

第7章 飞机推进系统各部件的匹配工作

第2章至第6章分析了进气道、压气机、主燃烧室、涡轮、混合器、加力燃烧室和喷管各部件的工作原理与特性。把这些部件顺序地组合在一起，就组成整个飞机推进系统；而除进气道外，将其他各部件顺序地组合在一起就组成一台涡轮风扇（或涡轮喷气）发动机。显然，飞机推进系统及发动机的工作和性能就与这些部件的相互匹配工作有关。本章主要分析在平衡工作状态（即发动机转速、空气流量及其他气流参数均不随时间而变化的状态）下涡轮风扇（或涡轮喷气）发动机各部件的匹配（共同）工作，在压气机通用特性线上确定发动机的共同工作线，找出发动机工作过程参数沿共同工作线的变化规律。在此基础上，讨论进气系统与发动机的匹配工作，为进一步研究发动机特性及正确使用发动机打下良好的基础。

7.1 几何不可调的涡扇发动机各部件的匹配工作

7.1.1 燃气发生器的匹配工作

在双转子涡扇（涡喷）发动机中，将高压压气机、主燃烧室和高压涡轮三大部件的组合体称作为燃气发生器，它是发动机中最重要的功能组件之一，通常称作为核心机，又称作为高压转子。

1. 匹配工作条件

燃气发生器在平衡工作状态下工作时，应满足下列条件：

（1）转速平衡

高压压气机与高压涡轮共轴，组成高压转子，所以有

$$n_{cH} = n_{TH} = n_H \quad (7-1a)$$

或

$$\frac{n_H}{\sqrt{T_4^*}} = \frac{n_H}{\sqrt{T_{2B}^*}} \cdot \sqrt{\frac{T_{2B}^*}{T_4^*}} \quad (7-1b)$$

（2）流量平衡

流过高压涡轮的燃气流量 W_{gI} 与流过高压压气机的空气流量 W_{aI} 之间的关系为

$$W_{gI} = W_{aI} + W_f - W_{col} \quad (7-2a)$$

式中， W_f 为在燃烧室中喷入的燃料流量（即耗油量）； W_{col} 为压气机的放气量和提取的空气流量等。

令 $\nu_{col} = W_{col}/W_{aI}$ ，则式（7-2a）变为

$$W_{gI} = W_{aI}(1 + f_b - \nu_{col}) \quad (7-2b)$$

（3）功率平衡

压气机所需的功率 P_{cH} 与涡轮提供的功率 P_{TH} 之间应满足如下关系：

$$P_{CH} = P_{TH} \cdot \eta_{mH} \quad (7-3a)$$

式中, η_{mH} 为高压转子的机械效率。通常 $\eta_{mH} = 0.98 \sim 0.99$, 可视为常数。

用压气机功 l_{cH} 和涡轮功 l_{TH} 表示, 则式 (7-3a) 可写为

$$l_{cH} = (1 + f_b - \nu_{col}) \cdot l_{TH} \cdot \eta_{mH} \quad (7-3b)$$

(4) 压力平衡

燃气发生器各截面之间的压力应满足下列关系:

$$\left. \begin{aligned} p_3^*/p_{2B}^* &= \pi_{cH} \\ p_4^*/p_3^* &= \sigma_b \\ p_4^*/p_{4B}^* &= \pi_{TH} \end{aligned} \right\} \quad (7-4)$$

燃气发生器在任一平衡工作状态下工作时, 必须同时满足上述四个匹配工作条件。

2. 等温比 ($T_4^*/T_{2B}^* = \text{const}$) 线在高压压气机通用特性图上的表示

通常在高压压气机和高压涡轮的通用特性图上来研究燃气发生器的匹配工作。

高压压气机的通用特性可表示为

$$\left. \begin{aligned} \pi_{cH} &= f_1(\bar{n}_{Hcor}, q(\lambda_{2B})) \\ \eta_{cH} &= f_2(\bar{n}_{Hcor}, q(\lambda_{2B})) \end{aligned} \right\}$$

式中: \bar{n}_{Hcor} 为高压转子的相对换算转速, 即

$$\bar{n}_{Hcor} = \frac{n_H}{n_{Hd}} \sqrt{\frac{T_{2Bd}^*}{T_{2B}^*}} = \bar{n}_H \sqrt{\frac{T_{2Bd}^*}{T_{2B}^*}}$$

高压涡轮的通用特性可表示为

$$\left. \begin{aligned} \eta_{TH} &= f_3(n_H/\sqrt{T_4^*}, \pi_{TH}) \\ \frac{W_{gl}\sqrt{T_4^*}}{p_4^*} &= f_4(n_H/\sqrt{T_4^*}, \pi_{TH}) \end{aligned} \right\}$$

或

$$\left. \begin{aligned} \eta_{TH} &= f_3(\overline{n_H/\sqrt{T_4^*}}, \pi_{TH}) \\ q(\lambda_{nbH}) &= f_4(\overline{n_H/\sqrt{T_4^*}}, \pi_{TH}) \end{aligned} \right\}$$

式中:

$$\overline{n_H/\sqrt{T_4^*}} = \frac{n_H/\sqrt{T_4^*}}{(n_H/\sqrt{T_4^*})_d} = \bar{n}_H \sqrt{\frac{T_{4d}^*}{T_4^*}} = \bar{n}_{Hcor} \sqrt{\frac{T_{2B}^*}{T_4^*}} \cdot \sqrt{\frac{T_{4d}^*}{T_{2Bd}^*}} = \text{const} \cdot \bar{n}_{Hcor} \sqrt{\frac{T_{2B}^*}{T_4^*}}$$

高压涡轮导向器最小截面的相对密流 $q(\lambda_{nbH})$ 可由计算该截面的流量公式得到, 即

$$q(\lambda_{nbH}) = \frac{1}{K'_m \sigma_{nbH} A_{nbH}} \frac{W_{gI} \sqrt{T_4^*}}{p_4^*} = const \cdot \frac{W_{gI} \sqrt{T_4^*}}{p_4^*}$$

将高压涡轮导向器最小截面的燃气流量 W_{gI} 的计算式和高压压气机进口截面空气流量 W_{aI} 的计算式代入式 (7-2b) 可得

$$\frac{\pi_{cH}}{q(\lambda_{2B})} = A \sqrt{\frac{T_4^*}{T_{2B}^*}} \quad (7-5)$$

式中, $A = \frac{(1 + f_b - \nu_{col}) K_m A_{2B}}{K'_m \sigma_b \sigma_{nbH} A_{nbH} q(\lambda_{nbH})}$, 可以近似认为 $f_b \approx \nu_{col}$ 、 σ_b 、 σ_{nbH} 都为常数。对于几

何面积不可调的燃气发生器来说, 当高压涡轮导向器处于临界或超临界工作状态时, $q(\lambda_{nbH}) = 1.0$, 则 $A = const$ 。

根据流量平衡方程式 (7-5), 可以在高压压气机通用特性图上作出等温比 ($T_4^*/T_{2B}^* = const$) 线, 如图 7-1 所示。在 A 等于常数的条件下, $T_4^*/T_{2B}^* = const$ 线是一组通过坐标原点、斜率为 $A \sqrt{T_4^*/T_{2B}^*}$ 的直线。 T_4^*/T_{2B}^* 值愈大, 等温比线斜率愈大, 这时压气机的工作点沿等换算转速线向不稳定工作边界 (喘振边界) 移动。可见, T_4^*/T_{2B}^* 具有与关小压气机后节气门相同的效应, 通常把它比拟为压气机的热节流。只有当 \bar{n}_{Hcor} 较小, π_{cH} 很低, $q(\lambda_{nbH})$ 不再为常数 (高压涡轮导向器处于亚临界工作状态), 并随 \bar{n}_{Hcor} 的降低而减小时, 由于 A 值的增大, 导致随着 \bar{n}_{Hcor} 减小时, $q(\lambda_{2B})$ 减小得比 π_{cH} 减小的快, 结果使得等温比线组向上弯曲, 并交汇于 $\pi_{cH} = 1.0$ 的点。

3. 燃气发生器的匹配工作方程

将 l_{cH} 与 l_{TH} 的计算式代入式 (7-3b) 中, 并令 $e_{cH} = \pi_{cH}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$, $e_{TH} = \pi_{TH}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$, 得

$$c_p T_{2B}^* (e_{cH} - 1) / \eta_{cH} = (1 + f_b - \nu_{col}) \eta_{mH} \cdot c_p' T_4^* \left(1 - \frac{1}{e_{TH}} \right) \eta_{TH}$$

经整理得

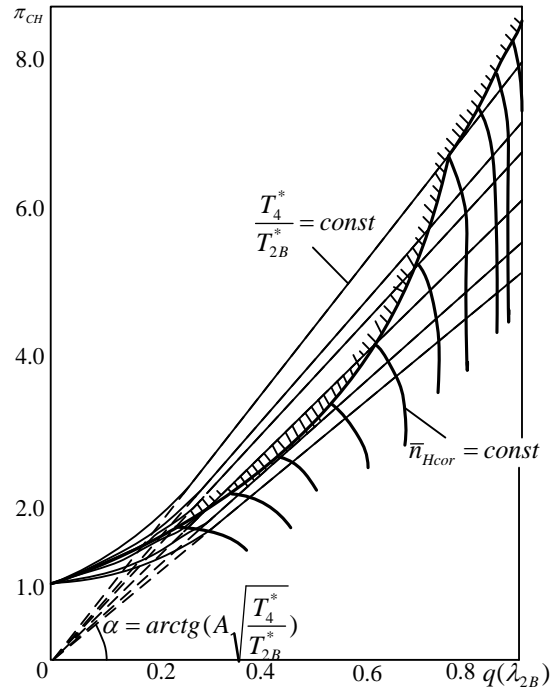


图 7-1 等温比线在高压压气机特性图上的表示

$$\frac{e_{cH} - 1}{\eta_{cH}} = C \cdot \frac{T_4^*}{T_{2B}^*} \left(1 - \frac{1}{e_{TH}} \right) \eta_{TH} \quad (7-6)$$

式中, $C = \frac{c_p'}{c_p} (1 + f_b - \nu_{col}) \eta_{mH}$, 为常数。

将式 (7-5) 代入式 (7-6), 可得燃气发生器的匹配工作方程为

$$\frac{q(\lambda_{2B})}{\pi_{cH}} \sqrt{\frac{e_{cH} - 1}{\eta_{cH}}} = \frac{\sqrt{C}}{A} \sqrt{\left(1 - \frac{1}{e_{TH}} \right) \eta_{TH}} \quad (7-7)$$

方程 (7-7) 的左端为高压压气机特性线上任一点的参数, 右端为该点对应的高压涡轮参数, 实际上在方程中还隐含了燃烧室的参数, 这就说明了在平衡状态下, 燃气发生器各部件都有对应的匹配工作状态。

一般情况下, 涡轮的效率相对变化不大, 近似分析时可视为常数, 并且设高压涡轮导向器处于临界或超临界工作状态。所以, 燃气发生器的匹配工作方程可简化为

$$\frac{q(\lambda_{2B})}{\pi_{cH}} \sqrt{\frac{e_{cH} - 1}{\eta_{cH}}} = \text{const} \sqrt{1 - \frac{1}{e_{TH}}} \quad (7-8)$$

利用该式, 可以在高压压气机特性线上作出一系列不同 π_{TH} 所对应的燃气发生器的共同工作线, 如图 7-2 所示。可见, 在任意一条相对换算转速线 ($\bar{n}_{Hcor} = \text{const}$ 线) 上, 燃气发生器的共同工作点向喘振边界靠近时, π_{TH} 减小, T_4^*/T_{2B}^* 增大。其物理意义是, 若外界条件一定 ($T_H^* = \text{const}$), 减小 π_{TH} , 势必使高压涡轮功下降, 为了保持转速不变, 必须提高涡轮前燃气温度 T_4^* 。 T_4^* 增高后, 迫使燃气流量 W_{gI} 减小, 根据流量平衡, 流过压气机的空气流量 W_{aI} 也相应地

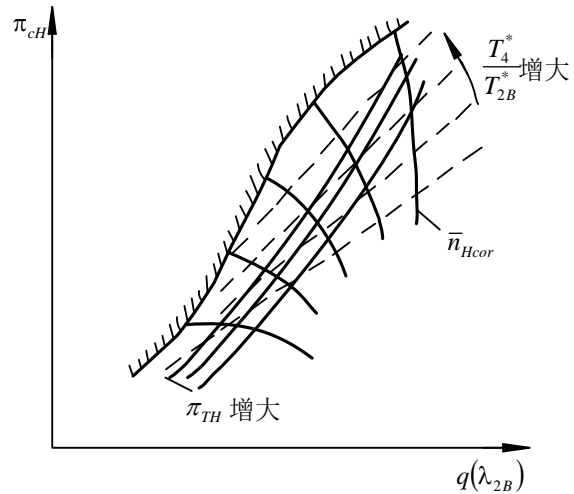


图 7-2 $\pi_{TH} = \text{const}$ 线在高压压气机特性图上的表示

减小, 这相当于在压气机单独试验时关小节气门的情况, 因此共同工作点向不稳定工作边界靠近。今后用高压压气机特性线来研究燃气发生器和发动机的匹配工作时, 无论压气机特性线上是否画有 $T_4^*/T_{2B}^* = \text{const}$ 线和 $\pi_{TH} = \text{const}$ 线, 上述结论都是正确的。

由以上的分析可知, 通过改变 π_{TH} , 可以实现燃气发生器共同工作点的任意转移。而在涡扇 (涡喷) 发动机中, 燃气发生器的 π_{TH} 并不是能任意变化的, 而是由燃气发生器与其下游的低压涡轮导向器的匹配工作来确定的。

4. 燃气发生器与低压涡轮导向器的匹配工作

燃气发生器与低压涡轮导向器的匹配工作条件是流量平衡, 即通过高压涡轮的燃气流量等于通过低压涡轮的燃气流量。其具体表达式为

$$K_m' \frac{P_4^*}{\sqrt{T_4^*}} \sigma_{nbH} A_{nbH} q(\lambda_{nbH}) = K_m' \frac{P_{4B}^*}{\sqrt{T_{4B}^*}} \sigma_{nbL} A_{nbL} q(\lambda_{nbL})$$

因为 $\frac{T_4^*}{T_{4B}^*} = \left(\frac{p_4^*}{p_{4B}^*} \right)^{\frac{n'-1}{n'}} = \pi_{TH}^{\frac{n'-1}{n'}}$ ，其中 n' 为多变过程指数，所以

$$\pi_{TH} = \left[\frac{\sigma_{nbL} A_{nbL} q(\lambda_{nbL})}{\sigma_{nbH} A_{nbH} q(\lambda_{nbH})} \right]^{\frac{2n'}{n'+1}} \quad (7-9)$$

对于几何不可调的涡扇（涡喷）发动机， A_{nbH} 、 A_{nbL} 均为常数，而且高、低压涡轮导向器的总压恢复系数变化也都很小，可近似取为常数。这样， π_{TH} 的变化主要取决于 $q(\lambda_{nbH})$ 和 $q(\lambda_{nbL})$ 的变化，即取决于高、低压涡轮导向器所处的工作状态。

一般地，当发动机的增压比增大时，燃气的膨胀能力增强，高、低压涡轮导向器依次进入临界或超临界工作状态，对应的 $q(\lambda_{nbH})$ 、 $q(\lambda_{nbL})$ 和 π_{TH} 的变化如图 7-3 所示。可以看出，当低压涡轮导向器为亚临界状态时， π_{TH} 随着发动机增压比的增大而增大。但当低压涡轮导向器进入临界或超临界状态之后，由于 $q(\lambda_{nbH}) = 1.0$ 、 $q(\lambda_{nbL}) = 1.0$ ，所以 π_{TH} 保持为常数。通常，当发动机在最大状态（或较高转速状态）工作时，均可认为高、低压涡轮导向器处于临界或超临界工作状态，在分析问题时可认为 π_{TH} 保持为常数不变。

5. 燃气发生器共同工作线的确定及其变化

将 π_{TH} 的变化关系式（式（7-9））代入式（7-8），就可以得到燃气发生器的匹配工作方程。特别是对于高、低压涡轮导向器为临界或超临界状态的情况（这种情况是我们以后分析问题时常常遇到的）， $\pi_{TH} = \text{const}$ ，则有

$$\frac{q(\lambda_{2B})}{\pi_{cH}} \sqrt{\frac{e_{cH} - 1}{\eta_{cH}}} = D \quad (7-10)$$

式中：D 为常数，可由设计点的参数求得。

根据匹配工作方程式（7-10），采用试凑法就可以在高压压气机的通用特性图上确定出燃气发生器的共同工作线，如图 7-4 中的线“1”所示。

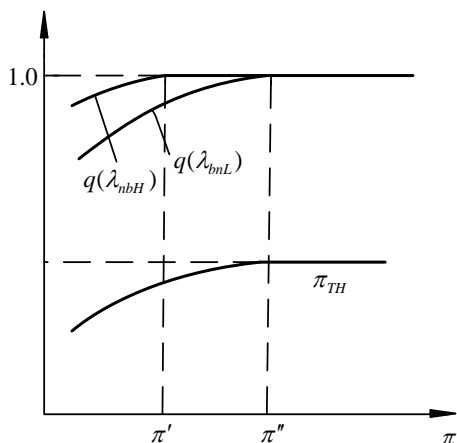


图 7-3 π_{TH} 与发动机增压比的关系曲线

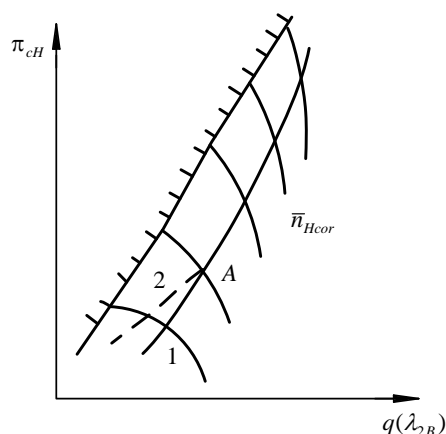


图 7-4 燃气发生器的共同工作线

实际上，在发动机工作过程中，燃气发生器的工作条件变化很大。为研究方便，把燃气发生器的工作条件分为两类典型情况。

一种情况是在空中飞行时，发动机在最大状态工作，发动机的增压比较高，高、低压涡轮导向器均处于临界或超临界工作状态， π_{TH} 为常数。此时，不论是 T_{2B}^* 还是 n_H 改变而引起 \bar{n}_{Hcor} 变化，共同工作点始终都在 $\pi_{TH} = \text{const}$ 的共同工作线上移动，如图 7-4 中的线“1”。

另一种情况是在地面工作时，共同工作点的变化是由 n_H 改变引起的。当缓收油门使 n_H 从最大转速降低时，开始阶段，转速较高，增压比较大， $\pi_{TH} = \text{const}$ ，共同工作点沿线“1”下移。当 n_H 降低到某一个转速值时（如图 7-4 中的 A 点），涡轮导向器开始处于亚临界工作状态， $\pi_{TH} \neq \text{const}$ 。随着 \bar{n}_{Hcor} 的降低， π_{TH} 减小，共同工作线偏离 $\pi_{TH} = \text{const}$ 的线（“1线”），向不稳定工作边界靠拢，如图 7-4 中的线“2”所示。

燃气发生器共同工作线在高压压气机特性线上的走向受高压压气机设计增压比 π_{cHd} 的影响。图 7-5 表示的是 π_{cHd} 分别为 12、6 和 3（对应图中的（a）、（b）和（c））的三种燃气发生器的共同工作线。由图可以看出，当 \bar{n}_{Hcor} 降低时，低 π_{cHd} 的燃气发生器的共同工作线远离不稳定工作边界；高 π_{cHd} 的共同工作线靠近不稳定工作边界；中等 π_{cHd} 的共同工作线大致与不稳定工作边界平行。之所以出现这种情况，是因为 π_{cHd} 不同，一方面高压压气机的特性不同（ π_{cHd} 越高，不稳定工作边界线及等 \bar{n}_{Hcor} 线越陡）；另一方面是匹配工作方程中 D_d 不同。其物理意义可以这样来理解，即 π_{cHd} 越高，非设计状态下，高压压气机前后各级不协调现象越严重， \bar{n}_{Hcor} 降低时，稳定工作裕度越小，易发生旋转失速和喘振现象。

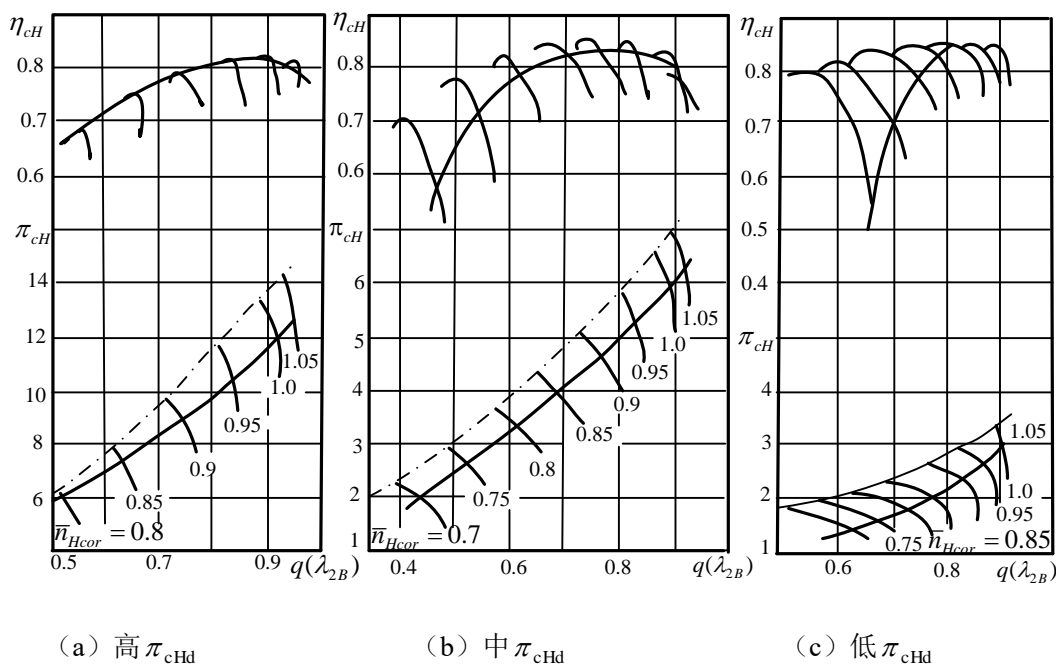


图 7-5 不同 π_{cHd} 下的燃气发生器的共同工作线

现役混合排气涡扇发动机的高压压气机设计增压比 π_{cHd} 通常大于 6，属中等以上范围。所以，当 \bar{n}_{Hcor} 降低时，其共同工作线有向不稳定工作边界靠拢的趋势，高压压气机的稳定工作裕度减小，因此都采取了防喘措施。

对于双转子涡喷发动机，其高压压气机设计增压比通常属于低 π_{cHd} 的范围。

7.1.2 低压压气机与低压涡轮的匹配工作

低压转子共同工作线的确定，要比高压转子的复杂得多。因为低压转子的匹配工作不仅要受到低压涡轮—尾喷管匹配工作的影响，而且还要受到混合器外涵进口气流参数及高压转子匹配工作的影响。

由于风扇出口的气流分成两股，分别流入发动机的内涵道和外涵道，而风扇出口内、外涵道的流通能力在非设计状态下有差别，决定于风扇下游的部件在非设计状态的流通能力。这就会造成风扇叶尖部分和叶根部分可能出现较大的性能差别。因此，在确定低压转子的共同工作线时，目前有两种处理方法：

(1) 把风扇分成内涵和外涵两个独立部分：外涵风扇部分和内涵部分（或称作为低压压气机），如图 7-6 所示。有的发动机，在低压轴上除了有低压压气机外，还有中压压气机，在这种情况下，往往把低压压气机和中压压气机合并在一起考虑，统称为低压压气机。风扇的内涵和外涵部分以边界流线 a—a 为界，在确定低压转子的共同工作线时，把这两部分看成两个完全独立的压气机，并在各自的特性图上确定其低压转子的共同工作线。当然，边界流线 a—a 是随工作状况的变化而改变的。

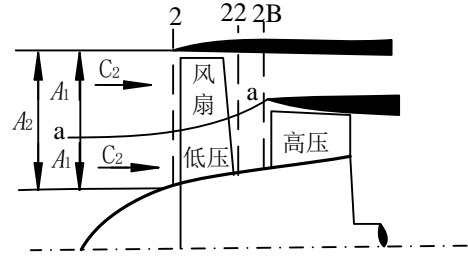


图 7-6 外涵风扇和低压压气机

(2) 把整个风扇（包括风扇的外涵部分和内涵部分）作为一个整体来考虑，使用一个特性图。就是说，把风扇下游内、外涵部件对风扇出口流通能力的影响综合起来，用一条低压转子的共同工作线表示在风扇特性图上。

显然，两种处理方法都有一定的近似性。对于混合排气涡扇发动机，尤其是具有共用加力燃烧室的混合排气涡扇发动机，其涵道比一般都比较低，研究其低压转子的匹配工作时，多采用第二种处理方法。

1. 匹配工作条件

低压压气机与低压涡轮在平衡工作状态下工作时，也应满足下列条件：

(1) 转速平衡

低压压气机与低压涡轮共轴，组成低压转子，所以有

$$n_{cL} = n_{TL} = n_L \quad (7-11)$$

或

$$\frac{n_L}{\sqrt{T_2^*}} = \frac{n_L}{\sqrt{T_{4B}^*}} \cdot \sqrt{\frac{T_{4B}^*}{T_2^*}} \quad (7-11a)$$

(2) 流量平衡

流过低压压气机的空气流量 W_a 与流过低压涡轮的燃气流量 W_{gI} 之间的关系为

$$W_{gI} = W_{aI} + W_f - W_{col} = W_{aI}(1 + f_b - \nu_{col})$$

将 $W_{aI} = \frac{W_a}{1+B}$ 代入上式，得

$$W_{gI} = \frac{W_a}{1+B}(1 + f_b - \nu_{col}) \quad (7-12)$$

(3) 功率平衡

$$(1+B)l_{cL} = (1+f_b - \nu_{col}) \cdot l_{TL} \cdot \eta_{mL} \quad (7-13)$$

(4) 压力平衡

$$p_{4B}^* = p_2^* \pi_{cL} \pi_{cH} \sigma_b / \pi_{TH} \quad (7-14)$$

2. 低压转子的匹配工作方程

与燃气发生器的匹配工作方程的建立相类似，由流量平衡条件可得

$$\frac{\pi_{cL}}{q(\lambda_2)} = A' \sqrt{\frac{T_4^*}{T_2^*}} \cdot \frac{1}{1+B} \cdot \frac{1}{\pi_{cH}} \quad (7-15)$$

式中，当高压涡轮导向器为临界或超临界状态时， A' 为常数。

由功率平衡条件可得

$$(1+B) \frac{e_{cL} - 1}{\eta_{cL}} = \text{const} \frac{T_{4B}^*}{T_2^*} \left(1 - \frac{1}{e_{TL}} \right) \eta_{TL} \quad (7-16)$$

式中， $T_{4B}^* = T_4^* [1 - (1 - \frac{1}{e_{TH}}) \eta_{TH}]$ ， $e_{cL} = \pi_{cL}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ ， $e_{TL} = \pi_{TL}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ 。

将式 (7-15) 与式 (7-16) 联立，可得到低压转子的匹配工作方程为

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_{cL} \pi_{cH}} \sqrt{\frac{e_{cL} - 1}{(1+B)\eta_{cL}}} = D' \sqrt{\left(1 - \frac{1}{e_{TL}} \right) \eta_{TL}} \quad (7-17)$$

其中，当高、低压涡轮导向器均为临界或超临界状态时， $\pi_{TH} = \text{const}$ ，所以 D' 也为常数。

从式 (7-17) 可以看出，低压转子的共同工作还要受到涵道比 B 和燃气发生器的工作状态（通过 π_{cH} 的变化表现出来）的影响，因此更为复杂。

涵道比和燃气发生器工作状态的影响作用可以通过式 (7-15) 来说明。在低压压气机特性图上，该式的左端表示工作点的斜率，可以看出，影响工作点位置的因素增加为三个，即 T_4^*/T_2^* 、 B 和 π_{cH} 。其中， T_4^*/T_2^* 的影响与燃气发生器中的 T_4^*/T_{2B}^* 作用一样，即热节流效应。由分析可知，当涵道比和 π_{cH} 增大时，使 $\pi_{cL}/q(\lambda_2)$ 减小，说明二者均起到了开大节气门，减轻节流的作用，反之，则是关小节气门，增强节流的作用。

下面根据低压涡轮与混合器、尾喷管的匹配工作，来确定低压涡轮落压比的变化规律，在此基础上，分析低压转子共同工作线的特点。

3. 低压涡轮落压比的变化规律

对于混合排气的涡扇发动机，由于在涡轮后有混合器（图 7-7），所以低压涡轮落压比的变化将与 π_{TH} 不同，要受到外涵道的影响。

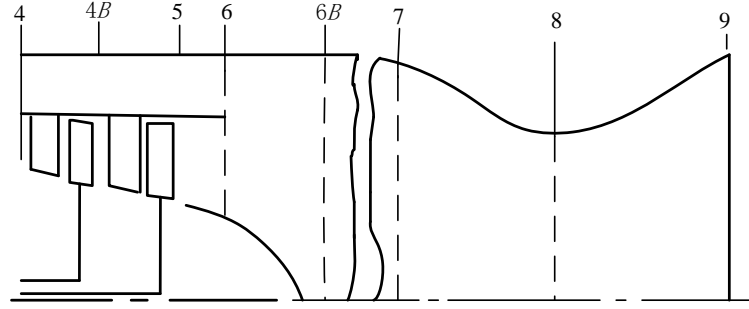


图 7-7 混合排气涡轮发动机高低压涡轮简图

在混合器与尾喷管之间应用流量连续方程，在加力燃烧室不工作的条件下，可推得

$$q(\lambda_{6B}) = \text{const} \frac{A_8}{A_{6B}} q(\lambda_8) \quad (7-18)$$

由上式可知，混合器出口流通能力与 $q(\lambda_8)$ 和喷管最小截面面积成正比。当喷管最小截面为临界流动状态时， $q(\lambda_8) = 1.0$ ，那么对于几何不可调的发动机，必有 $q(\lambda_{6B})$ 保持为常数。根据低压涡轮与混合器内涵进口的流量连续条件，并利用温度比与压力比之间的关系，可以得到

$$\pi_{TL} = \left[\frac{A_{6I} q(\lambda_{6I})}{\sigma_{nbL} A_{nbL} q(\lambda_{nbL})} \right]^{\frac{2n'}{n'+1}} \quad (7-19)$$

由上式可以看出，当低压涡轮导向器处于临界或超临界工作状态时， π_{TL} 的变化情形取决于 $q(\lambda_{6I})$ 的变化。图 7-8 表示了高压压气机增压比对 λ_{6II} 、 π_{TL} 、 B 等参数的影响。可见， π_{TL} 并不是固定不变的，而是随着 π_{cH} 的增大而增大，减小而减小。

这是因为，当发动机转速降低时，高压压气机的增压比减小，在 $\pi_{cH} > \pi'_{cH}$ （ π'_{cH} —尾喷管最小截面为临界流动状态时所对应的高压压气机增压比）的范围内（见图 7-8），尾喷管最小截面为临界或超临界流动状态，所以 λ_{6B} 保持为常数。而随着 π_{cH} 的减小，对内涵节流，因此，相对来说，外涵的流通能力增大，内涵的流通能力减弱，所以涵道比增大。在混合器出口流通能力不变的条件下（ $q(\lambda_{6B}) = \text{const}$ ），外涵流通能力增大，势必使混合器进口内涵部分的流通能力，即 $q(\lambda_{6I})$ 减小，所以 λ_{6II} 增大，而 λ_{6I} 则减小。由式（7-19）可知， $q(\lambda_{6I})$ 减小使得 π_{TL} 随之减小。

总之，在尾喷管最小截面为临界状态时， π_{TL} 、 B 及混合器参数的变化规律取决于 π_{cH} ，而不管引起 π_{cH} 变化的具体原因是什么（发动机工作状态或飞行状态变化）。

当尾喷管最小截面处于亚临界工作状态时，涡轮落压比及上述其他参数的变化规律与飞行条件有关。在图 7-8 中，当 $\pi_{cH} < \pi'_{cH}$ 时，参数变化规律适用于飞行条件一定而物理转速变化的情况。例如，地面缓收油门， n_H 、 n_L 降低， π_{cH} 减小，使混合器出口的 λ_{6B} 减小，从而使 λ_{6II} 由增加转为降低， λ_{6I} 比 $\lambda_{6B} = \text{const}$ 时降低得更快，因而 π_{TL} 也减小得更快， B 也由增大转为减小。而在空中飞行时，随着 M_0 增大或 H 降低，尾喷管降压比增大，使 λ_{6B} 随 λ_8 的增大而增大（注意，此时 π_{cH} 是减小的），最终使得 π_{TL} 和 B 增大。

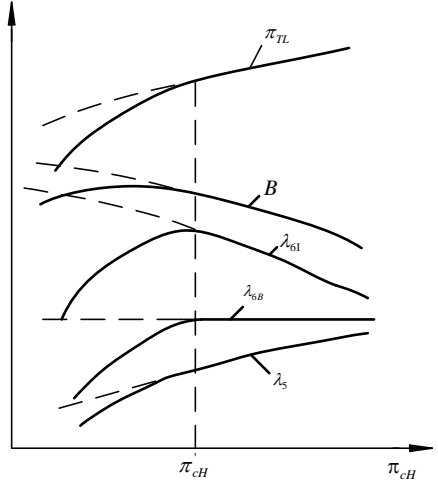


图 7-8 π_{TL} 、 B 及混合器参数随 π_{cH} 的变化情形（ M_0 、 H 一定）

对于双转子涡喷发动机，涡轮后没有混合器，可直接由低压涡轮与喷管的流量连续得

$$\pi_{TL} = \left[\frac{\sigma_{nz}'' A_8 q(\lambda_8)}{\sigma_{nbL} A_{nbL} q(\lambda_{nbL})} \right]^{\frac{n'}{n'+1}} \quad (7-20)$$

可见，几何不可调时， A_{nbL} 、 A_8 均为常数， σ_{nbL} 、 σ_{nz}'' 变化也很小，所以 π_{TL} 的变化取决于低压涡轮导向器和尾喷管的工作状态。显然，当低压涡轮导向器为临界或超临界状态，尾喷管最小截面为临界或超临界状态时， π_{TL} 始终保持为常数，并不受发动机增压比的影响。若低压涡轮导向器、喷管最小截面为亚临界状态，则 π_{TL} 要受到发动机增压比的影响，规律与 π_{TH} 的变化相同。

同样，对于分开排气的涡扇发动机，由于也没有混合器， π_{TL} 的变化特点与双转子涡喷发动机的相同。

4. 低压转子的共同工作线

在确定了 π_{TL} 的变化规律后，由低压转子的匹配工作方程式（7-17），即可在低压压气机（风扇）特性线上确定出共同工作线。混排涡扇发动机的低压转子共同工作线如图 7-9 中的线“3”所示。

对于双转子涡喷发动机， $B=0$ ，由式（7-17）则可得到低压转子的匹配工作方程，即

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_{cL} \pi_{cH}} \cdot \sqrt{\frac{e_{cL}-1}{\eta_{cL}}} = D \sqrt{\left(1 - \frac{1}{e_{TL}}\right) \eta_{TL}} \quad (7-21)$$

a)

当低压涡轮导向器为临界或超临界工作状态、尾喷管最小截面为临界状态时， π_{TL} 为常数，所以匹配工作方程可写成

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_{cL} \pi_{cH}} \cdot \sqrt{\frac{e_{cL}-1}{\eta_{cL}}} = \text{const} \quad (7-21b)$$

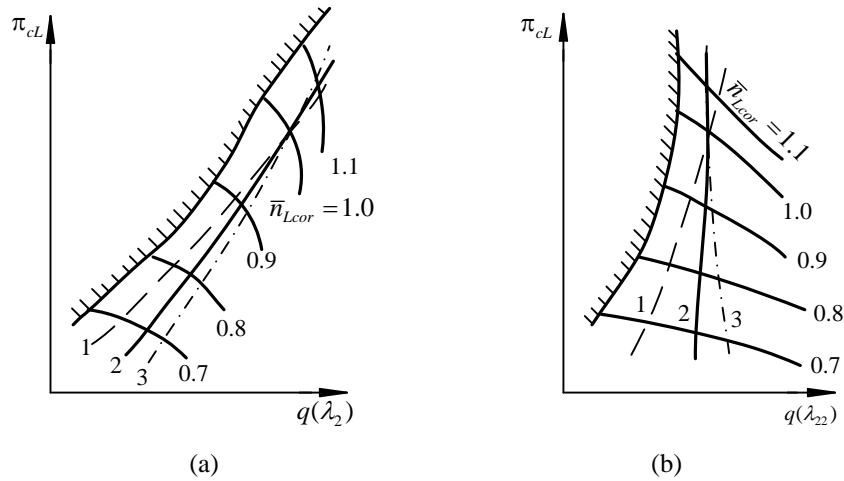


图 7-9 低压转子的共同工作线

对于分开排气涡扇发动机来说，当内、外涵尾喷管处于临界或超临界工作状态时，其低压转子的匹配工作方程为

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_{cL}\pi_{cH}} \cdot \sqrt{\frac{e_{cL}-1}{(1+B)\eta_{cL}}} = const \quad (7-22)$$

假定这三种发动机的压气机特性及设计点参数相同，尾喷管均处于临界或超临界工作状态。当飞行条件变化使 T_2^* 增高时，低压转子的相对换算转速 $\bar{n}_{Lcor} = \frac{n_L}{n_{Ld}} \sqrt{\frac{288}{T_2^*}} = \bar{n}_L \sqrt{\frac{288}{T_2^*}}$ 就要降低。如果仅就低压压气机特性而言，因其设计增压比低，共同工作线应远离喘振边界；但是， \bar{n}_{Lcor} 降低使高压转子的相对换算转速 \bar{n}_{Hcor} 也降低。因此，流过发动机的换算流量 W_{acor} 或 $q(\lambda_2)$ 的减小，不仅是由于 π_{cL} 的减小，而且也是由于 π_{cH} 减小的结果。这样低压压气机进口的换算流量，比不考虑高压转子的影响时要减小得多，低压压气机各级进口气流冲角也增大得多，其影响程度要大于上述由于设计增压比低而共同工作点远离不稳定工作边界的程度，因此，随着 \bar{n}_{Lcor} 的降低，低压转子的共同工作线趋近不稳定工作边界，当 \bar{n}_{Lcor} 值较小时， π_{cH} 也较小，其影响程度减弱，共同工作线有远离不稳定工作边界的趋势。图 7-9

(a) 中的曲线“1”就是按方程 (7-21b)，仅考虑高压转子影响的双转子涡喷发动机低压转子的共同工作线。

对于分开排气涡扇发动机，还要考虑涵道比 B 的影响。当 \bar{n}_{Lcor} 降低时， \bar{n}_{Hcor} 也要降低，使 π_{cH} 减小，因此 B 是增大的。与双转子涡喷发动机相比，相当于在低压压气机后面开了个放气口，使得分排涡扇发动机低压转子的共同工作线比起涡喷发动机的共同工作线要远离不稳定工作边界一些（如图 7-9 (a) 中的曲线“2”）。

对于混合排气涡扇发动机，随着高压压气机增压比 π_{cH} 的减小， λ_{6II} 增大， $q(\lambda_{6II})$ 随之增大，使得 B 值增大的程度大于分排涡扇发动机的 B 值增大的程度，因此，混合排气涡扇发动机低压转子的共同工作线更远离不稳定工作边界（图 7-9 (a) 中的曲线“3”）。

在用低压压气机（风扇）出口相对密流 $q(\lambda_{22})$ 表示的低压压气机特性图上的三种发动机低压转子的共同工作线如图 7-9 (b) 所示，这三种发动机低压转子共同工作线走向的相对位置与图 7-9 (a) 中的相同。

混排涡轮风扇发动机低压转子匹配工作方程中的 π_{TL} 不是独立的，它与方程中的 π_{cH} 有联系。由图 7-8 可知， π_{cH} 降低，使 π_{TL} 降低，不管是保持 $n_L = \text{const}$ 还是 $n_H = \text{const}$ ，通过功平衡关系分析，最终都导致 n_H/n_L 增大，相当于风扇后内涵流通能力增大，因而，低压转子的共同工作线远离不稳定工作边界。反之， π_{TL} 增大，使低压转子共同工作线靠近不稳定工作边界。

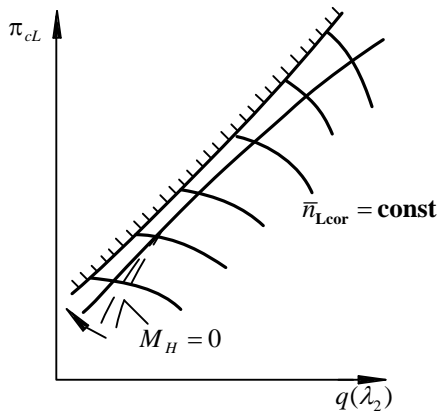


图 7-10 双转子涡喷发动机低压图转子

共同工作线

下面来分析尾喷管最小截面处于亚临界工作状态时，低压转子共同工作线的特点。

当在地面试车，用慢收油门降低物理转速的方法使 \bar{n}_{Lcor} 减小时，只要尾喷管最小截面仍处于临界工作状态，则低压转子共同工作点仍在上述确定的共同工作线上移动。当 \bar{n}_{Lcor} 下降到某一值而使尾喷管最小截面处于亚临界工作状态时，在该 \bar{n}_{Lcor} 值下，与尾喷管最小截面处于临界工作状态相比，由图 7-8 可以看出，此时 π_{TL} 和 B 均比临界工作状态时的低。由于 π_{TL} 降低，使低压转子转速下降，为保持 n_L 不变，以保持该 \bar{n}_{Lcor} 值不变，则必须提高 T_4^* （ T_{4B}^* 因之提高），高压转子转速因而增大，低压压气机后内涵部分流通能力增大，如果不考虑 B 的影响，则在该 \bar{n}_{Lcor} 值下低压转子共同工作点应远离不稳定工作边界。事实上，因 B 值比尾喷管最小截面处于临界状态时的低，说明低压压气机后外涵部分的流通能力减小，它使得低压转子共同工作点靠近不稳定工作边界。可以看出，此时 π_{TL} 和 B 对低压转子共同工作点的影响是矛盾的。根据辩证法，事物的性质是由矛盾的主要方面来决定的。对于双转子涡喷发动机来说， $B=0$ ，主要矛盾方面是 π_{TL} ，所以在尾喷管处于亚临界工作状态时，随着 \bar{n}_{Lcor} 的降低，其低压转子共同工作线远离不稳定工作边界（图 7-10 中 $M_H=0$ 对应的这条虚线）。随着飞行 M 数 M_H 的增大，进气道的冲压比增大，发动机的增压比增大，使得尾喷管降压比增大， $q(\lambda_8)$ 增大，由式 (7-20) 可知， π_{TL} 增大，使低压转子转速上升，为保持 n_L 不变，则必须降低 T_4^* ，高压转子转速减小，高压压气机对低压压气机起节流作用，因此，低压转子共同工作线靠近不稳定工作边界，且在某一飞行 M_H 下与临界状态的共同工作线（图 7-10 中的实线）相重合。

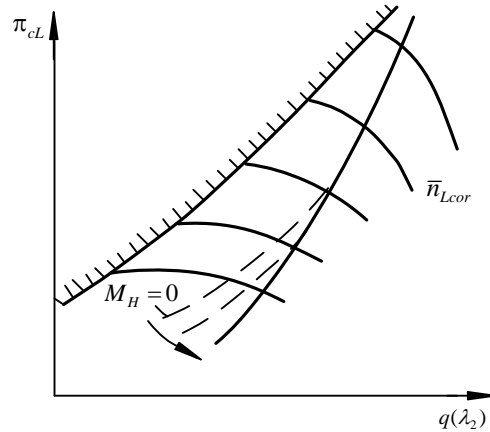


图 7-11 混排涡扇发动机 $B_d > 0.4 \sim 0.5$

低压转子共同工作线

对于混排涡扇发动机来说，参考文献[4]在涉及尾喷管最小截面面积改变对低压转子共同工作线影响的论述中，指出设计涵道比 $B_d > 0.4 \sim 0.5$ 时， B 是矛盾的主要方面。此时，随着 \bar{n}_{Lcor} 的下降，由于涵道比 B 减小，低压压气机后外涵部分的流通能力减小，使低压转子共同工作线向不稳定工作边界靠拢（图 7-11 中的虚线），且随着 M_H 的增大，低压转子共同工作线远离不稳定工作边界，在某一 M_H 值下与临界状态的共同工作线（图 7-11 中的实线）相重合。

7.1.3 发动机工作过程参数沿共同工作线的变化情形

决定发动机工作过程的一些主要参数，如发动机增压比 $\pi (= \pi_v \cdot \pi_c)$ 、加热比 $\Delta (= T_4^*/T_H)$ 、涵道比 B 及主要部件的效率等，称为工作过程的参数。它们决定着发动机的性能参数，所以掌握它们在非设计状态下的变化规律对于分析发动机性能是很重要的。

发动机的共同工作线确定后，共同工作点在共同工作线上的移动由相对换算转速来决定，从而可确定工作过程参数沿共同工作线的变化规律。而相对换算转速的变化又取决于物理转速和压气机进口的气流总温，下面分两种情况进行分析。

1. 外界条件一定（ T_H^* 一定），物理转速发生变化

例如，在地面缓收油门使 n_H 、 n_L 降低就是此种情况。此时， \bar{n}_{Lcor} 和 \bar{n}_{Hcor} 都降低，在尾喷管最小截面处于临界工作状态时，高、低压转子共同工作点沿高、低压涡轮导向器最小截面和尾喷管最小截面处于临界状态时所确定的共同工作线移动（如图 7-4、7-11 所示）。当 \bar{n}_{Lcor} 较小时，低压转子共同工作点沿图 7-11 中 $M_H = 0$ 线移动；当 \bar{n}_{Lcor} 更小时，高压转子共同工作点也沿图 7-4 中的线“2”移动，由此可得到发动机的工作过程参数沿共同工作线的变化规律。

1) 压气机组参数

根据 \bar{n}_{Lcor} 和 \bar{n}_{Hcor} 的变化，可确定压气机组参数

随换算转速的变化，图 7-12 给出的是 $\overline{q(\lambda_2)} = \frac{q(\lambda_2)}{q(\lambda_2)_d}$

（以下的 $\bar{\pi}_c$ 等都表示该参数与其设计值之比）随

\bar{n}_{Lcor} 的变化规律。由图可见，随着 \bar{n}_{Lcor} 的减小， $\overline{q(\lambda_2)}$

减小，但当 $\bar{n}_{Lcor} < \bar{n}_{Lcor}'$ （ \bar{n}_{Lcor}' —尾喷管最小截面开始

处于亚临界工作状态的低压转子相对换算转速）后，因尾喷管最小截面处于亚临界工作状态， $q(\lambda_2)$ 随 \bar{n}_{Lcor} 减小得更快。图中还用点划线表示出了具有相同内涵参数的双转子涡喷发动机的

$q(\lambda_2)$ 随 \bar{n}_{Lcor} 的变化规律。可以看出，在相同的 \bar{n}_{Lcor} 下，混排涡扇发动机的 $q(\lambda_2)$ 比双转子涡喷发动机的大。上述变化规律，可以用低压压气特性图上的低压转子共同工作线的走向来解释。

压气机总增压比为 $\pi_c = \pi_{cL} \cdot \pi_{cH}$ ，在地面缓收油门时， n_L 、 n_H 降低，使 π_{cL} 、 π_{cH} 都减小，所以，随 \bar{n}_{Lcor} 的减小，压气机增压比 π_c 减小。当尾喷管最小截面处于亚临界工作状

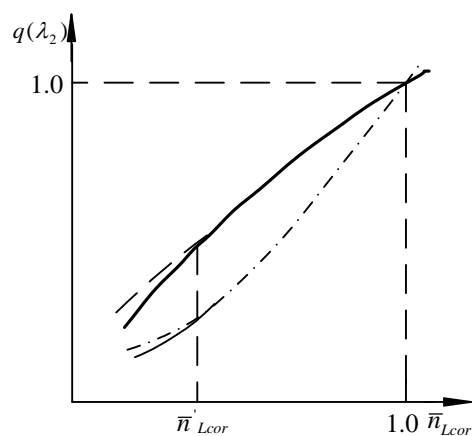


图 7-12 $q(\lambda_2)$ 与 \bar{n}_{Lcor} 的关系曲线

态后（设此时 π_{TH} 仍为常数）， π_{cL} 随 \bar{n}_{Lcor} 降低得要慢一些（由共同工作线决定）， π_c 因之下降得比前面慢一些。图 7-13 中描述了压气机增压比的这种变化规律（点划线表示双转子涡喷发动机）。

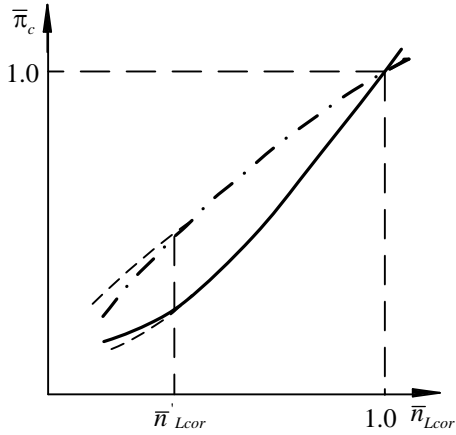


图 7-13 π_c 与 \bar{n}_{Lcor} 的关系曲线

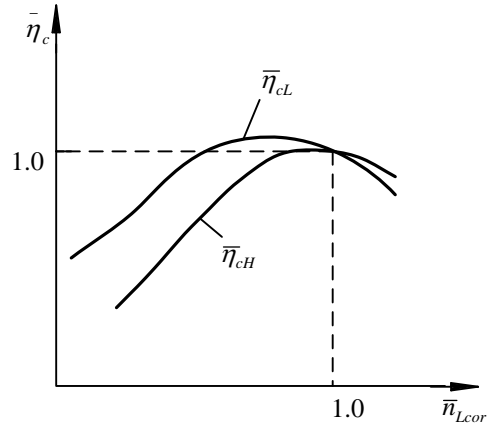


图 7-14 压气机效率与 \bar{n}_{Lcor} 的关系曲线

低、高压压气机的效率 η_{cL} 、 η_{cH} 随 \bar{n}_{Lcor} 的变化规律如图 7-14 所示。在大 \bar{n}_{Lcor} 时，由于低、高压压气机进口气流的相对 M 数 $M_{w①}$ 较大，摩擦与激波损失较大， η_{cL} 、 η_{cH} 较低；在设计 \bar{n}_{Lcor} 下，相对速度进气方向与设计方向一致，无激波和分离损失， η_{cL} 、 η_{cH} 达到最高值；随着 \bar{n}_{Lcor} 的降低，低、高压压气机进口气流的相对 M 数 $M_{w①}$ 降低，虽然摩擦与激波损失减小，但因相对速度进气方向偏离设计状态而引起的分离损失增大，使 η_{cL} 、 η_{cH} 降低，其总的结果是使得随着 \bar{n}_{Lcor} 的降低， η_{cL} 与 η_{cH} 呈现先增大后减小的变化规律，压气机总效率 η_c 与 \bar{n}_{Lcor} 的关系与上述规律一样。

2) 涡轮组参数

在地面缓收油门时， π_{TL} 、 π_{TH} 及 $\pi_T = \pi_{TL} \cdot \pi_{TH}$ 随着 \bar{n}_{Lcor} 的变化规律如图 7-15 中的实线所示，其变化原因在前面的分析中已分别作了说明，在这里不再赘述。图中以点划线表示双转子涡喷发动机涡轮组参数的变化情况。

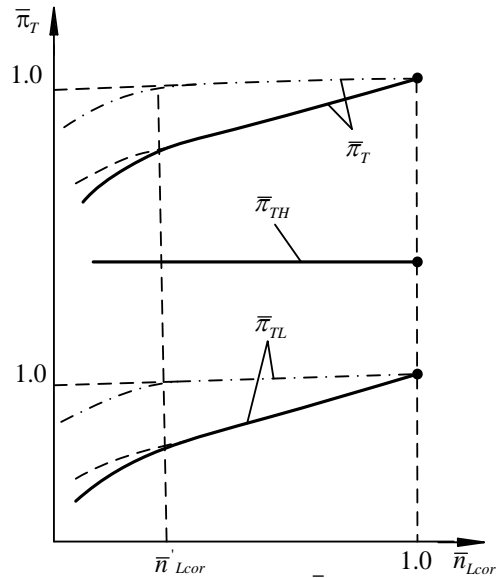


图 7-15 涡轮落压比与 \bar{n}_{Lcor} 的关系曲线

3) 涡轮前燃气温度 T_4^*

涡轮前燃气温度的变化取决于压气机与涡轮的功平衡关系，为分析方便，假定 $f_b \approx v_{col}$ 。

对于高压转子，其功平衡关系为

$$l_{cH} = l_{TH} \cdot \eta_{mH} = c_p' T_4^* \left(1 - \frac{1}{e_{TH}}\right) \eta_{TH} \eta_{mH} \quad (7-23a)$$

当高、低压涡轮导向器处于临界或超临界工作状态时， $\pi_{TH} = const$ ，并近似认为 η_{TH} 、 η_{mH} 为常数，则有

$$l_{cH} = \text{const} \cdot T_4^* \quad (7-23b)$$

对于低压转子，由功率平衡关系可得

$$(1+B)l_{cL} = l_{TL} \cdot \eta_{mL} = c_p' T_{4B}^* \left(1 - \frac{1}{e_{TL}}\right) \eta_{TL} \eta_{mL} \quad (7-24a)$$

在 π_{TH} 、 η_{TH} 为常数的条件下， $T_{4B}^* = \text{const} \cdot T_4^*$ ，所以有

$$(1+B)l_{cL} = \text{const} \cdot T_4^* \left(1 - \frac{1}{e_{TL}}\right) \quad (7-24b)$$

当缓收油门使 n_L 、 n_H 减小时，高、低压转子共同工作点沿共同工作线下移，高、低压压气机功都相应地减小。为保持功平衡，涡轮前燃气温度 T_4^* 随转速的减小而降低。 T_4^* 随 \bar{n}_{Hcor} 的变化情形如图 7-16 所示。值得注意的是，在转速较高的范围内，因 π_{TH} 保持为常数，由式 (7-23b) 可知， T_4^* 与 l_{cH} 成正比地减小。而在较低转速的范围内，由于压气机增压比较低，涡轮导向器进入亚临界工作状态，此时随着转速的降低， π_{TH} 减小，由式 (7-23a) 的分析可知， T_4^* 下降的程度变缓。

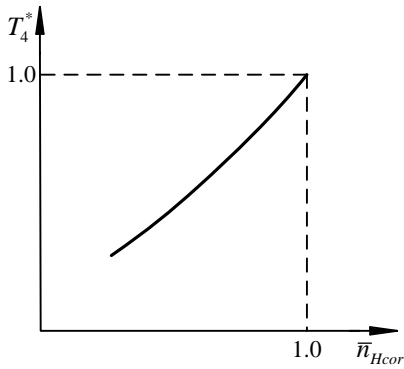


图 7-16 涡轮前燃气温度 T_4^* 与 \bar{n}_{Hcor} 的关系曲线

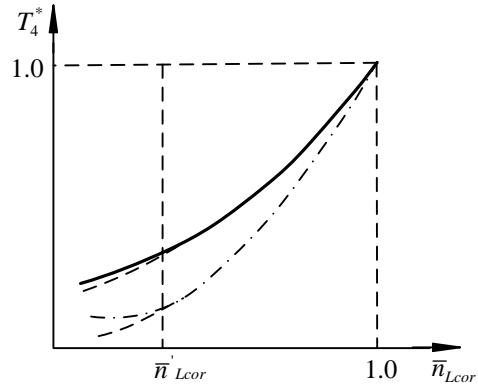


图 7-17 涡轮前燃气温度 T_4^* 与 \bar{n}_{Lcor} 的关系曲线

由于 \bar{n}_{Hcor} 与 \bar{n}_{Lcor} 有一一对应的关系，所以 T_4^* 随 \bar{n}_{Lcor} 的变化如图 7-17 中的实线所示。图中还以点划线表示了双转子涡喷发动机的 T_4^* 随 \bar{n}_{Lcor} 的变化。可见，涡扇发动机的 T_4^* 随 \bar{n}_{Lcor} 减小而下降的程度要小于涡喷发动机的，其原因主要是因为两者的 π_{TL} 变化不同。例如，当涡轮导向器和喷管最小截面为临界状态时，涡喷发动机的 π_{TL} 为常数，而涡扇的 π_{TL} 则要随转速的减小而减小，于是，对于相同的压气机功变化，由式 (7-24a) 可知，涡扇发动机 T_4^* 减小的程度要相对小一些。

当转速下降至小转速时，由于 π_{TL} 减小得很多，且 η_{TL} 、 η_{TH} 也都减小得较多，为满足功平衡关系， T_4^* 有可能还会有上升的趋势。

4) 转差率 S

高压转子转速与低压转子转速之比值，称为转差率，用符号 S 表示，即

$$S = \frac{n_H}{n_L} \quad (7-25)$$

在地面缓收油门时，高、低压转子转速 n_L 、 n_H 都将下降，但是二者下降的程度并不相同。下面以涡轮导向器和尾喷管最小截面处于临界状态为例来进行分析。对于相同的 T_4^* 减小量，由于 π_{TH} 为常数，而 π_{TL} 减小，所以高压涡轮功的减小程度显然要小于低压涡轮功减小的程度，另外，由于 π_{cH} 减小使涵道比 B 增大，由低压转子的功平衡关系式 (7-24b) 可知，带动低压压气机（风扇）的功相对增大许多。所以，在地面缓收油门时，高压转子转速减小的程度必然要小于低压转子转速减小的程度，结果是二者的比值是增大的。因此，转差率 S 随着发动机转速的减小而不断增大，如图 7-18 中的实线所示。双转子涡喷发动机的转差率也随转速的减小而增大，变化情况如图 7-18 中的点划线所示。由图可见，涡扇发动机转差率的增大幅度要比涡喷发动机的大。其主要原因是二者在三个方面有所不同，一是涡喷发动机无涵道比的影响，二是 π_{TL} 的变化情况不一样，三是高压压气机功随转速下降而减小的程度不同。

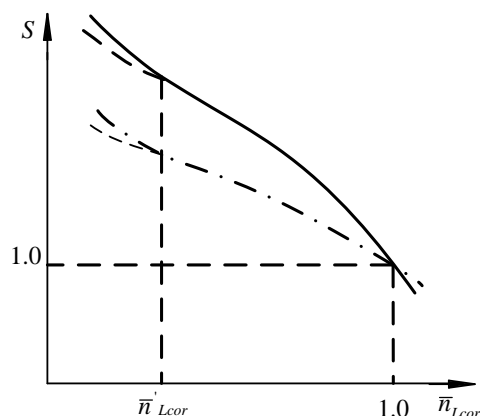


图 7-18 转差率 S 与 \bar{n}_{Lcor} 的关系曲线

2. 发动机状态不变，飞行条件 (M_H 、 H) 变化

当飞行条件变化时，压气机进口的总温 T_2^* 要发生变化，引起高、低压转子的换算转速变化，因而发动机的共同工作点也要发生相应的变化。在前面的分析中，通常假定在飞行中，高、低压涡轮导向器和尾喷管最小截面都处于临界工作状态，在这里也作同样假定。所以，当 T_2^* 变化时，发动机的共同工作点沿着在喷管和涡轮导向器最小截面均为临界状态条件下所确定的高、低压转子共同工作线移动，而且， π_{TL} 、 B 与 π_{cH} 的关系仍然有效。

飞行条件 (M_H 、 H) 变化时，发动机工作过程参数沿共同工作线的变化规律与发动机所采用的调节规律有关。对于几何不可调的发动机，所采用的一般都是单参数的调节规律，下面讨论采用以下调节规律的参数变化情况。

1) $n_L = \text{const}$

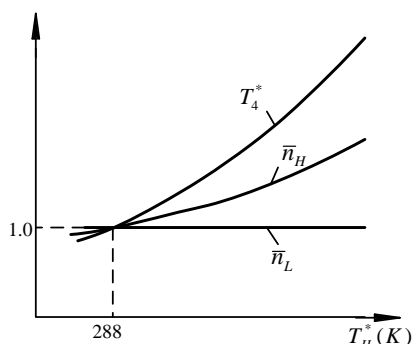


图 7-19 $n_L = \text{const}$ 时， n_H 和 T_4^* 随 T_H^* 的变化曲线

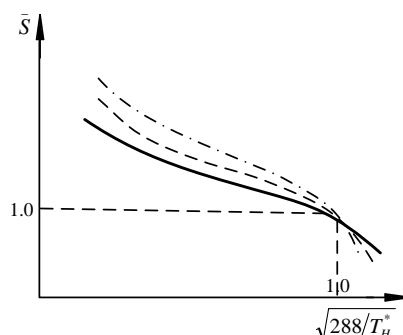


图 7-20 转差率 S 随 T_H^* 的变化曲线

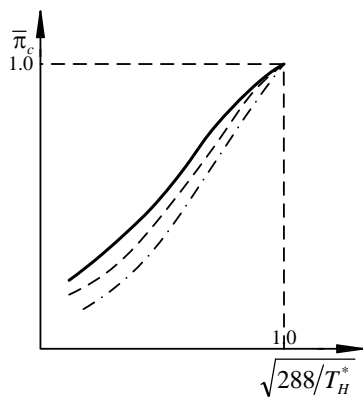


图 7-21 π_c 随 T_H^* 的变化曲线

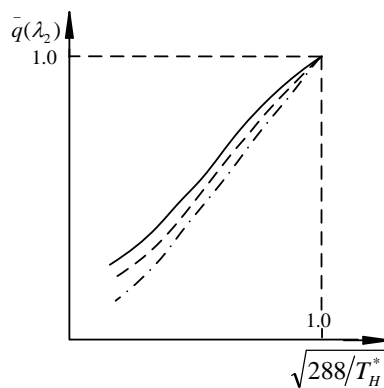


图 7-22 $q(\lambda_2)$ 随 T_H^* 的变化曲线

随着 T_H^* 的升高 (M_H 增大或 H 减小), 低压转子的相对换算转速 \bar{n}_{Lcor} 降低, 低压压气机出口气流总温 $T_{22}^*(=T_{2B}^*)$ 虽然由于 π_{cL} 的减小而降低, 但仍然随进口气流总温 $T_2^*(=T_H^*)$ 的升高而升高, 在 n_H 未改变以前, 高压转子的相对换算转速 \bar{n}_{Hcor} 降低, 使 π_{cH} 减小, 由图 7-8 可知, π_{TL} 减小, B 增大。于是, 从低压转子功平衡关系式 (7-24b) 可知, 为保持 n_L 始终为常数不变, 必须提高 $T_4^*(= \text{常数} \cdot T_{4B}^*)$, n_H 也因之增高。 T_4^* 随着 T_H^* 的变化如图 7-19 所示。转差率 S 的变化如图 7-20 中的实线所示。注意,

图 7-20 的横坐标用 $\sqrt{228/T_H^*} (= \bar{n}_{Lcor}/\bar{n}_L)$ 表示。

π_c 和 $q(\lambda_2)$ 与 $\sqrt{228/T_H^*} (= \bar{n}_{Lcor}/\bar{n}_L)$ 的关系如图 7-21、7-22 中的实线所示。其变化规律与图 7-12 及 7-13 中尾喷管最小截面处于临界状态下的没什么不同。

2) $n_H = \text{const}$

当 T_H^* 升高 (M_H 增大或 H 减小) 时, 如前所述, T_{2B}^* 随之升高, 在 $n_H = \text{const}$ 的条件下, \bar{n}_{Hcor} 因之降低。从高压转子功平衡关系式 (7-23b) 可知, T_4^* 与 l_{cH} 成正比变化。而 l_{cH} 沿高压转子共同工作线的变化取决于 π_{cHd} 的高低。在分析高压转子

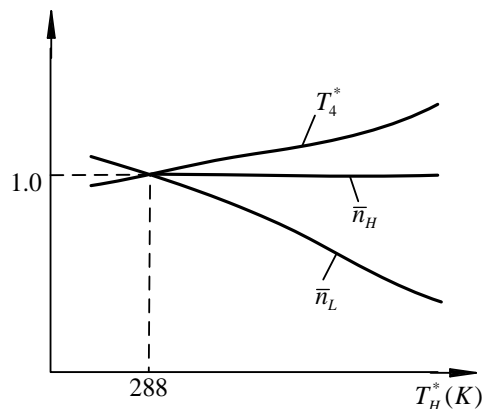


图 7-23 $n_H = \text{const}$ 时, n_L 和 T_4^* 随 T_H^* 的变化曲线

(燃气发生器) 的匹配工作时, 曾提及对于 $\pi_{cHd} > 6$ 的涡扇发动机, 其共同工作线在 \bar{n}_{Hcor} 降低时向不稳定工作边界靠拢。由压气机非设计状态分析的结论可知, 此时, 压气机前几级的流量系数 $\bar{c}_a < \bar{c}_{ad}$, 级压气机功 $l_{c, st}$ 增大, 后面级 $\bar{c}_a > \bar{c}_{ad}$, 级压气机功减小。而且由图 3-45 可知, 压气机前面流量系数 $\bar{c}_a < \bar{c}_{ad}$ 的级数大于后面流量系数 $\bar{c}_a > \bar{c}_{ad}$ 的级数, 故其总压气机功 $l_{cH} (= \sum l_{c, st})$ 因前面多数级级压气机功的增大而增大。因此, 随着 T_H^* 的升高, T_4^* 与 l_{cH} 成正比地增高, 见图 7-23。但与 $n_L = \text{const}$ 时相比, 其增高程度要小得多。

当 T_H^* 升高量相同时, 理论计算表明, 采用 $n_H = \text{const}$ 调节规律时的 $\bar{n}_{H\text{cor}}$ 降低量比采用 $n_L = \text{const}$ 调节规律时的大, 因而 π_{cH} 减小得多, 结果是使得 π_{TL} 减小得更多, B 也增大得更多。由低压转子的功平衡关系式 (7-24a) 可知, 虽说此时 T_4^* 要升高一些, 但 n_L 还是降低得较多, 见图 7-23。转差率随 T_H^* 升高而增大的程度比采用 $n_L = \text{const}$ 调节规律时的快一些, 见图 7-20 中的虚线。

由于 n_L 降低较多, 使得 $\bar{n}_{L\text{cor}}$ 随 T_H^* 升高而降低的程度比采用 $n_L = \text{const}$ 调节规律时的大得多, 因此, 压气机组参数 π_c 和 $q(\lambda_2)$ 也要减小得多一些, (见图 7-21、7-22 中的虚线)。

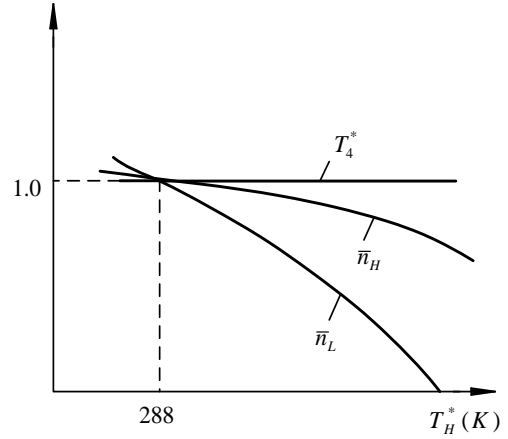


图 7-24 $T_4^* = \text{const}$ 时, n_L 和 n_H 随 T_H^* 的变化曲线

3) $T_4^* = \text{const}$

T_H^* 升高 (M_H 增大或 H 减小) 时, 由于保持 T_4^* 不变, 由前面的分析可知, 此时 n_L 、 n_H 都要降低。由于 π_{TL} 减小量和 B 增大量较其他两种调节规律的更大, 使 n_L 降低得更多, 其变化情形如图 7-24 所示。此时, 转差率随 T_H^* 升高而增大的程度比采用 $n_H = \text{const}$ 调节规律时的还要快些, 见图 7-20 中的点划线。

压气机组参数 π_c 和 $q(\lambda_2)$ 的变化, 显然要比采用 $n_H = \text{const}$ 调节规律时的快一些, 见图 7-21、7-22 中的点划线。

比较上述三种调节规律下参数的变化特点可以看出, 采用 $n_L = \text{const}$ 调节规律, T_4^* 随 T_H^* 的增大而迅速升高, 发动机易超温, 高压转子转速也较高, 因此, 发动机的热负荷及强度负荷都较高。而采用 $n_H = \text{const}$ 及 $T_4^* = \text{const}$ 的调节规律, 因前者 n_L 随 T_H^* 的增大而减小, 后者 n_L 、 n_H 都减小, 所以未充分发挥发动机的潜能。同时, 在较低的 T_H^* ($< 288\text{K}$) 情况下, 采用 $n_L = \text{const}$ 或 $n_H = \text{const}$ 调节规律还会引起 $\bar{n}_{L\text{cor}}$ 过分增大, 而使发动机稳定工作裕度减小 (见图 7-11)。因此, 在强度及稳定工作裕度允许的范围内, 要在所有的飞行条件下都能充分发挥发动机的性能, 必须采用组合调节规律。

4) 组合调节规律

对于几何面积不可调的不加力双转子涡扇发动机来说, 通常是根据 T_H^* 的变化, 采用分段调节规律。例如:

$$\begin{aligned} T_H^* \leq 288\text{K}, \quad \bar{n}_{L\text{cor}} &= \text{const}; \\ 288 < T_H^* \leq T_{H1}^*, \quad n_L &= \text{const}; \\ T_{H1}^* < T_H^* \leq T_{H2}^*, \quad n_H &= n_{H\text{max}} = \text{const}; \\ T_H^* > T_{H2}^*, \quad T_4^* &= T_{4\text{max}} = \text{const}. \end{aligned}$$

在此组合调节规律下, T_4^* 、 n_L 及 n_H 随 T_H^* 的升高而变化的情形如图 7-25 所示。在 $\bar{n}_{L\text{cor}} = \text{const}$ 的条件下, T_H^* 升高必须相应地增大 n_L , 因而 T_4^* 升高, n_H 也相应的增大。由图

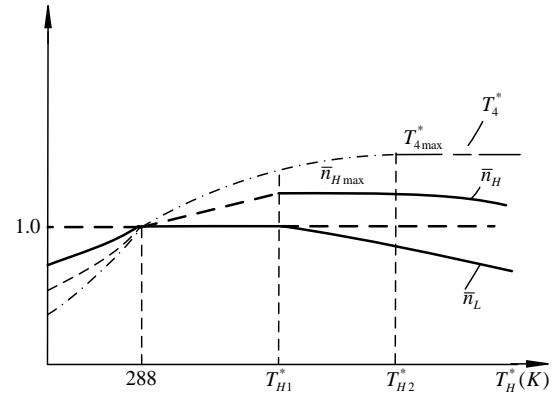


图 7-25 组合调节规律下, T_4^* 、 n_L 和 n_H 随 T_H^* 的变化曲线

可以看出, 此组合调节规律能够实现组合调节的目的。

上面分析的是当飞行条件变化时, 涡扇发动机工作过程参数的变化规律, 基本上适用于双转子涡喷发动机, 但要注意两点: 第一, 双转子涡喷发动机的 $B = 0$, 只要尾喷管最小截面处于临界或超临界工作状态时, $\pi_{TL} = \text{const}$; 第二, 高压压气机设计增压比较低, 属于低设计增压比的压气机, 因此当 \bar{n}_{Hcor} 降低时, l_{cH} 是减小的。注意到这两点, 就不难理解其以下特点:

(1) 采用 $n_L = \text{const}$ 调节规律时, 随着 T_H^* 的升高, 使发动机的换算转速降低, 压气机出现“前重后轻”的情况, 即低压压气机需要的功增大, 而高压压气机需要的功减小, 所以要求 T_4^* 升高, 以保持 n_L 不变, 但其升高程度比涡扇发动机的小, n_H 及转差率 S 的增大程度也要小一些;

(2) 采用 $n_H = \text{const}$ 调节规律时, 随着 T_H^* 的升高, T_4^* 是降低的, 而不是像涡扇发动机那样是升高的;

(3) 采用 $T_4^* = \text{const}$ 调节规律时, 随着 T_H^* 的升高, n_H 是升高的, 而不是像涡扇发动机那样是降低的。

7.2 几何可调节的涡扇发动机各部件的匹配工作

混合排气涡扇发动机有可能通过调节空气—燃气通道(如风扇进口导流叶片、压气机的静子叶片、涡轮导向器、尾喷管、混合器)截面及改变提取和放出的空气量等方法, 来获得发动机在非设计状态下的最佳特性。任一部件几何特性的变化, 都会影响到整台发动机的匹配工作, 工作过程参数要发生相应的变化。这是本节所要分析的主要问题。

空气—燃气通道截面的调节是由发动机自动控制系统按一定规律进行的, 所以本节先介绍发动机调节的一般概念。

7.2.1 发动机调节的概念

在飞行中, 飞机的飞行条件是经常变化的。由于飞行条件的变化, 发动机的共同工作点将会沿着共同工作线移动, 从而使发动机的工作状态发生相应的变化。例如, 飞行条件变化时, 发动机的转速和涡轮前燃气温度都要发生变化, 致使发动机不能保持所需要的工作状态, 甚至可能由于转速过大和涡轮前燃气温度过高, 而导致发动机损坏。因此, 在飞行条件变化时, 为了使发动机保持所需要的工作状态不变, 保证发动机安全可靠地工作, 必需及时地对发动机进行调节。

在使用过程中, 还需要适时地改变发动机的工作状态。工作状态的改变, 应根据对发动机工作的要求, 按照某一特定的规律来进行。例如, 发动机由最大工作状态转入巡航工作状态, 最好按照尽可能小的耗油率来进行调节; 发动机加速时, 为了使转速能尽快地上升, 应该按照在不喘振、不超温条件下的最大供油量进行调节。

由此可见, 发动机调节的目的是:

(1) 保证最有利地使用发动机。当发动机处于最大工作状态时, 应保证发动机发出在该工作状态下可能发出的最大推力; 当发动机处于巡航工作状态时, 应保证发动机具有尽可能小的耗油率, 具有好的经济性。

(2) 保证发动机工作安全可靠。在任何工作条件下, 都应保证发动机不过热、动力负荷不过大、进气道和压气机不喘振及燃烧室不熄火等。

(3) 保证发动机具有良好的起动性能和加速性能。

要达到上述调节目的, 必须解决以下三个问题:

(1) 合理选择被调参数

为了有效地控制发动机的工作状态, 应该在影响发动机工作状态及其性能的各个参数中, 选择一个或几个起主导作用的参数作为被调节的参数, 简称被调参数。

几何面积不可调的双转子涡扇发动机只有一个被调参数, 例如 n_L 或 (n_H 、 T_4^* 及 \bar{n}_{Lcor} 等)。能改变被调参数的作用量, 称为调节中介。例如, 能改变 n_L 等的作用量有主燃烧室供油量 W_f , 这里, W_f 就是调节中介。

几何面积可调的双转子涡扇发动机中, 一个调节截面 (例如 A_8), 可有两个被调参数 (例如 n 和 T_4^*) 和相应的两个调节中介 (例如 W_f 和 A_8), 依此类推。发动机加力时, 还需增加一个被调参数 (例如 T_{af}^*) 和一个调节中介 (例如 W_{faf})。

(2) 选定调节规律

根据调节目的, 确定被调参数所应遵循的变化规律称为调节规律。例如, $n_L = const$ 等; 当 A_8 可调时, 可选定两个被调参数的调节规律, 如 $n_L = const$ 、 $T_4^* = const$ 等。根据可调截面的多少和加力与否, 还可选定三个、四个或更多被调参数的调节规律。

(3) 设置调节器

调节规律的实现, 依赖于设置相应的调节器 (又称控制器)。由于计算机技术的发展和应用, 传统的航空发动机的机械液压式控制系统正逐渐被全功能数字式电子控制系统所取代。

7.2.2 尾喷管临界截面的调节

在以下的分析中, 为突出重点, 我们不讨论各种选定调节规律下共同工作线的确定, 以及工作过程参数沿共同工作线的变化规律, 而是通过几何面积可调与几何面积不可调发动机匹配工作特点的比较, 重点研究共同工作点及工作过程参数的变化特点。

在以下的讨论中, 均认为尾喷管最小截面处于临界状态。

发动机不加力时, 由式 (7-18) 可知

$$q(\lambda_{6B}) = const \cdot A_8$$

当尾喷管临界截面面积 A_8 增大时, 混合器出口截面的流通能力 $q(\lambda_{6B})$ 增大, 即 λ_{6B} 增大, 根据流量连续原理, 混合器内、外涵进口的 λ_{6I} 和 λ_{6II} 也相应地增大, 由式 (7-19) 可知, 低压涡轮落压比 π_{TL} 增大。同时, 外涵的流通能力增大, 使得涵道比也随之增大。

对于双转子涡喷发动机来说, $B = 0$ 。当 A_8 增大而使 π_{TL} 增大时, 低压涡轮功增大, 使 n_L 增大, 若发动机采用 $n_L = const$ 的调节规律, 则为保持 n_L 不变, 必须调节供油量, 减小 W_f , 使 T_4^* 降低, 因而 n_H 降低。在低压涡轮导向器最小截面处于临界状态的条件下, π_{TH} 始终保持为常数, 高压转子共同工作线的位置和形状不受 A_8 变化的影响, 所以在 A_8 增大时, 高压转子共同工作点沿共同工作线下移。对低压压气机来说, 由于高压转子共同工作点沿共同工作线下移, 使 π_{cH} 减小, 对低压压气机相当于关小了节气门, 所以低压转子共同工作点沿等 \bar{n}_{Lcor} 线向不稳定工作边界靠拢, 如图 7-26 所示。

对于双转子混合排气涡扇发动机来说,要综合考虑 π_{TL} 和 B 的变化。一方面, π_{TL} 增大对低压转子共同工作线的影响与双转子涡喷发动机的相同;但另一方面 B 值增大,说明风扇后外涵道流通能力加大,使得低压转子的共同工作线远离不稳定工作边界。实践表明,当设计涵道比 $B_d > 0.4 \sim 0.5$ 时, A_8 增大使 B 值增大的因素起主导作用,最终结果是低压转子共同工作线远离不稳定工作边界,如图 7-27 所示。

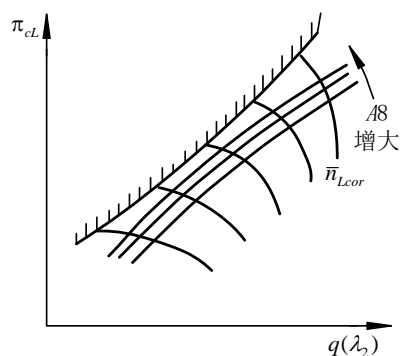


图 7-26 A_8 对双转子涡喷发动机低压转子共同工作线的影响

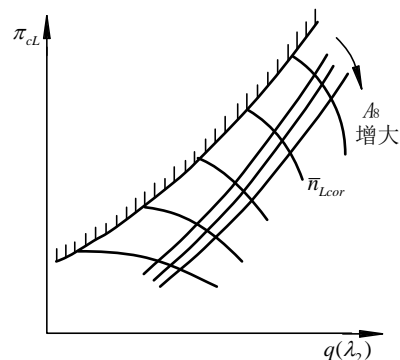


图 7-27 A_8 对混排涡扇发动机低压转子共同工作线的影响

由此可以得出结论,尾喷管临界截面面积 A_8 增大时,混排涡扇发动机参数的变化情形是: π_{TL} 增大、 B 增大、低压压气机稳定工作裕度增大。

发动机起动时, A_8 应放至最大位置,以便于发动机起动和低转速段的加速,减小起动时的 T_4^* ;升到某一转速后, A_8 应收小,以便增加推力;接通加力时, A_8 应按一定规律进行调节。

A_8 调节的效果与设计涵道比 B_d 的大小、飞行条件及混合器外涵入口的设计速度系数 λ_{6Hd} 等有关,详细的分析可进一步参考有关资料。

利用 A_8 的可调,在飞行时就可以实现按双参数控制的调节规律。例如,实现 $n_L = \text{const}$ 、 $T_4^* = \text{const}$ 的调节规律。在此调节规律下,当 T_2^* 发生变化时,为保持 T_4^* 始终为常数, A_8 就必须进行相应的调节。例如,当 T_2^* 升高时,整台压气机出现前重后轻的情况,即低压压气机所需要的功增大,而高压压气机所需要的功减小,为保证 $n_L = \text{const}$,涡扇发动机的 T_4^* 要升高,若要使 $T_4^* = \text{const}$,那么要求 π_{TL} 增大,所以 A_8 也就要相应地增大。这种调节规律下的低压转子共同工作线如图 7-28 中的实线所示,图中的虚线表示 A_8 不可调时的低压转子共同工作线。因为 π_{TH} 始终保持为常数,所以高压转子的共同工作线不变。与采用单参数调节($n_L = \text{const}$)时发动机参数的变化不同,采用的双参数调节规律的有关参数变化如图 7-29 所示,作为对比,图中用虚线表示了单参数调节的参数变化。

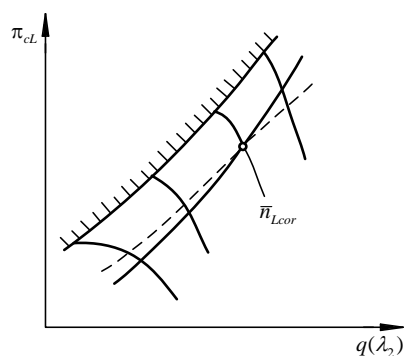


图 7-28 调节规律对低压转子共同工作线的影响

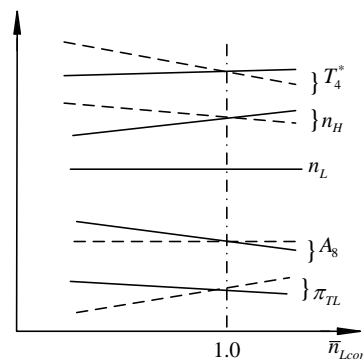


图 7-29 调节规律对有关参数的影响

7.2.3 低压涡轮导向器的调节

“打开”低压涡轮导向器，低压涡轮导向器最小截面面积 A_{nbL} 增大。由式 (7-9) 及 (7-19) 可知，在高、低压涡轮导向器均处于临界或超临界工作状态的条件下， A_{nbL} 增大，使 π_{TH} 增大、 π_{TL} 减小。如采用保持 n_L 为常数的调节规律，则必须调节 w_f ，使其增大，结果是使 T_4^* 升高。 n_H 因 π_{TH} 增大和 T_4^* 升高而增高较多，于是，高压转子共同工作点沿图 7-30 中的 $a'-b'$ 线移动。由于转差率 S 增大，低压转子共同工作点沿图 7-31 中的 $\bar{n}_{Lcor} = const$ 线由 a 点移至 b 点。

由于 A_{nbL} 增大使 π_{cH} 增大，由图 7-30 可知，会导致通过涡轮的燃气流量增大，而涵道比 B 因之减小。调节高压涡轮导向器，也可以改变涵道比，但效果较差。因为要达到增大涵道比的目的，必须“关闭”高压涡轮导向器（使 A_{nbH} 减小），这样，就减小了内涵燃气流量的增长率。

调节涡轮导向器时，参数的变化量与选取的调节规律有关。如 A_{nbL} 增大时，采用保持 $T_4^* = const$ 的调节规律，则 n_L 降低，于是，低压转子共同工作点偏离几何面积不可调的共同工作线向右下方移动（图 7-31 中的 $a-c$ ）。高压转子共同工作点仍沿图 7-30 中的 $a'-b'$ 线上移，但移动得要少一些，即由 a' 点移到 c' 点。但不管采用何种调节规律，参数变化的性质都是相同的，即 A_{nbL} 增大时， π_{TH} 增大、 π_{TL} 减小、 π_{cH} 增大、 B 减小、高、低压压气机的稳定工作裕度增大。

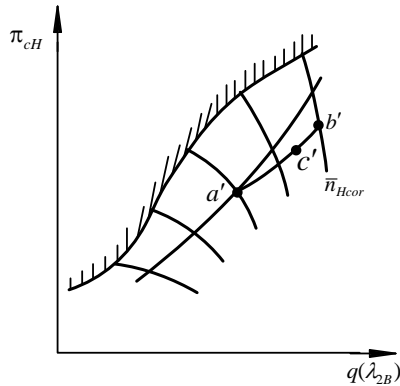


图 7-30 A_{nbL} 变化对高压转子共同工作点的影响

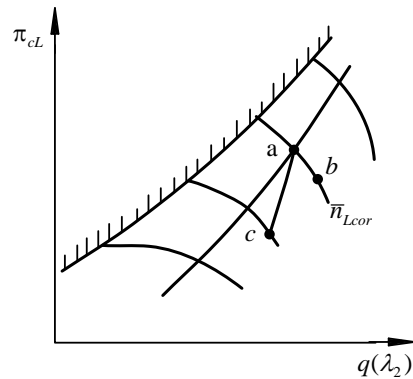


图 7-31 A_{nbL} 变化对低压转子共同工作点的影响

调节涡轮导向器对双转子涡喷发动机共同工作线的影响情形，大致与上述情况类似。因无涵道比减小的反作用，当 A_{nbL} 增大时，低压转子共同工作点沿 $\bar{n}_{Lcor} = const$ 线远离不稳定工作边界要更多一些。

7.2.4 混合器的调节

调节混合器进口内、外涵的面积比 A_{6II}/A_{6I} ，可改变涵道比 B 及低压涡轮落压比 π_{TL} 。通常，在调大尾喷管临界截面面积 A_8 时，应减小混合器进口面积比 A_{6II}/A_{6I} （例如，转动混合器），以获得 η_{cL} 的最佳值及 $q(\lambda_2)$ 的最大增长率。

当调小 A_{6II}/A_{6I} 时，由式 (7-19) 及涵道比的定义可知， B 值减小， π_{TL} 增大。因此，从低压转子的功平衡关系可知 n_L 要增大，如采用保持 n_L 等于常数的调节规律，则必须调节 w_f ，使其减小，以降低 T_4^* ，把 n_L 降到原定值，同时也使高压转子转速 n_H 减小。由此可知，高压转子共同工作点沿几何不可调的共同工作线下移。由于 B 与转差率 S 均减小，使得低压转子

共同工作点沿 $\bar{n}_{Lcor} = const$ 线向不稳定工作边界移动（图 7-32 中 $a-b$ 线），低压压气机稳定裕度减小。

同样，调节混合器进口内、外涵的面积比 A_{6II}/A_{6I} 时，参数的变化量也与所选取的调节规律有关。如 A_{6II}/A_{6I} 减小时，采用保持 $T_4^* = const$ 的调节规律，则低压转子 n_L 要增大，同时使 B 与转差率 S 均减小，于是低压转子共同工作点沿图 7-32 中的 $a-b'$ 线移动。此时高压转子共同工作点沿几何不可调的共同工作线下移量较少。

7.2.5 压气机的调节

前面分析的几何通道的调节都不改变压气机部件的特性。而压气机的调节则会改变压气机的部件特性，因而建立在以压气机部件特性为基础的发动机的共同工作线必将受到影响。压气机的调节主要有调节静子叶片安装角度、中间级放气和采用多转子等。

1. 高压压气机的调节

1) 调节静子叶片安装角度

在第三章中已经分析过，目前使用的混合排气涡扇发动机的高压压气机的设计增压比 π_{cHd} 为 6~10，属中等以上设计增压比的范围。因此，随着 \bar{n}_{Hcor} 的降低，几何不可调的高压转子共同工作线靠向不稳定工作边界，稳定工作裕度减小。为此，常采用调节高压压气机前几级静子叶片安装角度的方法，来扩大 \bar{n}_{Hcor} 降低时高压压气机的稳定工作范围。这种调节方案，一般给出静子叶片安装角 γ_i 随 \bar{n}_{Hcor} 的变化规律，即 $\gamma_i = f(\bar{n}_{Hcor})$ 。

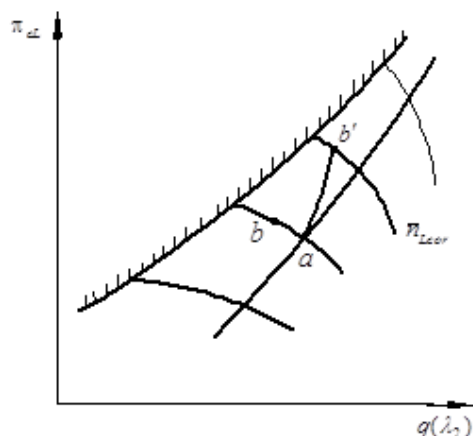
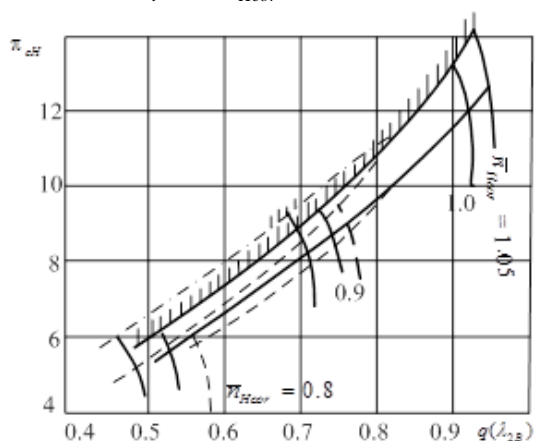


图 7-32 A_{6II}/A_{6I} 变化对低压转子

共同工作点的影响

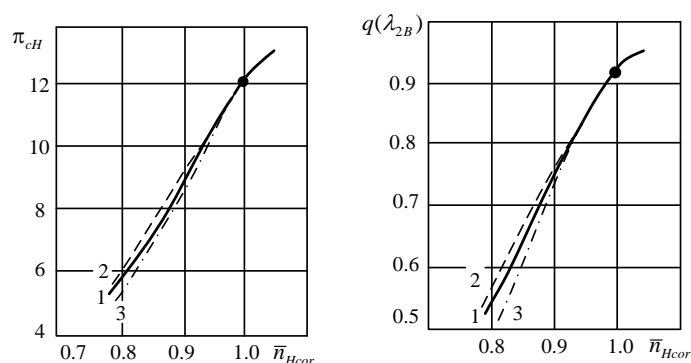


实线—叶片安装角不可调；虚线—按 $q(\lambda_{2B})$ 增大来调节；点划线—按 ΔSM_{cH} 增大来调节。

图 7-33 静止叶片安装角度可调的压气机特性和共同工作线

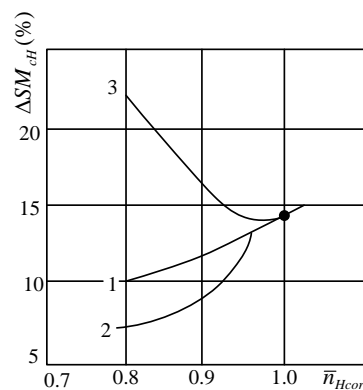
根据静子叶片安装角 γ_i 的调节规律，对于每一 \bar{n}_{Hcor} 值，都对应有一定的静子叶片安装角 γ_i ，据此进行压气机特性试验，就可以得到调节静子叶片安装角的压气机特性线。由第三章的分析可知，该特性线与不可调的压气机特性相比，形状和位置发生了变化。所以，共同工作线的形状也将改变。图 7-33 表示的是发动机采用 $n_H = const$ 、 $T_4^* = const$ 调节规律时，不同静子叶片安装角变化规律（ $\gamma_i = const$ 、 γ_i 按 ΔSM_{cH} 增大来调节、 γ_i 按 $q(\lambda_{2B})$ 增大来调节）的三台压气机特性及其对应的共同工作线。

根据图 7-33 可以得到 π_{cH} 和 $q(\lambda_{2B})$ 沿着三条共同工作线的变化规律, 如图 7-34 所示。由图可见, 按 $q(\lambda_{2B})$ 增大来调节静子叶片安装角度时, π_{cH} 和 $q(\lambda_{2B})$ 随 \bar{n}_{Hcor} 的变化曲线比 $\gamma_i = const$ 的曲线平缓些, 也就是说, \bar{n}_{Hcor} 较低时, π_{cH} 和 $q(\lambda_{2B})$ 都较高, 然而这会造成稳定裕度 ΔSM_{cH} 减小 (图 7-35 的曲线 2)。而当按 ΔSM_{cH} 增大来调节静子叶片时, 在整个 \bar{n}_{Hcor} 变化范围内, 可得到较大的稳定工作裕度 ΔSM_{cH} (图 7-35 的曲线 3)。但当 \bar{n}_{Hcor} 降低时, 其 π_{cH} 和 $q(\lambda_{2B})$ 都比 $\gamma_i = const$ 的小 (图 7-34)。因此, 应根据不同的调节目标, 选用不同的静子叶片安装角度调节规律。在较高 π_{cHd} 的双转子涡喷发动机中, γ_i 通常是按 ΔSM_{cH} 增大来调节的。



1—叶片安装角不可调; 2—按 $q(\lambda_{2B})$ 增大来调节; 3—按 ΔSM_{cH} 增大来调节。

图 7-34 不同叶片安装角度变化规律下的 π_{cH} 和 $q(\lambda_{2B})$ 沿共同工作线的变化情形



1—叶片安装角不可调; 2—按 $q(\lambda_{2B})$ 增大来调节; 3—按 ΔSM_{cH} 增大来调节。

图 7-35 不同叶片安装角度变化规律下的 ΔSM_{cH} 沿共同工作线的变化情形

2) 放气

当 π_{cHd} 较高时, 如第三章所述的那样, 从压气机中间级放气, 能改善非设计状态下压气机前、后级工作不协调的现象, 提高压气机的稳定工作裕度。放气时, 压气机特性和共同工作线都要发生变化 (见图 7-36)。注意, 图中的 $q(\lambda_{2B})$ 在放气时, 只与压气机进口的空气流量成比例。

放气后, 破坏了高压转子功率平衡关系 ($\because W_{al} > W_{gl}$), 如要保持放气前后的 n_H 不变, 则需提高 T_4^* 。此时, π_{cH} 降低, ΔSM_{cH} 增大, 排气温度 T_5^* 升高。

2. 低压压气机的调节

低压压气机有进口导流叶片时, 通常是可调节 (转动) 的, 其目的在于增大低压压气机的稳定工作裕度和改变空气流量。

一般给出进口导流叶片安装角 γ 随 \bar{n}_{Lcor} 的变化规律, 即按 $\gamma = f(\bar{n}_{Lcor})$ 进行调节。 γ 变化时, 低压压气机特性和低压转子共同工作线变化的性质与高压压气机静子叶片安装角的调节相同, 这里不再重复叙述。

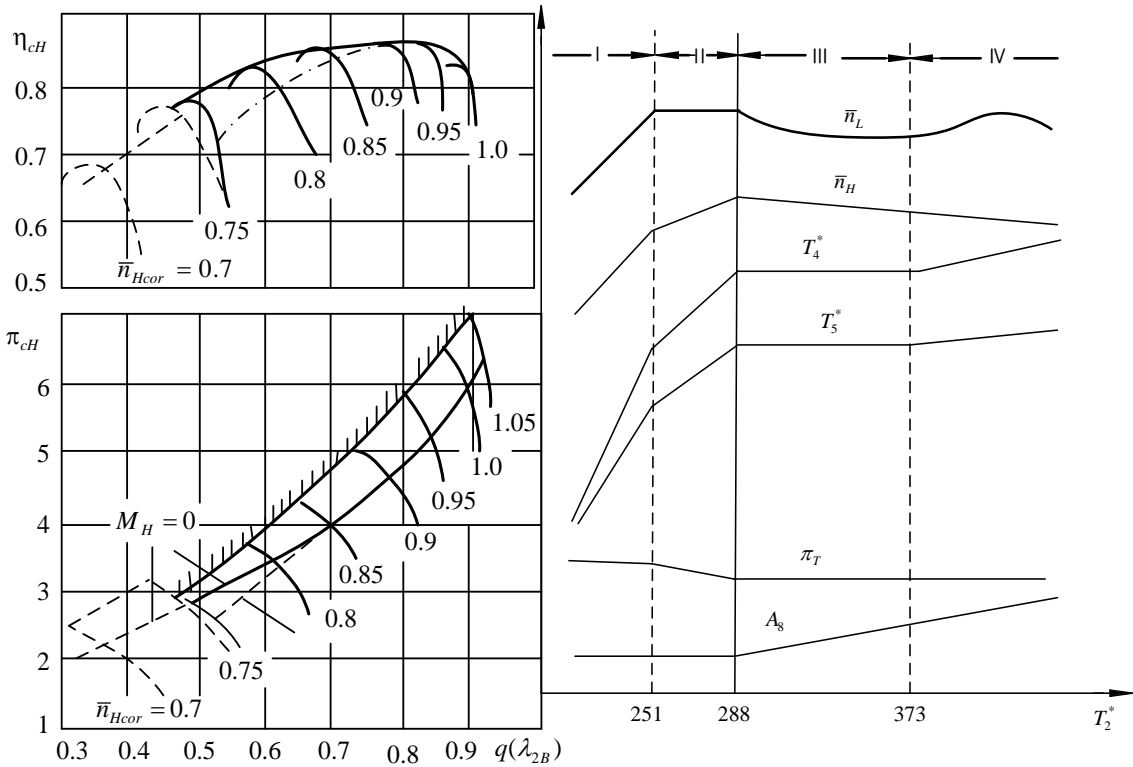
7.2.6 混排涡扇发动机调节规律举例

下面以某型小涵值比混合排气涡扇发动机在最大状态下的调节规律为例,来说明调节规律的实际应用。

图 7-37 表示的是该发动机在最大状态下根据 T_2^* 的不同变化范围来选用不同的调节规律时,有关参数随 T_2^* 的变化规律。具体的调节规律为:

- I.当 $T_2^* < 251\text{K}$ 时,采用 $\bar{n}_{Lcor} = const$ 的调节的规律;
- II.当 $251\text{K} \leq T_2^* < 288\text{K}$ 时,采用 $n_L = n_{Lmax} = const$ 的调节规律;
- III.当 $288\text{K} < T_2^* \leq 373\text{K}$ 时,采用 $T_4^* = const$ 的调节规律;
- IV.当 $373\text{K} < T_2^*$ 时,采用 T_4^* 按一定幅度随 T_2^* 增加而增大的调节规律。

该型发动机的喷管最小截面面积可调,低压压气机(风扇)进口导流叶片角度根据换算转速的变化可调(为可变弯度式),高压压气机进口导流叶片安装角、第一级静子叶片安装角和第二级静子叶片安装角根据高压转子换算转速的变化按比例联动可调。超音速喷管的最大出口面积由限动钉来限制。



实线—没有放气 虚线—放气后
图 7-36 压气机放气对共同工作线的影响

图 7-37 某混排涡扇发动机最大状态下的调节规律

7.3 混合排气加力涡扇发动机各部件的匹配工作

混合排气加力涡扇发动机,是目前在多种军用飞机中得到最广泛应用的的动力装置。
发动机的加力状态是在最大状态的基础上,为在短时间内进一步增大推力而进入的,即在发动机的热负荷和动力负荷都很大的情况下接通加力的,因此要求发动机在接通加力时,发动机的压气机、涡轮部分的工作状态和参数应与最大工作状态的保持一样,即保持发动机的主状态不变,以便不降低发动机的推力性能和经济性能,也不超越部件的强度限制条件。

所以,分析加力式发动机各部件的匹配工作,主要是分析加力燃烧室与其他主要部件的匹配工作问题。

7.3.1 匹配工作方程

加力时,为了不影响压气机、涡轮部件的匹配工作,则要求混合器出口气流参数不因加力而发生变化,以保持发动机的主状态不变。由混合器与喷管的流量平衡(6B—8截面的流量连续)条件可得

$$q(\lambda_{6B}) = \text{const} \cdot A_{8af} \sqrt{\frac{T_{6B}^*}{T_{af}^*}} \quad (7-26)$$

该式即为加力燃烧室与其他主要部件的匹配工作方程。式(7-26)是在假定 σ_{baf} 、 σ_{nz}'' 、 A_{6B} 为常数及 $q(\lambda_8) = 1.0$ 的条件下得出的。

对于加力涡喷发动机,由5—8截面的流量连续方程,在假定有关总压恢复系数为常数、几何面积不可调及 $q(\lambda_8) = 1.0$ 的条件下,也可得到类似于式(7-26)的匹配工作方程,即

$$q(\lambda_5) = \text{const} \cdot A_{8af} \sqrt{\frac{T_5^*}{T_{af}^*}} \quad (7-27)$$

由式(7-26)、(7-27)可知,不论是涡扇还是涡喷发动机,为了保持接通加力前、后发动机的主状态不变,接通加力时,应放大 A_8 截面面积,反之断开加力时,应收小 A_8 截面面积,并且 A_8 截面面积放大或收小速度应与加力燃烧室出口温度 T_{af}^* 升高或降低的速度相一致,否则就会引起加力故障。

7.3.2 加力涡扇发动机的调节规律

加力状态的调节目的是在稳定工作裕度及强度允许的条件下,保持 $n(n_H \text{ 或 } n_L) = n_{\max}$ 、 $T_4^* = T_{4\max}^*$ 、 $T_{af}^* = T_{af\max}^*$,以获得最大推力。加力调节规律与飞行条件有关,下面分两种情况进行讨论。

1. 飞行条件一定,接通加力时的调节规律

在飞行条件一定的条件下,发动机处于最大工作状态时,涡轮落压比 π_T 为某一定值。接通加力时,加力燃油调节器控制加力燃烧室的供油量 W_{faf} ,使加力温度 T_{af}^* 按一定速率升高。为保持其他部件的工作状态不变,尾喷管临界截面面积 A_{8af} 在理论上应与 $\sqrt{T_{af}^*}$ 升高的速率成正比地放大。由匹配工作方程(7-26)及(7-27)可知,此时, λ_{6B} (或 λ_5)应保持不变,所以 π_T 在接通加力前后也保持不变。

由图7-8可知,在尾喷管最小截面处于临界状态的条件下,飞行条件不同时,混合排气涡扇发动机的 π_T 是变化的。所以在不同飞行条件下接通加力时,如 T_{af}^* 的升高量相同,则 A_{8af} 的放大量是变化的。

在实际发动机中,通常是根据油门杆的位置来控制 W_{faf} 和 A_{8af} ,以保证接通、断开加力及调整加力推力时,保持给定的 π_T 不变。

2. 飞行条件变化时,加力状态的调节规律

当飞行条件变化时,在尾喷管最小截面处于临界状态的条件下,双转子涡喷发动机的涡轮落压比 π_T 保持为常数,而混合排气涡扇发动机的低压涡轮落压比 π_{TL} 和涵道比 B 则是变化

的，因而其总的涡轮落压比 π_T 也是变化的。因此，在选定加力状态调节规律时，应该充分注意这一点。

1) 加力状态 A_{8af} 不可调时的加力调节规律

在加力双转子涡喷发动机中，广泛采用的是遵循 $\pi_T = const$ 原理的加力调节规律。如：

$$(1) \quad n_H (\text{或 } n_L) = const, \quad \pi_T = const;$$

$$(2) \quad T_4^* = const, \quad \pi_T = const;$$

(3) 组合调节。

其中，主燃油流量 W_f 是根据转速调节器信号或 T_4^* 温度传感器信号来调节和控制的，而加力燃油流量 W_{faf} 是由落压比调节器信号来调节和控制的。

这些调节规律在 A_{8af} 不变时，可以保证在所有飞行条件下 $T_{af}^*/T_4^* = \text{常数}$ 。

但在混合排气加力涡扇发动机中， $\pi_T = const$ 的原理不再适用。例如， M_H 增大时，高、低压转子的换算转速都减小，高、低压转子的共同工作点沿共同工作线下移，高、低压压气机增压比 π_{cH} 、 π_{cL} 减小，引起 π_{TL} 减小，从而使 π_T 减小。如通过调节 W_f 来保持 $T_4^* = const$ ，通过调节 W_{faf} 来保持 $\pi_T = const$ ，由式 (7-26) 可以看出，在 A_{8af} 不变时，只有降低 T_{af}^* 。这种调节结果既不符合加力状态的调节目，又影响了低压转子的共同工作。此时，理论上正确的调节规律应当是：

主状态仍采用几何不可调的组合调节规律，而 W_{faf} 应感受 T_{6B}^* 信号来调节 T_{af}^* ，使 T_{6B}^*/T_{af}^* 保持为常数。

2) A_{8af} 可调时的加力调节规律

加力涡喷发动机常用的调节规律为：

$$n(n_H \text{ 或 } n_L) = const, \quad T_4^* = const, \quad T_{af}^* = const。$$

当飞行条件变化时，主调节系统根据 T_4^* 传感器信号控制 W_f ，以保证 T_4^* 为常数；通过改变 A_{8af} 来影响 π_T 值，以保证转速不变；通过直接或间接测量 T_{af}^* ，依此控制 W_{faf} ，以保证在任何飞行条件和 A_{8af} 下，保持 T_{af}^* 为常数。

通过研究表明，当只采用 $T_{af}^* = const$ 调节规律时，未能充分挖掘加力燃烧室的潜力。因此，混合排气加力涡扇发动机最佳的最大加力推力调节规律之一是：

$$T_4^* = T_{4\max}^* = const, \quad \alpha_\Sigma = \alpha_{\Sigma\min} = const$$

这是因为当 $T_{af}^* = const$ 时，发动机的总余气系数 $\alpha_\Sigma = \frac{W_a}{(W_f + W_{faf})L_0}$ 随飞行条件的变化很

大。由分析可知，加给每千克工质的总加热量 $q_{1\Sigma}$ 可表示为

$$q_{1\Sigma} = \bar{c}_p (T_{af}^* - T_2^*) = \bar{c}_p (T_{af}^* - T_H^*) = \frac{(W_f + W_{faf})H_f \bar{\xi}}{W_a} = \frac{H_f \bar{\xi}}{\alpha_\Sigma L_0}$$

式中， $\bar{\xi}$ 为假定的平均燃烧完全系数，定性分析时，认为 $\bar{\xi} = const$ 。

由上式可得

$$\alpha_{\Sigma} \propto \frac{1}{T_{af}^* - T_H^*} \quad (7-28)$$

可见，当 $T_{af}^* = const$ 时，随着 T_H^* 升高， α_{Σ} 增大（见图 7-38）。为了在所有飞行条件下，都能得到最大加力推力，应按 $\alpha_{\Sigma} = \alpha_{\Sigma \min} = const$ 来调节 W_{faf} 。图 7-39 给出的是 $\alpha_{\Sigma} = const$ 时 T_{af}^* 与 T_H^* 的关系。

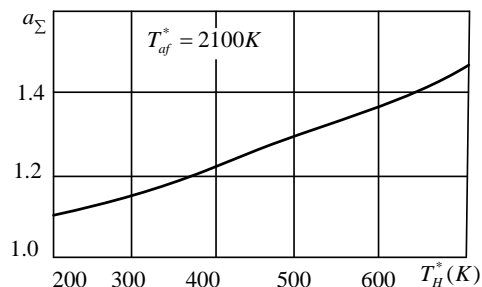


图 7-38 $T_{af}^* = const$ 时， α_{Σ} 与 T_H^* 的关系曲线

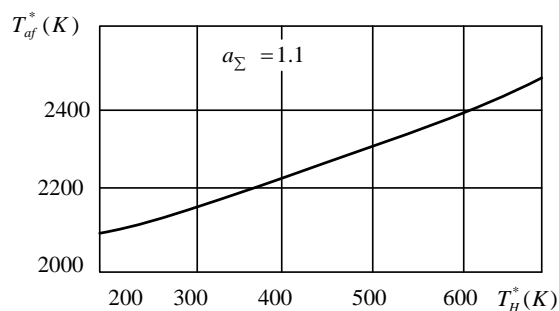


图 7-39 $\alpha_{\Sigma} = const$ 时， T_{af}^* 与 T_H^* 的关系曲线

应该指出，实现所需的 T_{af}^* 随 T_H^* 的变化，遇到的困难是在加力燃烧室中燃气温度测量的复杂性。直接测量 α_{Σ} 有很大困难，一般来说， $\alpha_{\Sigma} = const$ 的条件不能直接得到控制，所以在实践中只能采用间接方法来实现 $\alpha_{\Sigma} = const$ 的调节规律。

对于加力式涡喷发动机，最常见的是通过 $\frac{W_{faf}}{P_3} = const$ 来实现 $\alpha_{\Sigma} = const$ 的。采用这种调

节规律可以在 $T_4^* = const$ 的条件下，保证加力燃烧室中余气系数基本上为常数。但此时主燃烧

室中的余气系数在 T_H^* 增大时有一定增大，但增大得并不多，所以可近似保持 α_{Σ} 为常数。

但是，对于混合排气的加力式涡扇发动机，由于有涵道比的影响，为了保持 $\alpha_{\Sigma} = const$ ，必须引入加力燃油流量按涵道比变化的修正，即按下述规律：

$$\frac{W_{faf}}{P_3} = const \cdot \frac{1+B}{\sqrt{T_4^*}} \quad (7-29)$$

来进行调节。在一般情况下, T_4^* 和 B 是 T_H^* 和发动机工作状态的函数, 而发动机工作状态又是与油门杆角度 α_{PLA} 对应的, 所以加力燃油量最

通用的调节规律是 $\frac{W_{faf}}{p_3^*} = f(\alpha_{PLA}, T_2^*)$ 。

在每个给定的油门杆位置, 保证 $\alpha_\Sigma = const$ 调节规律的供油规律为

$\frac{W_{faf}}{p_3^*} = f(T_2^*)$ 。为了能够较准确地保持 α_Σ 为常

数, 随着 T_2^* 的升高, 主燃烧室中 α_b 的某些增大

可用增大 W_{faf} 来适当的修正。

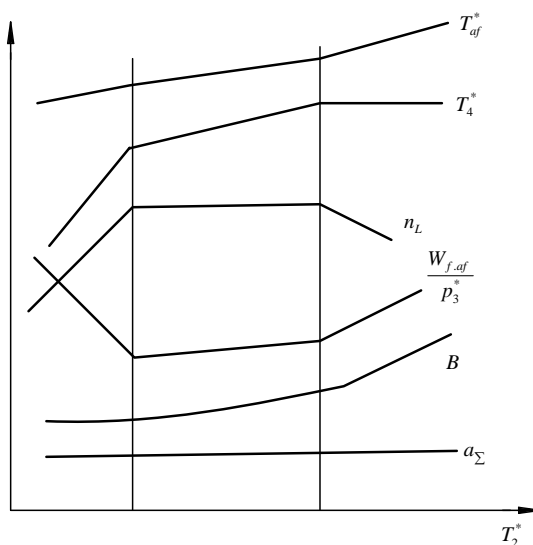


图 7-40 混排涡扇发动机加力状态的参数变化规律

图 7-40 是采用 $\alpha_\Sigma = const$ 调节规律的混排加力涡扇发动机加力状态下有关参数的变化情况。可见, 发动机的主状态 (非加力状态)

采用的是组合式调节规律, 在不同的 T_2^* (即

T_H^*) 范围内, 分别采用 $\bar{n}_{Lcor} = const$ 、

$n_L = const$ 和 $T_4^* = const$ 的调节规律。

7.4 超音速进气道与发动机的匹配工作

进气系统由进气道及相应的调节系统组成, 是飞机推进系统的一个重要部件。进气道位于发动机的前面, 向发动机提供所需的空气流量, 因此, 进气道与发动机之间存在着匹配问题。进气道的工作情况将影响发动机的性能, 而发动机的工作状态又决定了进气道的工作状态和性能。只有二者都处于良好的匹配工作条件下, 才能使推进系统的性能获得最优。下面我们来讨论进气道与发动机的匹配工作。

进气道与发动机的匹配工作包括两个方面, 一是流量匹配, 即发动机所需的流通能力决定进气道的流通能力; 二是流场匹配, 即进气道出口的气流流场必须满足发动机对进口流场的要求 (主要是指流场的均匀程度)。本节只研究进气道与发动机的流量匹配问题。

7.4.1 进气道与发动机流量匹配的条件

在不考虑进气道流量损失 (如吸除附面层、旁路放气等) 的情况下, 进气道与发动机流量匹配的条件是: 流过进气道的空气流量与发动机所需的空气流量相等, 或者说二者在同一流量下工作。即

$$W_{ai} = W_{ae}$$

或写为

$$K_m \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} A_1 q(\lambda_1)_i = K_m \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} A_1 q(\lambda_1)_e$$

则可得

$$q(\lambda_1)_i = q(\lambda_1)_e \quad (7-30)$$

即进气道出口的 $q(\lambda_1)_i$ 与发动机进口的 $q(\lambda_1)_e$ 相等。

在进气道与发动机的匹配工作中，流量匹配使它们形成了供、需关系。而在这一供与需的矛盾中，发动机的需气量(用 $q(\lambda_1)_e$ 的大小反映出来)是矛盾的主要方面，其大小变化决定着进气道节流程度的强弱，也就是说决定着进气道的工作状态与性能。

而 $q(\lambda_1)_e$ 的大小是由发动机各个部件的共同工作来确定的。当发动机的工作条件，如飞行 M 数、飞行高度、发动机转速以及大气条件等发生变化时，都会引起发动机的相对换算转速 \bar{n}_{cor} (或换算转速 n_{cor}) 发生变化，使共同工作点沿共同工作线移动，从而发动机所需要的 $q(\lambda_1)_e$ 发生变化。应注意的是，压气机通用特性线的横坐标是压气机进口截面的 $q(\lambda_2)$ ，由进气道出口截面（发动机进口截面）与压气机进口截面的流量连续可知， $q(\lambda_2)$ 与发动机进口截面 $q(\lambda_1)_e$ 的关系为(忽略总压损失)

$$q(\lambda_1)_e = \frac{A_2}{A_1} q(\lambda_2) \quad (7-31)$$

可见， $q(\lambda_2)$ 与 $q(\lambda_1)_e$ 之间相差一个常数 (A_2/A_1)，所以二者的变化规律相同。

7.4.2 进气道与发动机的匹配工作线

与分析发动机各部件的共同工作相类似，也可以在进气道的特性图上来研究进气道与发动机的匹配工作，将进气道与发动机的匹配工作线表示在进气道的特性图上。进/发匹配工作线是依据进/发匹配工作方程来确定的。

1. 进/发匹配工作方程

由匹配工作条件（式（7-30）），可知

$$q(\lambda_1)_i = q(\lambda_1)_e$$

式中的 $q(\lambda_1)_e$ 由发动机共同工作点的变化确定，由上式即可确定 $q(\lambda_1)_i$ ，从而就可在进气道 $\sigma_i - q(\lambda_1)$ 特性图上确定进气道的工作状态，即确定进/发匹配工作点。所以上式就是进/发匹配工作方程的一种形式。

又由匹配工作条件，在一定飞行 M_H 数下，进气道前方未受扰动截面上的空气流量应等于发动机进口的空气流量，即

$$K_m \frac{P_0^*}{\sqrt{T_0^*}} A_0 q(\lambda_0) = K_m \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} A_1 q(\lambda_1)_i$$

因为 $\sigma_i = \frac{P_1^*}{P_0^*}$ ， $\phi_i = \frac{A_0}{A_i}$ ， $q(\lambda_1)_i = q(\lambda_1)_e$ ，且 $T_1^* = T_0^*$ ，则由上式可得

$$\phi_i = \frac{A_i}{A_i} \cdot \frac{q(\lambda_1)_e}{q(\lambda_0)} \cdot \sigma_i \quad (7-32)$$

该式包含了进气道的性能参数 σ_i 、 ψ_i 、飞行 M_0 数 (λ_0) 以及发动机的需气量 $q(\lambda_1)_e$ ，所以该式反映了进气道与发动机的匹配关系。因此，用该式即可在进气道 $\sigma_i - \phi_i$ 特性图上确定进气道与发动机的匹配工作点，故式 (7-32) 是进/发匹配工作方程的另一种形式。

方程 (7-30) 和 (7-32) 虽然形式不同，但其实质都是相同的，即反映了进气道与发动机之间的流量平衡关系。于是，利用匹配工作方程就可以在进气道特性图上确定进气道与发动机的匹配工作线。

2. 进 / 发匹配工作线

由低压转子的共同工作线 (图 7-11 中的实线，为分析方便，这里将其重画，如图 7-41 所示) 可以看出，当共同工作点在共同工作线上移动时，发动机需气量 $q(\lambda_1)_e$ 的变化只与相对换算转速 \bar{n}_{cor} (或换算转速 n_{cor}) 的大小有关，而与引起 \bar{n}_{cor} 变化的具体原因无关。而对于进气道而言，由进气道节流特性图可知，其工作状态由 M_0 和 $q(\lambda_1)$ 这两个因素来确定。因此，在讨论进气道与发动机的匹配工作时，根据 $q(\lambda_1)_e$ 来确定进气道的工作状态，应将引起发动机工作条件变化的具体原因分别加以考虑。对应于发动机工作条件的变化，将 \bar{n}_{cor} 的变化可分为两类，一是飞行马赫数 M_0 变化引起 \bar{n}_{cor} 的变化，二是飞行马赫数 M_0 不变， \bar{n}_{cor} 的变化是由发动机转速、飞行高度或大气条件变化而引起的。

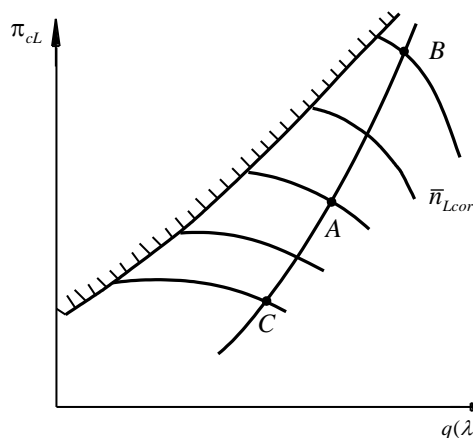


图 7-41 混排涡扇发动机低压转子的共同工作线

首先分析飞行马赫数 M_0 变化引起 \bar{n}_{cor} 变化的情形。一般而言，进气道的设计状态接近于临界工作状态，为分析方便，假设为临界工作状态。此时发动机为最大或加力状态，工作点与图 7-41 中的 A 相对应，此时根据进气道的发动机的匹配工作条件，可在进气道的 $\sigma_i - q(\lambda_1)$ 特性图上确定进气道的工作点，即进/发匹配工作点，用图 7-42 (a) 中的 A' 点表示。当飞行 M_0 数小于设计马赫数 M_{0d} 时， \bar{n}_{Lcor} 增大，发动机低压转子的共同工作点沿共同工作线向上移动至 B 点，使 $q(\lambda_1)$ 增大，所以 $q(\lambda_1) > q(\lambda_1)_{cr}$ ，于是，进气道则进入超临界工作状态，如图 7-42 (a) 中的 B' 点所示。飞行 M_0 数越小，则超临界程度越重。一般地，飞行 M_0 数是不会大于设计马赫数 M_{0d} 的。当若出现 $M_0 > M_{0d}$ 的情况，发动机低压转子的共同工作点沿共同工作线向下移动至 C 点， $q(\lambda_1)$ 减小而使得 $q(\lambda_1) < q(\lambda_1)_{cr}$ ，进气道就会进入亚临界工作状态，如图 7-42 (a) 中的 C' 点所示。将各个飞行马赫数 M_0 下的匹配工作点连接起来可得到进气道与发动机的匹配工作线 (B'—A'—C' 线)。同样也可在进气道的 $\sigma_i - \phi_i$ 特性图上作出进 / 发匹配工作线，如图 7-42 (b) 中的 B''—A''—C'' 线所示。

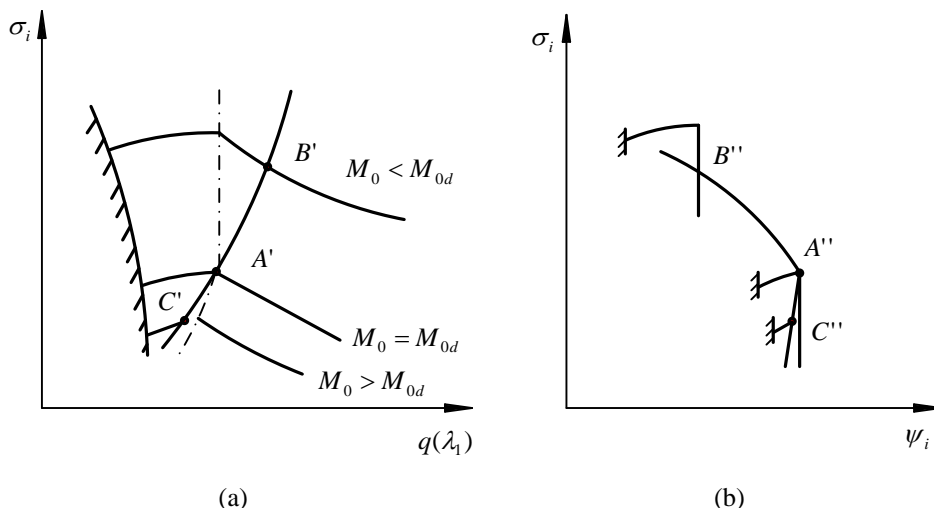


图 7-42 在进气道特性图上的进/发匹配工作线

下面再来讨论当飞行马赫数 M_0 不变, \bar{n}_{cor} 变化时进气道与发动机的匹配工作情形。在飞行马赫数 M_0 不变的条件下, 当发动机转速变化、飞行高度变化或大气温度变化时, \bar{n}_{Lcor} 会发生变化, 发动机的需气量要发生变化, 根据进/发匹配工作条件, 进气道出口的 $q(\lambda_1)$ 随之改变, 也会使得进气道的工作状态发生变化。实际上, 这种情况下的进 / 发匹配工作线是与 M_0 不变的进气道节流特性线相重合的, 在每一飞行马赫数 M_0 下, 进气道都可在三种工作状态下工作。

从上面的分析中可以看出, 影响进气道工作状态的具体因素较多, 从表面上看也比较复杂。但对于实际进气道来说, 与发动机装到一起以后, 实质上确定进气道工作状态的参数只有 M_0 和 $q(\lambda_1)$ 。如果根据具体工作条件确定了 M_0 和 $q(\lambda_1)$ 的变化, 就可以准确地确定进气道的工作状态。

总的来说, 由进 / 发匹配工作的分析可知, 对于确定的进气道 (即几何不可调节), 其临界工作状态下的 $q(\lambda_1)_{cr}$ 是确定的, 而当飞行条件和发动机工作状态变化时, 发动机需气量 $q(\lambda_1)_e$ 的变化就会与进气道临界工作状态下的供气量 $q(\lambda_1)_{cr}$ 不一致, 使得进气道的工作状态偏离临界工作状态, 引起进气道总压恢复系数 σ_i 下降或阻力系数 C_{xi} 增大, 使进气道的性能变差, 而且当飞行 M_0 数较大且发动机转速较低 (使 \bar{n}_{cor} 很小) 时, 还会使进气道的稳定工作裕度 ΔSM_i 下降过多, 严重时造成不稳定工作。显然, 不可调节的进气道与发动机匹配工作后不能始终保持较好的进气道性能, 同时也会使发动机的性能变差, 影响推进系统的性能。因此, 为了获得良好的系统性能, 必须对进气道进行适当的调节, 也即是使进气道临界工作状态下的流通能力适应发动机需气量的变化, 始终使进气道处于临界或接近于临界工作状态, 以获得良好的性能。

7.5 发动机的性能参数与工作过程参数的关系

7.5.1 发动机的气动热力计算

根据给定的飞行条件 (H 、 M_H) 及已知或选定的工作过程参数 (主要是 π_c 、 T_4^* 、 B 及各部件的效率或损失系数, 加力状态的 T_{af}^*), 计算发动机各截面的气流参数、单位推力

和耗油率，然后根据所要求达到的发动机推力，确定流过发动机的空气流量，或根据给定的空气流量计算发动机推力。这样的计算过程称为发动机的气动热力计算。

气动热力计算是计算发动机特性的必经之路。设计新发动机时，通过气动热力计算，可以选择和确定合理的工作过程参数；对定型使用的发动机，应用气动热力计算，可以在已知发动机性能参数和几何尺寸的前提下，进行反验算，为发动机改进、改型及分析发动机性能故障提供必要的依据。

下面简要地介绍气动热力计算过程。

1. 已知数据（包括选定参数）

- (1) 飞行条件：飞行高度 H 和飞行马赫数 M_H ；
- (2) 发动机工作过程参数： π_{cL} 、 π_{cH} （或 π_c ）、 B 、 T_4^* 、 T_{af}^* ；
- (3) 各部件的效率或损失系数；
- (4) 空气冷却或提取系数，功率提取系数。

2. 需计算的参数

- (1) 发动机单位推力 F_s ；
- (2) 发动机耗油率 sfc ；
- (3) 发动机推力 F 或空气流量 W_a ；
- (4) 发动机各截面的气流参数。

3. 计算步骤与方法

(1) 根据给定的 H ，由国际标准大气表查得该高度上的 p_H 和 T_H ，或由下列公式计算 p_H 和 T_H ，即

$$\text{当 } H \leq 11\text{km 时: } p_H = 101325 \times (1 - H/44.308)^{5.2553} \quad (\text{Pa})$$

$$T_H = 288 - 6.5 \times H \quad (\text{K})$$

$$\text{当 } H > 11\text{km 时: } p_H = 22615 \cdot e^{\frac{11-H}{6.338}} \quad (\text{Pa})$$

$$T_H = 216.5 \quad (\text{K})$$

(2) 根据给定的 M_H 求出给定飞行条件下的 p_H^* 、 T_H^*

$$p_H^* = p_H \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_H^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_H^2\right)$$

(3) 计算进气道出口及压气机进口气流参数

$$p_1^* = \sigma_i \cdot p_H^*$$

$$T_1^* = T_H^*$$

式中： σ_i 为进气道总压恢复系数，根据 M_H 及选用的进气道型式确定。

$$p_2^* = p_1^*$$

$$T_2^* = T_1^*$$

(4) 计算低压压气机（风扇）出口气流参数

$$p_{22}^* = p_2^* \cdot \pi_{cL}$$

$$T_{22}^* = T_2^* \left(1 + \frac{\pi_{cL}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{cL}} \right)$$

$$l_{cL} = c_p (T_{22}^* - T_2^*)$$

式中： π_{cL} ——低压压气机（风扇）增压比； η_{cL} ——低压压气机（风扇）效率，通常为0.85~0.87； $c_p = 1.005$ （kJ / kg·K）。

(5) 确定高压压气机进口气流参数

对于双转子涡喷发动机，低压压气机出口气流参数就是高压压气机进口气流参数。

对于涡扇发动机，认为低压压气机(风扇)出口截面气流参数沿径向均匀分布，则有

$$p_{2B}^* = p_{22}^*$$

$$T_{2B}^* = T_{22}^*$$

(6) 计算高压压气机出口气流参数

$$p_3^* = p_{2B}^* \cdot \pi_{cH}$$

$$T_3^* = T_{2B}^* \left(1 + \frac{\pi_{cH}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{cH}} \right)$$

$$l_{cH} = c_p (T_3^* - T_{2B}^*)$$

(7) 计算燃烧室出口气流参数

$$p_4^* = \sigma_b p_3^*$$

通常，燃烧室总压恢复系数 $\sigma_b = 0.94 \sim 0.96$ 。

T_4^* 是给定或选定的。在计算发动机特性时， T_4^* 由 $T_4^*/T_{2B}^* = f(\bar{n}_{Hcor})$ 确定的。

根据燃烧室热平衡方程计算油气比 f_b ，即

$$f_b = \frac{i_4^* - i_3^*}{\xi_b H_f - I_4 + i_3^*}$$

式中： i_4^* 、 i_3^* 、 I_4 可由第四章附表中查取； ξ_b 通常为0.97~0.99； $H_f = 42900$ kJ / kg。

(8) 计算高压涡轮出口气流参数

由高压转子的功率平衡方程，即

$$W_{al} l_{cH} = W_{gl} l_{TH} \eta_{mH}$$

考虑到燃烧室加入的燃油流量 W_f 及从高压压气机后引出的空气流量 W_{col} ，有

$$W_{gl} = W_{al} + W_f - W_{col} = W_{al}(1 + f_b)(1 - v_{col}) \approx W_{al}(1 + f_b - v_{col})$$

式中： $v_{col} = W_{col} / W_{al}$ ，称为空气冷却系数。它的大小主要取决于冷却方式及 T_4^* 。于是，高压转子功率平衡方程可写为

$$l_{cH} = (1 + f_b - v_{col})l_{TH} \cdot \eta_{mH}$$

近似计算时，可取

$$l_{cH} = l_{TH} \cdot \eta_{mH}$$

因为

$$l_{TH} = c_p'(T_4^* - T_{4B}^*) = c_p' \Delta T_{TH}^*$$

代入功率平衡方程得

$$\Delta T_{TH}^* = \frac{l_{cH}}{(1 + f_b - v_{col})c_p' \eta_{mH}}$$

于是有

$$T_{4B}^* = T_4^* - \Delta T_{TH}^*$$

又因为

$$l_{TH} = c_p \Delta T_{TH}^* = c_p T_4^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{TH}^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}}\right) \eta_{TH}$$

所以有

$$\pi_{TH} = \left(1 - \frac{\Delta T_{TH}^*}{T_4^* \eta_{TH}}\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}$$

$$P_{4B}^* = P_4^* / \pi_{TH}$$

上述计算式中的 $\gamma' = 1.33$ 、 $c_p' = 1.1607 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 、 $\eta_{TH} = 0.86 \sim 0.92$ 、 $\eta_{mH} = 0.98 \sim 0.99$ 。

(9) 计算低压涡轮出口气流参数

由低压转子功率平衡方程

$$W_a l_{cL} = W_{gl} l_{TL} \eta_{mL} = W_{al} (1 + f_b - v_{col}) l_{TL} \eta_{mL}$$

或

$$(1 + B) l_{cL} = (1 + f_b - v_{col}) l_{TL} \eta_{mL}$$

近似计算时，可取

$$(1 + B) l_{cL} = l_{TL} \eta_{mL}$$

因为

$$l_{TL} = c_p'(T_{4B}^* - T_5^*) = c_p' \Delta T_{TL}^*$$

代人功率平衡方程得

$$\Delta T_{\text{TL}}^* = \frac{(1+B)l_{\text{cL}}}{(1+f_{\text{b}}-\nu_{\text{col}})c_p'\eta_{\text{mL}}}$$

于是，有

$$T_5^* = T_{4\text{B}}^* - \Delta T_{\text{TL}}^*$$

又因为

$$l_{\text{TL}} = c_p'\Delta T_{\text{TL}}^* = c_p'T_{4\text{B}}^*\left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{TL}}^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}}\right)\eta_{\text{TL}}$$

所以，有

$$\pi_{\text{TL}} = \left(1 - \frac{\Delta T_{\text{TL}}^*}{T_{4\text{B}}^*\eta_{\text{TL}}}\right)^{-\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}$$

$$p_5^* = p_{4\text{B}}^* / \pi_{\text{TL}}$$

以上计算步骤也适用于双转子涡喷发动机，只需令 $B=0$ 即可。所求得低压涡轮出口气流参数，即为尾喷管进口（无加力燃烧室）或加力燃烧室进口气流参数。

（10）确定混合器内、外涵进口气流参数

混合器内涵进口（6I 截面）气流参数：

$$T_{6\text{I}}^* = T_5^*$$

$$p_{6\text{I}}^* = p_5^* \quad (\text{认为“6I”与“5”重合})$$

或 $p_{6\text{I}}^* = \sigma_1 p_5^*$ （ σ_1 为涡轮后至混合器内涵进口的总压恢复系数）。

如给定发动机的空气流量 W_{a} ，则可得

$$W_{\text{al}} = W_{\text{a}} / (1+B)$$

而

$$W_{\text{gl}} = W_{\text{al}}(1+f_{\text{b}}-\nu_{\text{col}}) = K_{\text{m}}' \frac{p_{6\text{I}}^*}{\sqrt{T_{6\text{I}}^*}} A_{6\text{I}} q(\lambda_{6\text{I}})$$

则

$$q(\lambda_{6\text{I}}) = \frac{W_{\text{gl}} \sqrt{T_{6\text{I}}^*}}{p_{6\text{I}}^*} \cdot \frac{1}{K_{\text{m}}' A_{6\text{I}}}$$

可见，给定 $A_{6\text{I}}$ ，可求出 $q(\lambda_{6\text{I}})$ 及 $\lambda_{6\text{I}}$ 。反之，给定 $\lambda_{6\text{II}}$ （在 $p_{6\text{II}}^* / p_{6\text{I}}^* \approx 1$ 时， $\lambda_{6\text{I}} = \lambda_{6\text{II}} = 0.3 \sim 0.4$ ），则可确定 $A_{6\text{I}}$ 。

混合器外涵进口（6II 截面）气流参数：

$$p_{6\text{II}}^* = \sigma_{\text{II}} p_{22}^*$$

$$T_{6\text{II}}^* = T_{22}^*$$

式中： $\sigma_{\text{II}}=0.94\sim 0.99$ ，为外涵道总压恢复系数。

给定 W_a 时，有

$$W_{\text{aII}} = W_a \left/ \left(1 + \frac{1}{B} \right) \right. = K_m \frac{p_{6\text{II}}^*}{\sqrt{T_{6\text{II}}^*}} A_{6\text{II}} q(\lambda_{6\text{II}})$$

可见，给定 $A_{6\text{II}}$ （或 $\lambda_{6\text{II}}$ ），就可确定 $\lambda_{6\text{II}}$ （或 $A_{6\text{II}}$ ）。

（11）计算混合器出口（6B 截面）气流参数

由第 6 章中的混合器方程组：

$$T_{6\text{B}}^* = \frac{T_{6\text{I}}^* + BT_{6\text{II}}^*}{1+B} \quad (\text{忽略 } c_p \text{ 差别, 认为 } W_{\text{aI}} \approx W_{\text{aII}})$$

$$p_{6\text{I}}^* f(\lambda_{6\text{I}}) + p_{6\text{II}}^* \frac{A_{6\text{II}}}{A_{6\text{I}}} f(\lambda_{6\text{II}}) = p_{6\text{B}}^* \left(1 + \frac{A_{6\text{II}}}{A_{6\text{I}}} \right) f(\lambda_{6\text{B}})$$

$$p_{6\text{I}}^* q(\lambda_{6\text{I}}) + p_{6\text{II}}^* \frac{A_{6\text{II}}}{A_{6\text{I}}} \frac{q(\lambda_{6\text{I}})}{\sqrt{T_{6\text{II}}^*/T_{6\text{I}}^*}} = p_{6\text{B}}^* \left(1 + \frac{A_{6\text{II}}}{A_{6\text{I}}} \right) \frac{q(\lambda_{6\text{B}})}{\sqrt{T_{6\text{B}}^*/T_{6\text{I}}^*}}$$

联立求解可得 $p_{6\text{B}}^*$ 、 $T_{6\text{B}}^*$ 和 $\lambda_{6\text{B}}$ 。

$p_{6\text{B}}^*$ 也可用下式近似估算：

$$p_{6\text{B}}^* = \sigma_m \frac{p_{6\text{I}}^* + B p_{6\text{II}}^*}{1+B}$$

式中： $\sigma_m = 0.95\sim 0.96$ ，为混合器总压恢复系数。

（12）计算加力燃烧室出口气流参数

加力燃烧室的总压恢复系数为

$$\sigma_{\text{b,af}} = \sigma_{\text{f}} \cdot \sigma_{\text{t}}$$

式中： σ_{f} 为流体损失的总压恢复系数，其值为 0.92～

0.95； σ_{t} 为由于加热引起的总压恢复系数，其值取决于加力燃烧室进口气流的 λ 数和加力温度比 $T_{\text{af}}^*/T_{6\text{B}}^*$ ，如图 7-43 所示。

加力燃烧室不工作时，出口气流参数：

$$p_7^* = \sigma_{\text{b,af}} p_{6\text{B}}^* = \sigma_{\text{f}} p_{6\text{B}}^* \\ T_7^* = T_{6\text{B}}^*$$

加力燃烧室工作时，出口气流参数：

$$p_7^* = \sigma_{\text{b,af}} p_{6\text{B}}^* = \sigma_{\text{f}} \sigma_{\text{t}} p_{6\text{B}}^* \\ T_7^* = T_{\text{af}}^*$$

根据加力燃烧室热平衡方程，计算加力油气比

$f_{\text{b,af}}$ ：

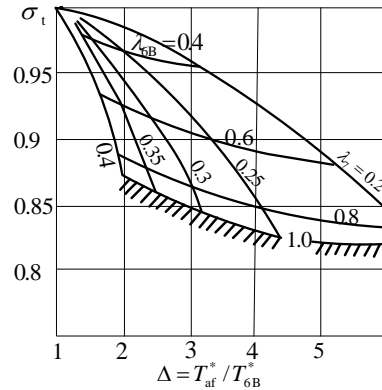


图 7-43 加力燃烧室的热阻损失

$$f_{b,af} = \frac{i_7^* - i_{6B}^* + \frac{(1 - v_{col})f_b}{1 + B}(I_7 - I_{6B})}{\xi_{b,af} H_f - I_7 + i_3^*}$$

(13) 计算尾喷管出口 (9 截面) 气流参数

$$p_9^* = p_7^* \cdot \sigma_{nz}$$

$$T_9^* = T_7^*$$

$$c_9 = \varphi_{nz} \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_7^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{nz}^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}}\right)}$$

式中: σ_{nz} 为尾喷管总恢复系数; $\varphi_{nz}=0.97\sim 0.98$; $\pi_{nz} = p_7^* / p_H$ 。

(14) 计算发动机性能参数

发动机的推力 (尾喷管完全膨胀):

$$F = W_g c_9 - W_a V$$

$$= W_{al} \{ [1 + B + f_b(1 - v_{col}) + (1 + B)f_{b,af}] c_9 - (1 + B)V \}$$

不加油时, 有 $f_b = W_{f,af} / W_a = 0$ 。

单位推力 F_s :

$$F_s = \frac{F}{W_a} = \frac{F}{W_{al}(1 + B)}$$

耗油率 sfc :

$$sfc = \frac{3600(W_f + W_{f,af})}{F} = \frac{3600[f_b(1 - v_{col}) + (1 + B)f_{b,af}]}{(1 + B)F_s}$$

不加油时, 有 $f_{b,af} = 0$ 。

发动机气动热力计算过程到此结束。需要说明的是上述计算中未考虑比热和绝热指数随工质温度和成份的变化。

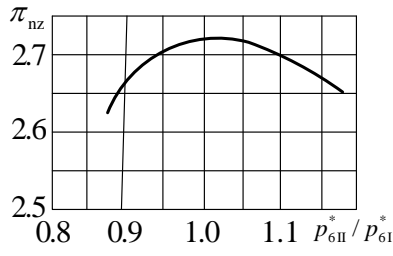
7.5.2 不加油发动机单位推力和耗油率与工作过程参数的关系

设计新发动机时, 通过气动热力计算, 为选择合适的设计状态工作过程参数 (π_{cL}, B, π_c 及 T_4^*) 提供主要依据。其方法是人为给定不同的工作过程参数, 进行一系列气动热力计算, 找出单位推力 F_s 和耗油率 sfc 与各工作过程参数间的关系。

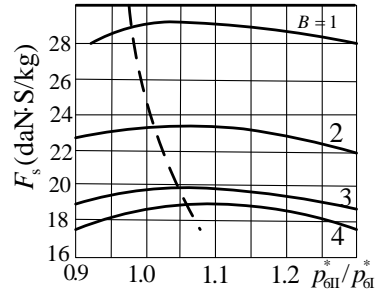
一台制造好的发动机, 在非设计状态下工作时, 其工作过程参数必须遵循第七章分析中所得出的变化规律, 而不是任意给定的。但可以根据实际情况, 借用设计新发动机的气动热力计算结果, 综合分析发动机的特性。

1. 低压压气机 (风扇) 增压比 π_{cL} (或 π_f) 对 F_s 和 sfc 的影响

1.3.1 节中指出, 在混合排气涡轮发动机中, 当混合器进口外、内涵总压比 p_{6H}^* / p_{6I}^* 接近于 1.0 时, 气流混合的损失最小, 在飞行条件、内涵参数及涵道比给定的情况下, 尾喷管降压比 $\pi_{nz} (= p_7^* / p_H)$ 达最大值 (图 7-44), 单位推力 F_s 因之达最大值 (图 7-45)。



$H = 11\text{km}$ 、 $M_H = 0.8$ 、
 $\pi_c = 24$ 、 $B = 2$ 、 $T_4^* = 1150\text{K}$



(条件同图 8-17)

图 7-44 喷管降压比 π_{nz} 与 p_{6II}^*/p_{6I}^* 关系 图 7-45 不同 B 值下 F_s 与 p_{6II}^*/p_{6I}^* 的关系

对应于 $p_{6II}^*/p_{6I}^* \approx 1.0$ 的低压压气机 (风扇) 增压比称为最佳低压压气机 (风扇) 增压比, 以符号 π_{cLopt} (或 π_{fopt}) 表示。1.1 节中已分析了在循环参数一定时, π_{fopt} 与涵道比 B 的关系。

在地面试车台条件下, 给定 π_c 、 T_4^* 及混合器进口内、外涵总压比, 用气动热力计算方法求出的 π_{cL} (或 π_f) 对 F_s 和 sfc 影响情形如图 7-46 所示。可以看出, 在给定条件下, π_{cL} 增大时, 为保持 $p_{6II}^*/p_{6I}^* = 0.95$, 涵道比必须相应地减小。在飞行条件、 π_c 及 T_4^* 给定时, 随着 π_{cL} 增大, 尾喷管降压比 $\pi_{nz} (= \pi_{cL} \cdot \pi_v)$ 增大, 完全膨胀时的排气速度 c_9 因之增大, 所以单位推力 $F_s (\approx c_9 - V)$ 增大。耗油率为

$$sfc = \frac{3600W_f}{F} = \frac{3600W_f}{(1+B)W_{al}F_s} = \frac{3600q_1}{(1+B)\xi_b H_f F_s} \quad (7-33)$$

式中:

$$q_1 = \frac{W_f \xi_b H_f}{W_{al}} = \bar{c}_p (T_4^* - T_3^*) \quad (7-34)$$

q_1 为主燃烧室实际加给每千克空气的热量。

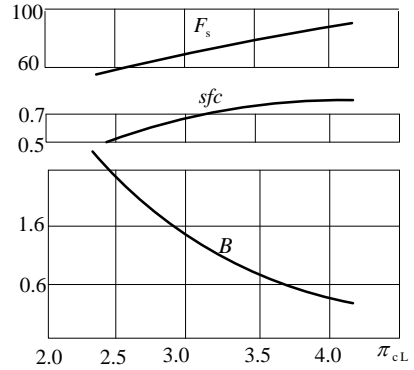


图 7-46 π_{cL} 对 F_s 、 sfc 的影响

($\pi_c = 20$ 、 $T_4^* = 1650\text{K}$ 、 $p_{6II}^*/p_{6I}^* = 0.95$)

令 $B = 0$ ，则上式适用于涡喷发动机。

当飞行条件、 π_c 及 T_4^* 一定时， q_1 不随 π_{cL} 的变化而变化。 π_{cL} 的增大使 F_s 增大的程度小于使涵道比 B 降低的程度，由式 (8-33) 可见，耗油率随 π_{cL} 增大而增大。

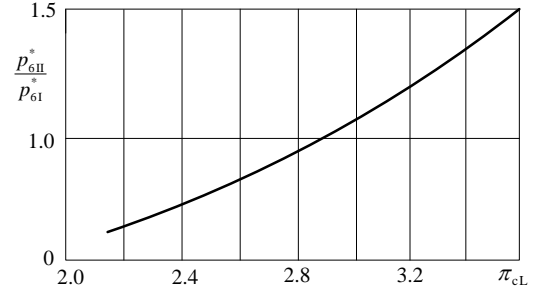


图 7-47 p_{6II}^*/p_{6I}^* 与 π_{cL} 的关系

如果在飞行条件、 π_c 及 T_4^* 给定时，保持涵道比 B 不变，则 p_{6II}^*/p_{6I}^* 将随 π_{cL} 的变化而变化 (图 7-47)。此时，随着 π_{cL} 的增大，单位推力 F_s 先增大后减小，在 $p_{6II}^*/p_{6I}^* \approx 1.0$ 处达到最大值。耗油率 sfc 则与 F_s 成反比地变化。

2. 涵道比 B 对 F_s 和 sfc 的影响

上面说过，在能量分配最佳 ($p_{6II}^*/p_{6I}^* \approx 1.0$) 时，涵道比 B 与 π_{cLopt} 是相对应的。

这里讨论在飞行条件、 π_c 、 T_4^* 及 π_{cL} 给定时， B 对 F_s 、 sfc 的影响。

B 增大时，带动风扇外涵部分所需的涡轮功 $l_{TII}(=Bl_{cL})$ 增大，使得涡轮出口的燃气总压、总温降低，混合器出口燃气总压、总温相应降低，排气速度因之减小，结果是单位推力 F_s 单调地减小 (图 7-48)。

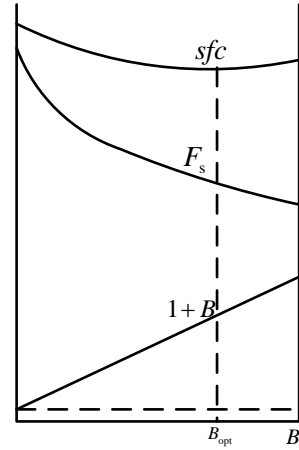


图 7-48 涵道比 B 对 F_s 、 sfc 的影响

由式 (7-33) 可以看出，影响 sfc 的因素主要有三个： F_s 、 q_1 和 $(1+B)$ 。在给定的条件下，由式 (7-34) 知 q_1 与 B 无关，而 F_s 又与 $(1+B)$ 的变化趋势相反。先是由于涵道比的影响占主导地位， sfc 随 B 的增大而不断减小，随着 B 的不断增大， F_s 降低得更快，这时 sfc 反而有所增加。所以 sfc 随 B 的增大先减小后增大，存在一个最佳涵道比 B_{opt} ，如图 7-48 所示。

3. 压气机增压比 π_c 对 F_s 和 sfc 的影响

π_c 对 F_s 和 sfc 的影响，对混合排气涡扇发动机和涡喷发动机来说，在性质上是相同的。

给定飞行条件、 T_4^* 、 π_{cL} 及 B ，选取不同的 π_c (实质上是 π_{cH})，经气动热力计算，得出 π_c 对 F_s 和 sfc 的影响如图 7-49 所示。图中， $B = 0$ 表示涡喷发动机的 F_s 、 sfc 与 π_c 的关系。为了更清楚地看出 π_c 对 F_s 和 sfc 的影响，也可将计算结果描述成图 7-50 所示的曲线。由图可以看出，随着 π_c 的增加， F_s 先增大后减小，当 $\pi_c = \pi_{copt}$ 时， F_s 达到最大值。 π_{copt} 可由 1.3 节中实际循环有效功 l_e 为最大值的条件确定。在能量分配为最佳的条件下，混排涡扇发动机的 π_{copt} 值与同参数的涡喷发动机相差不大。

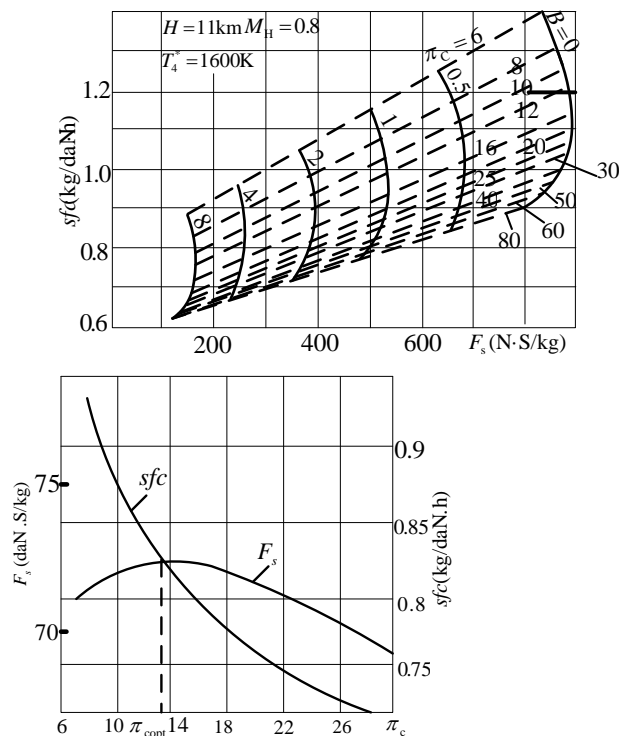


图 7-49 不同 B 值下 π_c 对 F_s 、 sfc 的影响 ($\pi_{cL} = \pi_{cLopt}$) 图 7-50 π_c 对 F_s 、 sfc 的影响 ($H = 0$, $M_H = 0$,

$$\pi_{cL} = 3.6, T_4^* = 1650 \text{ K}, B = 0.6)$$

F_s 随 π_c 的变化规律，可以用实际循环有效功 l_e 与 π_c 的关系来解释。

由前面的分析可以知道，在尾喷管中燃气完全膨胀，且认为通过尾喷管的燃气流量 W_g 等于流入发动机的空气流量 W_a 的条件下，单位推力可表示为

$$F_s = c_9 - V$$

由实际循环有效功的定义式可知

$$c_9 = \sqrt{\frac{2l_e}{B+1} + V^2}$$

所以

$$F_s = \sqrt{\frac{2l_e}{B+1} + V^2} - V$$

令 $B = 0$ ，则得到涡喷发动机单位推力与有效功的关系式。

可以看出，在飞行速度 V 一定时， F_s 取决于 l_e 和 B 。给定 B ，就仅取决于 l_e 。由于混合排气涡扇发动机实际循环有效功 l_e 与工作过程参数间的关系表达式难以确立，用理想循环功 l_{ei} 代替 l_e ，作定性解释。 l_{ei} 随着 π_c （在飞行条件一定时与 π 成正比）的变化规律可见图 1-15，对应于最佳的压气机增压比 π_{copt} ， l_{ei} 达到最大值。

对于涡喷发动机，结论相同。

从图 7-50 还可看出，随着 π_c 增大，耗油率 sfc 起初是下降的， π_c 超过 $\pi_{c\text{opt}}$ 后， sfc 继续下降，直到 π_c 大于某一值后（图 7-50 中未画出）， sfc 由下降转为增高，所以 sfc 存在着最低点。 sfc 最低点对应的 π_c 称为经济增压比，用 $\pi_{c\text{eco}}$ 来表示，经济增压比要比最佳增压比大。

sfc 随 π_c 的变化规律可由图 7-51 来加以解释。

由式 (8-27) 可知，在 B 给定时， sfc 取决于 F_s 和 q_1 。 π_c 增大， q_1 单调减小，而 F_s 则先增大后减小。起初 F_s 增大和 q_1 减小都使 sfc 下降；当压气机增压比大于最佳增压比时， F_s 减小使 sfc 下降减缓，而当压气机增压比继续增大到大于经济增压比时， F_s 减小的作用大于 q_1 减小的作用， sfc 开始增高。

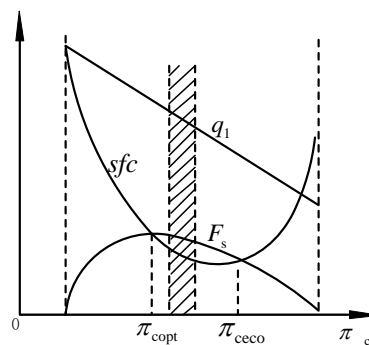


图 7-51 sfc 与 π_c 的关系说明图

需要说明的是， π_c 对 F_s 和 sfc 的影响，在性质上对混排涡扇发动机和涡喷发动机来说是类似的，但在量上却有明显的差别。主要表现在混排涡扇发动机的 $F_s = f(\pi_c)$ 曲线平缓，即混排涡扇发动机 T_4^* 的选择主要是影响发动机的经济性。但不能选择经济增压比作为压气机设计增压比，因为经济增压比数值很大（在现有 T_4^* 下，达 80 以上），现有技术很难实现，所以一般将压气机设计增压比选择在 $\pi_{c\text{opt}}$ 与 $\pi_{c\text{eco}}$ 之间（图 7-51 中的阴影部分）。现役机种，涡扇发动机为 $\pi_{cd} = 20 \sim 30$ ，涡喷发动机为 $\pi_{cd} = 8 \sim 12$ 。

4. 涡轮前燃气温度 T_4^* 对 F_s 和 sfc 的影响

给定飞行条件、 π_c 、 $\pi_{cL}(=\pi_{cL\text{opt}})$ 及 B ，选取不同 T_4^* ，通过气动热力计算，得出 T_4^* 对 F_s 和 sfc 影响的情形如图 7-52 所示。

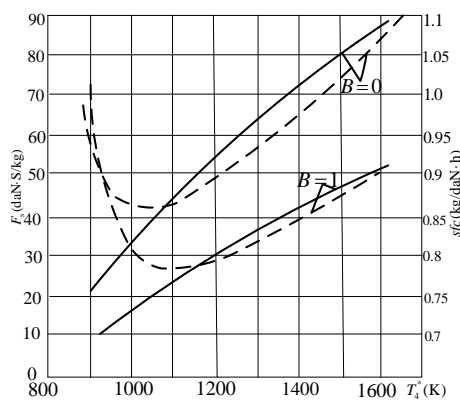


图 7-52 不同 B 值下 T_4^* 对 F_s 、 sfc 的影响

由图看出，单位推力 F_s 随 T_4^* 升高而单调增大（图中实线）。这是因为，在飞行条件及 π_c 一定时， T_4^* 升高表示发动机循环加热比 Δ 及加热量 q_1 增大，实际循环有效功 l_e 增大，单位推力 F_s 因之增大。 $F_s=0$ 对应的 $T_{4\text{min}}^*$ （图中未画出）称为最低涡轮前燃气温度。

由图可以看出，随着 T_4^* 升高，耗油率 sfc 先降低后升高（图中虚线）。 sfc 最低值对应的 T_4^* 称为经济涡轮前燃气温度，用 $T_{4\text{eco}}^*$ 来表示。 sfc 随 T_4^* 的变化规律可由 F_s 和 q_1 随 T_4^* 的

变化规律来解释。当 $T_4^* < T_{4\text{eco}}^*$ 时, F_s 随 T_4^* 升高而增大的因素起主导作用, 所以 sfc 降低; 当 $T_4^* > T_{4\text{eco}}^*$ 时, q_1 随 T_4^* 升高而增大的因素起主导作用, 所以 sfc 升高。

由图还可看出, 随着涵道比 B 的增大, $T_{4\text{eco}}^*$ 增高。这是由于 B 越大, 排气速度越小, 推进效率 η_p 越高, T_4^* 升高 (η_p 及总效率 η_0 降低) 对 sfc 的不良影响程度越小。由此可知, 在相同参数下, 涡喷发动机的 $T_{4\text{eco}}^*$ (图中 $B = 0$) 比涡扇发动机的低。由图可见, 在亚音速巡航飞行状态下, 涡扇发动机的 $T_{4\text{eco}}^* = 1200 \sim 1300\text{K}$, 甚至更高。目前, 最大状态的 T_4^* 都选择在大于 $T_{4\text{eco}}^*$ 范围, 约为 $1400 \sim 1700\text{K}$ 。

7.5.3 加力发动机单位推力和耗油率与工作过程参数的关系

加力发动机的工作过程参数除了 π_{cL} 、 B 、 π_c 及 T_4^* 以外, 还应加上加力温度 T_{af}^* 。

1. π_{cL} 对 F_{saf} 和 sfc_{af} 的影响

与不加力混合排气涡扇发动机一样, 最佳低压压气机 (风扇) 增压比 $\pi_{c\text{Lopt}}$ (或 $\pi_{f\text{opt}}$) 是与 $p_{6\text{II}}^* / p_{6\text{I}}^* \approx 1.0$ 相对应的。

给定飞行条件、 π_c 、 T_4^* 、 T_{af}^* 及 $p_{6\text{II}}^* / p_{6\text{I}}^*$, 通过气动热力计算, 得出如图 7-53 所示的 F_{saf} 、 sfc_{af} 与 π_{cL} 的关系曲线。可以看出, 随着 π_{cL} 的增加, F_{saf} 增大, 而 sfc_{af} 是降低的。这是因为, 在给定条件下, π_{cL} 增加意味着尾喷管降压比 π_{nz} 增加, 排气速度增大, 加力单位推力 F_{saf} 因之增大。而加力耗油率

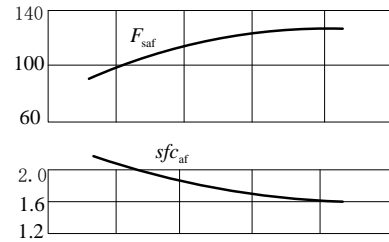


图 7-53 π_{cL} 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响
($\pi_c = 20$ 、 $T_4^* = 1650\text{K}$ 、 $p_{6\text{II}}^* / p_{6\text{I}}^* = 0.95$)

$$sfc_{\text{af}} = \frac{3600(W_f + W_{\text{faf}})}{F_{\text{af}}} = \frac{3600(W_f + W_{\text{faf}})}{(1+B)W_{\text{af}}F_{\text{saf}}} = \frac{3600[q_1 + (1+B)q_{1\text{af}}]}{(1+B)F_{\text{saf}}\xi H_f}$$

式中:

$$q_1 = \frac{W_f \xi_b H_f}{W_{\text{af}}} = \bar{c}_p (T_4^* - T_3^*)$$

$$q_{1\text{af}} = \frac{W_{\text{faf}} \xi_{\text{baf}} H_f}{W_{\text{a}}} = \bar{c}_p (T_{\text{af}}^* - T_{6\text{B}}^*)$$

由式 (8-21) 可知

$$q_1 + (1+B)q_{1\text{af}} = (1+B)q_{1\Sigma}$$

所以, 加力耗油率可表示为

$$sfc_{\text{af}} = \frac{3600q_{1\Sigma}}{\xi H_f F_{\text{saf}}} \quad (7-35)$$

其中：

$$q_{1\Sigma} = \bar{c}_p (T_{af}^* - T_2^*) = \bar{c}_p (T_{af}^* - T_H^*)$$

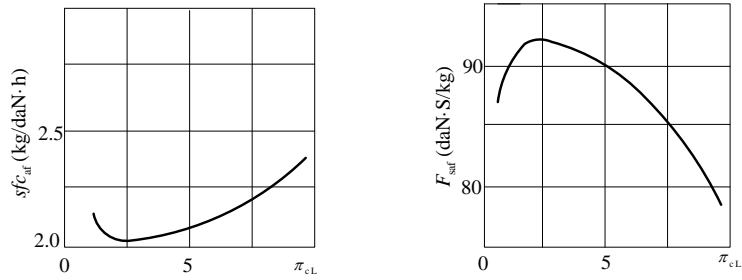


图 7-54 π_{cL} 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响 ($H = 11\text{km}$, $M_H = 2$,

$$\pi_c = 10, T_4^* = 1400\text{K}, T_{af}^* = 2000\text{K}, B = 1)$$

对加力涡喷发动机也可得到相同的表达式。

可以看出，在飞行条件、 T_{af}^* 给定时， sfc_{af} 与 F_{saf} 成反比。由于 π_{cL} 增加使 F_{saf} 增大， sfc_{af} 因之降低。如果在飞行条件、 π_c 、 T_4^* 及 T_{af}^* 给定时，保持涵道比 B 不变，则不能满足 $p_{6H}^* / p_{6I}^* \approx 1.0$ 的条件，此时加力单位推力 F_{saf} 、加力耗油率 sfc_{af} 与 π_{cL} 的关系如图 7-54 所示。随着 π_{cL} 增加， F_{saf} 先增大后减小； sfc_{af} 则先降低后升高。这是因为偏离 π_{cLopt} ，使 p_{6H}^* / p_{6I}^* 偏离 1.0，导致内、外涵混合损失增大。

2. 涵道比 B 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响

给定飞行条件、 π_c 、 T_4^* 、 T_{af}^* ，选定不同涵道比，计算结果如图 7-55 所示（实线— $\pi_c = 20$ ；虚线— $\pi_c = 15$ ；点划线— $\pi_c = 10$ ）。由图可见，随着 B 值增大，加力单位推力 F_{saf} 减小，加力耗油率 sfc_{af} 升高。

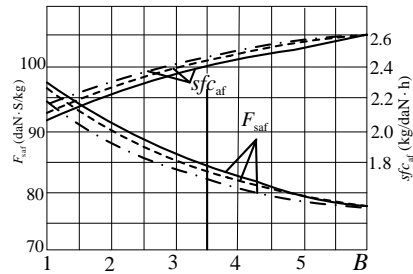


图 7-55 π_{cL} 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响

$$(H = 1\text{km},$$

$$M_H = 0.9, T_4^* = 1400\text{K}, T_{af}^* = 2000\text{K})$$

在尾喷管完全膨胀的条件下，根据单位推力的表达式和式 (1-18)，可得

$$F_{saf} = \sqrt{\frac{2l_{caf}}{1+B} + V^2} - V$$

可见，随着 B 增大，因 l_{caf} 增大的程度小于 $(1+B)$ 增大的程度，所以 F_{saf} 减小， sfc_{af} 升高。

3. 压气机增压比 π_c 对 F_{saf} 和 sfc_{af} 的影响

给定飞行条件、 T_4^* 、 T_{af}^* 、 π_{cL} 及 B ，选定不同 π_c 得出如图 7-56 所示的计算结果。由图可见，随着 π_c 的增加， F_{saf} 先增大后减小， sfc_{af} 先降低后升高。在 $\pi_{c, \text{opt}, af} = \pi_{ceco, af} \approx 24$ 时， F_{saf} 和 sfc_{af} 同时达最大值和最低值。

变化规律的解释与不加力时的相似。

加力涡喷发动机的 π_c 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响，在性质上与混排加力涡扇发动机的相似。

4. 涡轮前燃气温度 T_4^* 对 F_{saf} 和 sfc_{af} 的影响

给定飞行条件、 π_c 、 B 及 T_{af}^* ，选定不同

T_4^* 可得出如图 7-57 所示的计算结果。由图可见，随着 T_4^* 升高， F_{saf} 单调增大， sfc_{af} 与 F_{saf} 成反比地单调降低（图中未画出）。还可看出， M_H 增大时 F_{saf} 减小，且随 T_4^* 的变化较平缓。

由 1.3 节的分析可知， T_4^* 升高，循环功 l_{caf} 增大；同时，在 $q_{1\Sigma}$ 一定时， T_4^* 升高表明 q_1 增大， q_{1af} 减小，因主燃烧室的工作条件优于加力燃烧室，所以热效率提高。这两个因素都使 F_{saf} 增大，而 sfc_{af} 降低。

随着 M_H 增大，冲压作用增强，涡轮压气机部件的作用减弱，尾喷管降压比、排气速度主要由冲压比 π_v 决定，所以 T_4^* 对 F_{saf} 的影响减弱。

T_4^* 对加力涡喷发动机 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响与上述结论一致。

5. 加力温度 T_{af}^* 对 F_{saf} 和 sfc_{af} 的影响

给定飞行条件、 π_c 、 B 及 T_4^* ，选定不同 T_{af}^* ，可得到如图 7-58 所示的计算结果。由图可见，随着 T_{af}^* 升高， F_{saf} 、 sfc_{af} 都增大。这是因为

$$F_{saf} \propto \sqrt{T_{af}^*}$$

所以 T_{af}^* 升高使 F_{saf} 增大；而加力耗油率

$$sfc_{af} \propto \frac{q_{1\Sigma}}{F_{saf}} = \frac{c_p (T_{af}^* - T_H^*)}{F_{saf}}$$

因 T_{af}^* 升高， $q_{1\Sigma}$ 升高程度大于 F_{saf} 增大程度，所以 sfc_{af} 也增大。

计算表明， $M_H \geq 2.5$ 时，出现 $sfc_{af} = f(T_{af}^*)$ 的最低值。该 M_H 值已超出常用范围，故不作分析。

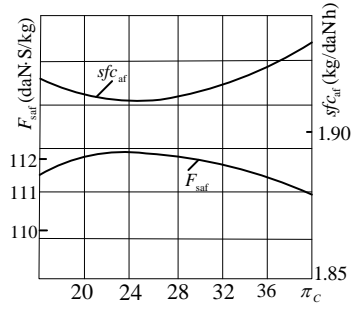


图 7-56 π_c 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响

($H = 1\text{km}$,

$M_H = 0.9$, $T_4^* = 1650\text{K}$, $T_{af}^* = 2000\text{K}$,

$\pi_{cL} = 3.6$, $B = 0.6$)

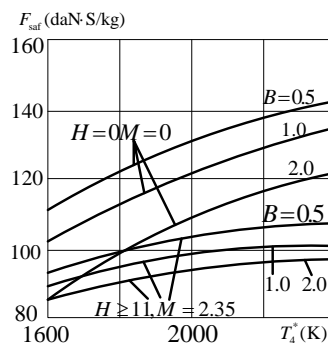


图 7-57 T_4^* 对 F_{saf} 的影响 ($T_{\text{af}}^* = 2000\text{K}$)

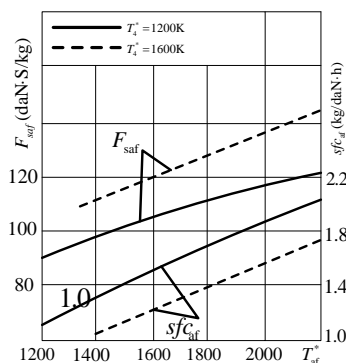


图 7-58 T_{af}^* 对 F_{saf} 、 sfc_{af} 的影响

($M_{\text{H}} = 0, H = 0$)

7.5.4 发动机参数的初步选择

发动机最佳参数的选择可归结为选择合适的工作过程参数,以保证最有效地解决飞行器的战术技术任务和技术经济任务(运输机)。选择时,要全面评价具有不同发动机方案的飞行器,在综合考虑两者相互影响的基础上,评选出最优的飞机/发动机设计方案。发动机最佳参数的选择,要考虑的因素很多,是一项很复杂的工作,可参看有关参考资料。

这里,只就用于飞行任务较单一飞机上的发动机参数的选择作原则性地介绍。对这种发动机,可以在本章分析发动机单位性能参数(F_s 、 sfc)与工作过程参数(π_{cL} 、 B 、 π_{c} 、 T_4^* 、 T_{af}^*)关系的基础上,并考虑发动机推重比的变化,对其参数作出初步选择。发动机参数初步选择的一般原则为

对于战斗机用涡扇发动机,虽说其性能要求是多方面的,但推重比是一项很重要的性能指标。因为单位推力 F_s 大是参数选择的主要依据。为此,参数选择的一般原则是:

(1) 压气机总增压比 π_{c}

对于加力状态使用时间较长的,应选择 $\pi_{\text{c}} = \pi_{\text{coptaf}}$; 加力状态使用时间短的,照顾到经济性, π_{c} 应选在 π_{copt} 与 π_{ceco} 之间靠近 π_{copt} 处。

正如本章所分析的, F_s 、 F_{saf} 随 π_{c} 变化的曲线变化平缓,考虑到其他因素, π_{c} 的选择偏离上述值是合理的。目前, $\pi_{\text{c}} = 20 \sim 30$ 。

(2) 涡轮前燃气温度 T_4^*

提高 T_4^* , 使 F_s 和 F_{saf} 显著增大,所以在高温部件强度允许的条件下,尽可能选择高的 T_4^* 。

目前, $T_4^* = 1400 \sim 1700\text{K}$, 均高于 $T_{4\text{eco}}^*$ 。

(3) 低压压气机(或风扇)增压比 π_{cL} 和发动机涵道比 B

在 π_{c} 和 T_4^* 选定后,为了保证能量的最佳分配($p_{6\text{II}}^*/p_{6\text{I}}^* = 1.0$), π_{cL} 与 B 的选择是互相关联的。现役先进战斗机发动机的涵道比 $B = 0.2 \sim 1.0$, 是小涵道比,以便获取高的 F_s 和 F_{saf} , 这样与 B 相对应的 π_{cL} 就要相对高一些。

(4) 加力温度 T_{af}^*

T_{af}^* 升高, F_{saf} 增大快,但这以牺牲耗油率为代价。目前, $T_{\text{af}}^* = 2000\text{K}$ 。进一步提高 T_{af}^*

的潜力不大,因为航空煤油与空气理论燃烧温度约为 2394K,如考虑不完全燃烧及其他因素,
 $T_{afmax}^* \approx 2160 \sim 2200K$ 。

对于轰炸、运输机用涡扇发动机,侧重于经济性,其参数选择原则与战斗机用涡扇发动机的有所不同。如,选择高压气机增压比、高涡轮前燃气温度、高涵道比采用所谓“三高”原则。由于涵道比高,这种涡扇发动机多采用分开排气方案,以减少气流混合损失。

对于涡喷发动机的 π_c 、 T_4^* 及 T_{af}^* 的初步选择,其一般原则与涡扇发动机的类似,不再重述。

习 题

7-1 当尾喷管喉部处于临界或超临界工作状态时, 涡喷与混排涡扇发动机在非设计状态下的涡轮落压比变化规律有什么不同? 为什么?

7-2 在平衡工作状态下, 燃气发生器的共同工作条件是什么? 其中哪些是关键条件?

7-3 怎样在高压压气机特性曲线图上作出等温比 $\frac{T_4^*}{T_{2B}^*} = \text{常数}$ 线? 解释等温比线的变化规律。

7-4 如何在高压压气机特性图上画出高压涡轮参数 $\pi_{TH} = \text{常数}$ 线?

7-5 试推导流程截面积不可调的涡扇发动机燃气发生器(高压转子)的共同工作方程。

7-6 如何在涡扇发动机的高压压气机特性图上作出高压转子的共同工作线?

7-7 试比较不同高压压气机设计增压比的涡扇发动机的燃气发生器共同工作线走向的特点, 并解释其理由。

7-8 涡扇发动机低压转子的共同工作条件是什么? 并据此推导低压转子的共同工作方程。

7-9 在各级涡轮导向器均处于临界或超临界工作状态下, 影响混合排气涡扇发动机低压转子共同工作线走向的因素有哪些? 如何影响的? 有什么规律?

7-10 尾喷管喉部处于亚临界工作状态时, 混合排气涡扇发动机的低压转子共同工作线走向有什么特点? 其走向规律如何受飞行马赫数 M_H 变化的?

7-11 试分析在飞行条件一定时, 当物理转速变化时, 涡扇发动机的参数 $\overline{q(\lambda_2)}$ 、 $\overline{\pi_c}$ 、 $\overline{\eta_c}$ 、 \overline{S} 、 $\overline{T_4^*}$ 、 $\overline{\pi_r}$ 随 n_{Lcor} 的变化规律。

7-12 试分析在物理转速一定的前提下, 不同调节规律的涡扇发动机工作过程参数 $\overline{\pi_c}$ 、 $\overline{q(\lambda_2)}$ 、 $\overline{T_4^*}$ 、 \overline{S} 随飞行条件 (M_H , H) 的变化规律, 并比较有什么异同?

7-13 为什么要对涡扇发动机进行调节? 举例说明什么是被调参数、调节中介? 选择被调参数的原则是什么?

7-14 目前涡扇发动机上采用哪些可调流程截面? 实现哪些调节目标?

7-15 当尾喷管喉部处于临界或超临界工作状态时, 改变尾喷管临界截面积对双转子混排涡扇发动机的高、低压转子共同工作线的位置有什么影响?

7-16 涡轮风扇发动机的涵道比如何随着 T_H^* 的变化而变化的?

7-17 混排涡扇发动机的涵道比随着 T_H^* 的变化为什么比分开排气时的涵道比变化更大一些?

7-18 调节低压涡轮导向器最小截面积对双转子混排涡扇发动机的高、低压转子共同工作线的位置有什么影响?

7-19 为防止双转子混排涡扇发动机的压气机喘振, 对压气机采用哪些调节方法? 它们对共同工作线有什么影响?

7-20 混排加力涡扇发动机的调节规律有哪些?

7-21 为什么在接通和断开加力的过程中, 混排涡扇发动机尾喷管的临界截面面积应随加力燃气温度 T_{af}^* 一致的变化? 若尾喷管临界截面面积调节不协调时, 会造成什么后果?

7-22 为什么在尾喷管喉部处于临界或超临界工作状态下, 混排涡扇发动机在不同的飞行条件下接通加力时, T_{af}^* 的升高量相同, 但 A_{8af} 的放大量是不同的? 试说明之。

7-23 某混排涡扇发动机在地面标准大气条件下, 以最大状态工作时, $\pi_{cl}=3.54$, $\eta_{cl}=0.79$,

$W_a = 112 \text{ kg/s}$, $\sigma_i = 1.0$, $\pi_{cH} = 6.46$, $\eta_{cH} = 0.81$, 其调节规律为 $n_L = \text{常数}$, $A_8 = \text{常数}$, 求:

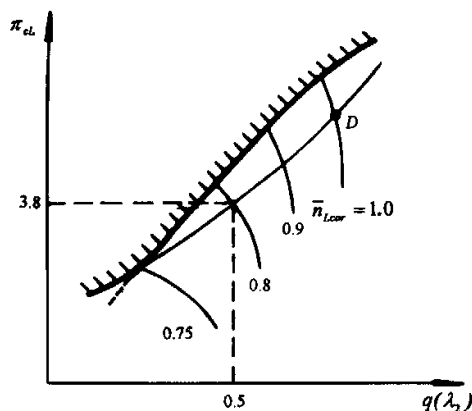
- (1) 发动机压气机的增压比 π_c 和效率 η_c ;
 - (2) 在 $H = 11 \text{ km}$, $M_H = 1.285$ 的飞行条件下工作时的 $W_a = ?$ 、 $p_3^* = ?$
 - (3) 在 $H = 11 \text{ km}$, $M_H = 1.285$ 的飞行条件下工作时的总压气机为 $l_c = ?$
- (设高、低压涡轮导向器和尾喷管临界截面分别处于临界工作状态)

7-24 某双转子涡喷发动机在 $H = 0$, $V = 0$, 标准大气条件下以最大工作状态时, $\pi_{cL} = 3.345$, $\eta_{cL} = 0.797$, $\eta_{TL} = 0.91$, $\eta_{mL} = 0.986$, $n_L = 11150 \text{ 转/分}$, $\pi_{cH} = 2.645$, $\eta_{cH} = 0.807$, $\pi_{TH} = 1.834$, $\eta_{TH} = 0.92$, $\eta_{mH} = 0.985$, $n_H = 11440 \text{ 转/分}$, $\pi_T = 3.353$, $W_a = 63.7 \text{ kg/s}$, $\sigma_b = 0.95$, $\sigma_{nz} = 0.98$, $\sigma_i = 1.0$, $T_4^* = 1188 \text{ K}$ 。该发动机在 $H = 10 \text{ km}$ 高空以 $M_H = 1.134$ 飞行时, 发动机工作状态若与地面标准大气条件下的最大状态相似, 试求:

- (1) 高、低压压气机的转速 n_H 、 n_L 及空气流量 W_a ;
- (2) 高、低压压气机为 l_{cH} 、 l_{cL} ;
- (3) 高、低压涡轮功 l_{TH} 、 l_{TL} 。

(设 $W_f = W_{col}$)

7-25 某双转子涡喷发动机低压压气机的设计点参数为 $\bar{n}_{Lcor} = 1.0$, $\pi_{cL} = 5.54$, $\eta_{cL} = 0.798$, $q(\lambda_2) = 0.95$, 调节规律为 $n_L = \text{常数}$, $A_8 = \text{常数}$ 。已知在 $\bar{n}_{Lcor} = 0.75$ 时共同工作线与喘振边界相交 (如图所示), 试确定当飞行高度为 8 km 时, 采用多大的飞行 M 数, 此发动机就不能稳定工作。



7-26 某混排涡扇发动机在地面标准大气条件下工作, 已知: $\pi_{cL} = 3.54$, $\eta_{cL} = 0.798$, $A_{2B} = 0.14602 \text{ m}^2$, $\sigma_{nbH} = 0.985$, $A_{nbH} = 0.06591 \text{ m}^2$, $W_a = 63.7 \text{ kg/s}$, $T_4^* = 1188 \text{ K}$, $\sigma_b = 0.95$ 。假定高、低压涡轮导向器均处于超临界工作状态, $W_g = W_a$ 。

- (1) 在高压压气机特性图上作出等温比线;
- (2) 随着涡轮前燃气温度 T_4^* 的升高, 高压压气机的稳定工作裕度 ΔSM_{cH} 如何变化? 为什么?

7-27 已知某双转子涡喷发动机的低压转子共同工作线 (如图所示), 设计点 D 的参数为 $\pi_{cLd} = 4.85$, $\eta_{cLd} = 0.798$, $q(\lambda_2)_d = 0.875$, 且 $\pi_{cHd} = 6.17$, $\eta_{cHd} = 0.86$, 发动机的调节规律为 $n_L = n_{Ld} = \text{常数}$, $A_8 = \text{常数}$, 求在飞行高度为 8 km , 飞行 M 数为 2.129 时, 发动机的空气流量和低压压气机的效率 η_{cL} 。(设 $\sigma_i = 1.0$, 低压压气机进口面积 $A_2 = 0.3 \text{ m}^2$, $\pi_{cH} = 4.84$, 高、低压

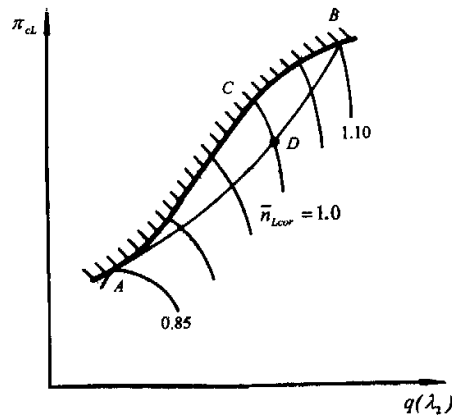
涡轮导向器和尾喷管临界截面均处于超临界工作状态)

7-28 某双转子涡轮发动机采用的调节规律为 $n_L = \text{常数}$, $A_9 = \text{常数}$, 已知 \bar{n}_{Lcor} 为 1.1 和 0.85 时的 $\Delta SM_{cl} = 0$, \bar{n}_{Lcor} 为 1.0 时的 $\Delta SM_{cl} = 15\%$ (见图), 试确定:

(1) 装有该发动机的飞机在 $H \geq 11\text{km}$ 飞行时, 为确保压气机稳定工作允许的飞行 M 数的变化范围;

(2) 分别指明图中低压压气机在 A、B、C 三点工作时, 压气机前、后级的工作特点。

7-29 已知 WP-7 的低、高压转子设计参数为: $T_H^* = 288\text{K}$, $p_H^* = 1.013\text{bar}$, $n_L = 11150\text{转/分}$, $W_a = 63.7\text{kg/s}$, $\pi_{cl} = 3.345$, $\eta_{cl} = 0.797$, $n_H = 11440\text{转/分}$, $\pi_{cH} = 2.645$, $\eta_{cH} = 0.807$, 试求 π_c 、 η_c 、 n_{Hcor} 及 W_{acor} 之值。($\sigma_i = 1.0$)



7-30 某单转子涡轮发动机, 设计点为标准大气条件下最大状态。已知设计参数为: $W_a = 20\text{kg/s}$, $T_4^* = 1143\text{K}$, $T_5^* = 1003\text{K}$, $\eta_m = 0.99$, $\eta_c = 0.779$, $\eta_T = 0.89$, $\sigma_i = 1.0$, $\sigma_b = 0.916$ 。若以该发动机为核心机, 配以低压压气机和低压涡轮及外涵(有关参数为 $\pi_{cl} = 3.36$, $\eta_{cl} = 0.795$, $\eta_{TL} = 0.905$, $\eta_{mL} = 0.995$, $B = 0.5$)而构成双涵道混排涡扇发动机。

(1) 若保持高压转子与原型机工作相似, 则在标准大气条件下, 发动机最大工作状态时的 W_{al} 、 W_{all} 、 T_4^* 、 π_c 及涡轮出口总温、总压应各为多少?

(2) 分别在高、低压压气机通用特性线上画出各自的工作线示意图。

7-31 某混排涡扇发动机在设计状态下工作, 已知 $T_2^* = 288\text{K}$, $\pi_c = 23$, $A_2 / A_{nbH} = 15.1$, $T_4^* = 1665\text{K}$, $\sigma_{nbH} = 0.95$, $q(\lambda_{nbH}) = 1.0$, $\pi_{TL} = 2.134$, $\eta_{TL} = 0.91$, $B = 0.571$, $\sigma_b = 0.952$, $\eta_{mL} = 0.985$, 高压转子共同工作点对应的参数为 $\pi_{cH} = 6.46$, $\eta_{cH} = 0.86$, $q(\lambda_{2B}) = 0.9$, $\pi_{TH} = 3.14$, $\eta_{TH} = 0.87$, 试求此时低压转子共同工作点所对应的参数 π_{cl} 、 η_{cl} 和 $q(\lambda_2)$ 。

7-32 某双转子涡轮发动机 $\pi_{cd} = 15$, 喷口处于临界状态, 试问:

(1) 采用 $n_L = \text{常数}$, $A_9 = \text{常数}$ 的调节规律, 当 H 不变, M_H 由 1.286 增大到 1.8 时, 发动机涡轮前燃气温度 T_4^* 是否变化? 如果变化, 是什么道理?

(2) 如果采用 $n_L = \text{常数}$, $T_4^* = \text{常数}$ 的调节规律, 而工作条件同上一问一样时, 发动机的共同工作点与第一种调节规律下的共同工作点是否重合? 为什么? 并在低压压气机通用特性图上示意地表示出来。

7-33 什么是发动机的气动热力计算? 它有何实用意义?

7-34 试分析不加力发动机单位推力和耗油率与发动机工作过程参数的关系。

7-35 为什么 $\pi_{ceco} > \pi_{copt}$?

7-36 试分析加力发动机单位推力和耗油率与发动机工作过程参数的关系。

7-37 为什么 $\pi_{copt,af} = \pi_{ceco,af}$?

7-38 发动机参数初步选择的原则是什么?

7-39 为什么现役先进战斗机的涵道比 B 取得较小 (≤ 1.0)?

7-40 已知某混排涡扇发动机的有关参数为在 (地面标准大气条件下): $B = 0.571$, $T_4^* = 1665\text{K}$, $\eta_c = 0.8$, $\eta_T = 0.9$, 求该涡扇发动机实际循环的最佳压气机增压比。

7-41 按下列条件做某混排涡扇发动机的气动热力计算。

设计点参数: $H = 11\text{km}$, $M_H = 2.2$, $\pi_{cL} = 3.54$, $\eta_{cL} = 0.86$, $\pi_{cH} = 6.46$, $\eta_{cH} = 0.87$, $\sigma_b = 0.95$, $\xi_b = 0.98$, $H_f = 42900\text{kJ/kg}$, $\eta_{TH} = 0.92$, $\eta_{mH} = 0.985$, $\eta_{mL} = 0.986$, $\eta_{TL} = 0.91$, $W_a = 112\text{kg/s}$, $B = 0.57$, $\sigma_{II} = 0.965$, $\sigma_m = 0.955$, $\sigma_f = 0.935$, $\sigma_t = 0.92$, $\xi_{b,af} = 0.98$, $\sigma_{nz} = 0.987$, $\phi_{nz} = 0.975$, $T_4^* = 1450\text{K}$, $T_{af}^* = 2355\text{K}$, $\sigma_i = 1.0$, $\lambda_{6I} = \lambda_{6II} = 0.35$, 计算此发动机的 F_s 、 sfc 、 $F_{s,af}$ 、 sfc_{af} 及 F 。(假设 $W_a \approx W_g$, 喷管处于完全膨胀)

注: 也可按教员指定条件做气动热力计算, 有条件的可编程, 并考虑变比热计算。