

第9章 发动机的过渡工作状态

发动机在使用中,经常要根据飞机所需要的推力,迅速地从一个工作状态过渡到另一种工作状态。工作状态的改变,一般是通过操纵发动机油门杆改变转速来实现的。转速改变的过程中发动机的工作过程参数和性能参数都是随时间很快地变化的。通常将发动机转速和工作过程参数以及性能参数随时间变化的状态称为过渡工作状态,或非定常工作状态。过渡工作状态不同于第七章中的平衡工作状态。本章主要讨论发动机的加速、减速和起动等过渡工作状态。

9.1 发动机的加速过程

为了保证飞机具有良好的机动性能,要求在移动油门杆时,发动机应具有迅速改变工作能力的能力。通常把这种特性称为发动机的加速性。试验时,通常用从慢车转速 n_{idl} 加速到最大转速 n_{max} 所需时间 t_{ac} 来评定发动机的加速性。在地面台架上,双转子涡扇和涡喷发动机的加速性能比单转子发动机的好。例如,某双转子涡扇发动机,从慢车状态加速到最大状态, $t_{\text{ac}}=3\sim 5\text{s}$; 从慢车状态加速到全加力状态, $t_{\text{ac}} < 7\text{s}$ (正常情况), $H > 8000\text{m}$ 时, $t_{\text{ac}} \leq 8\text{s}$ 。加速过程中转速和 T_4^* 的变化如图 9-1 所示。

9.1.1 加速过程发动机各部件的匹配工作条件

发动机在加速过程中,严格地说,部件的特性与平衡状态下的部件特性是不同的。这不仅是由于气流本身的不稳定性,而且还由于各零部件在过渡状态所受加热情况与平衡状态时的不同,因而引起零部件尺寸、间隙以及壁面换热条件的变化不同,这都必然导致压气机、涡轮等部件的特性在加速过程中的参数(地面)发生变化。此外,还有压气机或尾喷管的被调构件在工作中的滞后,也会对发动机部件的特性造成影响。

但是,在初步近似时,可以认为零部件瞬态加热的影响很小,而发动机中气动过程比加速过程中转子转速的增加要快得多。一个空气微团从发动机进口到尾喷管出口仅仅需要百分之几秒的时间。如果压气机是可调节的,现代发动机调转叶片或放气活门等机构的动作速度比过渡状态转速的变化速度要大得多。因此,可认为发动机部件在过渡状态下的特性与平衡状态下的特性一样。且压气机、涡轮功率的表达式、部件效率的概念等都保持不变。

基于这样的条件,我们仍然可以部分地利用平衡状态的结论。在每一时刻,发动机各部件之间仍然要满足下列的匹配工作条件。

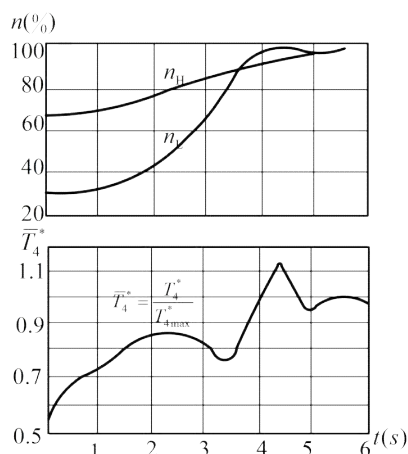


图 9-1 加速过程中的参数变化(地面)

(1) 转速平衡

在加速过程的每一时刻，仍有

$$n_{cL}(t) = n_{TL}(t) = n_L(t) \quad (9-1)$$

$$n_{cH}(t) = n_{TH}(t) = n_H(t) \quad (9-2)$$

但是要注意的是，因为高、低压转子的惯性和作用力矩不同，在加速过程（及减速过程）中 n_L 与 n_H 的对应关系必然不同于平衡工作状态。

(2) 流量平衡

在过渡过程的每一时刻，仍然可近似认为

$$W_{gl}(t) = W_{al}(t) + W_f(t) - W_{col}(t) \quad (9-3)$$

$$\begin{aligned} W_a(t) &= W_{al}(t) + W_{all}(t) \\ &= W_{gl}(t) - W_f(t) + W_{col}(t) + W_{all}(t) \\ &= [1 + B(t)][W_{gl}(t) - W_f(t) + W_{col}(t)] \end{aligned} \quad (9-4)$$

(3) 功率平衡

上面已经讲过，转子转速的变化过程相对较慢，所以转速的动态变化必须加以考虑。在每一时刻，高、低压转子上的力矩平衡关系为

$$M_{TH} - M_{cH} - M_{fmH} = J_H \frac{d\omega_H}{dt} \quad (9-5)$$

$$M_{TL} - M_{cL} - M_{fmL} = J_L \frac{d\omega_L}{dt} \quad (9-6)$$

式中： J ——转子的惯性矩；

M_T 、 M_c ——分别为涡轮产生的扭矩和压气机所需的扭矩；

M_{fm} ——克服摩擦和传动附件的扭矩；

ω ——转子转动的角速度。

发动机在平衡状态工作时， $\frac{d\omega}{dt} = 0$ ， $M_T = M_c + M_{fm}$ 。如果增加供油量使 M_T 增加，则

$\frac{d\omega}{dt} > 0$ ，发动机开始加速。

将式（9-5）和式（9-6）用功率和转速来表示，则功率平衡关系为

$$P_{TH}(t) - \frac{P_{cH}(t)}{\eta_{mH}} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_H n_H(t) \frac{dn_H(t)}{dt} \quad (9-7)$$

$$P_{TL}(t) - \frac{P_{cL}(t)}{\eta_{mL}} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_L n_L(t) \frac{dn_L(t)}{dt} \quad (9-8)$$

从式（9-7）和式（9-8）可以看出，在过渡状态下，压气机与涡轮的功率是不相等的，二者的差异实际上就成为加速或减速的源动力。实际上在发动机中 P_T 的变化主要是通过改变供油

量（用来改变 T_4^* ）或者改变尾喷管最小截面（用来改变落压比）来实现的。而压气机功率则是根据工作点的变化而变化。

（4）压力平衡

在每一时刻，仍有

$$p_4^*(t) = p_{2B}^*(t) \cdot \pi_{cH}(t) \cdot \sigma_b \quad (9-9)$$

$$p_{4B}^*(t) = p_2^*(t) \cdot \pi_{cL}(t) \cdot \pi_{cH}(t) \cdot \sigma_b / \pi_{TH} \quad (9-10)$$

应当注意的是，在过渡过程中，由于工作点的变化，即使在同一转速下， π_{cL} 、 π_{cH} 也都不同于平衡工作状态。 π_{TH} 一般情况下变化很小，尤其是在高、低压涡轮导向器为临界或超临界工作状态时， π_{TH} 基本上为常数。

9.1.2 加速过程发动机各部件匹配工作的特点

在整个加速过程中，加速时间可以通过式（9-7）或式（9-8）来确定。例如按高压转子的变化过程来确定，则为

$$t_{ac} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J_H \int_{n_{H1}}^{n_{H2}} \frac{n_H}{\Delta P_{TH}} dn_H \quad (9-11)$$

式中， $\Delta P_{TH} = P_{TH} - P_{cH} / \eta_{mH}$ 称为剩余功率。

由该式可见，剩余功率 ΔP_T 对加速过程有很大的影响。实质上，剩余功率是根据发动机各部件的匹配工作来确定的。

与平衡工作状态相比，加速过程中除上述气流参数变化不同外，对双转子发动机来说，还有以下特点：

（1）转差率的变化

图 9-2 表示出加速过程转差率（曲线 2）比平衡态的（曲线 1）大。

由第七章可知，在平衡工作状态下，随着发动机节流，转差 $S(=n_H/n_L)$ 是增加的。这就导致慢车状态的低压转子相对转速比高压转子的低得多，因而加速时低压转子处于不利的地位；同时，在低转速时，低压涡轮的功率相对较小。所以加速时，低压转子比高压转子加速得缓慢，转差率比平衡态的高。

（2）高、低压转子共同工作线的走向

图 9-3 和图 9-4 分别表示的是加速过程中双转子涡扇和涡喷发动机高、低压转子共同工作

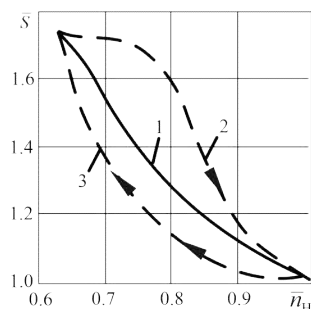


图 9-2 双转子发动机的转差率

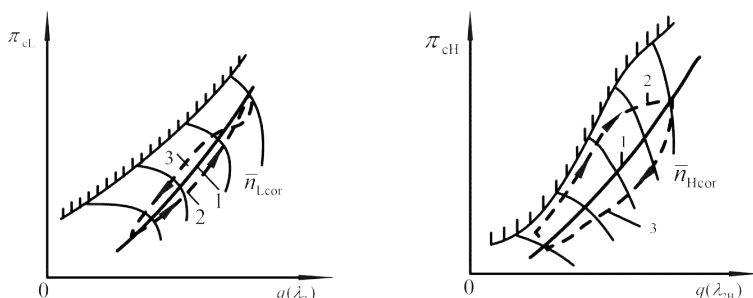


图 9-3 双转子涡扇发动机加、减速过程中，低、高压转子共同工作线的走向

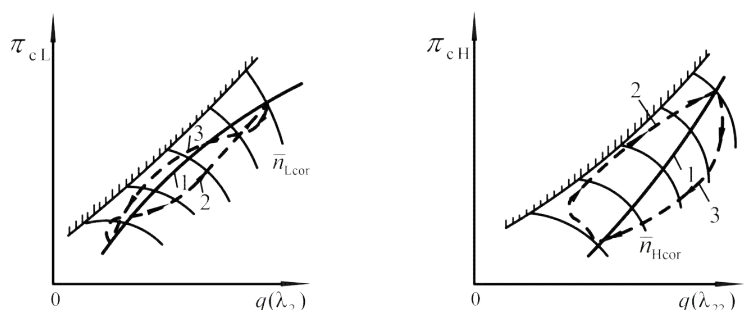


图 9-4 双转子涡喷发动机加、减速过程中，低、高压转子共同工作线的走向

线（虚线 2）的走向。图中，还用实线 1 画出平衡工作状态下的共同工作线。

由图 9-3 和图 9-4 可以看出，加速过程中，高压转子共同工作线 2 在平衡工作状态共同工作线 1 的左上方。加速时，增加供油量，使 T_4^* 升高， T_4^* 升高程度受到高压压气机稳定工作裕度的限制。双转子涡扇发动机高压压气机的设计增压比比双转子涡喷发动机的高，小转速下稳定工作裕度比涡喷发动机的小，所以其 T_4^* 升高程度要比涡喷发动机的小。在中转速以上，情况则相反。在大转速下， T_4^* 升高程度受 $T_{4\max}^*$ 限制。此外，供油量增加过多还可能引起燃烧室富油熄火。总之。在发动机不喘振、不熄火和不超温的前提下，尽量增加供油量提高 T_4^* 使加速时间最短的加速过程称为最佳加速过程。最佳加速过程的实现，是由发动机燃油调节器来完成的。

对低压转子加速过程共同工作线来说，由于加速过程中转差率的增加，涵道比则由于高压转子加速得快而减小，这两个因素都要影响到低压转子加速过程共同工作线的走向。在同一 \bar{n}_{Lcor} 下，加速过程与平衡态相比，转差率增加相当于低压压气机后抽吸作用增强，使低压压气机进口的相对密流 $q(\lambda_2)$ 增大，共同工作点位于平衡态的右下方，因而图 9-4 中双转子涡喷发动机低压转子加速过程共同工作线位于平衡态的右下方。至于刚开始加速的那一段，是由于高压转子转速 n_H 增加滞后于 T_4^* 的升高速度，转差率增加因素尚未发挥作用所致。

对于双转子涡扇发动机，转差率增加的影响与上述相同，但涵道比的减小要使 $q(\lambda_2)$ 减小，与双转子涡喷发动机相比，在相同 \bar{n}_{Lcor} 下， $q(\lambda_2)$ 增大量小，所以其低压转子加速过程共同工作线向右下方偏离平衡态的量小。涵道比越大，偏离量就越小。

9.1.3 影响加速性的因素

影响发动机加速性的因素有大气条件、飞行条件、发动机的某些结构参数以及使用参数等。

（1）起始转速的影响。发动机的加速特点是在小转速条件下转速增加缓慢，所以增大慢车转速可以显著缩短加速时间。慢车转速的大小是根据地面条件下对慢车状态的推力要求确定的。

（2）大气条件的影响。在飞行马赫数 M_H 、进气道总压恢复系数以及慢车转速不变的条件下，实际的加速时间 t_{ac} 与大气压力 p_H 成反比。这是因为 p_H 下降，空气质量流量减小，剩余功率减小，故加速时间增长。同样的道理， t_{ac} 与大气温度成正比的增加。

（3）飞行 M 数的影响。 M_H 对发动机加速过程的影响比较复杂。首先，在小转速范围内尾喷管是处于亚临界状态的， M_H 对稳态工作线就有影响。其次，由于飞行条件对慢车转速的

影响,不同飞行条件下加速过程的起始点可能是不同的,即使加速到同样的最大物理转速,加速过程的终点也是不同的。

(4) 惯性矩和发动机尺寸的影响。由式(9-11)可知,发动机转子的惯性矩 J 越大,加速性越差。

9.1.4 改善发动机加速性的措施

(1) 减小惯性矩 J

减轻发动机的重量从来就是发动机研制的重大课题,不仅可以减小惯性矩从而改善加速性,而且对于飞机的性能有重大影响。减轻重量的主要方法是,采用更先进的压气机、涡轮气动设计方法,改进结构;采用新材料等。

(2) 增加慢车转速

慢车状态的推力要求不能太大,以缩短飞机着陆的滑跑距离。在保持一定推力条件下增大慢车转速,其方法可以是放大尾喷管的最小截面面积,或者是转动压气机可调导流叶片以减小通过发动机的空气流量。

(3) 增加剩余功率

加速过程的特点是小转速范围加速缓慢,因此增加小转速时的涡轮前燃气温度以增加剩余功率是改善加速性的最有效方法,但要受压气机喘振的限制。为此可在增加涡轮前燃气温度的同时,采用扩大压气机稳定工作范围的措施,例如调节导流叶片和静子叶片、放气等,以增加剩余功率。

采用可调节的尾喷管亦能增加加速过程的剩余功率。加速过程中,将尾喷管喉部截面面积调节到最大,这样一方面增加了单转子涡喷发动机压气机的稳定工作裕度,同时又降低了稳态时的涡轮前燃气温度,因此可显著地增加剩余功率。

(4) 尽量实现加速过程中的最佳供油量调节。以达到涡轮不过热、压气机和燃烧室工作稳定、加速时间短的目的。

9.2 发动机的减速过程

发动机的减速过程,是通过操纵油门杆使供油量低于平衡态供油量的办法来实现的。减速过程中,高、低压转子共同工作线如图 9-3 和图 9-4 中的曲线 3 所示。与加速过程情况相反,减速过程中,高压转子转速下降得比低压转子的快,转差率低于平衡态值,对低压转子起节流作用,因而,在同一 \bar{n}_{Lcor} 下,共同工作点向不稳定工作边界靠拢,低压转子减速过程共同工作线位于平衡态工作线的左侧。同样,由于减速过程中,双转子涡扇发动机涵道比增加的影响,使得低压转子减速过程共同工作线相对于平衡态的偏离量比双转子涡喷发动机的小。

从理论上讲,减速过程中,对双转子涡扇发动机,减少供油量的限制主要是燃烧室的贫油熄火。发动机从最大状态减速时,供油量突然减小,而由于惯性发动机转速尚处于较大转速,

空气流量下降较慢，燃烧室为贫油状态，可能引起熄火，特别是在高空时燃烧条件恶化，更容易发生熄火，为此，供油量减小速度应受到燃油系统最小供油量的限制。对双转子涡喷发动机，则供油量的减小还要考虑到低压压气机稳定工作裕度的限制。

9.3 发动机的起动过程

发动机由静止状态过渡到慢车状态的过程称为发动机的起动过程。

图 9-5 表示起动过程中，起动机功率 P_{CT} 、压气机功率 P_c 和涡轮功率 P_T ，随转速的变化曲线。

双转子发动机起动时，起动机通常只带动高压转子。压气机功率可近似地认为与转速的三次方成正比；在 T_4^* 等于常数的情况下，涡轮功率近似地与转速的 2.5 次方成正比。图 9-5 中的转速 n_1 是开始向燃烧室供油、点火、涡轮发出功率的转速。只有达到一定的转速之后，燃烧室的气流才具有稳定燃烧所需要的压力和温度；也只有达到一定的增压比之后，燃油燃烧后的热量才能使涡轮有效地产生功率。因此，发动机必须借助于外界能源将转子至少带动到 n_1 转速。这种把发动机转子带动到一定转速的装置叫做起动机。

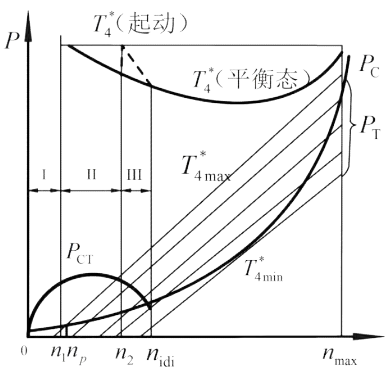


图 9-5 发动机的起动过程

9.3.1 起动机类型

对起动机的基本要求是：重量轻、尺寸小、可靠性高，并能在短时间内发出使发动机迅速起动所需要的功率。

起动机的类型是很多的。目前最广泛应用的有下列几种：

（1）电起动机

由机上电瓶或地面电瓶供电。在发动机上起动过程完成之后，电起动机就由发动机带动，作为发电机使用。

（2）燃气涡轮起动机

它适用于要求起动功率高的大推力发动机。它的优点是，在重量和尺寸较小的情况下，能产生足够大的起动功率，并且可以多次起动。由于这种起动机本身是一种小燃气涡轮发动机，所以它还需要一个起动系统（一般用电起动机）。这样，就使结构比较复杂，起动时间较长。

（3）冷气涡轮起动机

由飞机上或地面压缩空气吹动冷气涡轮旋转，再经减速器带动发动机转子。这种起动机本身的重量最小，但是压缩空气消耗量很大。

9.3.2 起动过程的三个阶段

发动机的起动过程通常分为三个阶段（见图 9-5）。

第一阶段，转速由零到涡轮开始发出功率的转速 n_1 。在此阶段，燃烧室还没有工作，发动机完全由起动机带动加速。达到 n_1 转速后，起动系统开始供油、点火，燃烧室稳定地燃烧。

在此阶段，功率平衡方程可写为

$$P_{cT} - P_c / \eta_m = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_n \frac{dn}{dt} \quad (9-12)$$

剩余功率为

$$\Delta P_I = P_{cT} - P_c / \eta_m \quad (9-12a)$$

起动时间为

$$t_I = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \int_0^{n_1} \frac{n}{\Delta P_I} dn \quad (9-13)$$

第二阶段，由 n_1 到起动机脱开的转速 n_2 。在此阶段，起动机和涡轮功率的总和带动发动机转子加速。 T_4^* 通常保持在最大值上， n_p 是发动机的最小平衡转速，此时涡轮功率等于压气机功率， T_4^* 为最大允许值。当转子加速到 n_p 时，理论上可以断开起动机，但是为了增加起动可靠性和缩短起动时间，一般在 $n_2 = (1.5 \sim 2.0) n_p$ 时，才断开起动机。

此阶段，功率平衡方程为

$$P_{cT} + P_T - P_c / \eta_m = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_n \frac{dn}{dt} \quad (9-14)$$

相应地有

$$\Delta P_{II} = P_{cT} + P_T - P_c / \eta_m$$

$$t_{II} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \int_{n_1}^{n_2} \frac{n}{\Delta P_{II}} dn$$

第三阶段，由 n_2 至慢车转速 n_{idl} 。转子加速完全由涡轮超出压气机的剩余功率来实现。即

$$\Delta P_{III} = P_T - P_c / \eta_m$$

此阶段起动时间为

$$t_{III} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \int_{n_2}^{n_{idl}} \frac{n}{\Delta P_{III}} dn$$

总起动时间为

$$t = t_I + t_{II} + t_{III}$$

图 9-6 (a) 表示的为某型涡扇发动机起动过程中有关参数的变化。该发动机的起动机是燃

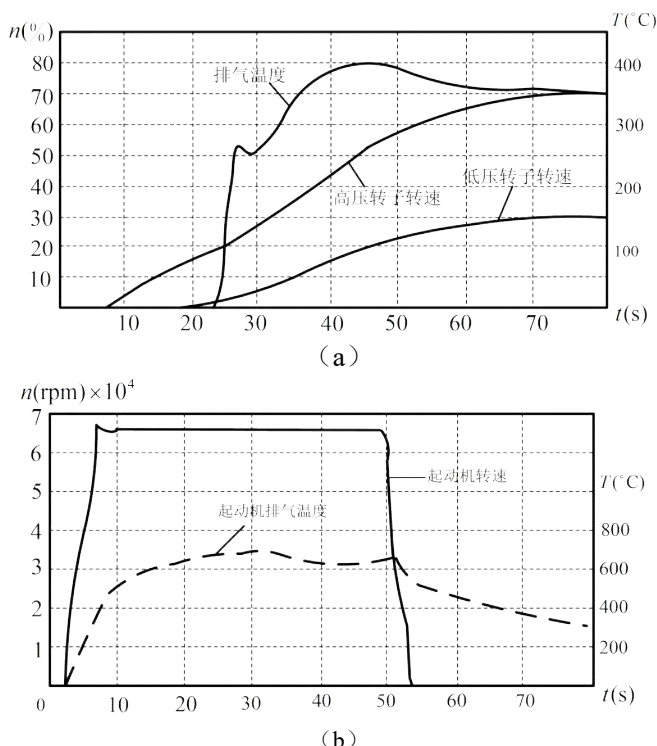


图 9-6 某涡扇发动机的起动过程
($t_0 = 15^{\circ}\text{C}$, $p_0 = 1.01325 \text{ bar}$)

气涡轮起动机

9.3.3 影响发动机起动的因素

发动机能否顺利地按照上述起动过程起动起来，不仅要看起动过程中能否产生点火源，还要看起动过程第一、二阶段中剩余功率的大小，此外，大气条件对起动过程也有影响。下面分别进行研究。

9.3.3.1 起动过程中能否产生点火源对起动的影响

起动过程中产生点火源的目的是：点燃燃烧室内的油气混合气，以便在燃烧室内形成稳定的火焰，从而使涡轮工作起来。如果在起动过程中，不能产生点火源，则燃烧室内的混合气就不能被点燃，涡轮无从发出功率，发动机也就不能起动起来。

在起动时，燃烧室内能否产生点火源，主要取决于起动点火装置的工作是否正常。起动点火装置包括起动电嘴和起动燃料喷嘴。它们装在同一个壳体内，壳体安装在燃烧室上。起动时，先由起动电嘴产生电火花，点燃起动燃料喷嘴喷出的燃料与空气混合后所形成的混合气，产生火舌，火舌伸入到燃烧室中，再点燃燃料与空气所形成的混合气。

如果起动电嘴积炭或电压过低而不跳火或火花太弱，起动喷嘴不喷油或喷雾不良都会影响点火源的形成。此外，能否产生点火源还与燃烧室内空气的温度、压力和喷嘴前的油压有关。燃烧室内空气的压力和喷嘴前的油压越大，起动燃料喷嘴喷出的燃料的雾化质量便越好；空气的温度越高，燃料汽化得就越快，也越完全。燃料雾化和汽化良好，才易于被起动电嘴的火花点燃而产生点火源。

9.3.3.2 起动过程中剩余功率的大小对起动的影响

由起动过程的分析可以看出，起动时间的长短取决于剩余功率的大小。剩余功率越大，起动时间越短；反之，剩余功率越小，起动时间越长。对于工作时间有一定限制的起动机来说，如果起动过程剩余功率过小，发动机转子的角加速度就会过小，就可能出现在发动机转子转速还未上升到足以使涡轮单独带动压气机的转速 n_2 以前，起动机就已停止工作的情况。这时，涡轮发出的功率比压气机需要的功率大得不多，如果再出现外界的不利于起动的因素，例如，风向发生变化，风从逆着喷气的方向吹来（或顺风停放），起动时尾喷管内的燃气排出困难，引起涡轮落压比减小，涡轮功率随之减小，便可能造成涡轮功率小于压气机需要功率的情况，于是发动机转子转速下降，发动机也就起动不起来。

（1）起动机功率对剩余功率的影响

由于第一、二阶段的剩余功率分别为

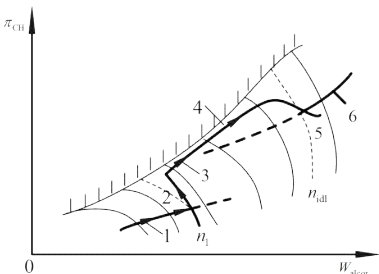
$$\Delta P_I = P_{cT} - P_c / \eta_m$$

$$\Delta P_{II} = P_{cT} + P_T - P_c / \eta_m$$

故起动机功率越大，第一、二阶段的剩余功率就越大。但是，起动机功率受起动机重量和体积的限制，设计时，只能选择一个适当的数值，不可能太大。使用中，应保证起动机正常工作，使其发出应有的功率。

（2）涡轮功率对剩余功率的影响

涡轮功率只影响第二、三阶段的剩余功率。涡轮功率越大，第二、三阶段的剩余功率越大，起动越容易，起动时间越短；相反，涡轮功率越小，第二、三阶段的剩余功率越小，起动越困难，起动时间越长。而涡轮功率的大小与涡轮前燃气温度 T_4^* 的高低和涡轮落压比 π_T 的大小有关。提高涡轮前燃气温度 T_4^* ，可以增大涡轮功率，但是， T_4^* 的提高要受到涡轮叶片材料强度和压气机喘振的限制。



- 1-“冷运转”时；
- 2-燃烧室开始运转时；
- 3- T_4^* 受喘振限制时；
- 4- T_4^* 受涡轮强度限制时；
- 5-慢车状态时；
- 6-稳定工作状态时

图 9-7 发动机起动过程中的共同工作线

由于在起动过程中, 发动机的转速都较小, 因此涡轮叶片的离心应力比 n_{\max} 时的要小几十倍, 所以起动时, T_4^* 的“急增”(短时间的)允许超过 $T_{4\max}^*$ 。但是, 由图 9-7 可以看出, 第二阶段开始时, T_4^* 允许值受到压气机稳定工作裕度的限制。若 T_4^* 超过允许值, 则压气机将发生轻微喘振, 将会出现温度 T_4^* 急增而转速停止上升的“热悬挂”现象; 若起动过程中, 供油量不足, 涡轮发出的功率较小, 当在某一转速时, 涡轮功率恰好等于压气机需要的功率, $\Delta P = 0$, 结果造成转速不上升的“冷悬挂”, 会使加速停止, 起动不成功。因此, 第二、三阶段中适当控制供油量, 即正确调节燃料装置的起动调节器, 以保证正常起动的涡轮功率是很重要的。

此外, 涡轮参加工作时间的早晚对第二、三阶段的剩余功率也有影响。参看图 9-8, 若燃料系统开始向燃烧室供油的时间从转速 n_1 延迟到 n'_1 , 则在转速从 n_1 上升到 n'_1 的过程中, 涡轮尚未发出功率, 第二阶段的剩余功率必然减小, 图上 $P_{ct} + P_t$ 线与 P_{ct} 线之间在空白处的垂直距离, 即为所减少的剩余功率。剩余功率减小, 发动机转子的转速从 n_1 上升到 n_2 所需时间必然增加。可见, 为了使发动机迅速的起动起来, 涡轮开始参加工作的时间不应过晚; 但也不能过早, 这是因为, 当转速还很小时, 发动机的空气流量较小, 过早的向燃烧室供油, 往往因燃料系统调节的油量不当, 容易造成混合气过分富油, T_4^* 过高, 而可能造成“热悬挂”。

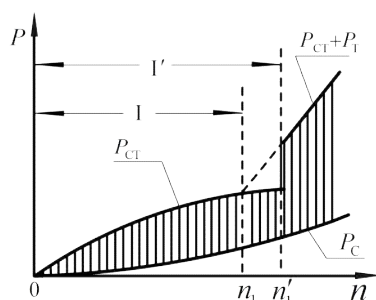


图 9-8 涡轮参加工作过程早晚对剩余功率的影响

9.3.3.3 大气条件变化对起动的影响

(1) 大气温度变化对起动的影响

在严寒季节里, 大气温度很低, 燃料的粘度增大, 挥发性不好, 雾化和汽化的质量也变差, 因而在燃烧室内产生点火源和形成稳定火焰的条件都变差。一般来说, 大气温度降低到 -30°C 时, 起动点火装量尚能产生稳定的点火源, 但是, 燃料系统喷出的燃料所形成的混合气, 被点火源点燃和形成稳定火焰所需的时间, 却随着大气温度的降低而增长。这会使涡轮参加工作时间的推迟, 起动过程所需时间增长。同时, 由于大气温度降低, 大气密度增大, 发动机空气流量增大, 压气机功率随之增大; 大气温度降低, 又使滑油变稠, 摩擦功率也随之增大。在发动机发出的功率不变的条件下, 起动过程第一、二阶段的剩余功率将会减小, 这又会进一步使起动过程所需时间增长。对于起动机工作时间受到限制的发动机来说, 起动的可靠程度随着大气温度的降低而变差。

在低温条件下起动时, 为了便于形成混合气和缩短形成稳定火焰的时间, 使发动机能够顺利地起动, 在燃料系统开始供油时, 可以使混合气稍富油一些。这样, 可以增加燃料的蒸汽分子, 便于形成混合气而被点燃; 而且富油混合气燃烧后, 温度较高, 也有利于形成稳定的火焰。

当温度特别低时，例如在 -40°C 以下，最好先对起动点火装置和发动机进行加温，然后再起动。

在炎热季节里，大气温度较高，一般来说发动机比较容易起动。但是，大气温度升高时，大气密度减小，会使发动机空气流量减小，因而起动过程中，容易造成混合气过丰富油而使燃气温度过高。此外，某些发动机，在大气温度较高的条件下（例如 $+30^{\circ}\text{C}$ 以上），再次起动时，由于发动机停车不久，燃烧室的温度仍然较高，流经燃烧室的空气受热膨胀，密度较小，这时，起动的燃料就嫌过多，以致混合气过于富油，不能被电嘴产生的火花点燃，不能形成点火源，发动机也就不能起动起来。因此，在大气温度较高的情况下，发动机停车后，应该对发动机进行充分的冷却，以利于发动机再次起动。

（2）大气压力对发动机起动的影响

大气压力降低对发动机起动也有显著的影响。

随着机场高度增加，大气压力降低，空气密度减小，发动机空气流量比平原地区显著减小。为了保证发动机起动可靠，需要调整起动供油量。如果起动供油量没有同空气流量成比例地减小，而是发动机空气流量减小得多，起动供油量减小得少，于是，在燃烧室内形成富油燃烧，使排气温度指示早（即涡轮参与工作早）、上升快、数值高。机场标高越高（即大气压力越低），这种影响越大，即混合气越富油，起动温度也越高。

在高原地区，连续起动时，排气温度的递增量比平原地区大，特别是第二次起动比第一次起动时高得多。这主要是因为：

燃料雾化质量和燃烧情况在第一次起动时和第二次起动时不一样。在高原地区，发动机空气流量减小，起动供油量也相应地调小，因而各转速下的喷嘴前油压降低，使起动初期燃料的雾化质量较差，混合气中有较多的大直径油珠；此外，燃烧室内的气体压力随大气压力的降低而降低致使火焰传播速度减小，燃烧不完全。这样，第一次冷态起动中，多数大直径油珠被吹走，在第二次热态起动时，由于燃烧室内的温度高，这些大直径的油珠容易汽化而燃烧，这相当于调大了起动供油量，所以，第二次起动比第一次起动时的排气温度高。

发动机的散热条件变差。在高原地区，由于空气密度减小，发动机的冷却空气量也相应减少。使第一次起动后发动机的热量不易散发，从而造成第二次起动时，排气温度升高。

由于高原地区发动机空气流量小，当起动供油量调整不当时，对燃烧室混合气的余气系数和涡轮前燃气温度的影响较大，易发生转速悬挂。起动、加速过程中，涡轮功率等于压气机需用功率时，剩余功率等于零，转子不能再加速而发生转速悬挂。如果起动过程中、压气机发生轻微失速，引起压气机需用功率增大，极有可能发生转速悬挂。

9.3.3.4 发动机进、排气系统对起动的影响

发动机进、排气系统的流动损失对发动机的起动也有较大的影响。

进气系统流动损失增加气流的总压下降，在其他条件一定的条件下，发动机起动时的空气流量减小，使剩余功率 ΔP_T 降低，对起动过程第二、三阶段不利。不仅如此，在流动损失增加

的同时,通常伴随着压气机进口总压畸变,减小了压气机的稳定工作裕度,限制了起动时的 T_4^* 。

排气系统流动阻力增加,会使涡轮落压比下降,起动困难。所以,发动机起动时,都将尾喷管最小截面放至最大位置,以改善起动条件。

上述进、排气系统对发动机起动的影响,在双转子发动机中,是由于低压转子对高压转子的节流造成的。

9.3.3.5 双转子发动机起动过程中,低压转子对高压转子的节流作用

双转子发动机起动时,起动机通常只带动高压转子。在起动过程第一、二阶段,转差率迅速增大,低压转子转速的升高远远落后于高压转子转速的升高,其结果是低压转子对通过高压转子的气流有很大的节流作用,很可能成为高压压气机气流分离的原因,从而也限制了起动过程中 T_4^* 的提高。

进、排气系统的影响,加剧了上述节流作用,使起动更为不利。

9.3.4 发动机空中起动的特点

由于某些偶然因素,比如发射武器废气的影响,发动机空中停车是可能的。因此起动系统应保证空中不同飞行高度和速度下的可靠起动。

发动机空中起动有以下两个特点:

(1) 由于惯性和迎面气流的吹动,发动机转子处于自转状态。因此空中起动时不需要利用起动机。

实验证明,发动机自转转速与飞行速度成线性关系,而与飞行高度无关。

发动机在飞行中的自转状态下,有较大的空气容积流量,一般要比地面同转速下的大 2~2.5 倍,即压气机内气流速度大得多。另一方面,由于压气机出口压力相当低,这样使得起动点火条件恶化,燃烧室内稳定工作的余气系数 α 的变化范围大大缩小,甚至不能点燃燃烧室内的混合气。

(2) 起动系统工作条件比较差。

除上述发动机内气流速度较大这一原因之外,还有:

① 高度增加,大气温度和压力降低,燃料粘性增加,雾化不良,燃烧效率降低;

② 飞行高度增加,使电嘴间隙放电能量大大降低,又由于较大速度的气流通过电嘴所有区域,因而降低了火舌形成的可靠性;

③ 飞行高度增加,保证喷嘴有良好雾化质量的喷嘴前最低燃油压力的油泵转速增加,以及燃烧室稳定燃烧条件变坏,因此,发动机最小稳定可靠工作的慢车转速增大。同时,高度增加,空气流量减小,使剩余功率减小。这样,将发动机引入慢车状态就比较困难。因此,发动机在高空起动的可靠性要由燃烧室内点火可靠性来保证。为此,要有强大的点火源和复杂的起动点火系统,以提高可靠起动的飞行高度。

9.4 接通加力与断开加力动态过程

在加力式涡轮喷气发动机中，通常是在发动机等于或者接近于最大转速的工作状态下才能接通加力。为了保持发动机的涡轮、压气机部分的工作状态不变，接通加力时，必需要使加力燃烧室中燃气温度的提高与尾喷管临界截面积的增大（用开大调节片的方法）相协调。

然而，实际上在接通加力的过程中，这两个量随着时间而发生的变化始终都严格地相互协调那是不可能的。 T_{af}^* 的提高比 A_8 的增大提前是不好的，因为这会导致涡轮中的压降减小，并由此而引起 T_4^* 超过 $T_{4\max}^*$ ，从而会降低压气机的稳定工作裕度。因此，通常操纵加力燃烧室工作的系统都将尾喷管临界截面的调节片先于加力燃烧室中的供油和点火而开大。断开加力时的情况正相反，这时必须在尾喷管临界截面调节片关小之前停止供油。

因此，接通加力与断开加力都会引起涡轮、压气机原来工作状态的暂时破坏。

图 9-9 所示为加力燃烧室输油圈前燃油的压力 p_{af} 、发动机转速 n 与尾喷管的临界面积 A_8 随时间的变化曲线，图中还示出某台加力式涡轮喷气发动机接通加力时，涡轮后总压 p_5^* 值与涡轮前燃气温度 T_4^* 值随时间的变化曲线。在图上以 A—A 线表示的那一瞬时，遵循操纵加力燃烧室工作的系统所发出的信号，尾喷管临界截面的调节片就开始放大，与此同时，接通预燃室中的起动燃油点火系统，产生起动火舌。但是在整个加力燃烧室中，由于起动火舌而提高的温度是不大的，因此 A_8 的增大会导致涡轮后总压 p_5^* 的下降，从而会使得 π_T 与发动机的转速都升高。这时转速调节器就会用减少主燃烧室供油的方法，亦即用降低 T_4^* 的方法，来阻止转速的提高， p_5^* 的下降会造成发动机推力的减小。

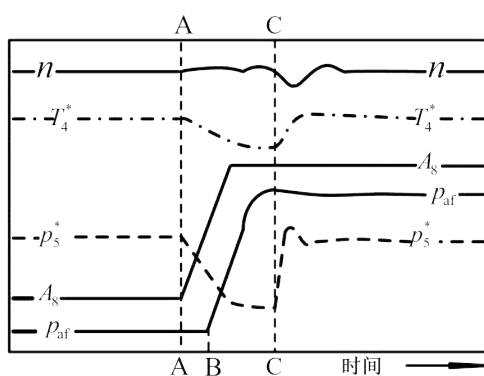


图 9-9 接通加力过程参数变化的示意图

在 B 瞬时，开始向加力燃烧室的输油圈供油，然后经过一段使起动火舌的火焰传播到整个火焰稳定器上所必需的时间后，在 C—C 瞬时将燃油在加力燃烧室中点燃。这样就会使得 p_5^* 急剧地升高，其结果会造成转速的下降。将转速 n 恢复到原来给定的数值是靠转速调节器向主燃烧室增大供油量来达到的，这样就会引起短时间的燃气温度急增与压气机稳定裕度的下降（与发动机加速时的情况一样）。随着转速的恢复，发动机进入稳定的加力状态。

由上述分析可见，接通加力的过程会引起转速与燃气温度的波动、短时间的机动稳定裕度的下降以及推力的突降等。

在尾喷管临界截面的调节片迟于停止供油而延迟一些时间关小的情况下，断开加力的过程也会产生同样的一些现象，亦即同样会引起推力的突降、转速的波动等。

为了减少这些不良的现象与缩短进入加力状态所需要的总时间起见,必须力求使得 A_8 与温度 T_{af}^* 随时间而变化的不协调为最小,因此要求提高加力燃烧室的自动调节系统工作的精确度。

9.5 其他燃气涡轮发动机在过渡过程中的特点

具有自由涡轮的直升机用的燃气涡轮轴发动机在进行起动、提高转速及降低转速等过程中,除了在空中起动时,由于飞行的速度通常不足以保证发动机作高速的自转,因而需要采用起动机之外,在其他方面实际上与具有不可调节式尾喷管且又具有同样涡轮、压气机参数的涡轮喷气发动机的这些过程差别很小。

具有一个既带动压气机又带动螺旋桨的共用涡轮的涡轮螺桨发动机,其过渡过程具有下述的一些重要特点:

(1) 具有一个共同涡轮的涡轮螺桨发动机通常是这样进行调节的,在广泛的工作状态范围内,用改变桨叶安装角的方法保持发动机的转速恒定,而功率的调节(即螺旋桨拉力的调节)则是用改变涡轮前燃气温度 T_4^* (即用改变供油量)来达到。例如,在必须增大发动机的功率时,不必消耗能量来增大转子部分的转动速度。从原理上来讲,这种涡轮螺桨发动机的加速性,即这种发动机功率的增大速度由螺旋桨桨叶的变矩速度所决定。只有在发动机从地面慢车转速(此转速通常并不比 n_{\max} 小很多)加速时,在某个比较狭小的工作状态范围内,涡轮螺桨发动机转子的加速才能像涡轮喷气发动机的那样,由允许的燃烧室富油量所决定。

但是,实际上由于桨叶的变矩过程与增大供油量的过程并不完全同步,所以会出现转子转速的波动与压气机稳定裕度的短时间减小,这就会迫使涡轮螺桨发动机限制供油量增大的速度。

(2) 涡轮螺桨发动机在地面的起动也是由类似于涡轮喷气发动机相同的三个阶段组成。但是,由于必须要消耗一部分涡轮的功率用来转动螺旋桨和克服比较高的机械损失(因为存在减速器),这就造成单转子涡轮螺桨发动机的平衡转速比具有同空气流量、增压比的涡轮喷气发动机的平衡转速高得多。发动机从平衡转速开始才可能独自地进行加速。

此外,由于存在螺旋桨、减速齿轮以及增加的自由涡轮级,所以明显地增大了发动机转动部分的惯性矩。因此涡轮螺桨发动机的起动机,在其他条件相同的情况下,应当比涡轮喷气发动机的起动机功率要大,而且涡轮螺桨发动机的起动机应当在很大的转速下才能断开,此外这种发动机在进入慢车状态时要求更准确地调节供油量,从而使得起动时间增长很多。

(3) 如果在飞行中,涡轮螺桨发动机停车,则发动机的调节系统会自动地将螺旋桨调到顺桨状态,由于这个缘故,所以飞行中发动机实际上是不能自转的。为了在空中飞行中起动涡轮螺桨发动机,首先必须将螺旋桨从顺桨状态脱离出来。于是,这种情况下,螺旋桨与发动机的转子是在迎面气流的吹动下自行旋转,这样就有可能不使用起动机,将发动机起动起来。但是这样起动发动机,起初会使螺旋桨产生很大的负拉力。在其他方面,涡轮螺桨发动机在空中的起动过程与其在地面状态下的起动过程差别不大。

习 题

- 9-1 什么是发动机的过渡工作状态?主要包括哪些工作状态?
- 9-2 怎样评定发动机的加速性?影响加速性的因素有哪些?怎样确定最佳加速过程?
- 9-3 加速过程中发动机各部件的共同工作有何特点?
- 9-4 改善加速性的措施有哪些?
- 9-5 发动机的减速过程主要受哪些限制?
- 9-6 发动机起动时,为什么必须采用起动机? 起动过程的三个阶段是怎样划分的?影响起动的因素有哪些?是如何影响的?
- 9-7 发动机空中起动的特点什么?