

## 第 10 章 发动机的使用特性

发动机在使用过程中由于使用、维护以及气候、环境、地理位置等因素的影响，会使发动机的部件特性和整机性能发生变化。同时，对于已经设计出来的发动机也有严格的使用限制，否则就会使发动机不能正常工作，甚至导致危及工作安全和结构性的破坏。我们将发动机的性能参数随使用因素的变化规律称作发动机的使用特性。分析发动机的使用特性有助于保持发动机的性能，充分发挥发动机的潜能，并做到使用维护更具有针对性和有的放矢。

### 10.1 使用因素对发动机性能的影响

发动机的使用因素包括：飞行条件、气候、地理环境、使用维护质量、部件的自然老化等等。实验表明，飞行条件的变化、大气湿度的变化、地理环境的变化、压气机进口气流参数不均匀性（又称进气畸变）及随着使用时间的增长和腐蚀而导致的零件几何形状和表面状况的改变等使用因素对工质性质（比热、绝热指数和气体常数等）、部件特性及高、低压转子共同工作线都有影响，因而对发动机性能也有影响。为正确使用、维护发动机，充分发挥发动机的性能，有必要了解这些知识。下面简要地介绍它们的影响情形。

#### 10.1.1 使用因素对发动机部件特性及匹配工作的影响

##### 10.1.1.1 飞行条件的影响

飞行条件指的是飞机的飞行速度（一般用飞行  $M_H$  数来表示）和飞行高度  $H$ 。随着航空科学技术的发展，现代飞机（尤其是先进的军用战斗机）的飞行条件变化范围是越来越宽广，如飞行  $M_H$  数已达 2.2 以上，飞行高度在 20km 以上。

在这样宽广的飞行条件变化范围内，在前面分析、讨论部件特性和匹配工作中所作的某些假设条件便不能得到满足，从而引起部件特性，尤其是压气机特性和涡轮特性发生变化，而建立在压气机、涡轮特性基础之上的部件匹配工作也将会受到相应的影响。

前面说过，飞行条件对发动机工作的影响主要是通过发动机进口前气流的总温  $T_H^*$  和总压  $p_H^*$  来反映的，下面分别讨论它们对部件特性、发动机匹配工作的影响情况。

##### （1）总温 $T_H^*$ 的影响

在前面相关章、节已经通过相似参数或者换算参数表示的部件特性，即部件的通用特性消除了飞行条件变化对部件特性以及以部件特性为基础的发动机匹配工作的影响，但这样做是很粗略和有条件的，因为是在作了一些假设的基础上来研究压气机和涡轮特性以及部件匹配工作的。例如，在推导相似参数时，略去了气流总温  $T_H^*$  对工质热物理性质的影响，认为工质的比热和绝热指数是常数。这一假设，当飞机的飞行  $M_H$  数大于 2 以上时，已不再成立。因为，这时

发动机进口的气流总温变化范围很大,从 $-55^{\circ}\text{C}$ 变到 $400^{\circ}\text{C}$ 以上。这么大的温度变化范围将使空气的绝热指数变化2.3%,定压比热的变化则更大,可达6.3%。此时,若仍认为工质的定压比热和绝热指数为常数,由此得出的有关部件特性以及以部件特性为基础的发动机匹配工作的一些结论与实际是有较大误差的。

$T_H^*$  对压气机通用特性和共同工作线的影响如图 10-1 上的虚线所示。由图可以看出,随着  $T_H^*$  的增加,压气机特性的等相对换算转速线向右上方移动,而且换算转速愈小,影响量愈大。这是因为,在  $n = \text{const}$  时,随着  $T_H^*$  的增加,工质的绝热指数将减小,例如,当  $T_H^* = 288\text{K}$  时,空气的  $\gamma = 1.4$ ,当  $T_H^* = 588\text{K}$  (相当于  $\bar{n}_{cor} = 0.7$ ) 时,  $\gamma = 1.38$ 。由临界音速的公式  $a_{cr} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1}RT_H^*}$  看出,在  $T_H^*$  变化相同时,  $\gamma$  值变小,将使  $a_{cr}$  下降,在  $u$  和  $c_a$  不变的情况下,它将导致  $\lambda_u$  和  $\lambda_a$  增加,相应地,  $M_u$  和  $M_a$  也增加。由于压气机通用特性图上的  $\bar{n}_{cor}$  相当于  $M_u$ ,  $q(\lambda_2)$  相当于  $M_a$ , 因此,等相对换算转速线向右上方移动,共同工作线向右下方移动。而且这种影响随着  $T_H^*$  偏离 288K 愈多,影响愈大,所以换算转速越小,影响量越大。

### (2) 总压 $p_H^*$ 的影响

总压的影响主要是通过气流雷诺数  $R_e$  的变化来反映的。过去的飞机,由于升限较低(一般在 15km 以下),压气机和涡轮进口气流的雷诺数都大于临界雷诺数,压气机和涡轮都在雷诺数的自模区内工作,它们的工作不受进气总压  $p_H^*$  变化的影响,或者影响很小。但是,现代飞机,特别是先进的军用飞机,其升限不断提高。随着飞行高度的增高,空气密度下降,相应地空气的运动粘性系数  $\nu$  增大,反映发动机各部件中流动情况的雷诺数  $R_e = lc/\nu$  就会下降较多,而小于临界雷诺数,使各部件相继进入非自模区工作。这时,在  $M_H = \text{const}$  的条件下,如果飞行高度再升高,  $p_H^*$  继续下降,将会影响各部件的性能。

一般说来,随着飞行高度的升高,压气机和涡轮中气流的雷诺数的变化情况是:由于气体的粘性随着温度的增高而迅速增大,而涡轮中的燃气温度比压气机中的空气

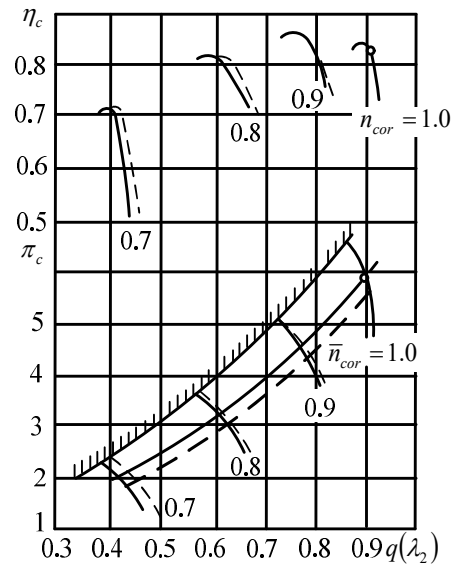


图 10-1  $T_H^*$  对压气机特性和共同工作线的影响

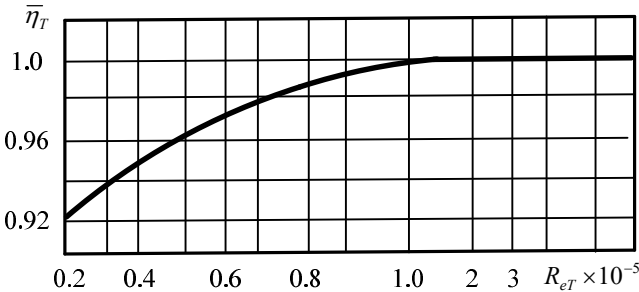


图 10-2 涡轮效率  $\eta_T$  与雷诺数  $R_{eT}$  的关系曲线

温度高得多，因此涡轮中燃气的  $R_e$  数总是比压气机中空气的  $R_e$  数低得多。于是，当飞行高度升高时，涡轮首先进入非自模区，等飞行高度再增高  $2 \sim 4 \text{ km}$  后，压气机才开始进入非自模区。通常，在飞行高度升高时，往往涡轮进入非自模区的程度要比压气机进入得更深一些。

涡轮进入非自模区后的显著特点是涡轮效率  $\eta_T$  随着  $R_{eT}$  数的减小而减小。这是因为  $R_{eT}$  减小，反映出燃气的粘性增大，导致摩擦损失增大，结果使得涡轮效率  $\eta_T$  降低。涡轮效率  $\eta_T$  随雷诺数  $R_{eT}$  变化的情形如图 10-2 所示。图中的  $\bar{\eta} = \frac{\eta_T}{\eta_{T_{cr}}}$ ，式中的  $\eta_{T_{cr}}$  为涡轮在自模区内的效率值。

由于涡轮效率下降，使涡轮功减小，为了保证压气机与涡轮的匹配工作，必须增大供油量，提高涡轮前燃气温度，于是，共同工作点向不稳定工作边界靠近。

压气机进入非自模区后，同样道理，压气机的效率  $\eta_c$  也会下降。于是，压气机特性及共同工作线要发生变化，如图 10-3 上的虚线所示。由图可以看出，压气机进入非自模区后，等相对换算转速线向左下方移动，共同工作线向不稳定工作边界靠近。压气机特性上等相对换算转速线向左下方移动的原因是：当  $R_e$  数降低到低于临界值后，气体的运动粘性系数增大，使压气机叶片上的附面层增厚，因而损失增加，压气机的效率  $\eta_c$  下降，在输入功不变的条件下（由于转速  $n = \text{const}$ ），空气流量和增压比都将减小，因此等相对换算转速线向左下方移动。共同工作线向左上方移动的原因是：在飞行高度的升高过程中，因涡轮和压气机相继进入非自模区，一方面压

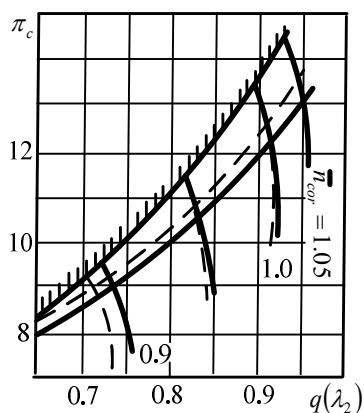


图 10-3 非自模区内，雷诺数  $R_e$  对压气机特性和共同工线的影响

气机效率  $\eta_c$  下降，另一方面涡轮的效率  $\eta_T$  也下降，特别是涡轮比压气机提前进入非自模区，且程度更深，为满足压气机与涡轮的匹配工作条件，涡轮前燃气温度  $T_4^*$  增高较多，于是对压气机的节流作用增大，使得共同工作点向喘振边界靠近。由于共同工作线左上移，发动机的稳定工作裕度将下降。不仅如此，叶片上附面层增厚，使压气机叶片上的气流提前分离，因此， $R_e$  数的减小还会使压气机的不稳定工作边界右移，结果， $R_e$  数减小会导致发动机的稳定工作裕度有较大幅度的下降。计算表明，对于设计流量为  $100 \text{ kg/s}$  的涡喷发动机，在  $H = 19 \text{ km}$ 、 $M_H = 1.4$  的飞行条件下，雷诺数的下降使压气机的稳定工作裕度下降约  $1/3$ ，燃气温度约升高  $6\%$ 。所以，在设计和计算时，必须考虑总压  $p_H^*$ （即雷诺数）的影响。必要时，还需要采用专门的调节方法，例如，在很高的飞行高度上放大尾喷管最小截面面积。

#### 10.1.1.2 大气湿度的影响

前面在讨论部件特性及匹配工作时提到的大气，指的是干空气或湿度不太大的空气。但是

在实际使用中因气候、天气变化，进入发动机的会是湿度较大的空气（统称湿空气）。如飞机在沿海地区或雨后飞行或者是在湿度较大地区的发动机翻修厂进行工厂检验试车时，都会遇到这种情况。因为湿空气改变了工质的成份，会使工质的热物理特性发生变化，它会对部件特性和匹配工作产生一定的影响，而且这种影响也是不能被忽视的。

湿空气对部件特性和匹配工作的影响往往与空气中所含水蒸气的份量有关，常用含湿量  $d$ （又称湿度）来反映大气的潮湿程度。湿度  $d$  定义为湿空气中的水蒸气质量  $W_{aw}$  与干空气质量  $W_a$  的比值，即  $d = \frac{W_{aw}}{W_a}$ ，单位是  $\text{kg/kg}$ 。由湿度  $d$  的定义可以看出，湿度  $d$  愈大，说明湿空气中所含的水蒸气量越多，空气就越潮湿。

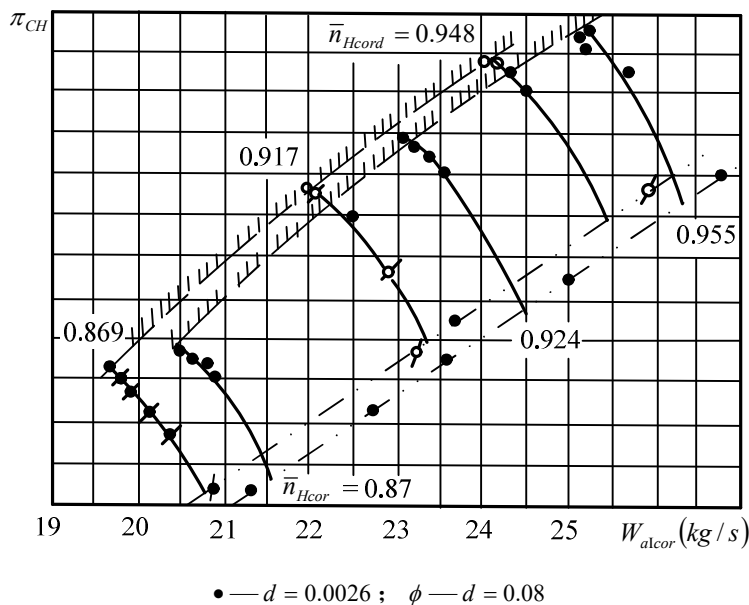


图 10-4 大气湿度对涡扇发动机高压压气机特性和共同工作线的影响

当大气的湿度  $d$  增大时，压气机特性会发生变化，其影响情形如图 10-4 所示。由图可见，当大气湿度增大时，压气机的等相对换算转速线向换算转速减小的方向移动。这种影响情形可以这样来解释：如前所述，湿空气是干空气和水蒸气的混合气体，考虑大气湿度的影响，就是考虑水蒸气加入后，使大气（工质）的热物理性质发生了变化，即工质的定压比热  $c_p$ 、绝热指数  $\gamma$  和气体常数  $R$  都发生了变化。湿空气的气体常数  $R_h$  可用下式计算：

$$R_h = \frac{R + dR_w}{1 + d} \quad (10-1)$$

式中， $R$ 、 $R_w$  分别是干空气和水蒸气的气体常数。

湿空气的定压比热  $c_{ph}$  的计算式与上式相仿，即

$$c_{ph} = \frac{c_p + dc_{pw}}{1 + d} \quad (10-2)$$

式中,  $c_p$ 、 $c_{pw}$  分别是干空气和水蒸气的定压比热。

则由梅耶公式可得湿空气的绝热指数  $\gamma_h$  的计算式为:

$$\gamma_h = \frac{c_{ph}}{c_{ph} - R_h} \quad (10-3)$$

可见, 湿空气的热物理性质与湿度  $d$  有关, 其关系如图 10-5 所示。由图可以看出, 当大气湿度增大时, 大气的比热和气体常数都是增大的, 而绝热指数  $\gamma_h$  是减小的, 且变化较小。

气体常数增大, 使湿空气中的音速增大, 因

而在给定的转速下, 也就是降低了压气机工作叶片的  $M_u$ , 由相似理论知, 这等于减小了换算转速。所以, 等相对换算转速线向换算转速减小的方向移动。结果, 增压比和换算空气流量都减小。

由于大气湿度的增大, 使压气机特性发生了上述的变化, 必然导致共同工作点向左下方移动, 发动机的稳定工作裕度减小。共同工作线的移动情况如图 10-4 所示。

### 10.1.1.3 压气机前气流不均匀度的影响

在试验台上录取压气机特性或在台架上进行发动机试车时, 通常都是在压气机前安装特殊造型的匀称的专用进气道, 用以保证压气机进口处的气流具有高的均匀度。但是, 发动机作为航空动力装置工作时, 由于进气道 (尤其是超音速进气道) 的曲线通道带来的扰动、复杂的激波系及壁面附面层增厚等原因, 使得压气机进口气流的速度场和压力场很不均匀。尤其是在大迎角和侧滑角以及作机动飞行时, 更加严重。这种不均匀度必将对压气机的工作带来很大的影响。

要深入研究压气机进口流场的不均匀度 (进气畸变) 对压气机特性和匹配工作的影响是相当复杂的, 因为进口流场的不均匀是各种各样的: 有周向不均匀和径向不

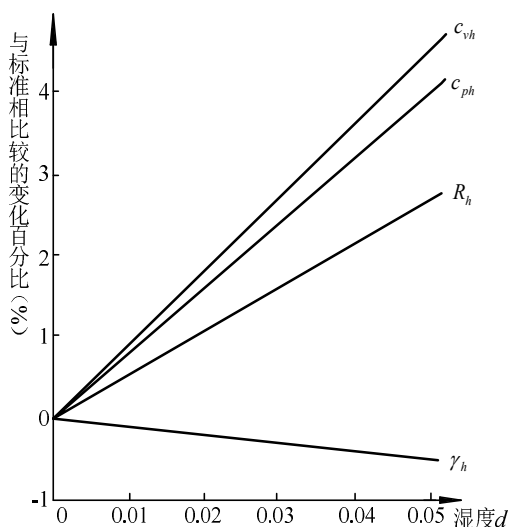


图 10-5 在  $t_0 = 15^\circ\text{C}$  时, 空气的热物理性质随湿度的变化关系曲线

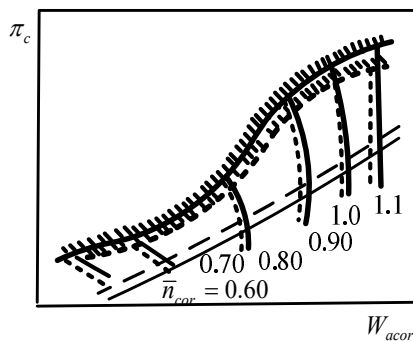


图 10-6 进口气流的不均匀性对压气机特性的影响

均匀,有时还有轴向脉动;有速度场、压力场的不均匀,有时甚至因飞机进入其他飞机的尾流或发射武器、火箭而吸入大量高温废气所产生的温度场的不均匀等等。要深入研究这些因素对发动机工作的影响,需要许多专门知识和大量篇幅,这里只介绍它们的综合结果。不稳定工作边界的移动是进口气流不均匀对压气机影响的最重要的一个后果,其影响情形如图 10-6 上的虚线所示。

研究进气畸变对共同工作的影响就更加复杂,下面以周向畸变为例作一简单介绍。当发动机在某一换算转速平衡工作时,产生进气畸变。当畸变指数小于 0.5 时(这是民用飞机所遇到的畸变指数),畸变产生的总压损失主要是通过进气平均总压降低使空气流量减小,而流量相似参数  $W_a \sqrt{T_2^*} / p_2^*$  和压气机效率  $\eta_c$  的变化不大,因此,可以说对共同工作点无影响。但是,当畸变指数很大时(对军用飞机来说,常会遇到),换算流量和压气机效率将变化较大。换算流量减小和压气机效率降低使共同工作线向不稳定工作边界移动,使压气机的稳定工作裕度减小。当进气畸变严重时,压气机不稳定工作边界和共同工作线的相向移动有可能使发动机的稳定工作裕度完全丧失,发动机会喘振停车。

#### 10.1.1.4 部件的几何形状、尺寸及表面状况等变化所造成的影响

在前面研究部件特性和匹配工作时,都认为部件的几何形状、尺寸及表面状况等是不变的,即认为是保持与新的一样。但是,在实际使用中,上述因素是变化的。如发动机安装到飞机上后,由于进气道和排气通道增长,甚至弯曲,其工作条件就相应地发生了变化;使用、维护中由于场地不清洁,发动机会吸入含有尘埃和外来物的空气,如沙石、保险丝等或飞行中吸入小鸟,它们会造成与气流直接接触的发动机部件工作表面粗糙、凹陷,甚至损坏;使用时违反使用规定,如超温、超转、试车不暖机、停车不冷机等,或因维护不善及气候、地理环境变化(如空气中含湿量高或盐份高)而使部件表面沾染油垢、锈蚀、腐蚀,甚至由于拆装不当,不正确敲打而造成的部件变形、损伤等等。在上述诸因素的影响下,发动机各部件的流动损失会显著增大,进气道、燃烧室、加力燃烧室、尾喷管的总压恢复系数减小,压气机和涡轮的效率下降,它们将对部件的匹配工作产生影响。

严格地说,各部件效率或总压恢复系数的变化对部件特性和匹配工作都是有影响的。但在忽略次要因素影响的条件下,可以得出一些一般规律。如,不考虑进气畸变及尾喷管最小截面处于临界或超临界工作状态时,进气道总压恢复系数  $\sigma_i$  的降低对部件特性和匹配工作无影响,只是沿流程各截面的气流总压成比例地降低。而当尾喷管最小截面处于亚临界工作状态时,燃气通道内流动损失的增大对匹配工作的影响与收小  $A_8$  ( $\pi_{TL}$  减小)对匹配工作的影响在性质上类似,结果是由于涡轮前燃气温度  $T_4^*$  的提高(发动机采用  $n_L = \text{const}$  调节规律),高压转子转速增大,高压转子共同工作点向左上方移动(因此时  $q(\lambda_8)$  减小),同时,由于高压转子转速增大,对低压转子的节流作用减小,低压转子的共同工作点沿等转速线远离喘振边界。压气机通

道内流动损失增大会改变压气机特性，从而也会改变共同工作线的位置。具体影响结果均可通过平衡工作状态特性计算程序求出。其他一些使用因素（如燃油热值、引气、功率提取等）对匹配工作也有影响。

这里需要特别强调的是，由于使用、维护不当而引起的部件几何形状、尺寸及表面状况变化，都会造成各部件的总压恢复系数减小或效率降低，它们都将引起发动机匹配工作发生变化，最终导致对发动机的稳定工作裕度、排气温度和发动机性能产生不利的影响，这是作为使用、维护人员在今后工作中必须重视的问题。

### 10.1.2 使用因素对发动机性能的影响

#### （1）总温 $T_H^*$ 的影响

发动机在地面台架上试车时，为正确评定发动机性能，必须进行温度修正。其方法是在传统的性能参数换算公式的基础上乘以相应的修正系数。如

$$F_{cor} = F \cdot \frac{P_0}{P_H^*} \cdot CT_F \quad (10-4)$$

$$sfc_{cor} = sfc \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_H^*}} \cdot CT_{sfc} \quad (10-5)$$

式中， $CT_F$ 、 $CT_{sfc}$  分别为推力、耗油率的温度修正系数。这些系数是利用变比热平衡态性能计算程序，按照《涡喷、涡扇发动机性能的温度修正规范》的要求，由计算确定的。计算结果表明：随着  $T_H^*$  升高， $CT_F$ 、 $CT_{sfc}$  是减小的。

#### （2）雷诺数的影响

计算结果表明：发动机在高空、小飞行  $M_H$  数下工作时，涡轮、压气机等部件均进入非自模区，随着  $R_e$  的减小， $T_4^*$  升高、 $sfc$  增大、 $\Delta SM_C$  减小，推力通常是降低的。

#### （3）大气湿度的影响

由于  $R_h > R$ ，所以随着空气中含湿量  $d$  的增加，其热容量增加，于是，在给定的工作状态下，使排气速度和单位推力增大；另一方面，含湿量增加，空气的密度减小，使流过发动机的空气流量减小，且比单位推力增大的影响大，综合结果是使发动机的推力减小。同样，由于湿空气的热容量较大，使耗油量和耗油率增加。

《涡喷、涡扇发动机性能的湿度修正规范》中，规定主要采用相似分析法来进行湿度修正。计算结果证实了上面的理论分析。

其他使用因素对发动机性能的影响，在前面有关章节中都已涉及，这里不再重述。

# 10.2 发动机常遇典型故障分析

**[典型故障案例一]** 某超音速飞机（装有二元四波系可调超音速进气道，如图 10-7 所示）在高空作加速飞行时，突然听到机头前方有猛烈的敲击声并感觉有较大的振动，排气温度升高后急剧降低，发动机转速急剧减小，随后发动机很快进入停车状态。地面检查发现二级斜板卡死在  $\delta_2$  较小的位置（图 10-7 中实线所示的位置），试分析此次空中停车的原因。

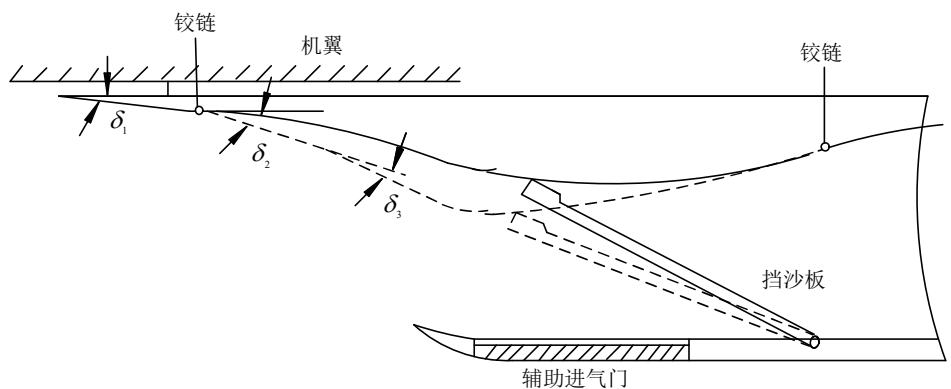


图 10-7 二元四波系可调超音速进气道示意图

**[分析]** 由题意知，飞机在高空作加速飞行时，飞行员听到机头前方有猛烈的敲击声并感觉有较大的振动，随后发动机很快进入停车状态，可以断定是由因进气道的喉部截面积  $A_t$  偏大使进气道喘振而导致的发动机停车故障。

**[解]** 当飞机在高空作加速飞行时，随着飞行  $M$  数  $M_H$  的增大，进气道冲压比增大， $p_H^*$ 、 $T_H^*$  增大，于是高、低压转子的相对换算转速减小，高、低压转子共同工作点沿各自的工作线向下移动， $q(\lambda_2)$  减小，即发动机的需气量减小；与此同时，进气道提供的空气流量随飞行  $M$  数  $M_H$  的增大而增大，从理论上讲，进气道调节控制系统应使二级斜板朝  $\delta_2$  增大的方向偏转进行调节，使进气道喉部截面积  $A_t$  减小（图 10-7 中虚线所示的位置），以减小进气道的供气量，满足发动机需气量减小的要求。然而，由题意知，经地面检查发现二级斜板卡死在  $\delta_2$  较小的位置（图 10-7 中实线所示的位置），进气道的喉部截面积  $A_t$  偏大，因而进气道提供的空气流量大于发动机的需气量，进气道进入严重的亚临界工作状态，并发生喘振，进气道喘振后，进气道提供给发动

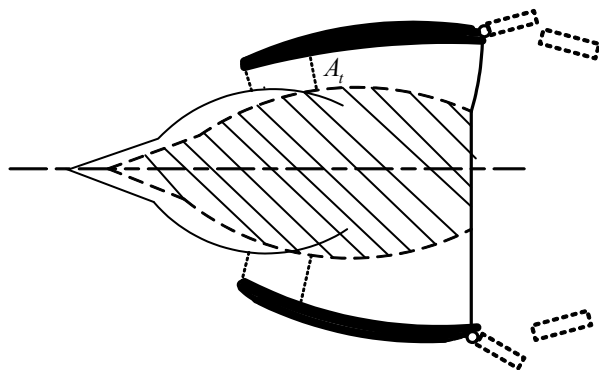


图 10-8 三元四波系可调外压式超音速进气道



机的空气流量忽大忽小，导致压气机喘振，使进入燃烧室的空气流量不稳定，燃烧室内混合气的余气系数波动幅度较大，而高空大气压力、温度低，燃油供油量小，喷嘴前油压低，雾化质量变差，主燃烧室的稳定燃烧范围较小，因此混合气的余气系数超出稳定燃烧范围而导致燃烧室富油熄火，发动机停车。

**[典型故障案例二]** 某超音速飞机（装有三元三波系中心锥体式可调超音速进气道，如图 10-8 所示）在高空作加速飞行时，突然听到机头前方有猛烈的敲击声并感觉到有较大的振动，排气温度升高后急剧降低，发动机转速急剧减小，随后发动机进入停车状态。地面检查发现进气道中心锥体卡死在靠后的位置（即中心锥体不能随飞行  $M$  数的增大而相应地伸出），试分析此次空中停车的原因。

**[分析]** 分析思路同上题。由题意知，飞机在高空作加速飞行时，飞行员听到机头前方有猛烈的敲击声并感觉到有较大的振动，随后发动机很快进入停车状态，可以断定是由因进气道的喉部截面积  $A_t$  偏大使进气道喘振而导致的发动机停车故障。

**[解]** 当飞机在高空作加速飞行时，随着飞行  $M$  数  $M_H$  的增大，进气道冲压比增大，使  $p_H^*$ 、 $T_H^*$  增大，于是高、低压转子的相对换算转速减小，高、低压转子共同工作点沿各自的共同工作线向下移动， $q(\lambda_2)$  减小，即发动机的需气量减小；与此同时，进气道提供的空气流量则随飞行  $M$  数  $M_H$  的增大而增大，从原理上讲，进气道调节控制系统应使中心锥体前伸，使进气道喉部截面积  $A_t$  减小（图 10-8 中虚线所示的位置），以减小进气道的供气量，满足发动机需气量减小的要求。然而，由题意知，经地面检查发现中心锥体卡死在靠后的位置（图 10-8 中实线所示的位置），进气道的喉部截面积  $A_t$  偏大，因而进气道提供的空气流量大于发动机的需气量，进气道进入严重的亚临界工作状态，并发生喘振，进气道喘振后，进气道提供给发动机的空气流量忽大忽小，导致压气机喘振，使进入燃烧室的空气流量不稳定，燃烧室内混合气的余气系数波动幅度较大，而高空大气压力、温度低，燃油供油量小，喷嘴前油压低，雾化质量变差，主燃烧室的稳定燃烧范围比较小，因此混合气的余气系数超出稳定燃烧范围而导致燃烧室富油熄火，发动机停车。

**[典型故障案例三]** 某双转子混排涡扇发动机在空中工作，从最大状态减速的过程中，当低压转子相对换算转速  $\bar{n}_{Lcor}$  减小到 89% 时，出现压气机喘振，排气温度  $T_5^*$  急剧上升，高压转子转速  $n_H$  急剧增大，随后发动机熄火停车。地面检查发现低压压气机进口导流叶片调节机构摇臂折断，试分析此次发动机空中停车的原因。

**[分析]** 该低涵道比双转子混排涡扇发动机的高、低压压气机的进口导流叶片和高压压气机一、二级静止叶片角度都是可以随着  $\bar{n}_{Lcor}$  的变化而调节的，然而地面检查发现低压压气机进口导流叶片调节机构摇臂折断，说明发动机在减速的过程中，因低压压气机进口导流叶片角度不

能随着 $\bar{n}_{Lcor}$ 的减小而实施调节是这起由压气机喘振导致发动机空中停车故障的主要原因。

**[解]** 由前面的分析可知, 在发动机的减速过程中, 整台压气机出现前重(前喘)、后轻(后涡)的情况, 虽然高、压转子的转速能够自动调整, 以减缓这种现象的发生, 但由于低压压气机进口导流叶片调节机构摇臂折断, 使得低压压气机进口导流叶片角度不能随着 $\bar{n}_{Lcor}$ 的减小而进行顺时针调节, 于是低压转子的共同工作点沿 $\bar{n}_{Lcor} = const$ 线向喘振边界靠拢, 并进入喘振边界, 低压压气机喘振, 然后引起高压压气机喘振, 导致主燃烧室富油熄火, 发动机空中停车。

**[典型故障案例四]** 某双转子涡喷发动机地面试车时, 在收油门从最大转速减速的过程中, 当高压转子相对换算转速 $\bar{n}_{Hcor}$ 减小到 75% 时, 出现压气机喘振, 紧接着排气温度 $T_5^*$ 急剧上升, 高压转子转速 $n_H$ 急剧增大, 随后发动机熄火停车。经检查发现高压压气机放气活门不能正常打开, 试分析此次发动机停车的原因。

**[分析]** 该双转子涡喷发动机的高压压气机出口设有放气活门, 当高压转子相对换算转速 $\bar{n}_{Hcor}$ 减小到 75% 以下时, 放气活门打开, 以防止高压压气机喘振。由题意知, 经检查发现放气活门不能正常打开, 可见在发动机的减速过程中, 导致这次发动机停车故障的主要原因是设在高压压气机出口的放气活门不能正常打开而引起的高压压气机喘振。

**[解]** 由前面的分析可知, 在发动机的减速过程中, 整台压气机出现前重(前喘)、后轻(后涡)的情况, 虽然高、压转子的转速能够自动调整, 以减缓这种现象的发生, 但由于设在高压压气机出口放气活门不能打开, 于是高压转子的共同工作点沿 $\bar{n}_{Hcor} = const$ 线向喘振边界靠拢, 并进入喘振边界, 高压压气机喘振, 然后引起低压压气机喘振, 最后导致主燃烧室富油熄火, 发动机停车。

**[典型故障案例五]** 某双转子涡喷发动机(采用收敛喷管, 调节规律为 $n_L = const$ 。)进行降负荷(降低涡轮前燃气温度 $T_4^*$ )使用时, 将尾喷口面积 $A_8$ 调大 2.5%。在一次飞行训练任务中, 飞行员在 $H = 20km$ 的高空关加力, 出现发动机喘振停车。着陆后, 地面人员将喷口面积 $A_8$ 调小 1% 后工作才恢复正常, 试分析此次空中停车的原因。

**[分析]** 由题意知, 是飞行员在 $H = 20km$ 的高空关加力, 而出现的发动机喘振停车, 原因是 $A_8$ 比正常偏大所造成的, 是发动机加力故障的形式之一。

**[解]** 飞行员在 $H = 20km$ 的高空关加力时, 为了保持关加力前后, 低压涡轮落压比不变, 在关加力使 $T_{af}^*$ 降低的同时, 由 $\pi_{TLaf} = \text{常数}[A_{8af}\sqrt{T_5^*/T_{af}^*}]^{\frac{2n'}{n'+1}}$ 知, 应使 $A_{8af}$ 与 $T_{af}^*$ 成比例地减小。由题意知, 该双转子涡喷发动机在进行降负荷使用时, 将尾喷口面积 $A_8$ 调大 2.5%, 将喷口面积 $A_8$ 调小 1% 后工作恢复正常, 说明 $A_8$ 比正常偏大, 于是由上式可知,  $\pi_{TLaf}$ 增大, 低压

涡轮功增大，低压转子转速增大，为了保持  $n_L = \text{const}$ ，必需减小供油量，降低涡轮前燃气温度，但随着涡轮前燃气温度的降低，高压转子的转速减小，高压压气机对低压压气机起节流作用，导致低压转子共同工作点沿  $\bar{n}_{Lcor} = \text{const}$  线向喘振边界靠拢，并进入喘振边界，低压压气机喘振，紧接着高压压气机喘振，使进入燃烧室的空气流量忽大忽小，加上高空主燃烧室的稳定燃烧范围小，主燃烧室富油熄火，发动机停车。

**[典型故障案例六]** 一架超音速歼击机在  $H = 18\text{km}$  高度以  $M_H = 1.7$  平飞，发动机处于“全加力”状态，为使飞机减速，飞行员将油门收柄从“全加力”位置收至“小加力”位置，发现  $n_H$  降低（加力燃烧室熄火），后又将油门推至“全加力”位置，听到嘭的一声响，发动机停车，试分析发动机停车的原因。（该型飞机的发动机调节规律为  $n_L = \text{const}$ ）

**[分析]** 由题意知，为使飞机减速，飞行员将油门手柄从“全加力”位置收至“小加力”位置，因操纵不当导致加力燃烧室熄火，后又将油门推至“全加力”位置时，就听到嘭的一声响，发动机熄火停车，说明此时喷口面积已放大，但加力燃烧室并未工作。

**[解]** 由前面的分析可知，在飞行员将油门手柄从“全加力”位置收至“小加力”位置时，加力燃烧室已熄火的情况下，再将油门推至“全加力”位置，虽然喷口面积已放大，但加力燃烧室并未工作，于是由  $\pi_{TLaf} \uparrow = \text{常数} [A_{8af} \uparrow \sqrt{T_5^*/T_{af}^*} \downarrow]^{\frac{2n}{n+1}}$  可知， $\pi_{TLaf}$  增大，低压涡轮功增大，低压转子转速增大，为了保持  $n_L = \text{const}$ ，必需减小供油量，降低涡轮前燃气温度，但随着涡轮前燃气温度的降低，高压转子的转速减小，高压压气机对低压压气机起节流作用，导致低压转子共同工作点沿  $\bar{n}_{Lcor} = \text{const}$  线向喘振边界靠拢，并进入喘振边界，低压压气机喘振，紧接着高压压气机喘振，使进入燃烧室的空气流量忽大忽小，加上高空主燃烧室的稳定燃烧范围小，主燃烧室富油熄火，发动机停车。

**[典型故障案例七]** 某双转子混排涡扇发动机在  $H = 19\text{Km}$  的高空关加力，出现喘振停车。该发动机平时关加力时，排气温度  $T_7^*$  和  $n_H$  下降较多，且回升较慢，地面检查喷管最小截面位置，从全加力状态（即  $A_{8\max}$ ）收到最大状态（即  $A_{8\min}$ ）的时间为 8 秒钟，调整到 5 秒钟后工作才正常（说明原来  $A_8$  收小速度太慢）。试分析此次喘振停车的原因。（该型飞机的发动机调节规律为  $n_L = \text{const}$ ）

**[分析]** 由题意知，当喷管最小截面面积  $A_8$  从全加力状态（即  $A_{8\max}$ ）收到最大状态（即  $A_{8\min}$ ）的时间由 8 秒钟调整到 5 秒钟后工作正常，说明此起加力故障是  $A_8$  收小的速度太慢而引起的。

**[解]** 由前面的分析可知, 当飞行员在高空关加力时, 加力燃烧室已熄火, 原理上要求  $A_8$  收小的速度要与  $T_{af}^*$  降低的速度同步, 但由于  $A_8$  收小的速度太慢, 即  $A_8$  比正常偏大。由  $\pi_{TLaf} \uparrow = \text{常数} [A_{8af} \uparrow \sqrt{T_5^*/T_{af}^*} \downarrow]^{\frac{2n}{n+1}}$  知,  $\pi_{TLaf}$  增大, 低压涡轮功增大, 低压转子转速增大, 为了保持  $n_L = \text{const}$ , 必需减小供油量  $W_f$ , 降低涡轮前燃气温度  $T_4^*$ , 但随着涡轮前燃气温度的降低, 高压转子的转速减小, 高压压气机增压比  $\pi_{cH}$  减小, 一方面低压涡轮落压比  $\pi_{TL}$  减小, 另一方面涵道比  $B$  增大, 结果是使得低压转子出现供不应求的情况, 低压转子转速有所下降, 为保持低压转子转速不变, 发动机调节的结果是高压转子转速有所回升, 但总的来说, 高压转子的转速是减小的, 因而高压压气机对低压压气机起节流作用, 导致低压转子共同工作点沿  $\bar{n}_{Lcor} = \text{const}$  线向喘振边界靠拢, 并进入喘振边界, 低压压气机喘振, 随后高压压气机也进入喘振状态, 进入燃烧室的空气流量忽大忽小, 加上高空主燃烧室的稳定燃烧范围小, 主燃烧室富油熄火, 发动机停车。

**[典型故障案例八]** 某混排涡扇发动机在外场使用时发现排气温度  $T_5^*$  偏高, 若要降低排气温度  $T_5^*$ , 机械师应怎样调整尾喷管最小截面面积  $A_8$ ? 说明其原因。(设高、低压涡轮导向器、尾喷管最小截面均处于临界状态, 发动机的调节规律为  $n_L = \text{const}$ 。)

**[分析]** 由题意知, 排气温度  $T_5^*$  偏高, 因为排气温度  $T_5^*$  是跟涡轮前燃气温度  $T_4^*$  成比例升高的, 因此要降低排气温度  $T_5^*$  的有效途径是降低涡轮前燃气温度  $T_4^*$ , 但随着涡轮前燃气温度  $T_4^*$  的降低, 涡轮发出的功率就会减小, 不能满足压气机需要的功率, 因此, 根据功率平衡条件, 机械师应调大尾喷管最小截面面积  $A_8$ 。

**[解]** 由前面的分析可知, 降低排气温度  $T_5^*$  的有效途径是降低涡轮前燃气温度  $T_4^*$ , 为此机械师应调大尾喷管最小截面面积  $A_8$ 。当调大尾喷管最小截面面积  $A_8$  时, 低压涡轮落压比  $\pi_{TL}$  增大, 低压涡轮功  $l_{TL}$  增大, 低压转子的转速就要增大, 为了保持  $n_L = \text{const}$ , 应减小供油量  $W_f$ , 降低涡轮前燃气温度  $T_4^*$ , 使得排气温度  $T_5^*$  降低。

**[典型故障案例九]** 装有双转子涡喷发动机的某超音速飞机在高空作跨音速飞行时, 发动机处于加力工作状态。为了使飞机减速, 飞行员收油门断加力至最大状态位置, 随后涡喷发动机于第 278.6 秒进入喘振停车状态。发动机工作过程中有关参数记录如图 10-9 所示, 试根据参数变化情形, 分析发动机各部件的工作状态, 指出此次空中停车的原因。(发动机的调节规律为  $n_L = \text{const}$ )

**[分析]** 由图 10-9 可知, 尾喷管最小截面积随时间的变化曲线从小加力到最大状态这一段调节不正常, 在发动机的工作状态还未到最大工作状态时, 尾喷管最小截面积就早已收到最大工作状态对应的最小截面位置, 即在发动机断开加力状态的过程中, 尾喷管最小截面积调小得太快是导致这次空中停车的直接原因。

**[解]** 由前面的分析可知, 在发动机断开加力状态的过程中, 尾喷管最小截面积调小得太快是导致这次空中停车

的直接原因。因为在发动机断开加力状态的过程中,  $A_8$  收小得太快, 由  $\pi_{TLaf} \downarrow = \text{常数} [A_{8af} \downarrow \downarrow \sqrt{T_5^*/T_{af}^*} \downarrow]^{\frac{2n'}{n'+1}}$  知, 低

压涡轮落压比  $\pi_{TL}$  减小, 低压涡轮功  $l_{TL}$  减小, 低压转子的转速就要减小, 为了保持  $n_L = \text{const}$ , 应增大供油量  $W_f$ , 提高涡轮前燃气温度  $T_4^*$ , 随着  $T_4^*$  的升高, 高压转子的转速增大, 高压转子的共同工作点就会沿着共同工作线上移, 一方面, 对低压压气机起抽气的作用, 使得低压转子的共同工作点沿等转速线远离喘振边界, 低压压气机的稳定工作裕度增大; 另一方面, 随着高压转子的共同工作点沿共同工作线上移, 因为该发动机的高压压气机是属于低设计增压比的压气机, 其特点是喘振边界平, 共同工作线 , 因此高压转子的共同工作点沿共同工作线上移至进入喘振边界, 高压压气机喘振, 紧接着低压压气机也喘振, 加上高空主燃烧室稳定燃烧范围小, 结果是主燃烧室富油熄火而导致发动机停车。

### 10.3 发动机的使用限制

在第 9 章中研究高度特性和速度特性时只注意了性能参数的变化, 没有考虑气动稳定性及零部件强度方面的要求, 即没有考虑发动机使用条件的限制。事实上发动机并不能在如此宽广的飞行范围内保证各零部件没有过载, 同时又是稳定、可靠地工作。虽然在研究各种调节规律时曾力求设法自动限制超温和超转, 并保证有足够的稳定工作裕度, 但调节规律不能设计得太复杂, 它也不可能保证发动机在所有的工作情况下都能安全、可靠地工作。因此, 不得不对发动机的工作条件实行一些使用限制。

图 10-10 表示的是某涡扇发动机的飞行包线及空中起动的包线。

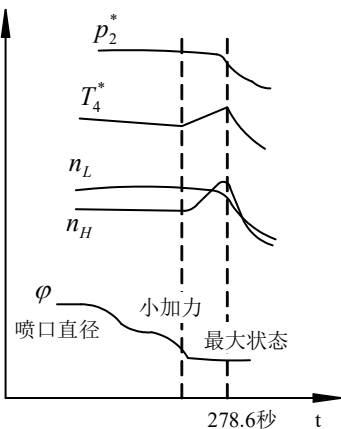


图 10-9 发动机工作过程参数变化曲线

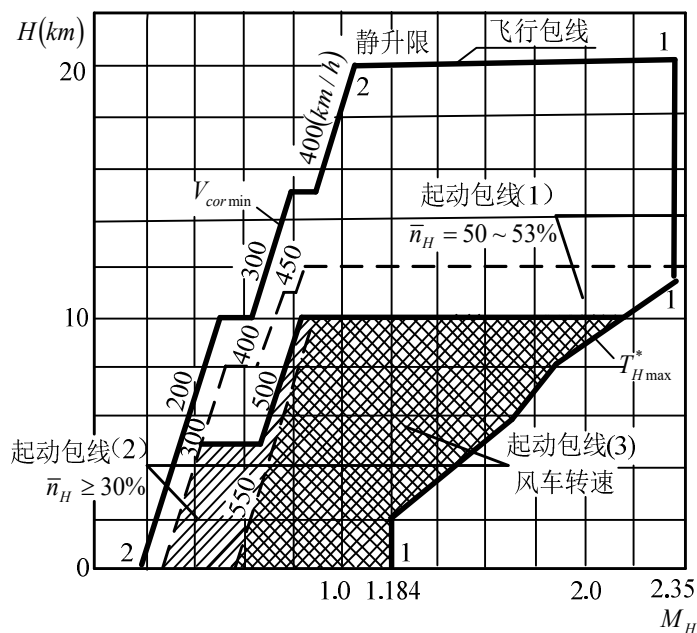


图 10-10 某涡扇发动机的飞行包线及空中起动包线

飞行包线由图中  $T_{H \max}^*$  限制线（曲线 1—1），静升限及最小飞行表速  $V_{cor \min}$  限制线（曲线 2—2）围成。空中起动包线根据不同  $n_H$  值分为三种情况，其对应的  $M_H$ 、 $H$  范围如图所示。

图 10-11 表示的是某加力涡喷发动机可能有的使用限制。

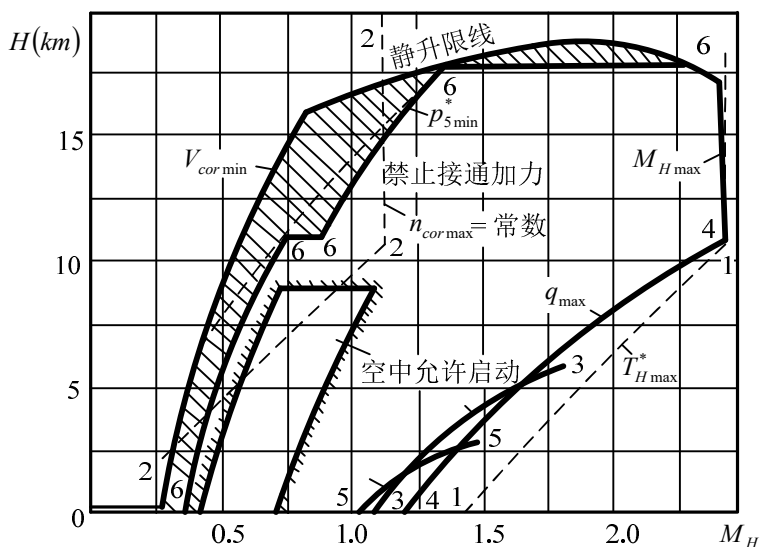


图 11-11 发动机工作条件的可能限制范围

曲线 1—1 表示对  $T_{H \max}^*$  的限制。与这条曲线等距离的应有一条  $M_{cor \min}$  的限制线。在飞行高度大于 11km 时， $T_H$  不再变化，1—1 线转成垂直，成为  $M_{H \max}$  的限制线。在这条线上  $T_H^*$  最

大,  $n_{cor}$  最小,  $T_4^*$  可能出现最大值。

曲线 2—2 表示对  $n_{cor\ max}$  的限制。规定  $n_{cor\ max}$  和  $n_{cor\ min}$ , 以保证最低的压气机稳定工作裕度  $\Delta SM_{c\ min}$ 。

曲线 3—3 为  $p_{3\ max}^*$  的限制。

曲线 4—4 表示对最大动压头  $q_{\max}$  的限制。  $q_{\max} = \left(\frac{\rho_H V^2}{2}\right)_{\max}$  代表飞机构件及超音速进气道的最大气动载荷。

曲线 5—5 为加力油泵达最大供油量  $(W_{f,af})_{\max}$  的限制。目的是为了限制加力油泵的外廓尺寸及重量。实际上, 飞机也不会掠地以最大速度飞行。在曲线 5—5 的右边, 由于燃油供应量的减少, 所以发动机的推力是减小的。

曲线 6—6 表示可靠地接通加力所要求的限制。

在曲线 6—6 左边画有斜线的范围内, 不仅禁止接通加力, 而且也禁止加力节流。因为在高空飞行时, 燃烧条件及燃油雾化的质量都会恶化, 这就会导致发动机在加力时或部分加力时燃烧过程的不稳定。

图 10-11 上最左边的包线是最小飞行表速  $V_{cor\ min}$  的限制。最小飞行表速的规定是为了限制飞机以大迎角进行飞行。加力燃烧室稳定工作准则线  $p_{5\ min}^*$  (点划线) 也靠近这条最小飞行表速线。

图 10-11 上最高的包线是飞机的静升限线。即飞机不利用自身的动能作“鱼跃”飞行的最大高度。

图 10-11 中还标出了容许空中起动的范围。在无补氧的条件下, 点火装置可靠起动的高度为 6~8km; 在补氧的条件下为 10~15km。

## 习 题

10-1 某双转子涡喷发动机在  $H=19000\sim 20000\text{m}$  高空关加力, 出现喘振停车。该发动机平时关加力时, 排气温度  $T_5^*$  和  $n_H$  下降很多, 且回升较慢。地面检查喷口位置, 从全加力状态 (即  $A_{9\max}$ ) 收到最大状态 (即  $A_{9\min}$ ) 的时间为 7 秒钟, 调整到 4 秒钟后工作才正常 (说明原来  $A_9$  收小速度太慢)。试分析此次喘振停车的原因。

10-2 某歼七飞机在高空平飞 ( $M_H > 1.5$ ), 飞行员将油门从“全加力”收至“小加力”位置时, 加力燃烧室熄火; 再将油门推至“全加力”位置时, 听到“彭”的一声, 发动机熄火停车。试分析发动机停车过程中, 低压压气机和主燃烧室的工作情形及发动机停车的原因。