

第8章 发动机特性

发动机在使用中,需要在不同的工作条件下工作,这些工作条件包括外界大气条件(大气压力、大气温度)、飞行条件(飞机的飞行速度和飞行高度)和发动机的工作状态等。这些工作条件改变时,发动机的主要性能参数—推力 F 和耗油率 sfc 等都要相应地发生变化。通常把推力 F 和耗油率 sfc 随工作条件变化的规律,叫做发动机特性。

研究发动机特性的目的,在于掌握发动机主要性能参数的变化规律。用它可以结合飞机的空气动力计算,确定飞机的飞行性能和最有利的飞行状态(最大航程状态,最长航时状态等),以充分发挥飞机的性能,用它可以衡量新设计的发动机是否满足飞机飞行性能的要求;用它可以作为验收、检查发动机性能的依据;用它可以比较各种发动机或同类发动机性能的优劣;还可以用它作为分析、判断性能故障的依据。因此,不仅设计人员需要掌握发动机特性,维护、使用人员同样需要掌握。

发动机特性包括节流特性、速度特性和高度特性。本章首先介绍发动机特性的获得方法,然后分别研究发动机的节流特性、速度特性和高度特性。

8.1 发动机特性的获得方法

发动机及其各部件在非设计工况下工作时,气体流动情况十分复杂,单纯用理论计算方法准确地获得其特性几乎是不可能的,因此获得发动机特性最根本和最可靠的方法是在专门的实验室中试验测量得到,也可以利用近似计算的方法来获得。

8.1.1 获得特性的实验方法

用实验的方法来获得发动机特性是最准确的方法,因为这种方法能够考虑到动力装置的实际工作条件。

从试验研究的对象可以分为:

- (1) 部件试验;
- (2) 整机试验。

从试验设备可能提供的环境范围区分,又可分为:

- (1) 地面试验;
- (2) 高空模拟试验;
- (3) 飞行试验。

航空燃气涡轮发动机进行地面试验最基本的设备就是地面试验台,如图8-1所示。地面试验台由静架和动架两部分组成。静架可以固定在地基上,也可以采用悬挂式固定于试车间的房顶上。采用悬挂式台架方便发动机下部附件管道的装卸,还可以使发动机试验时离地面较远,便于周围空气流动。发动机则装于动架上。动架与静架之间用弹簧片相连接,使动架

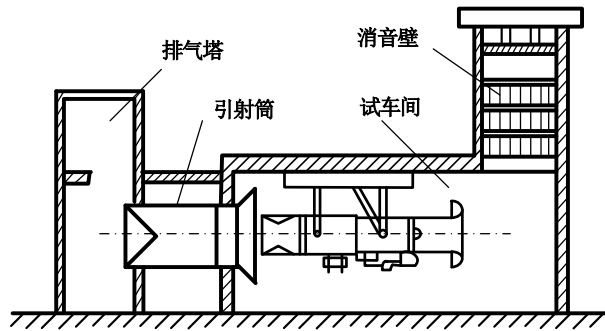


图 8-1 发动机地面试车台简图

可以前后移动，以便测量发动机的推力。在地面试验台上只能测得燃气涡轮发动机在地面静压条件下的（油门节流）特性，其进气温度、压力以及尾喷管出口的静压，都要受到试车时周围大气条件的限制。在这样的试车台上进行实验后，将所得的数据，用相似理论进行换算，以便得到所需要的节流特性。

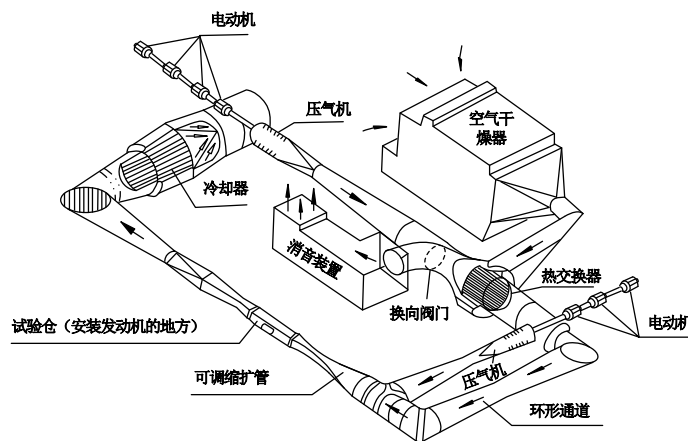


图 8-2 高空试车台简图

高空模拟试验是在高空模拟台上进行的，它是一种在地面模拟发动机高空飞行时情况的地面试验台，如图 8-2 所示。因此，高空模拟台要有供应试验所需的一定压力、温度的压缩空气的气源，也要有抽气气源。要在高空试验段或高空试验舱建立高空条件，要用抽气机或引射器将通过发动机的气体和环绕发动机外部流过的气体排入大气，使高空试验舱达到所要求模拟的高空大气压力（例如模拟 $H = 20\text{km}$ 的高空大气压力为 5475 Pa ）。若采用抽气机，还要将发动机排出的高温燃气冷却至抽气机所能承受的温度（一般为 $40\sim 50^\circ\text{C}$ ），这需要高温降、大流量的排气冷却系统。要模拟飞机高空高速飞行状态，例如模拟 11 km 高空、 $M_H = 2.5$ 的飞行状态，发动机进口的气流总温要高达 484.46 K ，远高于气源压缩加热所能达到的空气温度，因此必须有相应的空气加热设备，将气源供应的压缩空气加热到 484.46 K 以上。再如要模拟高空低速（ $H = 11\text{ km}$ ， $M_H = 0.5$ ）的飞行条件，发动机进口的气流总温低于 288 K ，远低于气源所能供应的空气温度，这就需要空气降温设备。为防止空气中水分在 0°C 以下的低温环境条件下工作的高空试验舱内结冰，气源供应的空气必须经过降温除湿和干燥处理。同样，模拟飞机高速飞行状态时，气源供应的高压空气在超音速尾喷管中大幅度膨胀加速，为防止空气中水分结冰或析出液态水，气源供应的空气也必须经除湿和干燥处理，这样必须有空气降温除湿和干燥设备。由此可见，航空燃气涡轮发动机高空模拟台必须具备

供应气源和抽气气源及其动力设备、空气加湿设备、空气除湿和干燥设备、空气降温设备、高空试验舱、发动机排气冷却系统、模拟飞行状态的自动控制系统以及供电系统和给、排水系统等大型设备以及连接各大型设备的管道和阀门等。由于在该试车台上，不能把超音速进气道和发动机配合在一起试验（因为那样做，需建造大流量的超音速风洞，它将消耗更巨大的能源），因此所得数据，也是有限的。

为了得到较为准确的发动机特性，目前常采用在已有的飞机上建立专门的实验室——飞行试车台的方法。被试验的发动机一方面进行试验，另一方面亦可作为飞行的动力。这样，它既可以节省一套耗费巨大能源的实验设备，又更接近实际工作条件。但是，由于机舱狭窄，配置和安装所需要的测量仪器较困难；同时，飞行速度和飞行高度的范围受到飞机使用的限制，不能完全满足发动机试验的要求。

8.1.2 将发动机的实验数据换算成为标准大气条件下的数据

在上述的试验条件下获得的发动机特性，一般说来是不能普遍应用的。因为试验时的大气条件是不同的，而大气条件对发动机性能有影响。例如在相同的大气压力下，用同一转速做实验，大气温度高的地区或夏季测得的推力要低于大气温度低的地区或冬季测得的推力。这是由于热空气不易压缩，在相同的大气压力和相同的转速下，大气温度高的地区或夏季的压气机增压比较低，它将使发动机的单位推力和空气流量都减小，因而发动机的推力偏低、耗油率偏高。这样就使在某一地区或某一季节做试验所得的实验数据，不能直接用于与在不同大气条件下同一类型或其他类型发动机的实验数据进行比较或鉴定。

为了使试验所得的数据具有比较和鉴定发动机性能的功用，通常将实验数据都换算到同一大气条件——标准大气条件下，这样就可以比较和鉴定发动机性能的优劣。将实验数据换算成为标准大气状态下的数据是用相似理论所获得的公式来实现的。下面介绍发动机工作状态相似的条件和根据相似条件推得的换算公式。

8.1.2.1 发动机工作状态相似的条件

在第3章中，已经研究过气流流动相似的概念，并应用流动相似的概念得到气流流过有旋转机件的通道时，相似工作的条件是几何相似和保证气流绝对速度的 M 数 M_a 相等及圆周速度的 M 数 M_u 相等。对于整台发动机，同样可以应用上述原理来研究两台发动机或同一台发动机在不同大气条件下的相似工作。

发动机工作状态相似的首要条件是几何相似。因此，发动机的几何尺寸必须相等或对应成比例；对于研究同一型号的发动机或同一台发动机在不同大气条件下的状态相似问题，几何相似的条件似乎得到了满足，但还必须注意发动机所有的外部气流通过的部件都要保持几何相似，而且迎角及侧滑角也必须保持相等。

在几何相似的前提下，若气流在各个部件内的流动都相似，则整台发动机的工作必相似。因此，下面分别研究发动机内各部件的相似工作条件。

进气道和尾喷管是发动机中无旋转机件的管形通道，其相似工作的条件是保持某一特征截面的气流绝对速度的 M 数 M_a 相等。对于进气道来说，只要保证进口气流的 M_a 相等或出口的 $q(\lambda_1)$ 相等就行。

对于尾喷管来说，特征截面一般选为尾喷管最小截面，只要尾喷管最小截面气流绝对速度的 M 数相等，则认为尾喷管内部的流动是相似的。当尾喷管喉部处于临界或超临界状态

下,这一条件无疑是得到满足的,因为不管那一种发动机,此时尾喷管最小截面的 M_8 都等于1。

燃烧室也是管形流道,根据管道流动相似的条件,它也只要保证某一特征截面的气流绝对速度的 M 数相等,就能使燃烧室的流动相似。但是,严格说来,仅满足上述条件,燃烧室的工作状态并不相似。这是由于燃烧室中的物理—化学过程很复杂,如燃料的雾化与汽化过程,燃料与空气的掺混过程和燃料燃烧的化学反应过程等都要相似,还与其他的一些相似准则有关。但是试验表明,尽管燃烧室内的物理—化学过程不相似,只要进口气流的 M 数相等,其出口参数的平均值与真正符合相似条件的参数值之间的误差是很小的。因此,符合上述条件,可以近似认为燃烧室工作状态相似。

压气机和涡轮内有旋转机件,其工作状态相似的条件是 M_a 、 M_u 分别相等。

由发动机各主要部件工作状态相似的条件可以看出,对于旋转部件来说,相似条件是 M_a 和 M_u 分别对应相等,对于非旋转部件来说相似条件是 M_a 相等。因此,整台发动机(包括进气道)工作状态相似的条件是:在几何相似的前提下,保证发动机进口气流(0—0截面)的 M 数 M_H 和旋转部件的 M_u (或换算转速 n_{cor})相等。即

$$M_H = \text{const}; \quad n_{cor} = \text{const} \quad (8-1)$$

双转子发动机中,由于 n_{Lcor} 和 n_{Hcor} 有一一对应的关系,因此,在几何相似和 $M_H = \text{const}$ 的条件下,双转子发动机只要一个转子的换算转速相等,就能保证发动机的工作状态完全相似。

显然,在 $M_H=0$ 的条件(地面试车台架上)下,决定发动机工作状态相似的唯一条件是 n_{Lcor} (或 n_{Hcor})相等。

应当指出,发动机工作状态的相似只能近似地得到实现。这是因为上述的相似条件是在下列假设下得到的:

(1) 在发动机中各部件所有的工作状态下,雷诺数都具备 $R_e > R_{ecr}$ 的条件,即各部件都在 R_e 自模区内工作;

(2) 不存在与外部介质的热交换,并且气体的性质(γ, R)与气体温度、湿度的变化以及混合气成分等均无关;

(3) 迎面气流的速度场、压力场及温度场等是相似的和稳定的。

通常,这些假设不会造成很大的误差,因此,相似理论在实际中还是成功地得到应用。

8.1.2.2 发动机性能的相似参数

由流动相似的概念知道,当两台发动机的工作状态相似(或者同一台发动机的两种工作状态相似)时,两台发动机(或同一台发动机的两种状态)各对应截面上同名气流参数的比值及无因次量(如效率等)都保持不变。例如:

$$\left. \begin{array}{ll} \frac{p_i^*}{p_H^*} = \text{const} & \frac{p_i}{p_H} = \text{const} \\ \frac{T_i^*}{T_H^*} = \text{const} & \frac{T_i}{T_H} = \text{const} \\ \frac{c_i}{\sqrt{T_i^*}} = \text{const} & \frac{c_i}{\sqrt{T_i}} = \text{const} \\ \eta_j = \text{const} & M_i = \text{const} \end{array} \right\} \quad (8-2)$$

式(8-2)中, 注脚“ i ”表示的是发动机气流通道的任一截面; 注脚“ j ”表示发动机部件中的任何一个部件。

然而, 发动机在相似状态下工作时, 发动机的性能参数(F 和 sfc)及其他参数(如 W_a, W_f, n, \dots)的绝对值是不相同的。但是, 利用式(8-2)的关系, 可以找出相似状态下, 各参数组合成的物理量—相似参数保持不变。下面来推导这些相似参数。

(1) 发动机转速 n 的相似参数

在第3章中已推导出压气机转速相似参数为 $n/\sqrt{T_2^*}$
 由于进气道内气流的流动为绝能流动, 因此 $T_2^* = T_H^*$ 。于是发动机转速相似参数可写为

$$n/\sqrt{T_H^*} \quad (8-3)$$

(2) 空气流量 W_a 的相似参数

在第3章中已求得空气流量 W_a 的相似参数为 $W_a \sqrt{T_2^*} / p_2^*$, 当发动机的工作状态相似时, $\sigma_i = \text{const}$, 因此发动机空气流量相似参数即为

$$W_a \sqrt{T_H^*} / p_H^* = (W_a \sqrt{T_2^*} / p_2^*) \sigma_i = \text{const} \quad (8-4)$$

(3) 发动机推力 F 的相似参数

发动机推力的一般表达式为

$$F = W_g c_9 + (p_9 - p_H) A_9 - W_a V$$

将 W_a 、 W_g 的相似参数代入, 并变换得:

$$F = \frac{W_g \sqrt{T_4^*}}{p_4^*} \cdot \frac{p_4^*}{p_H^*} \cdot \frac{c_9}{\sqrt{T_9^*}} \cdot \sqrt{\frac{T_9^*}{T_4^*}} \cdot p_H^* + \left(\frac{p_9}{p_9^*} \cdot \frac{p_9^*}{p_H^*} - \frac{p_H}{p_H^*} \right) A_9 \cdot p_H^* - \frac{W_a \sqrt{T_H^*}}{p_H^*} \cdot \frac{V}{\sqrt{T_H^*}} \cdot p_H^*$$

当发动机状态相似时, 由式(8-2)可知

$$\frac{p_4^*}{p_H^*}, \frac{T_9^*}{T_4^*}, \frac{c_9}{\sqrt{T_9^*}}, \frac{p_9}{p_9^*}, \frac{p_9^*}{p_H^*}, \frac{V}{\sqrt{T_H^*}} \text{ 都为常数, 而 } \frac{W_g \sqrt{T_4^*}}{p_4^*}, \frac{W_a \sqrt{T_H^*}}{p_H^*} \text{ 为相似参数, 也保持}$$

为常数, 所以

$$F = \text{const} \cdot p_H^*$$

即

$$F/p_H^* = \text{const} \quad (8-5)$$

所以, F/p_H^* 称为推力相似参数。

(4) 发动机单位推力 F_s 的相似参数

由单位推力的定义式 $F_s = F/W_a$, 代入 F 、 W_a 的相似参数, 可得

$$F_s = \frac{F}{p_H^*} \cdot \frac{\sqrt{T_H^*}}{W_a \sqrt{T_H^*}/p_H^*}$$

所以

$$F_s = \text{const} \cdot \sqrt{T_H^*}$$

即

$$F_s/\sqrt{T_H^*} = \text{const} \quad (8-6)$$

故 $F_s/\sqrt{T_H^*}$ 为发动机单位推力的相似参数。

(5) 耗油率 sfc 的相似参数

耗油率 sfc 的表达式为

$$\begin{aligned} sfc &= \frac{3600 \bar{c}_p (T_4^* - T_3^*)}{(1+B) \xi_b H_f F_s} \\ &= \frac{3600 \bar{c}_p \left(\frac{T_4^*}{T_H^*} - \frac{T_3^*}{T_H^*} \right)}{(1+B) \xi_b H_f \frac{F_s}{\sqrt{T_H^*}}} \cdot \sqrt{T_H^*} \end{aligned}$$

当发动机工作状态相似时, $\frac{T_4^*}{T_H^*}$ 、 $\frac{T_3^*}{T_H^*}$ 、 $\frac{F_s}{\sqrt{T_H^*}}$ 和 B 等参数均为常数, 因此

$$sfc/\sqrt{T_H^*} = \text{const} \quad (8-7)$$

故 $sfc/\sqrt{T_H^*}$ 为耗油率相似参数。

(6) 燃料流量 W_f (即耗油量) 的相似参数

由于

$$sfc = \frac{3600 W_f}{F}$$

所以

$$W_f = \frac{1}{3600} \cdot sfc \cdot F$$

$$= \frac{1}{3600} \cdot \frac{F}{p_H^*} \cdot \frac{sfc}{\sqrt{T_H^*}} \cdot p_H^* \sqrt{T_H^*}$$

当发动机工作状态相似时， F/p_H^* ， $sfc/\sqrt{T_H^*}$ 等参数保持不变，于是

$$\frac{W_f}{p_H^* \sqrt{T_H^*}} = \text{const} \quad (8-8)$$

故 $W_f/p_H^* \sqrt{T_H^*}$ 称为耗油量相似参数。

根据上述方法可以求得发动机其他性能参数的相似参数。为方便起见，将以上常用的 6 个相似参数归纳如表 8-1 所示。

上述这些相似参数仅是两个独立变量 M_H 和 n_{Lcor} （或 n_{Hcor} ）的函数，在发动机性能分析中得到广泛应用。

8.1.2.3 实验数据的换算

前面说过，大气条件不同，虽然两台同一型号的发动机，用相同的工作状态进行试验，但是其试验结果是不同的。究其原因，可能是两台发动机的性能有差异；也可能是大气条件的影响。为了排除大气条件的影响，常用的方法是将它们试验结果都换算到同一大气条件下（即换算到标准大气条件下），再加以比较，这样才能评定出两台发动机的优劣。这种换算方法常用的公式，可根据上述用相似理论得到的发动机性能相似参数推导出来。下面推导这些换算公式。

国际上公认的标准大气条件为： $p_0 = 1.01325\text{bar}$ 、 $T_0 = 288\text{K}$ （ p_0, T_0 规定为标准大气条件下的压力和温度的符号）。在标准大气条件下的发动机参数称为换算参数，用注脚“cor”表示。如，标准大气条件下的发动机转速用“ n_{cor} ”表示，称为发动机的换算转速，如此等等。

其次，根据相似条件知道，发动机在非标准大气条件下（即在 p_H^* 、 T_H^* 条件下）试验，其某一工作状态若要与标准大气条件下的一个工作状态相似，则它们相应的相似参数必相等，即

$$\frac{n_{cor}}{\sqrt{T_0}} = \frac{n}{\sqrt{T_H^*}} \quad (8-9)$$

$$\frac{W_{acor} \sqrt{T_0}}{p_0} = \frac{W_a \sqrt{T_H^*}}{p_H^*} \quad (8-10)$$

$$\frac{F_{scor}}{\sqrt{T_0}} = \frac{F_s}{\sqrt{T_H^*}} \quad (8-11)$$

表 8-1 发动机主要性能相似参数

相似参数名称	表达式
转速相似参数	$n/\sqrt{T_H^*}$
空气流量相似参数	$W_a \sqrt{T_H^*}/p_H^*$
单位推力相似参数	$F_s/\sqrt{T_H^*}$
推力相似参数	F/p_H^*
耗油率相似参数	$sfc/\sqrt{T_H^*}$
耗油量相似参数	$W_f/p_H^* \sqrt{T_H^*}$

$$\frac{F_{\text{cor}}}{P_0} = \frac{F}{P_H^*} \quad (8-12)$$

$$\frac{sfc_{\text{cor}}}{\sqrt{T_0}} = \frac{sfc}{\sqrt{T_H^*}} \quad (8-13)$$

$$\frac{W_{\text{fcor}}}{P_0 \sqrt{T_0}} = \frac{W_f}{P_H^* \sqrt{T_H^*}} \quad (8-14)$$

以上各式中， n 、 W_a 、 F_s 、 sfc 和 W_f 为在非标准大气（ P_H^* 、 T_H^* ）条件下，试验测得的发动机参数。

根据上述相似条件，不难推导出发动机参数的换算公式。它们是：

$$n_{\text{cor}} = n \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_H^*}} \quad (8-15)$$

$$W_{\text{acor}} = W_a \cdot \frac{P_0}{P_H^*} \sqrt{\frac{T_H^*}{T_0}} \quad (8-16)$$

$$F_{\text{scor}} = F_s \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_H^*}} \quad (8-17)$$

$$F_{\text{cor}} = F \cdot \frac{P_0}{P_H^*} \quad (8-18)$$

$$sfc_{\text{cor}} = sfc \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_H^*}} \quad (8-19)$$

$$W_{\text{fcor}} = W_f \cdot \frac{P_0}{P_H^*} \sqrt{\frac{T_0}{T_H^*}} \quad (8-20)$$

式（8-9）～（8-20）一般在下述情况下得到应用：

（1）比较两台发动机性能的优劣

两台同一型号发动机在不同的大气条件下用同一物理转速试验，将测得的试验结果，用式（8-15）～（8-20）换算到标准大气条件下的数据，然后在同一换算转速下，比较两台发动机的性能换算参数，就可以确定发动机性能的优劣。

发动机工厂为了验收发动机，往往用换算参数给出某型发动机的标准转速特性数据。检验一台即将出厂的发动机的性能是否合乎要求时，可将该发动机放在地面试车台上做试验，将录取的数据用式（8-15）～（8-20）换算成换算参数，然后与给定的标准转速特性比较，以确定该发动机是否可以验收。

（2）使用中直接检查该试验状态下某一性能是否符合要求

一般发动机的出厂技术文件和技术说明书上，都用换算参数给出了发动机各特性或某一特殊性能。外场使用中，常常要检查某一台发动机的某一种性能是否符合要求。这时可用式

(8-9) ~ (8-14), 转换成相应的公式, 然后利用这些公式进行换算就可直接检验该性能。如, 已知: 某型发动机在 n_{cor} 下的 W_{fcor} , 试问在 p_{H}^* 、 T_{H}^* 条件下, 用什么物理转速试验, 得到的 W_{f} 为何值时才符合要求?

应用式 (8-9) 和 (8-14) 得

$$n = n_{\text{cor}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{H}}^*}{T_0}} \quad (8-21)$$

$$W_{\text{f}} = W_{\text{fcor}} \cdot \frac{p_{\text{H}}^*}{p_0} \sqrt{\frac{T_{\text{H}}^*}{T_0}} \quad (8-22)$$

即该条件下, 用由式 (8-21) 式换算出来的物理转速 n 试车, 测得的 W_{f} 小于或等于用式 (8-22) 计算出来的 W_{f} , 就认为该发动机的耗油量符合要求。

以上两种情况, 只是使用式 (8-15) ~ (8-20) 的一正一反的情况。只要我们弄清发动机状态相似的概念, 就能灵活地应用式 (8-15) ~ (8-20), 对发动机的实验数据进行正确换算。

[举例] 一台涡喷七乙发动机在南方某地进行地面试车, 试车时的大气温度为 37°C , 大气压力为 0.9864bar 。当发动机为最大转速 (100%) 时, 测得该发动机的推力为 3876.4daN , 试问该推力是否符合要求? (该型发动机技术规定的标准为: $\bar{n}_{\text{Lcor}} = 100\%$ 时, 推力 $F_{\text{cor}} = 4316.4\text{daN}$)

解:

从表面看, 在给定的大气条件下, 用同样的转速试车, 测得的推力小于 4316.4daN , 似乎该发动机的推力性能不符合要求。其实不然, 因为这时的大气条件不同, 虽然相对转速同是 100% , 但是该发动机的工作状态与技术规范规定的状态并不相似。与该发动机工作状态相似的换算状态 (即标准大气条件下的状态), 可用式 (8-15) ~ (8-20) 求出:

$$\bar{n}_{\text{Lcor}} = \frac{n_{\text{L}}}{n_{\text{Ld}}} \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{H}}^*}} = \sqrt{\frac{288}{273 + 37}} = 96.4\%$$

$$F_{\text{cor}} = F \frac{p_0}{p_{\text{H}}^*} = 3876.4 \times \frac{1.01325}{0.98642} \approx 3982(\text{daN})$$

上述计算表明, 在所给的大气条件下试车, 该发动机的工作状态与标准大气条件下, 相对换算转速为 96.4% 的工作状态相似。将换算所得推力 3982 与技术规范规定的 $\bar{n}_{\text{Lcor}} = 96.4\%$ 下的推力值比较, 才能判断该发动机性能是否符合要求。由技术规范查得: $\bar{n}_{\text{Lcor}} = 96.4\%$, $F_{\text{cor}} = 3973\text{daN}$ 。因此, 该发动机的推力性能符合要求。

应当注意, 实际应用的换算公式中, 可能还会包含一些试验的修正系数, 这些系数考虑了大气湿度的影响以及 T_{H}^* 对比热、绝热指数的影响等。

8.1.3 获得特性的近似计算方法

如前所述, 用试验方法获得发动机特性, 需要复杂的试验设备和消耗巨大的能源。在上述条件不具备的情况下, 可以用计算方法来获得发动机的特性。常用的计算方法是利用试验

获得的各主要部件的特性进行计算。因此,从本质上说,这种计算方法仍然是以实验为基础的。现将这种计算方法的思路介绍如下:

(1) 借助于“部件匹配工作”一章叙述的方法,在压气机通用特性线上绘制出所采用的调节规律下的共同工作线。根据共同工作线可以得到 π_c 、 $q(\lambda_2)$ 、 η_c 、 π_T 、 T_4^*/T_2^* 等参数随 \bar{n}_{cor} 变化的辅助曲线。

(2) 在每个给定的飞行条件(M_H 、 H)下,根据 T_H^* 及调节规律所确定的 n ,算出换算转速 n_{cor} (或 \bar{n}_{cor}),再根据这个参数,查上述的辅助曲线,就可求得给定飞行条件下共同工作点对应各参数: π_c 、 $q(\lambda_2)$ 、 η_c 、 π_T 、 T_4^*/T_2^* 等。

(3) 根据给定的 M_H 及 $q(\lambda_2)$ 由进气道特性中查出进气道总压恢复系数 σ_i 。

(4) 用上述求得的各参数,进行一次气动热力计算,便可得到该飞行条件下的发动机推力 F 和耗油率 sfc 以及其他性能参数。

用上述方法就可以计算出没有考虑外部阻力的发动机特性。

8.2 涡扇发动机的节流特性

涡扇和涡喷发动机常常在推力小于最大值的状态下工作。减小推力最简单的方法是减小燃料流量(简称节流)以降低发动机转速。节流程程度愈大,转速下降愈多,发动机推力比最大值减小得就愈多。在保持飞行高度、飞行速度不变和选定调节规律的条件下,发动机的推力和耗油率随节流程程度变化的规律,叫做发动机的节流特性。节流特性又称转速特性。发动机供油量的改变可以通过操纵油门杆来实现,因此,节流特性也称为油门特性。

研究节流特性的目的是要设计、使用和维修人员掌握发动机推力和耗油率以及其他气流参数随发动机工作状态变化的规律,以便验证、验收和正确使用发动机。

本节首先介绍气流通道的几何尺寸不变的发动机节流特性,然后在此基础上介绍气流通道的几何尺寸可调节的发动机节流特性的特点。

由研究节流特性的目的可知,发动机工作状态在节流特性中处于重要的地位。因此,在研究节流特性之前,首先必须知道发动机的工作状态是如何规定的。

8.2.1 发动机主要工作状态的规定

规定发动机主要工作状态包括的内容是:工作状态的名称、在这些状态下所容许的连续工作时间、被监控参数(如发动机转速、涡轮前燃气温度 T_4^* 或涡轮后燃气温度 T_5^* ……等)的数值,以及在每种工作状态下所能保证的推力值和耗油率值等。

工作状态的规定对发动机的状态、检验发动机工作的可靠性以及在使用条件下正确地利用发动机的寿命等都具有重要的意义。

下面介绍一种惯用的规定发动机工作状态的方法。

(1) 最大工作状态(简称最大状态)

这种状态在每个给定的飞行姿态下所对应的是最大的推力值 F_{max} ,所以这种状态是在 $n = n_{max}$ 、 $T_4^* = T_{4max}^*$ 下达到的。最大状态的特点是热负荷和动力负荷都很大,因此在最大状态下连续工作时间是有限制的(5~30分钟,这取决于发动机的用途和飞行高度)。当装机发动机在地面试车时,由于冷却条件恶劣,所以最大状态下的连续工作时间限制得更加严格。一般,最大工作状态是在起飞、飞机加速及空战时采用。

(2) 额定工作状态 (简称额定状态)

这种状态在试车台上所对应的推力是 $0.85 F_{\max} \sim 0.9 F_{\max}$, 转速是 $0.95 n_{\max} \sim 1.0 n_{\max}$ 。一般地说, 额定状态下的连续工作时间在规定的寿命范围内是有限制的。额定状态最经常地是在爬高时采用。

(3) 巡航工作状态 (简称巡航状态)

巡航状态的规定有好几种 (最大巡航状态、最有利巡航状态和最小巡航状态)。它们的共同特点是推力值较低。通常情况下, 巡航状态的推力为 $0.5 F_{\max} \sim 0.8 F_{\max}$ 。在巡航状态下, 发动机的工作时间在规定的寿命范围内是不受限制的。巡航状态是长时间飞行或远距离飞行时使用的主要工作状态, 因此对这种状态的要求是具有高的经济性。

(4) 慢车工作状态 (简称慢车状态)

慢车状态首先要求推力小 (不超过最大推力的 3~5%), 不满足这个要求将会使飞机的着陆滑跑距离变长, 而且飞机在滑跑中也难以操纵, 从而加重刹车装置的磨损。慢车状态时, 由于 T_4^* 较高, 再加上冷却条件恶劣, 所以慢车状态的连续工作时间在很多情况下限制在 10~20 分钟之内。另一个重要的要求是, 发动机能迅速地从慢车状态进入到最大状态, 因此发动机在慢车状态下具有高的转速是合理的。在现代的发动机上, 慢车状态的转速 n_{idl} 通常为 $0.4 n_{\max} \sim 0.6 n_{\max}$ 。

(5) 加力工作状态 (简称加力状态)

超音速军用飞机的加力式发动机, 除了上述的各工作状态外, 还规定了加力状态。加力状态一般又分为全加力状态、部分加力状态和小加力状态三种。

① 全加力状态 (或最大加力状态)

在这个状态下, 发动机能保证具有最大的加力推力, 因而也就能保证发动机具有最大的加力度。全加力状态通常在 $n = n_{\max}$ 、 $T_4^* = T_{4\max}^*$ 以及 $T_{\text{af}}^* = T_{\text{afmax}}^*$ 的条件下达到, 所以这种状态是加力发动机受力最大的状态。在多数发动机上, 发动机在全加力状态下连续工作时间所受的限制与在最大状态时所受的限制相同。在起飞、飞机加速、追击敌机、拦截目标以及机动飞行时都常用全加力状态。

② 部分加力状态

这种状态的特点是推力值比全加力状态时的推力值小一些。部分加力状态通常用降低 T_{af}^* 的方法来达到; 某种情况下也采用 $T_4^* < T_{4\max}^*$ 的方法来达到, 因此发动机在这种状态下, 连续工作时间通常是不受限制的。部分加力状态是在飞机作长时间的超音速飞行和空战的条件下采用。

③ 小加力状态

这种状态是最低的加力状态。为了使发动机在全部推力范围内获得连续变化的推力值, 要求小加力状态的推力与最大状态的推力相差不大。加力节流时, 加力状态发动机推力减小的极限条件是保证加力燃烧室不熄火的最低容许温度 $T_{\text{af}}^* = T_{\text{afmin}}^*$ 。

按 GJB—241《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》中的规定, 将发动机工作状态分为:

(1) 最大工作状态——发动机达到最大推力的状态。这与惯用的“最大加力状态”相一致;

(2) 最小加力工作状态——加力燃烧室燃油流量为最小的加力工作状态。这与惯用的“小加力状态”相近；

(3) 部分加力工作状态—— W_{far} 和 F_{af} 介于最大工作状态和最小加力工作状态之间的一种加力工作状态。这与惯用的“部分加力状态”相一致；

(4) 中间工作状态——油门杆置于中间推力位置，发动机燃气温度、转速都比最大状态稍低的稳定工作状态。这与惯用的“最大状态”相近；

(5) 最大连续工作状态——油门杆置于最大连续推力位置，发动机燃气温度和耗油率相对较低的稳定工作状态。这与惯用的“额定状态”相近；

(6) 地面慢车状态——发动机在地面维持可靠工作的最小转速的工作状态。

还有其他一些规定的发动机工作状态，这里不再详细介绍。

本书仍采用惯用的规定发动机工作状态的方法，便于发动机调节规律及发动机特性的分析。

8.2.2 几何不可调节的发动机的节流特性——转速特性

涡扇发动机一般是双转子的，其节流特性的基本特点与双转子涡喷发动机的相类似。

图 8-3 和图 8-4 分别表示双转子涡喷和涡扇发动机在地面台架试车时得到的节流特性。可以看出，在发动机节流时，发动机转速从最大转速 n_{max} 降至慢车转速 n_{id} ，发动机的推力 F 降低，耗油率 sfc 则是起初降低，而后急剧上升。

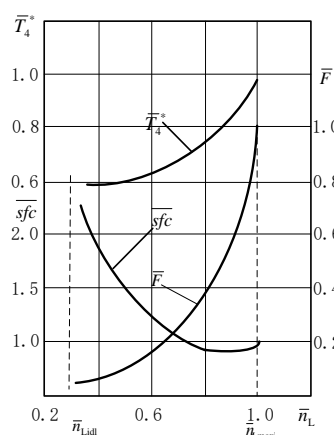


图 8-3 双转子涡喷发动机的节流特性

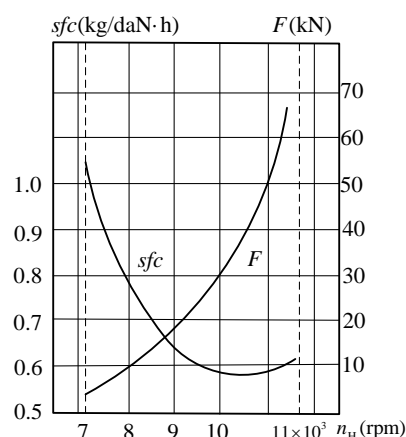


图 8-4 某涡扇发动机的节流特性

由第七章分析中所得出的结论，很容易解释这种变化规律。因为发动机的推力取决于单位推力和空气流量，而在飞行条件一定时，单位推力和耗油率又取决于工作过程参数的变化，所以研究 F 和 sfc 的变化应从分析工作过程参数和空气流量随发动机转速的变化入手。地面节流时，高、低压转子的共同工作点分别沿高、低压共同工作线下移。随着转速降低，工作过程参数 $q(\lambda_2)$ 减小、 π_c 降低、 T_4^* 降低（在小转速下有可能还会升高）、 π_{cL} 降低、 B 先增大后减小。在外界条件一定时，发动机的空气流量 W_a 与 $q(\lambda_2)$ 成正比地减小。因为 $\pi_{\text{copt}} < \pi_{\text{cd}} < \pi_{\text{ceco}}$ ，所以在大转速范围内 F_s 随 π_c 降低变化不大或略有增大，而在其他范围内则随 π_c 的降低而减小；因为 $T_{4d}^* > T_{4eco}^*$ ，所以 F_s 、 sfc 随 T_4^* 降低而单调减小； π_{cL} 降低使 F_s 和 sfc 都减小， B 增大使 F_s 和 sfc 都减小，而 B 减小使 F_s 和 sfc 都增大。

综合上述各因素的影响，可以看出，随着转速降低，单位推力 F_s 减小；发动机推力 F

($=W_a \cdot F_s$) 因 W_a 和 F_s 的减小而迅速减小, 耗油率 sfc 起初因 T_4^* (B) 的影响而降低、后来因 π_c 降低、 B 增大及偏离设计状态较远引起各种损失增加的影响, 而急剧升。

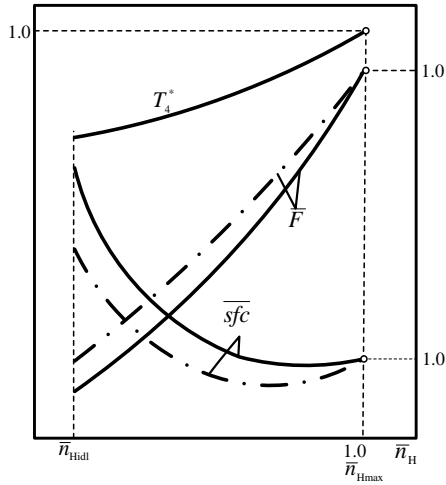


图 8-5 涡扇和涡喷发动机节流特性的比较

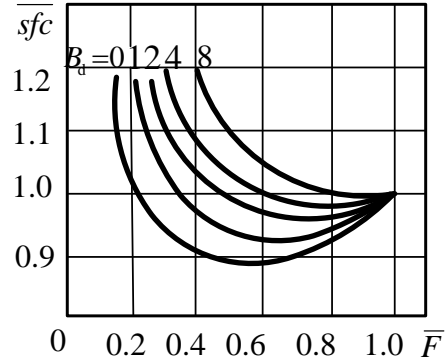


图 8-6 各种涵道比的涡扇发动机节流特性的比较

为了便于对具有相同设计参数的双转子混排涡扇与涡喷发动机节流特性进行比较, 将两者画在一张图上 (图 8-5)。图中横坐标是以相对高压转子转速 \bar{n}_H ($=n_H/n_{Hd}$) 表示的。

由图 8-5 可以看出, 节流时, 涡扇发动机的相对推力 \bar{F} ($=F/F_d$) (实线) 比涡喷发动机的 (点划线) 减小得快; 而相对耗油率则比涡喷发动机的增加得快。这是因为, 节流时, 即使尾喷管最小截面处于临界状态, 混排涡扇发动机的 π_{TL} 要减小, 而 B 要增大。在同一 n_H 下 (T_4^* 及 T_{4B}^* 相同), 由低压转子功平衡关系可知, 对应的涡扇发动机低压转子转速要低于涡喷发动机的, 因此 W_a 和 π_c 都低于涡喷发动机的, 所以其推力减小得快, 而由于 F_s 减小得快, 所以耗油率 sfc 要增大得快一些。图 8-6 表示涵道比对节流特性的影响情形, 可见, 在最大状态 T_4^* 相同的情况下, 涡扇发动机节流时的经济性就不及涡喷发动机的。

8.2.3 几何可调节的发动机的节流特性

8.2.3.1 尾喷管最小截面面积 A_8 变化对节流特性的影响

例如, 某混合排气涡扇发动机, 从起动到 $\bar{n}_H = 0.79$ 时, A_8 放大至最大值, 便于发动机起动和加速; $\bar{n}_H > 0.79$ 时, A_8 收小, 以增大发动机推力。其有关参数的变化情形如图 8-7 所示。由第七章的分析可知, 放大尾喷管最小截面面积 A_8 会使 π_{TL} 和 B 都增大。如保持 n_H 不变, 则 n_L 升高, 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偏上方移动, $q(\lambda_2)$ 增大, π_{cL} 变化较小。 $q(\lambda_2)$ 增大使 W_a 增大 (外界条件一定)。因 π_{cL} 变化不大, 故高压压气机进口气流总温 T_{2B}^* 的变化也不大, 因之 \bar{n}_{Hcor} 变化不大, 假定此时低压涡轮导向器仍处于临界或超临界工作状态, 则 π_{TH} 不变。因此, 在保持 n_H 不变条件下, 放大 A_8 对 T_4^* 的影响不大, F_s 和 sfc 的降低, 主要是由 B 值增大引起的, 推力 F 的减小是因 F_s 降低起主要作用的缘故。

对双转子涡喷发动机来说, 在较大转速时放大 A_8 , π_{TL} 增大。如保持 n_H 不变, 则 n_L 升高, 低压转子共同工作点偏离几何不可调共同工作线向上往靠近不稳定工作边界方向移动, $q(\lambda_2)$ 及 π_{cL} 增大。 $q(\lambda_2)$ 增大使 W_a 增大。 π_{cL} 增大, 使高压压气机进口气流总温 T_{2B}^* 升高。

在 n_H 及 π_{TH} 不变的条件下, \bar{n}_{Hcor} 降低, 高压转子共同工作点沿几何不可调共同工作线下移。因双转子涡喷发动机的高压压气机设计增压比一般偏低, 所以随着 \bar{n}_{Hcor} 降低, 高压压气机功有所减小, 为保持 n_H 不变, T_4^* 是降低的, 如图 8-7 虚线所示。 T_4^* 降低使 F_s 和 sfc 降低。

可以看出, 尾喷管最小截面面积 A_8 的变化对双转子混排涡扇与涡喷发动机性能参数影响的差异, 主要是由涵道比 B 引起的。

8.2.3.2 调节导流叶片和静子叶片角度对节流特性的影响

调节导流叶片和静子叶片角度的主要目的在于提高压气机的稳定工作裕度。此时的压气机特性和共同工作线都要发生变化, 变化后共同工作点的定位又取决于众多因素, 详细分析较复杂, 请参阅相关参考文献。

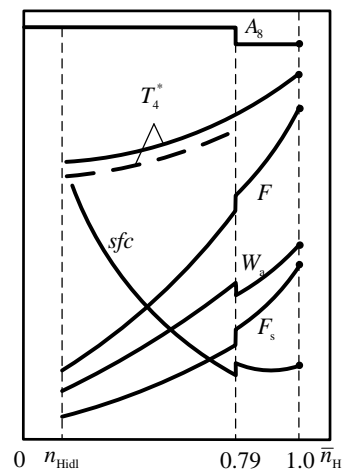


图 8-7 A_8 改变对节流特性的影响

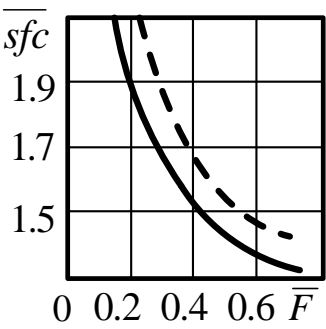


图 8-8 涡扇发动机节流特性的变化

$$(H=0, M_H=0.85, T_4^*=1800\text{ K},$$

$$B=0.5, \pi_c=28)$$

图 8-8 表示的是混合排气涡扇发动机调节低压压气机导流叶片角度对节流特性的影响。可见, 通过对几何通道的调节改善了发动机的节流特性 (图中实线)。

8.2.3.3 节流特性的最佳化

现代和未来飞机动力装置中有许多的流路几何可调节部件, 如低压压气机导流叶片和静子叶片安装角、高压压气机导流叶片和静子叶片安装角、燃烧室头部装置进口面积、低压涡轮和高压涡轮导向器面积、混合器进口外涵道面积、尾喷管最小截面面积和出口截面面积以及进气道的斜板角度、喉道面积、放气门开度等等。其中的一些因素对发动机性能的影响如表 8-2 所示。

表 8-2 几何通道调节对发动机性能的影响

被调节的机构		被调截面 面积符号	压气机特性图上共同工作 点位置的变化	工作过程参数的变化	性能参数的变化
混排加力 涡扇发	高压涡轮 导向器	$-A_{nbH}$	$-\Delta SM_{cH}$	$+\pi_{TH}; +\pi_{cH}$	$-sfc$
	低压涡轮 导向器	$+A_{nbL}$	$+\Delta SM_{cH}$ $-n_H; +\Delta SM_{cL}$	$+\pi_{TH}; +\pi_{cH}$ $-\pi_{TL}; -B$	$+F_s; +W_{al}$ $+F_{saf}; -sfc_{af}$

动 机	尾喷管喉 部	$+A_8$	$+\Delta SM_{cl}; +n_L$	$+\pi_{TL}; +B$	$-F_s; -sfc$ $+W_a; -F_{saf}$
	混合器	$+A_{6I}/A_{6II}$	$-\Delta SM_{ch}$	$+\pi_{TL}; +\pi_{TL}; -$ B	$+\eta_{cL}; +F_s^{①}; -$ $sfc^{①}$

注：表中“+”、“—”号分别表示“增加”、“减小”。上标①表示在 $(p_{6I}^*/p_{6II}^*)_d < 1, \lambda_{6B} = 0.2 \sim 0.25$ ；

$A_8 > A_{8d}$ 条件下的结果。

随着发动机控制系统的计算机化，就可以充分利用这些可调的因素来实现发动机性能的最优化。例如，图 8-9 表示混合排气涡扇发动机的最佳化节流特性曲线。其中 1—几何固定；2— A_8 调节；3— A_8, A_{6II}, A_{nbl} ，低压压气机导流叶片调节；4—在 3 的基础上增加进气道喉道面积调节。可见，随着调节因素的增加，节流特性在不断地得到改善。

8.2.4 加力发动机的节流特性

加力发动机在最大状态以下的节流特性与上述不加力时的节流特性一样。

飞机作远距离的超音速飞行时，处于加力状态的发动机应使用比最大加力比小的加力状态，于是提出加力状态节流问题。节流时，应保证发动机的主状态处于最大工作状态。为此，具体的节流方法是：在全加力状态下，回收油门杆，将油门杆指令分别传给尾喷管调节器和加力燃油调节器，使 W_{faf} （实质上是 T_{af}^* ）的降低速率与 A_{8af} 收小的速率相适应，以保证主状态不变。

用上述方法进行加力节流时的节流特性如图 8-10 所示。

加力节流时，随着加力温度的降低， F_{saf} 减小，加力推力因之减小（加力比减小）；由于 T_{af}^* 降低程度大于 F_{saf} 减小程度，所以加力耗油率 sfc_{af} 也随 T_{af}^* 降低而降低。

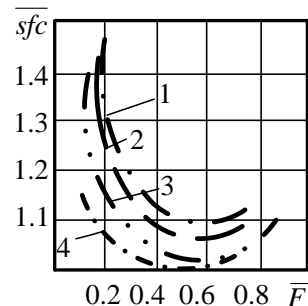
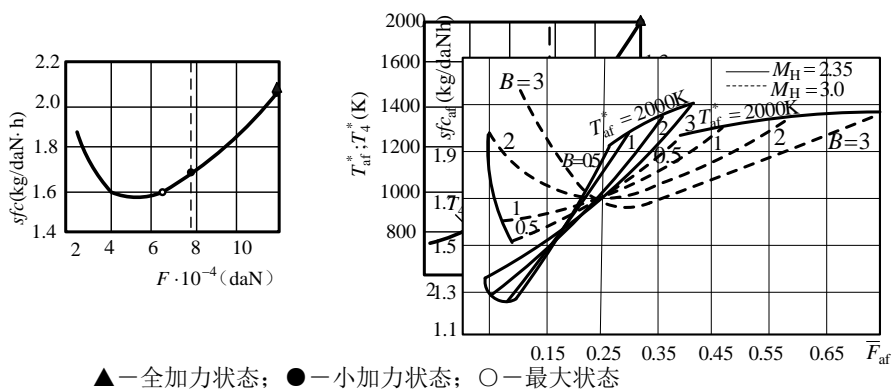


图 8-9 混排涡扇发动机各部件共同最佳控制时节流特性变化
($T_4^* = 1800K, B = 0.15, \pi_c = 30$)



▲ — 全加力状态；● — 一小加力状态；○ — 最大状态

图 8-10 加力发动机节流特性

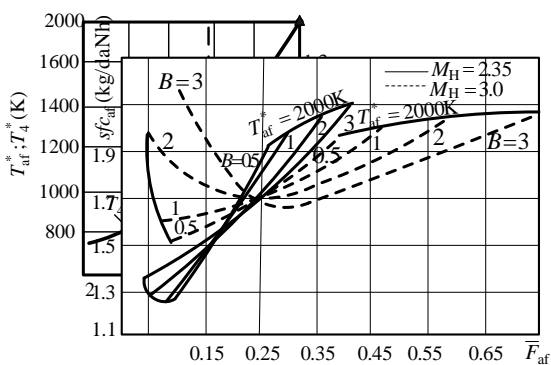


图 8-11 混排加力涡扇发动机节流特性

图 8-11 表示不同涵道比的混合排气加力涡扇发动机的节流特性。图中横坐标 \bar{F}_{af} 是巡航加力推力与起飞状态最大加力推力之比值，纵坐标是巡航加力耗油率。图中曲线对应的巡航高度为 20km，巡航马赫数为 2.35 和 3.0， $T_4^* = 1600K$ ， $\pi_c = 20$ 。

由图看出， $M_H = 2.35$ （实线）时，加力温度 T_{af}^* 越低（加热比 T_{af}^*/T_{6B}^* 越小），加力耗

油率越低。增加起飞状态的 B 值, 会使 $sfc_{af,max}$ 的数值增高 (见图中 $T_{af}^* = 2000K$ 线), 并使 sfc_{af} 在减小 \bar{F}_{af} 时的下降趋势变缓。当超音速巡航飞行速度增加时, 在起飞状态涵道比较大的涡扇发动机, 加力节流时, 在较宽广的 \bar{F}_{af} 范围内, sfc_{af} 降低 (图中虚线)。这是因为加力燃烧室压力增大, 燃烧效率增加的缘故。但是, 当加力比 \bar{F}_{af} 较小时, 小涵道比涡扇发动机的 sfc_{af} 较低。这是因为能量分配过程中的损失在小加力比下占有更重要的地位。

8.3 涡扇发动机的速度特性

给定飞行高度、调节规律和油门杆位置 (发动机工作状态) 下, 发动机推力和耗油率随飞行 M 数 M_H 的变化关系称为发动机的速度特性。

8.3.1 速度特性的一般规律

由第七章的分析可知, 对于几何面积不可调的发动机, 不管是采用何种调节规律 (n_L 、 n_H 或 T_4^* 为常数), 当飞行 M 数 M_H 变化时, 有以下共同点:

(1) 发动机增压比 π 随 M_H 增大而增大

进气道的冲压比 π_v 可表示为:

$$\pi_v = \frac{p_2^*}{p_H} = \sigma_i (1 + 0.2M_H^2)^{3.5}$$

可见, M_H 增大, π_v 增大, 而 π_c 因此时发动机共同工作点沿共同工作线下移而减小, 但发动机增压比

$$\pi = p_3^* / p_H = \pi_v \cdot \pi_c$$

因 π_v 增大起主导作用而增大, 见图 8-12。

(2) 发动机空气流量 W_a 随 M_H 增大而增大

整台发动机的空气流量取决于高压涡轮导向器最小截面所允许通过的燃气流量 W_{gI} 及涵道比 B , 即

$$\begin{aligned} W_a &= W_{aI}(1+B) \approx W_{gI}(1+B) \\ &= K_m \frac{\sigma_b \sigma_{nbH} p_3^*}{\sqrt{T_4^*}} A_{nbH} q(\lambda_{nbH})(1+B) \end{aligned}$$

式中, $q(\lambda_{nbH}) = 1.0$; 采用 $T_4^* = \text{const}$ 的调节规律时, T_4^* 不随 M_H 变化。采用其他调节规律时, $\sqrt{T_4^*}$ 的变化量小于 p_3^* 的变化量。所以, W_a 主要由 p_3^* 和 B 决定。 M_H 增大时, p_3^* 增大, 涡扇发动机的 B 也增大, 所以 W_a 随 M_H 增大而增大, 见图 8-14。

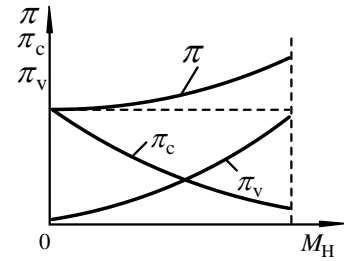


图 8-12 M_H 对增压比的影响

(3) 单位推力 F_s 随 M_H 的增大而减小

考虑尾喷管完全膨胀时的情况，则单位推力为

$$F_s = c_9 - V$$

当 M_H 增大时， V 与 M_H 成正比增大（见图 8-13 中的 V 曲线），发动机增压比 π 也增大，最终要使尾喷管降压比 $\pi_{nz}(=p_7^*/p_H)$ 增大，排气速度 c_9 因之增大（图 8-13 中的 c_9 曲线）。但因 π_c 的降低，使 π 增大程度小于 π_v 增大程度，这就决定了 c_9 的增大不如 V 增大得快，所以单位推力 $(c_9 - V)$ 降低。

(4) 推力的变化

对于涡喷发动机及低设计涵道比的涡扇发动机， $F = f(M_H)$ 的曲线如图 8-14 所示。

因为 $F = F_s \cdot W_a$ ，随着 M_H 增大，在较小的 M_H 范围内，由于进气道冲压比小， W_a 的增加不能补偿 F_s 的下降，所以 F 减小；在跨音速和超音速范围内， W_a 急剧增加，而 F_s 下降较平缓，所以 F 增大；在大 M_H 范围内， F 达最大值，然后因 F_s 趋于零而急剧减小。

(5) 耗油率的变化

当飞行速度 V 变化时，耗油率 sfc 与发动机总效率 η_0 的关系式为

$$sfc = \frac{3600V}{H_f \eta_0}$$

随着 M_H 的增大， $\eta_0(= \eta_e \cdot \eta_p)$ 的变化情形如图 8-15 所示。

当 M_H 增大时，一方面由于 π 增大，热的利用程度改善，使有效效率 η_e 提高；另一方面，因 T_3^* 的升高使加热量 q_1 减小，导致发动机损失在加热量中所占的比例增大，又将使 η_e 下降。所以，随着 M_H 的增大， η_e 是先提高后下降的。

当 M_H 增大时，推进效率 η_p 随 $(c_9 - V)$ 的减小而提高。当 $(c_9 - V) = 0$ 时， $\eta_p = 1.0$ 。显然，随着 M_H 增大，总效率 η_0 先因 η_e 和 η_p 的提高而提高，后因 η_e 的下降而下降。

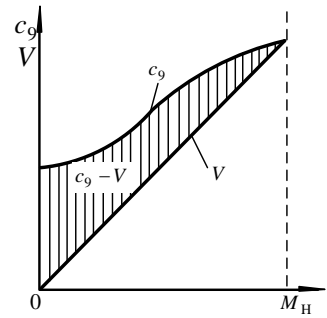


图 8-13 $(c_9 - V)$ 随 M_H 的变化

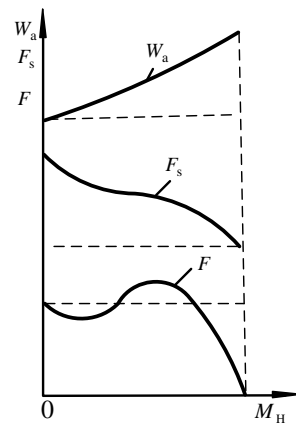


图 8-14 典型的速度特性

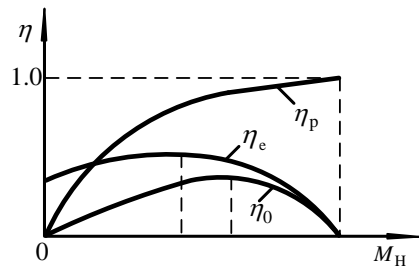


图 8-15 效率随 M_H 的变化

随着 M_H 的增大, V 与 M_H 成正比地增大。

综上,耗油率随 M_H 的变化规律为: 起先, V 比 η_0 增大的程度快,使 sfc 增加;在某一 M_H 下, η_0 达最大值,且变化平缓, sfc 则急剧增加;随后由于 η_0 趋近于零, sfc 则趋于无穷大(图 8-16)。

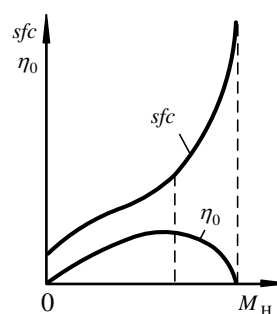


图 8-16 sfc 随 M_H 的变化

8.3.2 影响速度特性的因素

8.3.2.1 调节规律

对于几何面积不可调的发动机,常用的调节规律有:

$n_L = \text{const}$ 、 $n_H = \text{const}$ 、 $T_4^* = \text{const}$ 及它们的组合。对于尾喷管最小截面面积 A_8 可调的发动机,有 $n_L = \text{const}$ 、 $T_4^* = \text{const}$ 和 $n_H = \text{const}$ 、 $T_4^* = \text{const}$ 等调节规律。虽然,不同调节规律下的速度特性在性质上符合上述的一般规律,但也有各自的特点。图 8-17 表示不同调节规律下(虚线— $n_L = \text{const}$; 实线— $n_H = \text{const}$; 点划线— $T_4^* = \text{const}$; 双点划

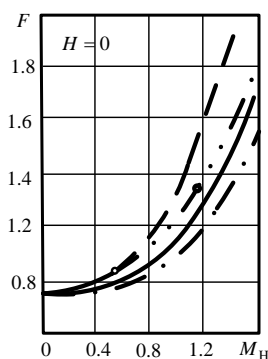


图 8-17 不同调节规律下的速度特性

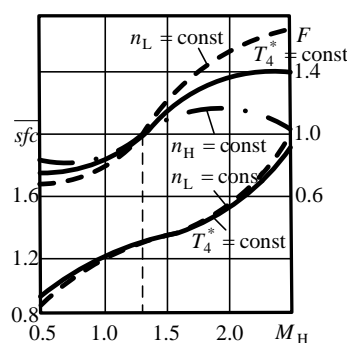


图 8-18 双转子涡喷发动机不同调节规律下的速度特性

线—组合调节规律)几何面积不可调混排涡扇发动机 ($T_{4d}^* = 1600\text{ K}$, $\pi_{cd} = 25$, $B_d = 1$) 的速度特性,图中 $\bar{F} = F/F_{M_H=0}$ 。由第七章的分析可知,采用 $n_L = \text{const}$ 的调节规律时, n_H 和 T_4^* 随 M_H (T_H^*) 增大而增高,所以推力 F 增长最快;采用 $T_4^* = \text{const}$ 的调节规律时, n_H 和 n_L 均随 M_H 增大而降低,所以推力增长最慢;采用 $n_H = \text{const}$ 的调节规律时,推力增长居中(即介于上述两种调节规律之间);选用组合调节规律,推力增长在不同 M_H 范围内遵循相应调节规律下的变化规律。

调节规律对耗油率的影响不大。在各种调节规律下, sfc 随 M_H 的变化遵循一般规律。

对于双转子涡喷发动机,注意到不同调节规律下其参数变化的特点,就会不难理解如图 8-18 所示的不同调节规律下的速度特性。

8.3.2.2 设计点参数

设计点参数 (π_c 、 T_4^* 和 B 等) 不同,速度特性曲线的走向会发生变化。下面仅分析涵道比 B 对速度特性的影响,从中找出相同设计参数 (π_c 、 T_4^*) 下,涡扇和涡喷发动机速度特性的差异。图 8-19 和 8-20 表示出 B 对速度特性的影响,图中 $B = 0$ 曲线为涡喷发动机的。

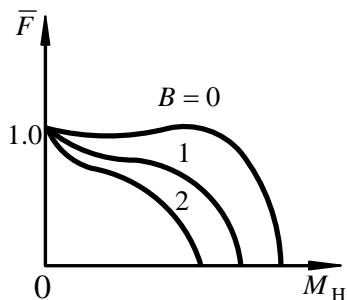


图 8-19 B 对的 $F = f(M_H)$ 影响

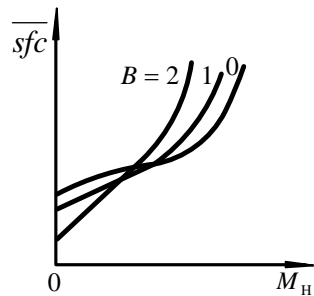


图 8-20 B 对的 $sfc = f(M_H)$ 影响

由图看出，随着 M_H 的增大，涡扇发动机的单位推力下降得更快，其主要原因是涡扇发动机的 c_9 小，且 B_d 越大， c_9 越小。当 M_H 增大时， B_d 值增大，促使 c_9 降低得更快，故涡扇发动机推力 F 随 M_H 增大而下降的程度因之比涡喷发动机的快。涵道比大的， F 几乎单调地下降，没有“马鞍形”的变化规律。

由前面的分析知道，涡扇发动机的耗油率在地面台架状态下比涡喷发动机的要小得多。但随着 M_H 的增大，由于其单位推力急剧下降，其 sfc 增长速度大于涡喷发动机的，且 B_d 越大，增长越快，如图 8-20 所示。

由此可知，涵道比大的不加力涡扇发动机，不适于作超音速飞行器的动力装置。

8.3.3 加力发动机的速度特性

为分析方便，设加力调节规律为 n_H （或 n_L ） $= \text{const}$ 、 $T_4^* = \text{const}$ 、 $T_{af}^* = \text{const}$ ；尾喷管处于完全膨胀状态。

发动机加力时与不加力（最大状态）时速度特性的对比如图 8-21 所示。由图看出加力状态速度特性有以下特点：

（1）加力状态的推力 F_{af} 随 M_H 增大而增大的程度比不加力（最大状态）的大，且增大程度随 T_{af}^* 的提高而增大；

（2）随着 T_{af}^* 的提高， $F_{af, \max}$ 对应的 M_H 增大；

（3）随着 T_{af}^* 的提高， sfc_{af} 增大，但 $sfc_{af} = f(M_H)$ 曲线变得平缓。因此，在大 M_H 下，加力状态的经济性优于最大状态的。

加力状态速度特性之所以有这些特点，主要是由于加力状态下排气速度 c_9 增大，且 T_{af}^* 越高， c_9 越大，所以单位推力 F_{saf} 随 M_H 增大而降低得较慢。在大 M_H 下，由于加力燃烧室工作条件得到改善，热的利用程度提高，经济性因之变好。

加力涡扇发动机的速度特性与加力涡喷发动机的相比，具有以下特点

（1）加力涡扇发动机的加力比 $\bar{F}_{af} (= F_{af}/F)$ 大，在高速飞行时更大；

（2）加力涡扇发动机的耗油率 sfc_{af} 随 M_H 增大而上升的程度平缓。

这主要是由于在设计参数相同的情况下，加力涡扇发动机混合器出口温度 T_{6B}^* 低，且 B

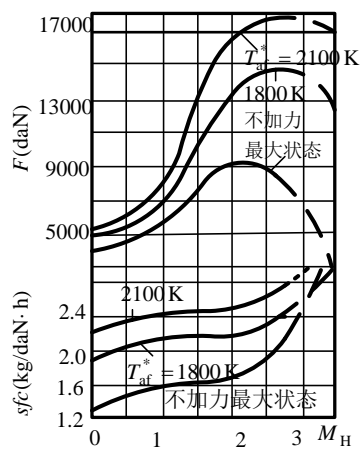


图 8-21 加力发动机的速度特性

越大, T_{6B}^* 越低, 所以加力燃烧室的加热量 $q_{laf} (= \bar{c}_p (T_{af}^* - T_{6B}^*))$ 大, 加力比大; 随着 M_H 增大, B 值增加, q_{laf} 更大, 加力比更大。同时, M_H 增大, 加力燃烧室热利用程度的提高, 使加力涡扇发动机获益大, sfc_{af} 因之上升平缓。

图 8-22 表示混合排气加力涡扇发动机最大加力状态的速度特性。图中, $\bar{F}_{af,max}$ 是最大加力状态推力 $\bar{F}_{af,max}$ 与地面起飞时 $\bar{F}_{af,max}$ 之比值, sfc_{af} 是最大加力状态下的耗油率, 飞行高度分别为 0 和 14km, 起飞状态下的 $\pi_c = 20$ 。

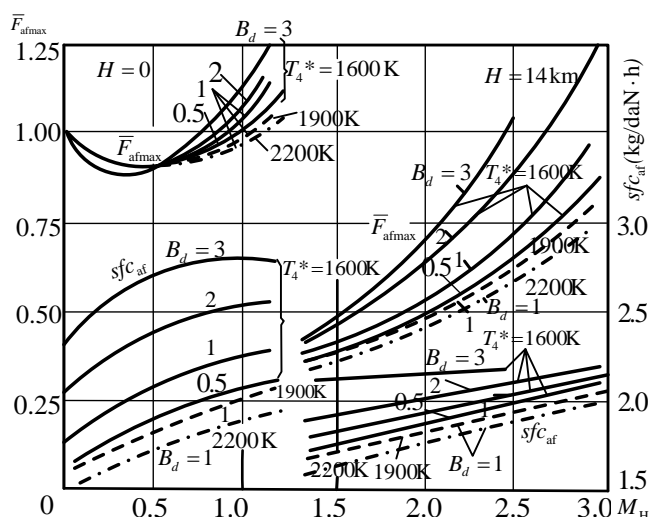


图 8-22 混排加力涡扇发动机的速度特性

由图看出, T_4^* 相同 (1600K) 时, B_d 值增大, 推力随 M_H 的变化更为剧烈, 而耗油率的变化趋于平缓。

由图还可看出, B_d 值相同 ($=1$) 时, 提高 T_4^* 使推力随 M_H 增大而增加的速度变慢, 而经济性则提高。

8.4 涡扇发动机的高度特性

在飞行速度 (或 M_H) 不变和给定发动机工作状态 (油门杆位置)、调节规律的条件下, 发动机推力和耗油率随飞行高度的变化关系称为发动机的高度特性。

图 8-23 表示出有相同设计参数 (π_c 、 T_4^*)、调节规律为 $T_4^* = \text{const}$ 的涡扇 (实线) 和涡喷 (虚线) 发动机的高度特性。由图看出, 随着飞行高度 H 升高 ($< 11\text{km}$), 发动机推力和耗油率都是单调下降的, 而涡扇发动机的推力下降程度小于涡喷发动机的, 其耗油率下降程度则大于涡喷发动机的。 $H > 11\text{km}$, 推力下降得更快, 而耗油率则保持不变。

之所以如此, 是由大气温度 T_H 和大气压力 p_H 随飞行高度变化 (图 8-24) 所引起的。

在 11km 以下, 随着 H 升高, T_H 降低使 T_H^* 降低。保持 $T_4^* = \text{const}$ 时, 混排涡扇发动

机由于 π_{TL} 增大, B 减小 (图 8-25 中的实线) 而使 n_L 增加较快。涡喷发动机则因

$\pi_{TL} = \text{const}$ (图 8-25 中的虚线) 使 n_L 增加较慢。涡扇发动机的 n_H 增大, 而涡喷发动机

的 n_H 则降低。可以看出，在 T_H^* 降低量相同时，涡扇发动机的压气机增压比 π_c 的增大量（尤其是 π_{cL} 的增大量）比涡喷发动机的大。因而，其尾喷管降压比 $\pi_{nz}(=p_7^*/p_H)$ 增加量大，排气速度 c_9 增加量也大，所以，涡扇发动机的单位推力 F_s 随 H 升高而增大的程度比涡喷发动机的快，如图 8-25 所示。

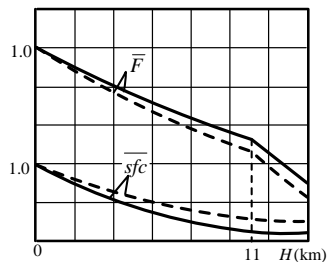


图 8-23 发动机的高度特性

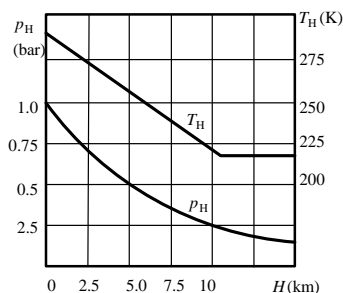


图 8-24 大气参数与高度的关系

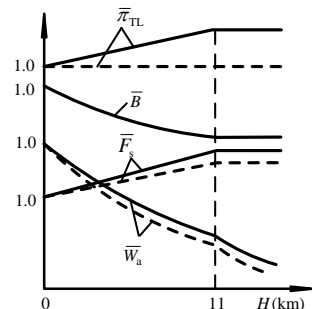


图 8-25 π_{TL} 、 B 、 F_s 、 W_a 随 H 的变化关系

发动机空气流量 W_a 在 $T_4^* = \text{const}$ 下，只取决 p_3^* 和 B 。 H 升高时， p_H 降低使发动机各截面的压力都成比例地降低，但涡扇发动机的降低量小于涡喷发动机的（因其 π_c 增加量大， B 减小的影响小），所以涡扇发动机的 W_a 随 H 升高而降低的程度小于涡喷发动机的（见图 8-25）。

综合 F_s 和 W_a 随 H 的变化规律，因 W_a 的影响量大，所以发动机推力随 H 升高而降低。且涡扇发动机的推力 F 随 H 升高而降低的程度比涡喷发动机的小（图 8-23）。

H 升高时，发动机的耗油率 sfc 是降低的。这是因为发动机增压比 π 和加热比 $\Delta = (T_4^*/T_H)$ 增大使有效效率 η_e 提高，总效率 η_0 提高的缘故。可以看出，涡扇发动机的 π 增大得多，总效率 η_0 提高得快，所以其耗油率 sfc 随 H 升高而下降的程度比涡喷发动机的快（见图 8-23）。 $H \geq 11\text{km}$ 时，随着 H 升高，因 T_H （ $=216.5\text{K}$ ）保持不变， T_H^* 因之保持不变，此时发动机的共同工作点不变，各工作过程参数（ π_c 、 π_{TL} 、 B 等）均保持不变，单位性能参数 F_s 、 sfc 也就保持不变。

此时，发动机空气流量 W_a 仍是下降的，所以发动机推力 F 继续降低，显然，其降低程度比 11km 以下的要大。

如果考虑到 R_c 数对涡轮及压气机特性的影响，以及燃烧室中压力对燃烧完全系数的影响，那么， $H \geq 11\text{km}$ 时，随着 H 的升高，推力将降低得更多，耗油率将有所上升。

加力发动机的高度特性与上述不加力发动机的在本质上和变化趋势上没有什么区别，不需单独对其分析。如果考虑到加力燃烧室工作条件随 H 升高而恶化，则加力推力 F_{af} 随 H 升高而减小的程度比不加力时的大；加力耗油率 sfc_{af} 随 H 升高（ $<11\text{km}$ ）而降低的程度很小。

最后，作为例子，图 8-26 给出某型混排涡扇发动机在最大状态（a）和全加力状态（b）下的高度—速度特性。发动机采用的调节规律见 7.2.6 所述，图中的虚线为各段调节规律的

作用范围。可见，发动机的性能，尤其是推力性能，在不同的调节规律下变化的情形有所不同。在由一种调节规律向另一种调节规律的过渡点上，形成了每个飞行高度的速度特性线上的转折点。

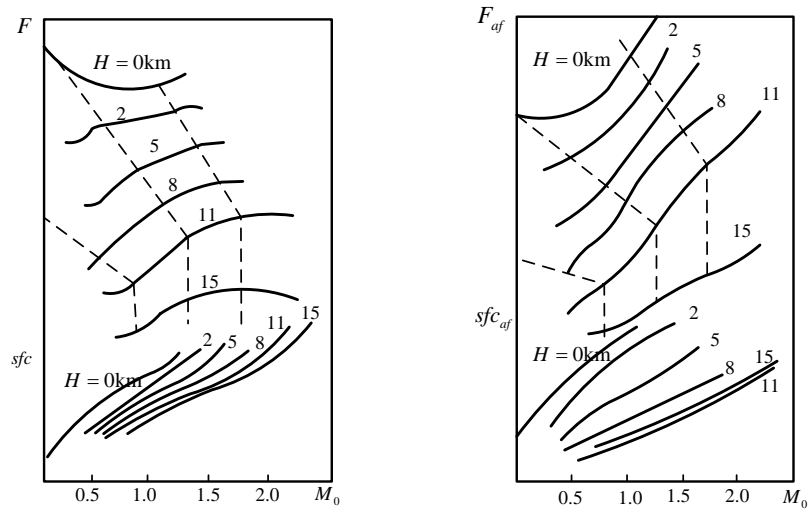


图 8-26 某型混排涡扇发动机的高度—速度特性

习 题

- 8-1 什么是发动机特性？它包含哪几个方面？有何应用？如何获得发动机特性？
- 8-2 发动机工作状态相似的条件是什么？
- 8-3 常用的发动机性能相似参数有哪些？
- 8-4 试导出 n ， W_a ， F 和 sfc 等参数的换算参数表达式。
- 8-5 为什么要对实验数据进行换算？怎样换算？有何实际应用意义？
- 8-6 发动机有哪些主要工作状态？是怎样规定的？
- 8-7 试述涡扇发动机的节流特性。
- 8-8 改变尾喷管喉部面积 A_g 对混排涡扇发动机的推力和耗油率有何影响？
- 8-9 试述涡扇发动机速度特性的一般规律，并对其进行解释。
- 8-10 影响涡扇发动机速度特性的因素有哪些？它们是如何影响的？
- 8-11 与加力涡喷发动机的速度特性相比，加力涡扇发动机的速度特性有何特点？并请解释其原因。
- 8-12 阐述涡扇发动机高度特性的规律，并解释其原因。
- 8-13 使用因素对发动机部件匹配工作是怎样影响的？并说明其影响原因。
- 8-14 使用因素对发动机的性能有何影响。
- 8-15 试说明在飞行包线内飞机的最大马赫数，最大高度，最小飞行表速以及最大气动载荷是受发动机工作的哪些限制所制约的。
- 8-16 已知某混排涡扇发动机在标准大气条件下用 $n_L = 13300$ 转/分的转速工作时，推力为 7670 拾牛顿，耗油率为 0.76 公斤/拾牛顿·小时，试问该发动机在冬季 $t_0 = -22^\circ\text{C}$ ， $p_0 = 0.959\text{bar}$ 的条件下试车，为比较其性能，应采用多大的低压转子转速进行试车？测得的 F, sfc 应为何值才符合要求？
- 8-17 某混排涡扇发动机在地面标准大气条件下，已知某工作状态的数据为 $n_L = 11130$ 转/分， $F = 2452$ 拾牛顿， $sfc = 0.60$ 公斤/拾牛顿·小时，试问该发动机在冬季 $t_0 = -17.59^\circ\text{C}$ ， $p_0 = 0.962\text{bar}$ 工作时，如何判断其性能是否合格？
- 8-18 某混排涡扇发动机在 $H = 8000$ 米，以 $M_H = 2.0$ ， $n_L = n_{Ld}$ 工作时的推力 $F = 2000$ 拾牛顿，求该发动机在 $H = 10000$ 米，以 $M_H = 2.0$ ， $n_L = 0.972 n_{Ld}$ 工作时的推力。
($H = 8\text{km}$ 时, $T_H = 236\text{K}$, $p_H = 35583\text{Pa}$ ， $H = 10\text{km}$ 时, $T_H = 223\text{K}$, $p_H = 26419\text{Pa}$)