

低马赫数冲压发动机巡航 飞行时间的最佳化

张铃翔 译

摘 要

本文谈的是以低超音速马赫数飞行的, 用贫燃料混合物工作的冲压发动机, 对通过这样冲压发动机的一元流进行了分析, 并编制成了计算程序。由于增添了使用经验阻力数据的程序, 一种估算发动机质量的模型和一种比例法, 使得在规定了净推力和巡航飞行条件下, 对于一给定的总质量, 有可能计算出巡航时的飞行时间。

符 号 表

- a——方程式(12)中的常数 (下标 0—21)
- A——面积, 核心发动机中的过量空气
- c——比热
- C——系数
- D——直径, 阻力
- f——燃料空气比
- F——推力
- h——比热焓
- k——比例因子
- L——长度
- $\dot{m}$ ——质量流率
- M——马赫数
- P——压力
- R——气体常数, 半径
- Re ——雷诺数
- t——时间
- T——温度
- V——体积
- x——方程式(12)中的无因次群 (下标 1 和 2)
- y——方程式(12)中的无因次群

z ——总的过量空气
 r ——比热比
 ρ ——密度

下 标

∞ ——自由气流
 0 ——滞止状态
 $1-9$ ——发动机的横截面积
 b ——外函气流
 c ——核流
 D ——扩散器，阻力
 $D_{1.96}$ ——面积比 = 1.96 的扩散器
 D_f ——摩擦阻力
 D_{fp} ——一平板两侧上的摩擦阻力
 D_{on} ——头部的压力或波阻
 f ——燃料
 $tg298$ ——在 298 K 下向气体转换的流体
 P ——恒压
 P_g ——恒压下气体
 r ——滞留

一、内部流动的模拟

使用按顺序排列的不同过程照图 1 那样模拟发动机，也就是说，在混合物沿着火焰稳定器流过以前，燃料要完成蒸发。由于仅为皮托管进气口和收敛式尾喷管做了考虑，所以这个分析局限于低超音速马赫数。没有计及仍是由于低的空气温度和贫燃料混合物引起的离解作用的影响。

1. 进气道

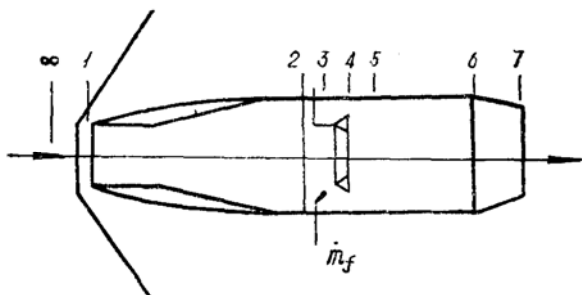


图 1 一般冲压发动机

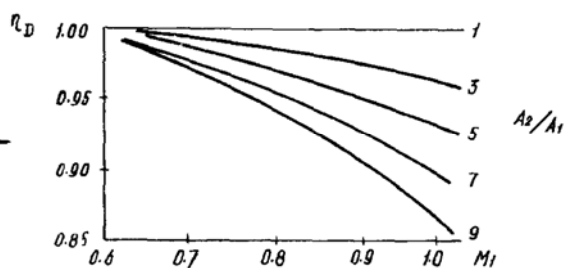


图 2 内部扩散损失

假定这个流动是在进气道前缘有一个正激波的临界流动。那就要靠正激波的一般关系式来计算。这种进气道的内部或亚音速扩散损失是一条与试验结果相吻合的曲线，这曲线是在进气道的面积比等于 1.96 的条件下，进气道效率随着 M_1 变化的曲线。

$$(\eta_D)_{1.96} = 0.993 + 0.04M_1 - 0.05M_1^2 \quad (1)$$

图 2 表达了这个方程式。显然它的使用能力是有局限性的，但在研究的设计之中，不会出现极限面积比或马赫数。

2. 燃料喷射

假定混合物的比热和空气的比热相同，然后用连续方程、能量方程和动量方程计算和加燃料的影响。在最后的一种情况中，忽略摩擦的影响，由这些方程产生出：

$$T_{o3} = \frac{C_p T_{o2} + f[298(cf - c_{pg}) - hf_{g298}]}{c_p(1+f) - c_{pg}f} \quad (3)$$

$$1 - \frac{M_2}{M_3} \sqrt{\frac{T_{o3}}{T_{o2}}} \sqrt{\frac{1 + \frac{r-1}{2}M_2^2}{1 + \frac{r-1}{2}M_3^2}} (1+f)$$

$$= rM_2^2 \left\{ (1+f) \frac{M_3}{M_2} \sqrt{\frac{1 + \frac{r-1}{2}M_2^2}{1 + \frac{r-1}{2}M_3^2}} \sqrt{\frac{T_{o3}}{T_{o2}}} - 1 \right\} \quad (4)$$

在 $M_3 = M_2$ 作为一级估算的情况下，利用一种 Newton-Raphson 迭代法，参照下面的计算程序，求解这最后的方程。

3. 火焰稳定

选定的模型不能用于锥形的或角形的燃烧室。只有符合流动通道阻塞百分比的 V 形槽或类似的火焰稳定器才具有选定模型的独特特性，这一点是很重要的。因此无论稳定器是何种形状，可把它转换到一个有同样面积减小的无摩擦的收敛段，然后照图 3 那样，突然增大直径。

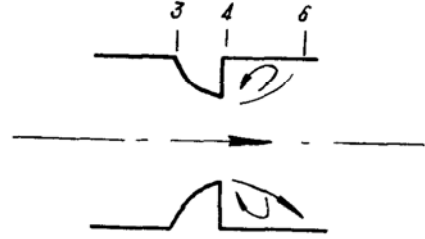


图 3 有等效阻塞比的稳定器

假定 3 和 4 之间为等熵流，就能简单地计算出 4 处的条件。由于在采用高的阻塞比和低的扩散设计时可能发生壅塞，在这个程序中，对 4 处的流动进行了检验。把通过 4 处整个截面的 P_4 取做恒值，并用流动方程，则得到

$$1 - \frac{A_4}{A_5} \frac{M_4}{M_5} \sqrt{\frac{1 + \frac{r-1}{2}M_2^2}{1 + \frac{r-1}{2}M_5^2}}$$

$$= rM_4^2 \frac{A_4}{A_5} \left\{ \frac{M_5}{M_4} \sqrt{\frac{1 + \frac{r-1}{2}M_4^2}{1 + \frac{r-1}{2}M_5^2}} - 1 \right\} \quad (5)$$

$$P_{D5} = P_4 \frac{A_4}{A_5} \frac{M_4}{M_5} \sqrt{1 + \frac{r-1}{2}M_4^2} \left[1 + \frac{r-1}{2}M_5^2 \right]^{\frac{r+1}{2(r-1)}} \quad (6)$$

对于方程(5), 需要用 $M_5 = M_3$ 作为第一级估算, 进行迭代解。

4. 燃烧

燃料的组成是 C_7H_{14} , 并且计算以恒压燃烧为准, 假定燃烧是完全的, 而且正如前述, 没有离解。

第一个假定自然是不真实的, 但因缺乏燃烧效率同进气条件, 燃烧室容积等等关系的可靠数据, 所以不得不这样做。如果有了可用的数据, 或者只要能把燃烧效率换成燃料消耗量的计算, 以后可以做这样真实的假定。后面的这种方法简单, 但不太精确。

因为进入的空气温度低和混合物中的燃料贫乏(预料这样做可能造成最佳设计), 所以第二个假定是合乎道理的。

这种算法是约在十年前专为其它应用发展的, 它是可用的流行方法, 所以采用了它。像 Fielding 和 Topps 那样一种比较简单的方法将会简化程序, 不特别影响结果。

选定的燃料 (H_2 含量为 14.3%) 同文献 4 建议的燃料 (H_2 含量为 13.92%) 相较, 仅稍有差别, 因为在一切混合比下, 它的平均分子量都和空气的一样。假定这对于这些计算也是适用的, 并且还假定, 燃气的分子量, 从而其气体常数也和空气的一样。

把 O_2 、 N_2 、 CO_2 和 H_2O 的比热内能表示成 T_{o6} 的函数关系, 并用迭代解得到 T_{o6} , 燃烧产物的驻点温度。

现在假定, 在这样一种虚假的停滞过程中获得的 T_{o6} 值也适用于实际燃烧过程。于是利用这个值, 同流动方程一起计算 6 处的条件。

摩擦的影响忽略不计。

因此, 得到

$$1 - \frac{M_5}{M_6} \sqrt{\frac{r_5}{r_6}} \sqrt{\frac{1 + \frac{r_5 - 1}{2} M_5^2}{1 + \frac{r_6 - 1}{2} M_6^2}} \sqrt{\frac{T_{o6}}{T_{o5}}} = r_5 M_5^2 \left\{ \frac{M_6}{M_5} \sqrt{\frac{r_6}{r_5}} \sqrt{\frac{1 + \frac{r_5 - 1}{2} M_5^2}{1 + \frac{r_6 - 1}{2} M_6^2}} \sqrt{\frac{T_{o6}}{T_{o5}}} - 1 \right\} \quad (7)$$

$$P_{o6} = \frac{\dot{m}_6}{A_6 M_6} \sqrt{\frac{RT_{o6}}{r_6}} \left[1 + \frac{r_6 - 1}{2} M_6^2 \right]^{\frac{r_6 + 1}{2(r_6 - 1)}} \quad (8)$$

对于 M_6 , 以 $M_6 = M_5$ 的一级估算, 用迭代法解出方程(7)。

在这个分析中, 采用一个恒值的 $r_6 = r_9 = 1.333$, 这个值对于所研究的温度是有代表性的, 但意图是用 $r = f(T)$ 重复计算。

5. 尾喷管

尾喷管总要给以拒止。在这样一个收敛形喷管中, 损失将达到最小, 并可以把它取作 M_6 的一个函数关系。一个高的 M_6 值暗示, 在滞点压力下得要用一个损失甚微的短喷管, 并假定这个简单的关系为

$$\frac{P_{o7}}{P_{o6}} = 0.99 + M_6/100 \quad (9)$$

在下面介绍的一个最佳方法中，确定了有锥角的喷管形状。
出口面积和流动条件按通常方法计算。

二、外 函 气 流

初步计算指出，使用燃料极贫的混合物有可能达到良好的结果。这也引出了采用这种贫燃料混合物能否达到满意燃烧的问题。因此决定研究一下绕过燃烧室的外函气流部分（参照图4）的几率，即进入尾喷管前，两股气流混合的可能性。

所做的假定如下：

1. 忽略环道上的传热和环道中的摩擦，这样就可以假定环道中为等熵流。
2. 在不用混合叶片或类似的装置下，在燃烧室混合段能达到完全的燃烧。调整这段的容积，有助于实现这一想法。

3. 假定混合后的 r 和 C_p 和燃烧后的值相同，即 $r = 1.333$ 和 $C_p = 1148$ 焦耳/公斤K。

4. 混合室内的摩擦忽略不计。

进入进气道的空气分成两股气流，因此，在第一段

$$A_{b1} = \frac{A_{c1}}{1 + A} (Z - A) \quad (10)$$

燃烧室或核心发动机相对整个发动机的尺寸由下面的要求决定

$$P_{b6} = P_{c6} = P_6 \quad (11)$$

接着这两股同轴气流在6和8之间混合（把7留给可能引入的混合装置）。利用这个流动方程得到的结果同上面获得的结果相似。在对这些方程迭代解时和迭代解后，控制流动特性，以确定是否有可能进一步扩散或拒流。

尾喷管的流动按照以前的方法计算。

三、阻 力 计 算

外部气流被看作是完全不受内部气流影响的。文献上的经验数据可用来分别计算头部和尾部的压阻。尾部虽然采用锥形的，但头部则采用抛物形的曲面。

利用一种回归子程序，使多项式同这些曲线相吻合。例如，由此得到头部的波阻系数是：

$$\begin{aligned} y = & a_0 + a_1 x_1 + a_2 x_2 + a_3 x_1^2 + a_4 x_1^3 + a_5 x_2^3 + a_6 x_1^4 + a_7 x_2^4 + a_8 x_1 x_2 + a_9 / x_1 x_2 \\ & + a_{10} / x_2 + a_{11} x_1 / x_2 + a_{12} x_2 / x_1 + a_{13} x_2^2 / x_1 + a_{14} x_1 / x_2^2 + a_{15} x_1^2 x_2^2 \\ & + a_{16} / x_1^2 x_2^2 + a_{17} x_1^2 / x_2^2 + a_{18} x_2 / x_1^2 + a_{19} x_2^2 x_1^3 + a_{20} x_1^2 x_2^3 + a_{21} / x_1^2 x_2^3 \end{aligned} \quad (12)$$

$$\text{这里 } x_1 = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{L_{1-2} / R_2}$$

$$x_2 = (R_1 / R_2)^2$$

$$y = C_{pwn} (L_{1-2} / R_2)^2$$

表1 当 $0.05 \leq x_1 \leq 1.0$ 和 $0.10 \leq x_2 \leq 0.6$ 时，可用的系数 $= m \times 10^n$

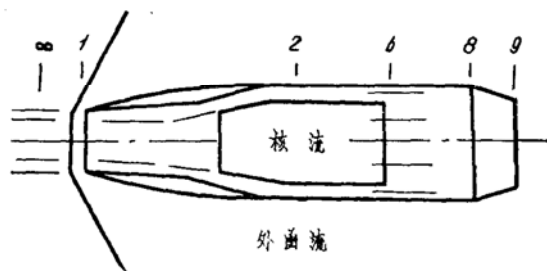


图4 内外函发动机

由于项数局限于方程(12)中给出的双项, 所以这就限定了可用的范围。为此, 在计算程序中, 试检了 x_1 和 x_2 之值。

把整个发动机当做一个以自由流马赫数运动的等效圆柱体, 使摩擦阻力的计算得到了简化。计算表明, 在所研究的典型情况中, 边界层的过渡点接近于前缘。因此, 可以把整个发动机长度上的流动看作是湍流。

$$\text{根据 } C_{ofp} = 0.08942R_e^{-0.1719} - 0.004494r_e^{-0.1005}(M-1) \quad (13)$$

这个方程式同原图 6 的结果是符合的, 并可用在作用于平板两侧的摩擦力。压阻系数是指发动机的最大横截面积和相同的基准面积比较的。

$$C_{Df} = C_{Dfp} L_{1-9} / R_2 \quad (14)$$

	m	n		m	n
a_0	0.586700	1	a_{11}	0.164999	0
a_1	-0.117463	2	a_{12}	-0.111060	0
a_2	-0.892893	1	a_{13}	0.311805	-1
a_3	0.152212	2	a_{14}	0.698866	-2
a_4	-0.114810	2	a_{15}	-0.185146	2
a_5	0.105913	2	a_{16}	-0.822993	-4
a_6	0.364623	1	a_{17}	-0.993277	-1
a_7	-0.858376	1	a_{18}	0.235625	-2
a_8	0.994862	1	a_{19}	0.357198	1
a_9	0.114447	-1	a_{20}	0.112606	2
a_{10}	-0.111443	0	a_{21}	0.425188	-5

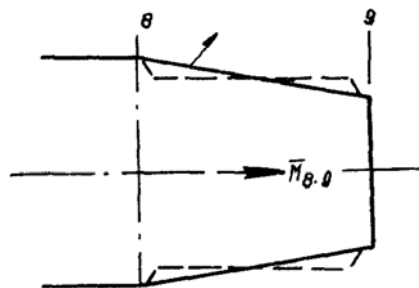


图 5 计算内部摩擦阻力的等效喷管

1. 燃烧室的摩擦阻力

在计算内流时, 只有燃烧室的横截面积是重要的参数, 然而阻力的计算还与长度有关。因此, 必须知道体积。

假定, 在一个典型的发动机中, 为达到满意燃烧, 需有一定的停留时间。从现有的发动机分析发现

$$t_r = 0.003 \text{ 秒} \quad (15)$$

于是质量流可以写作

$$\dot{m} = \bar{p}_{2-8} A_{2-8} L_{2-8} / t_r$$

因此

$$V_{2-8} = \dot{m} t_r (RT/P)_{\text{平均}} \quad (16)$$

假定这个停留时间不受过量空气或其它因素的影响。对所有内外函比, 也是一个常数, 因为, 在一定的进气口状态和燃料流量下, 在内外函发动机的燃烧区中, 燃料较富的混合物所需的总体积将和直通结构中燃料较贫的混合物是相同的(燃烧加混合)。

这些假设仅影响摩擦阻力和发动机的质量。前者是无足轻重的, 但发动机质量的变化, 特别是在短飞行时间的设计中, 可能是个重要因素。

2. 出口喷管的阻力

在计算整个发动机阻力时, 喷管的形状(进出口的直径和长度, 或锥角)决定压阻系数是 M_∞ 的一个函数, 而蒙皮阻力还与喷管前边发动机的长度有关。但显然, 一个加长的喷管

(锥角较小)有比较低的压阻和比较高的摩擦阻力。尽管这样一种喷管也增加了质量,但在使计算程序最佳化时,由于对外部压阻和内外摩擦阻力作了折衷,忽视了这一影响。

因此,外部摩擦阻力是作为这样一种阻力计算的,这就是因喷管长度加长了圆柱,作用在这个圆柱上的阻力增大了。而内部阻力的计算作了这样的假定,内流等熵地膨胀到喷管中的平均马赫数(M_8 和 M_9 的平均值),然后像图5那样流过一个管子。

四、按比例改变到所需的净推力

这个计算是以每秒钟进入发动机内1公斤空气流为基础的,而且发动机要按比例改变到保证整个尺寸规格能产生所需的推力。应该提到的是,在有未燃烧燃料的情况下(它是效率损失的唯一主要原因),做出了100%的燃烧效率的假定。因此,在实际发动机中,用增加燃料流量的方法来恢复推力。利用一种接近化学计算比的混合物,这自然是沒有意义的。

1. 推力计算

参照图4可以见到,对于1公斤/秒空气流的一种进气口,排气流是:

$$\dot{m}_g = \frac{A_{b1} + A_{c1}(1+f_c)}{A_{b1} + A_{c1}} \quad (17)$$

假设在尾喷管中是不足膨胀流,那么总推力是:

$$F_{\text{总}} = \left[\frac{A_{b1} + A_{c1}(1+f_c)}{A_{b1} + A_{c1}} \right] m_g \sqrt{r_g R T_g} - M_{\infty} \sqrt{r R T_{\infty}} + A_g (P_g - P_{\infty}) \quad (18)$$

按比例改变发动机后导致变了 R_e ,从而改变了内流的摩擦特性,但激波和燃烧压力的损失是非常重要的,以至于总推力同空气流假定是一种线性关系。

因此,比例因子定义为

$$K = F_{\text{总}}(\text{全尺寸})/F_{\text{总}}(1 \text{ 公斤/秒}) \quad (19)$$

2. 按比例改变尺寸

采用在给定飞行条件下仅是进气口面积函数的空气流和改变尺寸时保持常值的所有面积比,那么下式适合一切的直径:

$$D(\text{全尺寸}) = D(1 \text{ 公斤/秒}) \sqrt{K} \quad (20)$$

头部和尾部已规定了几何尺寸,因此这同一比例也运用于 L_{1-2} 和 L_{8-9} 。

根据方程(16),体积 V_{2-8} 同质量流成正比。由于横截面积的变化同比例因子也成正比,所以长度 L_{2-8} 是一个常数。

3. 比例阻力

压阻系数和发动机的尺寸无关,因此头部和尾部的压阻或波阻同总推力一样,跟比例因子成正比。

然而,摩擦阻力同 M 和 R_e 都是一种函数关系,方程(13),在这个方程中,第二项可以忽略,因为发现,在 $M_{\infty}=2$ 时, R_e 从 10^6 增加到 10^7 (即因发动机按比例变化,使长度增加10倍),引起 $C_{D,f}$ 的变化很小,在这种情况下,用全部表达式计算的结果,同仅用第一项计算的结果比较,只差3%。

由于摩擦只是总阻力的一部分,并且按比例变化仅对发动机部分长度有影响,再者这个分析又仅适用于 $M_{\infty} \leq 2$,所以容许这样的简化。

$$\frac{C_{Df}(\text{全尺寸})}{C_{Df}(1\text{公斤/秒})} = \left[\frac{R_e(\text{全尺寸})}{R_e(1\text{公斤/秒})} \right]^{-0.1719} \quad (21)$$

$$\frac{C_{Df}(\text{全尺寸})}{C_{Df}(1\text{公斤/秒})} = \left[\frac{\sqrt{K}(L_{1-2} + L_{8-9}) + L_{2-8}}{L_{1-2} + L_{2-8} + L_{8-9}} \right]^{-0.1719} \quad (22)$$

在按比例改变阻力时，还须引入面积比

$$\frac{D_f(\text{全尺寸})}{D_f(1\text{公斤/秒})} = \sqrt{K} \left[\frac{\sqrt{K}(L_{1-2} + L_{8-9}) + L_{2-8}}{L_{1-2} + L_{2-8} + L_{8-9}} \right]^{0.8281} \quad (23)$$

因此，按比例改变的发动机的推力是

$$F_{\text{净}}(\text{全尺寸}) = K(F_{\text{总}}(1\text{公斤/秒}) - D_{\text{wn}}(1\text{公斤/秒}) - D_{\text{wf}}(1\text{公斤/秒})) \\ - \sqrt{K} \left[\frac{\sqrt{K}(L_{1-2} + L_{8-9}) + L_{2-8}}{L_{1-2} + L_{2-8} + L_{8-9}} \right]^{0.2821} D_f(1\text{公斤/秒}) \quad (24)$$

现在用已知的全尺寸净推力，就可以解出K。

五、分析的结果

因此，对给定应用的发动机，能标出它的尺寸和在给定飞行条件下的净推力。

把这加到一个简化的模型中，确定发动机的质量，就可以算出发动机加燃料的一个总的有效质量在这样一种给定的飞行条件下的巡航飞行时间。

例如，一种假想的飞机当以马赫数1.4在海平面上飞行时，是有3,000牛顿的阻力，不计 R_e 变化的影响，假定这阻力系数仅是马赫数的一种函数。

M	1.2	1.4	1.6
C_D (总)	0.060	0.048	0.039

典型的结果示于图6到图9中。图6说明，在选定的飞行条件下，极其需要贫燃料的混合物。对于大多数曲线来说，左边的截止点是阻力数据可利用的极限，但是这些极限很接近在任何情况下都不能操作的内流极限。图7把内外函发动机同一般发动机做了比较。存在一种有利于一般发动机的微小差别(尽管在其它飞行条件下，已得到相反的情况)，但是重点在于，内外函发动机用设计师比较关心的极贫燃料混合物工作将比较容易。为了增大推力，在内外函发动机中可以进行管道内燃烧。

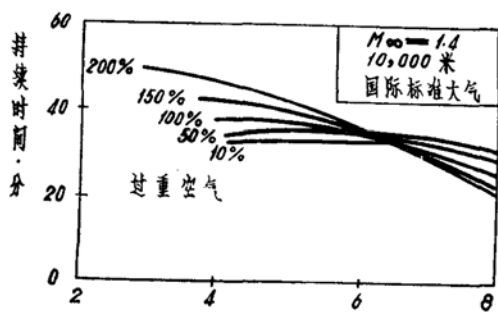


图6 恒定飞行条件

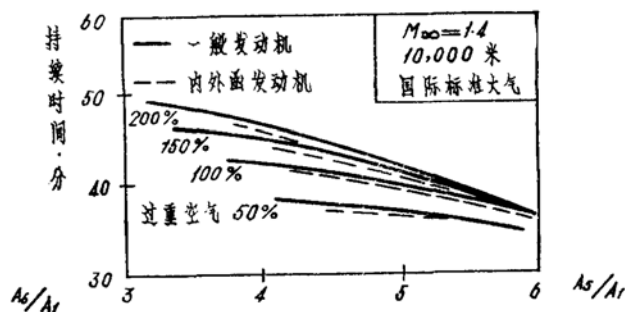


图7 内外函同直通发动机的比较

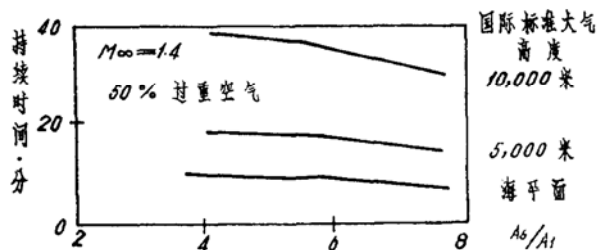


图 8 高度的变化

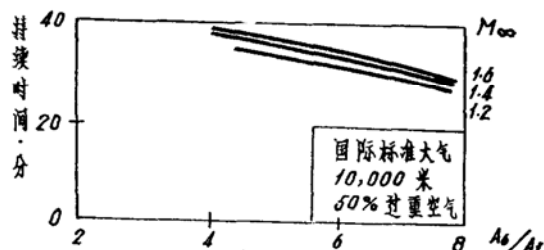


图 9 马赫数的变化

图 8 仍是研究同一飞机在不同高度下，以不变马赫数飞行时计算的。

图 9 是在不变高度下，改变马赫数的结果。从图 9 可知，增大 M_∞ 是有利的，但得要用一个比较先进的进气道和尾喷管来满足提高速度。

六、结 论

这个计算程序能够使发动机设计师选择最重要的参数，但是仍有明显的大量缺点，其中一些值得注意。

尽管用大量的方法检查了理论和程序，但仍可能存在误差。计算出的内流一般趋势，看来同多种简化的分析（其中之一是早期最主要的内外涵设计）和公开发表的试验结果是相符合的。为了证实这些结果，在我们的试验室内正在试验两种小型的发动机（直径240毫米），专门用理论结果进行比较。

同时正在借引入一个计算 r （随温度，起始 T_0 而变化）的子程序，来改进理论分析。下一步将是写出 $r = f(T)$ 的关系式，但是在确定 M 和 T 时，这将导致进一步的迭代计算。

还将包含一种说明离解作用的表达式，虽然这种离解作用仅在用富燃料混合物时才是重要的。

还将研究不要混合段，使两股未混合的同轴喷流直接排出的情况。

燃烧效率仍不能分析处理，而这一方面的改进是一项更长远的工作。

（译自：第四届国际空气喷气发动机会议文集1979.p319—324）