

通过进排气总压比 EPR测推力的基本原理

北京航空航天大学 崔济亚

BASIC PRINCIPLES OF MEASURING THRUST THROUGH EXHAUST TO INLET TOTAL PRESSURE RATIO—ENGINE PRESSURE RATIO EPR

Beijing University of Aeronautics and Astronautics
Cui Jiya (Tsui-Chih-ya)

关键词: EPR, 相似推力, 推力系数, 共同工作线

Abstract: EPR (Engine Pressure Ratio), I.E.the ratio of exhaust to inlet total Pressure, has already been used in a lot of jet engines as the main operation control in place of the traditional engine rpm.In this paper, specific formulas to determine similarized thrust R/P_0 from EPR and flight Mach number are derived, which could be used to calculate or measure the engine thrust. Engineering applications of the basic principles are discussed for reference.

Key words: EPR, similarized thrust, thrust coefficient, matching line.

涡轮发动机一直是通过转速来操纵的。可是同一转速而进气总温变时状态也变,低总温时增压比、推力就高,高总温时则相反。因此按与推力较直接联系的参数来操纵就有可取之处。普惠公司JT3D-9D系列发动机已用进排气总压比、简称发动机总压比 $EPR = p_5^*/p_1^*$ 作推力主操纵参数,而以转速操纵作备用。

由相似理论知,雷诺数自动模化后,发动机状态取决于相似转速 $n/\sqrt{T_0^*}$ 及飞行马赫数 Ma , 即相似推力 $R/p_0 = f_1(n/\sqrt{T_0^*}, Ma)$ 及发动机总压比 $EPR = f_2(n/\sqrt{T_0^*}, Ma)$ 。可以看出

$$\frac{R}{p_0} = F(EPR, Ma) \quad (1)$$

但这函数 F 是什么样并不清楚。本文以简单涡喷发动机为主,推导这一函数,以说明 EPR 法基本原理,供应用时参考。

1988年3月26日收到

一、相似推力公式

涡喷发动机净推力 R 等于总推力 $R_{总}$ 减进气阻力

$$R = R_{总} - mV = \dot{m}_5 c_5 + F_5 p_5 - F_5 p_0 - mV \quad (2)$$

式中 m ——空气流量； f ——油气比； \dot{m}_5 ——喷气流量 $=\dot{m}(1+f)$ ； V ——飞行速度； c_5 ——喷气速度； p_5 ——喷口静压； p_0 ——场压； F_5 ——为已考虑热膨胀、附面层及喷气收缩等影响的喷口面积。相似净推力是

$$\begin{aligned} \frac{R}{p_0} &= \frac{\dot{m}_5 c_5 + F_5 p_5 - F_5 p_0 - mV}{p_0} = F_5 \left[f(\lambda_5) \frac{p_5^*}{p_0} - 1 \right] - \frac{mV}{p_0} \\ &= F_5 \psi - \frac{mV}{p_0} \end{aligned} \quad (3)$$

在台架状态，略去进气道损失 $p_1^* = p_0$ ，总净推力系数都是

$$\psi = f(\lambda_5) \frac{p_5^*}{p_1^*} - 1 \quad (4)$$

取 $k' = 1.33$ ，超临界时 $\lambda_5 = 1$ ， $f(\lambda_5) = 1.26$ ；

$$\psi = 1.26 EPR - 1 \quad (4.1)$$

亚临界时 $p_5 = p_0$ ，由(3)式知

$$\begin{aligned} \psi &= \frac{\dot{m}_5 c_5}{F_5 p_0} = \frac{\rho_5 c_5^2}{p_5} = K' M_5^2 = \frac{2K'}{K'-1} \left[\left(\frac{p_5^*}{p_0} \right)^{\frac{1}{k'}-1} - 1 \right] \\ &= 8.06 (EPR^{0.248} - 1) \end{aligned} \quad (4.2)$$

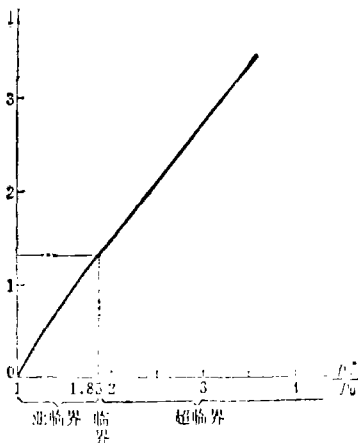


图1 台架总、净推力系数 ψ 随 EPR 的变化

在图1上，推力系数 ψ 由亚临界的0到临界时 $EPR = 1.85$ 的 $\psi_{临} = 1.33$ 是一曲线，然后超临界为一直线。

可见台架或地面静止时的 EPR 直接决定推力系数，再结合喷口面积及场压直接得出净推力 R 。而转速法需按场温先求相似转速 $n/\sqrt{T_0^*}$ ，再通过实验资料转求相似推力 R/p_0 及推力。 EPR 法跨过转速、场温等直接测出静推力。

再看 EPR 对推力值影响，取(4.1)、(4.2)式对数后微分

$$\frac{d\psi}{\psi} / \frac{d(EPR)}{EPR} = \frac{1.26 EPR}{1.26 EPR - 1} \quad (4.1a)$$

$$\frac{d\psi}{\psi} / \frac{d(EPR)}{EPR} = \frac{0.248 EPR^{0.248}}{EPR^{0.248} - 1} \quad (4.2a)$$

可算出下表：

| EPR | 1.1 | 1.2 | 1.3 | 1.4 | 1.5 | 1.6 | 1.7 | 1.8 | 1.85 | 2 | 3 |
|---|-------|------|------|------|-------|------|------|------|-------|------|------|
| 1% $\frac{d(EPR)}{EPR}$ 合 $\frac{d\psi}{\psi}$ (或 $\frac{dR}{R}$), % | 10.62 | 5.62 | 3.94 | 3.10 | 2.595 | 2.26 | 2.02 | 1.83 | 1.755 | 1.65 | 1.36 |

看出中、高负荷时EPR变1%只合推力变2%左右，而某型涡喷发动机转速变1%合推力变3%左右（进气总温变化影响在外），这也是测EPR法有利之处。

在飞行状态，略去进气道损失而 $p_{1}^* = p_0^*$ ，（3）式中的相似进气阻力可推演为

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}V}{p_0} &= 0.0404 F_1 \frac{p_0^*}{\sqrt{T_0^*}} q(\lambda_1) \frac{20.05 \sqrt{T_0^*} \cdot Ma}{p_0} \\ &= 0.8102 F_1 q(\lambda_1) Ma (1 + 0.2 Ma^2)^3 \end{aligned} \quad (5)$$

由于 $\frac{p_5^*}{p_0} = \frac{p_5^*}{p_1^*} \cdot \frac{p_1^*}{p_0} = EPR (1 + 0.2 Ma^2)^{3.5}$ ，飞行时相似净推力（3）式，参照（4.1）

（4.2）式可写成

$$\frac{R}{p_0} = F_5 \left[1.26 EPR (1 + 0.2 Ma^2)^{3.5} - 1 \right] - 0.8102 F_1 q(\lambda_1) Ma (1 + 0.2 Ma^2)^3 \text{ 超临界} \quad (6.1)$$

$$\begin{aligned} &= 8.06 F_5 \left\{ \left[EPR (1 + 0.2 Ma^2)^{3.5} \right]^{0.248} - 1 \right\} - 0.8102 F_1 q(\lambda_1) Ma (1 + 0.2 Ma^2)^3 \text{ 亚临界} \end{aligned} \quad (6.2)$$

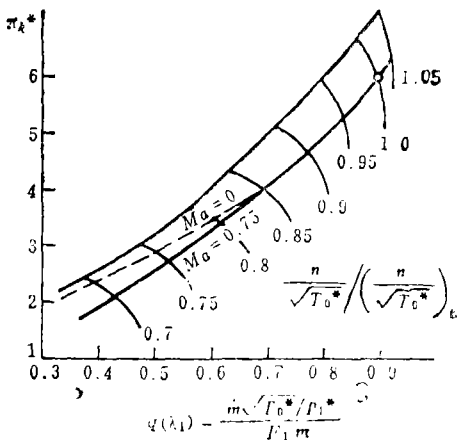


图2 简单涡喷发动机的共同工作线示意

由相似理论及图2知，发动机工作点及 $q(\lambda_1)$ 、EPR都是 $n/\sqrt{T_0^*}$ 和 Ma 的函数，因此 $q(\lambda_1)$ 也是 $f(EPR, Ma)$ ，所以上两式也就是（1）式函数 F 的具体化。

进一步推导 $q(\lambda_1)$ 牵动到由各部件特性求共同工作线^{〔1〕}。不难理解，如算共同工作线，推力也顺带求出，又不必非用上两式了。

但须指出，实际飞行时实测进气道的 λ_1 ，连同 EPR及 Ma 按上两式求推力，也是简而易行的。

既然 $R/p_0 = F(EPR, Ma)$ 关系完全可以求定或测定，就可以按照飞行高度（决定 p_0 ）、进气总温（由场温 T_0 及 Ma 数决定），参照飞行总重

（决定需用推力），制定出按 Ma 数选择EPR的飞行规范（如文献〔2〕）。

二、关于EPR的讨论

主要因EPR法并不直接包括转动部件，而且在双轴涡喷发动机或混排涡扇发动机、按相似理论 λ_1 仍是EPR、Ma的函数，所以(6.1)、(6.2)式仍然适用于这些发动机。

在分排涡扇发动机，目行排气的的外函相似净推力，按空气 $k=1.4$ 可类推写成

$$\begin{aligned} \frac{R_{\pi}}{p_0} &= F_{\pi} \left[1.27 \frac{p_{\pi}^*}{p_1^*} (1+0.2Ma^2)^{3.5} - 1 \right] - 0.8102 F_{1\pi} q (\lambda_{1\pi}) Ma (1+0.2Ma^2)^3 \text{ 超临界} \quad (7.1) \\ &= 7.0 F_{\pi} \left\{ \left[\frac{p_{\pi}^*}{p_1^*} (1+0.2Ma^2)^{3.5} \right]^{0.286} - 1 \right\} \\ &\quad - 0.812 F_{1\pi} q (\lambda_{1\pi}) Ma (1+0.2Ma^2)^3 \text{ 亚临界} \quad (7.2) \end{aligned}$$

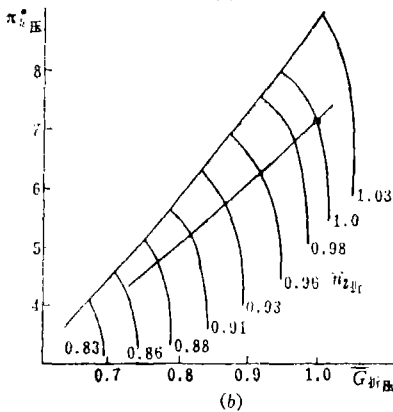
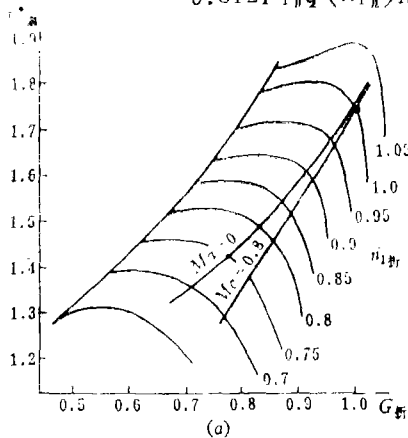


图3 分排涡扇发动机共同工作线的例($\dot{m}_{\pi}/\dot{m}=6$)
(a) 风扇特性 (b) 压气机特性

式中下标 π 指外函进气， I 指外函喷口，图3是这种发动机风扇和压气机特性的例(3)。根据内外函共同工作线及相似理论，上式 p_{π}^*/p_1^* 及 $\lambda_{1\pi}$ 都是 $n_1/\sqrt{T_1^*}$ 及 Ma 的函数，所以 R_{π}/p_0 也是EPR和 Ma 的函数。同样可实测 p_{π}^*/p_1^* 及 $\lambda_{1\pi}$ 以求定外函推力，而总的 $R = R_{\pi} + R_{\text{内}}$ 分别按两喷口是否超临界由(7.1)或(7.2)式与(6.1)或(6.2)式相加求得。

综上所述，看出EPR法有如下优点：

1. 无需象转速 n 法的修正 T_0^* 折合影响，由直接关联的进排气总压比确定推力。在单、双轴发动机分别越过一、两个转速。

2. 在EPR仪表出现故障或因飞行颠簸而不稳时，用对应转速表格操纵作备用，增加了安全可靠。

本文从基本原理对EPR测推力的法作出推导，并分析工程上的应用，为进一步发展参考。

参 考 文 献

- 1 西工大、南航、北航编，航空燃气涡轮发动机原理，国防工业出版社，1961
- 2 波音707-3J6BC飞机使用手册，民航总局指挥部，1975
- 3 斯辽赫科C.M.，索苏洛夫B.A.主编，赵振才，折元锦译双路式涡轮喷气发动机原理，国防工业出版社