

涡轮喷气发动机共同工作规律解析分析

北京航空航天大学 刘导治

【摘要】 涡轮喷气发动机非设计状态下的许多现象都与共同工作时压气机前后各级攻角的变化有关。本文根据共同工作规律，推得了压气机前后各级攻角变化规律的简明解析公式。利用解析分析，系统地解释了一系列有关发动机特性的现象，清晰地说明了这些现象的物理本质，并可预见各种可能出现的新情况。

一、前 言

涡轮喷气发动机非设计状态下的许多现象都与共同工作时压气机前后各级攻角的变化有关。目前常用的共同工作方程只联系了压气机进口、涡轮导向器临界截面和尾喷管临界截面等各参数间的关系，而没有联系压气机出口参数，因而不可能弄清各级攻角的变化。本文引入了与压气机出口参数有关的共同工作方程，进而根据涡轮喷气发动机共同工作规律，按相似原理用相对变化率的形式推得了发动机非设计状态下压气机前后各级攻角变化规律的简明解析公式。

令 1 截面和 2 截面分别代表压气机进口和出口截面，3 截面代表涡轮导向器临界截面， C 代表各常数项。事先只粗略地知道重量流量 $G_3/G_1 \approx C$ ， $G_3/G_2 \approx C$ ，总压 $p_3^*/p_2^* \approx C$ ，通道有效截面积 $F_3/F_1 \approx C$ ， $F_3/F_2 \approx C$ ，气动函数 $q(\lambda_3) \approx C$ 。在几何形状不可调的发动机的共同工作线上只有十分粗略的信息 $L \approx CT_3^*$ 和 $L \approx Cn^2$ ，即加功量 L 与涡轮前总温 T_3^* 成正比， L 与转速平方 n^2 成正比，以及压气机效率 $\eta \approx C$ 。在事先如此粗略的信息下，下面利用解析分析却能得出共同工作时发动机参数的详细变化规律，从而可系统地解释有关低增压比和高增压比发动机、轴流型、离心型和混合型发动机、以及双轴式发动机特性的一系列现象及这些现象的物理本质，并可预见各种可能出现的新情况。

二、压气机进口级攻角变化规律

已知 $L = CT_1^* (\pi_k^{*0.286} - 1) / \eta$ ，式中 π_k^* 为增压比。设在共同工作线上 $L = Cn^2$ ， $\eta = C$ ，将有共同工作方程

$$\delta \pi_k^* / \delta(n / \sqrt{T_1^*}) = 7(1 - 1/\pi_k^{*0.286}) \quad (1)$$

式中 δ 表示相对变化率。(1) 式表明，折合转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 π_k^* 也降低；而且， π_k^* 越高时 π_k^* 的变化率越大。

设 $q(\lambda_3) = C$ ， $G_3/G_1 = C$ ， $p_3^*/p_2^* = C$ ， $F_3/F_1 = C$ ，在共同工作线上 $T_3^* = Cn^2$ ，则由 1 截面和 3 截面流量连续方程及 (1) 式可得共同工作方程

$$\delta q(\lambda) / \delta(n / \sqrt{T_1^*}) = 7(1 - 1/\pi_k^{*0.286}) - 1 \quad (2)$$

(2) 式表明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 $q(\lambda)$ 也减小; 而且, π_k^* 越高时 $q(\lambda)$ 的变化率越大。

当叶片不可调且 λ 亚音时, 气流攻角 i 的变化可用 $q(\lambda) / (n/\sqrt{T_1^*})$ 来衡量。 $q(\lambda) / (n/\sqrt{T_1^*})$ 减小会出现正攻角, 增大会出现负攻角。压气机第一级攻角 i_1 的变化可用 $q(\lambda) / (n/\sqrt{T_1^*})$ 来衡量。由 1 截面和 3 截面流量连续方程 (1) 式可得

$$\delta[q(\lambda)/(n/\sqrt{T_1^*})] / \delta(n/\sqrt{T_1^*}) = 7(1 - 1/\pi_k^{*0.286}) - 2 \quad (3)$$

从 (3) 式看到, 只要约 $\pi_k^* > 3$, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 i_1 将加大; 而且 π_k^* 越高时 i_1 的变化率越大。 $\pi_k^* \approx 3$ 时 i_1 达最大值。约 $\pi_k^* < 3$ 后, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 i_1 将减小。

三、压气机出口级攻角变化规律

已知 $L = C(T_2^* - T_1^*)$ 。设在共同工作线上 $L = Cn^2$, 并利用 $T_2^*/T_1^* = \pi_k^{*(m-1)/m}$ (式中 m 为多变指数), 得到共同工作方程

$$\delta(n/\sqrt{T_2^*}) / \delta(n/\sqrt{T_1^*}) = 1/\pi_k^{*(m-1)/m} \quad (4)$$

(4) 式表明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 $n/\sqrt{T_2^*}$ 也降低, 但 $n/\sqrt{T_2^*}$ 的变化率总是小于 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化率; 而且, π_k^* 越高时 $n/\sqrt{T_2^*}$ 的变化率越小。

设 $q(\lambda) = C$, $G_3/G_2 = C$, $p_3^*/p_2^* = C$, $F_3/F_2 = C$, 在共同工作线上 $T_3^* = Cn^2$, 则由 2 截面和 3 截面流量连续方程及 (4) 式可得共同工作方程

$$\delta q(\lambda) / \delta(n/\sqrt{T_1^*}) = -1/\pi_k^{*(m-1)/m} \quad (5)$$

(5) 式表明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 $q(\lambda)$ 加大, 但 $q(\lambda)$ 的变化率总是小于 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化率; 而且, π_k^* 越高时 $q(\lambda)$ 的变化率越小。

压气机末级攻角 i_2 的变化可用 $q(\lambda) / (n/\sqrt{T_2^*})$ 来衡量。由 2 截面和 3 截面流量连续方程及 (4) 式可得

$$\delta[q(\lambda)/(n/\sqrt{T_2^*})] / \delta(n/\sqrt{T_1^*}) = -2/\pi_k^{*(m-1)/m} \quad (6)$$

(6) 式表明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时 i_2 减小; 而且, π_k^* 越高时 i_2 的变化率越小。

四、单轴式发动机共同工作规律分析

利用公式 (3) 和 (6) 或其相应图线即图 1, 可对单轴式发动机共同工作的一系列有关现象作出规律性的分析, 并可预测各种可能出现的情况。

低增压比发动机 图 1 表

明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 变化时, 低设计增压比 π_{kD} 的发动机前几级攻角变化较小, 不易喘振。由于第一级 i 变化较小, 当进气 T_1^* 和 p_1^* 不变时, $G \approx Cn_0$ 。

离心型发动机 常见的单级亚音离心压气机的 $\pi_{kD} < 6$,

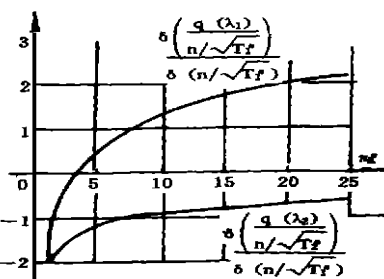


图 1 压气机进出口级攻角变化规律

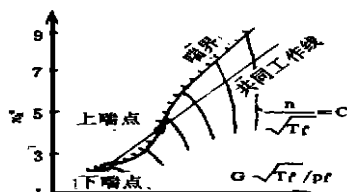


图 2 共同工作线与喘振边界

因而其发动机具有低 π_{KD}^* 发动机的特点, 即不易喘振, $G \approx Cn$ 等。由于普通离心压气机的 $L \approx Cn^2$, 所以它的功率 $N = CGL$ 具有简单的关系式 $N \approx Cn^3$ 。

近年发展的单级超音离心压气机的 $\pi_{KD}^* > 6$ 。可以预料, 其发动机将具有高 π_{KD}^* 者的特点。例如, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时工作轮进口处容易引起喘振, $G \neq Cn$, $N \neq Cn^3$ 等。

高增压比发动机 图 1 表明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时, 高 π_{KD}^* 发动机前几级攻角加大。 π_{KD}^* 越高者前几级正攻角越大, 需要防喘。

图 1 表明, $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时, $\pi_{KD}^* \gg 3$ 者进口级攻角 i_1 将大幅度加大, $\pi_{KD}^* > 3$ 者 i_1 加大得较慢, $\pi_{KD}^* \approx 3$ 者 i_1 将不变, $\pi_{KD}^* < 3$ 者 i_1 将减小。因而, 一台设计增压比 $\pi_{KD}^* > 3$ 的发动机, 当 $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时, i_1 先是加大, $\pi_{KD}^* \approx 3$ 时 i_1 达最大值, 然后 i_1 又回降。图 2 所示发动机共同工作线上的上端点和下端点就是上述规律决定的。这就从规律上说明了为什么喘振边界线会有一个突出部与共同工作线相交。

各种发动机 L/n^2 随 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化 令符号 $\Phi = \text{ctg}\alpha + (U_2/U_1) \times (V_{2m}/V_{1m}) \text{ctg}\beta$ 。式中 1 和 2 表示压气机动叶进出口, α 和 β 表示绝对和相对气流角, U 是周速, V_m 是子午面流速。普通轴流级的 $\Phi > 0$, 这些级负攻角时加功量与转速平方之比 L/n^2 会减小, 正攻角时 L/n^2 会增大。

图 1 表明, 设计增压比 $\pi_{KD}^* < 3$ 者折合转速

$n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时各级都出现负攻角, 因而 L/n^2 将减小。 π_{KD}^* 稍大于 3 者 $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时后面的多数级仍出现负攻角, L/n^2 仍有所减小。 $\pi_{KD}^* \approx 6$ 者 $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时中间几级攻角变化不大, 前几级 L/n^2 的增大与后几级 L/n^2 的减小相抵消, 结果全

台 L/n^2 基本不变。 $\pi_{KD}^* > 6$ 者 $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时前面的多数级出现正攻角, L/n^2 将增大。 π_{KD}^* 越大者

L/n^2 增大得越多。 $n/\sqrt{T_1^*}$ 增高时 $\pi_{KD}^* < 6$ 者 L/n^2 增大, $\pi_{KD}^* > 6$ 者 L/n^2 减小。结果如图 3 所示。图中注脚 D 表示设计值。

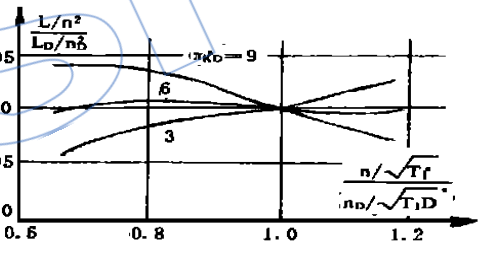


图 3 各种发动机 L/n^2 随 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化

图 3 曲线的形状与级的设计参数有关。如果级的 $\Phi = 0$, 则 L/n^2 不随 $n/\sqrt{T_1^*}$ 而变。普通的离心压气机正是这样的。如果级的负荷非常大, 使 $\Phi < 0$, 则负攻角时 L/n^2 会增大, 正攻角时 L/n^2 反而减小。可以预计, 这时 L/n^2 随 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化趋势将与图 3 相反, 即 $\pi_{KD}^* = 9$ 和 3 两条曲线的位置将互换。

轴流-离心混合型发动机 轴流-离心混合型压气机的前几级是轴流级, 而离心级的扩散器处于“后几级”的位置。它的设计增压比 π_{KD}^* 总是大于 3 的。通常, 轴流级的 $\Phi > 0$, 离心级的 $\Phi \approx 0$ 。

根据解析分析可以推断, 如果混合型发动机采用等转速调节规律, 不论它的 $\pi_{KD}^* > 6$, $\pi_{KD}^* \approx 6$ 或 $6 > \pi_{KD}^* > 3$, 当 T_1^* 降低时 L 将减小, 因而 T_3^* 将降低。 π_{KD}^* 越大者 T_3^* 降低得也越多。为了不使发动机推力太小, 可考虑感受 T_1^* 的降低量适当提高 n 来对推力作些补偿。也就是改用 n 随 T_1^* 反变, 同时 T_3^* 随 T_1^* 正变的接近于等强度的调节规律。

轴流型发动机风车状态下后几级有很大的负攻角, 形成涡轮状态, 减轻了涡轮的负担, 因

而风车转速较高。离心型发动机扩散器处虽有很大的负攻角,但并不能减轻涡轮的负担,因而风车转速较低。混合型发动机除了也具有离心型的这一特点外,它的轴流级还处于前几级的位置,风车状态下常趋于正攻角,增加了涡轮的负担。可以预料,它的风车转速并不是居于离心型与轴流型之间,而将大大低于轴流型,往往还低于离心型。

五、双轴式发动机共同工作规律分析

令 1A 代表低压压气机出口即高压压气机进口截面, 3A 代表低压涡轮进口导向器临界截面。注脚 L 和 H 分别代表低压和高压压气机。

分析双轴式共同工作规律时,事先知道的粗略信息与单轴式的相仿。又粗略知道高低压涡轮膨胀比和效率大约不变。于是高低压涡轮功之比大约不变,相应地高低压压气机功之比 $L_H/L_L \approx C$ 。在共同工作线上还有十分粗略的信息 $L_H \approx cn_H^2$ 和 $L_L \approx cn_L^2$ 。于是有 $n_H/n_L \approx C$ 。几何时不可调时还粗略知 $L_H + L_L \approx CT_3^*$, 相应将有 $T_3^* \approx cn_H^2$ 和 $T_3^* \approx cn_L^2$ 。

分析高压压气机时,只需把单轴式共同工作方程中的 T_1^* 、 n 和 π_k^* 换写成 T_{1A}^* 、 n_H 和 π_{H1}^* , 便可推得高压压气机进出口级攻角变化方程:

$$\delta[q(\lambda_A)/(n_H/\sqrt{T_{1A}^*})]/\delta(n_H/\sqrt{T_{1A}^*}) = 7 - (1 - 1/\pi_{H1}^{*0.286}) - 2 \quad (7)$$

$$\delta[q(\lambda_k)/(n_H/\sqrt{T_2^*})]/\delta(n_H/\sqrt{T_{1A}^*}) = -2/\pi_{H1}^{*(m-1)/m} \quad (8)$$

对照单轴式的 (3) 和 (6) 可看出,因高压压气机增压比 π_{H1}^* 较小, (7) 和 (8) 式相当于一台低增压比单轴压气机的攻角变化规律。 $n_H/\sqrt{T_{1A}^*}$ 降低时,共同工作线离喘振边界较远,前几级不会有大正攻角,后几级有较大负攻角,故高压压气机负荷变轻。

参考单轴式共同工作方程,可推得低压压气机的共同工作方程并进而推得低压压气机进出口级攻角变化方程

$$\delta[q(\lambda_k)/(n_L/\sqrt{T_1^*})]/\delta(n_L/\sqrt{T_1^*}) = 7 - (1 - 1/\pi_k^{*0.286}) - 2 \quad (9)$$

$$\delta[q(\lambda_A)/(n_L/\sqrt{T_{1A}^*})]/\delta(n_L/\sqrt{T_1^*}) = \delta\pi_{H1}^*/\delta(n_L/\sqrt{T_{1A}^*}) - 2/\pi_k^{*(m-1)/m} \quad (10)$$

将 (9) 式和 (3) 式对照可看出,低压进口级攻角变化规律相当于一台高增压比 π_k^* 的单轴压气机。 $n_L/\sqrt{T_1^*}$ 降低时,共同工作线向喘振边界靠近,前几级有较大正攻角,负荷较大。

再将 (10) 式和 (6) 式对照。单轴式出口级攻角变化只由 $-2/\pi_k^{*(m-1)/m}$ 项决定,为负的项故 $n/\sqrt{T_1^*}$ 降低时出现负攻角。双轴式低压出口级攻角变化公式中除有 $-2/\pi_k^{*(m-1)/m}$ 负项外,另有正项 $\delta\pi_{H1}^*/\delta(n_L/\sqrt{T_{1A}^*})$ 。 $n_L/\sqrt{T_1^*}$ 降低时此正项将造成正攻角,结果使负攻角减小甚至出现正攻角,使后几级负荷较大。

我们看到,当折合转速降低时,双轴式的高压压气机负荷变轻,而低压压气机负荷却较重,因而转速比 n_H/n_L 会增大。由各级攻角变化规律还可推得高低压加功量、增压比、压气机进口流速以及涡轮前温度等的变化和其它规律。

六、结 论

本文引入了与压气机出口参数有关的共同工作方程,根据共同工作规律推得了压气机前后各级攻角变化规律的简明解析公式 (3) 和 (6) 式。利用解析分析,系统地解释了一系列有关发动机特性的现象,清晰地说明了这些现象的物理本质,并可预见各种可能出现的新情况。

A FLUX VECTOR SPLITTING EXPLICIT SCHEME AND SIMULATION OF 2-D NOZZLE'S PROPULSIVE JET

Shan Peng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT On the basis of two steps explicit methods, author investigates the application of the theory of Flux Vector Splitting (FVS) of J. L. Steger and R. F. Warming. Besides the simplified split flux vector formula, a new explicit scheme is proposed for solving hyperbolic differential equations. It is a explicit two steps FVS scheme of second order accuracy. At first it was compared with MacCormack's scheme issued in 1972 (MC72) in numerical computation. And finally a 2-D flow of a rectangular nozzle with its jet plume was analysed numerically by the present scheme. The results indicate some high performances of the present scheme: 1. Numerical vibrations near the front surface of shock waves vanish. 2. The scheme runs without artificial viscosity. 3. It takes just as much time as MC72 takes to solve a flow field. The scheme features the higher inherent viscosity of the scheme compared with that of MC72.

AN ANALYTICAL STUDY OF COMPONENT MATCHING REGULARITY OF TURBOJET ENGINE

Liu Daozhi

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT Many off-design condition phenomena of a turbojet engine are related with the variation of incidence angles at front and rear compressor stages. Based on the component matching regularity, the simple and clear analytical equations of the variation of incidence angles at front and rear compressor stages under engine operating conditions have been derived. With these analytical equations, a series of the off-design condition phenomena in a low or high design pressure ratio engines or in an axial, centrifugal or combined axial-centrifugal engines, all well as in a two-spool engines are analyzed systematically, their physical natures are clarified, and various off-design condition problems which may occur can be predicted in advance.

A REVIEW AND PROSPECT OF PULSATING COMBUSTION

Cao Chuanjun, Xu Dengfeng, Zhu Changhain, Ren Yue

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT It is well known that pulsating combustion has the advantages in fuel saving, pollutant suppression, enhancement of combustion intensity and efficiency and increase of convective heat and mass transfer rates. The capital investment and operational costs of many systems and processes can be reduced if the pulsating combustion be applied. In this paper, the characteristics of the pulsating combustion are treated and a review with instructive comments on its application is given. The application of the pulsating combustion particularly in the areas of jet propulsion, gas turbine, boiler and heater, drying and ash cleaning is discussed. In the end, its prospects are also remarked.