

文章编号: 1000-8055(2000) 03-0225-04

均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算—均匀进气及径向畸变的影响

胡 骏

(南京航空航天大学 动力工程系, 江苏 南京 210016)

摘要: 本文重点介绍采用基元叶栅法并用完全径向平衡方程描述压气机子午面内流动的计算多级轴流压气机非设计点性能以及径向畸变影响的模型。该模型考虑了变比热的影响, 并根据计算求得的基准总压损失和非基准总压损失之和确定压气机的滞止绝热效率。所用数据适用于扩散因子大于 0 小于 1, 而马赫数在 0 到 1.6 之间的情况。压气机的加功量或增压比由其基元叶栅的落后角确定。该模型允许指定每一叶排的进口流量, 亦即允许在两叶排之间有流量旁路。本文还着重分析了 RB-199 高压压气机的特性, 预测结果与实验数据吻合很好。

关键词: 压气机; 气动特性; 影响

自由词: 基元叶栅法; 非设计点性能; 径向畸变

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 前言

常用的压气机非设计点气动性能计算方法有^[1]: 统计法, 级迭加法, 和基元叶栅法。作为人们设计和研究轴流压气机的一种有效手段, 在过去的几十年中, 基元叶栅性能的研究得到了人们足够的重视和发展。人们已经做了大量的理论和实验研究, 并获得了许多宝贵的基元叶栅损失和落后角的数据, 为高性能轴流压气机的设计奠定了基础。目前, 有关基元叶栅性能的研究仍然是叶轮机械设计和研究人员的工作重点之一。所谓的“基元叶栅法”就是利用已获得的关于基元叶栅的落后角和总压损失与其主要影响因素(如马赫数 Ma , 雷诺数 Re , 和攻角 i 等)的关联式, 结合无叶区流场的计算预测压气机非设计点的气动性能。

本文在文献[2]的基础上, 利用 NASA SP-36 的有关关联曲线^[3]发展了计算多级轴流压气机非设计点性能以及径向畸变影响的模型。

2 基本方程

在此方法中, 整台压气机的性能被看作为处

于不同半径位置的一系列基元叶栅性能沿叶高的迭加。由于来流周向均匀, 故将各叶排之间轴向间隙内的流场看作为定常轴对称流是合理的。若为简化计算进一步假设工作气体为完全气体, 而且无叶区的流动为绝热无粘性影响的流动, 则可得各叶排之间轴向间隙内气流流动的控制方程:

$$\dot{m} = 2\pi \int_h^r \rho V X R dR \quad (1)$$

$$\begin{aligned} V_X^2 - V_{X,j}^2 = & 2 \int_j^* C_p(T) dT - (V_\theta^2 - V_{\theta,j}^2) - \\ & 2 \int_j \frac{V_\theta^2}{R} dR - 2 \left[\frac{V_R^2}{2} - \frac{V_{R,j}^2}{2} \right] - \\ & 2 \int_j T \frac{\partial}{\partial R} \left[\int_j^* C_p(T) \frac{dT}{T} - R_g \ln \frac{p}{p_j} \right] dR + \\ & 2 \int_j V_X \left(\frac{\partial V_R}{\partial X} \right)_\Psi dR \end{aligned} \quad (2)$$

$$\Delta h^* = \omega \Delta (R V_\theta) \quad (3)$$

其中: $\dot{m}$ 为质量流量; h, ρ, p 和 T 分别为气体的热焓、密度、压强和温度; 而 C_p, R_g, V 和 R 分别为等压比热、气体常数、速度和径向半径; ω 为叶轮的旋转角速度; 下标 X, R 和 θ 分别表示轴向、径向和周向分量; 下标 j 和 Ψ 分别表示第 j 条流

线和沿流线;而下标 H 和 T 表示叶根和叶尖。

在本文模型中,等压比热 C_p 是温度的函数,并用一五次多项式描述^[2]。而上述基本方程组的求解需要针对几何参数一定的压气机,在一定的转速、流量和进口条件下,根据其各基元叶栅的落后角和总压损失系数关联特性进行迭代求解。

2.1 端面附面层的影响

由于端面附面层的存在,各轴向站气流流动的有效环形通道面积与压气机的几何通道面积并不一致。在该程序中,采用叶根和叶尖堵塞因子:

$$\delta_H = \frac{R_T^2 - R_{He}^2}{R_T^2 - R_H^2}, \quad \delta_r = \frac{R_T^2 - R_{Te}^2}{R_T^2 - R_H^2} \quad (4)$$

分别对环形通道的叶根和叶尖半径进行修正,以获得控制气流流动的有效半径。

2.2 落后角及流动损失计算^[3]

本文中基元叶栅的落后角和总压损失系数都被分解为对应于基准攻角的基准落后角和基准总压损失系数与偏离基准攻角的非基准落后角和非基准总压损失系数之和。所谓基准攻角就是对应于最小总压损失系数的攻角。在该模型中,基元叶栅的基准攻角由下式确定:

$$i_{ref,2D} = (K_i)_{sh}(K_i)_t(i_0)_{10} + n\theta \quad (5)$$

其中: $(i_0)_{10}$ 为 NACA-65-(A10) 系列直列叶栅的基准攻角,且为入气角 β_1 和叶栅稠度 σ 的函数;叶型形状修正系数 $(K_i)_{sh}$ 在该模型中取值分别为 1.0(NACA-65 系列叶型)和 0.7(双圆弧叶型); $(K_i)_t$ 为叶型最大厚度修正系数,并被描述为叶型最大相对厚度的函数; θ 为叶型的弯角,而 n 为考虑叶型弯角影响的斜率因子,并可描述为气流流入角 β_1 和叶栅稠度 σ 的函数。

由方程 (5) 确定出二维基元叶栅的基准攻角 $i_{ref,2D}$ 后,尚需对其进行考虑实际工作时存在的三维影响和来流马赫数影响的修正:

$$i_{ref} = i_{ref,2D} + (i_{ref} - i_{ref,2D}) \quad (6)$$

其中 $(i_{ref} - i_{ref,2D})$ 为基元叶栅所处相对叶高位置 $\tilde{r}$ 和来流马赫数 Ma_1 的函数。

确定基准攻角 i_{ref} 后,根据下式计算落后角:

$$\delta = \delta_{ef} + (\delta - \delta_{ef}) \quad (7)$$

$(\delta - \delta_{ef})$ 可归结为来流攻角和来流马赫数的函数,并且与基元叶栅所处径向位置有关。关于 δ_{ef} 的求法采用下式:

$$\delta_{ef} = (K\delta)_{sh}(K\delta)_t(\delta_0)_{10} + \frac{m}{\sigma}\theta + \frac{d\delta_{2D}}{di}((\delta_0)_{10} - (\delta_0)_{2D}) \quad (8)$$

其中: $(\delta_0)_{10}$ 为 NACA-65-(A10) 系列直列叶栅在基准攻角下的落后角,并为入气角 β_1 和叶栅稠度 σ 的函数; $(K\delta)_{sh}$ 和 $(K\delta)_t$ 分别为叶型形状修正系数和叶型最大厚度修正系数。对于 NACA-65 系列叶型取 $(K\delta)_{sh} = 1.0$, 而对双圆弧叶型取 $(K\delta)_{sh} = 0.7$ 。 $(K\delta)_t$ 则为叶型相对厚度的函数。

式 (8) 等号右边的第二项为基元叶栅叶型弯曲影响项, m 称为斜率因子,其值根据入气角 β_1 和叶栅稠度 σ 确定。该项中稠度的指数 b 仅为入气角 β_1 的函数。而第三和第四项实为三维修正项。其中第三项为攻角变化修正项。 $(d\delta_{2D}/di)$ 为二维基准落后角随攻角的变化率,其值由入气角 β_1 和叶栅稠度 σ 确定。第四项则考虑了来流马赫数和基元叶栅所处径向位置的影响。

2.3 总压损失系数 $\tilde{\omega}$

采用总压损失系数定量地描述气流流经基元叶栅的损失,并且将其分解为基准流动损失 $\tilde{\omega}_{ef}$ 和非基准损失 $(\tilde{\omega} - \tilde{\omega}_{ef})$ 两部分:

$$\tilde{\omega} = \tilde{\omega}_{ef} + (\tilde{\omega} - \tilde{\omega}_{ef}) \quad (9)$$

$\tilde{\omega}_{ef}$ 中又包含叶型损失 $\tilde{\omega}_{p,ref}$ 和激波损失 $\tilde{\omega}_{s,ref}$ 。

2.3.1 叶型损失系数 $\tilde{\omega}_{p,ref}$

大量低速吹风实验的结果表明,叶型总压损失系数组合参数 $\left[\frac{\tilde{\omega}_{p,ref} \cos \beta_2}{2\sigma} \right]$ 可很好地归结为扩散因子 D 和基元叶栅沿叶高相对位置 $\tilde{r}$ 的函数。在该模型中,基准叶型总压损失系数的计算即采用了上述关联方法。而且必须针对所分析的压气机,对于每一叶排沿叶高分别给定 10%, 50%, 90% 叶高的 3 个基元叶栅的 $\left[\frac{\tilde{\omega}_{p,ref} \cos \beta_2}{2\sigma} \right]$ 随扩散因子 D 变化的曲线,其它径向位置处的叶型损失系数,则用下式拟合:

$$\left[\frac{\tilde{\omega}_{p,ref} \cos \beta_2}{2\sigma} \right]_{\tilde{r}} = \left[\frac{\tilde{\omega}_{p,ref} \cos \beta_2}{2\sigma} \right]_{0.5} + 6.25(\tilde{r} - 0.5)^2 \left[\left[\frac{\tilde{\omega}_{p,ref} \cos \beta_2}{2\sigma} \right]_{0.9/0.1} - \left[\frac{\tilde{\omega}_{p,ref} \cos \beta_2}{2\sigma} \right]_{0.5} \right] \quad (10)$$

2.3.2 激波损失 $\tilde{\omega}_{s,ref}$

当来流马赫数大于基元叶栅的临界马赫数时,在基元叶栅的槽道内即有激波出现,因而也就有激波损失存在。该模型采用的是常用的预测超、跨音基元叶栅激波损失的方法。其以叶栅进口的一道正激波近似代替实际的波系,决定正激波损失的波前马赫数为:

$$Ma_e = \frac{Ma_A + Ma_B}{2}, \text{ 当 } Ma_A \geq 1.0 \text{ 时};$$
$$Ma_e = \frac{Ma_A(1 + Ma_B)}{2},$$

当 $Ma_A \leq 1.0$ 、 $Ma_e > 1.0$;

$$\tilde{\omega}_{ref} = \frac{1 - \left[\frac{(\gamma + 1) Ma_e^2}{(\gamma - 1) Ma_e^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma(\gamma - 1)}{2}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma Ma_e^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{2(\gamma - 1)}}}{1 - \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_e^2 \right]^{\frac{\gamma(\gamma - 1)}{2}}} \quad (11)$$

2.3.3 非基准状态总压损失

所谓非基准状态总压损失就是指,当基元叶栅的实际工作攻角偏离其基准攻角或来流马赫数变化时,其总压损失系数的变化量。该模型采用下列关联式确定非基准总压损失系数:

$$\frac{\tilde{\omega} - \tilde{\omega}_{ef}}{(i - i_{ref})^2} = f(Ma_1, \tilde{r}) \quad (12)$$

3 堵塞边界的确定

当转速一定时,随着流经压气机流量的变化,压气机的工况或描述压气机工作性能的增压比和效率都要发生变化。当流经压气机的流量增大到一定程度时,压气机的工作性能可以发生很大变化,而流经压气机的流量却几乎不增加,称此时压气机达到了“堵塞工况”。压气机的堵塞工况可以有多种表现特征,因而也有判断压气机进入堵塞工况的多种判据。该模型采用以下方法确定压气机的堵塞边界:当流量一定时,存在着一个与来流状态有关的与该流量相对应的最小流道面积,而且通过该“喉道”的气流密流比达到最大的临界值。因此,根据通过某一流量所需的最小喉道面积是否小于基元叶栅的实际喉道面积,可以判断该基元叶栅或整台压气机是否已进入堵塞状态。

4 失速边界的确定^[4]

精确地预测轴流压气机的失速边界具有很强的工程应用背景和理论研究价值,但由于其机理的复杂性,同时又成为一个困惑人们已久的难题。从目前来看,适合工程应用的估算轴流压气机失速边界的方法也有一些,但大多通用性差,估算精度有限,这里对此不作深入讨论。该模型中采用的是 C. C. Koch 关联曲线法^[4]。Koch 通过对大量的低速轴流压气机实验结果和有限的高速压气机实验数据的分析,关联了一组预测轴流压气机最大失速压升能力的曲线。该组曲线将压气机的失速等效静压升系数 C_h 与压气机基元叶栅的通道尺

马赫数 Ma_A 可用来流马赫数 Ma_1 代替,而马赫数 Ma_B 则需根据来流马赫数 Ma_1 和叶型吸力面膨胀角 Φ ,由 Prandtl- Meyer 公式确定。对应的激波损失为:

寸、叶尖间隙、叶排之间的轴向间隙,以及雷诺数等关联起来,并考虑了压气机速度三角形的影响。

5 算例及分析

作为一个分析算例,图 1 给出了本文模型预测的 RB- 199 五级高压压气机特性,以及与其实验数据^[5]的比较。由图 1 中结果可见,所预测的压气机压比特性与实验数据十分一致,而且其失速边界的预测结果与实验结果也十分一致。该结果验证了本文理论模型的可靠性及其实际应用的可行性。只是效率特性存在一定的误差,这与损失模型未能很好地考虑叶尖间隙影响以及叶排之间相互作用的影响有关。

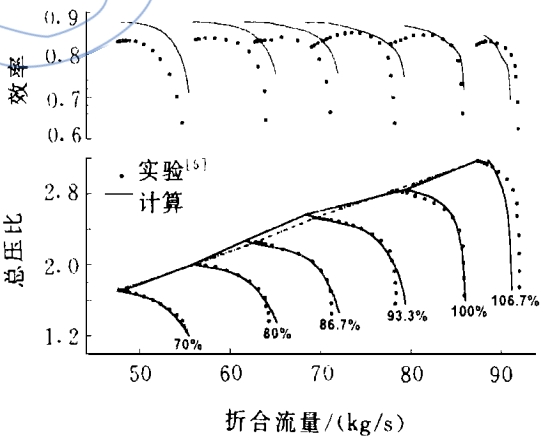


图 1 RB- 199 五级高压压气机计算特性和实验特性

所谓进口流场的径向畸变即为进口总压或总温沿径向分布的不均匀,而上述计算模型对进口总压或总温沿径向的分布并没有均匀的限制。当仅存在径向畸变时,压气机内部流场定常和轴对称的假设仍然成立。故而该模型可直接用于径向畸变对压气机性能影响的计算。

这里暂且分析方波形式的进气径向畸变,亦即总压 p^* 或总温 T^* 沿径向的分布可分为高、低两个区域,如图 2 所示。其中下标 t 和 h 分别表示叶尖区域和轮毂区域。当 $p_t^* = p_h^*$ 而 $p_h^* \neq p_t^*$ 时为轮毂径向畸变,反之为叶尖径向畸变。此外,畸

变区的大小由图中所示的 R_{DP} 和 R_{DT} 确定,并定义总压畸变度:

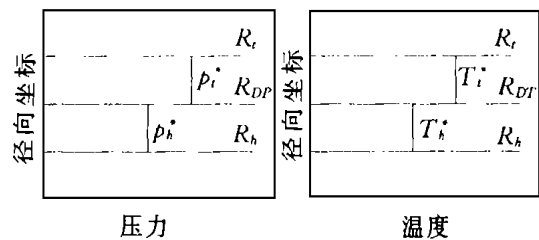


图2 径向总压和总温畸变

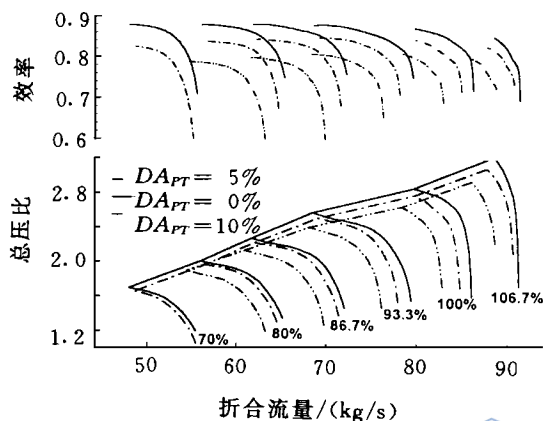


图3 叶尖径向总压畸变对压气机特性的影响

$$DA_{PT} = \frac{\Delta p^*}{p_0^*} = \frac{p_0^* - p_i^* \text{ (或 } p_h^*)}{p_0^*}$$

图3所示为叶尖50%区域总压畸变且总压畸变度 DA_{PT} 分别为5%和10%时对图1中压气机特性的影响。该图中结果表明,叶尖径向总压畸变的存在使得对应各转速的压气机效率曲线和压比曲线以及失速边界均下移。这与以往人们的认识是一致的,同时也强有力地支持了该模型实际应用于工程上此类问题分析的可能。

参 考 文 献

- 1 Robbins W H, Dugan J F. Prediction of Off-Design Performance of Multistage Compressors[R]. NASA SP - 36, 1965, Chapter X, PP: 297- 310
- 2 Creveling H F. Axial Flow Compressor Computer Program for Calculation off-Design Performance[R]. NASA CR - 72427, 1968
- 3 Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors[R]. NASA SP36, 1965
- 4 Koch C-C. Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103: 645- 656
- 5 Jahn W. Untersuchung von Strömungsinstabilitäten in Einem Mehrstufigen Axialverdichter Unter den Einfluss Von Eintrittsstörungen. Universitaet der Bundeswehr Muenchen Doctor Dissertation, 1998

(责任编辑 杨再荣)

Calculation of off-Design Performance of Multistage Compressors with Uniform and Radial Distorted Inlet Flow

Hu Jun

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A model to calculate axial flow compressor off-design performance with uniform and radial distorted inlet flow is proposed, which takes into account variable specific heat and full radial equilibrium of the flow, including streamline curvature and radial gradients of total enthalpy and entropy. The efficiency is determined from a total pressure loss coefficient which is taken as the sum of a calculated reference loss coefficient and an off-reference increment in loss coefficient. The correlated data are used for diffusion factors from 0 to 1.0 and Mach numbers from 0 to 1.6. The compression work or the total pressure ratio of a compressor is determined through the use of cascade element performance data concerning deviation angle. The model allows user to specify the mass flow at each blade row i.e. allows existence of flow bypass between two blade rows. Results for a five stage high-speed compressor are analyzed in detail, and the comparison with the experimental data demonstrates that the model is reliable.

Key words: compressor; aerodynamic characteristics; influence