

计算沿转子叶高损失分布的半经验模型法

北京航空航天大学 范世兴 陈矛章

摘 要

本文对现有的几种计算转子损失的半经验模型进行了系统的对比验算,发现这些损失模型在准确性和适用范围方面均不能满足工程计算的要求。通过对这些模型进行加权平均,并采用了减振凸台损失模型,得到一种新的模型,该模型在除叶尖和叶根外的大部分叶高上,能够比较准确地估算沿转子叶高的损失分布。本文还成功地将此模型用于流线曲率法,得到一种能满意地预测轴流压气机转子损失和流场的计算方法。

一、对已有损失模型的对比验算

1. 模型介绍 为搞清已有损失模型的特点和适用范围,对比验算了以下几种模型:模型1: NASA 模型^[1]; 模型2: Swan 模型^[2]; 模型3: Jansen and Moffat 模型^[3]; 模型4: Monsarrat 模型^[4], 以上模型中冲波损失均采用文献 [5] 中的正冲波模型计算; 模型5: Koch 模型^[5]; 模型6, 用文献 [6] 中的叶型损失模和文献 [5] 中的冲波损失模型。以上损失模型主要考虑了叶型损失和冲波损失, 部分模型通过对不同叶高上数据的关联考虑了二次损失。

2. 对比验算 用以上6种损失模型对16个NASA 转子进行了对比验算。其中4个是两级压气机(风扇)的第一级转子, 8个是单级压气机(风扇)转子, 其余4个是单转子。这些转子主要采用多圆弧叶型或双圆弧叶型, 叶尖周向速度213~429m/s, 设计压比1.159~1.925, 叶尖稠度0.65~1.71。这些转子中绝大部分是超跨音转子, 有比较广泛的代表性。本文取在设计转速上的最高效率点作为比较标准。详细的比较结果见文献 [7], 图1给出了典型的比较结果。

分析对比验算的结果后发现, 在包括叶尖和叶中的大部分叶高范围内, 对于多数转子来看, 模型1、2的计算结果显著偏大, 模型3也有些偏大, 模型5、6的计算结果显著偏小, 模型4也有些偏小。但它们的平均值

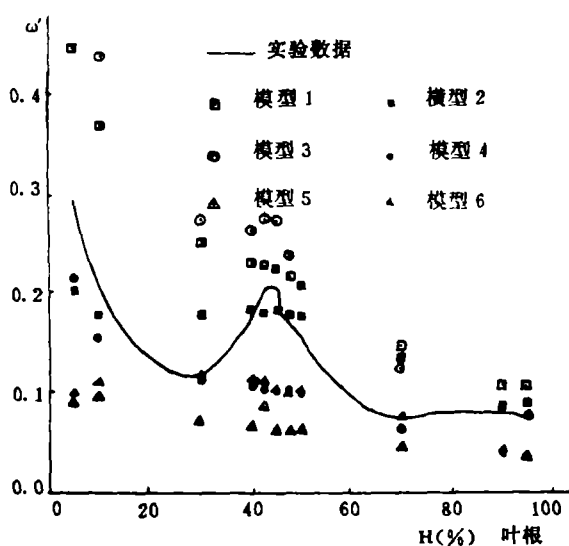


图1 不同损失模型计算结果对比

却比较接近试验数据。在叶根部分,对于多数转子,模型4、5、6均显著偏小,模型1、2、3也有些偏小。总的来说,对于所验算的转子,没有一种损失模型能在大部分叶高范围内较好地估算损失分布。

二、改进的损失模型

1. 对原模型的几点修正 以上不同模型的扩散因子 D 的计算式有些差别,通过对各模型算得的扩散因子值进行比较,发现用以下两式的计算结果与试验数据符合得最好。

$$D = 1 - \frac{(V_{m2} \cos \beta_1)}{(V_{m1} \cos \beta_2)} + \frac{\cos \beta_1 (R_1 V_{m1} \tan \beta_1 - R_2 V_{m2} \tan \beta_2 + U_2 R_2 - U_1 R_1)}{\sigma (R_1 + R_2) V_{m1}}$$

$$D_{BQ} = \{K_1 + K_2 \cos^2 \beta_1 / \sigma [\tan \beta_1 - (R_2 V_{m2}) / (R_1 V_{m1}) \tan \beta_2 - U_2 / V_{m1} (1 - R_2^2 / R_1^2)]\} (V_{m1} \cos \beta_2) / (V_{m2} \cos \beta_1)$$

$$K_1 = 1.03 + 0.7(t/c), \quad K_2 = 0.4 + (t/c)$$

式中: D 、 D_{BQ} 分别为扩散因子和当量扩散因子, V_m 为子午面上的流向速度, β 为相对气流角, σ 为稠度, R 为半径, U 为切向叶片速度, (t/c) 为叶型最大厚度与弦长之比。

文献[5]的冲波损失模型只适用于超音叶栅,对于超临界叶栅本文用下式考虑损失增量:

$$\Delta \omega' = \omega' A (Ma_{i1} - Ma_{i1\sigma})$$

式中: ω 为损失系数, Ma_{i1} 为相对进口 Ma 数, $Ma_{i1\sigma}$ 为临界 Ma 数, A 为常数,取 $A=1.8$ 。

2. 加权平均 从对比验算结果中可见,在包括叶尖和叶中的大部分转子叶高上,各损失模型或偏高或偏低,不能较准确地估算损失分布,但对大多数转子来看,各损失模型计算结果的平均值却与试验曲线比较接近。故可用其平均值来估算损失分布。

在转子叶根部分,几乎所有损失模型对大多数转子,估算的损失都偏小。这是由于大部分模型中都没有考虑叶根处损失增加的趋势,但模型1、2、3更接近数据值。由此可见,在叶根附近应适当增大模型1、2、3的权系数,减小其余三个模型的权系数。

基于以上所述的想法,经过大量的试算和比较,得到较理想的权系数如下:

$$\mu_A(H) = \begin{cases} 1/6 & (0 \leq H \leq 0.85) \\ [(1-H)/0.15]/6 & (0.85 < H \leq 1) \end{cases}$$

$$\mu_B(H) = \begin{cases} 1/6 & (0 \leq H \leq 0.85) \\ [2 - (1-H)/0.15]/6 & (0.85 < H \leq 1) \end{cases}$$

式中: μ_A 、 μ_B 为权系数, μ_A 用于模型4、5、6, μ_B 用于模型1、2、3。 $H = (\tau_{np} - \tau) / (\tau_{np} - \tau_{root})$ 为叶高百分比。在叶尖和叶中部分, μ_A 、 μ_B 均为 $1/6$ 。在叶根部分, $\mu_B > \mu_A$ 。

3. 凸台损失 减振凸台带来的附加损失在试验数据中很明显,但已有的损失模型中没考虑这一损失。本文采用了文献[8]中的凸台损失模型。

$$\omega'_{PSD,M} = 500(\tau_u/h)\omega'_s + 8(\tau_u/C_d)(0.001 + \varphi/\sigma)$$

$$\omega'_{PSD} = (\omega'_{0,M} + \omega'_{PSD,M} - \omega'_0) \{ \exp[-2(2d/x)^2] - \exp[-2(x/2d)^{100}] \}$$

$$x/h = 12.5(t/h)$$

式中: τ_u 、 τ_h 、 α 分别是凸台前缘、后缘半径和气动弦

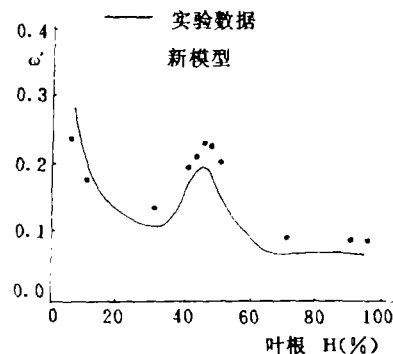


图2 改进的损失模型计算结果

长; φ, σ 分别为凸台所在处的弯角和稠度; h 为叶高, ω_{psd} 为凸台的附加总压损失系数, ω_c 为用文献[5]中冲波损失模型算得的凸台所在处叶型的冲波损失系数; x 为突台损失的分布宽度。

4. 计算结果 采用新的损失模型对上述16个转子进行了验算。图2给出一个典型的计算结果^[7]。在叶尖部分有9个转子的计算结果与数据曲线符合得较好, 其余7个则偏低。在叶根部分大约有半数转子的计算结果与数据曲线较接近, 其余半数均偏低。在除叶尖、叶根以外的大部分叶高上, 有11个转子的计算结果与试验数据曲线符合得较好, 有4个偏低, 一个偏高。

验算结果表明, 在除叶尖和叶根以外的大部分叶高范围内, 改进的损失模型可对大多数转子沿叶高的损失分布进行比较准确的估算。新模型在准确性和适用范围方面均比原有损失模型有较大提高, 基本上能满足工程计算的需要。新模型在叶端部分只能对半数转子的损失分布估算较好, 对其余估算值偏低, 表明该模型还不能较好地估算端壁损失, 此乃原有几个损失模型中对端壁损失考虑不够的缘故。需要进一步研究。

三、沿转子叶高损失分布的预测方法

1. 流场计算方法 为了预测沿转子叶高的损失分布, 需要将损失模型与某种无粘流场分析方法结合起来。本文采用流线曲率管流法计算流场, 基本方程为:

$$\partial V_m / \partial l = V(l) / V_m - U(l) \cdot V_m$$

$$V(l) = \cos^2 \beta \left[\frac{\partial l}{\partial l} + \frac{(\gamma + 1)}{\gamma \sigma'} l \frac{\partial \sigma'}{\partial l} + \frac{\omega^2 R^2}{2 \gamma \sigma'} (\gamma - 1) \frac{\partial \sigma'}{\partial l} \right]$$

$$U(l) = \cos^2 \beta \left[-\frac{\sin(\varphi + \lambda)}{V_m} \frac{\partial V_m}{\partial m} + \frac{\cos(\varphi + \lambda)}{R_m} + \frac{\partial g^2 \beta}{2 \partial l} + \frac{\gamma - 1}{2 \gamma \sigma'} \frac{\partial \sigma'}{\partial l} \sec^2 \beta + \left(\frac{tg^2 \beta}{R} - \frac{2 \omega tg \beta}{V_m} \right) \cos \lambda \right]$$

$$\frac{\sin(\varphi + \lambda)}{V_m} \frac{\partial V_m}{\partial m} = -\frac{1}{1 - M_m^2} \left\{ \frac{1 + M_m^2}{R} \sin \varphi \cdot \sin(\varphi + \lambda) + tg(\varphi + \lambda) \cdot \left[\frac{\sin(\varphi + \lambda)}{R_m} + \frac{\partial \varphi}{\partial l} \right] \right\}$$

式中: l 为斜线坐标, V_m 为子午线方向速度, l 为转焓, σ' 为相对坐标系中总压恢复系数, φ 为子午面流线与轴向夹角, λ 为 l 为径向的夹角, R_m 为子午流线曲率半径, 用样条函数拟合求得, R 为半径。

2. 落后角 采用以下形式的 Carter 公式计算

$$\delta = m_c \Phi_{BQ} / \sqrt{\sigma}$$

式中: Φ_{BQ} 为等价弯角, m_c 为系数, σ 为稠度, δ 为落后角。

对于 NACA65 系列叶型:

$$m_c = 0.126 + (1.823 \times 10^{-3}) \gamma + (2.14 \times 10^{-5}) \gamma^2$$

对 C-系列和双圆弧系列叶型:

$$m_c = 0.216 + (9.72 \times 10^{-4}) \gamma + (2.38 \times 10^{-5}) \gamma^2$$

式中: γ 为安装角。计算中也用上式计算多圆弧转子。

等价弯角 Φ_{BQ} 用文献[9]中给出的表达式:

$$\Phi_{BQ} = \beta_{s1} - tg^{-1} [U_1 / V_{m1} - R_2 / R_1 (U_2 / V_{m1} - V_{m2} / V_{m1} tg \beta_2)]$$

式中, β_{s1} 为前沿构造角。

3. 算例和计算结果分析 本文用所建立的计算方法对十个压气机转子进行了流场分析, 图3给出一个典型结

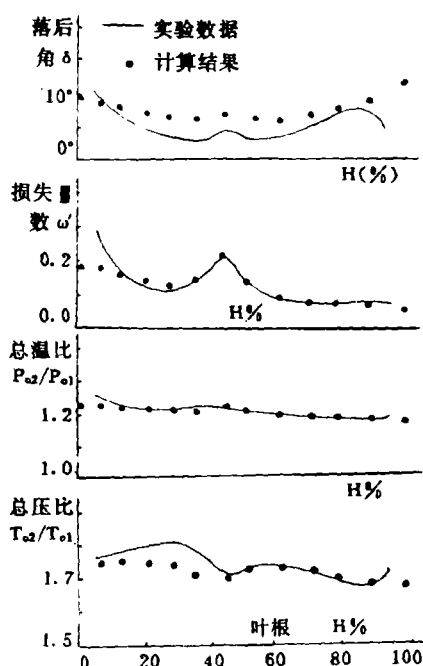


图3 沿转子叶高参数分布

果^[7]。由十个转子的计算结果可以看到,在除叶尖和叶根外的大部分叶高范围内,对大多数转子来说,本文采用的落后角模型能比较准确地估算沿叶高的落后角分布。在叶尖、叶根和减振凸台所在处,落后角的估算值较差。

在除叶尖和叶根局部范围外的绝大部分叶高上,损失沿叶高分布的计算结果与试验曲线都比较接近。在叶尖和叶根部分计算结果偏低,一方面是由损失模型造成的,另一方面,流场计算方法造成了在转子出口面叶尖和叶根部分轴向速度偏高,使得扩散因子减小,从而导致损失的计算结果偏低。

总温比和总压比的计算结果在大部分叶高范围内也是比较好的。其它流场参数的计算结果在除叶尖、叶根外的叶高范围内,也比较接近试验数据。总之,本文所用的计算方法在转子大部分叶高范围内能够比较准确地预测损失及流场参数沿叶高的分布。

参 考 文 献

- [1] Roobins, W. H., Jackson, R. J., and Lieblein Seymour, "Blade—Element flow in Annular Cascades", in "Aerodynamic Design of Axial—Flow Compressors", NASA SP—36, 1965.
- [2] Swan, W. C., "A Practical Method of Predicting Transonic—Compressor Performance", Trans ASME, J. Eng. for Power, July 1961, vol 83, p. 322.
- [3] Jansen, W. Moffat, W. C., "The Offdesign Analysis of Axial—Flow Compressors", Trans. ASME, J. of Eng for Power, oct. 1967, p. 453.
- [4] Monsarrat, N. T. et al, "Design Report Single Stage Evaluation of Highly loaded High—Mach number Compressor Stages", NASA N69—30869, 1969.
- [5] Miller, G. R., Lewis, W. G., Mebuin, J., Hartmann, J., "Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows", Trans. ASME, J. of Eng. for Power, July, 1961, PP—235.
- [6] Koch, C. C. and Smith, L. H. "Loss Sources and Magnitudes in Axial—Flow Compressors", Trans. ASME, J. of Eng for Power, July 1976, PP411—424.
- [7] 范世兴, 陈矛章, "用半经验模型法计算沿转子叶高损失分布", 北京航空航天大学科研报告, BH-B3218, 1988, 7.
- [8] Roberts, W. B., "A Design Point Correlation for Losses due to Part—Span Dampers on Transonic Rotors", Trans. ASME, J. of Eng for power, July, 1979, vol. 101
- [9] 陈矛章, 刘导治, 陶德平, 颜庆津, "轴流压气机超跨音级气动设计的计算机程序", 1—基本公式和某些数值方法, 北航科研报告 BH-B274, 1976, 3.

the wires. Therefore, there is no need to measure the flow direction at each measuring point prior to the velocity measurement along this predetermined direction. The measurement of three-dimensional mean and turbulent flow in a streamwise corner region shows that the present method is effective and simple to use.

UNSTEADY THREE-DIMENSIONAL TURBULENT FLOW MEASUREMENTS WITH A SINGLE HOT-WIRE

Din Chen and Zhang Shiying

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT Periodic flow appears in many practical flow fields, such as the flow in compressors. The unsteady flows induced by both periodic fluctuation and the turbulence may dramatically affect the flow which is often three-dimensional. A modification to the single hot wire technique developed in Ref. [1] has been made to measure time mean 3-D turbulent flow field. It incorporates computer-controlled sampling, disposing and analyzing. The Triple Decomposition method has been further incorporated into the technique to treat 3-D unsteady turbulent flow. The measuring system is fully automatized. The experiments done in authors' laboratory have demonstrated the advantages of the technique.

EFFECTS OF AXIAL VELOCITY DENSITY RATIO ON CASCADE PERFORMANCES

Liu Qianzhi and Yan Ruqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT In turbomachinery cascade flows, the effects of Axial Velocity Density Ratio (AVDR) on cascade performances are very important. The theoretical and experimental studies of the problem are presented in this paper. The theoretical correlations of major cascade performances with AVDR are obtained. The comparisons of calculations and experiments are in good agreement.

PREDICTION OF SPANWISE LOSS DISTRIBUTION OF COMPRESSOR ROTOR WITH A SEMIEMPIRICAL LOSS MODEL

Fan Sixin and Chen Maozhang

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT Systematically checking calculations have been conducted to compare the semiempirical loss models available in literatures for compressor rotors. It is found that neither the accuracy nor the scope of feasibility of these models can meet the demand of engineering prediction. A new model is developed on the basis of powered averaging of these models and employing the part-span damper loss model. The model can give quite accurate estimation for the spanwise loss distribution of a rotor, and has been successfully used in a streamline curvature method to predict the loss and flow field of an axial compressor rotor.