

文章编号:1000-8055(2012)03-0682-07

轴流压气机非设计点性能计算

胡江峰¹, 竺晓程¹, 欧阳华¹, 羌晓青², 杜朝辉¹

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240;

2. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

摘 要: 采用流线曲率法数学模型, 结合跨声速轴流压气机的内部流场特征, 拓展了一种非设计点特性计算方法. 该方法基于近年来的国内外研究进展, 考虑了非设计点工况下影响落后角及损失的诸多因素. 对轴流跨声速压气机 NASA(National Aeronautics and Space Administration) TP1669 进行了数值计算, 得到了展向参数分布和全工况下性能曲线. 通过与实验值的对比和分析证明该方法和模型是可行的, 可为压气机设计和优化提供参考.

关 键 词: 流线曲率法; 压气机; 非设计点; 落后角; 损失

中图分类号: TK472

文献标志码: A

Axial compressor performance calculation at off-design conditions

HU Jiang-feng¹, ZHU Xiao-cheng¹, OU YANG Hua¹,QIANG Xiao-qing², DU Zhao-hui¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

2. School of Aeronautics and Astronautics,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The axial compressor performance prediction method was developed, based on streamline curvature method, according to the flow mechanics of transonic axial compressor. This method considered the series impacts of deviation and loss to a certain extent according to the national and international opening research progresses. The internal flow field of NASA (National Aeronautics and Space Administration) TP1659 was calculated, thus obtained the span-wise aerodynamic parameters and characteristic curves at design and off-design points. With the comparison between simulation and experimental value, this method and models are validated to be applicable, and can be used for compressor design and optimization.

Key words: streamline curvature method; compressor; off-design; deviation; loss

流线曲率(SLC)法起源于上世纪 50 年代吴仲华教授所提出的关于叶轮机械 S_1, S_2 三维通流计算理论. 经过 Swan, Novak 等^[1-2]的发展, 逐渐成为叶轮机械领域性能分析的主要工具. 从上个世纪 70 年代到 90 年代, 许多相关的程序陆续出

现用以压气机的性能分析. 目前, 在压气机初步设计阶段, 流线曲率法依然是压气机设计以及性能计算的重要工程方法.

流线曲率法中所采用的模型直接影响到其预测结果的准确性. 由于 CFD(computational fluid

收稿日期:2011-04-27; 修订日期:2011-09-07

基金项目:国家自然科学基金(51076101/E060203)

作者简介:胡江峰(1981—),男,陕西蒲城人,博士生,主要从事叶轮机械气动热力学研究.

dynamics) 的快速发展和冲击, Denton 和 Dawes^[3] 指出流线曲率法近年来改进很少. 纵观国内外的研究进展^[4-8], 攻角和落后角发展变化不大, 而攻角又作为设计点和非设计点损失计算的参考点, 依此形成了各个工况下的损失计算. 目前国内外的损失计算主要有两种: 第一种, 首先计算设计点总损失, 然后根据基于马赫数、进气角等的关联式或者曲线求解非设计点的总损失. 第二种就是单独计算各个工况点单项损失, 把其和作为最后的总损失. 叶型损失、二次流损失以及激波损失是跨声速压气机最主要的损失. 在计算非设计点叶型损失时, 又有两个参考标准, 一种是参考攻角做法, 典型的代表就是 Swan 和 Vassilios 等^[1,6,7]. 另外一种是基于参考攻角基础上考虑马赫数修正的最小损失攻角做法. 典型的代表就是 Boyer^[4]. 单项损失随着攻角的改变并不严格地成比例增加, 因此本文先单独计算各个工况点的单项损失, 并将其和作为最后的总损失.

基于以上分析, 本文根据 Cranfield University 的 Pachidis 等^[6-7] 的最新研究成果, 结合 Boyer 的研究成果, 对其进行了拓展. Pachidis 在落后角计算中没有考虑轴向速度和 3-D(three-dimensional) 的影响, 本文中引入该影响的修正. 在损失计算上, 先单独计算各工况点的分量损失, 将其和作为最后的总损失. 同时考虑了雷诺数对叶型损失的影响. 该特性计算方法较全面地考虑了影响跨声速轴流压气机性能预测诸多因素. 通过对 NASA(National Aeronautics and Space Administration) TP1669 跨声速轴流压气机的数值计算, 并将结果与公开发表的数据进行对比和分析, 表明该方法可以较好地预测出压气机的流场特性, 可为压气机设计以及优化提供参考.

1 数值方法

1.1 控制方程

通过绝热、定常、无黏和轴对称的假设, 对欧拉方程进行推导得到流线曲率法的控制方程, 该方程在子午面上划分网格进行计算, 如图 1 所示, 具体控制方程如下所示:

压力梯度方程

$$\frac{\partial V_m}{\partial n} = \frac{1}{V_m} \left[\frac{\partial I}{\partial n} - T \frac{\partial S}{\partial n} - \left(\frac{C_\theta}{r} - \omega \right) \frac{\partial (rC_\theta)}{\partial n} \right] +$$

$$V_m \cos(\varphi - \phi) \frac{\partial \varphi}{\partial m} - \frac{\sin(\varphi - \phi)}{1 - Ma_m^2} V_m \times$$

$$\left[(1 - Ma_\theta^2) \frac{\sin \varphi}{r} - \tan(\varphi - \phi) \frac{\partial \varphi}{\partial m} + \frac{1}{\cos(\varphi - \phi)} \frac{\partial \varphi}{\partial n} \right] \quad (1)$$

流量连续方程

$$G = \int_{r_h}^{r_t} 2\pi r \rho V_m \cos(\varphi - \phi) dn \quad (2)$$

式中 V_m , I , S , C_θ , ω , Ma_m , Ma_θ , T , ρ 分别代表子午速度, 滞止转焓, 熵, 周向绝对速度, 旋转角速度, 子午马赫数, 周向马赫数, 静温, 密度. n , r , φ , ϕ , $\frac{\partial \varphi}{\partial m}$ 分别代表计算站长度, 半径, 流线与轴向夹角, 计算站与径向夹角, 流线曲率.

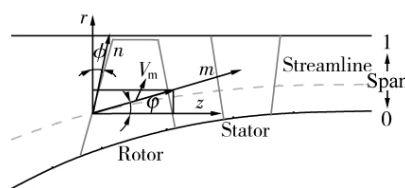


图1 子午面上的坐标系

Fig. 1 Coordinate system in meridional plane

1.2 攻角模型

最小损失攻角计算是以参考攻角为基础, 根据 Jansen and Moffatt^[1-2] 方法进行修正, 具体计算过程如下

$$i_{\text{ref}} = (k_i)_{\text{sh}} (k_i)_t (i_0)_{10} + \lambda \theta + C_i \quad (3)$$

式中 $(k_i)_t$ 是最大厚度不等于 10% 的修正系数; $(k_i)_{\text{sh}}$ 是叶片形状跟 65 系列叶片厚度分布不同时修正系数; $(i_0)_{10}$ 是 10% 厚的 65 系列叶片厚度分布的零弯度流入角; λ 是流入角随弯度变化的斜率; θ 为叶栅弯角, C_i 是参考 Milan P^[8] 方法所做的修正.

1.3 落后角模型

落后角模型以参考落后角为基准, 对 Pachidis 等^[6-7] 方法进行了改进, 引入 Boyer K M^[4] 落后角模型计算中的 3-D 和子午速度

$$\delta = \delta_{\text{ref}} + \delta_i + \delta_{\text{va}} + \delta_{3-D} \quad (4)$$

$$\delta_{\text{Carter}} = \frac{m_c}{\sigma^{0.5}} \theta \quad (5)$$

$$\delta_{\text{ref}} = -1.099379 + 3.0186\delta_{\text{Carter}} - 0.1988\delta_{\text{Carter}}^2 \quad (6)$$

$$x = \frac{i - i_{\text{ref}}}{\Delta \beta_{\text{ref}}} \quad (7)$$

$$\frac{\delta_i - \delta_{\text{ref}}}{\Delta \beta_{\text{ref}}} = f(x) \quad (8)$$

$$x \geq 0, f(x) = -0.809 \times 10^{-3} + 0.5588x - 0.2928x^2 \quad (9)$$

$$x < 0, f(x) = 0.1191 \times 10^{-3} + 0.480x + 0.3452x^2 \quad (10)$$

$$\delta_{va} = 10 \left(1 - \frac{V_{m2}}{V_{m1}} \right) \quad (11)$$

其中 δ_{ref} 为参考落后角, δ_i 为攻角偏离参考攻角所产生落后角修正, δ_{va} 为考虑到子午速度比所做的落后角修正, δ_{3-D} 为考虑 3-D 影响所做的修正, δ_{Ma} 为考虑马赫数影响所做的修正, m_c 为安装角的函数, σ 为稠度。

1.4 总压损失模型

总压损失计算参考 Swan, Pachidis, Loannis 等^[1,6,7] 损失模型方法, 考虑到雷诺数, 马赫数, 二次流, 附面层等对损失的影响。总的损失由叶型损失, 二次流损失以及激波损失组成。

$$\bar{\omega}_{tot} = \bar{\omega}_{pof} + \bar{\omega}_{sec} + \bar{\omega}_{Ma} \quad (12)$$

叶型损失结合 Swan^[1] 方法展开, 参考叶型损失的计算方法目前主要根据扩压因子和当量扩压因子建立。本文根据 Swan 的当量扩压因子模型计算叶型损失。该模型首先计算出参考点当量扩压因子和尾迹厚度, 然后确定非设计点尾迹厚度, 通过尾迹厚度与气流角等关系求出叶型损失。由于压气机在大多数工况下, 雷诺数处于自模化区, 此时可以忽略雷诺数的影响, 但当雷诺数低于临界雷诺数时, 叶型损失会迅速增加, 雷诺数对叶型损失的影响根据 Pachidis^[6] 的方法进行修正。具体计算方法如下:

$$D_{eq}^* = \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \left[k_1 + k_2 \frac{\cos^2 \beta_1}{\sigma} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \right] \quad (13)$$

$$D_{eq}^* = \left[k_1 + k_2 \frac{\cos^2 \beta_1}{\sigma} \left(\tan \beta_1 - \frac{r_2}{r_1} \frac{V_{a,2}}{V_{a,1}} \tan \beta_2 - \frac{r_1 \omega}{V_{a,1}} \left(1 - \frac{r_2^2}{r_1^2} \right) \right) \right] \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \frac{V_{a,1}}{V_{a,2}} \quad (14)$$

$$D_{eq} = \left[k_1 + k_2 (i - i^*)^{k_3} + k_4 \frac{\cos^2 \beta_1}{\sigma} \times \left(\tan \beta_1 - \frac{r_2}{r_1} \frac{V_{a,2}}{V_{a,1}} \tan \beta_2 - \frac{r_1 \omega}{V_{a,1}} \left(1 - \frac{r_2^2}{r_1^2} \right) \right) \right] \times \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \frac{V_{a,1}}{V_{a,2}} \quad (15)$$

$$D_{eq} > D_{eq}^*,$$

$$\left(\frac{\theta}{c} \right) - \left(\frac{\theta}{c} \right)^* = (0.827 Ma_1 - 2.692 Ma_1^2 + 2.675 Ma_1^3) (D_{eq} > D_{eq}^*)^2 \quad (16)$$

$$D_{eq} < D_{eq}^*,$$

$$\left(\frac{\theta}{c} \right) - \left(\frac{\theta}{c} \right)^* = (2.80 Ma_1 -$$

$$8.71 Ma_1^2 + 9.36 Ma_1^3) (D_{eq} > D_{eq}^*)^2 \quad (17)$$

$$\left(\frac{\theta}{c} \right) = \frac{\bar{\omega}_{prof} \cos \beta_2}{2\sigma} \left(\frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \right)^2 \quad (18)$$

$$\bar{\omega}_{prof} = 2 f_{Re} \sigma \left(\frac{\theta}{c} \right) \frac{\cos^2 \beta_1}{\cos^3 \beta_2} \quad (19)$$

其中 D_{eq}^* 为当量扩压因子; β_1, β_2 为叶栅进出口气流角; $V_{a,1}, V_{a,2}$ 为叶栅进出口轴向速度, $k_1 \sim k_3$ 为常数。

f_{Re} 是考虑雷诺数影响所作的修正系数, 参照 Pachidis^[6] 的方法, 雷诺数的影响通过如下修正公式进行计算:

$$0.02 \leq Re \times 10^{-5} \leq 0.76, \\ f_{Re} = -8.735294 Re \times 10^{-5} + 8.66888 \quad (20)$$

$$0.76 < Re \times 10^{-5} \leq 2.00, \\ f_{Re} = 0.3(Re \times 10^{-5})^2 - 1.5 Re \times 10^{-5} + 3.0 \quad (21)$$

$$2.00 < Re \times 10^{-5} \leq 5.00, \\ f_{Re} = -0.6666 Re \times 10^{-5} + 1.3333 \quad (22)$$

$$5.00 < Re \times 10^{-5}, \\ f_{Re} = 5.0 / (Re \times 10^{-5})^{-0.1} \quad (23)$$

$\bar{\omega}_{sec}$ 是考虑二次流、端壁损失以及激波与附面层干扰所引起的附加损失。采用 Pachidis 推荐的计算方法, 计算公式如下:

$$\tan \beta_{mean} = \tan(\beta_1 + \beta_2) / 2 \quad (24)$$

$$C_l = \frac{2 \cos \beta_{mean}}{\sigma} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \quad (25)$$

$$C_d = 0.18 C_l^2 \quad (26)$$

$$\bar{\omega}_{sec} = f_{sec} \sigma \left[\frac{\cos \beta_1}{\cos \beta_2} \right]^2 C_d \quad (27)$$

$\bar{\omega}_{Ma}$ 是激波损失, 由于正激波损失模型较易的算法, 因此得到广泛的应用。本次计算结合 Schwenk 等^[9] 和 Miller G R 等^[10] 进行激波损失计算。其中 Ma_s 是激波入射点的马赫数, 可采用 Schwenk 方法计算气流转折角, 然后采用 Prandtl-Meyer 公式迭代求解激波入射点马赫数

$$\nu(Ma_s) = \nu(Ma_1) + \Theta \quad (28)$$

$$Ma_1 \geq 1, Ma_e = 0.5(Ma_1 + Ma_s) \quad (29)$$

$$Ma_1 < 1, Ma_e = 0.5 Ma_1 (1 + Ma_s) \quad (30)$$

$$\bar{\omega}_s =$$

$$1 - \frac{\left[\frac{(\kappa+1)Ma_e^2}{(\kappa-1)Ma_e^2+2} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left[\frac{\kappa+1}{2\kappa Ma_e^2 - (\kappa-1)} \right]^{\frac{1}{\kappa-1}}}{1 - \left[1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_1^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \quad (31)$$

其中 Θ 是气流转折角, $\nu(Ma)$ 代表Prandtl-Meyer角。

2 计算结果及分析

NASA TP1669跨声速轴流压气机动静叶片数分别为36和36,展弦比分别为1.19和1.26,设计转速为17188.7 r/min,轮毂比为0.7,进口叶尖切线速度为454.136 m/s,设计压比为2.050,设计流量为20.188 kg/s,设计效率为0.842。文中所采用设计和实验数据均来自于文献[12-13]。其中SLC代表计算值,Data代表文献中的设计值和实验值。本次计算从轮毂到机匣选定13条流线,沿轴向位置设置13个计算站,网格点数为 13×13 ,在进口和出口分别设置5和4个计算站,动叶和静叶前后缘分别设置一个计算站。

2.1 展向计算结果分析

落后角和总压损失系数是检验流线曲率法准确性的重要指标之一。基于此,首先计算了设计工况点落后角和损失沿叶高的分布,如图2、图3所示,出气角沿叶高分布逐渐增加,在叶顶处误差最大,整体数据要比设计值大,在程序调试中,发现Cater模型计算参考落后角相对NASA SP36偏大一些,但是相对NASA法误差较小和趋势更为接近。对于动叶损失,在叶根和叶顶处误差最大,在叶根处,损失比设计值大,主要是由于正激波损失模型所计算的激波损失较大引起。叶顶处的损失误差主要和落后角误差以及二次流损失计算有一定的关系,但在趋势上还是比较吻合的。图4、图5是设计点静叶的出气角和总压损失系数沿叶高的分布,出气角整体上比设计值大,同时在叶根处误差最大,这和静叶叶根间隙有一定的关系,表明模型在考虑三维效应上还有一定的不足。对于损失,从图中可以看出最大误差出现在中间偏上,偏差约为0.005左右,这主要是由叶型损失计算以及误差累计引起的,但总的来看,趋势还是很接近的。以上的分析表明,该方法可以较好地预测出设计工况下的流场参数。

压气机在大多数情况下,都处于非设计点工作状态,所以其非设计点性能预测变得非常重要。基于此,本文针对70%转速下折合流量为14.91 kg/s的工况点进行数值计算。图6、图7是该工况下动叶的出气角和损失系数沿叶高的分布,从图中可以看出,出气角除了叶顶区域外,数据与实验值趋势很一致,叶顶的误差主要是由于叶顶间隙引起的。损失系数在叶根和叶顶区域误差最大,在

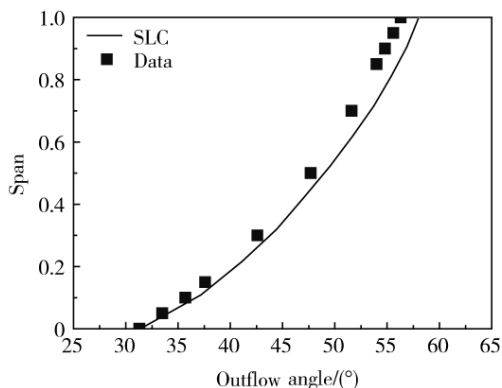


图2 设计工况下动叶出气角

Fig. 2 Outflow angle of rotor at design point

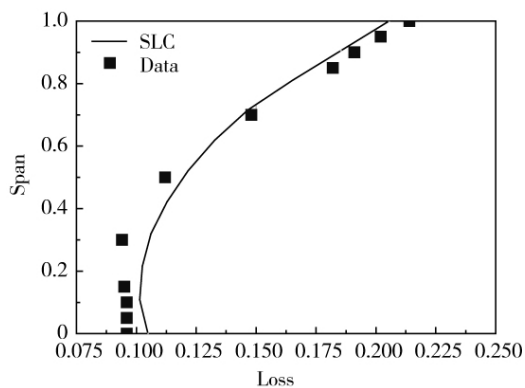


图3 设计工况下动叶总压损失系数

Fig. 3 Total pressure loss coefficient of rotor at design point

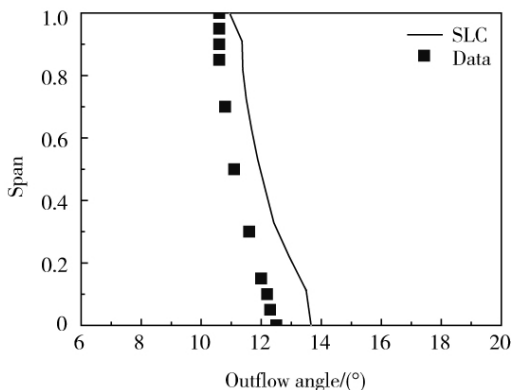


图4 设计工况下静叶出气角

Fig. 4 Outflow angle of stator at design point

叶顶处,趋势有所不同,这和落后角计算误差有一定的关系。图8、图9是静叶出气角和损失分布,从图中可以看出,出气角先减后增,这和实验值是一致的,最大误差约为 1° 左右,出现在中部偏下,但都在误差允许范围之内。损失系数在叶根处趋势与实验室有些偏差,中部计算值偏大,这与间隙以及最小攻角的计算值以及误差累计有一定的关

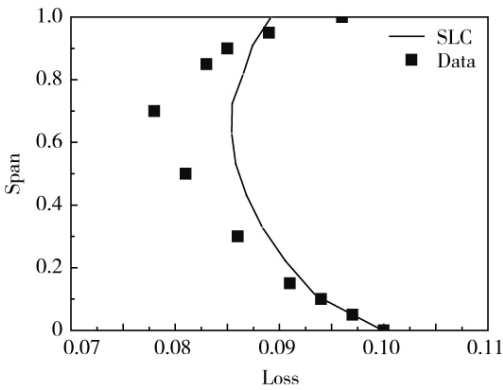


图 5 设计工况下静叶总压损失系数
Fig. 5 Total pressure loss coefficient of stator at design point

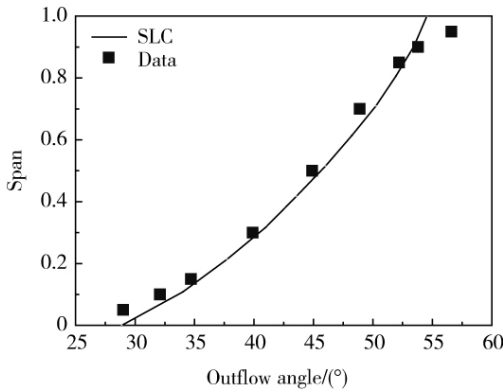


图 6 70%设计转速下动叶出气角
Fig. 6 Outflow angle of rotor at 70% design speed point

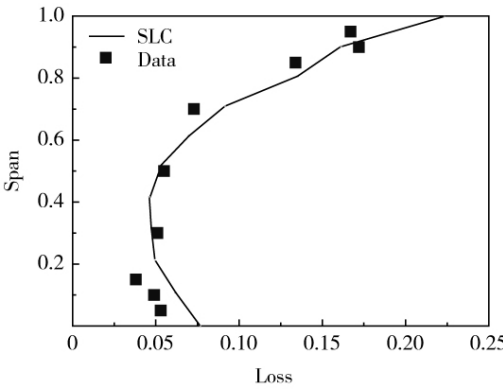


图 7 70%设计转速下动叶总压损失系数
Fig. 7 Total pressure loss coefficient of rotor at 70% design speed point

分布,子午速度是程序求解过程中的主变量,从子午速度分布就可以反映出一些误差累计现象.总体来说,在非设计工况,无论是落后角还是损失计算值和实验值都是比较接近的.

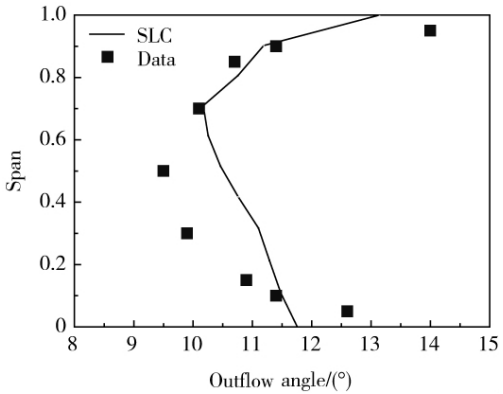


图 8 70%设计转速下静叶出气角
Fig. 8 Outflow angle of stator at 70% design speed point

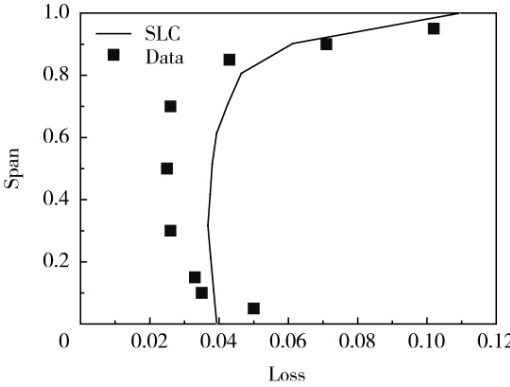


图 9 70%设计转速下静叶总压损失系数
Fig. 9 Total pressure loss coefficient of stator at 70% design speed point

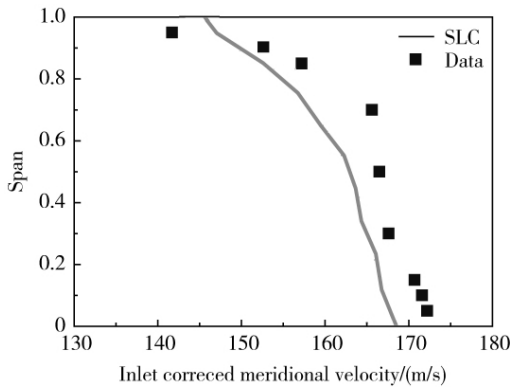


图 10 70%设计转速下静叶前缘子午速度
Fig. 10 Inlet meridional velocity of stator at 70% design speed design point

系,但趋势还是比较一致的.在流线曲率法计算过程中,各个模型都参与迭代收敛形成最终结果,这样就可能造成误差累计或者误差折合的现象.图 10、图 11 是静叶前缘和尾缘的子午速度沿展向的

2.2 总体特性计算结果分析

压气机的特性曲线图是压气机性能预测的重要部分,基于此,本文分别对70%,80%和100%设计转速进行了计算,得到了压比和效率性能曲线,并与实验值进行了比较.图12、图13分别为压气机压比和效率特性曲线.从图中可以看出,在等转速下,压比与实验值变化趋势基本一致,当转速下降时,压比相对实验值有上升的趋势,同时结果吻合程度相对更好.效率在设计转速时误差最大,此时的进口马赫数较高,最小损失攻角计算值和实际有一定的误差,造成最高效率点偏离实验值.在低速时,随着进口马赫数下降,计算精度相比高速时提高,效率的误差下降.总体来说,压比和效率的计算值与实验结果在趋势上还是比较接近的.

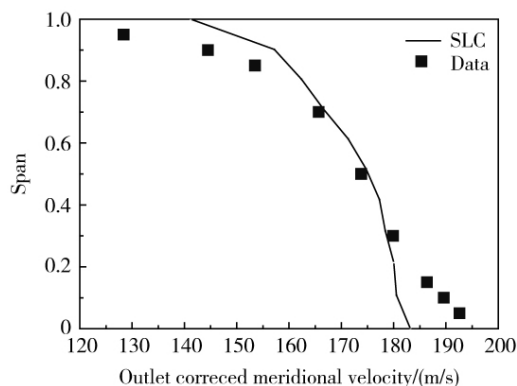


图11 70%设计转速下静叶尾缘子午速度

Fig. 11 Outlet meridional velocity of stator at 70% design speed point

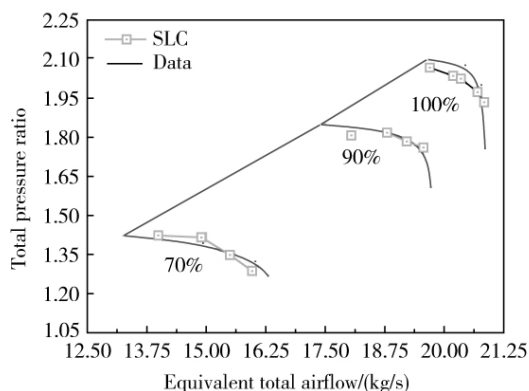


图12 压气机压比性能曲线

Fig. 12 Performance curve of pressure ratio for compressor

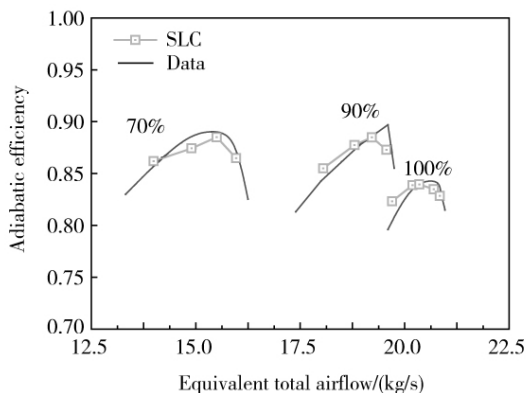


图13 压气机绝热效率性能曲线

Fig. 13 Performance curve of adiabatic efficiency for compressor

3 结论

本文采用二维流线曲率法数学模型,对跨声速压气机设计点和非设计点工况进行了数值计算,通过对计算结果与实验值的对比分析,可以得出:

1) 在设计点时,计算所得的压气机出气角和损失系数与设计值变化趋势一致.在非设计点时,动叶计算值与实验值吻合较好,静叶相对偏差大一些,但趋势还是比较一致的.整体来看,模型可以较好地预测压气机展向气动参数分布.

2) 对于全工况下特性,相对高转速工况来说,压比和效率在低速时吻合程度更好.从等转速线可以看出,马赫数对最小损失攻角以及损失有很大的影响,并随着转速的增大,这种影响越来越大.表明模型尚需进一步完善马赫数对攻角等的影响.

3) 本文所采用的模型和方法较全面地考虑了模型的主要影响因素,可以较好地预测压气机的设计点与非设计点特性,可为轴流压气机气动设计和特性计算提供参考.

参考文献:

- [1] Swan W C. A practical method of predicting transonic compressor performance [J]. J. Eng. Power, 1961, 83: 322-330.
- [2] Novack R A. Streamline curvature computing procedures for fluid-flow problems [J]. Journal of Engineering for Power, 1967, 89: 478-490.
- [3] Denton J D, Dawes W N. Computational fluid dynamics for turbomachinery design [J]. Journal of Mechanical Engineering Science Part C, 1999, 213(2): 107-124.

- [4] Boyer K M. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic axial compression systems[J]. ASME J. Turbomach, 2003, 125: 475-481.
- [5] 赵勇, 胡骏, 屠宝锋, 等. 多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算方法[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 119-224.
ZHAO Yong, HU Jun, TU Baofeng, et al. Calculation of multistage axial fan/compressor off-design performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 119-224. (in Chinese)
- [6] Pachidis V, Pilidis P, Templelexis I, et al. An iterative method for blade profile loss model adaptation using streamline curvature[J]. Journal of Engineering of Gas Turbines and Power, 2008, 130(1): 011702(8 pages).
- [7] Templelexis I, Pilidis P, Pachidis V, et al. Development of a 2-D compressor streamline curvature code[R]. ASME Paper 2006-GT-90867, 2006.
- [8] Milan V P, Alexander W, Milan B B. Development and validation of a new universal through flow method for axial compressors[R]. ASME Paper 2009-GT-59938, 2009.
- [9] Schwenk F C, Lewis G W, Hartman M J. A preliminary analysis of the magnitude of shock losses in transonic compressors[R]. NASA Paper NACA RM E57A30, 1957.
- [10] Miller G R, Lewis G W, Hartmann M J. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. J. Eng. Power, 1961, 86: 235-242.
- [11] Creveling H F, Carmody R H. Axial flow compressor computer program for calculation off-design performance[R]. NASA Paper NACA-CR-72427, 1968.
- [12] Royce D M, Lonnie R. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05 [R]. NASA Paper NASA-TP-1659, 1980.
- [13] Lonnie R, Royce D M. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stage for an advanced high-pressure-ratio core compressor [R]. NASA Paper NASA-TP-1337, 1978.