

适应较大叶型弯角范围的轴流压气机 落后角模型

刘 波, 马乃行, 杨小东, 曹志远

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 通过对多种落后角模型进行研究对比, 选出其中一组, 并对设计状态落后角模型重新修正, 在此基础上结合 S_1 流场计算发展了一种适用于轴流压气机落后角预测的模型. 另对非设计状态落后角计算采用了修正模型. 结果表明: 建立的计算程序在一定的攻角范围内, 对 S_1 流场的预测结果是比较准确的, 通过多组平面叶栅验证, 在叶型弯角较大或者较小时, 设计状态落后角模型预测精度均提高, 误差范围控制在 1° 以内; 建立的轴流压气机落后角预测模型, 对多组轴流压气机设计状态落后角预测, 误差都不超过 2° , 初步验证了模型的有效性.

关 键 词: 落后角; 轴流压气机; 平面叶栅; 叶型弯角; 流场计算

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Deviation angle models suitable for wider range of blade profile camber in axial-flow compressor

LIU Bo, MA Nai-xing, YANG Xiao-dong, CAO Zhi-yuan

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A set of models were selected after studying a series of deviation angle models, and the design deviation angle model was revised. On this basis, a deviation angle model for axial-flow compressor was developed by combining the calculation of S_1 flow field. In addition, an off-design deviation angle model was used. The results show that the program for calculating S_1 flow field is accurate in a certain incidence angle range. Through verification of a series of cascades, the prediction accuracy of the design deviation angle models is improved, and the error is reduced to 1° no matter the blade profile camber is big or small. The prediction model of axial-flow compressor's design deviation angle is applied to a series of axial-flow compressors, and the error is reduced to 2° . This means that the model is effective.

Key words: deviation angle; axial-flow compressor; cascades; blade profile camber; flow field calculation

随着对飞机机动性能要求的不断提高, 作为航空发动机关键部件之一的风扇/压气机, 其发展趋势是高负荷、高进口马赫数以及内外径沿着轴向变化很大的流路设计. 近 20 年来, 计算流体力学(CFD)技术飞速发展, 三维非定常的雷诺平均

Navier-Stokes(N-S)方程(RANS)模拟能力显著提高, 但是跨声速压气机内部流场由于相当复杂, 并且直接数值模拟(DNS)和大涡模拟(LES)又严重依赖湍流模型和网格数量, 导致在跨声速多级轴流压气机的性能计算中并没有得到广泛的应

收稿日期: 2013-05-19

基金项目: 国家自然科学基金(51236006)

作者简介: 刘波(1960—), 男, 陕西西安人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事先进叶轮机械气动设计、试验研究.

用,虽然全三维数值模拟能够得到详细的流场信息^[1-2],特性预估结果可信度高,但其计算量大,计算周期长,目前还难以在工程实践中得到广泛运用.作为准三维设计系统的主要组成部分,用 S_1 流场计算技术对轴流压气机进行二维特性预估,计算量小,计算周期短,并且如果选用合适的落后角和损失模型,其计算精度较高,完全能够满足实际工程的需要.

用流线曲率法预估轴流压气机非设计点的性能,只有在较为准确的落后角和总压损失系数确定后,才能获得较为准确的结果,所推导的控制方程是建立于简化模型基础上的,在落后角和损失模型中必须考虑黏性、端壁流及二次流等实际流动的情况.如果能够准确预测出损失、落后角和堵塞系数,流线曲率法就能给出令人满意的计算结果来^[3-4].但是,目前的一系列模型适用范围都比较小,在叶型弯角较大或者较小的情况下,预测误差较大,尤其是落后角.

本文在一系列落后角模型的基础上,发展了一套用于亚声速叶型平面叶栅(以下简称叶栅)的性能预测模型,通过实验验证了落后角模型的有效性;在此基础上,发展了一套适用于准三维轴流压气机落后角预测模型,并可在一定范围内推广到三维轴流压气机落后角预测,为进一步丰富和完善航空发动机的风扇/压气机设计体系提供了技术储备.

1 S_1 流场计算

本文采用时间相关有限体积法计算 S_1 流场,计算中所采用坐标系是和叶栅一起旋转的轴对称的正交曲线坐标系,其坐标曲面分别为:回转的流面、和流面正交的回转面以及从轴线出发的子午面(见图1),在该坐标系下,支配叶栅通道中绝热、无黏、可压缩流动的基本气体动力学方程积分形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{U} dV + \int_S \mathbf{H} \cdot \boldsymbol{\xi} dS + \int_V \mathbf{K} dV = 0 \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho W_m \\ \rho W_\theta \end{bmatrix} \quad \mathbf{H} = \mathbf{H}_m \mathbf{i}_m + \mathbf{H}_\theta \mathbf{i}_\theta$$

$$\mathbf{H}_m = \begin{bmatrix} \rho W_m \\ \rho W_m^2 + p \\ \rho W_\theta W_m \end{bmatrix} \quad \mathbf{H}_\theta = \begin{bmatrix} \rho W_\theta \\ \rho W_\theta W_m \\ \rho W_\theta^2 + p \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 \\ -p \frac{d(\ln B)}{dm} - p \frac{\sin \epsilon}{r} - \frac{\rho \sin \epsilon}{r} (W_\theta + \omega r)^2 \\ \rho W_m \sin \epsilon \left(2\omega + \frac{W_\theta}{r} \right) \end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{\xi}$ 是有限体积 V 的表面 S 上外法向单位矢量(见图2),所求解能量方程为

$$\frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} (W_m^2 + W_\theta^2 - \omega^2 r^2) = I_1 \quad (2)$$

由此可得到压力计算的公式为

$$p = \rho \left\{ RT_{w1}^* - \frac{\kappa-1}{2\kappa} [(W_m^2 + W_\theta^2) + \omega^2 (r_1^2 - r^2)] \right\} \quad (3)$$

式中 ρ 代表密度, W_m 代表子午向速度, W_θ 代表切向速度, p 代表压力, ω 代表角速度, R 为气体常数, κ 为等熵指数, I_1 为能量, T_{w1}^* 代表总温, r_1 代表叶栅进口处半径, r 代表叶栅任意位置处半径(见图1), B 代表流面法向厚度, ϵ 代表子午流线与轴线的夹角(见图3).

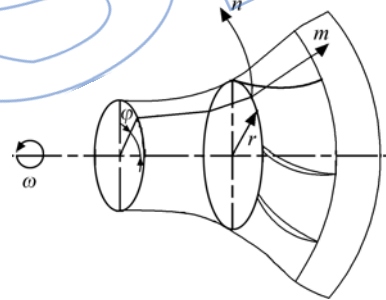


图1 轴对称的正交曲线坐标系

Fig.1 Symmetric orthogonal curvilinear coordinates

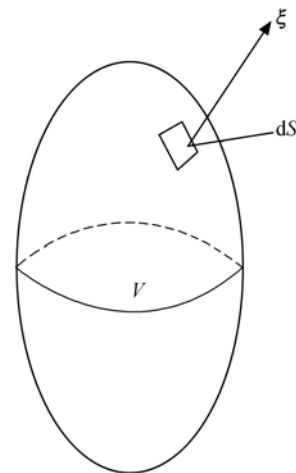


图2 有限体积 V 的表面 S 上外法向单位矢量

Fig.2 Outer-normal unit vector on surface S of finite volume V

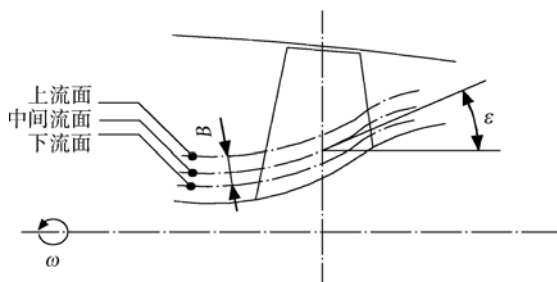


图 3 流面示意图

Fig. 3 Diagram of stream surface

式(1)和式(3)为求解任意回转流面叶栅中相对流动的基本方程. 如果求解叶栅中的绝对流动, 可令 $\varepsilon=0^\circ$, $B=\text{const}$, $\omega=0 \text{ r/min}$.

附面层计算采用 NASA-5681 积分形式的附面层求解程序^[5], 对初始无黏 S_1 流场计算的输出数据进行附面层计算后, 就可以得到层流附面层方程的解.

2 经验模型

利用流线曲率法估算轴流压气机(以下简称压气机)的性能, 只有采用较准确的落后角模型才能获得比较准确的结果. 国外的 Boyer, Cetin, Dunham, Konig, Bloch 等人^[3, 6-10], 以及国内的曹人靖、吴虎、李景银、王掩刚等人^[11-14]对经验模型进行了大量的研究.

2.1 攻角模型

目前, 大多数非设计状态模型都使用隐式或显式的方法. 这样, 设计和非设计状态下流入角的差异成为了最重要的变量. 在压气机中, 在 100% 转速线上标定一系列的流入角时, 非设计状态损失通常围绕着设计点变化, 而我们通常把设计点看作最小损失点. 非设计状态最小损失落后角也是以同样的方法进行预测的. 而在叶栅实验中, 通常按照叶栅特性线来确定最小损失流入角, 一般将最小损失点对应的攻角作为最小损失流入角. 最小损失流入角所对应的状态定义为参考状态, 本文我们称为设计状态, 其攻角称为设计攻角, 其他流入角状态定义为非设计状态. 设计攻角为

$$i_{\text{ref}} = 90^\circ - \beta_{1k} - \arcsin \left[\frac{F_{\text{th}}}{s} \right] \quad (4)$$

式中 F_{th} 为叶栅喉部宽度, s 为栅距, β_{1k} 为进口几何角. 经过验证, 该公式能很好地预测最小损失流入角.

2.2 落后角模型

$$\delta = \delta_{\text{ref}} + \delta_i + \delta_{Ma} \quad (5)$$

$$\delta_{\text{ref}} = \lambda \varphi \sqrt{\frac{s}{b}} \quad (6)$$

式中 δ 为落后角, δ_{ref} 为采用 Cater 模型^[15] 预测二维设计状态落后角. 该模型对叶型弯角过大或者过小, 预测结果误差都比较大, 其原因为在其他参数不变的情况下, Cater 模型是叶型弯角的一次函数, 即出口气流角随叶型弯角线性变化, 这对于复杂的叶栅通道流动而言是不可能的. 针对这个问题, 对该模型做叶型弯角和稠度修正, 使其适用于更宽泛的叶型弯角和稠度, 具体表达式如下:

当 $\theta \geq \theta_{\text{cr}}$ 时, 随着叶型弯角越大, 气流越容易出现分离, 落后角增加幅度越大, 则

$$\delta_{\text{ref-mod}} = \delta_{\text{ref}} + \frac{\sigma_{\text{cr}}}{\sigma} \sqrt{\theta - \theta_{\text{cr}}} \quad (7)$$

当 $\theta < \theta_{\text{cr}}$ 时, 气流在叶栅通道中比较容易转折, 不易出现分离, 所以落后角增加幅度就比较小, 则

$$\delta_{\text{ref-mod}} = \delta_{\text{ref}} - \frac{\sigma_{\text{cr}}}{\sigma} \sqrt{\theta - \theta_{\text{cr}}} \quad (8)$$

当 $\sigma < \sigma_{\text{cr}}$ 时, 式(7)和式(8)中 $\sigma_{\text{cr}}/\sigma$ 取 1.

δ_i 采用 Creveling 和 Carmody 提出的关系式, 当攻角比较小时, 气流从叶背表面分离较小, 所以出口气流角变化不大(落后角也就基本不变), 因此对于攻角 $i < i_{\text{ref}}$, 本文采用新的二次函数, 保证在攻角较小时, 函数随攻角变化平缓.

对亚声速来流而言, 随着进口马赫数的增加叶背分离会有一定程度的减弱, 落后角会减小, 所以新加入的马赫数修正 δ_{Ma} 以叶栅设计进口马赫数为基准, 具体如下:

$$\delta_{Ma} = 4.95(Ma_d - Ma_{\text{inlet}}) \quad (9)$$

式(5)~式(9)中 λ 由经验曲线来确定, 是安装角的函数, b 是弦长, σ 是叶栅稠度, σ_{cr} 是临界叶栅稠度, θ 是叶型弯角, θ_{cr} 是临界叶型弯角, Ma_d 是叶栅设计进口马赫数, Ma_{inlet} 是叶栅其他状态进口马赫数.

3 算例计算及结果分析

本文用 4 组叶栅进行了落后角设计状态与非设计状态的研究, 叶型弯角涵盖范围较大. 并对多组压气机不同级转/静子落后角进行数值计算与研究. 平面叶栅几何参数见表 1.

表 1 叶栅几何参数
Table 1 Geometric parameters of cascades

叶栅	进口几何角/(°)	出口几何角/(°)	安装角/(°)	叶栅稠度
Blade 1	40.17	-13.21	15.40	1.66
Blade 2	40.00	-17.00	14.19	1.53
Blade 3	48.00	12.00	27.00	1.48
Blade 4	46.43	24.53	32.18	1.63

3.1 进口马赫数为 0.6 时叶栅 blade 1 表面马赫数分布

图 4 中, Cal. 代表计算值, Exp. 代表实验值, 以下命名规则相同. 图 4 中, 各个工况下计算得到的表面马赫数 Ma_{surface} 变化趋势与实验是一致的. 在较大正攻角时吸力面后端计算值偏大, 压力面吻合较好; 在负攻角和 0.5° 攻角时计算值与实验值吻合较好. 这是因为攻角较大时吸力面出现分离, 而攻角较小时, 吸力面没有出现分离, 压力面分离也较小, 所以计算值与实验值比较吻合.

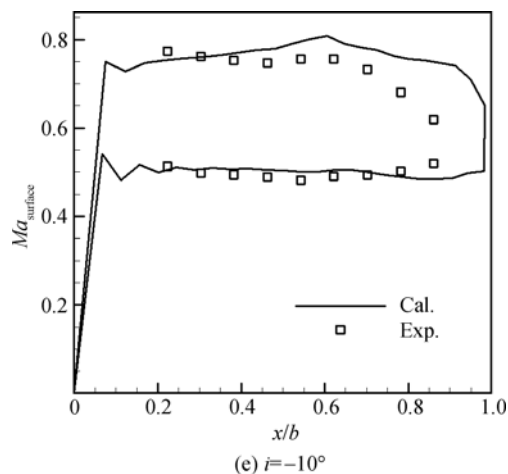
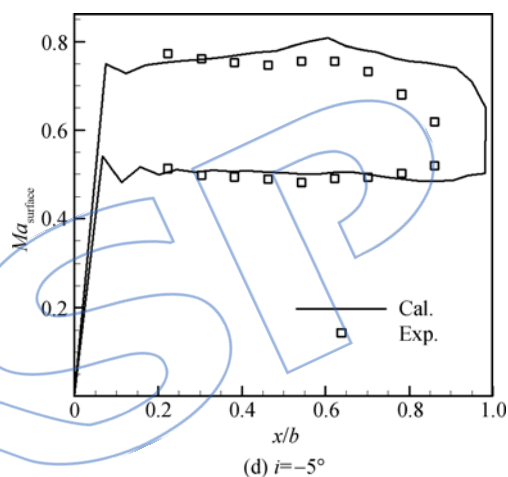
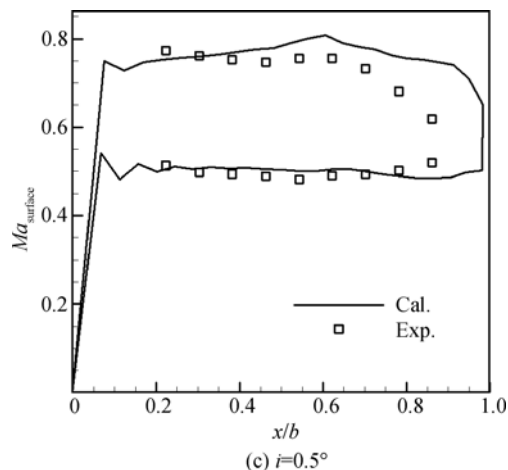
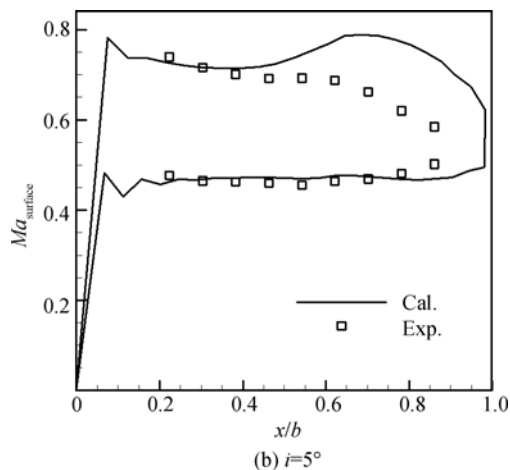
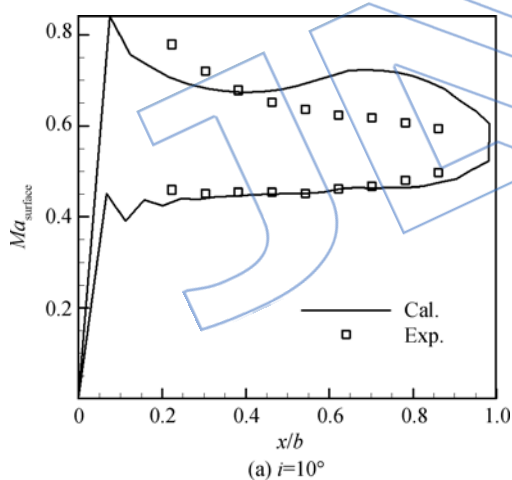


图 4 Blade 1 表面马赫数分布

Fig. 4 Mach number distribution on surface of blade 1

3.2 叶栅设计状态落后角计算与改进

图 5 中 Exp. 代表实验值, Old 代表 Cater 模型计算值, New 代表修正后的 Cater 模型计算值. 由图 5 知, 在叶型弯角较大时 (blade 1, blade 2), Cater 模型计算值与实验值相比偏小, 而叶型弯角较小时 (blade 4), 实验值偏大, 修正后的 Cater

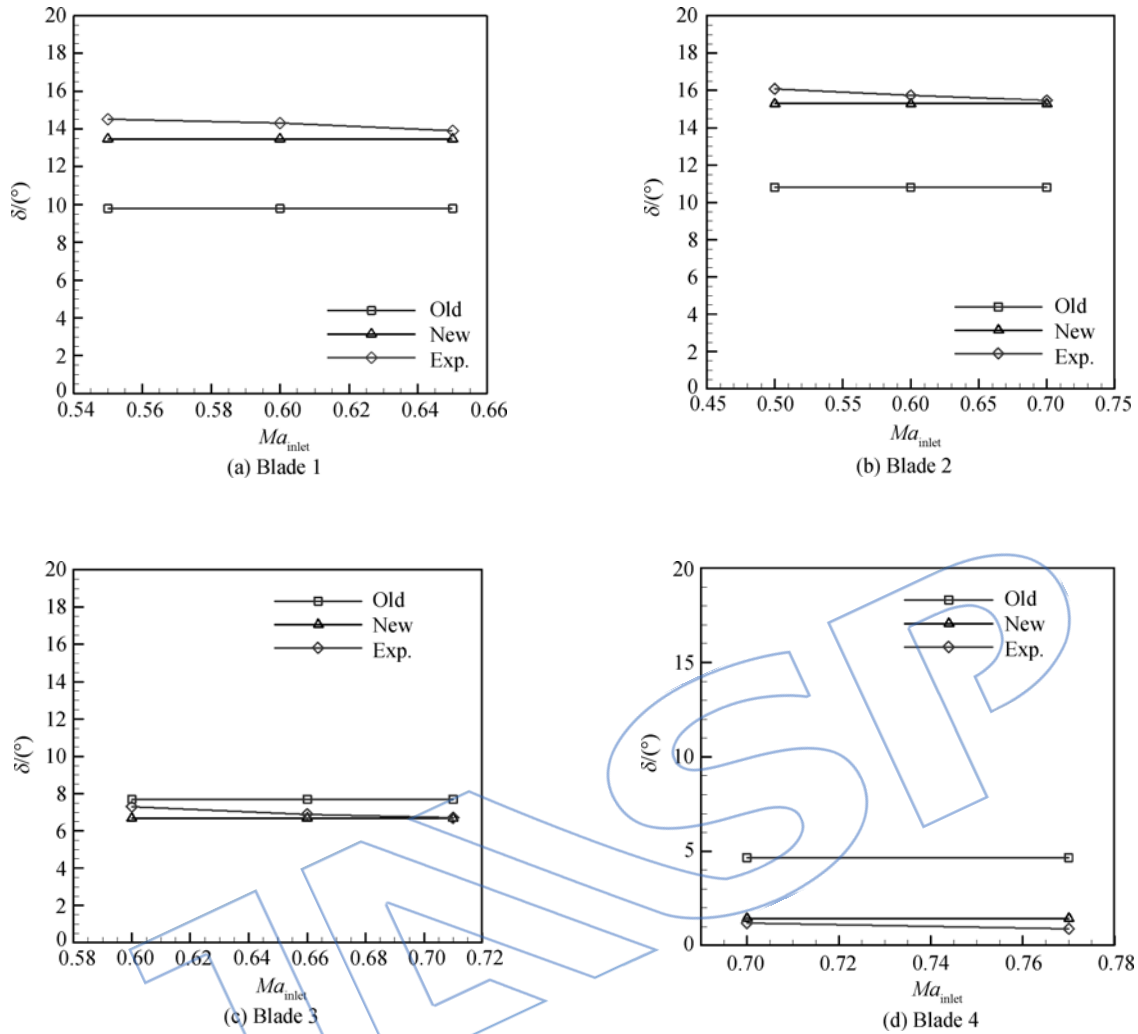


图 5 叶栅设计状态落后角对比

Fig. 5 Comparison of design deviation angle of cascades

模型更符合实际情况. 进一步阐明了 Cater 模型的局限性和修正模型针对性修改的有效性, 这为准确预测损失与非设计状态落后角提供依据.

3.3 叶栅非设计状态落后角计算

图 6 中, 每一组叶栅都选取两组马赫数工况. 可以看出, 修正的 Creveling 模型能较好地预测落后角, 4 组叶栅计算值与实验值比较吻合. 对于弯角较大的叶型 (blade 1 与 blade 2), 当攻角为 10° 时, 预测出现了一定的偏差, 实验的落后角反而呈减小趋势 (相比于 5° 攻角), 这是因为攻角较大, 再加上叶型弯角也大, 导致叶背分离很大, 出现分离涡, 使得三孔针测量值反而减小.

3.4 压气机设计状态落后角计算

对于压气机而言, 流动比较复杂, 叶根和叶尖流动呈强烈的三维特性, 叶型弯角的影响较大, 叶中趋于二维流动, 叶型弯角的影响相对较小. 对于

叶根和叶尖

$$\delta_{\text{ref-mod}} = \delta_{\text{ref}} + (\sigma_{\text{cr}}/\sigma)(|\theta - \theta_{\text{cr}}|)^{0.5} \quad (10)$$

对于叶中, 当 $\theta \geq \theta_{\text{cr}}$ 时

$$\delta_{\text{ref-mod}} = \delta_{\text{ref}} + (\sigma_{\text{cr}}/\sigma)(\theta - \theta_{\text{cr}})^{0.3} \quad (11)$$

当 $\theta_{\text{cr1}} < \theta < \theta_{\text{cr}}$ 时

$$\delta_{\text{ref-mod}} = \delta_{\text{ref}} - (\sigma_{\text{cr}}/\sigma)(\theta - \theta_{\text{cr}})^{0.3} \quad (12)$$

当 $\theta \leq \theta_{\text{cr1}}$ 时

$$\delta_{\text{ref-mod}} = \delta_{\text{ref}} + (\sigma_{\text{cr}}/\sigma)(\theta - \theta_{\text{cr}})^{0.3} \quad (13)$$

其中 θ_{cr1} 为修正模型的另一个临界叶型弯角. 求出叶根、叶中、叶尖 3 个位置的落后角, 再插值求出其他位置的落后角, 同时, 以 $Ma_{50\%}$ 为基准, 对其他位置进行马赫数修正, 表达式如下:

$$\delta_{Ma} = 4.95(Ma_{50\%} - Ma_{\text{inlet}}) \quad (14)$$

其中 $Ma_{50\%}$ 是叶片沿展向 50% 处进口马赫数.

相比于静子, 转子三维流动更显著, 所以转子中考虑了端壁附面层与二次流的相互作用, 以及

叶尖泄漏流的影响^[3],对转子加入三维修正.图 7 和图 8 为不同压气机计算与实验对比结果.为了

统一,本文规定:叶片相对展向位置 0 代表叶片半径最大处,相对展向位置 1 代表叶片半径最小处.

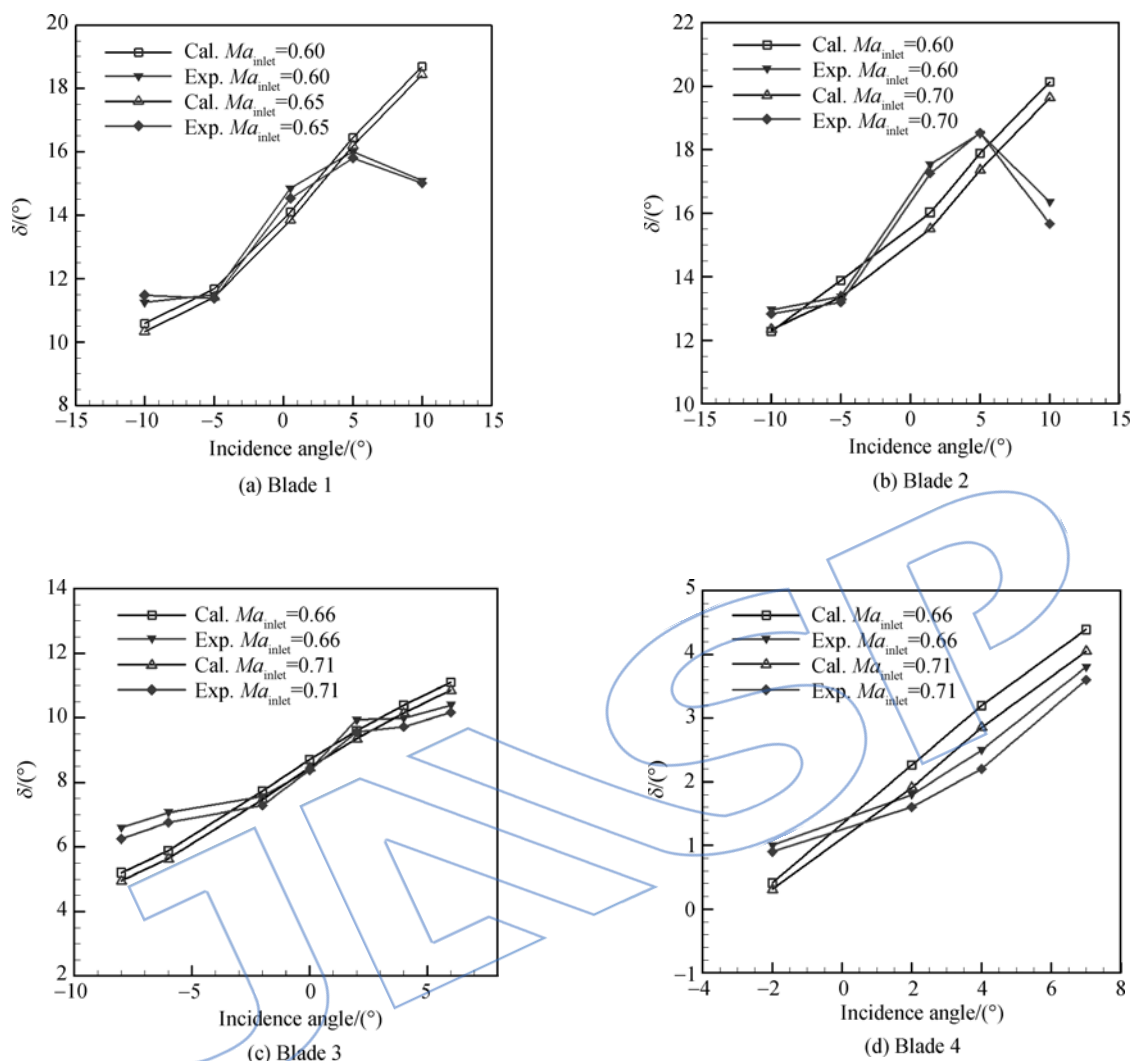
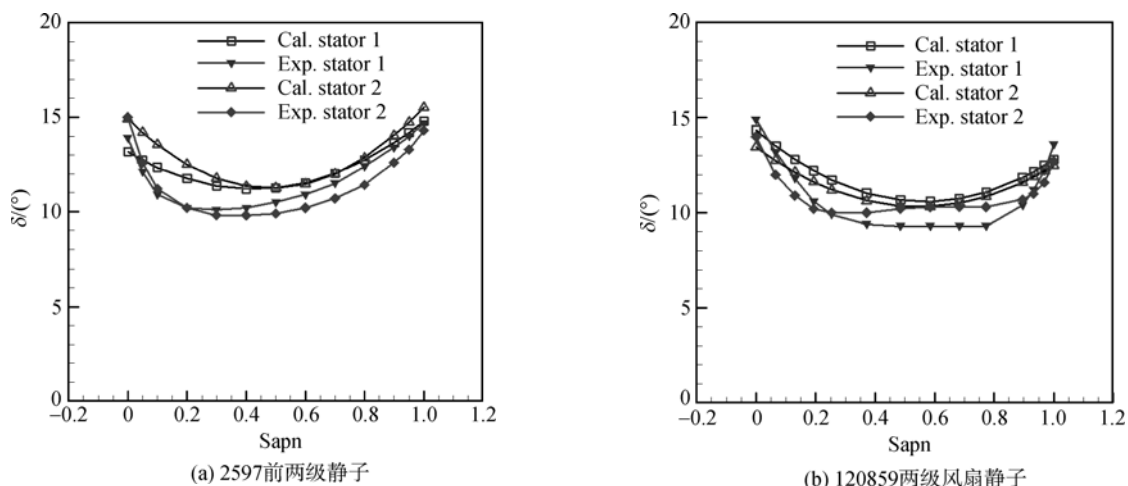


图 6 叶栅非设计状态落后角对比

Fig. 6 Comparison of off-design deviation angle of cascades



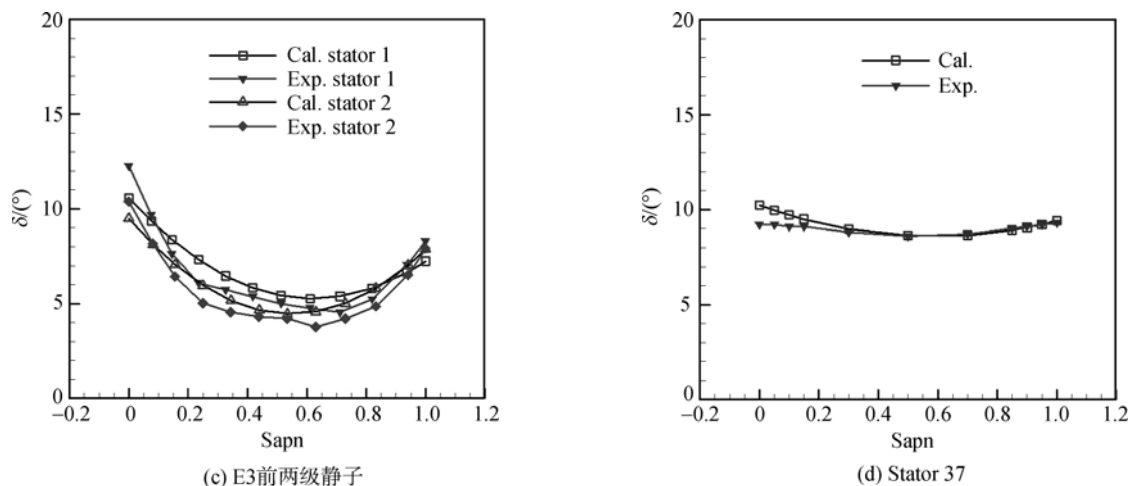


图7 压气机静子落后角对比

Fig. 7 Comparison of deviation angle of compressor stators

由图7、图8可以看出压气机每一级静子和转子沿展向位置落后角的计算值与实验值吻合较好,精度较高.端壁区流动复杂,加大叶型弯角对落后角的修正更能反映实际情况.

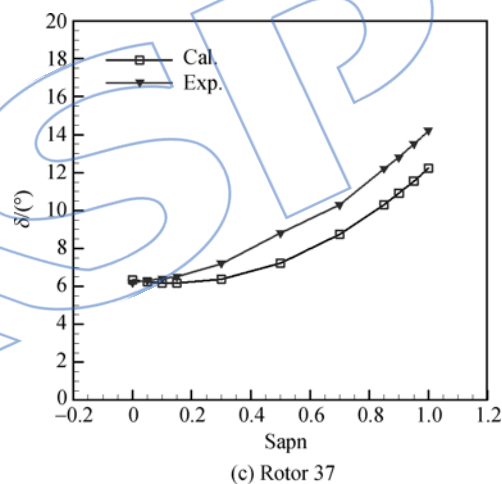
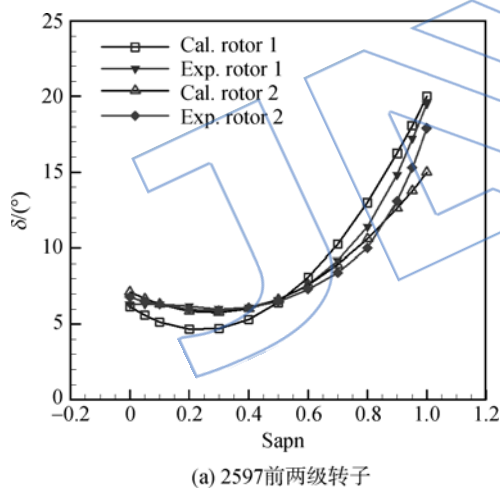
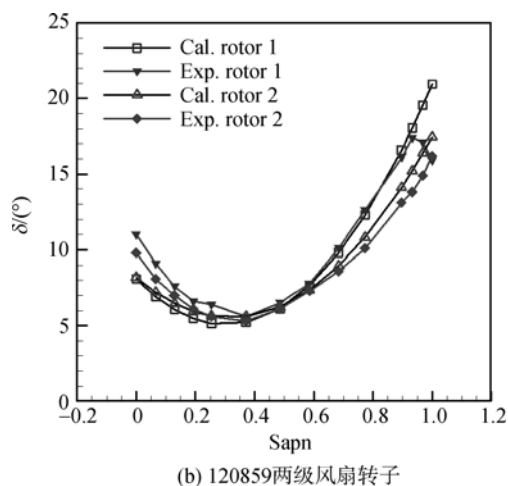


图8 压气机转子落后角对比

Fig. 8 Comparison of deviation angle of compressor rotors



4 结论

本文对4组叶栅以及几组压气机进行了数值模拟与实验验证,通过分析可以得出以下结论:

1) 对Cater模型重新修正后,叶型弯角适用范围更广,对于较大和较小的叶型弯角,该模型都得到了比较合理的结果,验证了本文建立的修正模型的有效性.

2) 准确的设计状态落后角预测是非设计状态落后角预测的前提,本文对非设计状态落后角预测也取得了比较满意的结果.

3) 本文把二维修正模型推广应用到三维压气机落后角的预测,从多组压气机不同级转子、静子的计算对比中可以看出还是比较吻合的,并且

叶型弯角适用范围也比较广,可为造型设计和性能预测提供依据。

参考文献:

- [1] 李晓娟,桂幸民. 风扇/增压级带间隙三维粘性流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(1): 4-7.
LI Xiaojuan, GUI Xingmin. Numerical simulation of three dimension viscous flow of fan/compressor with tip clearance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(1): 4-7. (in Chinese)
- [2] 姜健,刘波,王掩刚,等. 多级轴流压气机叶栅内三维紊流流场的数值模拟[J]. 应用力学学报, 2007, 24(1): 21-25.
JIANG Jian, LIU Bo, WANG Yangang, et al. Numerical simulation to three-dimensional turbulent flow in multi-stage axial compressor blade row[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2007, 24(1): 21-25. (in Chinese)
- [3] Boyer K M. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic compression systems [D]. Blacksburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [4] Joseph E. Identification and evaluation of loss and deviation models for use in transonic compressor stage performance prediction [D]. Blacksburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
- [5] 刘太秋. S_1 流面计算技术研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
LIU Taiqiu. Investigation of calculation method for S_1 stream surface [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [6] Cetin M, Ueer A S, Hirseh C, et al. Application of modified loss and deviation correlations to transonic axial compressors [R]. [S. l.]: Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-R-745, 1987.
- [7] Dunham J. Compressor off-design performance prediction using an endwall model [R]. ASME Paper 96-GT, 1996.
- [8] Dunham J. A new endwall model for axial compressor through flow calculations [J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(4): 533-540.
- [9] Konig W M, Hennecke D K, Fottner L. Improved blade profile loss and deviation angle models for advanced transonic compressor bladings: Part I a model for subsonic flow [J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(1): 73-80.
- [10] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. Development of an off-design loss model for transonic compressor design [R]. [S. l.]: Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-CP, 1996.
- [11] 曹人靖,陶德平. 跨音轴流压气机设计中落后角的确定 [J]. 航空动力学报, 1994, 9(3): 313-314.
CAO Renjing, TAO Deping. Deviation angle determination in transonic axial flow compressor design [J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(3): 313-314. (in Chinese)
- [12] 吴虎,孙娜,杨金广. 跨声速轴流压气机特性预测的损失模型研究 [J]. 航空发动机, 2007, 33(4): 8-11.
WU Hu, SUN Na, YANG Jinguang. Research of loss model for performance predicting in transonic axial flow compressor [J]. Aeroengine, 2007, 33(4): 8-11. (in Chinese)
- [13] 李景银,武兴民. 大型动叶可调轴流通风机性能计算 [J]. 风机技术, 2004(2): 16-19.
LI Jingyin, WU Xingmin. The performance prediction of a large axial-flow fan with a rotatable rotor [J]. Compressor Blower and Fan Technology, 2004(2): 16-19. (in Chinese)
- [14] 王掩刚,曹志鹏,刘波,等. 一种用于多级轴流压气机特性预估的损失和落后角模型 [J]. 机械设计与制造, 2006(7): 26-28.
WANG Yangang, CAO Zhipeng, LIU Bo, et al. A loss and deviation angle model used for performance prediction of multistage axial-flow compressor [J]. Machinery Design and Manufacture, 2006(7): 26-28. (in Chinese)
- [15] 秦鹏. 轴流压气机气动设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.