

文章编号:1000-8055(2011)01-0122-06

一种跨声速轴流压气机性能预测的数值方法

胡江峰, 竺晓程, 杜朝辉

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 采用二维流线曲率法数学方法, 考虑到不同因素对落后角和损失的影响, 发展了一种适应于跨声速轴流压气机的落后角和损失模型. 对轴流跨声速压气机 NASA(National Aeronautics and Space Administration) Stage 37 进行了数值计算, 得到了设计点与非设计点的特性曲线, 并与试验数据进行了对比和分析, 结果表明: 该方法能够较好地预测跨声速轴流压气机特性以及沿径向的气动参数分布, 可为压气机设计和优化提供参考.

关 键 词: 流线曲率法; 落后角; 损失模型; 压气机特性; 轴流压气机

中图分类号: TK472

文献标识码: A

Numerical method of transonic axial compressor performance prediction

HU Jiang-feng, ZHU Xiao-cheng, DU Zhao-hui

(School of Mechanical Engineering,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The deviation and loss models were developed by taking into account different influential factors using two-dimensional streamline curvature mathematic method at off-design conditions. The internal flow field of NASA (National Aeronautics and Space Administration) Stage 37 was calculated, and then the characteristic curves of design and off-design points were obtained. Through comparison between simulation and experimental values, the results show that the predicted characteristics and parameters distribution of compressor are in good agreement with the experimental values. This method can predict the performance and span-wise aerodynamic parameters of transonic axial compressor with better accuracy and can be used for compressor design and optimization.

Key words: streamline curvature; deviation angle; loss model;
compressor performance; axial compressor

轴流压气机是航空发动机关键部件之一, 其性能优劣直接影响航空发动机总体特性. 因此, 压气机的非设计点性能预测变得十分重要. 随着计算机和计算流体力学的快速发展, 使得基于雷诺平均可压缩非定常 Navier-Stokes 方程求解全三维叶轮机内部流场成为可能, 但受湍流模型、转捩模型、网格数量等的限制, 该方法还有待进一步改进^[1]. 目前, 在初步设计阶段, 仍然采用二维流

线曲率法进行压气机性能预测.

现代跨声速压气机内部流动非常复杂, 使得非设计点性能计算变得异常困难. 国外美国航空航天局(NASA), 北大西洋公约组织(NATO)等^[2-8]研究机构先后做了大量基础研究工作, 提出了一系列的实验关联式模型. 国内西北工业大学、南京航空航天大学等科研院校^[9-11]也做了大量研究工作. 本文参考了近年来国内外研究进展, 考虑

收稿日期: 2009-12-10; 修订日期: 2010-05-25

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

到三维和雷诺数对攻角、落后角以及损失的影响,发展了一种适应跨声速轴流压气机落后角模型、损失模型和不稳定边界计算方法.对 NASA Stage 37 进行了数值计算,得到了展向参数分布和性能曲线,并与实验结果进行了对比,结果表明:基于该模型的流线曲率法程序可以较好地预测压气机的性能,进而为压气机的设计和优化提供参考.

1 数值方法

1.1 控制方程

流线曲率法是在子午面上划分网格进行计算,该方法做了绝热、定常、无黏和轴对称的假设,黏性的影响通过阻塞因子和流动损失来修正,控制方程如下所示.

压力梯度方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_m}{\partial n} = \frac{1}{V_m} \left[\frac{\partial I}{\partial n} - T \frac{\partial S}{\partial n} - \left(\frac{C_\theta}{r} - \omega \right) \frac{\partial (rC_\theta)}{\partial n} \right] + \\ V_m \cos(\varphi - \phi) \frac{\partial \varphi}{\partial m} - \frac{\sin(\varphi - \phi)}{1 - Ma_m^2} V_m \cdot \\ \left[(1 - Ma_\theta^2) \frac{\sin \varphi}{r} - \tan(\varphi - \phi) \frac{\partial \varphi}{\partial m} + \frac{1}{\cos(\varphi - \phi)} \frac{\partial \varphi}{\partial n} \right] \end{aligned} \quad (1)$$

流量连续方程

$$G = \int_H^T 2\pi \cdot r \rho V_m \cos(\varphi - \phi) dn \quad (2)$$

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.

1.2 参考攻角模型

参考攻角即最小损失攻角,在 Johnsen 等^[2] NACA(National Advisory Committee on Aeronautics) 65 系列叶型二维吹风实验得出的图标和关联式基础上计算,并考虑了三维的影响.计算公式如下:

$$i_{\text{ref}} = (K_i)_{\text{sh}} (K_i)_t (i_0)_{10} + k\varphi + i_{3d} \quad (3)$$

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的修正系数; $(i_0)_{10}$ 是 10% 厚的 65 系厚度分布的零弯度流入角; k 是流入角随弯度变化的斜率. i_{3d} 是考虑到展向和马赫数的影响所作的修正.

1.3 落后角模型

1.3.1 参考落后角模型

参考攻角下叶栅产生的落后角就是参考落后角,根据 Boyer, Johnsen 等^[1-2] NACA 65 系列叶型图标和关联式计算,公式如下:

$$\delta_{\text{ref}}^0 = (K_\delta)_{\text{sh}} (K_\delta)_t (\delta_0^0)_{10} + \frac{\left[m \Big|_{\sigma=1.0} + 0.5 \left(\frac{a}{c} - 0.5 \right) \right]}{\sigma^b} \varphi \quad (4)$$

式中 $(K_\delta)_t$ 是最大厚度不等于 10% 的修正系数; $(K_\delta)_{\text{sh}}$ 是叶片形状跟 NACA 65 系列叶片厚度分布不同时修正系数; $(\delta_0^0)_{10}$ 是 10% 厚的 NACA 65 系厚度分布的零弯度落后角; $\frac{a}{c}$ 为最大绕度相对位置.

1.3.2 非设计点落后角模型

本文非设计点落后角模型以参考落后角为基准,考虑影响落后角的变化的主要因素,以 Boyer^[1] 模型分量组合方法为基础展开.

$$\delta = \delta_{\text{ref}}^0 + \delta_i + \delta_{va} + \delta_{3d} + \delta_M \quad (5)$$

δ_i 是考虑攻角偏离参考攻角所引起的落后角改变,采用 Cetin 等^[3] 在 AGARD Report 中所推荐的方式,公式如下:

$$\epsilon^* = \theta - \delta_{\text{ref}}^0 + i_{\text{ref}} \quad (6)$$

$$F_1 = \frac{i - i_{\text{ref}}}{\epsilon^*} \quad (7)$$

$$F_2 = aF_1^2 + bF_1 + c \quad (8)$$

$$\delta_i = F_2 \cdot \epsilon^* \quad (9)$$

δ_{va} 是考虑流道子午速度变化的影响.采用 Boyer 等^[1] 的计算方法,具体计算公式如下:

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

δ_{3d} 是考虑三维影响对落后角所进行的修正.压气机的叶片排内的流动具有很强的三维特性,本文计算采用 Liebein NACA 65 系列叶栅吹风实验数据修正.

δ_M 是考虑叶栅进口马赫数的影响所做的修正.根据 Boyer 等^[1] 的最新研究成果,在跨声速转流后,马赫数对落后角影响很小,可以忽略.

1.4 总压损失模型

本文在参考 Boyer, Pachids, Aungier 等^[1,4-5] 损失模型基础上,提出一种新型损失模型,考虑到雷诺数,攻角,二次流,附面层等对损失的影响.

$$\bar{\omega} = (\bar{\omega}_{\text{min}} + \bar{\omega}_{\text{tip}} + \bar{\omega}_{\text{hub}} + \bar{\omega}_M) f(\xi) \quad (11)$$

$$\bar{\omega}_{\text{min}} = f_{\text{Re}} \bar{\omega}_{\text{pro}} \quad (12)$$

$\bar{\omega}_{\text{pro}}$ 是为参考工况下叶型损失, 采用扩压因子 D 和损失参数的关联式计算

$$\left(\frac{\theta}{c}\right)^* = f(D^*, H) \quad (13)$$

$$\frac{\bar{\omega}_{\text{pro}} \cos \beta_2}{2\sigma} = \left(\frac{\theta}{c}\right)^* \quad (14)$$

f_{Re} 是考虑雷诺数影响所作的修正系数, $\bar{\omega}_{\text{min}}$ 为修正后叶型损失.

$f(\xi)$ 是类似于 Boyer 损失模型中的变工况下损失系数修正表达式, 其具体计算方法如下:

$$\xi = (i - i_{\text{ref}})/(i_{\text{stall}} - i_{\text{ref}}), \quad i \geq i_{\text{ref}} \quad (15)$$

$$\xi = (i - i_{\text{ref}})/(i_{\text{ref}} - i_{\text{choke}}), \quad i < i_{\text{ref}} \quad (16)$$

$\bar{\omega}_{\text{tip}}$ 和 $\bar{\omega}_{\text{hub}}$ 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 Boyer 修正后的计算公式

$$r < r_{\text{mid}}, \quad \bar{\omega}_{\text{hub}} = \bar{\omega}_{\text{min}} H_{\text{loss}} \left[1 - 2 \frac{r - r_{\text{hub}}}{r_{\text{tip}} - r_{\text{hub}}} \right]^3 \quad (17)$$

$$r > r_{\text{mid}}, \quad \bar{\omega}_{\text{tip}} = \bar{\omega}_{\text{min}} T_{\text{loss}} \left[2 \frac{r - r_{\text{hub}}}{r_{\text{tip}} - r_{\text{hub}}} - 1 \right]^3 \quad (18)$$

其中 i_{stall} 是失速攻角, i_{choke} 为喘振攻角, 可参照文献[10]的计算方法.

$\bar{\omega}_{\text{M}}$ 是激波损失, 在此采用 Miller 等^[8]正激波损失模型计算

$$Ma_1 \geq 1, \quad Ma_e = 0.5(Ma_1 + Ma_s) \quad (19)$$

$$Ma_1 < 1, \quad Ma_e = 0.5 Ma_1 (1 + Ma_s) \quad (20)$$

$$\bar{\omega}_s = \frac{1 - \left[\frac{(\kappa + 1) Ma_s^2}{(\kappa - 1) Ma_e^2 + 2} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \left[\frac{\kappa + 1}{2\kappa Ma_e^2 - (\kappa - 1)} \right]^{\frac{1}{\kappa - 1}}}{1 - \left[1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma_1^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}} \quad (21)$$

其中 Ma_s 是激波在叶栅吸力面入射点的马赫数.

1.5 稳定工作边界的预测方法

Aungier^[5]对 Reneau 方法进行了修正, 提出一种新的喘振点预测方法, 具体如下:

$$W_{\text{re}} = \sqrt{\frac{p_2^* - p_2}{p_1^* - p_1}} \quad (22)$$

$$\phi = \frac{\left[0.15 + 11 \frac{t_{\text{max}}}{c} \right] / \left[0.25 + 10 \frac{t_{\text{max}}}{c} \right]}{1 + 0.4 \left\{ \theta \sigma / \left[2 \sin \left[\frac{\theta}{2} \right] \cos \lambda \right] \right\}^{0.65}} \quad (23)$$

如果 $W_{\text{re}} \geq \phi$, 即认为压气机进入了不稳定区域.

2 计算结果及分析

NASA Lewis Stage 37 由 Rotor 37 和 Stator 37 组成, 叶片数分别为 36 和 46, 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. 文中实验数据来源于文献[12].

本文从轮毂到机匣选定 11 条流线, 沿轴向位置设置 13 个计算站, 进口和出口分别设置 5 和 4 个计算站, 叶片前后缘分别设置一个计算站. 首先按等环量面积初始化流线, 每站先给定参考流线处初始子午速度, 计算流道流量使之满足给定的流量. 在完成每站计算后, 按照给定的流量分布对每站计算流量进行插值形成新的网格节点, 新旧网格不断进行迭代, 直至满足给定的误差范围, 认为计算收敛. 每次计算中都要用到损失和落后角模型, 这些模型的准确程度将对计算过程和结果产生很大的影响.

2.1 展向计算结果分析

衡量一个压气机预测程序可靠与否的主要标志就是其落后角模型和损失模型是否准确. 基于此, 在展向结果中分别把进气角、出气角以及损失系数与实验进行了比较. 首先对设计点的气动参数与实验值进行了比较. 如下所示, 图 1 和图 2 分别为设计点动叶进口气流角, 在动叶中部靠近轮毂处, 进气角误差最大, 叶顶和叶根处吻合较好, 出气角在叶顶处减小, 此处的趋势和实验有点偏差但很小, 造成动叶进气角误差的原因应是由该处的阻塞因子引起的, 出气角在叶顶处的偏离主要是由于叶顶泄漏涡, 加之此处马赫数较大, 马赫数和端壁附面层相互干扰, 这样在叶顶间隙处, 流动较为复杂, 预测落后角时会出现偏差, 但总体来看, 趋势和实验基本一致. 图 3 和图 4 分别为静叶进出气角, 对于静叶, 属于亚声速流动, 不存在激波干扰对出气角的影响, 流动相对于动叶较为稳定, 预测出的角度和实验值差距较小, 趋势相近. 图 5 和图 6 分别为动叶相对总压损失系数和静叶总压损失系数, 无论动静叶所模拟出来的损失系数相比实验值都偏小, 对于动叶在靠近叶顶处偏差最大, 该处马赫数最高, 流动最为复杂, 损失包括二次流损失, 激波损失, 以及激波与附面层干扰所引起附加损失, 造成损失系数偏小的主要原因是该处二次流损失预测值较小, 其次, Miller 正激波模型在预测高马赫数时损失系数偏小也是

一个影响因素. 对于静叶, 亚声速的流动没有激波的影响, 损失系数较小, 分布和实验值有着较好的吻合.

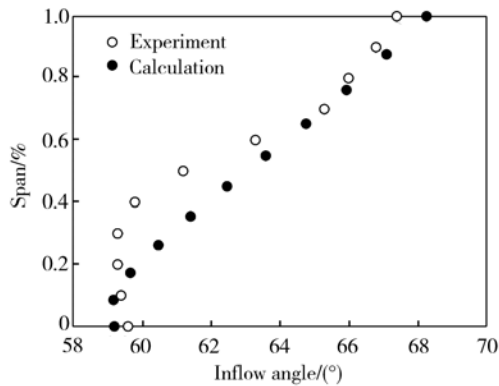


图 1 设计点下动叶进气角

Fig. 1 Inflow angle of rotor blade at design point

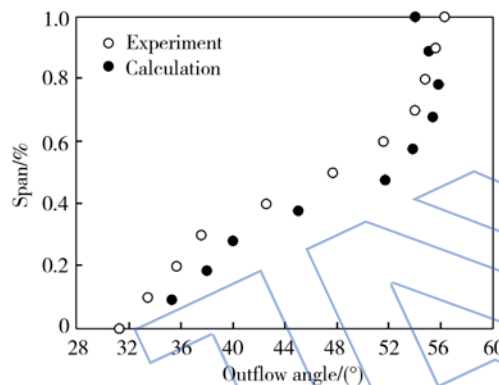


图 2 设计点下动叶出气角

Fig. 2 Outflow angle of rotor blade at design point

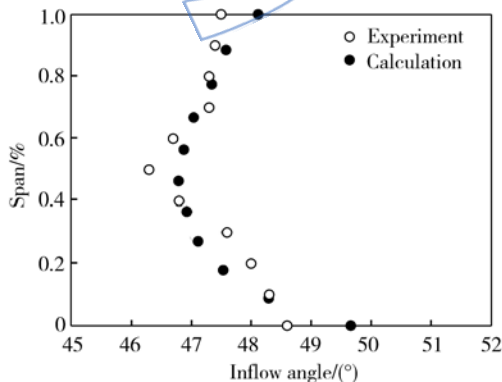


图 3 设计点下静叶进气角

Fig. 3 Inflow angle of stator blade at design point

一直以来, 压气机的非设计点性能预测是个难点, 为了考察本文所采用落后角模型、损失模型在非设计点的有效性, 同时计算了 70% 设计转速下折合流量为 14.19 kg/s 工况特性. 图 7 和图 8

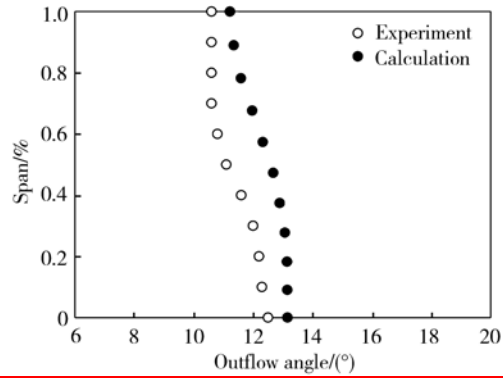


图 4 设计点下静叶出气角

Fig. 4 Outflow angle of stator blade at design point

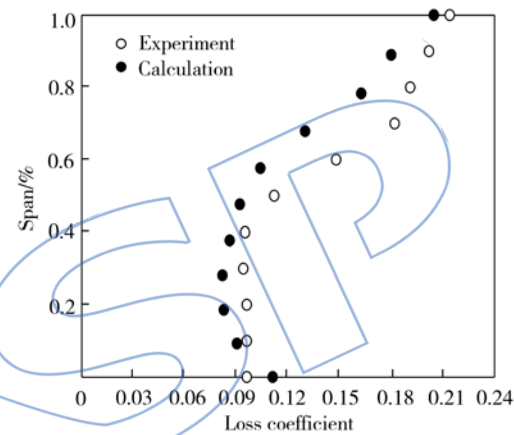


图 5 设计点下动叶总压损失系数

Fig. 5 Total pressure loss coefficient of rotor blade at design point

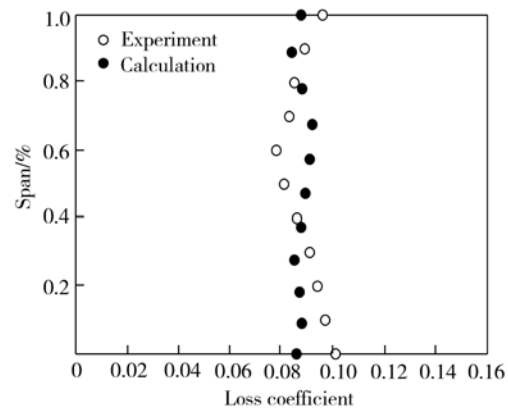


图 6 设计点下静叶总压损失系数

Fig. 6 Total pressure loss coefficient of stator blade at design point

分别为动叶进出气角沿叶高分布, 进气角分布和设计工况类似, 在靠近叶根处偏差最大, 出气角也是叶顶处偏差最大. 图 9 和图 10 是静叶进出气角沿展向分布. 对于静叶, 进气角在叶顶和叶根处相对设计工况偏差较大, 这可能是由于误差累积所造成的. 可以看出进气角的误差偏差也影响了叶顶处出气角的预测值, 造成出气角偏离实验值较

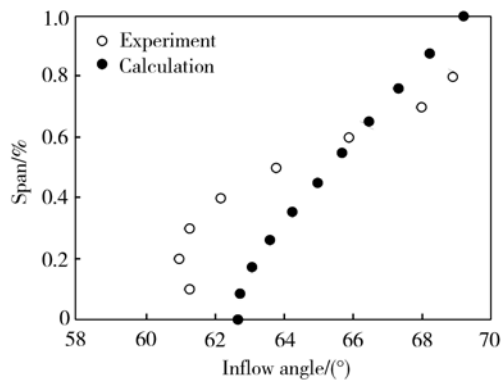


图7 70%设计转速下动叶进气角

Fig. 7 Inflow angle of rotor blade at 70% design speed

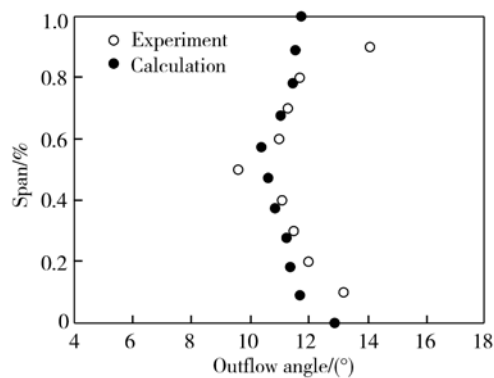


图10 70%设计转速下静叶出气角

Fig. 10 Outflow angle of stator blade at 70% design speed

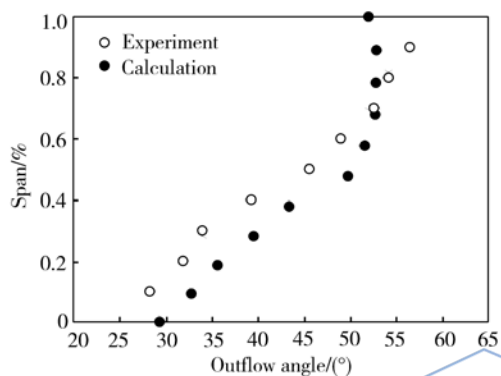


图8 70%设计转速下动叶出气角

Fig. 8 Outflow angle of rotor blade at 70% design speed

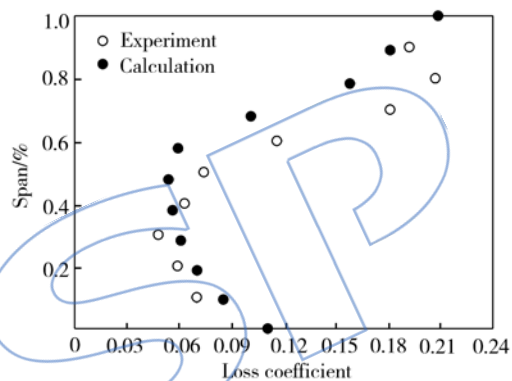


图11 70%设计转速下动叶总压损失系数

Fig. 11 Total pressure loss coefficient of rotor blade at 70% design speed

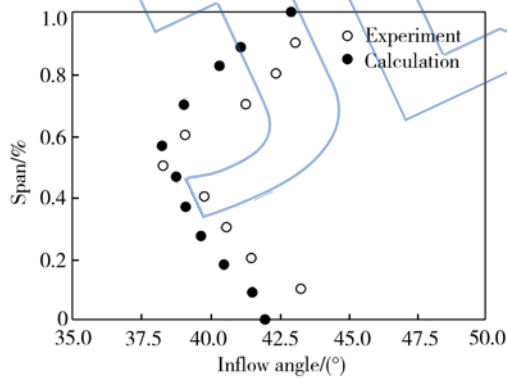


图9 70%设计转速下静叶进气角

Fig. 9 Inflow angle of stator blade at 70% design speed

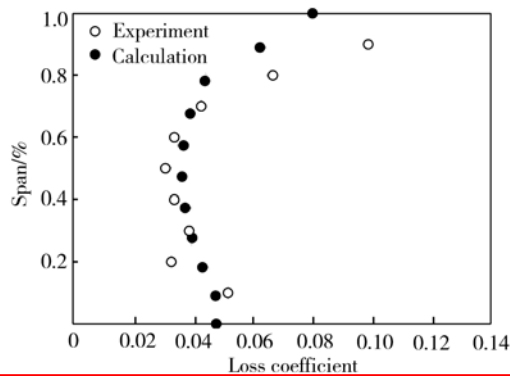


图12 70%设计转速下静叶总压损失系数

Fig. 12 Total pressure loss coefficient of stator blade at 70% design speed

大,但总体上,无论动叶还是静叶,进出气角沿叶高的分布趋势和实验值比较接近.图11为动叶相对总压损失系数沿叶高的分布.对于动叶,叶根处总压损失系数较小,叶顶处偏大,原因一方面是由于攻角和落后角计算偏差造成的,另外一方面和二次流损失预测值也有一定关系.图12为静叶总压损失系数分布,对于静叶,在机匣处偏离较大,这和静叶出气角在叶顶处的误差以及此处的三维效应考虑不足都有一定的关系.

2.2 总体特性对比分析

压气机的特性图是评价一个压气机计算程序是否具有通用性和计算结果是否准确的重要标准之一.基于此,本文分别对 NASA Stage 37 100%, 90%, 70%设计转速进行了计算,得到了压比和绝热效率性能曲线,同时对不稳定边界线也进行了

预测.从图 13 可以看出,在全工况下,压比与实验值比较吻合,但总体偏大,造成这个原因和落后角模型以及总压损失系数预测都有一定的关系,但变化趋势基本一致,稳定边界线比实验值略高,尤其在设计转速时偏差较大,但都在误差范围之内.图 14 中绝热效率计算也相比实验值偏高,表明损失模型还需要进一步改进.整体来看,压比趋势吻合较好,效率相对较差.

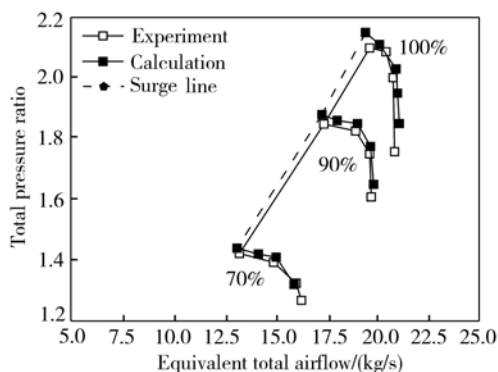


图 13 压气机压比性能曲线

Fig. 13 Performance curve of pressure ratio for compressor

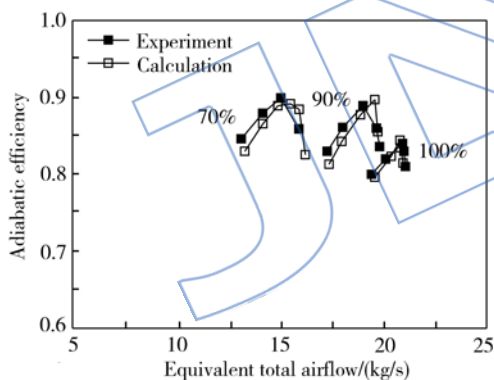


图 14 压气机绝热效率性能曲线

Fig. 14 Performance curve of adiabatic efficiency for compressor

3 结 论

采用基于二维数学模型的流线曲率法求解压气机子午面流场,应用发展的损失模型对跨声速压气机设计点和非设计点进行了数值计算,通过对计算结果与实验值对比分析,可以得出:

1) 所采用的落后角和损失模型关联式都是建立在以往经验模型的基础上,在模型的推理过程中,做到最大限度考虑各种影响因素,以使得能够较全面地反映跨声速轴流压气机流动特性.

2) 该计算方法较好地预测压气机的非设计

点和设计点特性.沿径向的进气角、出气角和总压损失系数与实验值比较吻合,虽在某些区域误差较大,但趋势基本一致,可用于工程计算.

参考文献:

- [1] Boyer K M, O'Brien W F. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic axial compression systems [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 475-481.
- [2] Johnsen I A, Bullock R O. Aerodynamic design of axial-flow compressor[R]. NASA-SP-36, 1965.
- [3] Cetin M, Ucer A S, Hirsch C, et al. Application of modified loss and deviation correlations to transonic axial compressors[R]. AGRAD-R-745, 1987.
- [4] Pachidis V. An iterative method for blade profile loss model adaptation using streamline curvature[J]. Journal of Engineering of Gas Turbines and Power, 2008, 130(1): 1-8.
- [5] Aungier R H. Axial-flow compressor: a strategy for aerodynamic design and analysis [M]. New York: ASME Press, 2003.
- [6] Templelexis I, Pilidis P, Pachidis V, et al. Development of a 2-D compressor streamline curvature code [R]. ASME GT2006-90867, 2006.
- [7] Ali M, Ali H B. Performance prediction modeling of axial-flow compressor at design and off-design conditions[R]. ASME GT2008-50550, 2008.
- [8] Miller G R, Lewis G W, Hartmann M J. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. Journal of Engineering of Power, 1961, 83: 235-242.
- [9] 杜文海, 吴虎, 黄健. 跨声速多级轴流压气机非设计性能预测[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1481-1486.
DU Wenhai, WU Hu, HUANG Jian. Off-design performance prediction of multi-stage transonic axial compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1481-1486. (in Chinese)
- [10] 程荣辉, 雷丕霓, 周盛. 一种工程实用的多级轴流压气机特性二维数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 955-960.
CHENG Ronghui, LEI Pini, ZHOU Sheng. A two-dimensional numerical method for multi-stage axial compressor performance in engineer applications[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 955-960. (in Chinese)
- [11] 赵勇, 胡骏, 屠宝锋, 等. 多级轴流风扇/压气机非设计性能计算方法[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)
- [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-TP-1659, 1980.