

最大厚度位置对高亚音轴流压气机叶型设计的影响

陶船斯嘉¹, 杜 鑫¹, 丁 骏², 周 逊¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 杭州汽轮动力集团有限公司, 浙江 杭州 310022)

摘 要:为了在具有不同负荷的压气机叶栅的初始设计过程中选取最大厚度位置,采用数值方法对在不同折转角的高亚音来流条件下对扩压叶栅进行了大量的系统性研究,分析了最大厚度位置、折转角以及稠度 3 个叶栅几何参数对叶栅变冲角特性以及对最小损失冲角下的叶栅气动性能的影响规律。基于大量叶栅样本建立数学模型,用来定量描述最小损失冲角,以及最小损失冲角下的总压损失系数和扩压因子等气动性能参数与叶栅几何参数之间的依变规律;基于该数学模型,绘制了性能参数依变关系图谱,并分析改变最大厚度位置带来的损失收益;给出不同设计条件下最大厚度位置的最优选择图谱,为高负荷叶栅设计提供可靠的叶型参考数据。结果显示最大厚度位置的选择对高负荷扩压叶栅叶型设计来说影响显著,最优的最大厚度位置位于 20%~35% 相对弦长位置。随着折转角和叶栅扩压程度升高,最优最大厚度位置提前,且带来的损失收益显著提高。

关 键 词:高亚音压气机;叶型设计;预测模型

中图分类号:TK471 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2022.01.009

[引用本文格式]陶船斯嘉,杜 鑫,丁 骏,等. 最大厚度位置对高亚音轴流压气机叶型设计的影响[J]. 热能动力工程,2022,37(1):65-72. TAO Chuan-sijia, DU Xin, DING Jun, et al. Effect of maximum thickness location on high subsonic axial compressor airfoil design[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(1):65-72.

Effect of Maximum Thickness Location on High Subsonic Axial Compressor Airfoil Design

TAO Chuan-sijia¹, DU Xin¹, DING Jun², ZHOU Xun¹

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code:150001;
2. Hangzhou Turbine Power Group Co., Ltd., Hangzhou, China, Post Code:310022)

Abstract: In order to select the maximum thickness position in the initial design process of compressor cascade at different loads, a large number of systematic studies for compressor cascades with different turning angles under high subsonic inlet flow conditions were carried out by numerical method, the influence rules of three cascade geometric parameters of the maximum thickness position, turning angle and consistency on the characteristics of cascade varying angle of attack and the cascade aerodynamic performance at minimum loss angle of attack were analyzed. Based on lots of cascade samples, the mathematical model was established to quantitatively describe the dependence rule between the aerodynamic performance parameters, such as the minimum loss angle of attack, the total pressure loss coefficient at the minimum loss angle of attack and the diffusion factor, and the geometric parameters of the cascade. Based on

收稿日期:2021-04-19; 修订日期:2021-07-03
基金项目:国家自然科学基金(51906049,52006011); 国家科技重大专项(2017-II-0007-0021); 中国博士后科学基金(2020M670158, 2020TQ0037,2020M671672)
Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51906049,52006011); National Science and Technology Major Project(2017-II-0007-0021); China Postdoctoral Science Foundation(2020M670158,2020TQ0037,2020M671672)
作者简介:陶船斯嘉(1993-),女,黑龙江哈尔滨人,哈尔滨工业大学博士研究生。
通讯作者:杜 鑫(1980-),女,黑龙江哈尔滨人,哈尔滨工业大学副教授。

the mathematical model, the dependence relationship graphs of performance parameters were drawn, and the loss and gain caused by changing the maximum thickness position were analyzed. The optimal selection maps of the maximum thickness position under different design conditions were given, so as to provide reliable profile reference data for high-load cascade design. The results show that the selection of maximum thickness position has significant impact on the blade profile design of high-load compressor cascade, the optimal maximum thickness position is located in 20% to 35% relative chord length. With the increase of turning angle and cascade diffusion degree, the optimal position of maximum thickness moves forward, and the induced loss gain is increased significantly.

Key words: high subsonic compressor, blade profile design, prediction model

引 言

随着级负荷增加,边界层分离尺度增大,涡系结构变得更加复杂^[1]。为了获得良好的性能,高负荷航空发动机压气机的转子和静子叶栅均需要进行流动控制。由此,低反力度设计方法被提出^[2-4]。对于低反力度高负载级,静子入口马赫数和静压升系数均显著增加。高亚音入口大折转角叶型设计成为一个巨大挑战^[5]。

在早期的叶型研究中,Koller 等人^[6]认为控制良好的前加载叶型可以促进转捩,避免强烈的层流分离,通过减小压力梯度和吸力面中后部载荷,可获得良好的性能。这是因为随着最大厚度位置前移,吸力面的峰值速度位置也向前移动。当边界层很薄时,压力梯度较大;随着边界层增厚和到达临界状态,速度梯度变弱,这有利于边界层稳定^[7]。

因此,有必要探索选择最大厚度位置的通用规则,以及最大厚度位置与关键几何参数和叶栅性能的相关关系。

在航空发动机压气机设计中,稠度和折转角是初步设计中的关键几何参数,决定了叶栅的扩压程度。早期的 NASA 研究报告指出,稠度和折转角对气流折转、叶片负荷和工作范围有显著影响^[8]。在初始设计和通流设计中都需要经验性的稠度选择^[9-10],因此,研究用于多级轴流压气机通流计算的包含稠度的性能预测模型很有必要。Bruna 等人^[11]建立了包含入口气流角、入口马赫数、轴向密流比、雷诺数和稠度的叶型损失模型。针对 NA-CA65 叶型,Xu 等人^[12]建立了包含展弦比、稠度、马赫数和折转角的用于弯叶片的性能预测模型。

为进一步发展压气机初始设计,探索最大厚度位置匹配叶栅关键参数的选取规则,本文研究了最大厚度位置(e/b)、折转角(θ)以及稠度(σ)与叶栅气动性能参数的相关关系。在此过程中使用了基于模型的定量研究。最终为具有不同设计需求的设计者提供了最大厚度最佳位置的数据库,可作为参数选取工具。

1 计算模型与数值方法

平面叶栅原型是某三级高负荷压气机的中间级静叶,叶片造型采用本课题组自有造型程序。叶型成型方法有两种:一种是用不同形式的曲线生成叶型的中弧线和厚度分布规律,然后将叶型的厚度叠加于叶型中弧线上形成包络线,得到叶型的吸力面和压力面型线;另一种是直接由一段或多段曲线相连,并直接给出压力面和吸力面上的控制点约束生成型线。本文叶型成型方法采用的是叶型中弧线叠加叶型厚度分布的方法,基于高次多项式组合的形式控制二维叶型的生成。中弧线的生成方法采用四次多项式,表达方程式为:

$$y = \sum_{i=0}^4 a_i x^i, 0 \leq x \leq 1 \quad (1)$$

式中: x —叶栅的轴向坐标; y —叶栅的圆周切向坐标。在式(1)中,中弧线的轴向长度定义为单位长度1,对于实际的叶栅,通过给定的弦长对中弧线进行比例缩放。叶片厚度分布规律采用双三次多项式组合控制,两条三次曲线在最大厚度位置处分开,因此厚度的控制参数需要6个,且控制参数之间相互独立,在设计中能任意调整,能实现厚度规律的理想控制,满足多种变化规律形式的要求。厚度规律曲

线的表达式为:

$$c = \begin{cases} \sum_{i=0}^3 a_{1i} b^i, 0 \leq b \leq e \\ \sum_{i=0}^3 a_{2i} b^i, e < b \leq B \end{cases} \quad (2)$$

式中: b —叶片弦向坐标; c —叶片厚度规律函数; B —叶片弦长。此叶型适用的入口马赫数范围为 0.5 ~ 0.93, 相关说明均已在参考文献[13]中详细阐述。

最大厚度位置选择 0.2, 0.3, 0.4, 0.5 和 0.6 相对弦长位置, 选取折转角为 35°, 40°, 44° 以及 46°, 稠度取值为 1.25 ~ 2.05。几何参数如表 1 所示。图 1 为 40° 折转角下具有不同最大厚度位置的叶型, 以及叶型轴向厚度分布。将计算方案中的几何参数进行组合, 并对每一个叶栅进行变冲角计算, 得到最小损失冲角。

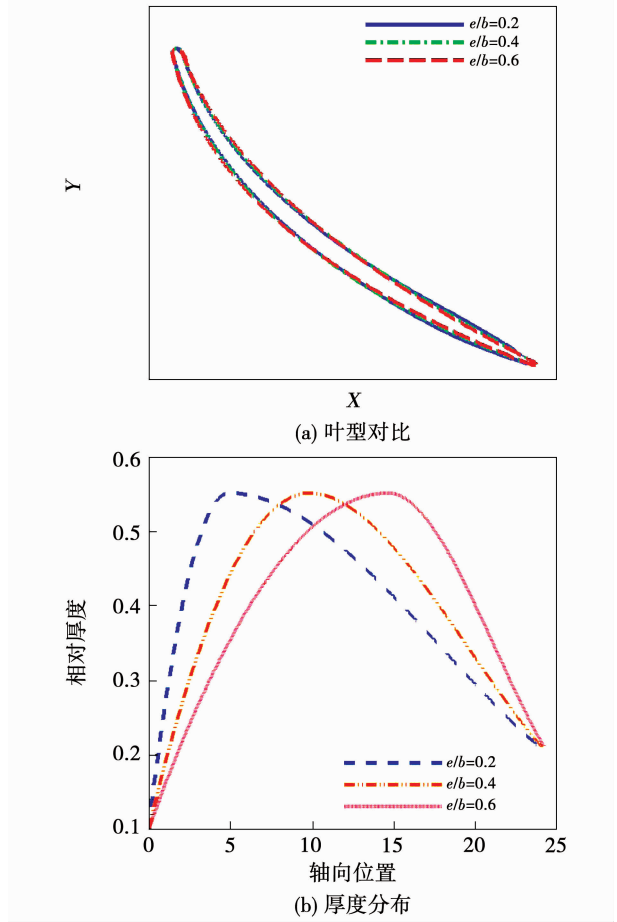


图 1 叶型对比与厚度分布

Fig. 1 Comparison of blade profiles and distribution of thickness

表 1 叶栅参数

Tab. 1 Cascade parameters

参 数	数 值
弦长/m	0.024 2
叶高/m	0.024 3
入口马赫数	0.8
最大相对厚度/%	4.5
稠度	1.25 ~ 2.05
入口几何角/(°)	45 ~ 56
出口几何角/(°)	10
叶型折转角/(°)	35 ~ 46
最大厚度位置/%	20 ~ 60

采用 ANSYS CFX 流体动力学数值分析软件进行数值计算, 湍流模型采用 Shear Stress Transport 模型, 转捩模型采用 $\gamma - \theta$ 模型。求解时对流项选取高精度差分格式, 以此保证计算精度。第一层网格宽度设定为 10^{-6} m, 计算结果壁面的 Y^+ 值不超过 4, 满足求解要求。边界条件给定入口总温 440 K、总压 430 kPa, 气流角方向, 来流湍流度 5% 和出口流量条件, 保证入口马赫数 0.8 不变。网格划分采用 NUMECA 软件的 IGG/AutoGrid5 模块生成 H - O - H 型结构化网格, 数值方法在文献[14]验证。

2 结果与分析

扩压因子定义 D 参考文献[9], 如式(3)所示。总压损失系数 ω 以及静压升系数 Cp_2 定义见式(4)、式(5)。

$$D = 1 - \frac{v_2}{v_1} + \frac{\Delta v_u}{2v_1 \sigma} \quad (3)$$

$$\omega = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1} \quad (4)$$

$$Cp_2 = \frac{p_2 - p_1}{p_1^* - p_1} \quad (5)$$

式中: v 、 Δv_u 和 σ —速度、切向速度变化以及稠度; p^* 和 p —总压和静压; 下标 1, 2—叶栅的入口、出口。扩压因子包含叶栅入口速度、出口速度、稠度以及扭速, 可用来衡量叶片负荷水平。总压损失系数和静压升系数用来衡量叶栅的气动性能。

2.1 冲角特性

图 2 给出不同稠度和最大厚度位置下的叶栅变冲角特性。由图可以看出,随着稠度增加,损失特性线向右上方移动,而扩压因子特性线整体向右平移。此时,最小损失冲角以及此冲角下的总压损失和扩压因子均随稠度的增大而增加。此外,随着最大厚度位置前移,正冲角范围显著拓宽且相应的总压损失降低。随着最大厚度位置后移,最小损失冲角以及此冲角下的扩压因子降低,总压损失升高。

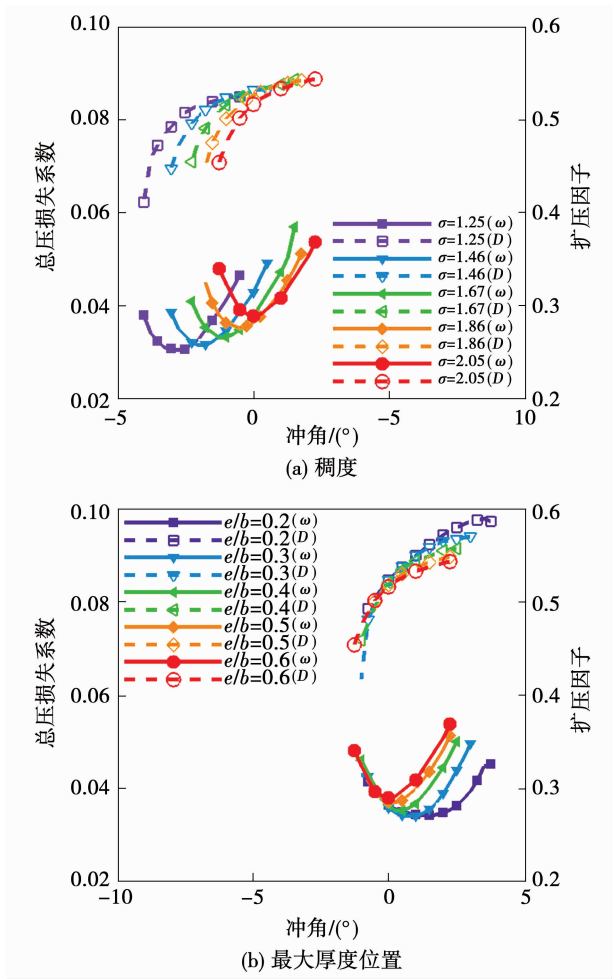


图 2 不同稠度和最大厚度位置下的叶栅变冲角特性
Fig. 2 Characteristics of cascade varying angle of attack at different consistency and maximum thickness positions

2.2 总体性能

选取最小总压损失冲角 i_0 下的总压损失系数 (ω_0) 和扩压因子 (D_0) 作为性能参数研究对象,探讨包含稠度 (σ)、最大厚度位置 (e/b) 以及折转角 (θ)

在内的几何参数对叶栅总体性能的影响规律。

图 3 为性能参数受稠度的影响趋势。由图可知,随着稠度增加,最小总压损失线性增加,扩压因子在小折转角 ($\theta = 35^\circ, 40^\circ$) 时变化趋势呈二次曲线,在大折转角 ($\theta = 44^\circ, 46^\circ$) 时增长不显著。

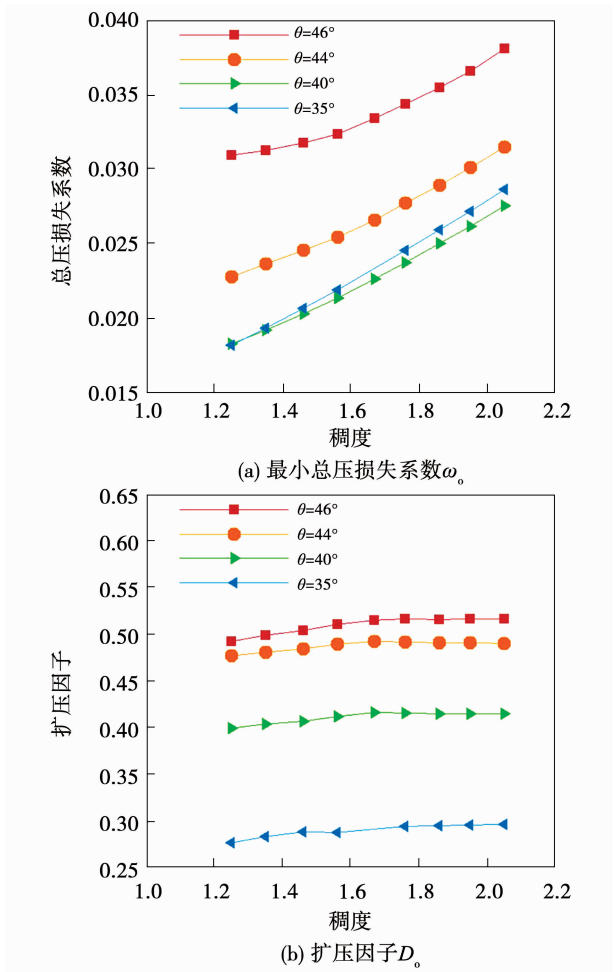


图 3 最小损失冲角下的性能参数随稠度的变化
Fig. 3 Variations of performance parameters with consistency at minimum loss angle of attack

图 4 为性能参数受折转角的影响趋势。由图可知,随着折转角增加,最小总压损失先减小后增加,总压损失最低的折转角为 40° 。扩压因子随着折转角增加线性增加。

图 5 为性能参数受最大厚度位置的影响趋势。由图可知,最小总压损失和扩压因子随最大厚度位置的变化趋势均呈二次曲线,但曲线的形状有差异。

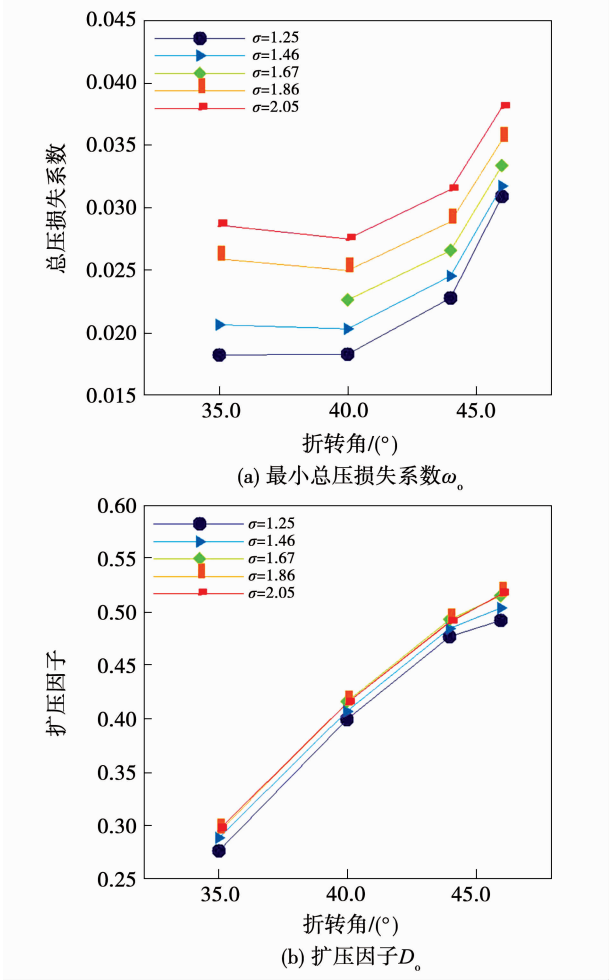


图 4 最小总压损失冲角下的性能参数随折转角的变化

Fig.4 Variations of performance parameters with turning angle at minimum loss angle of attack

2.3 模型建立与误差分析

基于以上研究,可用二次多项式模型拟合 i_0 、 ω_0 、 D_0 等与 σ 、 θ 、 e/b 的相关关系,并可用公式(6)描述。变量 $X = x_i$,表示叶栅几何参数(σ 、 e/b 、 θ),变量 N 表示输入参数的数量,变量 F 表示性能参数(ω_0 、 D_0)。变量 a 、 b 、 c 表示模型系数。拟合结果的判别系数大于 0.96,拟合结果达精度要求。误差定义均采用相对误差形式,相对误差基本不超过 7%。

$$F(X) = a_0 + \sum_{i=1}^N b_i x_i + \sum_{i=1}^N c_i x_i^2 + \sum_{j=2}^N \sum_{i=1}^{j-1} c_{ij} x_i x_j \tag{6}$$

图 6 为应用上述数学模型得到的预测结果与应用计算流体力学(CFD)数值仿真得到的计算结果之间的对比情况,其中横轴为 CFD 计算值,纵轴为模

型预测值。图中直线代表模型预测与 CFD 计算相等的情况,散点越接近直线证明模型预测效果越好。

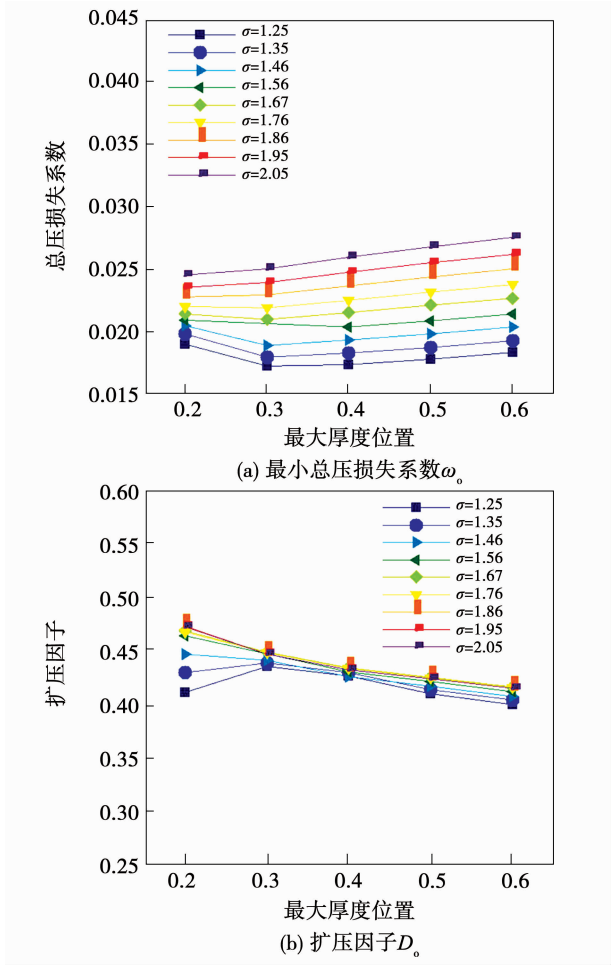


图 5 最小总压损失冲角下性能参数随最大厚度位置的变化

Fig.5 Variations of performance parameters with maximum thickness position at minimum loss angle of attack

2.4 模型应用

由于设计过程中折转角往往是确定的,因此需要研究满足既定折转角设计目标的稠度和最大厚度位置选择的匹配关系。

图 7 为损失云图与扩压因子等值线。可以看出随着折转角升高,总压损失和扩压因子升高。当折转角为 46° 时,总压损失升高最显著,此时扩压因子已达到 0.55 的极限负荷情况。对于确定的折转角来说,高总压损失区存在于大稠度($\sigma \geq 1.8$)以及较靠后的最大厚度($e/b \geq 0.4$)位置区域,低总压损失区为小稠度($\sigma \leq 1.6$)以及较靠前的最大厚度位置

($e/b \leq 0.4$) 区域。当折转角不变时,总压损失系数受稠度影响相较于最大厚度位置来说更显著:随着稠度增加,总压损失明显增加;随着最大厚度位置前移,总压损失先减小再增加。扩压因子受最大厚度位置影响更显著,总体上来说随着最大厚度位置前移,扩压因子升高。当折转角和最大厚度位置不变时,稠度增加扩压因子变化不大。

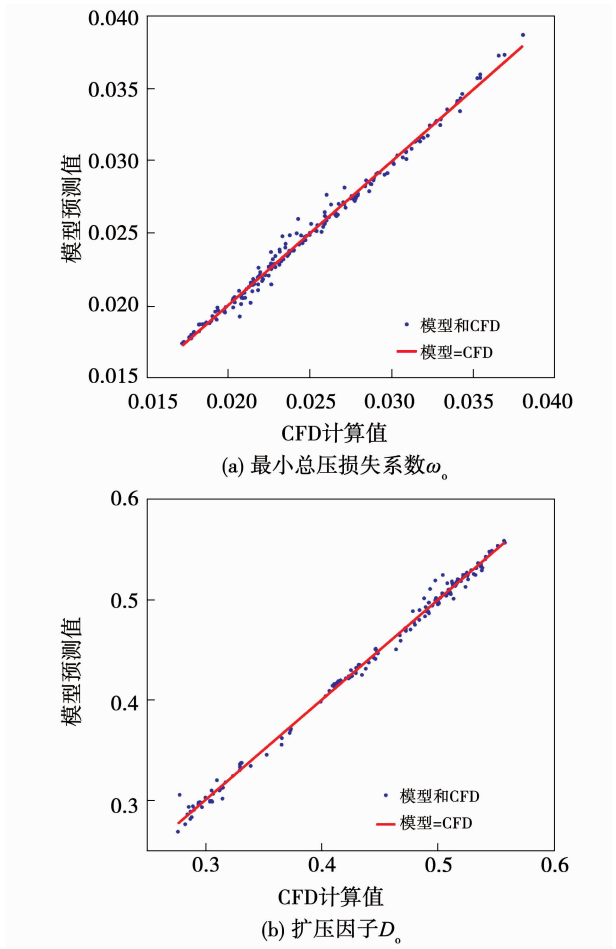


图 6 模型预测结果与 CFD 计算结果对比

Fig.6 Comparison of model prediction result and CFD calculation result

在确定的稠度以及折转角条件下,最高总压损失常发生在最大厚度位置 0.6 的方案中。因此,将每一个稠度以及折转角取值条件下的最大厚度位置为 0.6 的方案作为基准,采用总压损失的相对变化量来衡量这一稠度以及折转角取值组合下的其他最大厚度位置方案相对于基准方案的损失降低情况(也称为损失收益 $\delta\omega_0$)。

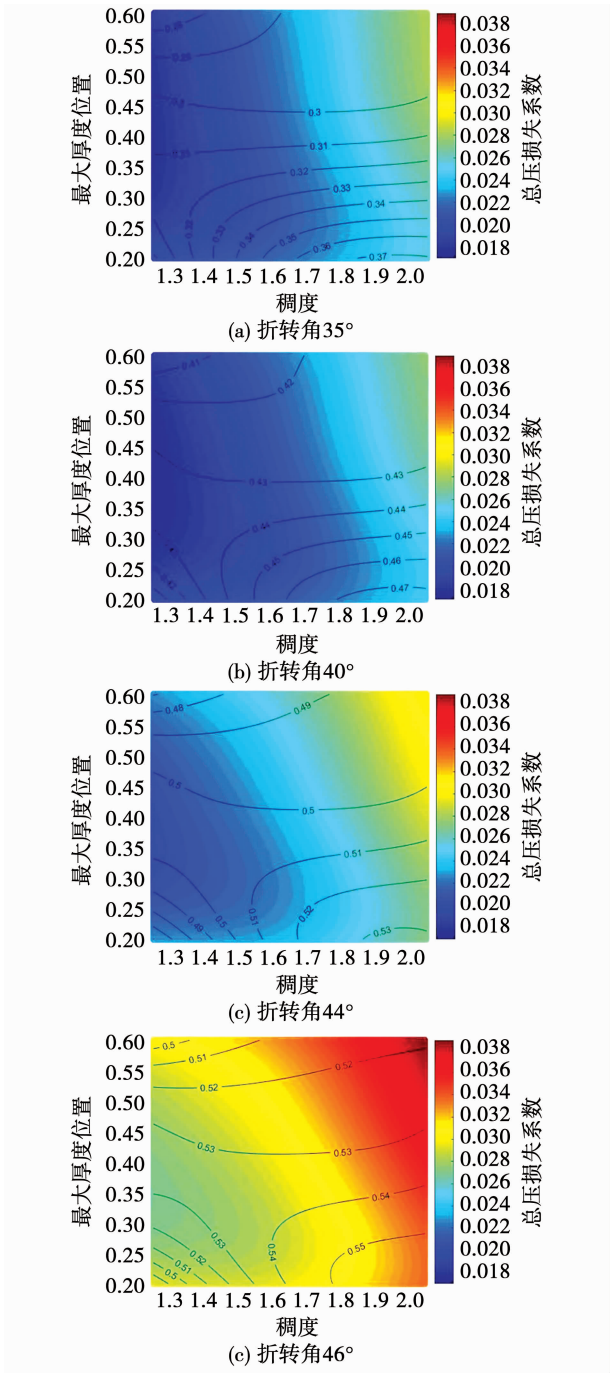


图 7 损失云图与扩压因子等值线

Fig.7 Loss cloud charts and diffusion factor contour lines

图 8 为在确定折转角(35°和 46°)下,总压损失系数、扩压因子、静压升系数以及损失收益随着稠度和最大厚度位置的分布情况。由图可以看出,在大折转角高负荷叶栅($\theta = 46^\circ$)中,通过最大厚度位置的合理选取获得的损失收益更高,可达到 14%。也就是说,对于高负荷叶栅来说,最大厚度位置选取的重要性和收益均更为显著。

以 46° 折转角为例,对于每一个稠度,均存在一个最大厚度位置,使损失收益最高,也即总压损失系数最低。此最大厚度位置成为这一折转角和稠度取值组合下的最优最大厚度位置。将折转角 46° 条件下所有稠度的最优最大厚度位置方案连线,形成 46° 折转角最优方案曲线,名为 $(\delta\omega_o)_{\max}, \theta = 46^\circ$,如图 8 所示。此曲线上的最大厚度位置为在折转角 46° 时,最大厚度位置匹配稠度的选取结果。可以看出随着稠度增加,最优最大厚度位置前移,损失收益增加。与小折转角 ($\theta = 35^\circ$) 对比,可以发现在大折转角下,最优最大厚度位置更靠前。也就是说,对于大折转角高负荷叶栅,需要更靠前的最大厚度位置来实现损失最低,此时也会获得更高的损失收益。

的损失收益显著增加。对于确定折转角叶栅来说,在大稠度下选取最优最大厚度位置所带来的损失收益更高。由此可见,在高负荷叶栅中,优化最大厚度位置的选择效果显著。

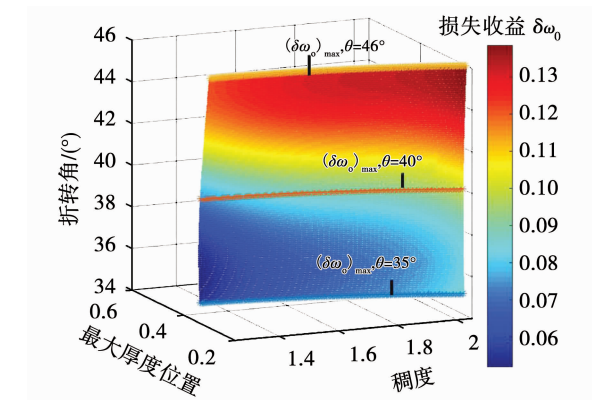
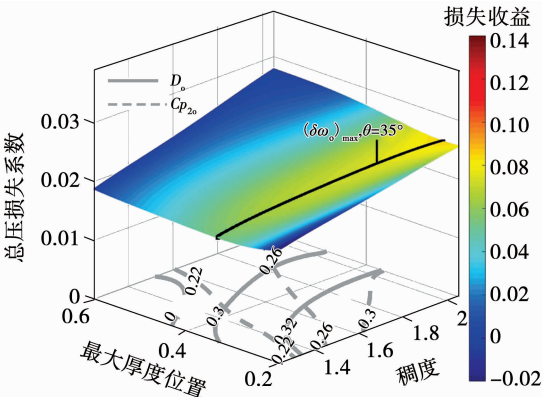


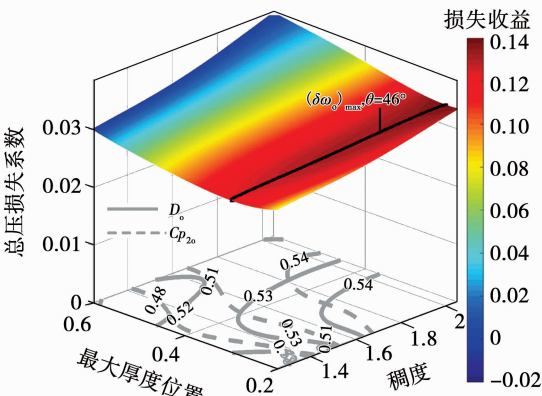
图 9 最优最大厚度位置曲面上损失收益分布
Fig.9 Loss and gain distribution on the surface of optimal maximum thickness position

图 10 展示的是最优最大厚度位置曲面上,总压损失系数、扩压因子、静压升系数等叶栅气动性能参数的分布情况。可以看出,当选取最优最大厚度位置时,总压损失系数总体上处于较低水平,基本不超过 3%。低总压损失区处于小稠度和小折转角范围;在大稠度和大折转角条件下,合理的最大厚度位置选取也可使总压损失保持在可接受范围内。

另外,随着折转角增加,叶栅的扩压因子和静压升系数也显著提高。因此低总压损失和高扩压就成为不可兼得的两个设计目标。图 10 同时给出损失分布和静压升系数分布,可以在目标的扩压水平下寻找损失最低的稠度和最大厚度位置匹配设计方案,例如选取静压升系数为 0.5 等值线,在此曲线上选取使总压损失系数最低的稠度、折转角和最大厚度位置取值组合。也可以在低总压损失区域内寻求静压升系数最高的方案,例如在总压损失系数为 2% 的等值线上选取静压升系数最大的方案。当面对确定折转角的设计目标时(以 44° 为例),可在这一折转角等值线上选取总压损失最低或者静压升系数最高的稠度和最大厚度位置取值组合。这为设计者在进行高负荷压气机设计的初始设计和通流设计过程中提供有利参考。



(a) 折转角 35°



(b) 折转角 46°

图 8 损失收益云图以及扩压因子和静压升系数等值线
Fig.8 Loss and gain cloud charts and diffusion factor and static pressure rise coefficient contour lines

所有折转角下的最优最大厚度位置曲线组成最优最大厚度位置曲面,如图 9 所示。可以看出,随着折转角和叶栅负荷的增加,最优最大厚度位置带来

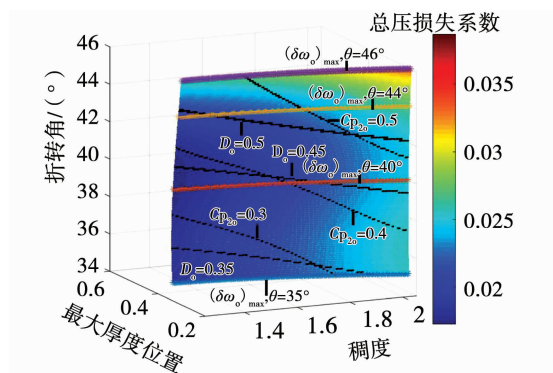


图 10 最优最大厚度位置曲面上气动性能分布

Fig. 10 Aerodynamic performance distribution on the surface of optimal maximum thickness position

3 结 论

本文研究了高亚音扩压叶栅几何参数 ($e/b, \theta, \sigma$) 对叶栅气动性能 ($D_0, \omega_0, C_{p_{20}}$) 等的影响。数值研究表明,在最小总压损失冲角下,根据设计要求对最大厚度位置进行适当优化,可以显著降低总压损失水平。主要结论如下:

(1) 通过数值仿真对大量的二维叶栅进行了数值模拟。结果显示,总压损失系数和扩压因子与稠度呈线性变化关系,随最大厚度位置的变化规律可用二次多项式表示。扩压因子与折转角呈线性变化关系,而总压损失系数随折转角的变化规律可用二次多项式表示。

(2) 建立了气动性能参数的二次多元回归模型,在此基础上选择了最优最大厚度位置曲面,最优最大厚度位置位于 20% ~ 35% 相对弦长位置。随着折转角和叶栅扩压程度升高,最优最大厚度位置提前,且带来的损失收益显著提高。因此,最大厚度位置的选择对高负荷扩压叶栅叶型设计来说影响显著。

(3) 建立了整个取值空间内的最优最大厚度位置数据库,并给出了相应的叶栅气动性能参数模型预测结果。为高负荷压气机设计的初始设计和通流设计过程提供有利参考。

参考文献:

[1] SUN S, CHEN S, LIU W, et al. Effect of axisymmetric endwall contouring on the high-load low-reaction transonic compressor rotor with a substantial meridian contraction[J]. Aerospace Science and

Technology, 2018, 81(10): 78–87.

- [2] QIANG X, WANG S, FENG G, et al. Aerodynamic design and analysis of a low-reaction axial compressor stage[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(1): 1–7.
- [3] SUN S, WANG S, CHEN S. The influence of diversified forward sweep heights on operating range and performance of an ultra-high-load low-reaction transonic compressor rotor[J]. Energy, 2019, 194: 116857.
- [4] SUN S, WANG S, CHEN S. Design, modification and optimization of an ultra-high-load transonic low reaction aspirated compressor[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 105975.
- [5] ZHANG L, WANG S, CHEN S, et al. Unsteady simulation of a subsonic low-reaction aspirated compressor[J]. Proceedings of the Chinese Society of Electrical Engineering, 2015, 35(15): 3879–3885.
- [6] KOLLER U, MONIG R, KUSTERS B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines, part I: design and optimization[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3): 397–405.
- [7] SIEVERDING F, RIBI B. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126: 323–331.
- [8] BULLOCK R O, JOHNSEN I A. Aerodynamic design of axial-flow compressors[M]. Washington Scientific and Technical Information Division, National Aeronautics and Space Administration, 1965.
- [9] LAROSILIERE L, WOOD J. Aerodynamic design study of advanced multistage axial compressor[J]. NASA Report, 2002, No. NASA TP 2002–211568.
- [10] HORLOCK J H, DENTON J D. A review of some early design practice using computational fluid dynamics and a current perspective[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 5–13.
- [11] BRUNA D, CRAVERO C, TURNER M G. The development of an aerodynamic performance prediction tool for modern axial flow compressor profiles[C]//ASME Turbo Expo 2006, 2006.
- [12] XU W, DU X, TAO C, et al. Correlation of solidity, aspect ratio and compound lean blade in compressor cascade design[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 150: 175–192.
- [13] 李绍斌. 跨音速压气机高负荷弯扭静叶设计及其级的气动性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- LI Shao-bin. Design of highly loaded dihedral stator and investigation on the aerodynamic stage performance in an axial transonic compressor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007.
- [14] 李思琪. 高亚音扩压叶栅优化设计及流动机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- LI Si-qi. Optimization of high subsonic compressor cascade and research on the flow mechanism investigation[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.

(姜雪梅 编辑)