

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.02.022

# 可控扩散叶型吸力面峰值等熵马赫数位置对叶栅气动性能影响

陈晓洁,周正贵,曾凌霄

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘 要:**通常亚音压气机叶型表面等熵马赫数分布符合可控扩散规律,并且吸力面峰值马赫数位置靠前叶栅气动性能较好。采用自动优化方法,设计出给定吸力面峰值等熵马赫数位置可控扩散叶型,分析此位置对叶栅气动性能的影响规律。研究表明:对于可控扩散转子和静子叶型,在设计工况下,当吸力面峰值等熵马赫数位置位于 0.20 倍轴向弦长时,吸力面附面层沿流程快速发展,造成叶栅损失大幅增加;当吸力面峰值等熵马赫数位置为 0.10~0.15 倍轴向弦长时,设计进气角近似位于叶栅低损失进气角范围中,且低损失范围内损失较低。

**关键词:**压气机;叶栅;负载分布;可控扩散叶型;优化设计

**中图分类号:**V231.3      **文献标志码:**A      **文章编号:**1671-5276(2024)02-0106-06

## Effect of Positions of Peak Isentropic Mach Number on Suction Surface of Controlled Diffusion Airfoils on Aerodynamic Performance of Cascades

CHEN Xiaojie, ZHOU Zhenggui, Zeng Lingxiao

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The isentropic Mach number distribution on the airfoil surface of a subsonic compressor generally complies with the law of controlled diffusion, and the aerodynamic performance of cascades in front peak Mach number position on the suction surface is satisfactory. Designs a controlled diffusion airfoils with given suction surface peak isentropic Mach number position by automatic optimization technique, and analyzes the effect of its positions on the aerodynamic performance of the cascades. The results show that the controlled diffusion rotor and stator airfoils, when the peak isentropic Mach position of the suction surface is 0.20 times the axial chord length under the design condition, the boundary layer of the suction surface develops rapidly along the flow, resulting in a large increase in cascade loss. When the position of the peak isentropic Mach number on the suction surface is ranging from 0.10 to 0.15 times the axial chord length, the inlet angle at design point is approximately in the middle of the operating range, and lower loss is expected in the operating range.

**Keywords:** compressor; cascade; load distribution; controlled diffusion airfoil; optimization design

## 0 引言

压气机是航空发动机的主要部件,叶型是构成压气机叶片的基本元素,其载荷分布决定压气机整体气动性能。因此掌握载荷分布规律,是先进压气机气动设计的关键<sup>[1-3]</sup>。

SIEVERDING F 等<sup>[4]</sup>采用 Bezier 曲线拟合叶型,优化后的叶型前部载荷增大,吸力面流速峰值点从距前缘 0.3 倍弦长处变至 0.05 倍处,损失降低,工作范围增加。KESKIN A 等<sup>[5]</sup>采用自动多目标优化设计,优化后叶型在设计和非设计条件下性能均有明显提升。KÖLLER U 等<sup>[6]</sup>采用正态分布随机搜索与梯度法相结合数值最优化方法优化二维叶型,优化叶型前部载荷增大,中部载荷分布更

为均匀,全攻角范围损失减小。HASHIMOTO K 等<sup>[7]</sup>研究发现,对于高亚音马赫数,前加载叶片较后加载叶片产生了较低的损失及更宽的可用进气角范围。PRAKASH C 等<sup>[8]</sup>通过改变叶片数、安装角及尾缘转折角控制载荷分布,结果表明载荷增加,载荷位置后移使得叶片吸力面分离加剧,损失增加。孙奇等<sup>[9]</sup>采用试验表明前加载叶型具有优良的设计工况及变工况气动性能,随着进口马赫数的增加,前加载叶片较后加载叶片能量损失系数增长速度更快。李梦雪等<sup>[10]</sup>研究表明载荷分布会影响气流加速及扩压梯度大小,进而影响激波产生和附面层发展,导致全攻角范围内性能变化。赵清伟等<sup>[11]</sup>通过在中弧线上叠加厚度优化叶型几何,优化叶型前部加载变大,总压损失系

**基金项目:**国家科技重大专项项目(2017-II-0001-0013)

**第一作者简介:**陈晓洁(1998—),女,湖北十堰人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气体动力学、风扇/压气机流动控制等, wangml4427@163.com。

数降低,低损失攻角范围增大。张科<sup>[12]</sup>研究了径向载荷分布对压气机/风扇性能的影响规律,结果表明优化叶片的效率提高了 3.07%,效果显著。彭鸿博等<sup>[13]</sup>利用数值模拟仿真技术改变叶片中弧线,使得前排叶片吸力面峰值马赫数位置和大小发生变化,改变了叶片整体性能。

本文以亚音进气转子和静子叶型为研究对象,采用优化设计方法确定符合可控扩散规律的

载荷分布及叶型吸力面峰值马赫数位置的叶型,研究峰值位置对可控扩散规律叶型气动性能的影响。

## 1 优化设计方法

本文可控扩散规律叶型设计采用自动优化设计方法,优化模块采用遗传算法并结合单纯形法的局部寻优能力改善<sup>[14-17]</sup>。优化的目标函数设置如下:

$$F = C_1 \left( 1 - \left| \frac{B - B_{obj}}{L} \right| \right) + C_2 \left( 1 - \frac{\sum_{j=1}^3 \left| Ma_j - \frac{\sum_{j=1}^3 Ma_j}{3} \right|}{\sum_{j=1}^3 Ma_j} \right) + C_3 \left( 1 - \frac{\Delta\beta - \Delta\beta_{obj}}{\Delta\beta_{obj}} \right) + C_4 (1 - \bar{\omega}) \quad (1)$$

式中: $F$ 为目标函数值;第1个分目标中, $B_{obj}$ 为目标峰值马赫数位置; $B$ 为计算峰值马赫数位置; $L$ 为轴向弦长,此分目标为达到给定吸力面峰值马赫数位置;第2个分目标中, $Ma_j$ 中 $j$ 取值1、2、3,分别对应压力面相对轴向弦长0.1、0.4、0.8位置处的马赫数值,此分目标通过约束压力面在此3处位置的马赫数差值,从而实现压力面等熵马赫数近于不变;第3个分目标中, $\Delta\beta$ 、 $\Delta\beta_{obj}$ 为计算及目标气流转折角,此分目标为达到给定的气流转折角;第4个分目标中, $\bar{\omega}$ 为总压损失系数,此分目标为损失最小;权重系数设置为 $C_1 = 100$ 、 $C_2 = 10$ 、 $C_3 = 20$ 、 $C_4 = 5$ 。优化40代,每代210个个体。

本文采用的是基于修改量的参数化方法(即在原始叶型上叠加修改量),在不改变原始叶型弦长与安装角的情况下对其型线进行修改。对叶型型面的修改主要分为对中弧线和叶型厚度的修改。修改量的给定包括修改的位置和修改量的变化范围。修改位置取弦向的相对位置,修改量的大小用变化量相对于最大厚度的值来表示。为了避免叶型厚度局部出现负值,修改量的取值应小于1。对叶型优化的修改值如表1所示。

表1 叶型型面修改量及范围

| 中弧线  |               | 厚度   |               |
|------|---------------|------|---------------|
| 修改位置 | 变量范围          | 修改位置 | 变量范围          |
| 0    | $[-0.5, 0.5]$ | 0.05 | $[-0.5, 0.5]$ |
| 0.10 | $[-0.5, 0.5]$ | 0.10 | $[-0.5, 0.5]$ |
| 0.25 | $[-0.5, 0.5]$ | 0.25 | $[-0.5, 0.5]$ |
| 0.45 | $[-0.5, 0.5]$ | 0.45 | $[-0.5, 0.5]$ |
| 0.65 | $[-0.5, 0.5]$ | 0.65 | $[-0.5, 0.5]$ |
| 0.85 | $[-0.5, 0.5]$ | 0.80 | $[-0.5, 0.5]$ |
| 1.00 | $[0, 0]$      | 0.90 | $[-0.5, 0.5]$ |

## 2 载荷分布对静子叶型气动性能影响

首先针对进气马赫数0.4和0.7两种静子叶型,研究载荷分布对其气动性能影响,两种叶型主要参数如表2所示。

表2 叶型主要参数

| 叶型进气马赫数 | 进气角/(°) | 出气角/(°) | 气流转角/(°) | 稠度   | 扩散因子 |
|---------|---------|---------|----------|------|------|
| 0.4     | 43.45   | 0.83    | 42.62    | 1.72 | 0.43 |
| 0.7     | 42.00   | 6.42    | 35.58    | 1.50 | 0.56 |

### 2.1 进气马赫数0.4叶型

采用自动优化方法得到吸力面峰值马赫数位置分别在0.05、0.10、0.15和0.20倍相对轴向弦长可控扩散静子叶型,如图1所示。该图表明,吸力面峰值等熵马赫数位置越靠后,则叶型前缘几何角(与轴向夹角)越大。图2表明,4种优化叶型表面等熵马赫数符合可控扩散规律,且吸力面峰值点位置与目标接近。表3表明,4种优化叶型气流转折角及吸力面峰值点位置接近目标值。图3为设计工况叶栅通道内马赫数云图。

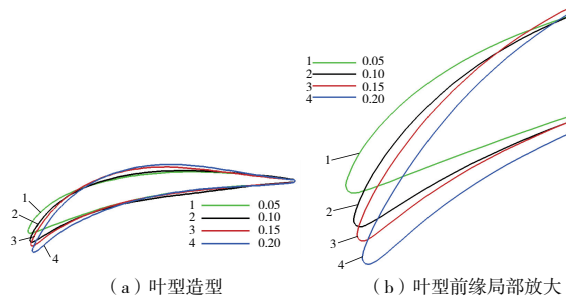


图1 0.4Ma 4种可控扩散静子叶型图

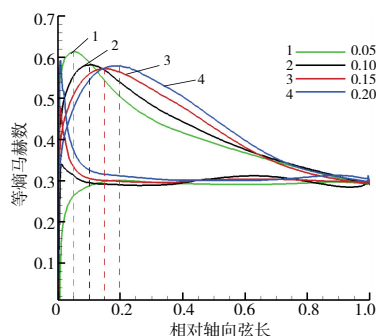


图2 0.4Ma 设计进气角不同静子叶型等熵马赫数分布

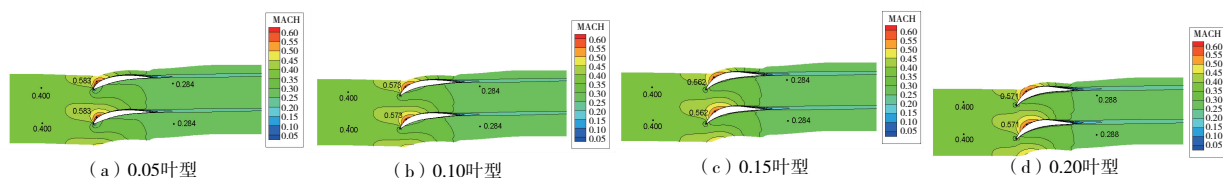


图3 0.4Ma 设计工况静子叶栅通道内马赫数云图

图4展示了叶型吸力面相对位移厚度沿轴向弦长分布情况,在相对轴向弦长0.6倍以内,吸力面峰值马赫数位置变化不影响附面层沿流程发展,但大于此值,吸力面峰值马赫数位置越向下游则附面层增加越快,因此造成损失越大。叶栅损失主要来源于附面层损失、尾迹损失。表4表明尾迹损失所占比例较小。

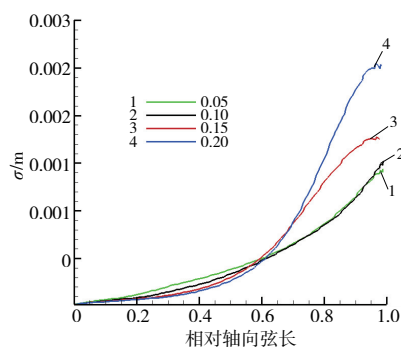


图4 0.4Ma 设计工况静子叶型吸力面位移厚度沿轴向弦长分布

表4 0.4Ma 设计工况静子叶型损失构成

| 峰值位置叶型 | 附面层损失   | 尾迹损失    | 总损失     |
|--------|---------|---------|---------|
| 0.05   | 0.016 1 | 0.002 0 | 0.018 1 |
| 0.10   | 0.016 2 | 0.002 2 | 0.018 4 |
| 0.15   | 0.018 5 | 0.002 4 | 0.020 9 |
| 0.20   | 0.021 6 | 0.003 2 | 0.024 8 |

图5给出4种峰值马赫数位置叶型设计进气马赫数(0.4)损失随进气角变化曲线。此图表明,

表3 0.4Ma 4种优化静子叶型气动性能

| 峰值位置叶型 | 目标气流转角/(°) | 实际气流转角/(°) | 目标位置 | 实际位置 | 总压损失系数  |
|--------|------------|------------|------|------|---------|
| 0.05   | 42.62      | 42.54      | 0.05 | 0.05 | 0.018 1 |
| 0.10   |            | 42.51      | 0.10 | 0.10 | 0.018 4 |
| 0.15   |            | 42.74      | 0.15 | 0.15 | 0.020 9 |
| 0.20   |            | 42.67      | 0.20 | 0.20 | 0.024 8 |

吸力面峰值马赫数位于0.05倍轴向弦长处低损失进气角范围最大,但是设计进气角位于低损失进气角范围右边,因此失速裕度较小;随着吸力面峰值马赫数位置向下游偏移,损失曲线右移;当位置为0.10时,设计进气角接近于低损失攻角范围中间且低损失区域损失数值总体较低。

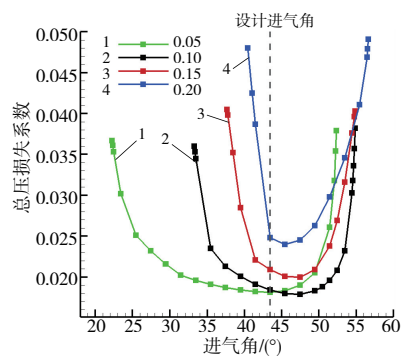


图5 0.4Ma 静子叶型总压损失系数随进气角变化曲线

## 2.2 进气马赫数0.7叶型

采用自动优化方法得到吸力面峰值马赫数位置分别在0.05、0.10、0.15和0.20倍相对轴向弦长可控扩散静子叶型。图6表明,吸力面峰值等熵马赫数位置越靠后,则叶型前缘几何角(与轴向夹角)越大。图7表明吸力面峰值点位置与目标接近,表5表明4种优化叶型气流转角及吸力面峰值点位置接近目标值,因此可进行不同峰值马赫数位置叶型的比较。图8为设计工况叶栅通道内马赫数云图,该图表明,随着吸力面峰值位置后

移,局部激波前马赫数不断增大。

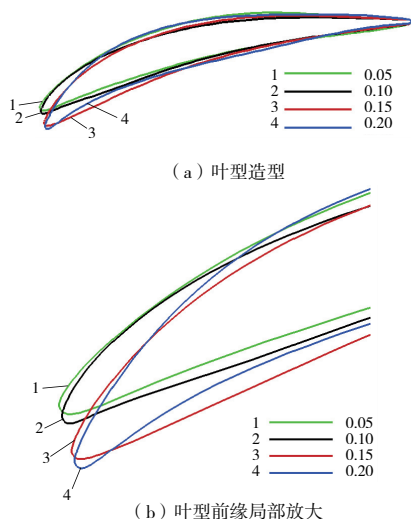


图6 0.7Ma 4种可控扩散静子叶型图

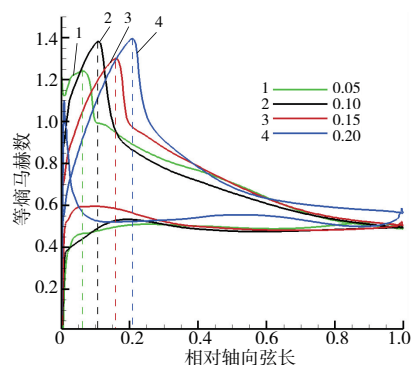


图7 0.7Ma 设计进气角不同静子叶型等熵马赫数分布

表5 0.7Ma 4种优化静子叶型气动性能

| 峰值位置<br>叶型 | 目标气流<br>转角/(°) | 实际气流<br>转角/(°) | 目标<br>位置 | 实际<br>位置 | 总压损失<br>系数 |
|------------|----------------|----------------|----------|----------|------------|
| 0.05       | 35.58          | 35.67          | 0.05     | 0.06     | 0.022 1    |
| 0.10       |                | 35.74          | 0.10     | 0.11     | 0.027 4    |
| 0.15       |                | 35.58          | 0.15     | 0.16     | 0.026 8    |
| 0.20       |                | 34.72          | 0.20     | 0.21     | 0.050 5    |

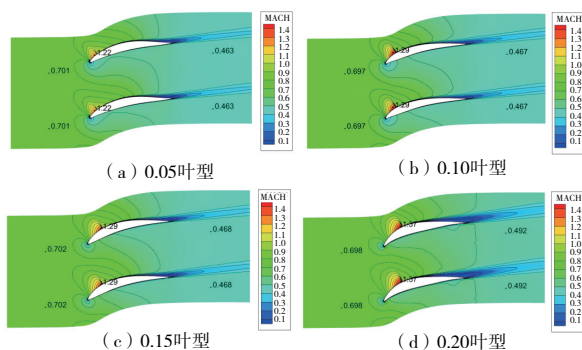


图8 0.7Ma 设计工况静子叶栅通道内马赫数云图

图9展示了设计工况下叶型吸力面相对位移厚度沿轴向弦长分布情况。该图表明,当吸力面峰值马赫数位置为0.20时,附面层位移厚度增速较快,其他3个位置增速相差较小;表6也表明此位置附面层损失最大,同时激波损失、尾迹损失也相应最大,导致叶栅总损失最大。

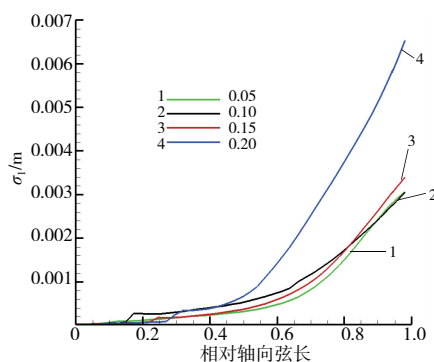


图9 0.7Ma 设计工况静子叶型吸力面位移厚度沿轴向弦长分布

表6 0.7Ma 设计工况静子叶型损失构成

| 峰值位置<br>叶型 | 附面层<br>损失 | 激波<br>损失 | 尾迹<br>损失 | 总损失     |
|------------|-----------|----------|----------|---------|
| 0.05       | 0.012 2   | 0.003 9  | 0.006 0  | 0.022 1 |
| 0.10       | 0.012 1   | 0.009 4  | 0.005 9  | 0.027 4 |
| 0.15       | 0.011 9   | 0.007 5  | 0.007 4  | 0.026 8 |
| 0.20       | 0.018 5   | 0.013 6  | 0.018 4  | 0.050 5 |

图10给出4种峰值马赫数位置叶型设计进气马赫数(0.7)损失随进气角变化曲线。此图展示的吸力面峰值马赫数位置变化对叶栅特性影响趋势与设计进气马赫数0.4近于相同。即随着吸力面峰值马赫数位置向下游偏移,损失曲线右移。此位置为0.15时,设计进气气流角接近于低损失攻角范围中间、且低损失区域损失数值总体不高。

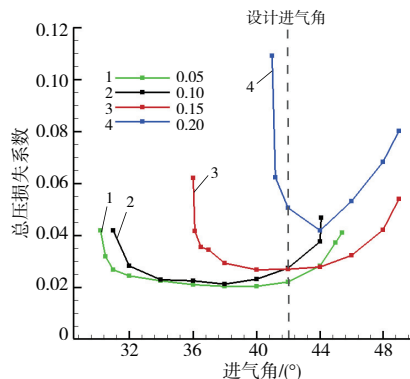


图10 0.7Ma 静子叶型总压损失系数随进气角变化曲线

### 3 载荷分布对转子叶型气动性能影响

与静子叶型比较,转子叶型气流转角较小,且相对出气角较大(与轴向夹角),静子出气角通常接近于 $0^\circ$ 。因此载荷分布对转子叶型气动性能的影响规律有可能不同于静子叶型。为此,针对进气马赫数 0.7 转子叶型,研究载荷分布对其气动性能影响,叶型主要参数见表 7。

表 7 转子叶型主要参数

| 进气角/ $^\circ$ | 出气角/ $^\circ$ | 气流转角/ $^\circ$ | 稠度   | 扩散因子 |
|---------------|---------------|----------------|------|------|
| 60.55         | 46.73         | 13.82          | 1.16 | 0.56 |

采用自动优化方法得到吸力面峰值马赫数位置分别在 0.05、0.10、0.15 和 0.20 倍相对轴向弦长可控扩散转子叶型,如图 11 所示。

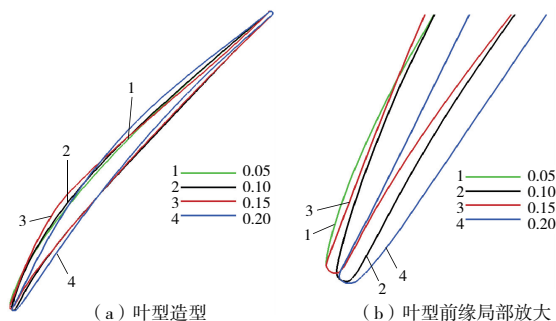


图 11 0.7Ma 4 种可控扩散转子叶型图

图 12 表明,4 种优化叶型表面等熵马赫数符合可控扩散规律,且吸力面峰值点位置与目标接近。表 8 表明,4 种优化叶型气流转角及吸力面峰值点位置接近目标值。图 13 为设计工况叶栅通道内马赫数云图。

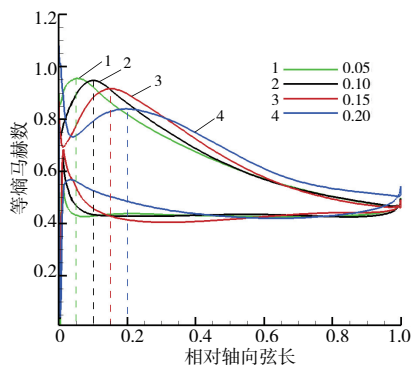


图 12 0.7Ma 设计进气角不同转子叶型等熵马赫数分布

表 8 0.7Ma 4 种优化转子叶型气动性能

| 峰值位置<br>叶型 | 目标气流<br>转角/ $^\circ$ | 实际气流<br>转角/ $^\circ$ | 目标<br>位置 | 实际<br>位置 | 总压损失<br>系数 |
|------------|----------------------|----------------------|----------|----------|------------|
| 0.05       | 13.82                | 13.81                | 0.05     | 0.05     | 0.015 6    |
| 0.10       |                      | 13.84                | 0.10     | 0.10     | 0.015 6    |
| 0.15       |                      | 13.84                | 0.15     | 0.15     | 0.016 1    |
| 0.20       |                      | 13.80                | 0.20     | 0.20     | 0.027 0    |

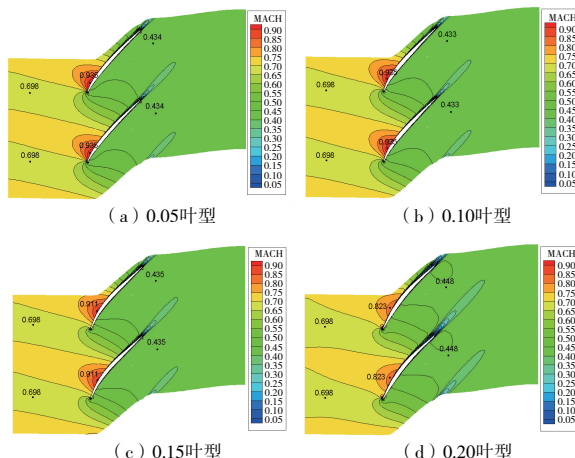


图 13 0.7Ma 设计工况转子叶栅通道内马赫数云图

图 14 展示了叶型吸力面相对位移厚度沿轴向弦长分布情况。由图与表 9 可知,与静子一样,峰值位置在 0.20 时,吸力面附面层沿流程增幅最大。

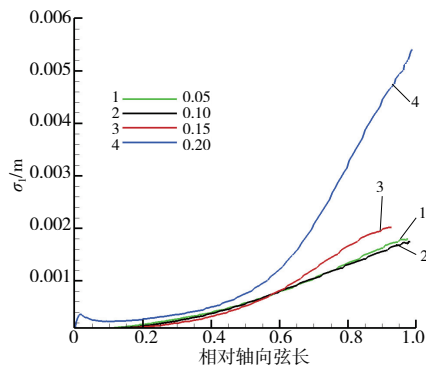


图 14 0.7Ma 设计工况转子叶型吸力面位移厚度沿轴向弦长分布

表 9 0.7Ma 设计工况转子叶型损失构成

| 峰值位置叶型 | 附面层损失   | 尾迹损失    | 总损失     |
|--------|---------|---------|---------|
| 0.05   | 0.012 4 | 0.003 2 | 0.015 6 |
| 0.10   | 0.012 6 | 0.003 0 | 0.015 6 |
| 0.15   | 0.013 0 | 0.003 1 | 0.016 1 |
| 0.20   | 0.019 7 | 0.007 3 | 0.027 0 |

图 15 给出 4 种峰值马赫数位置叶型不同进气马赫数(0.7)损失随进气角变化曲线。此图表明,吸力面峰值马赫数位于 0.10 倍轴向弦长处,设计进气角位于低损失进气角范围中间且低损失进气角范围内损失较低。

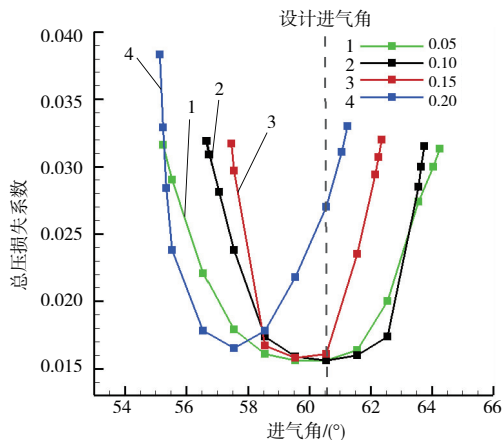


图 15 0.7Ma 转子叶型总压损失系数随进气角变化曲线

## 4 结语

采用自动优化方法,设计出给定吸力面峰值等熵马赫数位置可控扩散叶型,分析此位置对叶栅气动性能的影响规律,得出以下主要结论。

1) 对于可控扩散转子和静子叶型,在设计工况下,当吸力面峰值等熵马赫数位置位于 0.20 倍轴向弦长时,吸力面附面层沿流程快速发展,造成叶栅损失大幅增加。

2) 对于可控扩散转子和静子叶型,吸力面峰值等熵马赫数位置为 0.10~0.15 倍轴向弦长时,设计进气角近似位于叶栅低损失进气角范围中间,且低损失范围内损失较低。吸力面峰值等熵马赫数位置过于靠前,低损失进气角范围较大,但偏向设计进气角左边;吸力面峰值等熵马赫数位置过于靠后,则总体损失较大,且低损失进气角范围偏向设计进气角右边。

## 参考文献:

[1] 吴亚东,曹安国,刘鹏寅,等. Pareto 多目标算法在离心压缩机蜗壳优化中的应用[J]. 航空动力学报, 2016,31(1):92-99.

[2] 曹安国,吴亚东,刘鹏寅,等. 基于改进 Kriging 代理模型的自适应序列优化算法在离心压缩机蜗壳设计中的应用[J]. 动力工程学报,2015,35(7):562-567.

[3] 田夫,袁国凯,赵真真,等. 单叶轮轴流通风机的叶片扭曲规律研究及薄叶型设计[J]. 风机技术,2014,56(5):49-54.

[4] SIEVERDING F, RIBI B, CASEY M, et al. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2004,126(2):323-331.

[5] KESKIN A, DUTTA A K, BESTLE D. Modern compressor aerodynamic blading process using multi-objective optimization[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, Barcelona, Spain:[s.n.], 2006:1209-1216.

[6] KÖLLER U, MÖNIG R, KÜSTERS B, et al. 1999 turbomachinery committee best paper award; 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] HASHIMOTO K, KIMURA T. Preliminary study on forward loaded cascades designed with inverse method for low pressure turbine[C]//Proceedings of ASME 1984 International Gas Turbine Conference and Exhibit, Amsterdam, Netherlands:[s.n.], 2015.

[8] PRAKASH C, CHERRY D G, SHIN H W, et al. Effect of loading level and distribution on LPT losses [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, Berlin, Germany:[s.n.], 2009:917-925.

[9] 孙奇,李军,孔祥林,等. 后加载和高负荷前加载叶型气动性能的试验研究[J]. 西安交通大学学报,2007,41(1):23-27.

[10] 李梦雪,周正贵. 载荷分布对可控扩散叶型性能的影响[J]. 科学技术与工程,2020,20(30):12618-12629.

[11] 赵清伟,潘若痴. 一种高负荷叶型优化设计方法[J]. 航空动力学报,2016,31(12):3017-3025.

[12] 张科. 径向载荷分布对风扇/压气机性能影响的研究[D]. 上海:上海交通大学,2020.

[13] 彭鸿博,冯远,陶源. 轴流压气机串列静子叶片中弧线优化研究[J]. 航空计算技术,2021,51(4):91-95.

[14] 周正贵. 混合遗传算法及其在叶片自动优化设计中的应用[J]. 航空学报,2002,23(6):571-574.

[15] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报,2002,17(3):305-308.

[16] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术[J]. 航空学报,2008,29(2):257-266.

[17] 周正贵,邱名,徐夏,等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. 航空学报,2011,32(11):1987-1997.

收稿日期:2022-10-20