

平面扩压叶栅最佳弯叶片生成线与叶栅折转角的关系

凌 敬, 杜 鑫, 王松涛, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 用优化的方法研究了扩压叶栅最佳弯叶片生成线与叶栅折转角之间的关系, 在8个不同叶栅折转角下优化弯叶片生成线的弯角和弯高。积叠线是由两段贝塞尔曲线和一段直线组成, 在这种积叠线形式下, 相同弯角下弯叶片损失随弯高增大不断减小, 弯叶片的最佳弯高为0.5。在相同的叶栅折转角下弯叶片损失随弯角增大先减小后增大, 存在最佳弯角使弯叶片总损失最小。随着叶栅折转角增大, 弯叶片收益增大。最佳弯角随着叶栅折转角的增加有增大的趋势。在给定计算条件下, 最佳弯角与叶栅折转角之间呈类似线性变化规律。

关 键 词: 弯叶片优化; 平面扩压叶栅; 最佳弯角; 最佳弯高; 叶栅折转角

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Relationship between optimum curved blade generate line and blade camber angle in linear compressor cascade

LING Jing, DU Xin, WANG Song-tao, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The relationship between the optimum curved blade generate line and blade camber angle in linear compressor cascade was researched by optimization method. Curved angle and curved height of curved blade generate line were optimized at eight different blade camber angles. The stack line was composed of two Bezier curves and a straight line, cascade loss decreases with the increasing curved height at the same curved angle, and the optimum curved height of the curved blade is 0.5. As for an optimum curved angle, at which curved blade total loss is minimal, curved blade loss decreases with increasing curved angle when curved angle is less than optimum curved angle, and loss grows with increasing optimum curved angle when curved angle is larger than optimum curved angle. The benefits of the curved blade improve with increasing blade camber angle. Optimum curved angle increases along with the increasing blade camber angle. The relationship of optimum curved angle and blade camber angle presents a similar linear type.

Key words: optimization of curved blade; linear compressor cascade; optimum curved angle; optimum curved height; blade camber angle

弯叶片概念的提出是基于叶栅流道内流体的完全径向平衡方程, 通过改变叶片力项控制径向压力梯度阻止叶片表面附面层向吸力面角区汇

聚, 避免分离发生, 减小损失。弯叶片作为降低端壁损失的重要举措, 在压气机叶片设计中有很广泛的应用。

Breugelmans 等^[1-2]对直叶片、15°倾斜叶片、15°正弯叶片和 15°反弯叶片在进口条件下进行实验研究,结果表明后 3 种改型叶片损失在一定程度上都有所减小,15°正弯叶片叶展中部损失上升,正冲角条件下叶展中部有局部分离。Sasaki 等^[3]的实验研究结果表明,弯角和弯高不与叶栅性能改善成正比,15°弯角下的性能参数为最佳。Fischer 等^[4]对高速压气机静叶采用正弯设计,叶片顶部和根部都采用大弯角设计,弯叶片抑制静叶根部分离,使得高速压气机性能显著提高。Galimov 等^[5-6]利用弯掠两个自由度对动叶和静叶进行三维空间成型设计,实验测得高速压气机的最大效率提高 2.1%。

在国内,弯叶片在压气机叶片设计中也取得了很多成果。哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心对大折转角弯曲扩压叶栅的研究,取得了许多成果^[7-9]。张永军^[10]从涡动力学理论角度讨论弯、掠叶片的减损机理。张华良^[11]通过数值模拟,并结合拓扑分析理论,叶片正弯使壁面流谱的拓扑结构趋于简单,叶片吸力面的分离形态或者由闭式分离向开式分离转化,分离范围减小。Xing 等做了大量的有关压气机叶片弯掠设计方面的重要研究工作^[12-14]。

在压气机叶片内,弯叶片设计应该考虑以下 3 个方面:①压气机流道内气体受逆压梯度作用,弯叶片参数选择不合适会恶化分离,增大流动损失;②弯叶片会使叶片长度增加,叶片附面层损失增加;③弯叶片会使附面层向叶片中部迁移,使叶展中部叶型损失增加。压气机设计中,只有合适的弯叶片参数才能达到提高叶片性能的目的。

优化设计方法在压气机叶片设计中已经被广泛采用^[15-18]。本文用优化方法研究平面扩压叶栅最佳弯叶片生成线的弯高、弯角与叶栅折转角之间的关系。

1 数值模拟方法及优化方案

1.1 数值模拟方法及实验验证

数值模拟采用 NUMECA 商业软件。N-S 方程求解是在 FINETM 模块上进行的,差分格式选则 2 阶迎风差分,对无黏通量的计算采用矢量分裂算法增加了差分格式的稳定性。时间离散采用显式 4 阶 Runge-Kutta 法,用多重网格技术和隐式残差光顺加速收敛。计算域网格划分采用软件中的 IGG/AutoGrid 模块。

本文研究的 NACA65 平面扩压叶栅是一个

低速实验叶栅,实验在哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心大尺度低速叶栅风洞上进行,叶栅的几何和气动参数见表 1。

本文所采用的叶栅几何模型和数值方法与文献^[11]相同,文献^[11]已经进行了详细地校核分析。本文借鉴了文献中的校核分析结果,湍流模型选择低雷诺数 $k-\epsilon$ (Yang-Shih) 模型。但是网格与文献中网格不同,本文采用的是 O-4H 型结构化网格,网格总数为 1087779,保证壁面 $y^+ < 3$,这里 y^+ 的选择参考了软件的帮助文档中低雷诺数模型的推荐值 $y^+ < 10$ 。计算域网格如图 1 所示。

表 1 叶栅几何参数和气动参数

Table 1 Geometric and aerodynamic parameters of cascade

参数	数值
弦长 b/mm	128
叶高 H/mm	160
稠度 σ	1.6
安装角 $\beta/^\circ$	10
进口中径处马赫数 Ma_m	0.18
进口中径处总压 p^*/Pa	101830
进口中径处总温 T^*/K	308

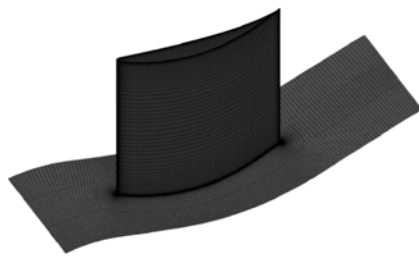


图 1 计算域网格

Fig. 1 Computational grid

1.2 弯叶片积叠线设计方案

弯叶片定义以叶片弦向为准,积叠线沿垂直于弦长方向的变化为弯。积叠线由上下两段贝赛尔曲线与一段直线组成,图 2 所示。

图 2 中 PS 和 SS 分别为叶片的压力面和吸力面; $\bar{H}$ 为量纲一叶高,叶根处 $\bar{H}=0$,叶顶处 $\bar{H}=1$ 。 α_1 和 α_2 分别为上下端壁弯角值; α_3 为直线段的倾斜角; h_1 和 h_2 分别为上下端壁量纲一弯高; l_1 和 l_2 分别为两条贝赛尔曲线中间控制点的量纲一展向位置。

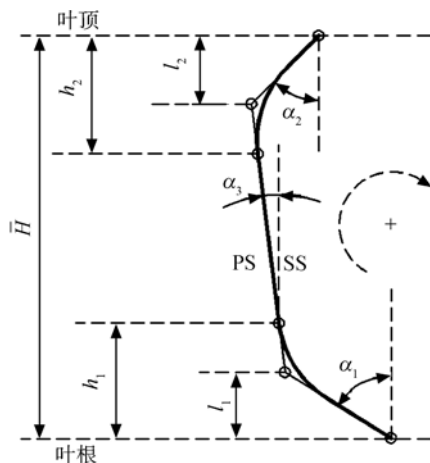


图2 弯叶片积叠线

Fig. 2 Stack line of curved blade

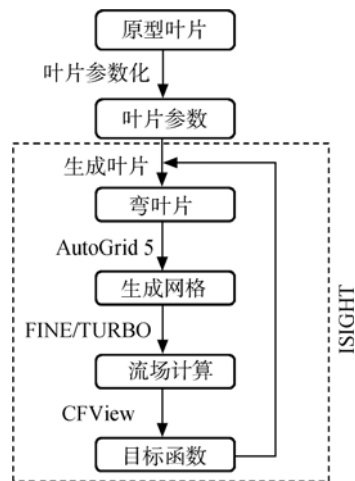


图3 优化流程图

Fig. 3 Optimization process chart

1.3 优化平台及方案

优化平台包括叶片参数化、几何造型、计算域网格生成、计算求解和结果处理,并用 Matlab 语言实现各优化模块的相互调用.叶片参数化和积叠线参数化通过自编程实现;计算域网格生成模块采用的是 AutoGrid 5,它具有网格生成速度快和网格质量高的特点;计算求解和结果处理选择的是 FINE™ 和 CFView 模块.本文的目标函数是叶片的总压损失系数.具体优化流程如图 3.

本文用优化的方法研究平面扩压叶栅最佳弯叶片生成线的弯高、弯角与叶栅折转角之间的关系,积叠线是上下对称的.优化变量选择弯叶片积叠线量纲一弯高(h)和弯角(α), $-0.4 < h < 0.4$, $-60^\circ < \alpha < 60^\circ$, l 固定为 $l = 0.5h$.在 8 个不同叶栅折转角($\theta = 30^\circ, 36^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ, 55^\circ, 60^\circ, 65^\circ$)下进行优化,优化的进口马赫数为 0.5,其他参数见表 1.

优化算法选择多岛遗传算法(MIGA),设置 4 个岛,每个岛个体数为 10,遗传 10 代,杂交概率为 1.0,变异概率为 0.01,岛间迁移率为 0.01.

2 优化计算结果

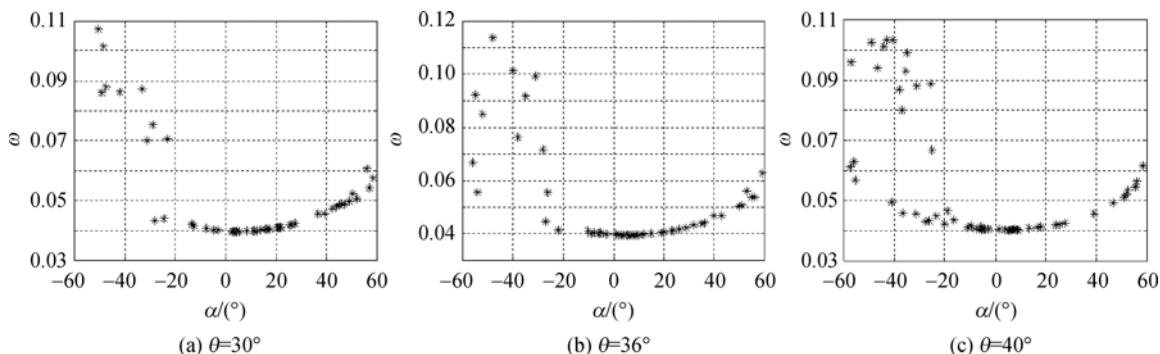
2.1 弯叶片损失随弯角变化

图 4 所示为不同叶栅折转角下叶片的总压损失系数(ω)随弯叶片弯角(α)变化.每个弯角下可能会有多个弯高方案,图中选择的是总压损失系数最低的方案.弯角为负时叶片反弯,弯角为正时叶片正弯.在一定的弯角范围内,弯叶片总压损失系数随弯角增大呈抛物线形式的变化趋势,存在最佳弯角使弯叶片的总压损失系数最小,最佳弯角随着叶栅折转角的增加而增大.本文所选计算条件和积叠线形式下的最佳弯角均为正值,叶片正弯效果好.

为了进一步探明总压损失系数随弯角的变化规律,本文研究了相同弯高下总压损失系数随弯角的变化,得出同样的结论,进一步说明其准确性.

2.2 弯叶片损失随弯高变化

图 5 为总压损失系数随弯叶片积叠线量纲一弯高(h)变化,弯高为正时叶片正弯,弯高为负时



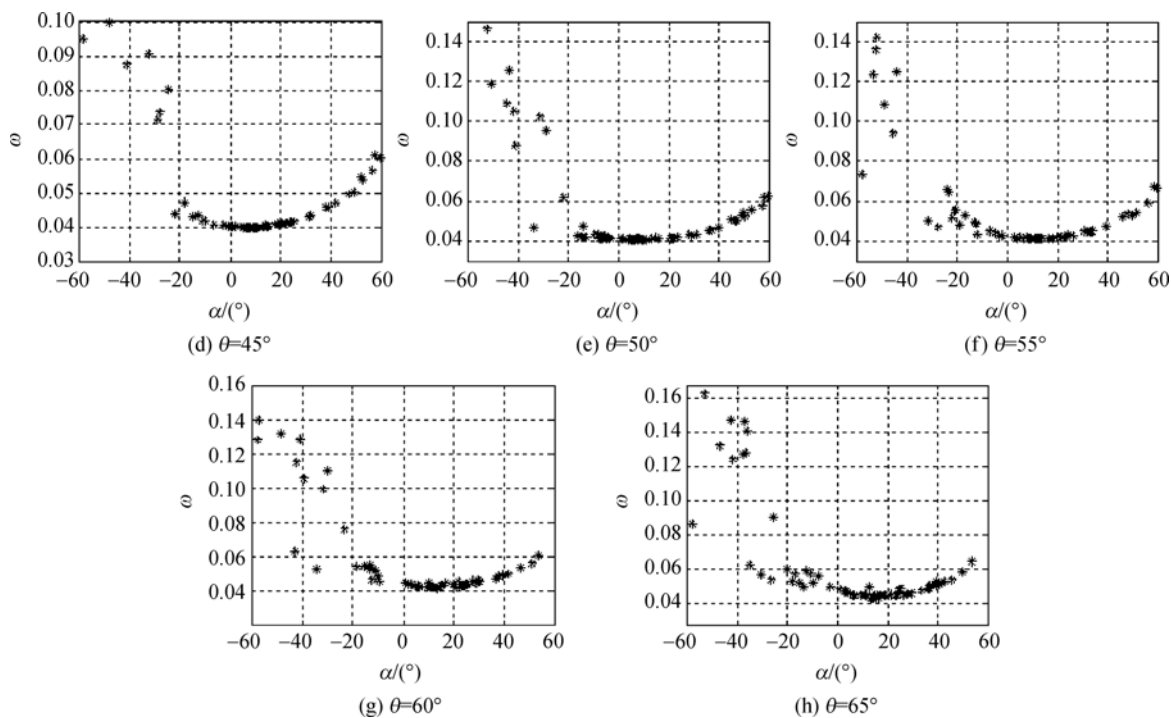


图4 不同叶栅折转角下总压损失系数随弯角变化

Fig. 4 Total pressure loss coefficient varying with different curved angles at different blade camber angles

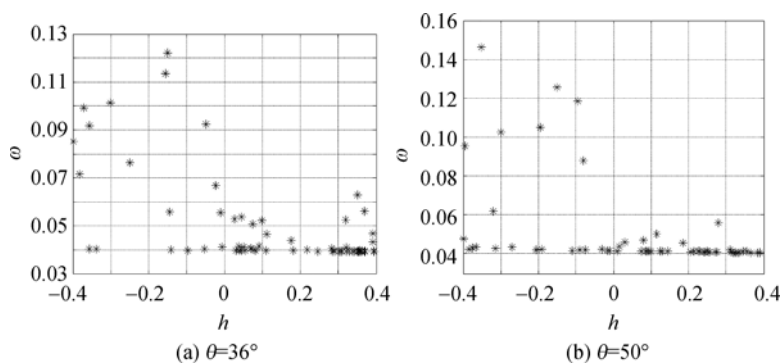


图5 优化结果中总压损失系数随弯高变化

Fig. 5 Total pressure loss coefficient varying with different curved heights for optimum results

叶片反弯,每个弯高下可能会有多个弯角方案,图中选择的是总压损失系数最低的方案.优化结果显示,总压损失系数随弯叶片弯高的变化规律不明显.本文给出了叶栅折转角为 36° 和 50° 的结果,其他折转角下也没有明显规律,文中没有全部列出.

图5为优化结果,不同弯高的弯角也不同,不能准确表示出弯叶片总压损失系数随弯高的变化.为了确定总压损失系数随弯高的变化规律,计算了相同弯角下总压损失系数随弯高的变化.弯角选择每个叶栅折转角下的最佳弯角,计算结果如图6所示.

在本文所选择的的积叠线形式下,相同弯角时弯叶片的总压损失系数随弯高增大而减小,当弯高为0.5时弯叶片损失最小.形成这样变化规律的原因:在本文积叠线形式下,弯角相同时弯叶片的弯高越大叶片负荷沿叶高分布越均匀,弯叶片损失越小.图6中只给出弯叶片折转角为 36° , 45° , 55° , 65° 的弯叶片损失随弯高变化,在其他叶栅折转角下弯叶片损失随弯高变化也呈现同样的规律,这里没有全部列出.

2.3 优化前后结果对比

表2给出每个叶栅折转角下叶片优化前后的

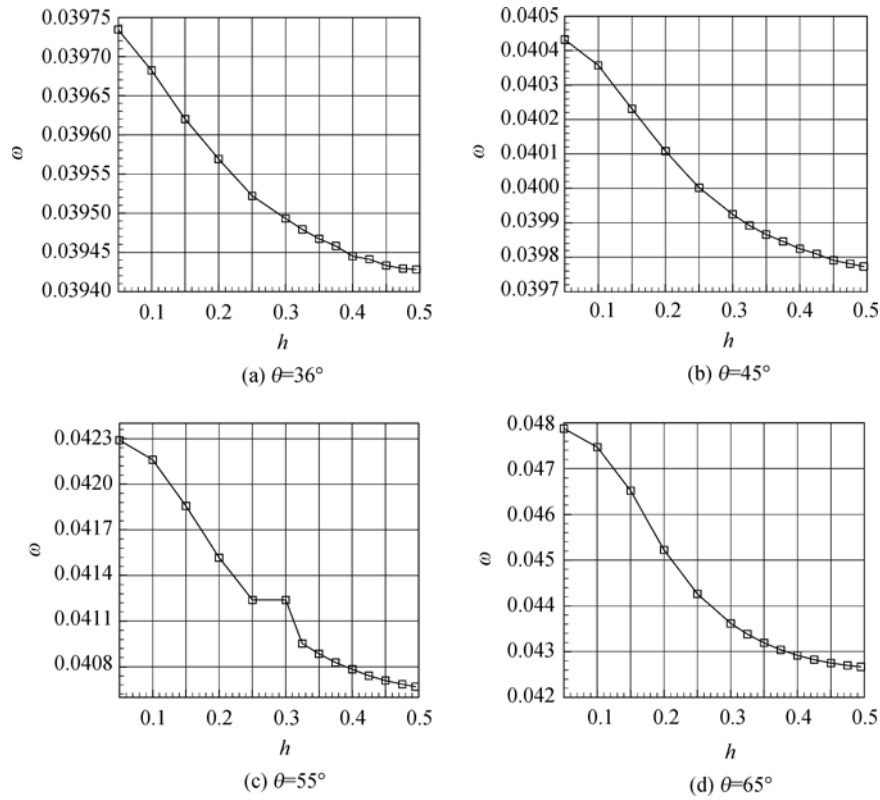


图 6 不同叶栅折转角下总压损失系数随弯高变化

Fig. 6 Total pressure loss coefficient varying with different curved heights at different blade camber angles

结果对比. 2.2 节分析得出,在本文弯叶片积叠线形式下,最佳弯高 $h_{\text{opt}}=0.5$. 最佳弯角 α_{opt} 随叶栅折转角 θ 增加而增大.

表 2 叶片优化前后总压损失系数对比

Table 2 Comparison of total pressure coefficient between original and optimization blades

$\theta/(^{\circ})$	原型叶片	最佳弯叶片		
	ω_{ri}	ω_{bpt}	$\alpha_{\text{opt}}/(^{\circ})$	h_{opt}
30	0.039848	0.039680	5.0	0.5
36	0.039692	0.039428	6.5	0.5
40	0.040451	0.040066	7.5	0.5
45	0.040354	0.039773	9.0	0.5
50	0.041030	0.040095	10.5	0.5
55	0.042341	0.040669	11.5	0.5
60	0.044835	0.041502	13.5	0.5
65	0.049092	0.042670	15.0	0.5

图 7 所示为不同叶栅折转角下优化前后的总压损失系数对比,图 8 所示为不同叶栅折转角下弯叶片收益 $\omega^*=(\omega_{\text{ri}}-\omega_{\text{bpt}})/\omega_{\text{ri}}$.

叶片正弯减小吸力面角区分离尺度和分离强度,减小了分离损失,同时叶片正弯使端壁附近低能流体向叶展中部迁移使主流区叶片附面层增厚,损失增大. 在叶栅折转角较小时,弯叶片的收益也比较小,弯叶片收益随叶栅折转角的增加而增大. 主要原因是:叶栅折转角较小时吸力面角区分离尺度和旋涡强度较小,损失主要是由叶片损失决定,叶片正弯增大了叶片损失,因此弯叶片收益小,如图 9 中 $\theta=36^{\circ}$ 所示. 随着叶栅折转角增大,吸力面分离尺度和旋涡强度增大,这时分离损失增大,相对而言叶片损失减小,叶片正弯减小的分离损失远远大于叶片正弯增大的叶片损失,因此弯叶片收益会增大,如图 9 中 $\theta=45^{\circ}, 55^{\circ}, 65^{\circ}$ 所示.

图 10 为不同叶栅折转角下最佳弯叶片的变工况性能与原型叶片对比,左侧是损失对比,右侧是弯叶片收益随冲角 i (单位: $^{\circ}$) 变化. 在每个冲角下,弯叶片的损失都比直叶片的损失小,弯叶片的收益随冲角的增大而增大,尤其是在正冲角时,吸力面角区分离尺度比较大,弯叶片效果尤为显著. 弯叶片具有较好的变工况性能,尤其是在正冲角工况下.

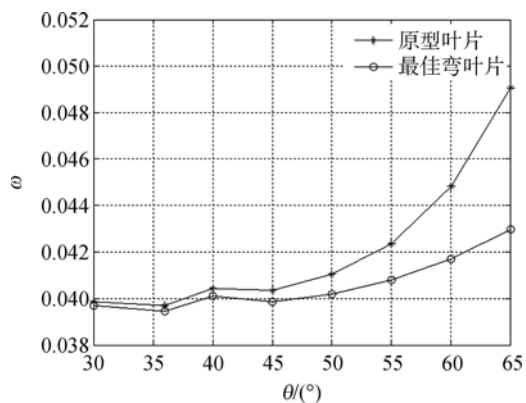


图7 不同叶栅折转角下叶片优化前后总压损失系数对比
Fig. 7 Comparison of total pressure loss coefficient between original and optimization blades at different blade camber angles

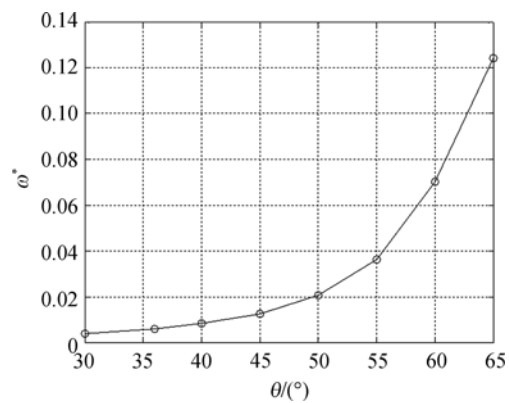


图8 弯叶片收益随叶栅折转角变化
Fig. 8 Benefits of curved blade varying with different blade camber angles

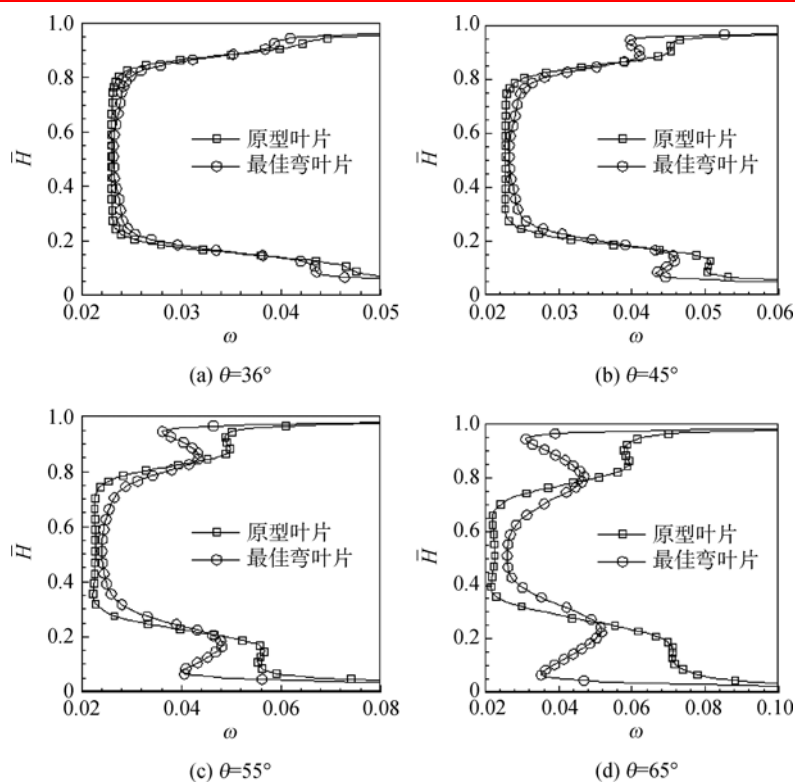
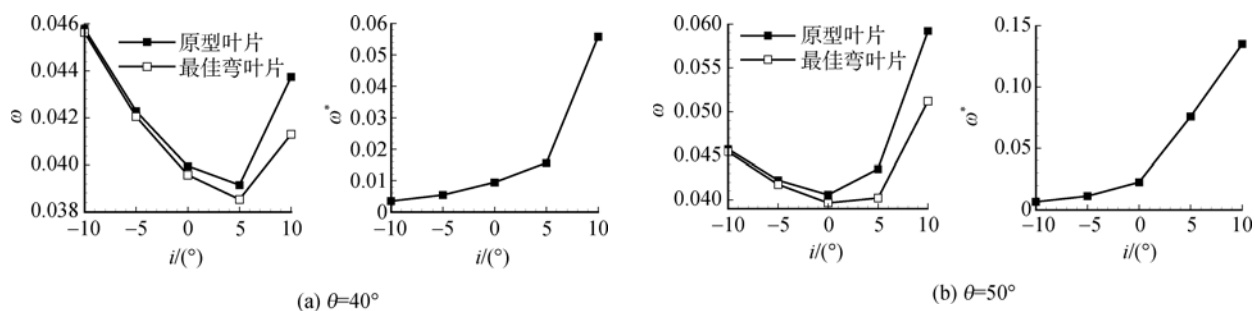


图9 不同叶栅折转角下叶片优化前后总压损失系数沿展向分布
Fig. 9 Spanwise distribution of total pressure loss coefficient between original and optimization blades at different blade camber angles



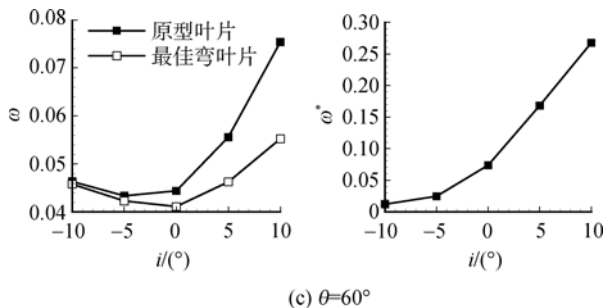


图10 不同冲角下弯叶片的总压损失系数和收益

Fig. 10 Total pressure loss coefficient and benefits of curved blade at different attack angles

3 分析与讨论

图11给出了最佳弯角 α_{opt} 随着叶栅折转角的变化曲线,最佳弯角 α_{opt} 随叶栅折转角的增加而增大。

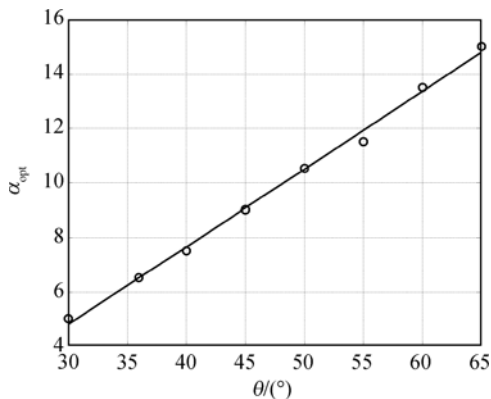


图11 最佳弯角与叶栅折转角之间关系

Fig. 11 Relationship between optimum curved angle and blade camber angle

弯叶片最佳弯角与叶栅折转角之间呈现出近似线性变化规律 $\alpha = a_1 \theta + a_2$, 式中 $a_1 = 0.2855$, $a_2 = -3.7868$ 。

为了验证拟合曲线对最佳弯角随叶栅折转角变化规律表述的准确性,本文在叶栅折转角为 $32.5^\circ, 42.5^\circ, 52.5^\circ$ 和 62.5° 情况下进行验算. 拟合曲线得出它们最佳弯角分别为 $5.625^\circ, 8.250^\circ, 11.000^\circ$ 和 14.250° , 每个叶栅折转角计算3个方案,最佳弯角和最佳弯角左右各变化 1° , 计算方案及结果如表3所示。

相同的叶栅折转角下,总压损失系数随弯叶片弯角的增大先减小后增大,只要上述最佳弯角下损失在3个方案中最小即可验证拟合曲线的准确性. 结果显示不同叶栅折转角下,拟合曲线得到的最佳弯角方案在3个方案中的总压损失系数均

为最小值,这也说明了拟合曲线能比较准确地描述最佳弯角随叶栅折转角的变化规律。

表3 计算方案及结果

Table 3 Computational schemes and results

$\theta/(^\circ)$	h_{opt}	$\alpha/(^\circ)$	ω
32.5	0.5	4.625	0.03961
	0.5	5.625	0.03950
	0.5	6.625	0.03957
42.5	0.5	7.250	0.04010
	0.5	8.250	0.03992
	0.5	9.250	0.04007
52.5	0.5	10.000	0.04049
	0.5	11.000	0.04037
	0.5	12.000	0.04052
62.5	0.5	13.250	0.04229
	0.5	14.250	0.04209
	0.5	15.250	0.04230

为了进一步验证最佳弯角随叶栅折转角增大呈线性变化的规律,本文研究进口马赫数 $Ma = 0.4, 0.5, 0.6$ 的最佳弯角随叶栅折转角的变化,结果如图12所示. 在进口马赫数 $Ma = 0.4, 0.5, 0.6$ 时,最佳弯角随折转角也呈线性的变化规律,进一步验证了本文结论。

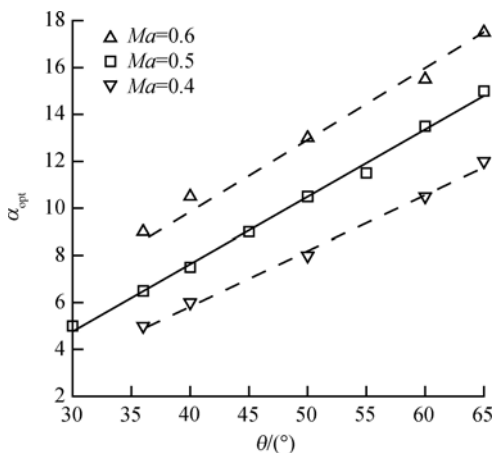


图12 不同进口马赫数下最佳弯角随叶栅折转角变化

Fig. 12 Optimum curved angle varying with blade camber angle at different inlet Mach numbers

4 结论

本文搭建了一个压气机三维弯叶片优化平

台,并用其研究了平面扩压叶栅最佳弯叶片生成线的弯高、弯角与叶栅折转角之间的关系.在8个不同叶栅折转角下优化弯叶片积叠线的弯角和弯高,得出了以下结论:

1) 正弯叶片减小叶栅分离损失,增加了叶展中部的叶型损失.随叶栅折转角增大总压损失系数总体上呈增大的趋势,而随叶栅折转角增大弯叶片收益越来越大.

2) 在本文所选积叠线形式下,同一弯角下总压损失系数随弯高增大而减小.弯叶片的最佳弯高为0.5.

3) 在相同的叶栅折转角条件下,弯角在一定范围时,弯叶片损失随弯角增大先减小后增大,随着弯角增大存在一个最佳弯角使弯叶片的损失最小.与原型叶片相比弯叶片的变工况性能有所提高,在正冲角工况下弯叶片效果尤为明显.

4) 在不同叶栅折转角下,最佳弯角随着叶栅折转角的增加几乎呈线性增大的趋势.

参考文献:

- [1] Breugelmans F A E, Carels Y, Demuth M, et al. Influence of dihedral on the secondary flow in a two dimensional compressor cascade[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1984, 106(3): 578-584.
- [2] Breugelmans F A E. Influence of incidence angle on the secondary flow in compressor cascade with different dihedral distribution[R]. ISABE Paper 85-7078, 1985.
- [3] Sasaki T, Breugelmans F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(2): 454-464.
- [4] Fischer A, Riess W, Seume J R. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor[R]. ASME Paper GT2003-38392, 2003.
- [5] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: Part 1 university research and methods development[R]. ASME Paper GT-2002-30328, 2002.
- [6] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: Part 2 low and high speed designs and test verification[R]. ASME Paper GT-2002-30329, 2002.
- [7] 钟兢军, 王苇, 苏杰先, 等. 稠度对弯曲叶片压气机叶栅特性的影响[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(2): 163-166.
ZHONG Jingjun, WANG Wei, SU Jiexian, et al. Effects of solidity on characteristics of compressor cascade with curved-blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(2): 163-166. (in Chinese)
- [8] Wang Z Q, Lai S K, Xu W Y. Aerodynamic calculation of turbine stator cascades with curvilinear leaned blades and some experimental results [R]. Bangalore, India: Symposium Paper of 5th ISABE, 1981.
- [9] 苏杰先, 王仲奇. 叶片的弯扭联合气动成型理论、实验、设计及其应用[J]. *动力工程*, 1992, 12(6): 1-6.
SU Jiexian, WANG Zhongqi. Profiling of simultaneously vaulted and twisted blades: theory, experiment, design and application[J]. *Power Engineering*, 1992, 12(6): 1-6. (in Chinese)
- [10] 张永军. 扩压叶栅采用弯叶片控制流场结构与改善气动性能的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
ZHANG Yongjun. Investigation of bowed blade controlling flow field structure and improving aerodynamic performance in diffuser cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [11] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
ZHANG Hualiang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configuration in compressor cascades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [12] Xing X Q, Zhou S, Zhao X L. Probing into the connotation of sweep aerodynamics of transonic fans and compressors [R]. ASME Paper 2001-GT-0352, 2001.
- [13] 单鹏, 桂幸民, 周盛, 等. 高负荷后掠风扇设计若干基本问题[J]. *工程热物理学报*, 1999, 20(5): 576-579.
SHAN Peng, GUI Xingmin, ZHOU Sheng, et al. Fundamental considerations on high loading backward swept fan design[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1999, 20(5): 576-579. (in Chinese)
- [14] 邢秀清, 单鹏, 周盛. 风扇转子前缘曲线相对掠对性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(1): 39-43.
XING Xiuqing, SHAN Peng, ZHOU Sheng. Effects of swept leading edge on performance of fans[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 15(1): 39-43. (in Chinese)
- [15] Koller U, Monig R, Kustes B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part I design and optimization[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(6): 397-405.
- [16] 周正贵. 高亚声速压气机叶片优化设计[J]. *推进技术*, 2004, 25(1): 58-61.
ZHOU Zhenggui. Optimization of high subsonic axial compressor blades [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(1): 58-61. (in Chinese)
- [17] Chung J, Shim J K, Lee D. Shape optimization of high-speed axial compressor blades using 3D N-S flow physics [R]. ASME Paper 2001-GT-0594, 2001.
- [18] 金东海, 陈佳, 桂幸民. 压气机叶栅多点气动优化设计[J]. *推进技术*, 2007, 28(4): 367-372.
JIN Donghai, CHEN Jia, GUI Xingmin, et al. Multi-point aerodynamic design optimization for compressor cascade airfoils [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(4): 367-372. (in Chinese)