

多级轴流压气机出口级转子扩张通道优化设计

金 芸^{1,2,3,4}, 耿少娟^{1,2,3,4}, 王文涛^{1,2,3}, 张小玉^{1,2,3}, 张宏武^{1,2,3,4}

(1. 中国科学院工程热物理研究所先进燃气轮机实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院轻型动力创新研究院, 北京 100190;

3. 中国科学院先进能源动力重点实验室, 北京 100190;

4. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 为提高多级轴流压气机后面级气动性能, 针对某多级轴流压气机出口级转子搭建了基于遗传算法和神经网络代理模型的扩张通道压气机优化设计平台, 并对其进行扩张通道优化设计研究。根据优化得到的数据库分析了各设计参数对效率和裕度的影响规律。在优化所得解集中选择了两个扩张通道设计方案, 探究了其效率和裕度的影响规律和机制。结果表明: 扩张通道设计可使出口级转子在设计流量点的负荷提高 12.1%、效率提高 1.28%, 同时获得 12.50% 的裕度改善量。基于当地熵产率损失模型可得, 扩张通道转子相较于原型转子, 其上下端壁损失增加, 叶型损失减小。扩张通道转子近失速点堵塞系数变小是其裕度提升的主要原因。

关 键 词: 出口级; 扩张通道; 神经网络代理模型; 当地熵产率; 堵塞

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Design optimization of exit stage rotor with diffuser passage in multi-stage axial compressor

JIN Yun^{1,2,3,4}, GENG Shaojuan^{1,2,3,4}, WANG Wentao^{1,2,3},

ZHANG Xiaoyu^{1,2,3}, ZHANG Hongwu^{1,2,3,4}

(1. Advanced Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Innovation Academy for Light-duty Gas Turbine,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

4. School of Engineering Science,
University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to improve the aerodynamic performance of the rear stages of multi-stage axial compressor, an in-house optimization design platform for diffuser passage compressors

收稿日期: 2021-04-15

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0006-0020)

作者简介: 金芸(1997—), 女, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

通信作者: 耿少娟(1980—), 女, 副研究员, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: gengsj@iet.cn

引用格式: 金芸, 耿少娟, 王文涛, 等. 多级轴流压气机出口级转子扩张通道优化设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 815-825. JIN Yun, GENG Shaojuan, WANG Wentao, et al. Design optimization of exit stage rotor with diffuser passage in multi-stage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 815-825.

based on genetic algorithm and neural network surrogate model was built and applied into the optimization design of an exit rotor with diffuser passage. Impacts of the design parameters on efficiency and stability improvement were analyzed based on optimization database. Two optimized diffuser passage designs were selected from the optimization solution set and their influencing rules and mechanisms on efficiency and stability were further studied. Results showed that application of diffuser passage design can improve the load coefficient by 12.1% and efficiency by 1.28% at design mass flow rate, the improvement of stall margin by 12.50% can also be obtained. According to the local entropy generation rate model, the loss of the upper and lower endwalls of the diffuser passage rotor was increased compared with the origin rotor, whereas the loss of profile was reduced. The main reason for stall margin increase of the diffuser passage rotor was the decrease of blockage coefficient near the stall point.

Key words: exit stage; diffuser passage; neural network surrogate model; entropy generation rate; blockage

符号表

Ψ	负荷系数 $\Psi = c_p (T_{12} - T_{11} / U_{m,1}^2)$	c_p	比热容
$S_{m,fr}$	流量裕度 $S_{m,fr} = (m_{DE} / m_{NS} - 1) \times 100\%$	γ	比热比
$S_{m,c}$	综合裕度 $S_{m,c} = \left(\frac{\pi_{NS} / m_{NS}}{\pi_{DE} / m_{DE}} - 1 \right) \times 100\%$	m	质量流量
I_{sm}	失速裕度改善量 $I_{sm} = \left(\frac{S_{m,c,DP} - S_{m,c,ori}}{S_{m,c,ori}} - 1 \right) \times 100\%$	T	总温
I_{de}	等熵效率改善量 $I_{de} = \left(\frac{\eta_{DP} - \eta_{ori}}{\eta_{ori}} - 1 \right) \times 100\%$	p	总压
π	总压比 $\pi = p_{12} / p_{11}$	U	叶片圆周线速度
η	等熵效率 $\eta = T_{11} \times (\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) / (T_{12} - T_{11})$	V	绝对速度
		W	相对速度
		α	绝对气流角(与轴线夹角)
		β	相对气流角(与轴线夹角)

下标

1	进口	ori	原型设计
2	出口	DP	扩张通道设计
m	叶中	DE	设计点
t	总参数	NS	近失速点
z	轴向		

现代航空发动机多级轴流压气机后面级叶片高度小(15~30 mm),尺寸效应明显。一方面,端壁附面层占通道的比值大,端壁处易出现低速流体堆积甚至流动分离;另一方面,叶顶径向间隙占叶高的百分比大,叶顶间隙导致的损失占比增大,压气机对叶顶间隙的敏感性增强^[1-4]。另外,由于发动机对高紧凑性和轻质量的要求,大流量高压比轴流压气机(CFM56、GE90)后面级常采用等内径设计以减轻质量。这可使出口级获得更大的高度,从而易获得高效率,但等内径设计压气机其

后面级叶尖切线速度逐渐减小,导致后面级加功困难,难以进一步提高负荷^[5]。

为克服多级轴流后面级尺寸效应,提高后面级气动性能,在日本于2003年启动的ECO(environmentally compatible engine)项目中,日本学者Funatogawa首次使用了扩张通道压气机的概念^[6]。与沿气流流动方向收缩子午流道,保证轴向速度基本不变,通过叶片折转实现气流减速增压的传统压气机设计理念相比,扩张通道气动布局压气机通过采用扩张型子午通道减小压气机转

子出口轴向速度实现气流减速增压。高负荷情况下,可用通道扩张增压代替部分叶片折转增压,在保证负荷水平前提下,减小转子叶片弯角,降低转子叶片吸、压力面间压差,从而降低叶顶间隙流和端区二次流损失,改善压气机转子叶顶间隙敏感性;低负荷情况下,可利用通道扩张的扩压作用,在保证效率水平前提下,叶片弯角基本不变,通过增加通道扩张角度减小出口轴向速度,增加压气机级扩压能力,提高级负荷,减少级数^[7]。

扩张通道压气机设计适用于高压压气机后面级,并已在多台高负荷轴流压气机上证明可提高压气机的压比、裕度和间隙鲁棒性。2007年,Kato等率先在 1.5 级低速压气机试验台上对传统压气机与扩张通道压气机进行了试验研究^[8],结果发现:与传统压气机相比,扩张通道压气机的压比、裕度明显增大,它在小流量工况的压升曲线更陡峭,即做功能力更强;当间隙增大时,扩张通道转子比传统转子对间隙的鲁棒性更好;进一步 CFD(computational fluid dynamics)计算表明,间隙泄漏流减少是扩张通道压气机气动性能和间隙鲁棒性提升的主要原因。2011年,IHI(日本石川岛播磨重工业)公司采用数值模拟方法对某 6 级轴流压气机出口级进行了扩张通道设计研究^[9],结果表明:出口级转子通道扩张能改善多级压气机在低速情况下前“喘”后“堵”现象,这是由于扩张通道压气机压升曲线更陡峭,在相同背压下,压气机前面级处于较大流量下而并未进入失速。2015年,阳诚武用数值模拟手段研究了流道形式、子午面扩张角、叶型弯角等关键参数对压气机性能的影响规律^[7],结果表明:对于其所研究的压气机,最佳子午面扩张角为 6°左右。2019年,阳诚武等又对 2.5 级高负荷轴流压气机出口级进行了扩张通道实验研究^[10],结果表明:设计转速下,扩张通道压气机失速裕度增加 7.25%,设计点效率提高 0.7%。前述文献中所研究压气机转子都处于较高的负荷水平(负荷系数 Ψ 在 0.36 以上),故在设计过程中保证了负荷水平基本不变,通过减小流动损失,特别是间隙泄漏损失来提高效率。而扩张通道设计在低负荷转子上的适用性有待考察。

在传统的压气机设计中,设计人员主要依靠热力学模型和经验公式粗选基本设计参数,但是这一方法严重依赖于设计者的经验,且不易获得各设计参数的最优组合。为了解决这一问题,研

究者尝试将各种先进的优化方法,包括遗传算法、神经网络等应用到压气机设计中^[11-13],并取得了较好的效果。

因此本文以某多级轴流压气机出口级转子($\Psi=0.247$)为对象,搭建了基于遗传算法和神经网络的扩张通道压气机优化设计平台,并对其进行扩张通道优化设计研究。首先建立扩张通道参数化定义方法;其次,对设计参数进行实验设计及叶片流道一体化造型;接着,用流场数值模拟技术进行数值实验,并为神经网络提供初始样本;最后基于遗传算法及神经网络代理模型实现对出口级转子扩张通道设计自动全局优化。在优化解集中选择两个较好的设计,探究了其对压气机效率与裕度的影响规律。

1 研究对象

研究对象几何参数如图 1 所示:叶片高度 29.4 mm,叶中弦长为 24.7 mm,进口轮毂比为 0.908,转子进出口内、外径基本不变。

表 1 中列出了该转子部分关键设计参数。设计转速下,该转子设计流量点负荷系数 Ψ 为

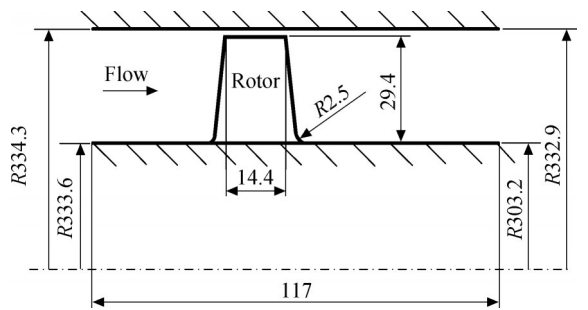


图 1 转转子午面几何(单位:mm)
Fig.1 Meridian plane of the rotor (unit:mm)

表 1 转子设计点参数	
Table 1 Design point parameters of the rotor	
参数	数值
折合转速/(r/min)	6 300
设计点流量/(kg/s)	9.45
设计流量点压比	1.109
设计流量点效率/%	89.35
设计流量点负荷系数	0.247
叶中稠度	0.943
叶片数	76
叶顶间隙/mm	0.3

0.247, 压比为 1.109。因此可按照扩张通道在低负荷情况的设计原则对其进行优化设计, 即在保证效率水平前提下, 叶片弯角基本不变, 通过增加通道扩张角度减小出口轴向速度, 增加压气机级的扩压能力, 提高压气机级负荷。

2 扩张通道优化设计方法

2.1 优化流程

自行开发的优化平台如图 2 所示, 由扩张通道转子参数化定义、设计参数实验设计、叶片流道一体化造型、网格绘制、CFD 流场求解、遗传算法 GA (genetic algorithm) 与 BP (back propagation) 神经网络等部分组成。

其中遗传算法与 BP 神经网络是建立近似替代模型的过程。将全局随机搜索的遗传算法与局部精确搜索的神经网络相结合, 采用遗传算法对神经网络的初始权值和阈值进行优化。其基本思想是: 以测试样本误差最小化为收敛依据, 将神经网络权值和阈值编码, 得到初始种群, 进行适应度评估和收敛判断, 若不满足, 则进行遗传、选择等操作, 得到新一代种群, 再进行适应度评估, 经过数代进化后, 得到对原系统拟合较好的初始权值和阈值, 带入神经网络进行最后定向搜索确定最优权值和阈值, 得到满足精度要求的近似替代模型。最后采用 max/min 函数进行目标函数 (气动性能指标) 最优查找, 并最终确定最优设计几何。

2.2 参数化造型方法

扩张通道转子参数化造型如图 3 所示, 黑色实线代表原型 Ori (origin) 设计, 红色实线代表扩张通道 DP (diffuser passage) 设计。需说明的是:

考虑到转、静之间的匹配特性, 静子叶片造型参数并不独立而是依赖于前面转子的造型参数, 因此在扩张通道初步优化设计时, 不带静子叶片, 仅带静子通道 (静子通道长度为原静子轴向弦长, 出口高度收缩到与原型静子出口高度一致), 得到满足要求的转子及子午通道设计之后, 再考虑匹配静子设计。

扩张通道转子设计造型参数共 4 个: 第 1 个参数为机匣扩张角 θ , 定义为原型机匣与扩张通道机匣的夹角; 第 2 个参数为通道扩张长度 L , 定义为扩张通道设计前、后叶片轴向弦长 (C_a' 、 C_a) 的比值 $L = C_a' / C_a$; 第 3 个参数为叶片弯角变化量 $\Delta\beta_a$, 定义为扩张通道设计前后叶片弯角的差值 $\Delta\beta_a = \beta_a' - \beta_a$, 考虑到扩张通道设计主要在出口级, 应最大限度保证进口几何参数不变以保证和前面级匹配, 因此保证叶片进口几何角 β_{a1} 不变调整叶片出口几何角 β_{a2} 来调整叶片弯角; 第 4 个设计参数为叶片数目 N , 考虑扩张通道转子需采用宽弦长设计, 为补偿质量增加, 可相应减少叶片数目。各设计参数的取值范围在表 2 中给出。

2.3 数值模拟方法

基于网格自动化生成技术, 可以快速得到所需样本网格并进行数值模拟。采用商业软件 Numeca Fine/Turbo 求解器对出口级转子进行数值模拟。由结构化网格生成软件 Autogrid 5 进行网格绘制, 叶片通道采用 O4H 型网格, 间隙采用 H-O 型网格, 网格结点分布见表 3。图 4 表明当网格数目达到 180 万时转子设计点等熵效率和综合裕度基本不随网格数目的变化而改变。在计算资源允许前提下, 选用网格 2, 此网格最小正交性大于

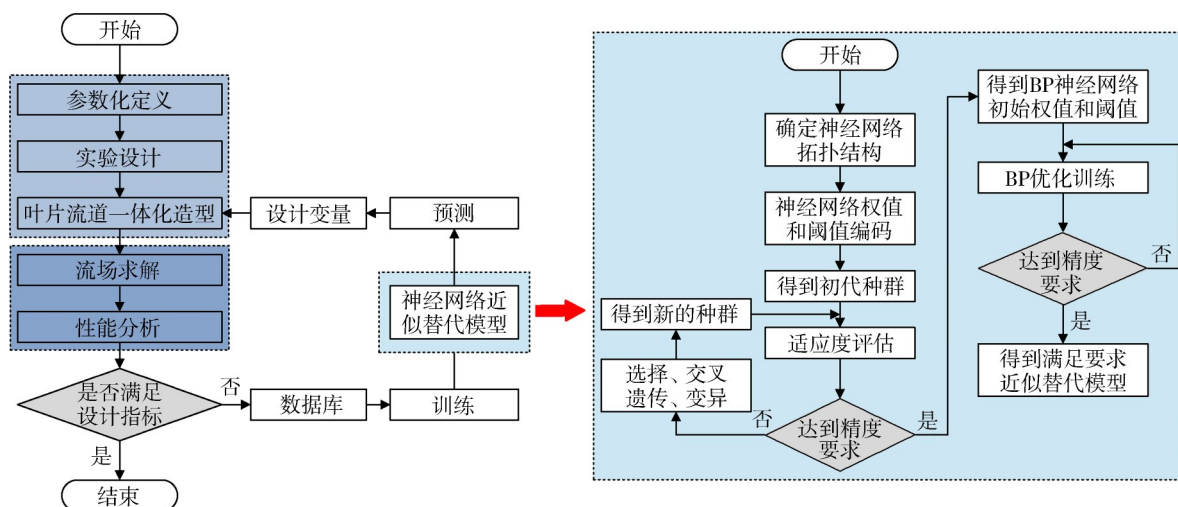


图2 优化流程图

Fig.2 Optimization procedure diagram

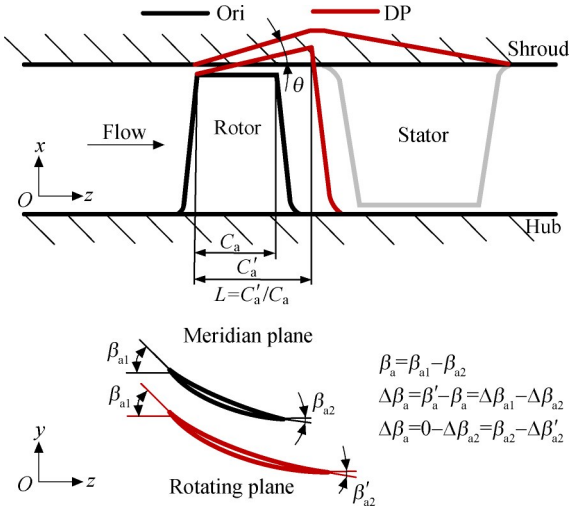


图 3 扩张通道转子参数化定义示意图

Fig.3 Sketch map of the parameterization definition of DP rotor

表 2 设计参数与取值范围

Table 2 Design parameters and value ranges

参数	数值
$\theta/(^{\circ})$	2~12
L	1~2
$\Delta\beta_a/(^{\circ})$	-8~2
N	50~70

表 3 网格节点分布

Table 3 Grid node distribution

网格 编号	网格 总数/ 万	网格节点分布/个			
		转子 流向	转子 径向	间隙 径向	间隙 周向
网格 1	92	89	69	9	13
网格 2	180	121	89	17	13
网格 3	244	121	121	21	13

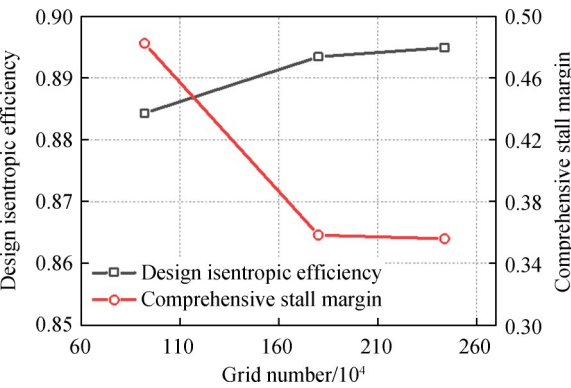


图 4 网格无关性验证

Fig.4 Grid independence verification

20°,最大延展比 5 以下。采用 S-A(Spalart-Allmaras)一方程湍流模型,对流项采用 2 阶精度中心差分格式进行离散,采用三重网格和当地时间步长技术加速收敛。采用理想气体作为工质,恒定转速,进口给定从多级环境中提取的出口级转子进口总温、总压和气流角分布,出口给定平均静压,固壁表面绝热无滑移。

2.4 优化数据库

本文中的优化基于均匀取样得到的 46 个样本,包含 36 个训练样本和 10 个测试样本。目标函数设计流量点等熵效率改善量 I_{de} 和综合裕度改善量 I_{sm} 的分布如图 5 所示,图中 DP1、DP2 为扩张通道优化设计的两个方案。

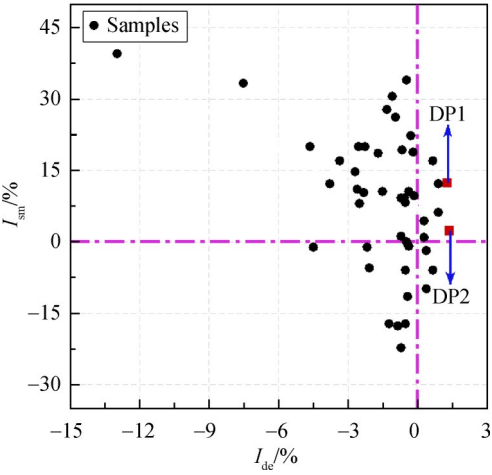


图 5 优化数据库

Fig.5 Optimization database

将训练样本中 I_{de} 和 I_{sm} 带入神经网络中为输出层,机匣扩张角 θ 、通道扩张长度 L 、叶片弯角变化量 $\Delta\beta_a$ 、叶片数目 N 为输入层。对神经网络进行训练后,该网络对测试样本预测最大误差为 0.26%。基于上述得到的神经网络结构,将 θ 范围取 2°~12°,梯度为 1; L 范围取 1~2,梯度为 0.1; $\Delta\beta_a$ 范围取 -8°~2°,梯度为 1; N 范围取 50~70,梯度为 2,将所有合理的叶型、流道设计参数组合作为输入进行 I_{de} 和 I_{sm} 预测,在 I_{sm} 大于 0 范围对 I_{de} 进行最大查找。扩张通道设计的两个优化方案(DP1、DP2)如图 5。

3 优化结果分析

3.1 扩张通道转子设计参数敏感性分析

通过对设计参数与目标参数间进行回归分析和相关性分析可得目标参数随设计参数的变化趋势,对后续设计提供指导。为更直观反应典型叶

型参数对压气机性能的影响,把通道扩张长度 L 转换为展弦比 λ_{ar} ,把叶片数目 N 转换为稠度 t 。图 6 所示为 4 个设计参数与 2 个目标参数间的回归分析和相关性分析,实线代表线性回归,虚线代表二次回归。图中 r 表示设计参数与目标参数之间

的相关系数,其计算如下:

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}} \quad (1)$$

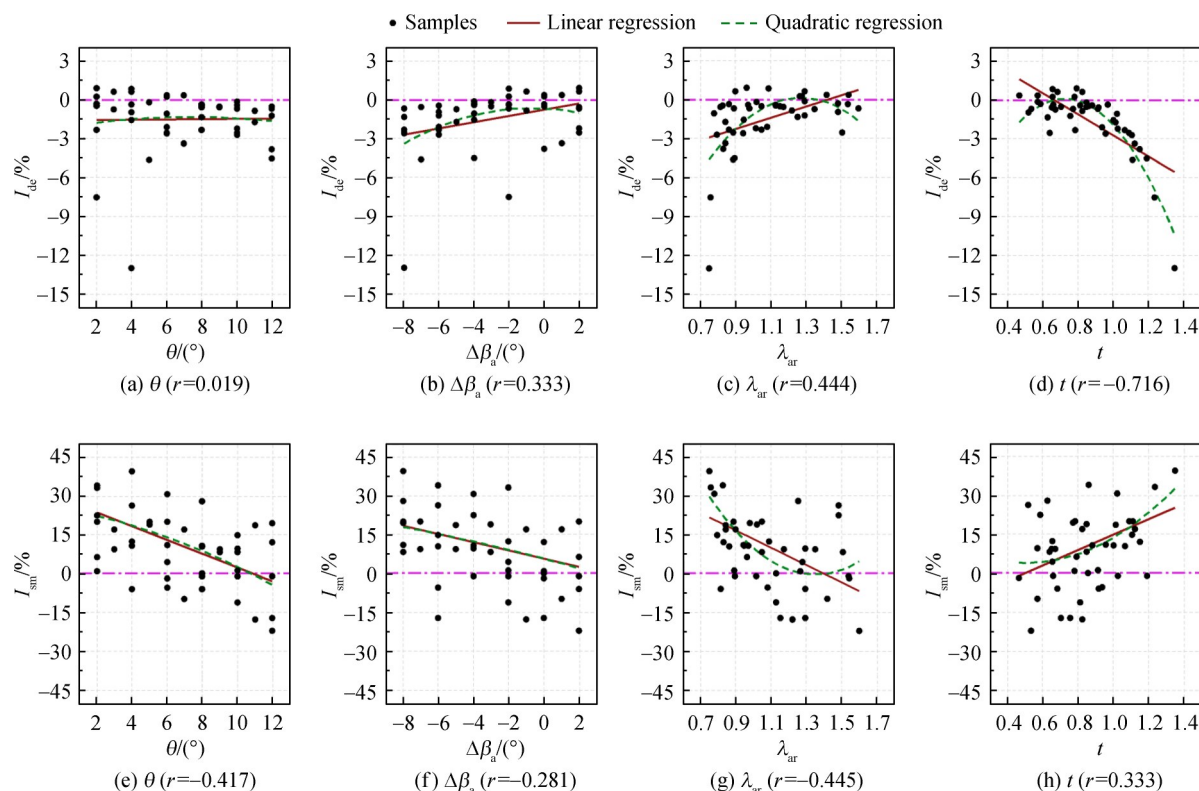


图 6 回归分析与相关性分析

Fig.6 Regression analysis and correlation analysis

由回归分析与相关性分析结果可看出,机匣扩张角 θ 、叶片弯角变化量 $\Delta\beta_a$ 、展弦比 λ_{ar} 、稠度 t 对效率改善量 I_{de} 和裕度改善量 I_{sm} 影响趋势相反;在所研究参数范围内, I_{de} 大多小于 0, I_{sm} 大多大于 0。各参数具体影响趋势如下:

1) 机匣扩张角(θ)的影响。转子机匣扩张会使其效率减小,裕度增加,随 θ 增加,效率亏损量基本不变,裕度改善量逐渐减小。

2) 叶片弯角变化量($\Delta\beta_a$)的影响。随 $\Delta\beta_a$ 增加,效率减小且亏损量逐渐减小,裕度增加且改善量逐渐减小。

3) 展弦比(λ_{ar})的影响。随 λ_{ar} 增加,对效率来说 λ_{ar} 存在一最佳范围为 1.2~1.4,对裕度来说 λ_{ar} 较小时改善量较大。

4) 稠度(t)的影响:随 t 增加,对效率来说存在一个最佳范围为 0.6~0.9,对来说裕度 t 较大时改善量较大。

3.2 扩张通道转子气动性能分析

为了探究扩张通道设计对压气机效率和裕度的影响机制,对图 5 中标注的 DP1 和 DP2 进行了进一步分析,两种方案几何如图 7。

表 4 给出了两种方案的设计参数及性能改善量。可看出:DP1 使转子设计点负荷系数由原来的 0.247 提高到 0.277,同时获得了 1.28% 效率改善量及 12.50% 裕度改善量;DP2 使转子设计点负荷系数提高到 0.287,同时获得了 1.37% 效率改善量及 2.44% 裕度改善量。

图 8 给出了原型转子与扩张通道转子(DP1、DP2)压比、效率特性线。可以看出:扩张通道转子的压比明显高于原型转子;不管是近失速工况或是近堵塞工况,其流量范围都有明显拓宽;大流量至设计流量点工况的扩张通道转子效率明显提升,小流量工况的效率基本不变;DP2 压比和效率改善较 DP1 更明显,但裕度改善较小。

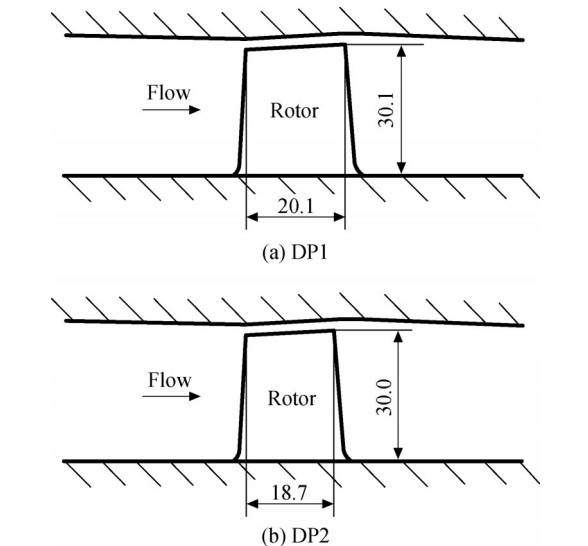


图 7 扩张通道转子优化设计方案(单位:mm)
Fig.7 Optimization design schemes of DP rotor (unit:mm)

表 4 扩张通道转子设计参数和性能改善量 Table 4 Design parameters and performance improvement of DP rotor		
参数	DP1	DP2
$\theta/(^{\circ})$	2	2
$\Delta\beta_s/(^{\circ})$	0	2
λ_{ar}	0.93	0.87
t	0.76	0.82
Ψ	0.277	0.287
$I_{de}/\%$	1.28	1.37
$I_{sm}/\%$	12.50	2.44

根据扩张通道在低负荷情况下设计的基本原则:叶片弯角基本不变,通过增加通道扩张角度减小出口轴向速度,增加压气机级扩压能力。图 9 首先验证了这个准则,给出了设计流量点转子进、出口轴向速度 $V_{z-inlet}$ 、 $V_{z-outlet}$ 沿叶高分布。可以看出:由于机匣顶部扩张,在扩张通道转子进口 0.7 倍叶高以上的轴向速度增加,顶部区域通流情况改善;同时通道扩张使出口面积增加,扩张通道转子出口轴向速度减小,另外由于 DP1 的扩张长度 L 更大,出口面积更大,因此出口轴向速度减小更明显。值得注意的是,在 0.05 倍叶高以下扩张通道转子出口轴向速度增大,这是由于原型转子根部存在较大的堵塞,扩张通道设计后,顶部通流能力改善,低速流体向上迁移,改善了根部堵塞。

图 10 给出了原型转子与扩张通道转子设计流量点的总压比 π 、总温比 τ 、等熵效率 η 沿叶高的

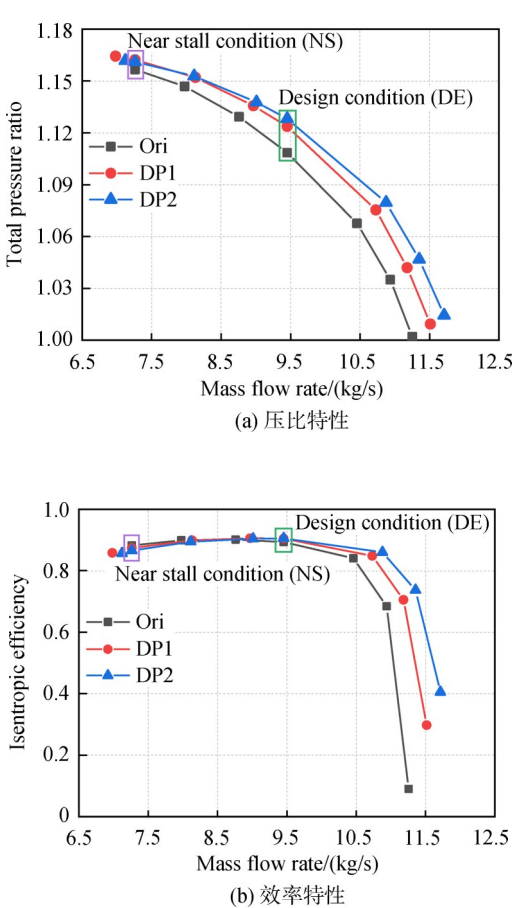


图 8 原型与扩张通道转子特性线
Fig.8 Charateristic lines of original and DP rotor

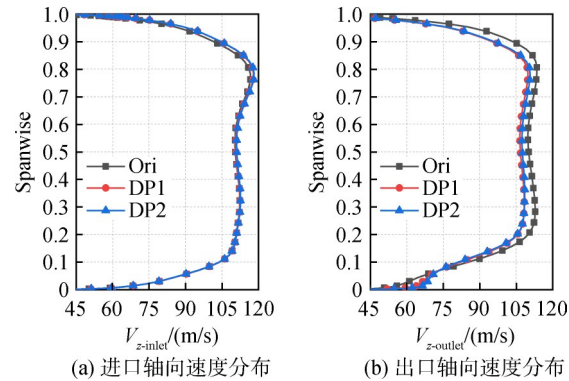


图 9 原型与扩张通道转子设计流量点进、出口轴向速度沿叶高分布规律
Fig.9 Axial velocity distribution law along span at rotor inlet and outlet for original and DP rotor at design mass flow rate point

分布。可以看到:原型转子根部总压比、总温比其他叶高部分偏大,效率较其他叶高部分偏小,说明根部负载较大造成了原型转子根部流场恶化,性能衰退;扩张通道转子在整个叶高范围内总压比和总温比相比原型转子都有提升;相比之下,

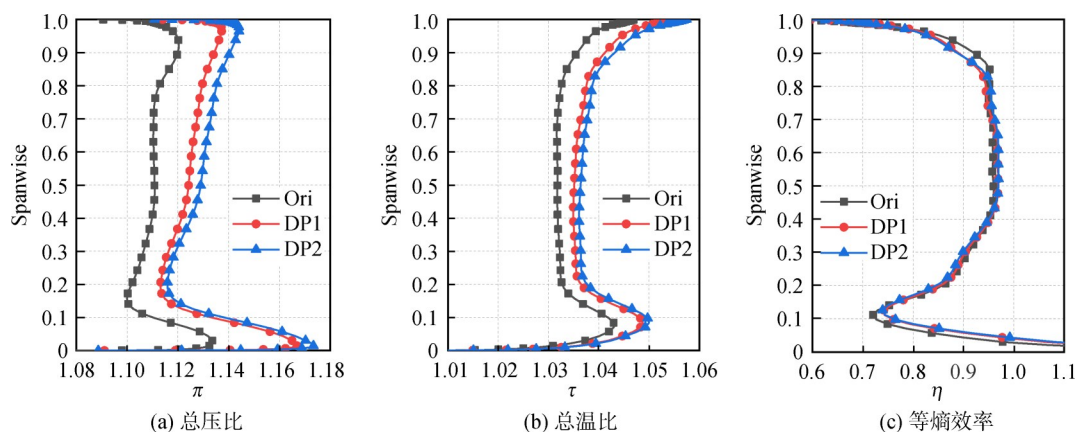


图 10 原型与扩张通道转子设计流量点压比、温比、效率沿叶高分布规律

Fig.10 Distribution law of π , τ and η along span for original and DP rotor at design mass flow rate point

DP2的总压比、总温比提升更大,这是由于DP2转子的叶片弯角比原型转子大,转子做功能力更强;通道扩张之后0.8倍叶高以上效率有所降低,叶中与叶根部分效率有所升高。

明确流动损失机理对压气机效率优化设计具有重要意义^[14-15],接下来将展示原型与扩张通道转子总损失和各部分损失的变化规律。基于熵产率构建的当地损失模型^[16-19]直接反映当地损失强度大小,可有效地定位高损失区域,将流动结构与损失源相关联,进而便于对损失机理及损失控制方法的研究。Moore模型^[20]通过将湍流传热系数和湍流黏度附加到分子传热系数和分子黏度来关联脉动引起的熵产与雷诺平均场产生的熵产,其表达式为

$$\dot{S}_g^m = \frac{2(\mu + \mu_t) \overline{S_{ij}} \overline{S_{ij}}}{\overline{T}} + \frac{(\lambda + \lambda_t)}{\overline{T}^2} \cdot \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} \quad (2)$$

其中 $\dot{S}_g^m$ 为当地熵产率, μ 和 μ_t 分别为分子黏度和湍流黏度, λ 和 λ_t 分别为分子传热系数和湍流传热系数, $\overline{S_{ij}}$ 为应变速率张量。从公式可看出流场中不可逆损失源最终可归结为黏性剪切和温差传热导致的损失。

首先根据设计流量点转子出口对数熵产率 $\lg \dot{S}_g^m$ 云图对各损失区域^[21]进行划分。如图11所示,可看出靠近叶片表面(SS代表吸力面,PS代表压力面)、机匣端壁(upper代表上端壁,lower代表下端壁)的熵产率远高于中心区域。直观地,通过熵产率梯度划分几种损失源:上端壁损失、下端壁损失、叶型损失、主流损失,此外由于非均匀进气条件,在转子前缘及进口段划分控制体表征来流损失,尾缘及出口段划分控制体表征尾迹损失。

一共划分6个控制体,如图12所示。紫色、绿色、黄色、橙色控制体分别代表来流(incoming flow)区域、尾迹(wake flow)区域、上端壁(upper end-wall)区域和下端壁(lower endwall)区域。围绕叶片灰色区域代表叶型(profile)区域,通道中剩余部分代表主流(main flow)区域。

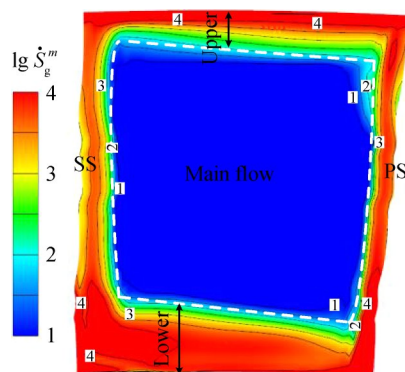


图 11 设计流量点转子出口截面熵产率分布云图

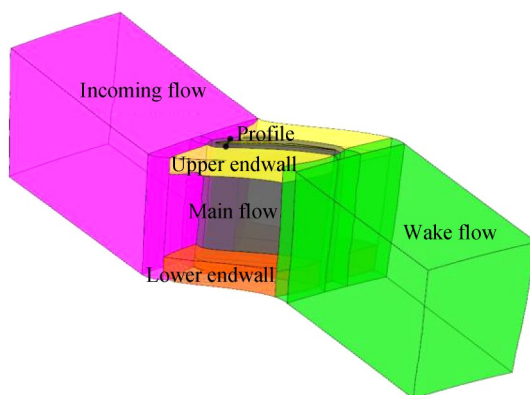
Fig.11 $\dot{S}_g^m$ contours and iso-lines distribution on rotor outlet at design mass flow rate point

图 12 控制体示意图

Fig.12 Sketch map of control volumes

根据热力学第二定律,指定控制体内不可逆熵产损失的关系表达式为

$$S_g = \oint T_0 \dot{S}_g dC_v \quad (3)$$

式中 C_v 代表所选控制体, T_0 为环境温度。

根据式(3)计算的各区域积分损失占总积分损失比值呈现在图13中。可看出:无论是原型转子还是扩张通道转子,叶型损失都是其主要损失源;相较于原型转子,扩张通道转子尾迹损失、上下端壁损失占比增加,来流损失、叶型损失占比减小。原因是扩张通道转子通道的扩张促进了端壁的边界层发展,使端壁边界层黏性剪切损失占比增加;叶片弦长虽增加,但叶片数减少,综合效果使叶片表面边界层损失占比减小。

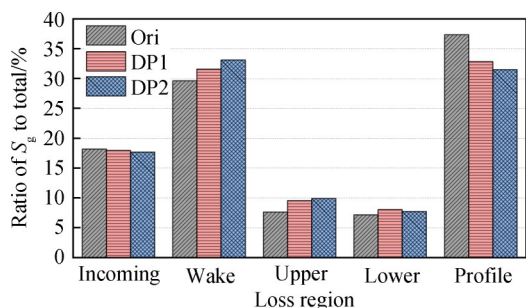


图13 原型与扩张通道转子设计流量点各损失占比

Fig.13 Ratio of entropy generation to total for original and DP rotor at design mass flow rate point

流动堵塞与稳定性密切相关,准确考虑叶片通道中堵塞变化规律对成功设计压气机至关重要。压气机内部阻塞面积表达式^[22-23]如下:

$$A_b = \iint \left(1 - \frac{\rho u_z}{\rho_e u_e} \right) dA \quad (4)$$

其中 u_z 是速度在主流方向分量, ρ_e 、 u_e 为堵塞区边界密度和速度,出现在 $\nabla(\rho u_z)$ 最小处。

图14给出了扩张通道设计前后转子出口堵塞系数(出口堵塞面积与出口几何面积比值 A_b/A_{ex})随负荷系数 Ψ 变化趋势。可以看到:不管是原型还是扩张通道转子,转子出口堵塞系数都随负荷增大而增加;同一负荷工况下,扩张通道转子出口堵塞系数减小;设计流量点(绿色方框标识点),扩张通道转子负荷系数增加,但堵塞系数是减小的,这对减小设计点流动损失有利;近失速流量点(紫色方框标识点),扩张通道转子负荷系数增加,堵塞系数减小,同时扩张通道转子弦长更长,可承受极限堵塞系数变大,有利于失速裕度提升。

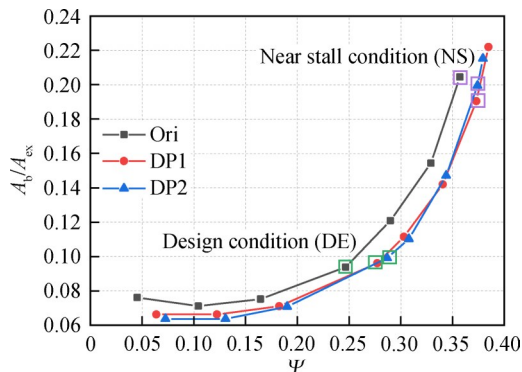


图14 原型与扩张通道转子出口堵塞系数随负荷系数的变化规律

Fig.14 Variation law of blockage coefficient with load coefficient at rotor outlet for original and DP rotor

图15给出了近失速点转子进、出口轴向密流 $D_{av-inlet}$ 、 $D_{av-outlet}$ 沿叶高的分布。可以看出,相较于原型转子,扩张通道转子在进口的轴向密流基本不变;而在出口,0.2倍叶高以下的轴向密流明显增大,0.7倍叶高以上部分的轴向密流减小,这说明扩张通道设计使堵塞沿径向重新分配,根部堵塞向上迁移。

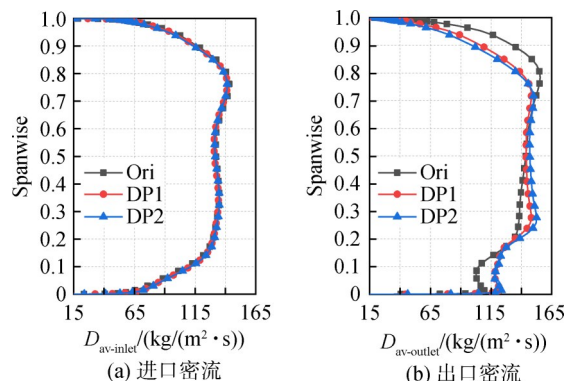


图15 原型与扩张通道转子近失速点进、出口轴向密流沿叶高分布规律

Fig.15 Axial velocity density distribution law along span at rotor inlet and outlet for original and DP rotor at near stall point

图16所示的近失速点出口堵塞云图也反应了堵塞向上迁移的现象,其中黑色代表流动发生了堵塞的区域。需说明的是,扩张通道转子叶片数目相较于原型少,故其转子单通道出口面积大于原型转子。可看出:原型转子根部堵塞较大,扩张通道转子的机匣顶部扩张,堵塞会向上迁移,缓解了根部的堵塞状况。由于原型转子失速主要由根部角区失速引起,因此对根部堵塞的缓解有利。

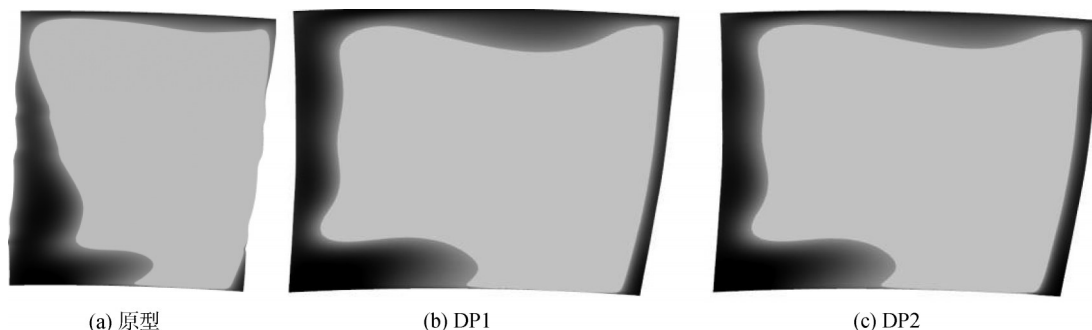


图 16 原型与扩张通道转子近失速点出口堵塞云图

Fig.16 Contours of blockage at rotor outlet for original and DP rotor at near stall point

于提升转子整体失速裕度。

4 结 论

本文搭建了基于遗传算法和神经网络代理模型的扩张通道压气机优化设计平台,并以某多级轴流压气机出口级转子为对象,对其进行扩张通道优化设计的研究。根据优化得到的数据库分析了各设计参数对效率与裕度的影响规律,并在优化所得解集中选择了两个优化效果较好的设计样本,探究了其对于效率与裕度的影响规律和机制。主要结论如下:

1) 机匣扩张角 θ 、叶片弯角变化量 $\Delta\beta_a$ 、展弦比 λ_{ar} 、稠度 t 对效率改善量 I_{de} 和裕度改善量 I_{sm} 影响趋势相反;随 θ 增加,效率减小亏损量基本不变,裕度增加改善量逐渐减小;随 $\Delta\beta_a$ 增加,效率减小且亏损量逐渐减小,裕度增加且改善量逐渐减小;随 λ_{ar} 增加,对效率来说 λ_{ar} 存在一最佳范围为1.2~1.4,对裕度来说 λ_{ar} 较小时改善量较大;随 t 增加,对效率来说存在一个最佳范围为0.6~0.9,对裕度来说 t 较大时改善量较大。

2) 相较于原型转子,扩张通道转子尾迹损失、上下端壁损失占总损失比值增加,来流损失、叶型损失占总损失比值减小。

3) 原型转子根部堵塞较大,扩张通道转子的机匣顶部扩张,堵塞向上迁移,缓解了根部的堵塞状况。同一负荷工况下,扩张通道转子堵塞系数减小,有利于减小设计点的流动损失。同时扩张通道转子的弦长更长,最大可承受堵塞系数变大,有利于失速裕度提升。

4) 扩张通道设计在低负荷转子上依然具有适用性,设计流量点转子负荷水平提高12.1%、效率提高1.28%,同时获得12.50%的裕度改善量。

参考文献:

- [1] WISLER D C.E Advanced compressor and fan systems[M]. New York, USA: GE (General Electric) Aircraft Engine Business Group, 1985.
- [2] BAGHDADI S, Modeling tip clearance effects in multistage axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 613-843.
- [3] WISLER D C. Core compressor exit stage study: Volume I data and performance report for the best configuration[R]. NASA CR-165357, R81AEG314, 1981.
- [4] WISLER D C. Core compressor exit stage study: Volume VI final report[R]. NASA CR-16555, R81AEG288, 1981.
- [5] 桂幸民. 航空压气机气动热力学理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [6] FUNATOGAWA O. Research and technology development in Japanese environmentally compatible engine for small aircraft project[R]. Munich, Germany: the 17th International Society for Air Breathing Engines Conference, 2005.
- [7] 阳诚武. 高负荷轴流压气机叶顶端区流动及调控方法研究[D]. 北京: 中国科学院, 2015.
YANG Chengwu. Investigation of the tip endwall flow and control strategy for the highly-loaded axial compressor[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2015. (in Chinese)
- [8] KATO D, GOTO S, MUROOKA T, et al. Development of diffuser passage compressor for improved performance robustness against tip clearance flows[R]. Tokyo, Japan: the 9th International Gas Turbine Congress, 2007.
- [9] KATO D, PALLOT G, SATO D, et al. Development of a highly loaded axial flow compressor for small core size aircraft engines[R]. Osaka, Japan: the 10th International Gas Turbine Congress, 2011.
- [10] YANG Chengwu, HAN Ge, ZHAO Shengfeng, et al. Design and test of a novel highly-loaded compressor[R]. ASME Paper GT2019-91181, 2019.
- [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.
ZHANG Qingwei, PAN Ruozhi. A method of optimal design of high-loaded airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 3017-3025. (in Chinese)

- [12] 罗明,左志涛,李弘扬,等.基于BP人工神经网络的离心压气机叶轮多目标优化设计方法[J].航空动力学报,2016,31(10):2424-2431.
LUO Ming, ZUO Zhitao, LI Hongyang, et al. Multi-objective optimization design of centrifugal impeller based on BP artificial neural network[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2424-2431. (in Chinese)
- [13] 周创鑫,成金鑫,黄松,等.基于贝塞尔曲面参数化方法的1.5级高负荷轴流压气机气动优化[J].航空动力学报,2021,36(4):673-686.
ZHOU Chuangxin, CHENG Jinxin, HUANG Song, et al. Aerodynamic optimization of 1.5-stage highly loaded axial compressor through Bezier surface parameterization method [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4): 673-686. (in Chinese)
- [14] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4):621-656.
- [15] KOCH C C, SMITH L H. Loss sources and magnitudes in axial-flow compressors[J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98(3):411-424.
- [16] KOCK F, HERWIG H. Local entropy production in turbulent shear flows: a high-Reynolds number model with wall functions[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(10/11):2205-2215.
- [17] KOCK F, HERWIG H. Entropy production calculation for turbulent shear flows and their implementation in CFD codes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 26(4):672-680.
- [18] 李志远. RANS-LES混合方法轴流压气机数值模拟及熵产损失模型构建[D]. 北京:中国科学院, 2017.
LI Zhiyuan. Numerical simulation of axial compressor and construction of entropy generation loss model based on hybrid RANS/LES method[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2017. (in Chinese)
- [19] LI Zhiyuan, DU Juan, JEMCOY A, et al. A study of loss mechanism in a linear compressor cascade at the corner stall condition[R]. ASME Paper GT2017-65192, 2017.
- [20] MOORE J, MOORE J G. Entropy generation rates from viscous flow calculation: Part 1 a turbulent boundary layer[R]. ASME Paper 1983-GT-70, 1983.
- [21] 张千丰. 高负荷斜流压气机叶顶间隙流动与轴向缝处理机匣的非定常作用机理研究[D]. 北京:中国科学院, 2020.
ZHANG Qianfeng. Unsteady interaction mechanisms of tip clearance flow and axial-slot casing treatment in a highly-loaded mixed-flow compressor[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2020. (in Chinese)
- [22] KHALID S A, KHALSA A S, WAITZ I A, et al. Endwall blockage in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(3):499-509.
- [23] SUDER K L. Blockage development in a transonic axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3):465-476.

(编辑:王碧琚)