

燃气轮机多级轴流压气机快捷一体化气动设计与性能优化研究

向航¹, 陈江¹, 任兰学², 邹积国²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要:基于子午流面正反问题流线曲率法、改进 Powell 算法和叶型参数化方法, 构建轴流压气机快捷气动设计、性能分析与优化平台, 对某燃气轮机 9 级轴流高压压气机开展一体化气动设计和多目标优化。结果表明:该平台可自动有效实现多级轴流压气机快速设计、多工况性能分析和优化流程;优化改善了压气机各叶排流动和负荷匹配, 实现了多工况扩稳增效;优化后设计点流量、总压比、绝热效率及设计转速下喘振裕度分别为 25.97 kg/s, 5.038, 88.25% 和 33.33%;相比优化前, 设计转速下裕度提升了 5.39%;80% 相对转速下裕度和目标工况点效率分别提升了 7.56% 和 2.71%。

关键词:流线曲率法; Powell 算法; 轴流压气机; 气动设计; 优化

中图分类号: TK474.8

文献标识码: A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.001

[引用本文格式] 向航, 陈江, 任兰学, 等. 燃气轮机多级轴流压气机快捷一体化气动设计与性能优化研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(9): 1-9. XIANG Hang, CHEN Jiang, REN Lan-xue, et al. Research on fast integrated aerodynamic design and performance optimization of the multistage axial compressor of gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 1-9.

Research on Fast Integrated Aerodynamic Design and Performance Optimization of the Multistage Axial Compressor of Gas Turbine

XIANG Hang¹, CHEN Jiang¹, REN Lan-xue², ZOU Ji-guo²

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100191; 2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: Based on a meridional flow streamline curvature method for solving the forward and inverse problems, combined with an improved Powell search algorithm and a blade profile parameterization method, a platform for the fast aerodynamic design, performance analysis and optimization of the axial compressor is established. The integrated aerodynamic design and multi-objective optimization of a 9-stage axial high-pressure compressor in a certain gas turbine are performed. The results show that the platform can automatically and effectively realize the processes including the fast design, multi-condition performance analysis and optimization of the multistage axial compressor. The optimization has improved the matchings of flow and load at each blade row of the compressor and achieved the stability expansion and efficiency increase for multiple operating conditions. The mass flow rate, total pressure ratio and adiabatic efficiency of the design point and the surge margin at the design rotate speed after optimization are 25.97 kg/s,

收稿日期: 2021-03-25; 修订日期: 2021-04-27

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0006-0019)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-II-0006-0019)

作者简介: 向航(1991-), 男, 吉林吉林人, 北京航空航天大学博士研究生。

通讯作者: 陈江(1963-), 男, 四川开江人, 北京航空航天大学研究员。

5.038, 88.25% and 33.33% respectively. Compared with the original design, the surge margin at the design rotate speed has been increased by 5.39%. The surge margin at the relative rotate speed of 80% and the efficiency of the corresponding object operating point have been increased by 7.56% and 2.71% respectively.

Key words: streamline curvature method, Powell algorithm, axial compressor, aerodynamic design, optimization

引 言

压气机气动设计目前仍以子午流面(S2)通流反问题计算为基础,辅以三维粘性 CFD 正问题数值模拟分析,构成全三维气动设计体系。但对于多级轴流压气机,其级数和叶片数较多,叶片排间气流角难以匹配,涉及到的设计参数繁多,需要反复迭代计算且严重依赖于人为设计经验;另一方面,多级轴流压气机内部复杂的非定常流动仍无法被定常方法准确模拟,近喘振点和低转速下的性能预估与实验值间存在明显偏差,且全工况特性和非定常计算需求的计算资源巨大,无法大规模长时间使用。因此,为快速预测多级轴流压气机的多工况性能,需对三维 N-S 方程进行降维简化。根据压气机几何参数,预测各个叶排气流角、流速等气动参数分布,获得包括设计点和非设计点的总体性能参数。具有代表性的压气机性能预估方法包括 Robbins&Dugan 径向平衡基元理论^[1]、简化 Howell&Bonham 方法^[2]和压气机级叠加理论等。这些方法可以较好地预测压气机在设计点附近的性能,但对非设计点性能的性能预估仍存在较大偏差。Novak^[3]、Serovy^[4]和 Wall^[5]等人在比较总结了目前的非设计点性能预估方法后,认为基于子午流面的通流特性计算是更适合非设计点的性能预估方法。即在通流正问题计算中,嵌入经过大量实验数据校核的损失模型和攻角、落后角模型等,以提高预测准确性。

在压气机设计过程中引入优化算法和参数化方法,可以自动化完成设计改进的迭代,减少人为经验干预,提高设计精度和效率,缩短研制周期。其中优化算法主要有基于梯度的优化算法^[6-8]和以遗传算法等为代表的智能优化算法^[9-12]。基于梯度的算法收敛速度快、效率高,属于局部寻优方法;智能优化算法具有全局寻优能力,且鲁棒性、可靠性好,适

于并行处理,但也存在计算量大,技术处理复杂等问题。而参数化方法追求的目标是在不增加过多优化变量的同时实现更全面或更精细的几何变形,从而减小优化时间,提高优化效果。

本文将改进的 Powell 优化算法和叶型参数化方法融合到以流线曲率法为核心的多级压气机气动设计体系中,构建了集成气动反问题设计、正问题性能分析与优化的压气机快捷一体化气动设计优化平台。利用该平台对某燃机 9 级轴流高压压气机开展气动设计和性能优化,并对最终设计优化结果进行三维 CFD 数值模拟验证。

1 研究方法

1.1 子午流面(S2)通流计算

对三维流动方程进行降维平均得到 S2 通流方程,对其进行求解获得所需的 S2 物理场。轴流压气机 S2 通流求解方法包括流线曲率法^[13]、通流矩阵法^[14]、有限元法^[15]和时间推进方法^[16]等。根据所给边界条件的不同,通流计算可以分为反问题(设计问题)和正问题(分析问题)。本文采用流线曲率法进行多级轴流压气机的反问题设计与性能分析,通过设定初始流线进行迭代求解径向平衡方程。对于反问题设计,采用通流法,给定叶排前后和内部的计算站,求解叶排对应各网格站点的气动参数分布;对于正问题分析,采用管流法,即只在叶排前、尾缘设立计算站,求解叶排进出口气动参数分布和整机气动特性。流线曲率法的基本假设条件是:(1)绝热假设,流场与外界无热交换;(2)无粘流动假设,用附面层造成的流通堵塞及其产生的流动损失代替粘性影响;(3)定常流动,气流参数对时间的导数为零;(4)轴对称流动假设,气流参数的周向梯度为零。

经过降维和数学变换处理,S2 各计算站的气体流动径向平衡运动方程为:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{C_u^2}{r} + \frac{C_m^2}{r_m} \cos \sigma - \frac{\partial C_m}{\partial m} C_m \sin \sigma + Fr \quad (1)$$

如图1所示,径向压力梯度主要由4部分组成:

(1) 切向速度产生的向心加速度 C_u^2/r ; (2) 沿 S2 流线曲率运动产生的向心加速度 C_m^2/r_m 的径向分量; (3) S2 流向加速度 dC_m/dt 的径向分量; (4) 切向压力梯度引起的叶片力的径向分量,对于管流法, $Fr = 0$ 。下标 u 和 m —切向和流向; r —径向; dz 和 dr —流体沿轴向和径向的微分; C —绝对速度。

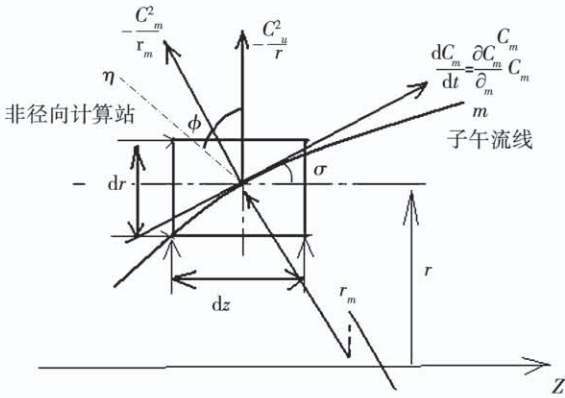


图1 S2流线上流体微元受力分析

Fig. 1 Analysis of fluid infinitesimal force on S2 streamline

在压气机反问题设计过程中,一般预先给定环量 ($\psi = C_u r$) 分布规律,在求解任意方向计算站的平衡方程时,需要将径向平衡方程应用到任意非正交坐标系中,如图1所示。适用于任意方向计算站的径向平衡方程^[17]为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_m}{\partial \eta} = & \frac{1}{W_m} \left[\frac{\partial I^*}{\partial \eta} - T \left(\frac{\partial s}{\partial \eta} - \mu \frac{ds}{dz} \sin \phi \right) - \right. \\ & \left. \frac{\psi - \bar{\omega} r^2}{r^2} \left(\frac{\partial \psi}{\partial \eta} - \mu \frac{d\psi}{dz} \sin \phi \right) \right] + W_m \left[\frac{dW_m}{dz} \frac{\sin(\sigma + \phi) \cos \sigma}{W_m} - \right. \\ & \left. \frac{\cos(\sigma + \phi)}{r_m} \right] - \frac{\mu Fr \cos(\sigma + \phi)}{W_m \cos \sigma} \quad (2) \end{aligned}$$

其中,管流法中 $\mu = 0$,通流法中 $\mu = 1$ 。 $\bar{\omega}$ 为转子角速度,静子为0。

对于多级轴流压气机正问题性能计算,在求解流动控制方程的同时,攻角、落后角及损失模型会极大影响流线曲率法对压气机性能,特别是非设计点性能预估的准确性。基于文献[18]可得出本平台使用的攻角、落后角及损失计算公式。

最佳攻角计算公式:

$$i_{\text{opt}} = (k_i)_{sh} (k_i)_t (i_0)_{10} - N\theta(3 - 4.0\bar{a}) \quad (3)$$

式中: $(i_0)_{10}$ —10%相对厚度的零弯度叶栅的最小损失攻角; $(k_i)_t$ —叶型厚度修正系数; $(k_i)_{sh}$ —叶型形状修正系数; 系数 N 可由进口构造角和稠度插值求得; θ —叶型弯角; $\bar{a}$ —最大弯度相对位置。

落后角计算公式:

$$\delta = \delta_{\text{opt}} + \delta_i + \delta_{vm} + \delta_\lambda + \delta_\Delta + \delta_n \quad (4)$$

式中: δ_{opt} —最小损失落后角; δ_i 、 δ_{vm} 、 δ_λ 、 δ_Δ 和 δ_n —实际攻角偏离最佳攻角时、子午速度比、数超过临界 λ 数时、径向间隙和叶片扭转对落后角的修正量。

损失模型:

$$\omega = (\omega_{\min} + \omega_v + \omega_{\text{tip}} + \Delta\omega) \left(1 + \left| \frac{i - i_{mn}}{i_{\text{wid}}} \right|^2 \right) \quad (5)$$

式中: $\omega_{\min}$ —叶型损失系数,由扩散因子与损失系数的经验关系式计算; ω_v —激波损失; ω_{tip} —端区二次流损失; $\Delta\omega$ — $\lambda \geq \lambda_{kp}$ 时的附加损失; i 、 i_{mn} 和 i_{wid} —实际攻角、最佳攻角和攻角的稳定工作范围。

采用3种方法预估压气机稳定工作边界: (1) 临界气动负荷(扩散因子); (2) 局部或者整个叶排出现倒流; (3) 最大增压比。确定叶排局部负荷和整体负荷的扩散因子(DLB)是最安全的稳定性判定准则之一,一般转子的DLB极限为0.55~0.6,静子的DLB极限0.6~0.75。但近端壁流线的扩散因子由于是在附面层内或接近附面层边界的流线上求出的,经常超出上述极限。因此,利用加权系数降低近端壁扩散因子在稳定裕度评价标准中的权重,限制其对损失增长的影响。在高转速下,当一排或多排叶片中达到上述极限气动负荷时,即判定稳定性损失到达临界,采用扩散因子准则预估稳定边界。而在中低转速下,采用最大压比来判定稳定工作边界。在任何情况下,只要叶排中出现倒流即判定压气机失稳。

1.2 叶型参数化

选用6个主要叶型参数,分别为进、出口构造角 β_1 、 β_2 (或叶型弯角 θ 和安装角 α)、稠度 b/t 、最大相对厚度 $\bar{c}$ 、最大厚度相对位置 $\bar{e}$ 、最大弯度相对位置 $\bar{a}$ 。在进行压气机气动优化时,可根据需要选取任意数量的参数进行优化变量组合。为了减少优化

变量,提高优化效率,叶型各参数变量沿 β_1 、 β_2 (或 θ 、 α)、 b/t 等参数,叶高采用线性或二次曲线变化规律,如式(6)和式(7)所示

$$\beta = \beta \{1 + [(C_{i,j} - 1) \bar{r}^2 + (C_{i,j+1} - 1) r + (C_{i,j+2} - 1) \times 0.1]\} \quad (6)$$

或

$$X = X[1 + (C_{i,j} - 1) \times 0.1] \quad (7)$$

其中: X 可为 $\bar{c}$ 、 $\bar{e}$ 、 $\bar{a}$ 等参数,为线性变化规律; i 为叶片出口计算站; r 为流线与计算站相交处站点的相对半径; $C_{i,j}$ 初值设为 1。

在优化过程中,通过改变系数 $C_{i,j}$ 实现对整个叶片各流线截面叶型几何参数的同步优化,保证三维叶型沿径向的光滑连续性。同时,出于结构强度上的考虑,对最大相对厚度 $\bar{c}$ 的变化范围加以约束,并在叶片造型程序中,保证叶片厚度和前尾缘形状以满足实际加工要求。优化时叶排进、出口构造角和稠度各有 3 个系数作为设计变量,另外 3 个几何参数各需一个设计变量,即每排叶片的 6 个叶型参数共有 12 个设计变量,完成对叶片形状的精细优化。

1.3 改进 Powell 优化算法

Powell 算法是一种有效的直接搜索方法,搜索速度快,局部搜索能力强。在每次迭代时先依次沿 n 个已知方向搜索极值点并得到一个最优点,接着沿此次迭代的初始点和最优点的连线方向进行搜索,求得新的最优点,并作为下次迭代的初始点。再用最后的搜索方向取代前 n 个方向之一,构成下一次迭代 n 个新的搜索方向。

Powell 算法本质上是共轭方向法,对于二次正定函数具有二次终止性^[19]。在原始 Powell 法中,方向置换可能导致 n 个搜索方向线性相关,使得方法不再具有二次终止性,甚至无法得到极小值点。为避免搜索方向线性相关造成的退化问题,需要改进 Powell 法对搜索方向替换规则,以保证当初始搜索方向线性无关时,后续每次迭代中 n 个搜索方向也线性无关,且搜索方向间的共轭程度随迭代的进行逐渐增加。

改进 Powell 算法的具体计算流程见文献[20-21]。

2 研究方案

将 S2 通流反问题设计与叶片造型及叶型参数化方法结合,采用二维正问题校核设计结果的性能,辅以优化算法完成设计改进的自动化迭代。整体设计优化平台的运行流程如图 2 所示。

设计对象为某 9 级轴流高压压气机。在标准状态下(总压 101 325 Pa,总温 288.15 K),设计转速为 7 559 r/min,设计流量为 25.54 kg/s,设计压比为 5.0。性能优化的目标是提高多工况下的压气机效率和稳定裕度,在确保设计点流量和压比不低于原设计值的前提下,达到 100%、90% 和 80% 相对转速下的最优压比和最优效率。为此采用改进 Powell 法,以动静叶排的进出口构造角、最大相对厚度和最大弯度相对位置 4 个叶型参数为设计参数,采用线性变化规律,共计 144 个优化变量,变量的初值为 1,优化区间为[0.8,1.2]。

为实现多目标优化,采用线性加权法和法^[22],即根据各工况点和优化目标参数的重要程度赋以不同的权重系数,以加权后的各目标参数之和作为评价函数,将多目标优化问题转化为单目标优化问题。在优化中,约束条件采用在评价函数中添加罚函数的方式。约束可根据需要选择各计算站的效率、压比、扩散因子、最大马赫数等。综合目标函数:

$$f(x) = \sum_{k=1}^n \sum_{f=1}^m \chi_f \cdot \rho_f \cdot \rho_k + \eta \cdot \left\{ \sum_{k=1}^l [(\lambda_k / \lambda_{kp} - 1) \sqrt{\rho_k}]^2 \right\} \quad (8)$$

式中: x —设计变量; ρ_k 、 ρ_f —相应工作状态、优化目标参数的权重系数; n —工作状态数; χ_f —目标参数; m —目标参数数量; η —罚函数系数; λ —二次罚函数,下标 kp 表示临界状态; l —约束个数。本次优化中给定的约束为设计点流量和压比不小于设计指标值,各优化工况点效率不低于原始值。惩罚因子设为 10。

3 设计优化结果及分析

经通流反问题设计、正问题分析与性能优化后,9 级压气机的子午流道、相对气流角的通流分布、三维几何和 CFD 网格如图 3 所示。

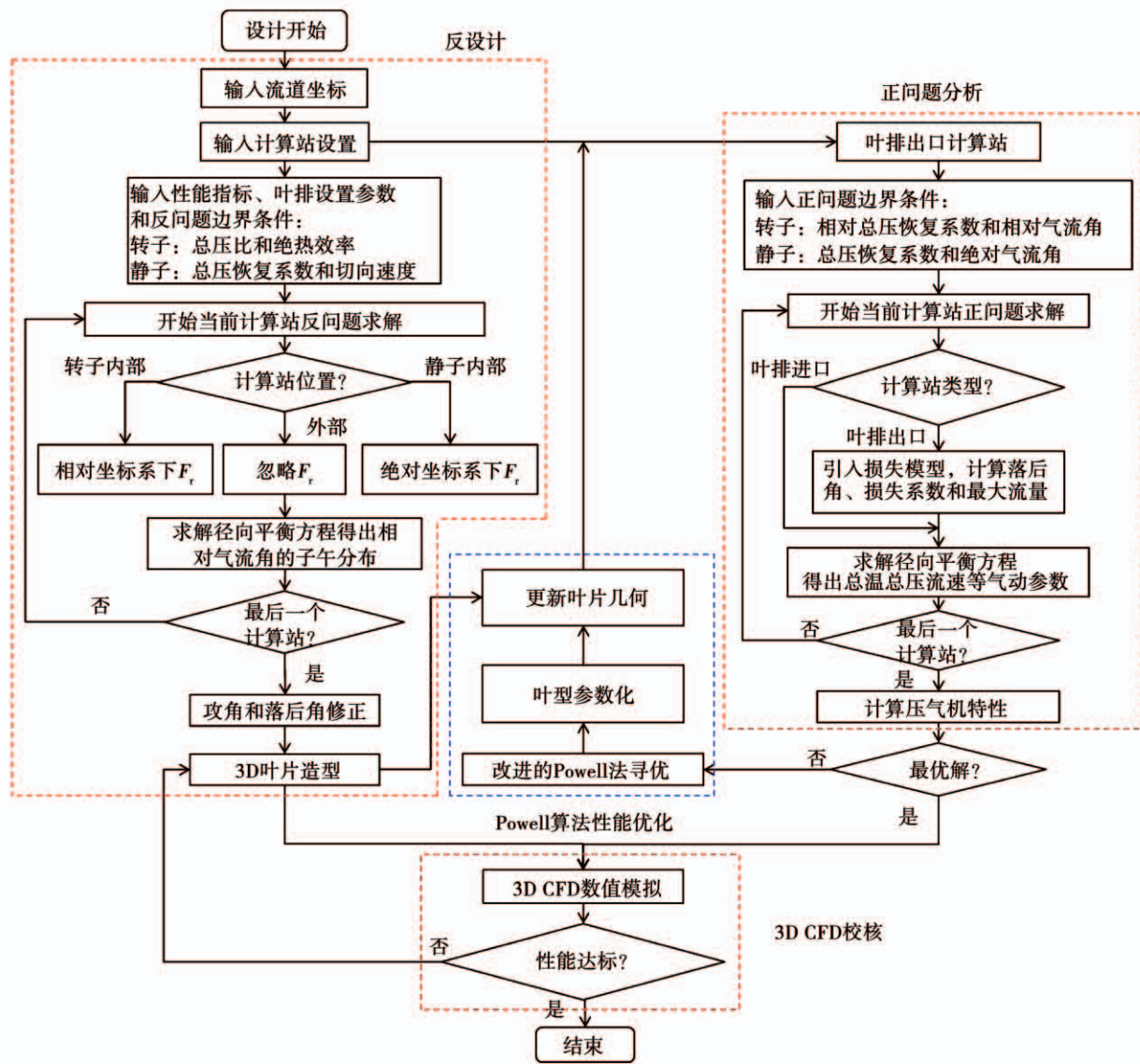


图2 设计优化平台流程

Fig. 2 Flow chart of the design optimization platform

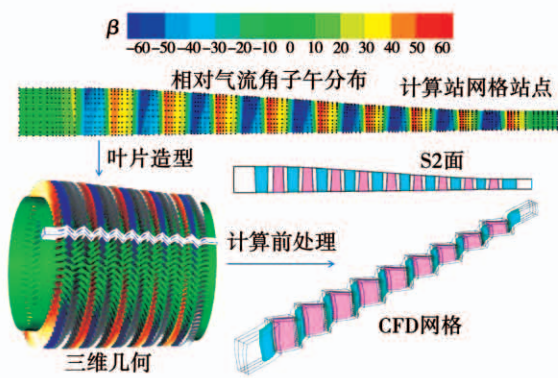


图3 二维和三维设计结果及CFD网格

Fig. 3 2D & 3D design results and CFD grids

采用 NUMECA 进行定常数值模拟校核。湍流

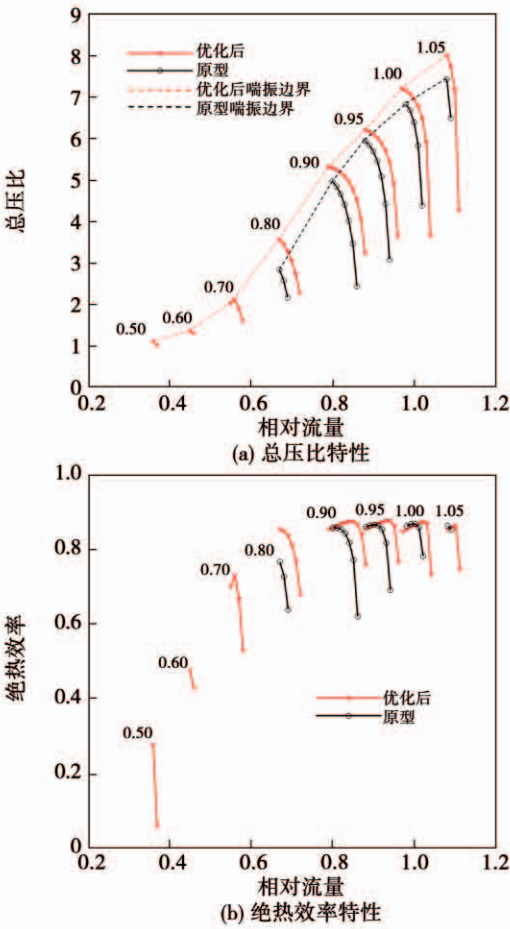
模型为 S - A 模型,空间离散选用中心差分格式,时间推进采用四阶龙格库塔方法。采用 NUMECA/autogrid5 模块生成网格,各排叶片网格拓扑均为 O4H 结构,转子叶尖间隙为 0.5 mm,近壁网格间距设定为 0.001 mm,保证近壁 Y^+ 小于 5。对 4 组网格质量进行无关性验证,具体的网格参数如表 1 所示。对照计算结果表明,网格 3 与网格 4 在效率计算值间的绝对差距在 0.05%,流量和压比计算基本相同,因此三维特性计算选用网格 3。

图 4 为 9 级压气机优化前后 S2 正问题计算的多工况特性,其中横坐标是以设计流量为参考的相对流量。原型压气机在高、低转速下的裕度特性较差,在低于 80% 相对转速时甚至无法算出有效工况

点,表明低转速下流动匹配不佳,大部分工况均处于失稳状态。优化后,除在高转速下喘振点附近的效率略有降低外,绝大多数工况下的效率和压比较原始设计均有所提高,特别是低转速下,压气机的各项性能参数均明显提升。优化后各压比特性线和喘振边界上移,表明整机全工况下的负荷能力和喘振裕度也有所提升。

表 1 CFD 网格参数
Tab.1 CFD grid parameters

网格参数	网格 1	网格 2	网格 3	网格 4
总网格数	5670777	6644729	8002562	10013759
最小正交角/(°)	26	30.155	31.205	32.164
最大长宽比	6691	5870.4	4593.6	4034.4
最大延展比	3.36	3.148	3.052	2.899
设计点效率/%	88.45	88.34	88.25	88.24



从叶片负荷的角度分析设计点和低转速下性能显著提升的原因。分别选取优化前后的设计点和性能相差较大的低转速典型工况(80% 相对转速下, 相对流量为 0.69), 给出压气机各级叶片排优化前后的扩散因子径向分布对比, 如图 5、图 6 所示, 其中 R 和 S 分别表示转子和静子。

由图 5 可知,对于优化后的设计点,前 3 级叶排扩散因子变化不明显,从第 4 级开始,各叶排的扩散因子均有所增加。第 5 ~ 第 8 级静子的扩散因子增加较多,甚至在部分叶高区域内超出稳定极限,这会导致叶栅通道内逆压梯度过强,负荷和分离损失增加。但第 4、第 5 级的转子和第 9 级转子和静子的扩散因子沿径向的分布趋于合理,叶中区域的负荷不再大幅低于端壁区域,这有助于提高叶片的增压能力,使负荷整体分配更均衡。总体上看,优化后的 9 级压气机前部负荷变化不明显;中后部转子的负荷分配更合理,但局部静子负荷过大;末级转子和静子负荷分布有所改善。以上综合导致了设计点压比提高,但效率并未有明显改善,这与图 4 特性曲线反映的优化前后性能对比是一致的。

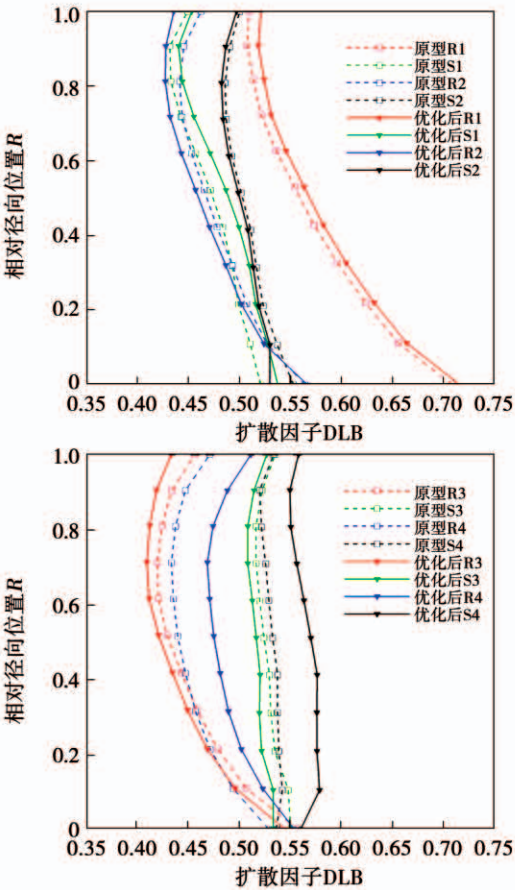
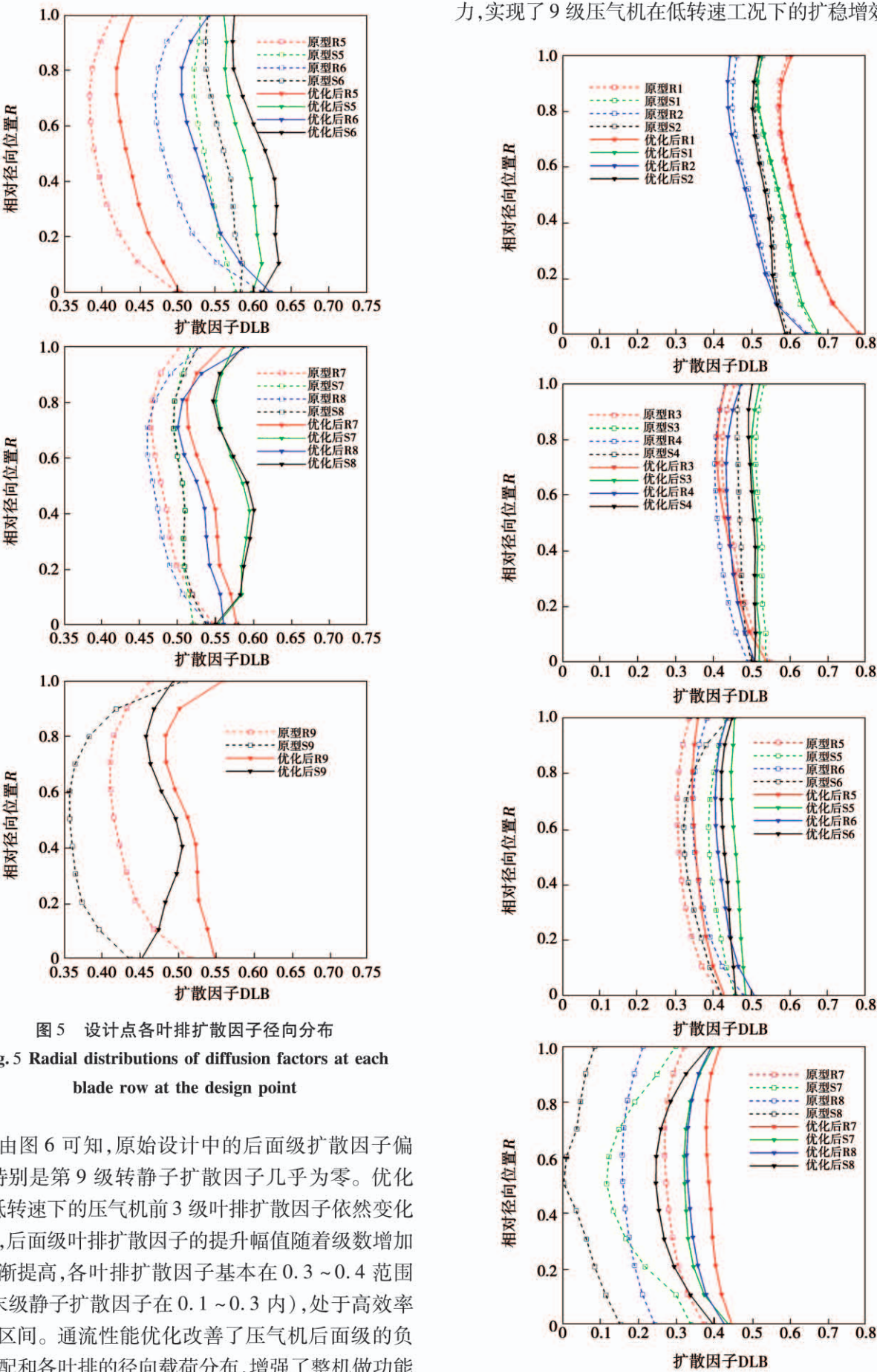


图 4 9 级压气机 S2 正问题优化前后的特性对比
Fig.4 Comparison of the original and optimized characteristics of the 9-stage compressor predicted by S2 forward analysis

力,实现了 9 级压气机在低转速工况下的扩稳增效。



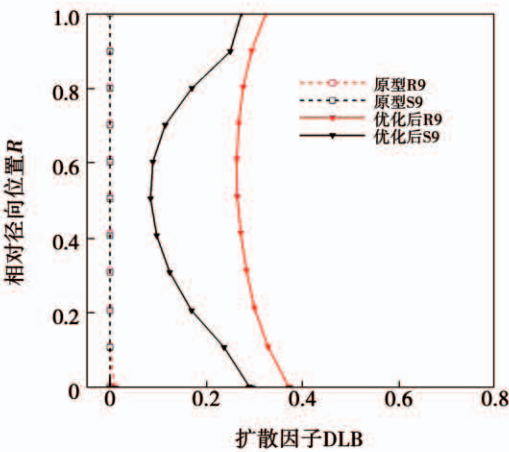


图 6 低转速工况点各叶排扩散因子径向分布
Fig.6 Radial distributions of diffusion factors at each blade row at the low rotate speed point

分别在 100%、90% 和 80% 相对转速下,三维数值模拟计算出的 9 级压气机优化前后性能对比如图 7 所示。

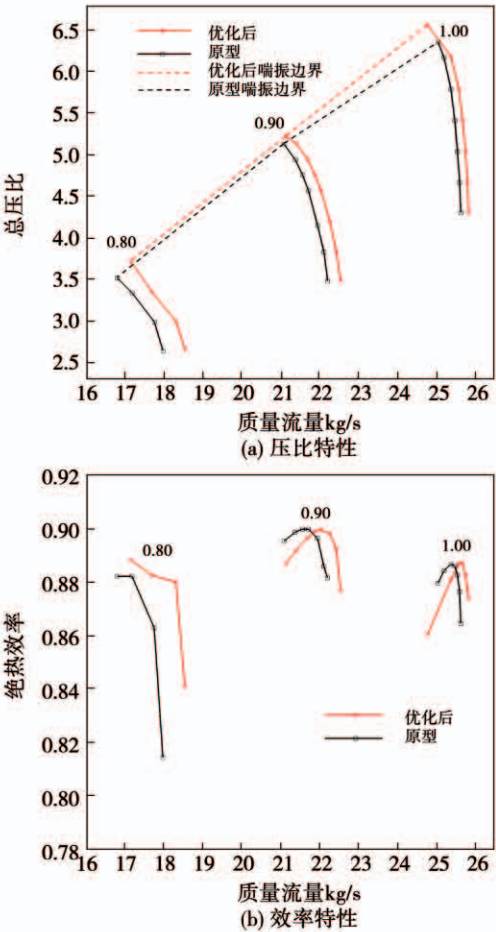


图 7 CFD 计算的 9 级压气机优化前后性能对比
Fig.7 Comparison of the original and optimized characteristics of the 9-stage compressor calculated by CFD

从图 7(a) 压比特性可看出,优化后压气机在各转速下的最高压比增压能力和喘振裕度均有所提升。特别对于 80% 相对转速,优化后的压比特性和裕度提升最为明显。由图 7(b) 可见,100% 和 90% 相对转速下,优化后在最高效率点左侧,即近喘振点一侧的压气机效率略低于原始设计值;而在最高效率点及其右侧,即近堵塞点侧的压气机效率略有提高。在 90% 相对转速下,优化后的压气机效率相较原始设计值有明显提高。上述结论与二维通流特性计算的优化前后压气机特性变化趋势一致。

设计优化后的 9 级压气机在设计点质量流量为 25.97 kg/s,总压比为 5.038,绝热效率为 88.25%,设计转速下喘振裕度为 33.33%。如表 2 所示。优化后,在保证压比效率的前提下,设计转速的喘振裕度提升了 5.39%;低转速下的性能有更全面和更明显的提升,低转速工况点(80% 相对转速下,相对流量为 0.69)的总压比和效率的绝对值分别提升了 0.28% 和 2.71%,80% 相对转速下裕度提升了 7.56%。

表 2 设计工况与低转速工况的优化前后性能对比
Tab.2 Comparison of the original and optimized characteristics under the design and low rotate speed operating conditions

性能	总压比		绝热效率/%		喘振裕度/%	
	设计点	低工况点	设计点	低工况点	设计转速	80% 相对转速
原始	5.037	2.95	88.27	81.62	27.94	24.68
优化	5.038	3.23	88.25	84.33	33.33	32.14

在 9 级压气机如此多的设计参数下,整个通流设计迭代优化 + 三维 CFD 数值模拟特性计算的流程约耗时 9 h,其中通流反问题设计和正问题优化在本地个人计算机 (Intel Core I7 4930K/12 线程, 32GB 内存) 上运行;共耗时约 2 h;CFD 特性计算在远程工作站 (AMD Epyc™ 7452/64 线程, 128GB 内存) 上运行,约耗时 7 h。结果表明该压气机气动设计优化平台可在较短时间内获得满足指标和低工况扩稳增效需求的设计结果并完成三维数值性能验证,且在自动化过程中减少了设计人员对设计经验的依赖,证明了文中方法和设计平台的快捷性和有效性。

4 结 论

基于正反问题 S2 流线曲率法、改进 Powell 算法和叶型参数化方法,构建了集通流反问题设计、正问

题分析优化和 CFD 数值验证为一体的多级轴流压气机快捷气动设计优化平台,完成了某燃机 9 级轴流高压压气机气动设计和性能优化。结论如下:

(1) 最终设计优化后的 9 级轴流压气机设计点质量流量为 25.97 kg/s,总压比为 5.038,绝热效率为 88.25%,设计转速下喘振裕度为 33.33%。优化提升了设计转速下的喘振裕度并全面提升了低转速性能,设计转速下裕度提升了 5.39%;80% 相对转速下裕度提升了 7.56%,目标工况点的总压比和绝热效率分别提升了 0.28 和 2.71%。

(2) 通流优化调整了压气机各叶排载荷分布并改善了各级负荷和流动匹配,提高了低转速下的加功增压能力,实现了多工况扩稳增效。构建的设计优化平台可快速有效地进行压气机一体化气动设计与性能优化,减少人为干预和设计经验依赖,提高设计精度,缩短研制周期。

参考文献:

- [1] ROBBINS W H, DUGAN J F. Prediction of off-design performance of multistage compressors[J]. NASA Special Publication, 1965, 36(10): 297-310.
- [2] HOWELL A R, BONHAM R P. Overall and stage characteristics of axial-flow compressors[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1950, 163(1): 235-248.
- [3] NOVAK R A. Flow field and performance map computation for axial-flow compressors and turbines[J]. AGARD Lecture Series No. 83, 1976(5): 1-27.
- [4] SEROVY G K. Compressor and turbine performance prediction system development-lessons from thirty years of history[J]. AGARD Lecture Series No. 83, 1976(3): 1-19.
- [5] WALL R A. Axial flow compressor performance prediction[J]. AGARD Lecture Series No. 83, 1976(4): 1-34.
- [6] 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.
- [7] BERNHAR K, HEINZ-ADOLF S. Development of advance compressor foil for heavy-duty gas turbines, Part II: experimental and theoretical analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3): 406-414.
- [8] 宁方飞, 刘晓嘉. 一种新的响应面模型及其在轴流压气机叶型气动优化中的应用[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 813-820.
- [9] 伊卫林, 黄鸿雁, 韩万金. 基于遗传算法与响应面模型的压气机叶片气动优化设计[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 510-514.
- [10] 脱伟, 熊劲松, 侯安平, 周盛. 遗传算法在多级压气机气动优化设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 305-309.
- [11] 金东海, 桂幸民. 应用多目标遗传算法的叶栅气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 285-290.
- [12] BENINI E, TOFFOLO A. Development of high-performance airfoils for axial flow compressors using evolutionary computation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 544-554.
- [13] JENNIONS I K, STOW P. A quasi-three-dimensional turbomachinery blade design system, Part I: throughflow analysis[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 301-307.
- [14] MARSH H. A digital computer program for the throughflow fluid mechanics in an arbitrary turbomachine using a matrix method[R]. London: ARC R&M, No. 3509, 1968.
- [15] HIRSH C H, WARZEE G. A finite element method for throughflow calculation in turbomachines[J]. Journal of Fluids Engineering, 1976, 98(3): 403-414.
- [16] DAMLE S V. Throughflow method for turbomachines using in Euler solvers[R]. Reno: AIAA 96-0010, 1996.
- [17] 钱笃元. 航空发动机设计手册第 8 册: 压气机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [18] BULLOCK R O, JOHNSEN I A. Aerodynamic design of axial-flow compressors[R]. Washington: NASA-SP-36, 1965.
- [19] 李占利. 最优化理论与方法[M]. 北京: 中国矿业大学出版社, 2012.
- [20] POWELL M J D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculating derivatives[J]. The Computer Journal, 1964, 7(2): 155-162.
- [21] 吴方. 关于 Powell 方法的一个注[J]. 数学学报, 1977, 20(1): 14-15.
- [22] 胡毓达. 实用多目标最优化[M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1990.
- [23] HU Yu-da. Practical multi-objective optimization[M]. Shanghai: Shanghai Science and Technology Press, 1990.