

# 过渡段部分对某高压压气机性能影响研究

吴思宇<sup>1,2</sup>, 朱品武<sup>3</sup>, 汪作心<sup>1,2</sup>, 王 廷<sup>1,2</sup>

(1. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078; 2. 船舶与海洋工程动力系统国家工程实验室, 黑龙江 哈尔滨 150078; 3. 武汉船舶职业技术学院 机械工程学院, 湖北 武汉 430050)

**摘 要:**以某型高压九级轴流压气机为研究对象,通过 NUMECA 软件进行模拟计算,研究了前过渡段、过渡段支板和出口过渡段的气体流动损失对压气机性能的影响,并采用 DFFD 参数化方法和多岛遗传算法对过渡段部分进行了结构改型与气动优化设计。结果表明:相比不带过渡段的压气机模型,原型过渡段使等熵效率降低 1.57%,经过对过渡段型线改进以及对过渡段支板的优化设计,优化后过渡段使等熵效率仅降低 0.63%;优化后的过渡段部分气流阻塞减少、损失减小,使得高压压气机整体效率较优化前提高 0.94%;经流场损失分析发现,支板段和出口扩压延长段是造成堵塞和效率降低的主要原因。

**关 键 词:**特性计算;流动损失;结构优化;气动设计

中图分类号:V231.3 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.006

[引用本文格式]吴思宇,朱品武,汪作心,等. 过渡段部分对某高压压气机性能影响研究[J]. 热能动力工程,2021,36(9):42-50. WU Si-yu, ZHU Pin-wu, WANG Zuo-xin, et al. Research on the effect of transition section on performance of high pressure compressor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9):42-50.

## Research on the Effect of Transition Section on Performance of High Pressure Compressor

WU Si-yu<sup>1,2</sup>, ZHU Pin-wu<sup>3</sup>, WANG Zuo-xin<sup>1,2</sup>, WANG Ting<sup>1,2</sup>

(1. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078; 2. National Engineering Laboratory for Marine and Ocean Engineering Power System, Harbin, China, Post Code: 150078; 3. College of Mechanical Engineering, Wuhan Institute of Shipbuilding Technology, Wuhan, China, Post Code: 430050)

**Abstract:** Taking a 9-stage axial flow compressor of a certain high pressure compressor as the research object, the influence of the gas flow loss in the front transition section, transition section support plate and outlet transition section on compressor performance was simulated and studied by NUMECA software, and then the structure modification and aerodynamic optimization of transition section were carried out based on DFFD parameter method and multi-island genetic algorithm. The results show that comparing with the compressor model without the transition section, the isentropic efficiency of the high pressure compressor is reduced by 1.57% with the prototype transition section, and that of optimized transition section is reduced by 0.63% with the improvement of the transition section profile and the optimization design of the transition section support plate. After optimization, the gas flow blockage and loss in the transition section are reduced, and the whole efficiency of the high pressure compressor is increased by 0.94% compared with that before optimization. It is found that the main causes of blockage and efficiency reduction are the support plate section and outlet extension section through the analysis of flow field loss.

**Key words:** characteristic calculation, flow loss, structural optimization, aerodynamic design

## 引言

先进的高压压气机要求具有高平均级压比、高绝热效率、喘振裕度充足等性能特点<sup>[1-2]</sup>。但由于流动具有固有梯度、非定常非线性及三维流动效应等特点,高压压气机内部流动往往存在着通道涡、泄漏涡、角涡等涡系,以及激波、二次流、边界层干扰等复杂流动现象<sup>[3]</sup>,这些因素都使得高压压气机内部流动变得十分复杂。就目前的设计水平,高压压气机高性能的获得在很大程度上取决于对压气机内部流场精细流动的认知<sup>[4-7]</sup>。掌握高压压气机与低压压气机联接的过渡段部分的流动情况就成为了眼下研究的热点和难点。由于结构布置需要,在低压、高压压气机过渡部分设置过渡段支板以供油气管路通过。过渡段及其支板部分的气体流动损失对压气机的性能表现有着重要影响。

本文研究了过渡段部分的气体流动损失对高压压气机整体性能的影响,分析了由于过渡段及原型支板导致的高压压气机流场中各级叶片的性能损失情况,并以此为依据对原型过渡段外型线及支板结构进行气动优化设计,优化后压气机流场损失减小,效率提升明显。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 模型设置及边界条件

研究对象为一台九级轴流高压压气机,采用 NUMECA 软件在标准进气条件下进行全三维数值模拟分析评估。采用 NUMECA 软件的 Fine Turbo 模块,流动控制方程为三维定常 Reynolds 平均 N-S 方程组,湍流模型为 S-A 方程,空间离散采用中心差分格式。采用多重网格计算,计算网格采用 NUMECA 软件的 IGG/Autogrid 5 模块生成,径向计算站取 49,转子叶尖间隙内径向计算站数为 17 个,近壁面网格加密,第一层网格间距为 0.001 mm,保证近壁  $y^+$  值小于 5。最小正交角 30.155,最大长宽比 5 870.4,最大延展比 3.148。单叶排网格数在 30 万以上,动叶由于间隙存在网格数更多,经网络无关性验证,总网格数设置为 6 644 729。为探究过渡段及支板部分对压气机性能的影响,分别对不带支板以及带支板的两种模型进行模拟,计算网格示意图如图 1 所示。

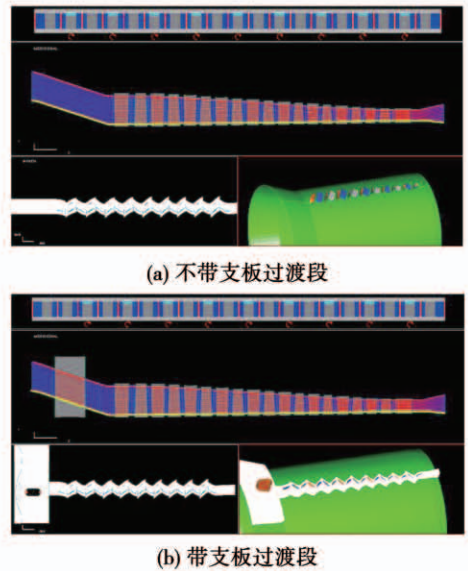


图 1 网格示意图对比

Fig. 1 Comparison of grid diagrams

### 1.2 网格划分及无关性验证

转子叶尖间隙取 0.5 mm,在第五级静子前模拟全环开槽引气,槽宽 2 mm,引气量为 3.5% 进口流量。进口为海平面标准大气条件,总压 101 325 Pa,总温 288.15 K,轴向进气,出口设定为径向平衡背压条件,通过改变背压计算压气机特性线。

## 2 原型过渡段及支板对压气机性能的影响

### 2.1 各排叶片性能对比

有/无支板的高压压气机几何均带前后过渡段流道,压气机部分的流道和叶片为原始气动设计方案几何结构。有/无支板的两个模型的模拟结果对比如表 1 所示。可以看出加入支板后高压压气机性能有明显下降,其中流量和压比分别降低 1.13% 和 0.06%,效率的绝对值降低 0.9%。这是因为支板带来的堵塞和对进口流动的扰动,使压气机流量和效率都有相当程度的下降,其造成的总压损失也使得设计点压比降低。

表 1 模拟结果对比

Tab. 1 Comparison of simulation results

压气机模型	质量流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	绝热效率	总压比
无支板	26.46	0.878 8	4.874
有支板	26.16	0.869 8	4.871

根据设计点的数值模拟结果,对比九级压气机各排叶片的性能如图 2 所示。其中蓝色为无支板算

例,红色为带支板算例,总体上看,除进口导叶和末级静子,其他叶排性能在有/无支板时差距不大。

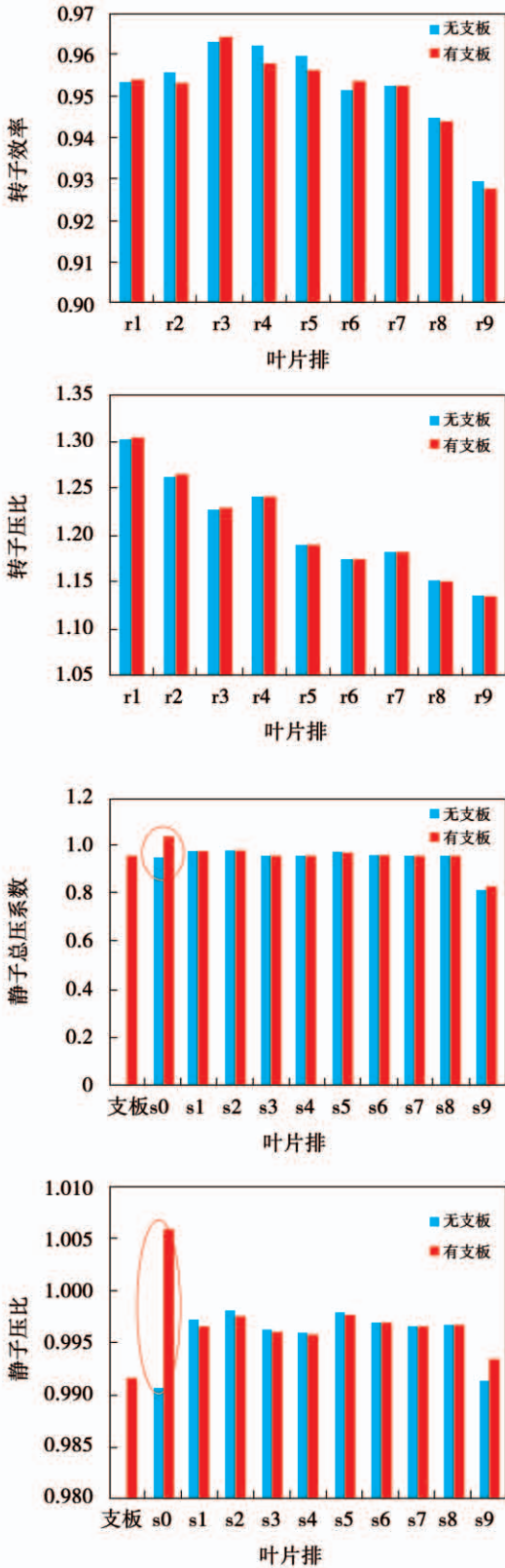


图2 有/无支板算例的各排叶片性能对比  
Fig. 2 Performance comparison of each row of blades with and without support plate

在静子的性能对比中,带支板模型的末级静子性能反而提高较明显,进口导叶级效率大于1,可能是由于支板出口和进口导叶的进口交界面掺混平均导致的计算误差所致。

### 2.2 有/无支板情况下设计点流动损失

图3为两算例子午流面的相对马赫数和熵分布。由图可知,支板后轮毂区域流程损失增大,且高熵区向后级延伸;出口扩张段上、下端壁区域都存在明显低速区,上部更为明显,流动损失增大。

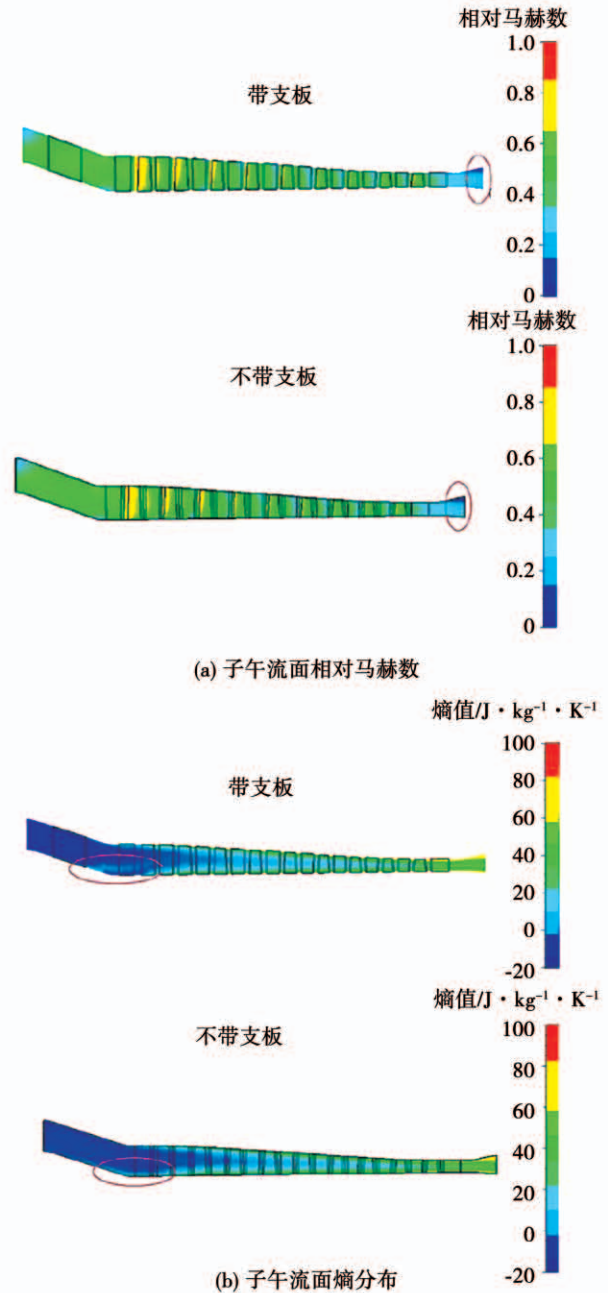


图3 有/无支板算例的子午流面相对马赫数和熵分布  
Fig. 3 Comparison of the relative Mach number and entropy distribution of meridional flow surface with and without support plate

### 2.3 叶片表面静压分布

如图4所示,根据叶片表面静压分布图线可以看出各叶排间的气流角匹配情况。图4(a)和图4(b)中3种截面由上而下依次分别为50%、10%和90%叶高叶片截面。根据图4展示的叶根、叶中和叶尖的叶表静压分布对比可以看出,各叶排间流动匹配状况较好,仅进口导叶和前几级转子进口出现正攻角;有/无支板对后面级匹配影响不大,后面各排叶片流动也无明显区别。

### 2.4 支板处流线

图5显示了三种相对叶高截面位置支板处的局部流线图,结果显示支板段是造成堵塞和效率降低的主要原因。结合图4的叶表静压分布可知,各排叶片性能并未受太大影响。

## 3 过渡段优化方案

### 3.1 参数化方法

参数化方法追求的目标是在不增加过多优化变量的情况下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。传统的压气机几何参数化方法多为针对单一叶片、端区、端壁或某些局部细节几何特征和基于曲线或曲面进行参数化设计,而通常意义上的多型面联合参数化设计也是基于不同的参数化方法进行分别参数化,这样会极大增加优化变量,减缓优化速度。而自由曲面变形(FFD)方法及其衍生的各类几何变形(EFFD、DFFD等)方法是基于包围在目标几何表面晶格控制的参数化方法,其优势是适应于各种复杂几何并可保证变形后几何光滑。基于FFD和DFFD方法进行压气机气动参数化优化研究,可以综合考虑压气机内部所有几何的变化,对叶身-端区-端壁实现整体变形并进行流动控制,有利于整体综合提升高压压气机气动性能,具有较大的理论意义和实际应用价值<sup>[8]</sup>。

相比FFD方法,DFFD方法操作的点少,变形效率高,变形更直观,无需知道控制框架顶点的变化且能够准确控制物体形状,因此,本文采用DFFD参数化方法进行研究。其核心公式如下:

$$Q_{i,j,k} = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^l p_{i,j,k} B_{i,n}(u) B_{j,m}(v) B_{k,l}(w) \quad (1)$$

$$Q_{i,j,k}^{new} = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^l (p_{i,j,k} + \Delta p_{i,j,k}) B_{i,n}(u) B_{j,m}(v) B_{k,l}(w) \quad (2)$$

$$\Delta Q = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^l \Delta p_{i,j,k} B_{i,n}(u) B_{j,m}(v) B_{k,l}(w) \quad (3)$$

式中:  $Q = BP, \Delta Q = B\Delta P, \Delta P = B^+ Q$ 。

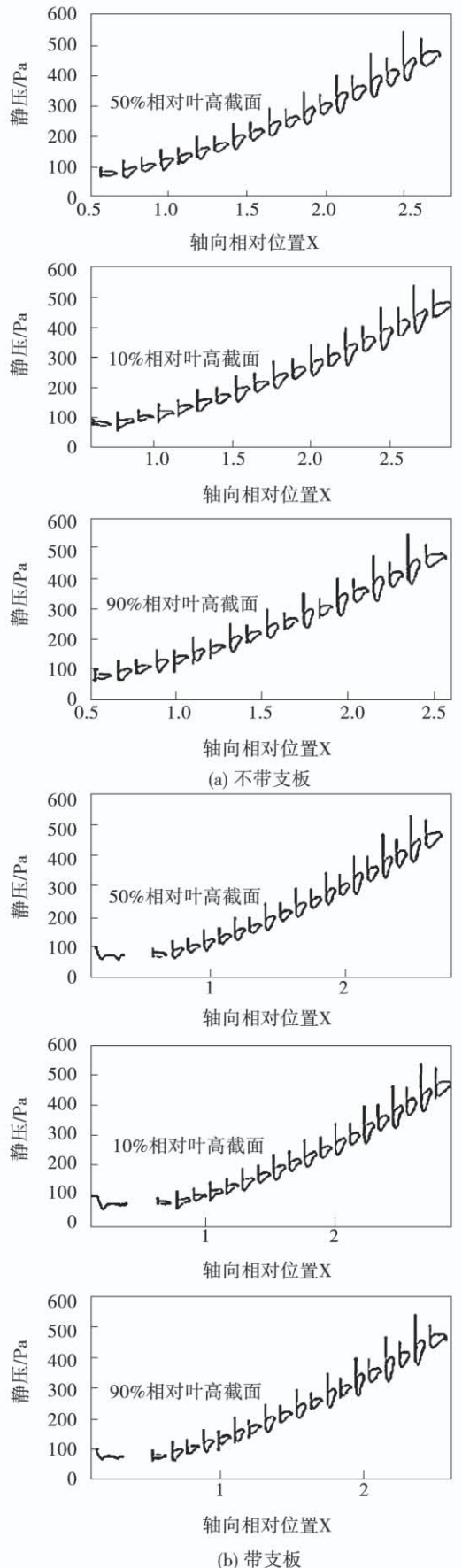


图4 有/无支板算例的叶表静压分布  
Fig.4 Static pressure distribution on blade surface with and without support plate

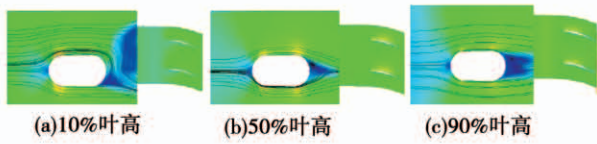


图 5 支板处相对马赫数及流线对比

Fig. 5 Comparison of relative Mach number and streamline at support plate

对于单行的非零矩阵,有:

$$B^+ = \frac{1}{\|B\|^2} B^T$$

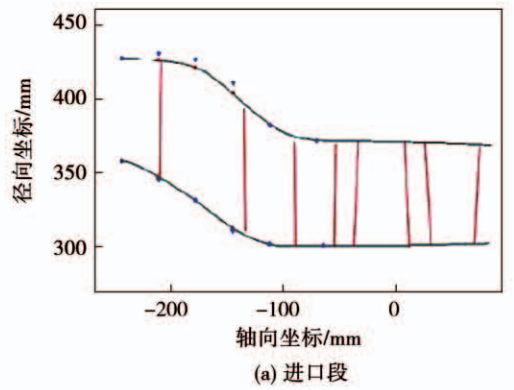
### 3.2 优化算法

借助超算平台的多核集群计算能力,可采用分布式并行的优化策略,在确定压气机几何参数化方法后,结合 Isight 优化算法软件平台,采用多岛遗传算法对压气机进行全局气动优化。其中控制变量设置为:前过渡段在上下流道各取 5 个控制点,轴向相对位置为 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 和 0.5; 出口过渡段在上下流道各取 4 个控制点,轴向相对位置分别为 0.5, 0.6, 0.7 和 0.8; 对于支板,分别在前缘点,吸、压力面弦长 0.25/0.5/0.75 相对位置、尾缘点,共取得 8 个控制点。

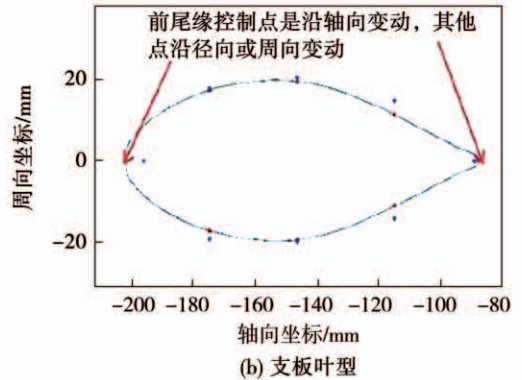
优化时流道和支板的控制点沿轴向位置分布如图 6 所示。其中对于流道,控制点沿径向变动;对于支板叶型,前尾缘控制点沿轴向变动,其他控制点沿径向或周向变动。

多岛遗传算法中,种群规模、岛数、代数均取 10。约束为:流量、进出口流道尽可能保持不变,优化目标为使设计点工况下绝热效率最大。

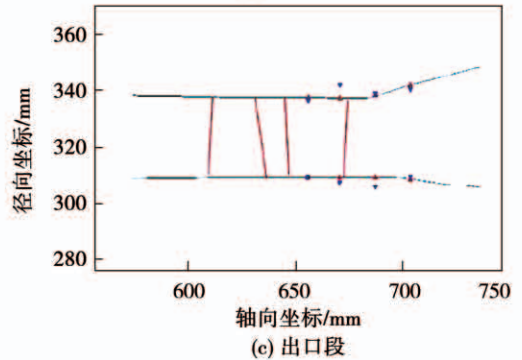
在应用 DFFD 参数化方法时,虽然几何造型为三维形状,但上、下截面完全相同,而且考虑到支板内部为中空的结构,需保证最大厚度不变,不适合改型为扭曲形状,因此对支板的优化本质上还是对其截面叶型的二维参数化,优化过程如图 7 所示。为减小寻优空间,加快寻优速度,将 NACA 无量纲叶型进行缩放并套用到支板的原型椭圆截面上,保证最大厚度不小于原截面。这相当于给定了一个性能较好的优化初始点,在此基础上再进行气动优化。



(a) 进口段



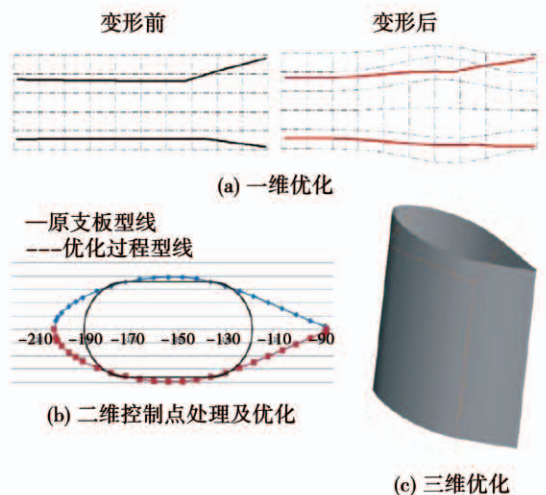
(b) 支板叶型



(c) 出口段

图 6 控制点分布

Fig. 6 Distribution of control points



(c) 三维优化

图 7 支板的几何控制点处理与优化过程

Fig. 7 Treatment and optimization process of geometric control point of support plate

### 3.3 优化结果

图 8 为优化前后前部收缩段和后部扩张段流道沿轴向位置的几何对比,红色线为优化后,黑色虚线表示优化前,可见优化后前部流道通道有所扩张且进口处流动方向更偏向轴向,上端壁流道的曲率变化有所减小,过渡更平滑;出口扩张段的扩张起始位置有所提前,这对于出口上、下端壁型线来说减小了几何突变,降低了扩张角。总体上,更平缓、曲率变化更小、扩张角更小的流道能够提升九级压气机整体性能。

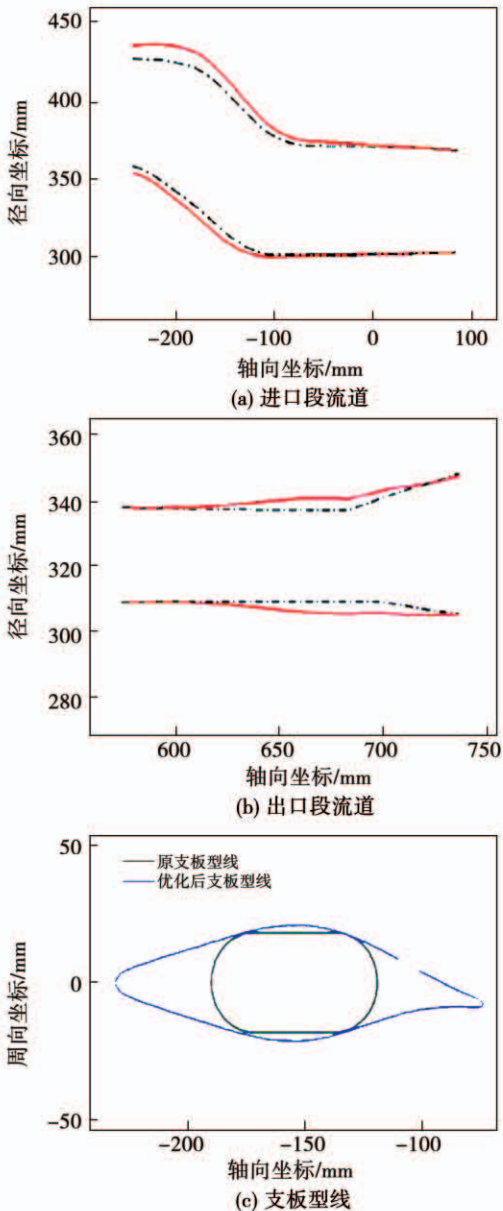


图 8 优化前后几何对比

Fig. 8 Geometric comparison before and after optimization

同样,由优化前后支板叶型和三维几何造型的对比可以看出,优化后的支板在保证最大厚度不减小的前提下前尾缘均有所延长,在尾缘处叶型有下探趋势,其作用是使气流角偏转,从而与后排进口导叶型成更好的气流角度匹配。

### 4 优化后过渡段及支板对压气机性能的影响

对比九级压气机设计点的各叶排性能,如图 9 所示。其中,蓝红绿分别表示:原始流道不带支板;原始流道带原始支板,优化流道带优化支板,由表 2 优化结果对比可知,优化后支板和末级静子的性能有所提升,支板的总压损失更小,末级静子由于出口扩张段的优化,其流动性能状况也有明显改善。根据转子性能也可以看出,优化后大部分转子叶排的效率都有所增加,尤其是第二级和第九级转子,效率提升较为明显,其他某些级转子性能有所下降,但下降幅值很小。

可见优化后的流道和支板对九级高压压气机性能有明显的提升作用。

表 2 优化结果对比

Tab. 2 Comparison of optimization results

模型	质量流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	绝热效率	总压比
原始模型	26.16	0.869 8	4.871
优化模型	26.378	0.880 7	4.867 4

由表 2 优化结果对比发现,优化后绝热效率相较于原始模型提高 0.010 9。

#### 4.1 优化前后设计点流场损失

对九级高压压气机优化前后的设计点流场进行对比。图 10 为优化前后子午流面相对马赫数和熵的分布。综合各流场图可以明显看出优化后出口扩张流道上下端壁的低速流动区明显减小,支板后部叶根区域熵增也有所降低。支板尾缘的尾迹分离区在优化后基本消失,尾迹分离损失明显减小,支板处局部流动如图 11 所示。在出口扩张段上端壁区域,大面积低速区被消除。

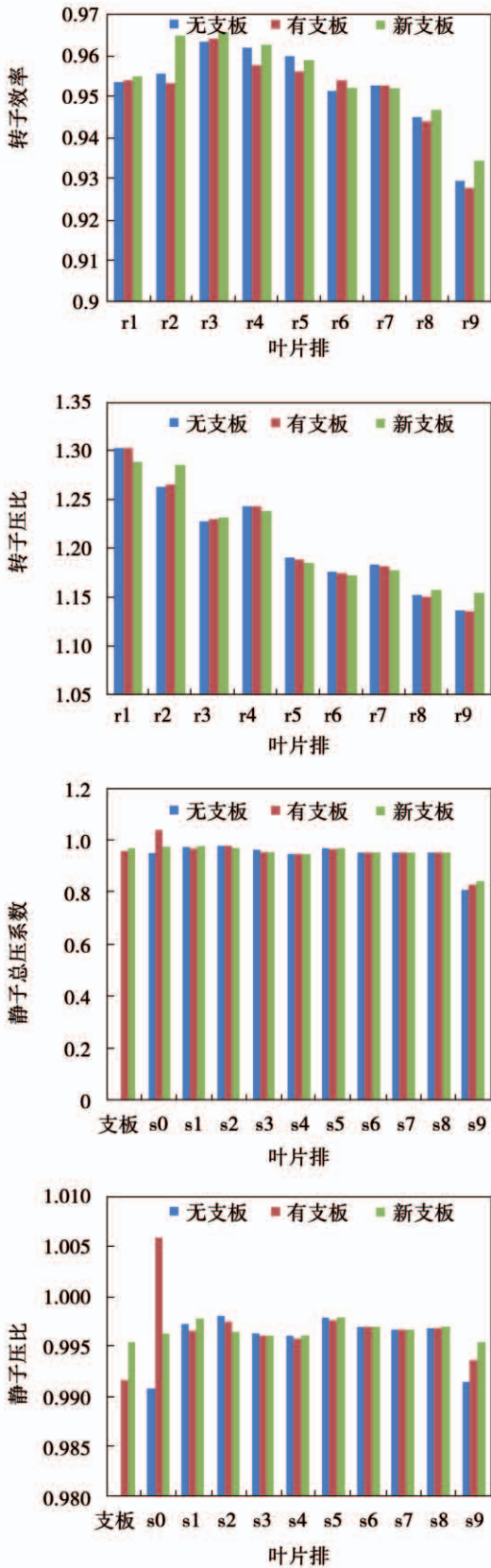


图9 优化后设计点的各叶排性能对比

Fig.9 Performance comparison of blade rows at optimized design points

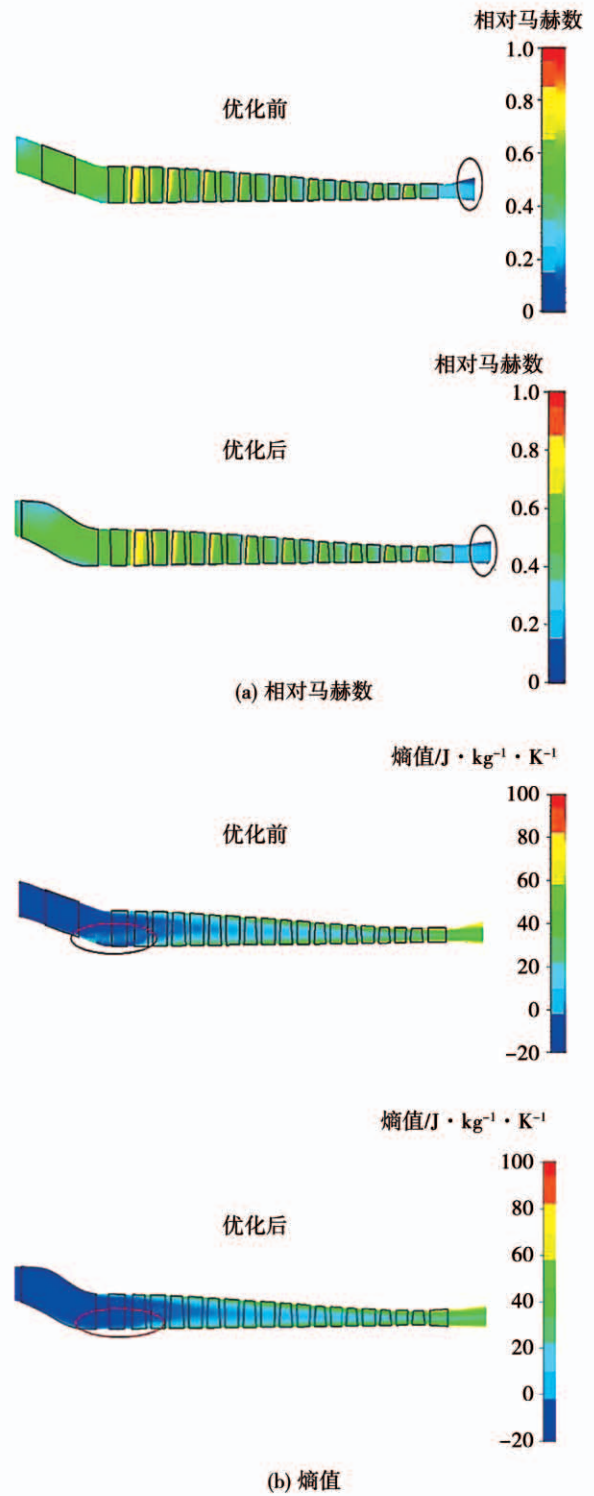


图 10 优化前后子午流面相对马赫数和熵值分布

Fig. 10 The relative Mach number and entropy distribution of meridional flow surface before and after optimization

图 12 为优化前后叶表静压分布对比,3 种截面自上而下依次为 50%、10% 和 90% 叶高叶片截面。可见优化后支板使进口导叶正攻角减小,达到更好

的匹配效果,第一级转子进口的正攻角也有所减小,其他各排叶片匹配基本保持不变。

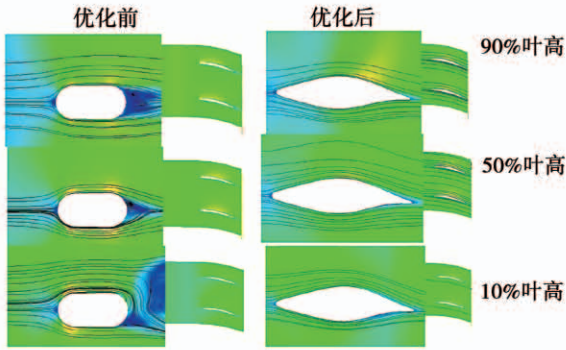


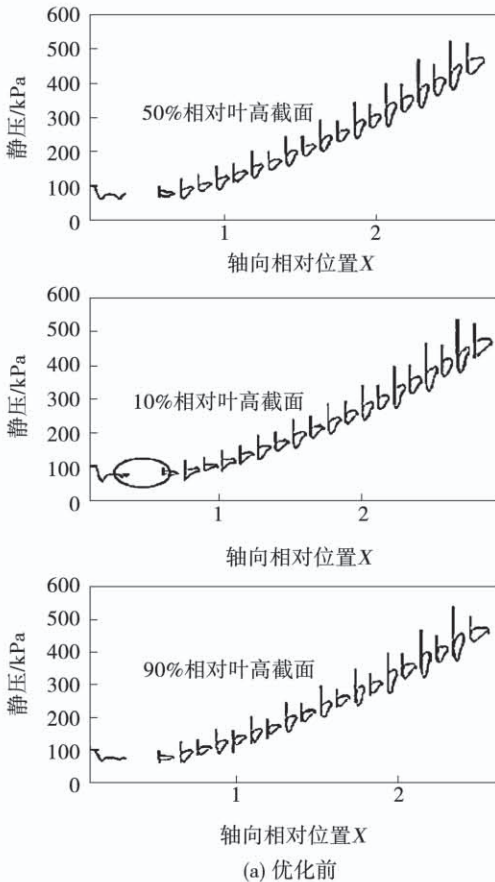
图 11 优化前后支板处相对马赫数和流线对比

Fig. 11 Comparison of relative Mach number and

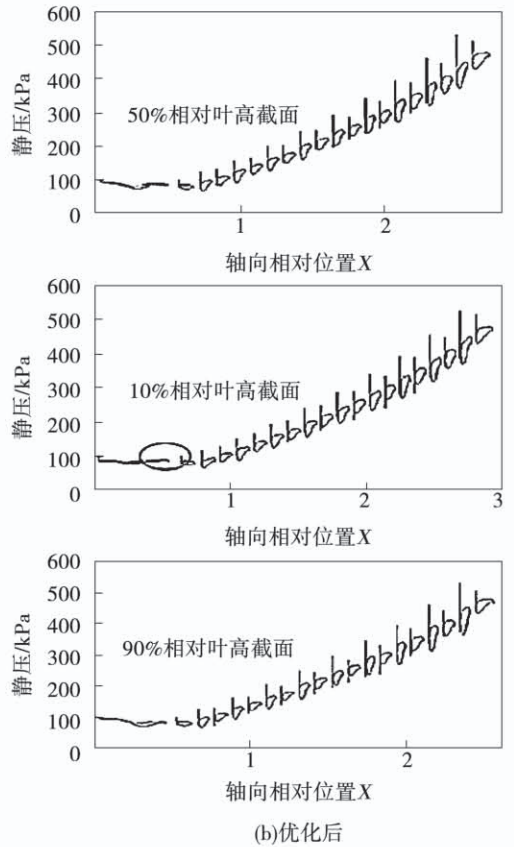
streamline at support plate before and after optimization

### 4.2 优化后近失速点流场损失

图 13 展示了优化后九级压气机近失速点的流场,可以明显看出前面级匹配仍比较好,但后面几级呈较大正攻角,尤其以末级静子的大正攻角分离最为明显,叶根处后面级叶片吸力面的大面积分离是导致高压压气机失速喘振的主要因素。



(a) 优化前



(b) 优化后

图 12 优化前后叶表静压分布

Fig. 12 Static pressure distribution on blade surfaces before and after optimization

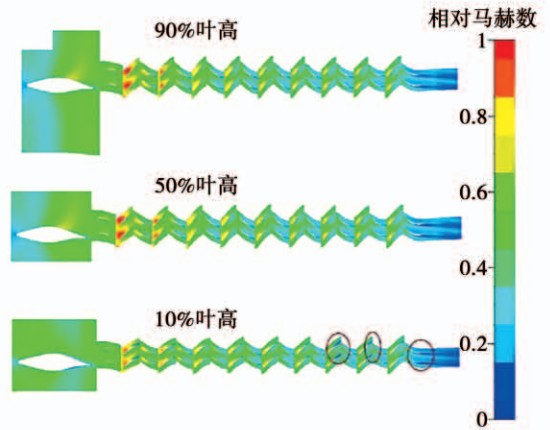


图 13 优化后近失速点子午流面相对马赫数分布

Fig. 13 Relative Mach number distribution of meridional flow surface near stall point after optimization

## 5 结论

采用数值模拟的方法,研究了过渡段部分对高压压气机性能影响。然后采用 DFFD 参数化方法和



多岛遗传算法,构建结合超算单台和 Isight 并行的优化平台,对九级高压压气机的过滤段,包括前收缩段、支板的过渡段和后扩张段进行气动优化,气动优化从整体上提高了带支板九级高压压气机的气动性能。

(1) 优化后流量、压比均与优化前基本保持一致,绝热效率提升 0.94%。

(2) 支板段和出口扩压延长段是造成堵塞和效率降低的主要原因,原始支板对各叶排性能有一定影响,其使各排转子效率略微降低,除进口导叶和末级静子外,其他排静子性能在有/无支板时差距不大。

(3) 优化后支板及流道转子效率有明显提升,第二、八、九级转子压比有明显提高,第一级转子压比有所降低。优化对支板的气动性能有较大提升,进口导叶和末级静子性能也有明显提升。

(4) 优化后出口扩张流道上、下端壁的低速流动区明显减小,支板后部叶根区域熵增有所降低。支板尾缘的尾迹分离区在优化后基本消失,尾迹分离损失明显减小,在出口扩张段上端壁区域,大面积低速区被消除。优化后的支板使进口导叶和第一级转子进口的正攻角减小,改善了进口段气流匹配,其他各叶排的匹配基本保持不变。

#### 参考文献:

[1] 闻雪友,肖东明. 现代舰船燃气轮机发展趋势分析[J]. 舰船科学技术,2010,32(8):3-19.  
WEN Xue-you, XIAO Dong-ming. Development trend analysis of modern marine gas turbine[J]. Marine Science and Technology, 2010,32(8):3-19.

- [2] 李孝堂. 燃气轮机的发展及中国的困局[J]. 航空发动机, 2011,37(3):1-7.  
LI Xiao-tang. Development of gas turbine and dilemma in China [J]. Aeroengine,2011,37(3):1-7.
- [3] 侯树强,王灿星,林建忠. 叶轮机械内部流场数值模拟研究综述[J]. 流体机械,2005,33(5):30-34.  
HOU Shu-qiang, WANG Can-xing, LIN Jian-zhong. Review on numerical simulation of internal flow field in turbomachinery[J]. Fluid Machinery,2005,33(5):30-34.
- [4] 何有世,袁寿其,黄良勇. 流体机械叶轮内部流场测试技术进展[J]. 流体机械,2004,32(12):36-40.  
HE You-shi, YUAN Shou-qi, HUANG Liang-yong. The development of flow field measurement technology in impeller of fluid machinery[J]. Fluid Machinery,2004,32(12):36-40.
- [5] 吴思宇. 进口参数变化对高压压气机性能影响研究[D]. 北京:中国舰船研究院,2021.  
WU Si-yu. Influence of inlet parameters on performance of high pressure compressor[D]. Beijing: Chinese Academy of Naval Research,2021.
- [6] BROSSMAN J R, BALL P R, SMITH N R, et al. The sensitivity of multistage compressor performance to inlet boundary conditions [J]. Paper No. AIAA 2012-3725.
- [7] YAN W, HU J, ZHANG H, et al. Effects of complicated rotating inlet distortion on compressor aerodynamic stability [J]. Paper No. AIAA 2014-3732.
- [8] 陈 颂,白俊强. 基于 DFFD 技术的翼型气动优化设计[J]. 航空学报,2014,35(3):695-705.  
CHEN Song, BAI Jun-qiang. Aerodynamic optimization design of airfoil based on DFFD technology [J]. Journal of Aviation, 2014, 35(3):695-705.

(姜雪梅 编辑)