

某燃气轮机压气机过渡段优化设计及试验验证

汪作心¹, 酒鸣慧¹, 徐宁¹, 顾佳奇²

(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. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所无锡分部, 江苏 无锡 214151)

摘要: 某燃气轮机整机试验过程中, 压气机部分存在高压压气机效率偏低的问题, 且高、低压压气机压比与设计值都存在偏差。经分析, 低压压气机与高压压气机径向落差大, 导致中间的过渡段内总压损失较大, 进一步导致高压压气机进口流场品质较差, 高压压气机效率降低。针对该情况, 将过渡段内、外壁型线参数化, 用两段四次曲线表示, 在大范围内寻优, 同时优化支板结构, 进一步降低气流流动分离, 最终确定优化方案。经流场分析发现, 过渡段内壁面逆压力梯度流动会影响壁面边界层的发展, 导致局部流动分离, 引起较强的径向掺混, 导致过渡段内总压损失。优化方案通过将逆压流动位置前移进行流动控制, 降低总压损失。为验证方案的有效性, 针对改进方案进行了吹风试验。结果表明: 改型过渡段内的流动总压损失降低至原来的18%, 优化方案极大地改善了过渡段内的流动分离情况。

关键词: 过渡段; 参数化; 优化方案; 逆压流动; 总压损失

中图分类号: TK47

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2024.12.001

[引用本文格式] 汪作心, 酒鸣慧, 徐宁, 等. 某燃气轮机压气机过渡段优化设计及试验验证[J]. 热能动力工程, 2024, 39(12): 1-9. WANG Zuoxin, JIU Minghui, XU Ning, et al. Optimization design and experimental verification of a gas turbine compressor transition section[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(12): 1-9.

Optimization Design and Experimental Verification of a Gas Turbine Compressor Transition Section

WANG Zuoxin¹, JIU Minghui¹, XU Ning¹, GU Jiaqi²

(1. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078;

2. Wuxi Branch of No. 703 Research Institute of CSSC, Wuxi, China, Post Code: 214151)

Abstract: During the testing process of a gas turbine, high-pressure compressor has low efficiency, and there is a deviation between the pressure ratio and the design value of high and low compressors. After analysis, the large radial drop between the low-pressure and high-pressure compressor leads to significant total pressure loss in the intermediate transition section, further leading to poor quality of the inlet flow field of the high-pressure compressor, which may be the main reason for the low efficiency of the high-pressure compressor. In view to this situation, the inner and outer wall profiles of the transition section are parameterized and represented by two quartic curves to seek optimization over a large range. At the same time, the support plate structure is optimized to further reduce airflow separation, and the optimization plan is ultimately determined. Through flow field analysis, it is found that the adverse pressure gradient flow on the inner wall of the transition section will affect the development of the wall boundary layer, leading to local flow separation and strong radial mixing, which is the main reason for the total pressure loss in the transition section. The optimization scheme controls the flow by moving the adverse pressure

收稿日期: 2024-03-13; 修订日期: 2024-06-03

基金项目: 船舶动力基础科研项目 (MPRD-20220101)

Fund-supported Project: Marine Power Research & Development (MPRD-20220101)

作者简介: 汪作心(1992-), 男, 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所工程师。

gradient flow position forward to reduce the total pressure loss. To verify the effectiveness of the scheme, wind tunnel blowing tests are conducted on the optimization scheme. The results show that the total pressure loss in the transition section is reduced to 18% of its original level after optimization, greatly improving the flow separation situation in the transition section.

Key words: transition section, parameterization, optimization scheme, adverse pressure gradient flow, total pressure loss

引 言

在双转子燃气轮机中,压气机过渡段是连接低压压气机与高压压气机的重要静子部件,其作用是将低压压气机压缩过的空气输送到高压压气机进行再压缩。由于低压压气机和高压压气机子午流道存在径向落差,如果简单地将过渡段型线做成圆台型,会带来较大的气动损失。同时,为了保证承力并使气流顺利通过各种管路,会在过渡段流道布置几根较厚的支柱,引起钝体绕流,但由此会诱发附面层分离等严重影响气动性能的现象,并进一步造成下游流场的恶化,影响整机总体性能。

为了推动更具竞争力且环保的喷气发动机技术的发展,欧盟“AIDA 计划”全面探索了大落差长度比中介机匣的气动影响因素和设计准则,取得了一系列研究成果^[1-3]。过渡段壁面压力梯度不仅影响其壁面边界层的发展,同时也是过渡段内总压损失产生的主要原因^[4],因此过渡段设计的关键在于控制过渡段壁面的压力分布。通过数值优化的方法对多个参数寻优,可有效优化过渡段壁面压力分布,从而提高过渡段的性能。Wallin 等人^[5]建立了由 4 个独立参数表述的过渡段几何描述方式,并采用响应面法对带支板的过渡段流道进行了数值优化,在不约束出口气流径向分布的情况下,优化后损失系数减小了 24%。Ghisu 等人^[6]通过 11 个变量控制过渡段流道几何型线,并采用遗传算法对过渡段流道进行优化,结果使损失系数减小了 12.5%。国内对过渡段的研究开展较晚,主要集中在过渡段的优化设计方面^[7-10]。大量的研究表明,通过设计过渡段内外壁面可以有效控制过渡段的损失,但是由于影响内外壁面造型的因素较多,缺乏有效的描述方式,很难将几何特征与气动性能进行关联。

某型船舶燃气轮机压气机过渡段内外壁型线均为圆台型,支柱截面为“跑道型”,在整机试验过程中,设计工况下高压压气机效率偏低,压比较设计值偏低,低压压气机压比偏高,分析为空气在过渡段处

流动不畅所致,拟对压气机过渡段进行优化设计。

本文结合工程实际对流道几何型线进行参数化,建立了仅包含两个独立变化参数的过渡段几何描述方式,在一定范围内寻优,使过渡段内的流动总压损失最小,并针对优化方案进行吹风试验以验证优化效果。

1 原过渡段及其流场分析

1.1 原过渡段介绍

原过渡段型线为低压压气机出口与高压压气机进口接近直线相连,支板截面形状为“跑道型”,如图 1(a)所示。过渡段支板现有的限制条件较多,因过渡段内部需布置很多供油管路、转速传感器和盘车工具等,导致过渡段支板具有较大的厚度,加之过渡段本身轴向长度的限制,导致支板轴向长度不能太长。考虑工程加工实际,过渡段支板最大厚度不能低于 36 mm,轴向长度不能超过 108 mm,所以在保证支板的厚度弦长比最小的情况下,优化调整的空间十分有限。最终优化方案所用的支板与原支板对比如图 1(b)所示,基本上是在包裹住原支板的基础上尽量不增大最大厚度,减小前缘和尾缘的半径。

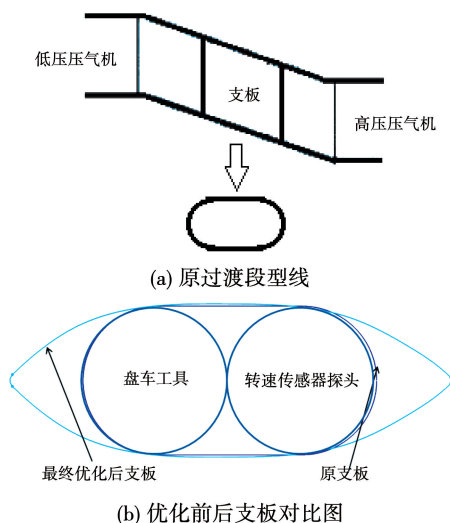


图 1 过渡段型线和支板示意图

Fig. 1 Schematic diagrams of transition section profile and support plates

1.2 数值方法

本文的计算工具为商业软件 NUMECA Fine/Turbo, 选用 Spalart-Allmaras 湍流模型,进口边界条件给定总压 101.325 kPa、总温 288.15 K 及气流方向轴向进气,出口边界条件给定流量 26 kg/s。计算域进出口分别位于由过渡段进出口向上、下游延伸 3 倍流道高度处。径向网格节点数为 49,轴向网格节点数为 181,第 1 层网格高度设置为 0.001 mm,保证近壁 $y^+ < 5$,总网格数约 146 万。计算域网格示意图如图 2 所示。该数值方法仿真结果的总压损失系数为 0.16,试验结果的总压损失系数为 0.17,基本偏差 不大,可以据此展开方案筛选。

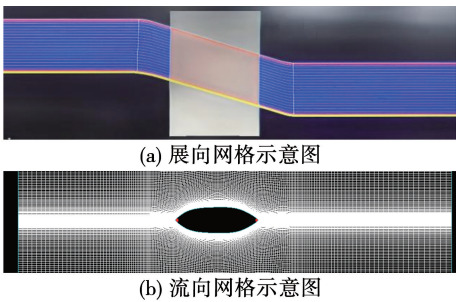


图 2 计算域网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of computational domain mesh

1.3 计算结果流场分析

针对原过渡段进行数值模拟,其总压损失情况如表 1 所示。

表 1 原过渡段总压损失情况

Tab. 1 List of total pressure loss of original transition section

参 数	数 值
进口总压/Pa	100 896
出口总压/Pa	99 098.4
总压降/Pa	1 797.6
进口静压/Pa	89 751.6
总压损失系数	0.161 30
总压损失系数(试验)	0.170 87

由于过渡段进口比出口位置高,所以整体上流动速度处于逐渐增大的趋势,如果忽略总压损失,即总压不变时,静压逐渐减小,整体上处于顺压力梯度

流动。但在局部流场处,却存在逆压力梯度流动,图 3 为原过渡段内子午面的静压云图和速度型演化图。

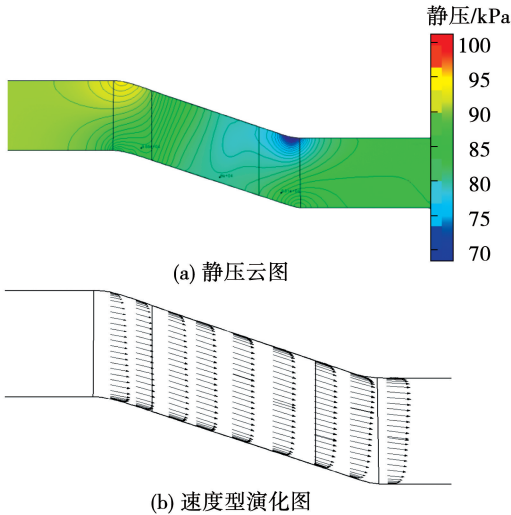


图 3 原过渡段子午面静压云图和速度型演化图

Fig. 3 Static pressure cloud chart and velocity profile evolution diagram on meridional plane of original transition section

从图 3(a)中可以看出,贴近外壁附近流动压力逐渐减少,属于顺压力梯度,但贴近内壁流动压力先降低后增大,在后半程存在逆压力梯度。逆压力梯度会影响壁面边界层的发展,使局部流动分离,带来较强的径向掺混,导致过渡段内总压损失。由图 3(b)可知,外壁附近的速度越来越高,而内壁附近速度却越来越低,速度型亏损增大,低动能的壁面边界层无法克服逆压梯度的影响,导致较大的径向掺混。

图 4 给出了原过渡段内壁附近静压分布和内壁极限流线。从静压分布图可以看出,后半程内壁附近压力逐渐增大,属于逆压力梯度流动。从极限流线图可以看出,在支板 - 内壁角区附近发生流动分离,支板后半部分扩压段也出现流动分离。这是因为过渡段支板后半段的局部快速扩压与内壁后半段减速扩压相互叠加作用,导致附面层迁移等复杂流动,最终引发高损失区域。

从以上分析可知,过渡段设计的关键在于控制其壁面的压力分布,进而使内壁扩压区前移,避开支板后半段的局部扩压,降低总压损失。

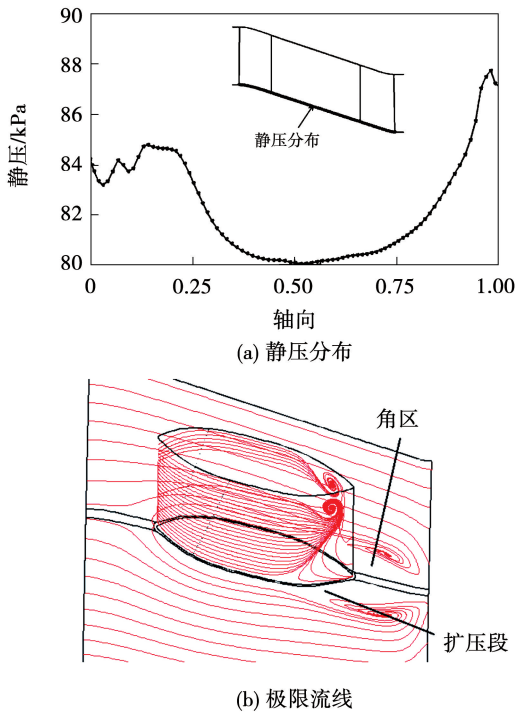


图 4 原过渡段内壁附近静压分布和极限流线图

Fig. 4 Diagrams of static pressure distribution and limit streamline near the inner wall of original transition section

2 过渡段优化方法

2.1 过渡段流道几何型线参数化

过渡段流道几何型线参数化是过渡段研究工作的一个重要环节。对流道几何的参数化应适当控制参数数目,以减少设计空间的范围,同时又保证所定义的设计空间包含较优的设计。本文建立了仅含两个独立变化参数的过渡段几何描述方式。过渡段内、外壁面均由两段四次曲线描述,描述函数为:

$$r(x) = \begin{cases} a_4x^4 + a_3x^3 + a_2x^2 + a_1x^1 + a_0, & x_{in} \leq x \leq x_c \\ b_4x^4 + b_3x^3 + b_2x^2 + b_1x^1 + b_0, & x_c \leq x \leq x_{ex} \end{cases} \quad (1)$$

式中: x_{in} , x_{ex} —过渡段进、出口轴向坐标; x_c —控制点处的轴向坐标; $a_4 \sim a_0$, $b_4 \sim b_0$ —待求变量,内、外壁面各需给定 10 个几何约束条件才能确定壁面形状。

过渡段进口、出口点的坐标(几何位置)、斜率(一阶导数)、曲率(二阶导数)可根据上、下游压气机确定。同时,统一将控制点位置选在距进口

$0.45L$ (L 为过渡段长度) 处, $0.45L$ 处为逆压段,控制点选在该处可以更有效地调节压力梯度,控制点横坐标为 x_c ,在控制点位置,即两条曲线分段位置处需保证纵坐标值相等和斜率、曲率连续。这样就形成了 9 个几何约束条件。

过渡段前半段落差与过渡段总落差之比定义为外壁半程落差比 ξ 为:

$$\xi = (r_{in} - r_{mid}) / (r_{in} - r_{ex}) \quad (2)$$

式中: r_{in} , r_{ex} —壁面进、出口半径; r_{mid} —距进口 $0.5L$ 处壁面的半径。

给定外壁半程落差比,即确定了外壁中点处对应的纵坐标值,从而确定外壁形状。外壁形状确定后,再给定控制点处外、内壁纵坐标差值与过渡段进口外、内壁差值之比,定义为控制点高度比 α :

$$\alpha = (r_c^{shroud} - r_c^{hub}) / (r_{in}^{shroud} - r_{in}^{hub}) \quad (3)$$

式中: r_{in}^{shroud} , r_{in}^{hub} —进口处外、内壁半径; r_c^{shroud} , r_c^{hub} —控制点处外、内壁半径。

至此,可以完全确定过渡段形状,过渡段示意图如图 5 所示。

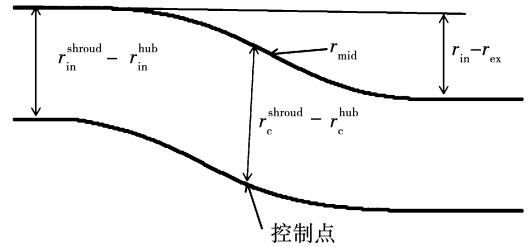


图 5 过渡段示意图

Fig. 5 Schematic diagram of transition section

2.2 过渡段优化过程

本文优化的目标是流体经过过渡段后总压损失系数最小,总压损失系数定义为:

$$\omega = (p_{in}^* - p_{ex}^*) / (p_{in}^* - p_{in}) \quad (4)$$

式中: p_{in}^* , p_{ex}^* —过渡段进、出口总压; p_{in} —过渡段进口静压。

具体优化过程为:保持控制点高度比为 1,通过调节外壁半程落差比进行过渡段型线对比和流场分析;在确定外壁形状的基础上,通过调节控制点高度比进行方案择优,确定内壁形状,以此初步确定过渡段形状;在此基础上,进行反复迭代,不断修正内、外壁形状,最终得到总压损失较小的过渡段型线。

2.2.1 外壁形状确定

外壁半程落差比 ξ 取值不同时,过渡段型线对比如图 6 所示。

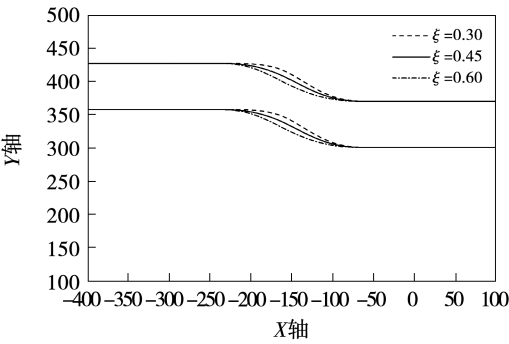


图 6 外壁半程落差比为 0.30,0.45 和 0.60 时过渡段型线对比
Fig.6 Comparison of transition section profiles at outer wall half-drop ratios of 0.30, 0.45 and 0.60

外壁半程落差比取值范围为 0.30~0.60 时,对相应过渡段方案进行数值模拟仿真计算,得到总压损失系数变化情况,结果如图 7 所示。从图 7 中可以看出,外壁半程落差比为 0.45 时,总压损失系数最小。

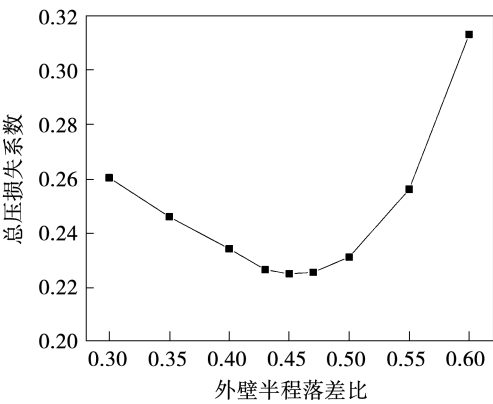


图 7 总压损失系数随外壁半程落差比的变化
Fig.7 Variation of total pressure loss coefficient with outer wall half-drop ratio

针对外壁半程落差比为 0.30,0.45 和 0.60 的过渡段流场进行分析。为了便于比较,引入壁面静压系数 C_p , C_p 上升代表逆压梯度出现。

$$C_p = (p - p_{in}) / (p_{in}^* - p_{in}) \quad (5)$$

式中: p —当地静压。

图 8 为不同外壁半程落差比下内、外壁静压系数的沿程分布。

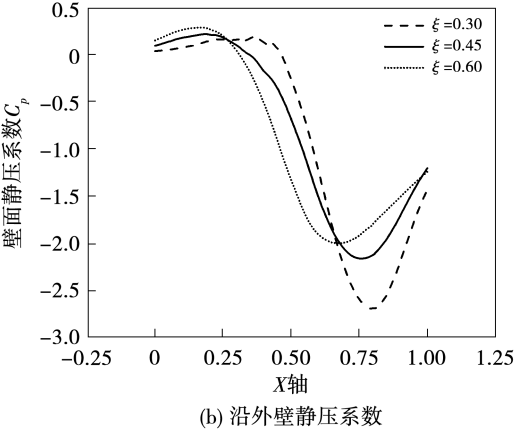
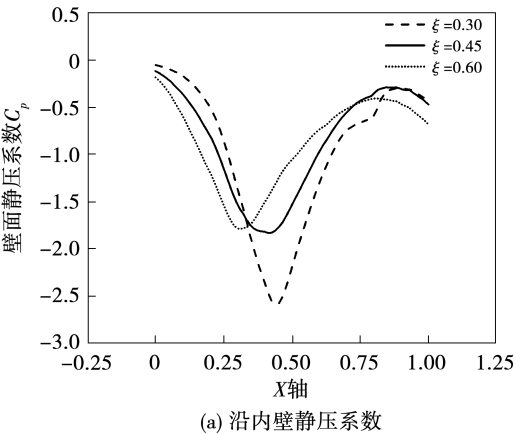


图 8 不同外壁半程落差比下内、外壁静压系数的沿程分布
Fig.8 Distributions of static pressure coefficients of inner and outer walls along the path at different outer wall half-drop ratios

从图 8 中可以看出,随着外壁半程落差比的增大,壁面静压系数的峰值减小,但同时峰值位置逐渐向前移动,逆压梯度区域增加,峰值减小对降低总压损失有利,位置前移却对降低总压损失不利,二者的综合作用导致存在一个最佳位置,使得总压损失系数最小。但总压损失系数最小的“0.45”方案仍然比原过渡段的总压损失系数大,后续需要对内壁继续进行优化。

2.2.2 内壁形状确定

保持外壁形状固定(外壁半程落差比为 0.45),通过改变控制点高度比调节内壁形状,不同控制点高度比($\alpha = 1.1, 1.3, 1.5$)时,过渡段型线对比如图 9 所示。控制点高度比取值范围为 1~1.6 时,对相应过渡段方案进行数值模拟仿真计算,得到总压损失系数变化情况,结果如图 10 所示。从图 10 中可以看出,控制点高度比为 1.45 时,总压损失系数存

在最小值,此时经过过渡段的总压损失为 663 Pa,总压损失系数为 0.06。

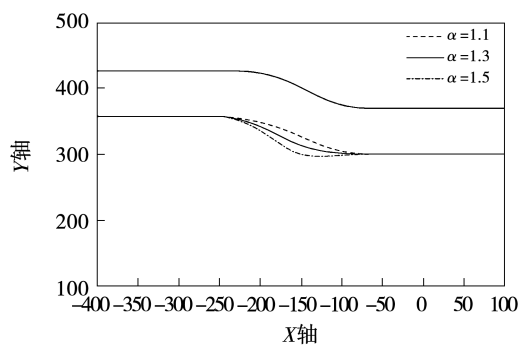


图 9 控制点高度比变化时过渡段型线对比图
Fig. 9 Comparison of transition section profiles with changes in control point height ratio

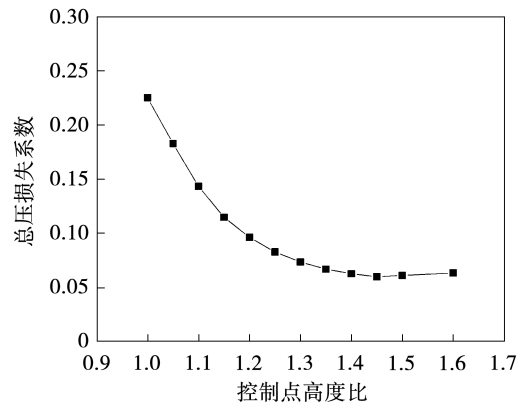
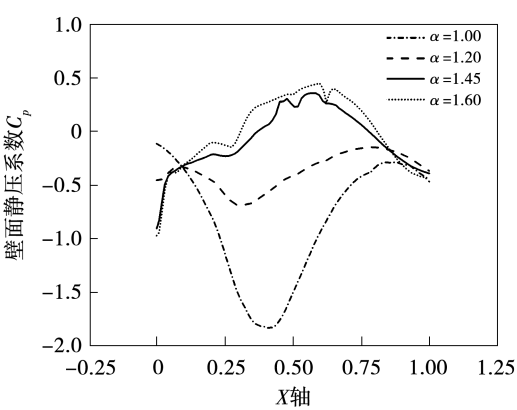
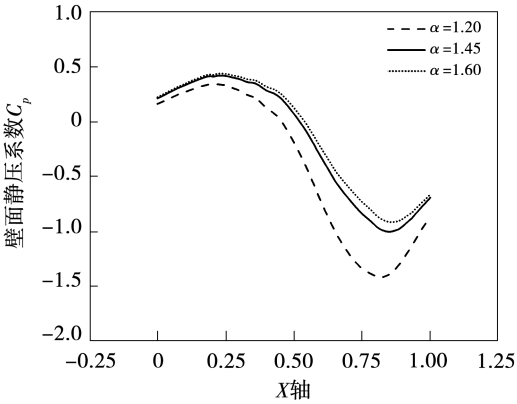


图 10 总压损失系数随控制点高度的变化
Fig. 10 Variation of total pressure loss coefficient with control point height

对控制点高度比为 1.20,1.45 和 1.60 的过渡段流场进行分析。图 11 分别给出不同控制点高度比下内、外壁静压系数的沿程分布。图 11 中,控制点高度比为 1 的方案即为上述外壁半程落差比为 0.45 的方案,由图 11 (a) 可知,提升控制点高度比完全改变了内壁附近流场的压力梯度,即由原来的先顺压梯度后逆压梯度转变为先逆压梯度后顺压梯度,逆压梯度的位置前移。从流速角度解释,即通过优化后过渡段内通流面积沿程先增大后减小,流体先减速后加速,相应的静压可认为是先增大后减小。这种压力分布形式可以降低支板后部分快速扩压区域对壁面附近低能流体的影响。内壁型线确定过程中,外壁形状保持不变,外壁静压系数的分布形状也不变,只是由于内壁压梯度的改变导致峰值变化,但基本上全程处在顺压力梯度范围。



(a) 沿内壁静压系数



(b) 沿外壁静压系数

图 11 不同控制点高度比下内、外壁静压系数的沿程分布
Fig. 11 Distributions of static pressure coefficients of inner and outer walls along the path at different control point height ratios

过渡段壁面压力梯度会影响其壁面边界层的发展,再加上支板的局部扩压等相互作用,导致过渡段内的总压损失。图 12 给出控制点高度比为 1.45 时过渡段的内壁和支板表面极限流线图。

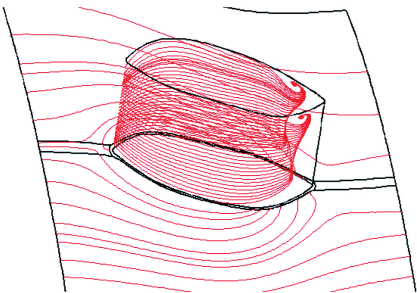


图 12 控制点高度比为 1.45 时过渡段内壁和支板表面极限流线图

Fig. 12 Limit streamline diagram of inner wall of transition section and support plate surface at control point height ratio of 1.45

从图 12 中可以看出,调整壁面静压分布使过渡段后半段的高损失区域消除,达到了优化目的。

2.2.3 反复迭代确定过渡段型线

通过反复迭代计算,筛选出总压损失最小的方案,并进行通流面积的沿程分布光顺处理,即为最终方案,其计算结果如表 2 所示。

表 2 最终方案总压损失情况

Tab.2 Total pressure loss of the final design scheme

参 数	数 值
进口总压/Pa	100 928
出口总压/Pa	100 369
总压降/Pa	559
进口静压/Pa	89 611.2
总压损失系数	0.049 40

最终方案的过渡段型线与原过渡段型线对比如图 13 所示。

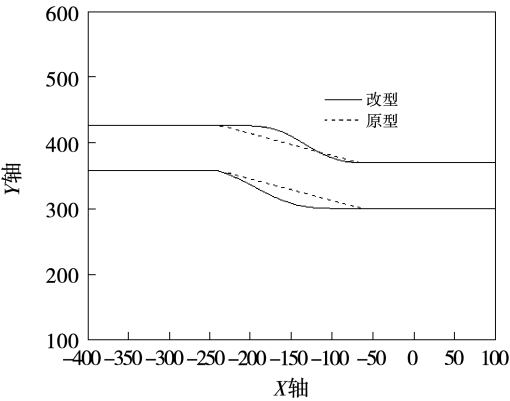


图 13 最终方案过渡段型线与原过渡段型线对比

Fig.13 Comparison between the final designed transition section profile and the original transition section profile

针对最终方案进行流场分析,图 14 给出最终方案的通流面积与原过渡段的通流面积轴向分布对比,纵坐标表示当前位置的通流面积 A 与过渡段出口处通流面积 A_{out} 的比值。由图 14 可知,由于支板的引入,原过渡段通流面积有一段急剧下降和快速增大的过程,从前面的分析可知,通流面积快速增大时带来的扩压引起流动情况恶化,导致总压损失。

优化后流道整体上的通流面积先增大后降低,逆压位置前移,总压损失降低。

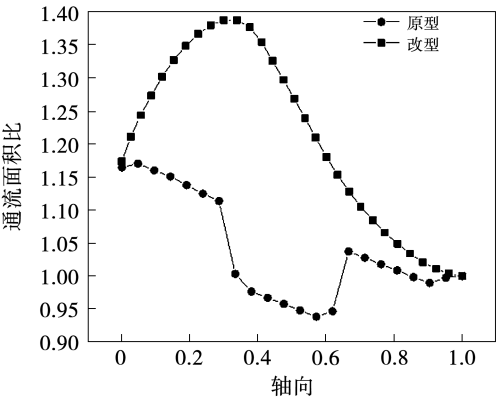


图 14 通流面积轴向分布

Fig.14 Axial distribution of flow area

图 15 给出了优化前后过渡段出口处轴向速度沿径向的分布图。从图中可以看出,优化后压气机本体进气条件得到改善,对压气机效率提升有所帮助。

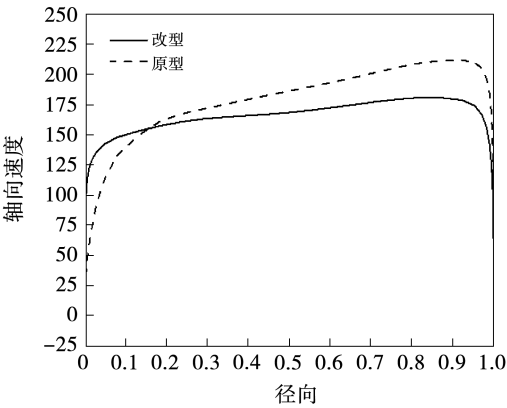


图 15 过渡段出口处轴向速度沿径向的分布

Fig.15 Distribution of axial velocity at the outlet of transition section along the radial direction

3 过渡段优化方案试验验证

为了验证优化效果,进行了原型和改型过渡段的整环吹风试验,鉴于试验台功率有限,对试验件进行模化设计,模化比约为 0.6,试验件模型如图 16 所示。

试验件经加工后安装到试验台上的情况如图

17 所示。试验主要测量参数为进、出口总压以及马赫数,总压由探针直接测量得到,马赫数由探针测得静压后计算得到。

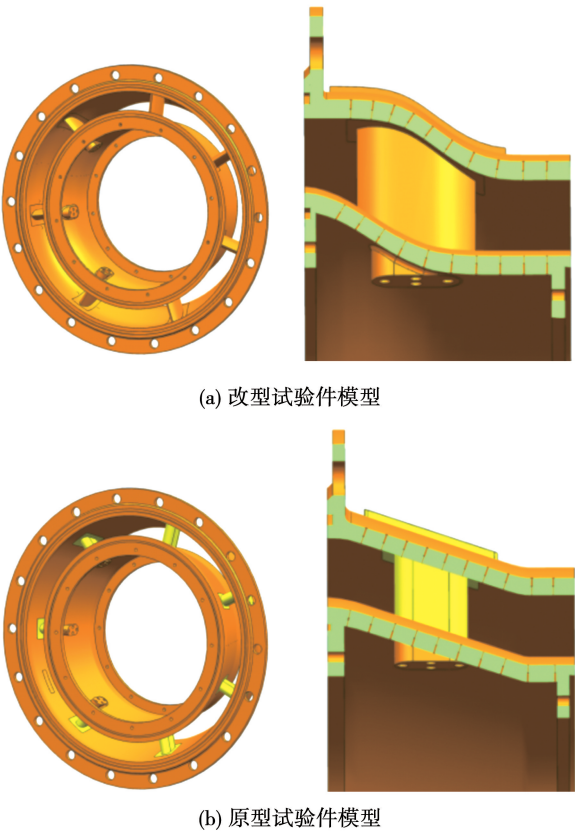


图 16 试验件模型图
Fig. 16 Diagrams of test piece model

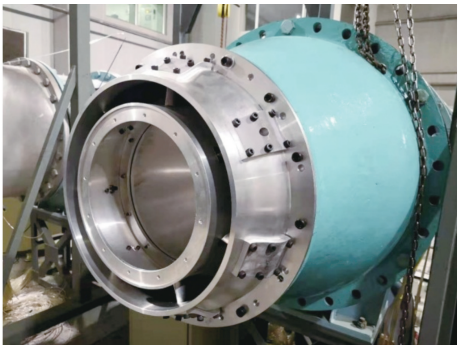


图 17 试验现场图
Fig. 17 Test site photo

针对原型过渡段和改型过渡段分别按进口马赫数 0.20,0.25,0.30,0.35 和 0.40 共 5 个工况进行试验,得到总压损失系数随进口马赫数变化的曲线,

如图 18 所示。由于本试验中雷诺数较大,流动情况基本处于自模化区,故根据相似原理,只要保证马赫数相同,即认为流动相似,整机试验时设计点过渡段进口马赫数约为 0.40。

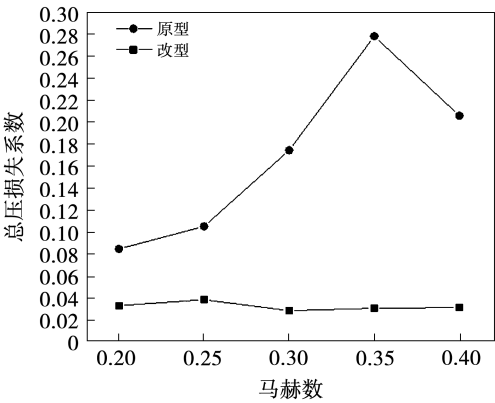


图 18 不同进口马赫数下原型和改型过渡段
总压损失系数对比
Fig. 18 Comparison of total pressure loss coefficients
for original and modified transition sections
at different inlet Mach numbers

从图 18 可以看出,马赫数为 0.4 时,改型过渡段的总压损失降低明显,降低至原型过渡段损失的 18%,优化方案为试验验证的可行方案。马赫数为 0.40 时,改型过渡段试验的总压损失系数为 0.035 93,与设计计算得到的总压损失系数 0.049 40 基本偏差不大,偏差原因可能是进口边界条件的不同。另外,一般而言,总压损失系数随马赫数的增大而增大,对于原型过渡段,马赫数在 0.20 ~ 0.35 范围内符合此规律,但马赫数 0.40 的总压损失系数又较马赫数 0.35 的总压损失系数较低,分析认为在马赫数 0.35 ~ 0.40 范围,流道内的流动状态变化,发生转捩现象。马赫数为 0.35 时流动状态处于起始变化过程中,未完成转捩,马赫数为 0.40 时,流动完全变成了湍流流动,湍动能在一定程度上抑制流动分离,从而导致总压损失系数下降。对于改型过渡段,转捩现象发生在马赫数 0.25 ~ 0.30 范围内,因为相比于原型支板,改型支板的特征长度大,相同马赫数下,雷诺数更大,更早发生流动转捩现象。

4 结 论

(1) 原型过渡段内流动损失主要原因在于靠近内壁面的低能流体无法克服逆压力梯度,进而导致流动分离,通过前移逆压梯度能有效降低流动损失,即在设计时,保证通流面积先增大后减小,可为类似流管设计提供一定的参考价值。

(2) 经试验验证改型过渡段内的流动总压损失降低至原来的 18%,优化方案极大地改善了过渡段内的流动分离情况,且提升了后端部件的进口流场品质。

参考文献:

[1] KARAKASIS M K,NAYLOR E M J,MILLER R J,et al. The effect of an upstream compressor on a non-axisymmetric S-duct [C]// ASME Turbo Expo:Power for Land,Sea,and Air,2010.

[2] WALKER A D,BARKER A G,CARROTTE J F. Numerical design and experimental evaluation of an aggressive S-shaped compressor transition duct with bleed[C]//ASME 2011 Turbo Expo:Turbine Technical Conference and Exposition,2011.

[3] WALLIN F,OLSSON J,JOHANSSON P P J,et al. High speed testing and numerical validation of an aggressive intermediate compressor duct[C]//ASME Turbo Expo:Turbine Technical Conference & Exposition,2013.

[4] DUENAS C O,MILLER R J,HODSON H P,et al. Effect of length-on compressor inter-stage duct performance [C]//ASME Turbo Expo:Power for Land,Sea,and Air,2007.

[5] WALLIN F,ERIKSSON L E. Response surface-based transition duct shape optimization [J]. Proceedings of the ASME Turbo Expo, 2006(6):1465 – 1474.

[6] GHISU T,MOLINARI M,PARKS G T,et al. Axial compressor intermediate duct design and optimisation[J]. Collection of Technical Papers-AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference,2006,2:2012 – 2025.

[7] 高丽敏,冯旭栋,陈 璇,等. 关于压气机过渡段设计方法的探讨[J]. 航空学报,2013,34(5):1057 – 1063.

GAO Limin,FENG Xudong,CHENG Xuan,et al. Exploration about compressor intermediate duct design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2013,34(5):1057 – 1063.

[8] 阙晓斌,侯安平,周 盛. 基于壁面压力梯度控制的压气机 S 形过渡段设计[J]. 航空学报,2010,31(3):459 – 465.

KAN Xiaobin,HOU Anping,ZHOU Sheng. S-shaped compressor transition duct design based on wall pressure gradient control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(3):459 – 465.

[9] 邓小明,高丽敏,冯旭栋,等. 压气机中介机匣三点 NURBS 曲线参数化方法[J]. 工程热物理学报,2014,35(7):1330 – 1333.

DENG Xiaoming,GAO Limin,FENG Xudong,et al. Three-points NURBS parameterized method for compressor intermediate duct[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2014,35(7):1330 – 1333.

[10] 阙晓斌,侯安平,周 盛. 轴流压缩系统带支板过渡段的轴对称等效方法[J]. 航空学报,2010,31(9):1715 – 1722.

KAN Xiaobin,HOU Anping,ZHOU Sheng. Axisymmetric equivalent of S-shape transition duct with struts in axial compression systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(9):1715 – 1722.

(王治红 编辑)