文章编号:1001-2060(2024)04-0069-07

# 燃气轮机过渡段气动优化设计

李翔宇<sup>1,2</sup>,朱晓明<sup>1,2</sup>,郭 刚<sup>3</sup>,任永磊<sup>3</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. 船舶与海洋工程特种装备和动力系统国家工程研究中心 - 燃气轮机研发与检测试验室,黑龙江 哈尔滨 150078;
 3. 国家管网集团西气东输公司,上海 200122)

摘 要:为研究燃气轮机过渡段高效气动设计方法,以某型燃气轮机过渡段为研究对象,在给定的气动边界和几何 限制条件下,按照过渡段坡角设计、上下端壁型线优化设计、支柱型式选取的思路,采用 CFD 数值仿真方法,对过渡 段气动设计方法进行研究。首先,对比过渡段坡角为 14°,19°,24°条件下的过渡段性能及下游动力涡轮比功;然 后,对过渡段上、下端壁型线进行优化;最后,对比支柱对过渡段气动性能的影响,采用截面面积由下至上减小和截 面面积不变两种型式,根部截面面积保持一致,完成过渡段气动优化设计。结果表明:坡角为 19°条件下过渡段气 动性能最优;在1.0 工况下,相比原型型线优化后的过渡段总压恢复系数由 0.994 8 提高到 0.995 1,静压升系数由 2.450 4 提高到 2.595 2,过渡段出口马赫数由 0.217 6 降低到 0.199 5,出口静压分布更为均匀;截面面积由下至上 递减的支柱型式过渡段气动性能更优。

关键 词:燃气轮机;过渡段;坡角;型线;支柱;气动优化设计

中图分类号:TK472 文献标识码: A DOI:10.16146/j. cnki. rndlgc. 2024.04.009

[引用本文格式]李翔宇,朱晓明,郭 刚,等. 燃气轮机过渡段气动优化设计[J]. 热能动力工程,2024,39(4):69-75. LI Xiang-yu, ZHU Xiao-ming, GUO Gang, et al. Aerodynamic optimization design for transition section of gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(4):69-75.

# Aerodynamic Optimization Design for Transition Section of Gas Turbine

LI Xiang-yu<sup>1,2</sup>, ZHU Xiao-ming<sup>1,2</sup>, GUO Gang<sup>3</sup>, REN Yong-lei<sup>3</sup>

(1. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078; 2. National Engineering Research Center of Special Equipment and Power System for Ship and Marine Engineering—Gas Turbine R&D and Testing Laboratory, Harbin,

China, Post Code: 150078; 3. PipeChina West East Gas Pipeline Company, Shanghai, China, Post Code: 200122)

Abstract: In order to study the high-efficient aerodynamic design method of transition section of gas turbine, taking the transition section of a certain gas turbine as the research object, under the condition of given aerodynamic boundary and geometric constraints, CFD numerical simulation method was adopted to study the aerodynamic design for gas turbine transition section according to the ideas of slope angle design, profile optimization design of upper and lower end walls and pillar type selection. Firstly, the performance of transition section and the specific power of downstream power turbine were compared under 14°, 19° and 24° slope angles; then, the upper and lower wall profiles of the transition section were optimized; finally, the influence of two types of pillars on the aerodynamic performance of transition section was compared, adopting two kinds of states, such as decreasing from bottom to top and remaining unchanged for section area, the root section area remains unchanged, so as to complete the transition sec-

收稿日期:2023-05-30; 修订日期:2023-07-17

基金项目:国家科技重大专项(J2019-II-0009-0029,Y2019-WI-0013-0174);中船集团自立科技项目(202109Z)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (J2019-II-0009-0029, Y2019-VII-0013-0174); Self-supporting Technology Project of CSSC (202109Z)

作者简介:李翔宇(1991-),男,中国船舶集团有限公司第七〇三研究所高级工程师.

通信作者:朱晓明(1990-),男,中国船舶集团有限公司第七〇三研究所工程师.

tion aerodynamic optimization design. Results indicate that when the slope angle is  $19^{\circ}$ , the aerodynamic performance of transition section is best; the total pressure recovery coefficient of optimized transition section increases from 0. 994 8 to 0. 995 1, the static pressure rise coefficient increases from 2. 450 4 to 2. 595 2, and the outlet Mach number decreases from 0. 217 6 to 0. 199 5 compared with the prototype profile under the working condition of 1.0. The outlet static pressure distribution is more uniform; the aerodynamic performance of the transition section with the pillar type is better under the section area decreasing from bottom to top.

Key words: gas turbine, transition section, slope angle, profile, pillar, aerodynamic optimization design

## 引 言

针对涡轮本体气动性能优化设计数值研究的文 献较多<sup>[1-3]</sup>,经过多年研究和积累,涡轮本体的气动 性能与设计能力已经获得明显的提升,进一步提高 则日趋困难。与之相比,燃气涡轮与动力涡轮之间 的过渡段部件在以往研究中未获得足够的重视,针 对涡轮过渡段气动性能优化的文献极少。

涡轮过渡段是带有障碍物的管流部件,其气动 性能提高的本质就是要合理组织流体流动,使气体 流经过渡段流道及绕过障碍物时降低损失。陈江等 人<sup>[4]</sup>在原始涡轮过渡段流道及承力支板基础上,新 设计进口导流叶片,采用 Numeca Design3D 优化平 台进行自动寻优,总压恢复系数提高了0.45%。孙 志刚等人[5]针对某型燃气轮机涡轮过渡段流场进 行优化设计,针对带有导流支板的涡轮过渡段总结 了优化设计规律:过渡段导流支板转折角宜小不宜 大,安装角应尽量接近轴向,过渡段子午流道形状及 导流支板外型要相互配合以满足亚音速扩压流道的 要求。郭泽润等人[6]提出了过渡段的五步骤设计 流程,通过控制流向面积分布规律控制压力分布,通 过优化流道型线曲率改善局部流动。安柏涛等 人<sup>[7]</sup>利用 CFD 技术研究了不同型线对大扩张角过 渡流道性能的影响。史峻等人<sup>[8]</sup>将过渡段数值仿 真结果与实验结果进行对比,二者吻合较好。

本文针对某型燃气轮机过渡段,按过渡段坡角 设计、上下端壁型线设计与优化、支柱型式优化的思 路开展过渡段气动设计,在几何结构限定条件下提 高涡轮过渡段的气动性能。

## 1 限制条件、几何模型及仿真方法

几何限制条件包括过渡段入口处流道尺寸、过 渡段出口处流道尺寸。气动限制条件包括给定过渡 段入口处总温、总压、气流角沿径向分布规律及过渡

#### 段出口背压。

几何模型包括过渡段和下游三级涡轮两部分, 如图 1 所示。采用商业 CFD 软件 ANSYS CFX 进行 数值计算。过渡段支柱以 1 个大支柱、2 个小支柱 为 1 组,周向均匀分布 3 组。为减少网格数量,将过 渡段模型处理为只包含单组支柱的通道。采用非结 构化网格,最大网格尺寸为 8 mm,支柱近壁面区域 加密,近壁面布置 15 个节点。三级涡轮通流使用 Autogrid 生成叶栅流道空间结构化网格,各列叶栅 近壁面区域和动叶顶部间隙区域均采用 O 型网格, 远壁面区域采用 H 型网格。对叶栅前缘、尾缘及端 壁附近进行局部加密,动叶叶顶间隙内沿展向布置 12 个节点。



图 1 几何模型 Fig.1 Geometric model

湍流模型选用两方程 SST 模型,过渡段与导叶 排交界面、动静叶片排交界面均采用混合平面来连 接上/下游流体域,给定过渡段进口总温、总压和气 流角,末级动叶出口平均静压,固体壁面绝热无滑 移。经过网格无关性验证,型线优化仿真算例选定 网格总数约为1660万,过渡段通道网格数为1360 万,各排静叶和动叶通道网格数分别约为31万和 75万,近壁面第1层网格 y<sup>+</sup>约为1。为便于比较, 各方案都采用了相同的拓扑结构和网格量级的计 算域。

#### • 71 •

## 2 过渡段气动优化设计方法与评价指标

过渡段气动优化设计包含3个步骤:过渡段坡 角设计、上/下端壁型线优化设计和支柱型式优化。

过渡段坡角表征过渡段内气流平均爬升角度, 坡角过大对下游动力涡轮流场不利,坡角过小会使 整机轴向长度变大。因此,在给定上/下游部件结构 接口尺寸的前提下,坡角设计是第1步,其对整机轴 向长度、重量和下游部件性能都有着重要的影响,应 结合具体情况开展不同坡角的对比分析;上/下端壁 型线优化设计是在已选坡角条件下开展流场的精细 化设计,采用多阶贝塞尔曲线对上/下端壁型线进行 几何控制,保证型线曲率光顺,并通过修改轮毂和机 匣的局部型线来改善局部流动,最大限度地提高过 渡段气动性能;支柱型式一般以成熟机型作为参考, 支柱既要通过强度考核,也要保证过渡段在给定气 动边界条件下的通流能力。如果过渡段性能参数不 理想或支柱强度不满足,则需要若干轮迭代设计。

过渡段流道设计所追求的目标是静压升高明 显,并且沿流向静压增长平稳,同时总压恢复系数 大、总压损失小。评价指标有3项,分别是总压恢复 系数、静压升系数和出口流场均匀性。过渡段出口 流场均匀性通过出口压力分布云图来评价。

总压恢复系数定义为过渡段出口总压与过渡段

入口总压的比值:

$$\sigma = p_2^* / p_1^* \tag{1}$$

静压升系数定义为沿过渡段的静压升与过渡段 出口动压的比值:

$$\beta = (p_2 - p_1) / (p_2^* - p_2)$$
<sup>(2)</sup>

式中: $p_2^*$ —过渡段出口总压, $Pa; p_1^*$ —过渡段入口总 压, $Pa; p_2$ —过渡段出口静压, $Pa; p_1$ —过渡段入口静 压, $Pa_o$ 

#### 3 过渡段坡角设计

针对过渡段坡角为14°,19°,24°条件下的通流 进行数值仿真,3种坡角下过渡段流道型线如图2 所示。坡角越小,过渡段型线越平缓。



图 2 3 种坡角条件下过渡段流道型线 Fig. 2 Transition section flow channel profile for three kinds of slope angle conditions

1.0 工况下过渡段气动性能与动力涡轮比功如 表1 所示。0.3 工况下过渡段气动性能与动力涡轮 比功如表2 所示。

表1 1	.0 工况下 3	种坡角下过渡段性能与动力涡轮比	功
------	----------	-----------------	---

```
Tab. 1 Performance of transition section and specific power of power turbine for three kinds
```

of slope angle conditions under 1.0 working condition

坡角/(°)	无量纲流量	过渡段总压恢复系数	过渡段静压升系数	过渡段出口马赫数	无量纲动力涡轮比功
14	1.009 6	0.994 0	2.308 82	0.223 32	1.001 1
19	1.010 9	0.994 8	2.450 38	0.217 649	1.001 6
24	1	0.992 3	1.859 38	0.262 978	1

表 2 0.3 工况下 3 种坡角下过渡段性能与动力涡轮比功

#### Tab. 2 Performance of transition section and specific power of power turbine for three kinds

of slope angle conditions under 0.3 working condition

坡角/(°)	无量纲流量	过渡段总压恢复系数	过渡段静压升系数	过渡段出口马赫数	无量纲动力涡轮比功
14	1.009	0.994 8	2	0.221 666	1.002 8
19	1.009 3	0.995 4	2.063 29	0.218 745	1.004 4
24	1	0.993 6	1.491 53	0.268 393	1

在 0.3 与 1.0 工况条件下,19°坡角过渡段的总 压恢复系数最大,总压损失最小;静压升系数最大, 扩压能力最强;出口马赫数减小,可降低下游叶片的 摩擦损失,对下游动力涡轮气动性能有利,因此出口 马赫数最小则动力涡轮比功最大。坡角为14°时, 过渡段型线平缓,可有效降低过渡段内的逆压梯度, 有利于抑制过渡段内的气流分离。但是坡角减小 后,过渡段的轴向长度增加,沿程损失增大,导致总 压损失增大。坡角为 24°时,过渡段内逆压梯度较 大,流经支柱后易发生气流分离,总压损失较大。往 往需要大量优化工作才能提高动力涡轮的效率,坡 角对下游动力涡轮的比功影响很大,要合理选取坡 角数值,在选取坡角时,要兼顾静压提升与总压损失 的平衡。

### 4 过渡段上/下端壁型线优化

在选定过渡段坡角的基础上,开展过渡段上/下 端壁型线优化设计。参考某型燃气轮机过渡段流道 型线作为方案1,上/下端壁型线呈凹型;在方案1 基础上进行改型设计,下端壁型线呈先凹后凸型式, 上端壁型线不变,作为方案2;在方案2基础上进行 改型设计,下端壁型线不变,上端壁型线呈上凸型 式,作为方案3。3种方案的流道型线结构如图3 所示。



Fig. 3 Flow channel profile structures in three schemes

为进一步对比3种方案之间的差异,将方案1 和方案3分别与方案2进行对比,如图4所示。3 种方案在1.0工况下性能参数如表3所示。



表 3 1.0 工况下 3 种流道型线条件下的过渡段性能 Tab. 3 Performance of transition section for three kinds of profile conditions under 1.0 working condition

方案	无量纲	过渡段总压	过渡段静压	过渡段出口
	流量	恢复系数	升系数	马赫数
1	0.9993	0.9948	2.450 4	0.217 649
2	1.000 0	0.9951	2.595 2	0.199 535
3	0.9946	0.993 1	2.672 3	0.208 592

3 种方案的流量接近,对比 3 种方案的性能参 数可知,方案 2 的总压恢复系数最大,总压损失最 小;方案 3 的静压升系数最大,方案 2 次之,说明改 型方案扩压能力较原方案都得到了提高;方案 2 的 出口马赫数最小,对下游动力涡轮气动性能最有利。 综合考虑,方案 2 的气动性能最优。

3 种方案过渡段子午面静压分布如图 5 所示。 3 种方案过渡段出口静压分布如图 6 所示。3 种方 案支柱中部截面的马赫数分布如图 7 所示。



在过渡段流道中,整个机匣壁面都向流道区域 外部扩张,轮毂壁面向流动区域内部收缩。因此,过 渡段流道的扩压主要是由于机匣壁面扩张引起的, 因此在机匣附近处的气流减速扩压程度更大。

由图 5 可知,相比方案 1,方案 2,3 下端壁型线 前半部分收缩、后半部分呈凸型,可有效降低过渡段 前半部分的逆压梯度。结合图 7 可知,支柱后侧的 气流分离现象得到明显改善。因此,支柱所在过渡 段前半部分的逆压梯度不宜过大,宜提高过渡段后 半部分的扩压能力。





由图 6 可知,方案 1 过渡段出口截面上部区域 静压较高,靠近轮毂壁面附近区域静压较低,过渡段 出口截面静压分布十分不均匀。方案 2 和方案 3 下 端壁型线后半部分为凸型,沿流向来看通过控制轮 毂型线曲率,使靠近轮毂侧壁面出口局部通流面积 变大,轮毂壁面出口处附近区域静压相对升高,改善 了轮毂壁面附近的局部流动,使从轮毂至机匣的静 压沿径向分布更为均匀,沿流向分布梯次分明,方案 2 过渡段出口截面静压分布最为均匀,保证了动力 涡轮的进口流场品质。



图 7 1.0 工况 3 种方案支柱中部截面马赫数分布 Fig.7 Mach number distributions of middle section of pillar in three schemes under 1.0 working condition

相比方案 2,方案 3 机匣型线呈凸形,沿流动方向,方案 3 的机匣区域面积增长速率更大,机匣壁面 附近区域的扩压速度比轮毂壁面更快,因此方案 3 的静压径向分布不均匀,气体流经支柱的气流分离 现象更加明显,气流分离区域更大。

0.3 工况下,方案1与方案2的过渡段气动性

能参数对比如表 4 所示。由表可知,在 0.3 工况下 方案 2 与方案 1 的流量基本一致,方案 2 相比方案 1 的总压恢复系数提高了 0.08%,静压升系数由 2.063 3 提高到 2.181 8,出口马赫数由 0.218 745 降低到 0.215 215。

表4 0.3 工况下方案1 与方案2 过渡段性能参数对比 Tab.4 Comparison of performance parameters of transition section in scheme 1 and 2 under 0.3 working condition

方案	无量纲	总压恢复	静压升	过渡段出口
	流量	系数	系数	马赫数
1	0.9974	0.995 3	2.063 3	0.218 745
2	1.000 0	0.9961	2.181 8	0.215 215

相比方案 1,方案 2 的过渡段性能在 0.3 工况 和 1.0 工况下都得到了明显提高。0.3 工况下方案 2 过渡段子午面静压分布、出口截面静压分布及支 柱中部截面马赫数分布如图 8 ~ 图 10 所示。由图 可知,方案 2 的过渡段子午面静压沿径向分布最均 匀,沿流向增长平稳,没有出现明显的高低压区交错 排列,过渡段出口截面静压分布也较为均匀,支柱后 的流动分离区域最小,因此方案 2 的优化效果较好。











图 10 0.3 工况支柱中部截面马赫数分布 Fig. 10 Mach number distribution of middle section of pillar under 0.3 working condition

## 5 支柱型式选取

在完成过渡段型线优化基础上,选取两种支柱 型式进行对比分析。两种型式支柱根部截面保持一 致,方案1参考某型燃气轮机支柱型式,即支柱截面 面积由下至上为恒定值,均为根部截面叶型。方案2 支柱型式为截面面积由下至上递减,如图11所示。



图 11 两种型式支柱示意图 Fig. 11 Schematic diagram of two types of pillars

在1.0 工况,两种支柱型式的过渡段的性能参数对比如表5 所示。由表5 可知,两种方案的流量 基本一致。相比方案1,方案2 的总压恢复系数、静 压升系数都有所提高,说明过渡段压力损失降低、扩 压能力提高。

表 5 两种支柱型式条件下过渡段性能参数对比 Tab. 5 Comparison of performance parameters of transition section under two kinds of pillar conditions

方案	无量纲 流量	总压恢复 系数	静压升 系数	过渡段出口 马赫数
1	0.9993	0.994 8	2.551 2	0.213 5
2	1.000 0	0.995 1	2.595 2	0.199 535

在支柱 90% 叶高处的马赫数分布如图 12 所示。由图 12 可知,相比方案 2,方案 1 由于顶部支 柱截面面积更大,气流分离现象更严重,气流分离区 域更大。过渡段机匣壁面相比轮毂壁面的逆压梯度 更大,过渡段通流上部区域更易引起附面层增厚与 分离。因此,在支柱强度允许条件下,支柱应设计成 截面面积由下至上逐渐递减的形式。







## 6 结 论

以某型燃气轮机过渡段为研究对象,在给定气 动边界和几何限制条件下,按照过渡段坡角设计、 上/下端壁型线优化、支柱型式选取的思路,完成了 过渡段气动优化设计,并取得了良好的效果。

(1)完成某型燃气轮机过渡段气动优化设计,总压恢复系数为0.9951,静压升系数为2.5952,出口截面静压分布均匀。

(2)过渡段坡角较小时,有利于提高静压升系数,但会引起沿程总压损失的增加。坡角选取应兼顾总压恢复系数与静压升系数。

(3)在静压升分配方面,建议减小支柱所在过 渡段前半部分的逆压梯度,提高过渡段后半部分的 扩压能力,有利于降低流经支柱的分离损失。并通 过控制过渡段流道型线的曲率来改善机匣与轮毂壁 面区域的局部流动,使静压沿径向分布更为均匀,沿 流向分布梯次分明。

(4)宜选择截面面积由下至上递减的支柱型 式,有利于改善流经支柱的气体分离现象。

#### 参考文献:

- [1] DUTA M C, SHAHPAR S, GILES M B. Turbomachinery design optimization using automatic differentiated adjoint code[C]// ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air, Montreal, Canada, May 14 – 17, 2007: GT2007 – 28329.
- [2] KAWAGISI H, KUDO K. Development of global optimization method for design of turbine stages [C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air, Nevada, USA, June 6 – 9, 2005.
- [3] 袁 新,林智荣,赖宇阳,等. 透平叶片的气动优化设计系统
  [J]. 热力透平,2003,33(1):8-13.
  YUAN Xin,LIN Zhi-rong,LAI Yu-yang, et al. Aerodynamic optimization system for turbine blade design [J]. Thermal Turbine, 2003,33(1):8-13.
- [4] 陈 江,朴龙贤,杜 刚,等.涡轮过渡段气动性能数值优化
  [J].工程热物理学报,2011,32(2):210-214.
  CHEN Jiang, PIAO Long-xian, DU Gang, et al. Optimization on aerodynamic performance of turbine transiton section [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2011,32(2):210-214.
- [5] 孙志刚,黄洪雁,谭春青,等. 某型燃机涡轮过渡段流场优化设计[J]. 工程热物理学报,2008,29(6):940-942.
  SUN Zhi-gang,HUANG Hong-yan,TAN Chun-qing, et al. Optimization design for the turbine transition section of an aeroengine[J].
  Journal of Engineering Thermophysics,2008,29(6):940-942.
- [6] 郭泽润,蒋首民,孔庆国,等. 大涵道比发动机涡轮过渡段气动 改型设计[J]. 航空发动机,2015,41(4):18-23.
  GUO Ze-run,JIANG Shou-min,KONG Qing-guo, et al. Rereofit design of intermediate turbine duct of high bypass ratio engine[J].
  Aeroengine,2015,41(4):18-23.
- [7] 安柏涛,韩万金,王松涛,等.大扩张角子午流道型线对损失的 影响[J].推进技术,2001,22(3):211-214.
  AN Bai-tao,HAN Wan-jin, WANG Song-tao, et al. Effects of diffused meridional passage contour on loss[J]. Journal of Propulsion Technology,2001,22(3):211-214.
- [8] 史 峻,吴 虎,宋石平. 某型燃气轮机涡轮过渡段流场的数 值模拟[J]. 航空计算技术,2012,42(1):4-7.
   SHI Jun, WU Hu, SONG Shi-ping. Numerical simulation of turbine transiton duct flowfield [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012,42(1):4-7.

(丛 敏 编辑)