

基于正交试验的低速机增压器涡轮排气壳性能优化研究

王 净¹, 周 东², 唐国庆¹, 龙家豪³

(1. 重庆江增船舶重工有限公司, 重庆 402263; 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, 上海 201108;
3. 船用废气涡轮增压器研发重庆市工业和信息化重点实验室, 重庆 402263)

摘 要:为提升船用低速机涡轮增压器性能,对增压器涡轮排气壳底部流道结构进行参数化,设计并开展了以效率为优化目标的四因素三水平正交试验优化设计和增压器整机性能试验。首先,采用CFD数值模拟方法对不同参数组合的涡轮气动性能进行了计算,然后对涡轮排气壳底部流道结构参数开展了灵敏度分析,同时针对不同参数组结构开展了内部流场对比分析,明确结构因素对流动的影响机理;在此基础上对优化后方案开展了涡轮特性分析,最后在低速双燃料机平台上开展增压器整机试验验证。分析研究表明:在涡轮进气壳、喷嘴环和涡轮叶片等通流部件结构不变的前提下,涡轮排气壳排气方向轴向长度对涡轮整级效率的影响最大,优化后效率明显提升,设计点总压损失系数降低0.3874,静压恢复系数提升0.537,总静效率提升1.85%,其余工况总静效率最大提升2.4%。试验结果表明:优化后涡轮增压器整机效率在主机燃油模式和燃气模式下的全工况范围内效率均有提升,最大提升幅度分别达到1.4%和2.1%,涡轮性能和增压器整机性能改善明显。

关 键 词:船用低速机;涡轮增压器;涡轮排气壳;正交试验;性能优化

中图分类号:TK421

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.11.002

[引用本文格式]王 净,周 东,唐国庆,等.基于正交试验的低速机增压器涡轮排气壳性能优化研究[J].热能动力工程,2023,38(11):11-19. WANG Jing, ZHOU Dong, TANG Guo-qing, et al. Research on performance optimization of turbine exhaust hood of low-speed engine turbocharger based on orthogonal test[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(11): 11-19.

Research on Performance Optimization of Turbine Exhaust Hood of Low-speed Engine Turbocharger based on Orthogonal Test

WANG Jing¹, ZHOU Dong², TANG Guo-qing¹, LONG Jia-hao³

(1. Chongqing Jiangjin Shipbuilding Industry Co., Ltd., Chongqing, China, Post Code: 402263;

2. National Engineering Research Center of Special Equipment and Power System for Ship and Marine Engineering, Shanghai, China, Post Code: 201108; 3. Chongqing Key Laboratory of Industry and Informatization of Marine

Exhaust Gas Turbocharger Research, Chongqing, China, Post Code: 402263)

Abstract: In order to improve the performance of marine low-speed turbocharger, the flow channel structure at the bottom of turbine exhaust hood of turbocharger was parameterized, and the orthogonal test with four-factor and three-level based on efficiency optimization were designed to test the overall turbocharger performance. Firstly, the aerodynamic performance of turbine of different parameter combinations was calculated by CFD numerical simulation method, and then the sensitivity analysis of the structural parameters at the bottom flow channel of the turbine exhaust hood was conducted. Meanwhile, the comparative analysis of the internal flow field was carried out according to the structures of different parameter groups,

收稿日期:2022-12-14; 修订日期:2023-02-01

基金项目:船用低速机(一期)——船用低速机增压器研制项目(cstc2018jszx-cyzd0151)

Fund-supported Project: Marine Low-speed Engine (Phase I)—Marine Low-speed Engine Turbocharger Development Project(cstc2018jszx-cyzd0151)

作者简介:王 净(1990-),女,重庆江增船舶重工有限公司工程师。

通讯作者:周 东(1982-),男,重庆江增船舶重工有限公司研究员。

so as to clarify the mechanism of structural factors influencing the flow; on the basis, the turbine characteristics of the optimized scheme were analyzed. Finally, the test verification of the overall turbocharger was carried out on the low-speed double-fuel engine platform. The analysis result shows that the axial length of the turbine exhaust hood in the exhausting direction makes the greatest influence on the turbine stage efficiency, on the premise that the structure of flow passage components such as turbine inlet housing, nozzle ring and turbine blade remains unchanged. The efficiency is significantly improved after optimization. The total pressure loss coefficient at the design point decreases by 0.387 4, the static pressure recovery coefficient increases by 0.537, the total static efficiency increases by 1.85%, and the total net efficiency maximally increases by 2.4% under other working conditions. The test results show that the overall efficiency of the optimized turbocharger is improved in the full operating range of both main engine fuel mode and gas mode, with a maximum increase of 1.4% and 2.1%, respectively. The turbine performance and the overall turbocharger performance are improved obviously.

Key words: marine low-speed engine, turbocharger, turbine exhaust hood, orthogonal test, performance optimization

引 言

低速机船用涡轮增压器可利用低速机的废气能量提高低速机综合热效率,是现代船用低速机实现高功率密度、低油耗及低排放的关键核心部件之一^[1]。涡轮增压器的效率提升有助于降低低速机油耗率。根据工程经验,涡轮增压器整机效率每提升1%,主机油耗率可降低1~2 g/(kW·h)。船用低速机涡轮增压器的效率提升有3种途径:一是提升压气机效率;二是提升涡轮机效率;三是提升轴承效率。其中,由于机组功率基数大,在低速机涡轮增压器中滑动轴承功率损耗占比非常小,通常小于3%,轴承的优化对于涡轮增压器整机效率提升幅度有限。因此,涡轮增压器整机效率的提升研究主要侧重于对压气机效率和涡轮机效率的优化。在轴流涡轮设计中,进排气壳优化设计是提升涡轮性能重要方式,文献[2-4]详细研究了进气壳对涡轮性能提升的影响,而排气壳作为末级中非常重要的部件,当涡轮设计比转速达到100以上时,排气余速动能在效率中的占比高达8%以上^[5]。即使仅有一半的排气余速动能被利用,涡轮机整级效率也将得到极大的提升。低速机涡轮属于大比转速设计范畴,排气余速动能利用经济价值可观。

国内外众多专家学者对涡轮排气壳的设计开展了大量研究工作。柴家兴等人^[6]对全流道涡轮和排气壳进行了流动仿真,获得了转子出口的不均匀

流动对涡轮排气壳性能的影响;张立楠等人^[7]对涡轮增压器涡轮排气壳进行了结构优化与性能研究,通过改变涡轮排气壳扩压段的结构型线,有效降低了排气壳内的总压损失;初曙光^[8]通过改变涡轮排气壳的几何参数,获得了不同几何参数对壳体内部总压损失及出口位置气流速度均匀性的影响;Zhou等人^[9]对涡轮排气壳进行了数值模拟与试验,明确了动叶出口的总压分布与旋流角分布对排气壳内的流动分离有重要影响;Finzel等人^[10]通过平台试验的方法测量了排气壳内的流动分布,得到了水平节理面是影响排气壳静压恢复系数的主要因素;黄恩德等人^[11-12]通过优化算法,设计了一种非轴对称的排气壳体;Mizumi等人^[13]则在排气蜗壳内增加了导流叶片,以提升蜗壳性能;文献[14-15]基于试验研究了不同排气壳的蜗型对涡轮性能的影响;陶春德人等^[16]对排气蜗壳与轴流涡轮相互作用的气动性能进行了总结。目前,大部分研究工作都仅针对低膨胀比涡轮排气壳内扩压段的型线进行优化设计,而对于低速机增压器的轴流涡轮设计未能考虑到涡轮排气壳长度、扩压段高度等参数对排气壳性能的影响。

本文基于正交试验设计方法,开展并完成了船用低速机涡轮增压器涡轮排气壳性能优化设计。以涡轮整级效率为优化目标,针对排气轴向结构尺寸、出流子午角度等参数,设计了四因素三水平正交试验并开展了多工况数值模拟仿真分析,研究了各结

构参数对涡轮端性能的影响规律。在此基础上,对优化前后的涡轮增压器进行了低速机平台试验对比,结果表明,优化后的涡轮排气壳使涡轮增压器的整机性能获得了明显提升。

1 涡轮排气壳结构参数与正交试验设计

1.1 简化模型数值计算

大流量轴流涡轮的结构为径向进气,径向排气结构,对涡轮排气壳体进行合理简化,取消了由于铸造问题设计的圆角等结构,简化后的流道结构如图 1 所示。

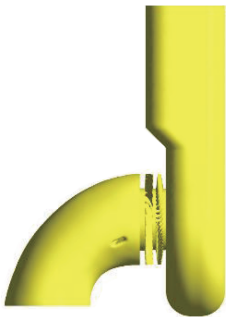


图 1 简化计算模型
Fig. 1 Simplified calculation model

图 2 为仿真计算网格。计算模型主要包括进气壳、涡轮转静子和排气壳 3 部分,总网格节点数 230 万,总网格单元数 590 万,边界层网格确保 y^+ 在 2 左右。进行全三维计算,使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型,计算边界进口给定总温、总压,出口给定静压,总静膨胀比 3.5,转速 23 200 r/min,收敛残差控制在 1×10^{-5} 。

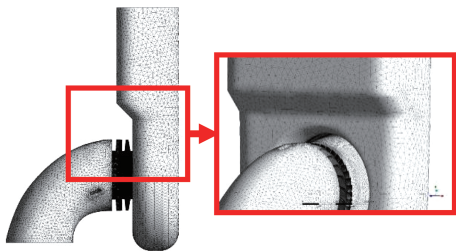


图 2 简化模型网格
Fig. 2 Mesh of simplified model

图 3 为计算结果排气壳内三维流线和中间对称截面二维流线图。从图中可见,气流从涡轮流入排气壳后,首先在扩压段(排气弯道)内进行转向,然后流入径向排气段排出。扩压段流通面积逐渐扩

大,对气流进行减速扩压,回收余速的同时减少流动损失,排气段内继续扩压,进一步降低流速,提升涡轮做功能力。

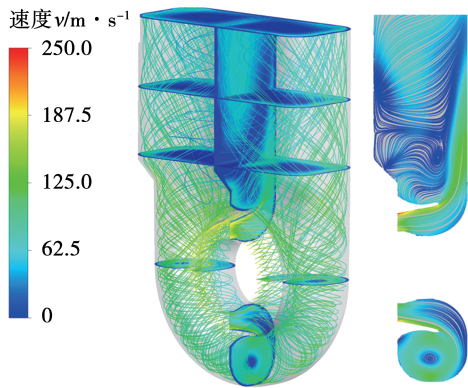


图 3 涡轮排气壳内部流线图
Fig. 3 Internal streamlines of turbine exhaust hood

图 4 和图 5 分别为涡轮排气壳内相对马赫数分布和静压分布。由图 4 可知,气流在喉口处集中在扩压段一侧壁面流出,此处流速较高,导致喉口后的大膨胀区流动较为混乱,此处为 1 处主要损失来源。

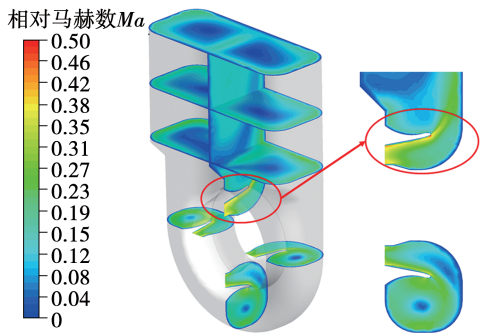


图 4 涡轮排气壳内相对马赫数分布
Fig. 4 Relative Mach number distribution of turbine exhaust hood

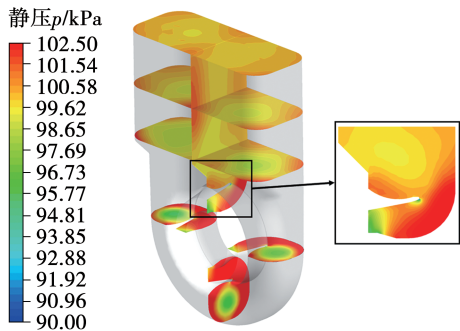


图 5 涡轮排气壳内静压分布
Fig. 5 Static pressure distribution of turbine exhaust hood

从图 5 中可以发现,气流在排气壳扩压段内流速变化较大,存在较大压力梯度,且梯度并非沿流动方向,沿流向的流动不够均匀,存在产生二次流的风险,此处可能产生较大损失。结合图 6 中排气壳内的湍动能分布和静熵分布,确认损失主要集中在喉口处和扩压段内。

因此,对排气壳的性能优化设计主要考虑改变扩压段内的非均匀流动,减少扩压段内的损失,同时降低排气段内的掺混损失。对排气壳的结构进行分析,提取出影响这两部分损失的 4 个主要参数:扩压段出气角度 θ_1 、出口连接段角度 θ_2 和排气壳体轴向长度 L_2 、排气弯道高度 H ,如图 7 所示。

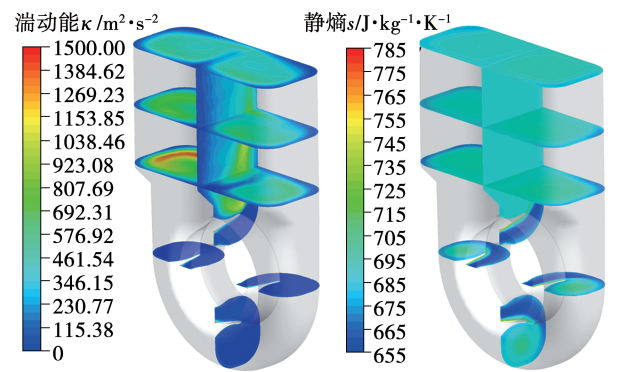


图 6 湍动能分布和静熵分布

Fig. 6 Distribution of turbulence kinetic energy and static entropy

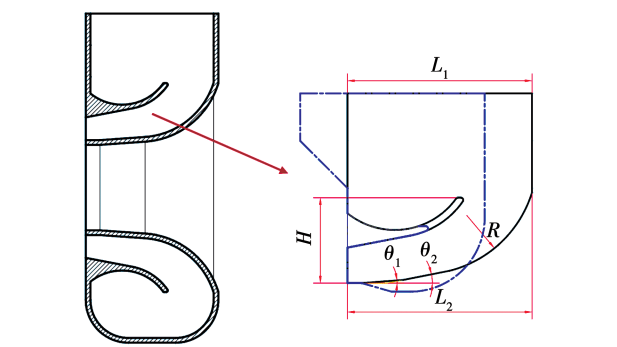


图 7 优化排气壳的主要结构参数

Fig. 7 Main structural parameters of exhaust hood optimization

其中,角度 θ_1 和 θ_2 影响气流在扩压段内的流动;轴向长度 L_2 和弯管高度 H 影响喉口的横截面积和扩压段的后部分形状,进而影响排气段内的流动。

1.2 正交试验设计

正交试验设计是研究多因素水平的一种设计方法,它根据正交性从全面试验中挑选出部分有代表性的点进行试验,能以较少的试验次数分析出各因素的主次顺序以及对指标的影响规律,是一种高效率、快速、经济的试验设计方法^[17]。

根据前文涡轮增压器排气壳原型流动和结构分析,获得了影响排气壳性能的 4 个主要结构参数,据此开展正交试验设计。表 1 为正交参数表,包含 4 个因素,每个因素确定 3 个水平。

表 1 正交试验因素和水平分布

Tab. 1 Orthogonal test factors and horizontal distribution

水平	因素			
	θ_1 (1)	θ_2 (2)	L_2 (3)	H (4)
1	4	4	390	180
2	-6	2	340	150
3	-16	0	290	120

表 2 为根据正交试验设计方法,获得的正交试验表,试验设计满足试验点分布均衡原则,原型方案为 3333(未在试验范围内)。

表 2 正交试验表

Tab. 2 Orthogonal test table

试验序号	因素			
	1	2	3	4
1	1	1	1	1
2	1	2	2	2
3	1	3	3	3
4	2	1	2	3
5	2	2	3	1
6	2	3	1	2
7	3	1	3	2
8	3	2	1	3
9	3	3	2	1

2 正交试验结果分析

2.1 正交试验结果

表 3 为正交试验结果。以涡轮效率为目标,从表中可知,1111 方案性能最佳,与原型性能(原型涡轮整级的总静效率为 85.91%)相比,提升 1.85%,提升较为明显。

表 3 正交试验结果
Tab.3 Orthogonal test results

试验序号	因素				总静效率/%
	1	2	3	4	
1	1	1	1	1	87.76
2	1	2	2	2	87.31
3	1	3	3	3	86.21
4	2	1	2	3	87.34
5	2	2	3	1	83.39
6	2	3	1	2	87.54
7	3	1	3	2	85.09
8	3	2	1	3	87.30
9	3	3	2	1	86.92

表 4 为正交试验分析表。从表中可知,排气壳的轴向长度 L_2 的极差最大,表明该参数对效率的影响最大;出口段出气角度 θ_1 极差相对较大,对效率也会产生一定影响; H 和 θ_2 则对性能影响较小。

表 4 正交试验分析结果
Tab.4 Analysis results of orthogonal test

水平组数	θ_1	θ_2	L_2	H
水平 1 效率之和	2.612 8	2.601 9	2.626 0	2.580 7
水平 2 效率之和	2.582 7	2.580 0	2.615 7	2.599 4
水平 3 效率之和	2.593 1	2.606 7	2.546 9	2.608 5
极差 R	0.030 1	0.026 7	0.079 1	0.027 8

为便于判断排气壳效率与各因素变化的大致关系,绘制各水平与各水平效率之和的关系图,如图 8 所示。从图中可知,涡轮性能随 θ_1 的减小(扩张流道)而减小;随 θ_2 的减小(扩张流道)先减小,后增加;随 L_2 的减小逐渐变小;随 H 的减小逐渐升高。

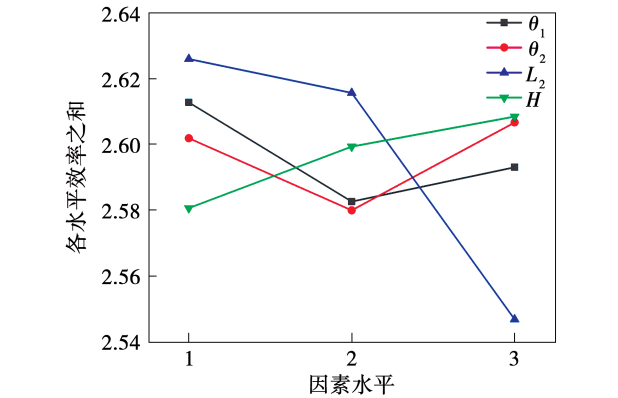


图 8 各水平效率之和随水平变化曲线
Fig.8 Variation curves of the sum of efficiency of each level with the level

2.2 结果分析

正交试验结果获得了性能较好的涡轮排气壳,且获得了 4 个结构参数对排气壳性能影响的主次顺序,但各结构参数对涡轮排气壳性能影响的机理尚未明确,为此对计算结果进行详细分析。

为方便对比涡轮排气壳性能,定义壳体内总压损失:

$$\Delta p = p_1^* - p_2^* \tag{1}$$

式中: p_1^* —排气壳进口总压,kPa; p_2^* —排气壳出口总压,kPa。

排气壳总压损失系数:

$$C_{p,l} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1} \tag{2}$$

式中: p_1 —排气壳进口静压,kPa。

排气壳静压恢复系数:

$$C_{p,r} = \frac{p_2 - p_1}{p_1^* - p_1} \tag{3}$$

式中: p_2 —排气壳出口静压,kPa。

排气壳进口至喉口处总压损失系数:

$$C_{p,lT} = \frac{p_1^* - p_T}{p_1^* - p_1} \tag{4}$$

排气壳进口至喉口处静压恢复系数:

$$C_{p,rT} = \frac{p_T - p_1}{p_1^* - p_1} \tag{5}$$

2.2.1 L_2 对排气壳性能的影响

正交试验结果表明,排气壳效率随 L_2 的增大逐渐增加,最后趋于水平。选取 1111 和 3132 两个 L_2 差距最大且 H 接近的方案,对排气壳流动进行分析。

图 9 为两方案排气壳子午面流线分布对比和湍动能分布对比。从图中可知, L_2 的大小直接影响喉口宽度,减小 L_2 则喉口减小,喉口处流速增加,气流流过喉口之后在排气段内膨胀,流速越高,对排气段内气流的影响范围和影响强度越大,排气段内损失也越大。1111 方案中 $C_{p,l}$ 为 0.231 6, $C_{p,r}$ 为 0.632 2; 3132 方案中 $C_{p,l}$ 则为 0.731 8, $C_{p,r}$ 为 -0.071 4。3132 方案的总压损失远高于 1111 方案,该方案蜗壳性能较差。

L_2 越大,则气流在喉口前流动,流动距离越长,在达到一定长度后,摩擦损失会增加;且喉口过大,会使气流在喉口前膨胀过度,易产生分离导致额外

损失,因此 L_2 应存在一个最佳值。

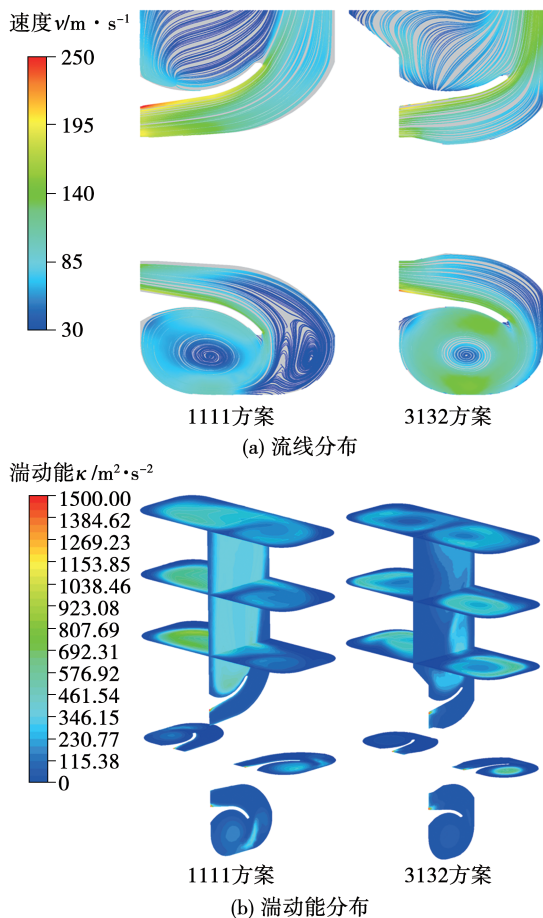


图9 L_2 变化对流场的影响

Fig. 9 Influence of L_2 change on flow field

2.2.2 θ_1 对排气壳性能的影响

正交试验结果表明,排气壳效率随 θ_1 的减小而减小,选取 1111 和 3321 两个 θ_1 差距最大的方案对排气壳流动进行分析。

图 10 为两方案排气壳扩压段内的流线分布对比和静熵分布对比。从图中可知,随着 θ_1 的减小,扩压段内流通面积增加,气流流速降低,静压升高,低速区增大,流动不稳定性增加,损失略微增大。计算排气壳进口到喉口的总压损失系数 $C_{p,IT}$,1111 方案为 0.071 5,而 3321 方案为 0.091 8,与正交试验结果相符。同时,扩压段的流动影响会延伸至排气段,1111 方案的 $C_{p,i}$ 为 0.231 5,而 3321 方案则增大至 0.410 8。

2.2.3 H 对排气壳性能的影响

正交试验结果表明,排气壳效率随 H 的减小略微增大,选取 1333 和 2231 两个 H 差距最大且 L_2 相

同的方案,对排气壳流动进行分析。

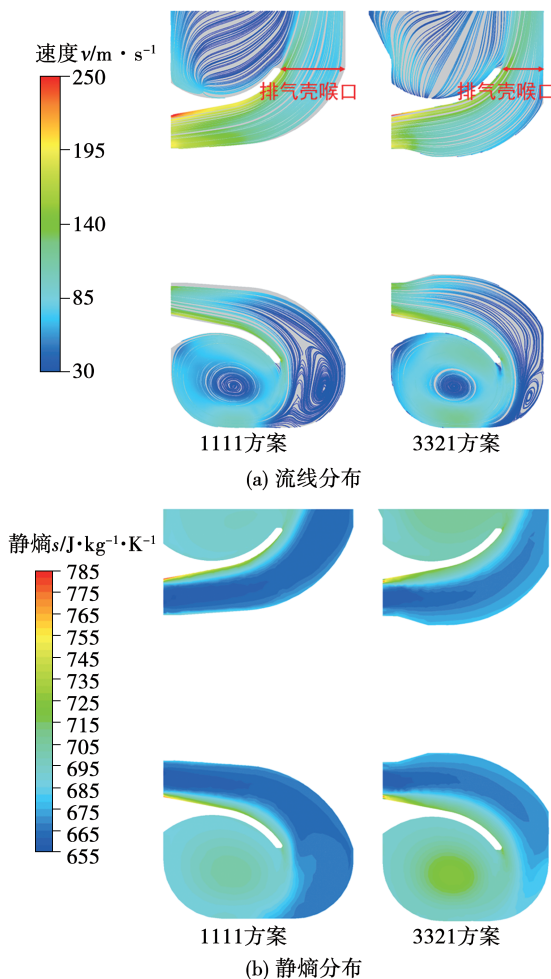


图10 θ_1 变化对流场的影响

Fig. 10 Influence of θ_1 change on flow field

图 11 为两方案排气壳子午面流线分布和湍动能分布对比。从图中可见,1333 相比于 2231 由于 H 的减小,喉口宽度有所增加,总压损失减小。1333 方案中, $C_{p,i}$ 为 0.676 1, $C_{p,r}$ 为 0.140 8;2231 方案中, $C_{p,i}$ 则为 1.305 6, $C_{p,r}$ 为 -0.569 4;1333 方案的排气壳性能较好,与正交试验的结果相符。而 1333 方案从速度与湍动能分布来看,由于 H 过小,气流在扩压段内的流动距离过短,在扩压段内气流还未发生径向偏转即流出扩压段,在喉口后产生较大的掺混损失,排气壳性能并不理想,仍不是最佳方案。

2.2.4 θ_2 对排气壳性能的影响

正交试验结果表明,排气壳效率随 θ_2 的减小先减小后增大,但绝对数值变化很小,选取 2123 和 3321 两个 θ_2 差距最大且 θ_1 接近的方案对排气壳流动进行分析。

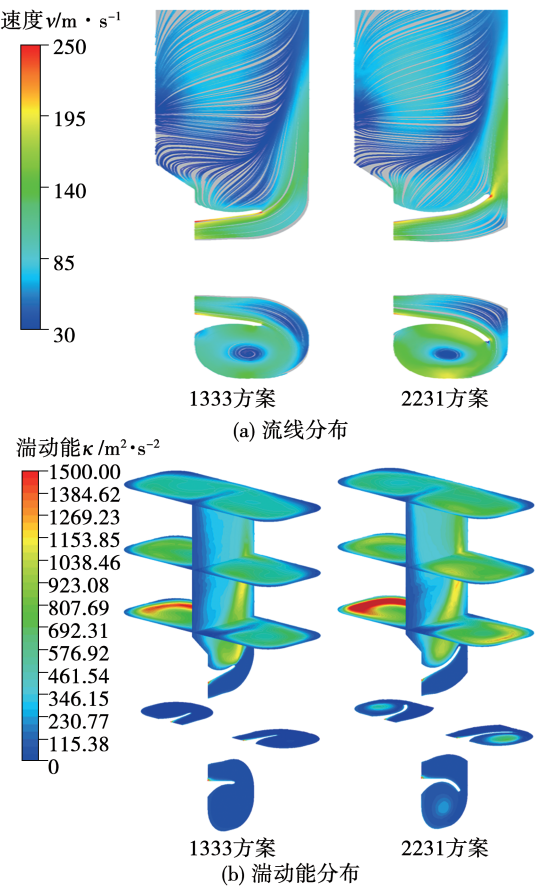


图 11 H 变化对流场的影响

Fig. 11 Influence of H change on flow field

图 12 为两个计算结果的静压分布对比。从流线图可知, θ_2 对应扩压段处为气流冲击的压力面, 不易分离, 因此在较小角度范围内变化对性能影响较小, 且两种方案下扩压段内的静压分布基本一致, 在常规设计范围内 θ_2 对排气壳性能影响不大。2123 方案的 $C_{p,1}$ 为 0.410 8, 而 3321 方案的 $C_{p,1}$ 为 0.373 4, 两种方案的总压损失系数差别不大。

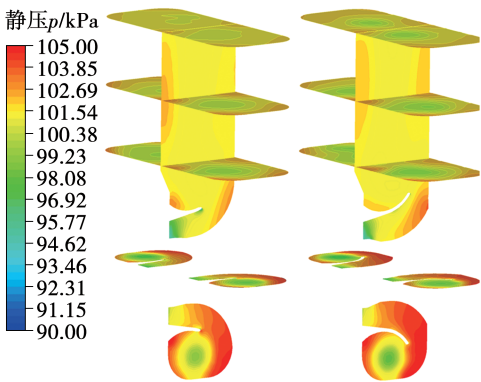


图 12 θ_2 变化对流场的影响

Fig. 12 Influence of θ_2 change on flow field

2.3 正交试验最优结果和原型对比分析

正交试验结果最佳方案为 1111 方案, 与原型进行对比分析。图 13 为优化前后的流线、静压和湍动能分布对比。从图中可见, 优化后气流在扩压段流动更为顺畅, 压力梯度分布均匀, 喉口处高速射流消失, 气流在扩压段内改变流向且均匀流出喉口, 因此稳压段内湍动能最大值减小, 高端动能区域也减小, 流动损失降低。改进后方案排气壳进口处静压更低, 涡轮转静子具有更好的做功能力。排气壳的总压损失系数 $C_{p,1}$ 由 0.619 0 降低为 0.231 6, 静压恢复系数 $C_{p,r}$ 由原来的 0.095 2 提高到 0.632 2, 排气壳性能得到了极大地提升。

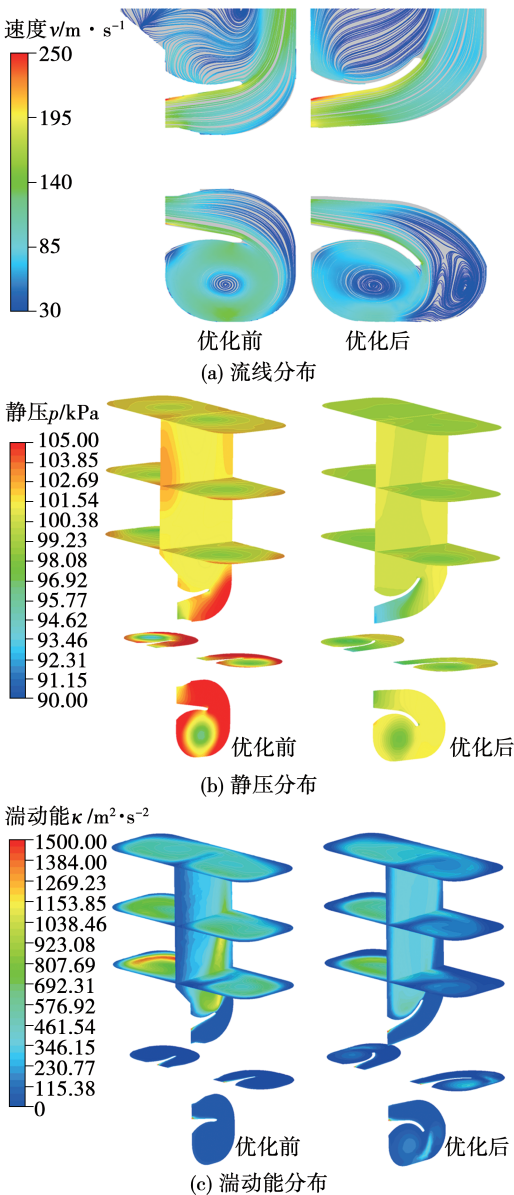


图 13 优化前后流场对比

Fig. 13 Comparison of flow fields before and after optimization

设计工况优化完成后,对涡轮其他工况点进行计算,最终得到涡轮优化前后的特性线对比图,如图 14 所示。从图中可以看出,优化后的涡轮效率明显提升,设计工况下提升约 1.85%,其他工况的效率提升均在 2% 以上,在膨胀比 4.5 时效率提升达到了 2.4%。

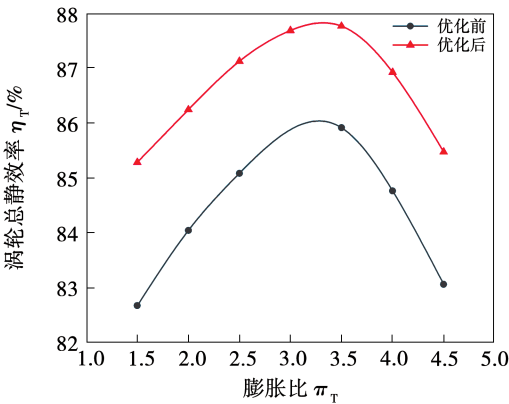


图 14 优化前后涡轮特性线对比

Fig. 14 Comparison of turbine characteristic lines before and after optimization

从目前结果来看,通过上述正交试验方法得到的涡轮排气壳进一步优化空间已不大,1111 方案性能已接近最优。

3 增压器性能试验结果

根据优化结果,对涡轮排气壳进行加工制造,不改变原来的外形尺寸,在同样型号的低速双燃料机上进行平台试验,增压器试验平台如图 15 所示,优化前后的试验结果如表 5 和表 6 所示。



图 15 增压器试验平台

Fig. 15 Turbocharger test platform

表 5 燃油模式下增压器试验结果

Tab.5 Turbocharger test results in fuel mode

低速机负荷/%		扫气压力 p_m /MPa		涡轮前温度 t_t /℃		燃气消耗率/ $\text{g} \cdot (\text{kW} \cdot \text{h})^{-1}$		增压器效率 $\eta_{TC}/\%$	
优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后
25	25	0.159	0.162	332.5	285.7	208.2	204.7	58.6	59.9
50	55	0.264	0.291	365.8	356.5	190.3	185.5	64.1	65.7
75	85	0.372	0.420	415.9	416.5	186.7	183.1	64.6	66.0
90	92	0.441	0.431	457.5	435.2	187.7	184.3	63.6	64.3
100	98	0.471	0.449	492.6	445.7	189.1	186.0	61.7	63.8

表 6 燃气模式下增压器试验结果

Tab.6 Turbocharger test results in gas mode

低速机负荷/%		扫气压力 p_m /MPa		涡轮前温度 t_t /℃		燃气消耗率/ $\text{g} \cdot (\text{kW} \cdot \text{h})^{-1}$		增压器效率 $\eta_{TC}/\%$	
优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后	优化前	优化后
25	32	0.124	0.154	384.3	314.4	176.1	173.8	50.6	55.9
50	54	0.235	0.253	348.9	327.4	155.2	154.8	63.0	65.6
75	75	0.332	0.337	385.0	362.9	150.9	149.6	65.5	67.6
90	90	0.386	0.395	415.8	403.2	151.8	149.7	64.8	66.7
100	96	0.424	0.413	443.2	413.2	151.1	150.1	63.5	66.3

从表中可以看出,优化后的涡轮增压器在低速双燃料机上运行状况良好,优化后较优化前,在两种

介质运行过程中燃料经济性有所下降,主机排气温 度有明显改善,增压器性能有所提升。

图 16 为优化前后的柴油和天然气运行工况下,增压器整机效率对比图。从图 16 可以看出,在燃油模式和燃气模式下,各负荷增压器整级效率均有明显提升。燃油模式下,增压器效率在整个运行范围内最高提升了 1.4%;燃气模式下,增压器效率最高提升了 2.1%。

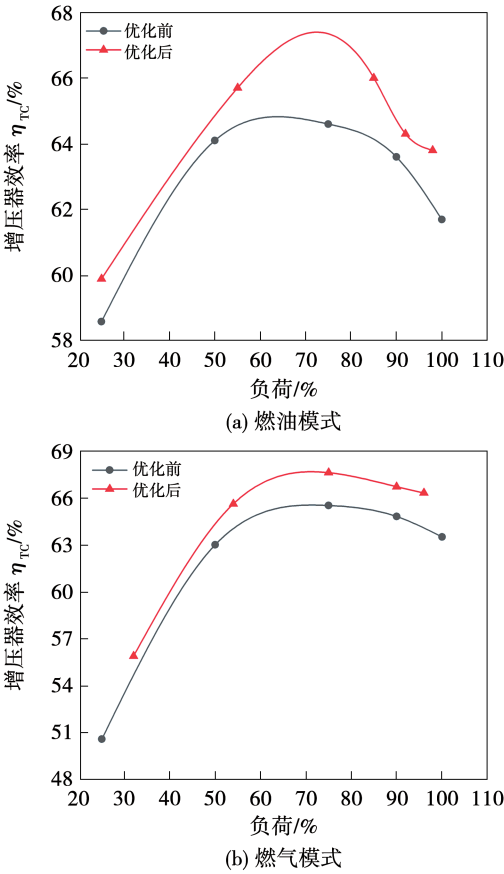


图 16 优化前后增压器整机效率变化

Fig. 16 Overall efficiency changes of turbocharger before and after optimization

4 结 论

基于正交试验设计,对涡轮排气壳进行了优化设计,降低了排气壳的流动损失,进而提高了涡轮的性能,最后通过增压器整机试验验证了本文优化方法和结果,主要结论如下:

- (1) 涡轮排气壳内损失来源主要为气流在扩压段内沿流向的非均匀流动,以及非均匀流动在喉口处产生的高速射流在稳压段内的掺混损失。
- (2) 正交试验表明,排气壳轴向长度 L_2 和扩压段扩张角度 θ_1 对排气壳性能影响较大, L_2 通过影响

喉口宽度进而影响涡轮性能, θ_1 则通过影响扩压段内流动的均匀性来影响涡轮性能。

(3) 优化方案涡轮在设计点总压损失系数降低 0.387 4,静压恢复系数提高了 0.537,总静效率提升 1.85%,气流在扩压段和稳压段内流动均更为均匀,且有效提高了涡轮转静子的做功能力,全工况内涡轮性能都有所提升。

(4) 通过低速双燃料机匹配试验,主机的燃料消耗率和排气温度明显降低,增压器整机效率明显提升,燃油模式下提升约 1.4%,燃气模式下提升约 2.1%,优化方案的涡轮性能有明显改善。

参考文献:

[1] 周龙保. 内燃机学[M]. 北京:机械工业出版社,2010.
ZHOU Long-bao. Internal combustion engine[M]. Beijing: China Machine Press,2010.

[2] KOPROWSKI A, RZADKOWSKI R. Computational fluid dynamics analysis of 1 MW steam turbine inlet geometries [J]. Archives of Thermodynamics,2021,42(1):35-55.

[3] 王 健. 某汽轮机高压进气蜗壳流场的数值研究[J]. 装备制造技术,2018(6):123-125.
WANG Jian. Numerical simulation on HP inlet of ultra supercritical steam turbine [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018(6):123-125.

[4] 邵 冬,孙志刚,吴世勋,等. 一种新颖径向进气系统的研究[J]. 推进技术,2017,38(12):2734-2742.
SHAO Dong, SUN Zhi-gang, WU Shi-xun, et al. Investigation on a novel radial air intake system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(12):2734-2742.

[5] MOUSTAPHA H, ZELESKY M F, BANIES N C, et al. Axial and radial turbines[M]. Norwich: Concepts ETI, Inc., 2003.

[6] 柴家兴,马国俊,高 杰,等. 进、排气壳对全流道大膨胀比涡轮性能影响研究[J]. 推进技术,2022,43(1):364-374.
CHAI Jia-xing, MA Guo-jun, GAO Jie, et al. Effects of inlet and exhaust casings on performance of turbine with large expansion ratio of full flow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1):364-374.

[7] 张立楠,李宏磊,岳国强,等. 涡轮增压器进/排气蜗壳结构优化与性能分析[J]. 内燃机工程,2021,42(4):38-46,53.
ZHANG Li-nan, LI Hong-lei, YUE Guo-qiang, et al. Structural optimization and performance analysis of intake and exhaust volutes of a turbocharger[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2021,42(4):38-46,53.