

# 液体火箭发动机涡轮气动优化数值研究

于 晴<sup>1</sup>, 赵 慧<sup>2</sup>, 袁伟为<sup>1</sup>, 李爱民<sup>1</sup>, 张亚太<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

2. 火箭军装备部装备项目管理中心, 北京 100085)

**摘 要:**在某型液体火箭发动机研制中,为了使氧预压涡轮泵中驱动涡轮的燃气与主路中的液氧完全掺混、冷凝,需要尽可能地提高涡轮效率。采用并行多目标气动优化设计软件,以自适应多目标差分进化算法为优化工具对氧预压涡轮泵叶栅进行优化设计。计算结果表明:涡轮各级优化设计后,内部流动损失减小,整机效率提高了 3.739%;涡轮转子两列动叶的最大应力均小于材料的屈服强度,满足强度要求;涡轮叶栅采用并行多目标气动优化方法进行优化,降低了燃气比例,有利于火箭发动机氧预压涡轮泵中燃气的更好溶解。

**关键词:**液体火箭发动机;涡轮;面积比;气动优化

**中图分类号:**V434.211 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)05-0021-06

## Numerical study on aerodynamic optimization of liquid rocket engine turbine

YU Qing<sup>1</sup>, ZHAO Hui<sup>2</sup>, YUAN Weiwei<sup>1</sup>, LI Aimin<sup>1</sup>, ZHANG Yatai<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. The Equipment Project Management Center of the Rocket Army, Beijing 100085, China)

**Abstract:** During the development of a liquid rocket engine, in order to completely mix and condense the gas driving the turbine in the oxygen pre-pressurized turbo pump with the liquid oxygen in the main circuit, it is necessary to improve the turbine performance as much as possible. In this paper, the parallel multi-objective aerodynamic optimization design software was used to optimize the cascade design of the oxygen pre-pressurized turbo pump with the adaptive multi-objective differential evolution algorithm as the optimization tool. The calculation results show that after the optimization design of the turbine, the internal flow loss is reduced and then the overall efficiency is increased by 3.739%. The maximum stress of the two stage blades of the turbine rotor is less than the yield strength of the material, which meets the strength requirements. The turbine cascade can be optimized by the parallel multi-objective aerodynamic optimization method, which reduces the gas ratio and is beneficial to the complete dissolution of gas in the oxygen pre-pressurized turbo pump of rocket engine.

**Keywords:** liquid rocket engine; turbine; area ratio; aerodynamic optimization

收稿日期:2019-11-20;修回日期:2020-03-27

基金项目:国家重大基础研究项目(613321)

作者简介:于晴(1986—),女,硕士,研究领域为涡轮泵设计

## 0 引言

某型液体火箭发动机氧预压涡轮泵采用高温富氧燃气驱动,其关键技术是燃气掺混。燃气驱动涡轮后,与主路液氧进行掺混,要求该股燃气在进入氧泵之前必须与液氧完全掺混、冷凝,防止氧泵发生汽蚀。该型发动机的驱动燃气比例较高,受发动机空间布局限制,氧预压涡轮泵与氧主泵之间管路长度有限,无法实现燃气的完全溶解要求。为此,需要优化涡轮性能,提高涡轮效率,降低燃气比例。预压涡轮作为预压涡轮泵的核心驱动装置,其性能直接影响预压泵、主泵的工作效率和稳定性,进而影响火箭的推力<sup>[1]</sup>。

氧预压涡轮叶栅工作环境非常复杂,其内部流体的流动是黏性、三维和非定常的有旋流动,存在通道涡、角涡、泄漏涡等复杂涡系<sup>[2-4]</sup>。基于 CFD 分析技术和先进气动优化算法,开展氧预压涡轮气动仿真和优化设计,具有重要的工程实用价值<sup>[5-14]</sup>。本文采用并行多目标气动优化设计软件,以自适应多目标差分进化算法<sup>[15-20]</sup>为优化工具对氧预压涡轮叶栅进行优化设计。

## 1 优化设计方法

应用并行多目标自动气动优化设计方法,完成级环境下三维叶栅多目标气动优化设计,算法流程如图 1 所示。其过程如下:

1) 首先进行叶栅气动优化设计预处理,包括:选择网格生成方法和 CFD 计算方法,建立 CFD 计算模板;选择叶栅参数化方法和优化设计变量,设定约束条件和约束处理参数;设定多目标并行进化算法参数;

2) 由优化算法模块生成优化设计变量;

3) 将优化设计变量传递给叶栅参数化处理模块,叶栅参数化处理模块解析优化设计变量生成叶栅型线;

4) 将叶栅型线传递给叶栅气动性能评估模块,通过求解 RANS 方程评估该叶栅的气动性能;

5) 通过罚函数方法处理各种约束条件,计算叶栅的性能函数值;

6) 将该设计变量的性能函数值传递给多目标差分进化算法模块,该模块对性能函数值进行处理

后生成新的优化设计变量;

7) 重复步骤 2) ~6) 至优化完成。

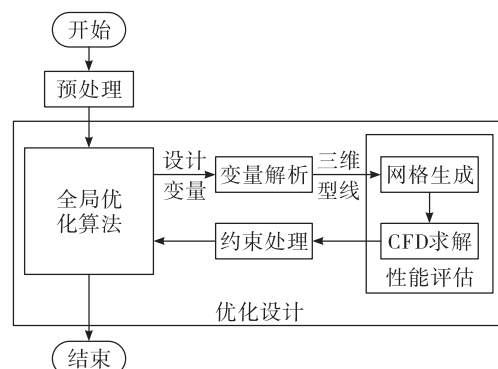


图 1 多目标气动优化算法流程图

Fig. 1 Flow chart of multi-objective aerodynamic optimization algorithm

## 2 数值分析

### 2.1 计算模型与网格

涡轮的子午流道如图 2 所示,燃气从进口流入集气环,经喷嘴加速后进入一级动叶,然后流经二级导叶、二级动叶和出口导叶流出涡轮。计算中考虑一级动叶叶顶气封内的泄漏流动、二级导叶叶根间隙内的泄漏流动,以及二级动叶叶顶间隙内的泄漏流动。其中,二级导叶为两对称弧段部分进气,无叶片弧段采用通流结构,即该区域有气体通过。

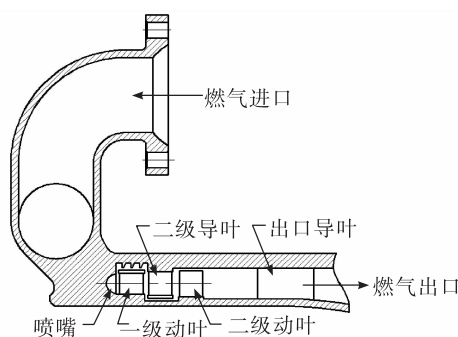


图 2 涡轮子午流道示意图

Fig. 2 Turbine meridian flow path

涡轮整体计算模型如图 3 所示,分为以下几个部分:进口部分(包括进口段、集气环和喷嘴),一级动叶和一级动叶气封泄漏,二级导叶叶片弧段、无叶片的通流部分及导叶叶顶间隙,二级动叶和出口导叶。



图 3 涡轮整体计算模型  
Fig. 3 Integral calculation model of the turbine

本文采用商用计算流体动力学网格生成软件 ANSYS ICEM-CFD18.0 和 NUMECA 中的 AutoGrid 生成叶栅流道网格和其它通流部分的网格,所有结构的网格型式均为多块结构化网格。计算中将各部分网格组合在一起,设置相应的连接界面开展计算分析工作,涡轮的整体网格如图 4 所示,各个过流部件的网格单元的数目如表 1 所示。



图 4 涡轮整体网格  
Fig. 4 Model grid of the turbine

表 1 模型的网格单元数目 Tab. 1 Cell number of the model grid	
结构名称	节点数
进口段 + 集气环 + 喷嘴	1 906 468
一级动叶	4 822 851
二级导叶	2 542 782
二级动叶	4 699 398
出口导叶	2 742 795
一级动叶叶顶气封	905 616
二级动叶叶顶间隙	292 752
导叶无叶片区域通流结构 1	379 929
导叶无叶片区域通流结构 2	332 079

2.2 边界条件

设计条件下,涡轮工质为燃气,包括  $\text{O}_2$ 、 $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 。由于混合工质的数值计算较为复杂,因此,先采用质量分数比例较大的  $\text{O}_2$  为计算工质进行计算。数值计算采用  $k - \varepsilon$  湍流模型,边界条件设置如表 2 所示。

表 2 计算边界条件设置 Tab. 2 Settings of the calculation boundary condition	
边界条件	值(属性)
进口总压/MPa	19.4
进口总温/K	619
出口静压/MPa	2.09
动叶转速/( $\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$ )	3339
壁面属性	(光滑绝热)

2.3 涡轮性能分析

通过三维数值仿真,计算了涡轮各级总压、静压分布及总压损失,总压损失定义为

$$\eta = \frac{p_{\text{in}} - p_{\text{out}}}{p_{\text{total}}} \tag{1}$$

式中: $p_{\text{in}}$ 是级进口处总压; $p_{\text{out}}$ 是级出口处总压; $p_{\text{total}}$ 是涡轮进口处总压。

从各级总压分布可知,喷嘴总压损失占 16.91%,一级动叶总压损失占 11.86%,二级导叶总压损失占 3.25%,二级动叶总压损失占 1.24%,出口导叶总压损失占 0.1%,涡轮主要压力损失在喷嘴和一级动叶处,涡轮性能有较大提升空间。

2.4 涡轮优化设计

为了提升涡轮整体性能,对涡轮喷嘴、一级动叶、二级导叶和二级动叶依次进行优化设计。

2.4.1 喷嘴优化

涡轮进口段优化前后内部三维流线和表面压力分布如图 5 所示。

从压力分布图可以看到,涡轮进口段优化前压力变化区域主要存在于喷嘴部分,由喷嘴进口到出口,压力突变减小,主要由于喷嘴喉部区域前段为半球型,后段为圆台型,圆形横截面前后变化剧烈,压力损失较大。优化后将喷嘴喉部区域改为抛物型,使得圆形横截面变化过渡平缓均匀,喷嘴进口到出口未发生压力突变现象,呈现压力逐渐减小趋

势,有利于喉部区域的流动组织。喷嘴结构优化后整机效率提高 1.36%。

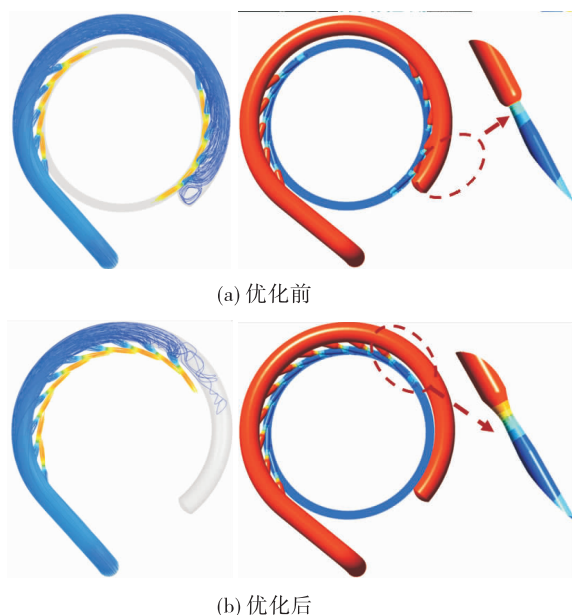


图 5 涡轮进口段内部三维流线和表面压力分布  
Fig. 5 Internal 3D streamline and surface pressure distribution of turbine inlet section

#### 2.4.2 一级动叶优化

基于喷嘴优化后的模型,进一步采用进化算法对涡轮的一级动叶进行型线优化,选择叶片吸力面样条曲线的 7 个控制点为设计变量,设定叶片出口气流角相对原始值的偏差不超过  $\pm 0.6\%$  为优化的约束条件,叶片的优化目标函数为级总静效率,叶片优化采用单通道模型。原始叶型由圆弧与直线构成,曲率不连续,优化后叶片型线更为光顺,有利于改善流动。

一级动叶 50% 叶高截面优化前后压力分布和流线分布如图 6 所示,从图 6 中可知,优化后分离区明显减小,气动性能提高,整机效率提高 3.143%。

#### 2.4.3 导叶和二级动叶优化

基于上述优化模型,仍采用单通道模型对二级导叶和二级动叶同时进行优化,其参数化方法与优化一级动叶一致,分别选择导叶和二级动叶叶片吸力面样条曲线的 7 个控制点为设计变量,设定导叶和二级动叶叶片出口气流角相对原始值的偏差不超过  $\pm 0.6\%$  为优化的约束条件,二级导叶优化的目标函数为总压损失系数,二级动叶的优化目标函数

为级总静效率,图 7 为优化前后导叶及第二列动叶 50% 叶高截面压力分布和流线分布,从图 7 中可知,优化后二级导叶压力分布及流线分布与优化前相比变化不大,但二级动叶优化后在吸力面位置的分离区明显减小,气动性能提高,整机效率提高 3.739%。

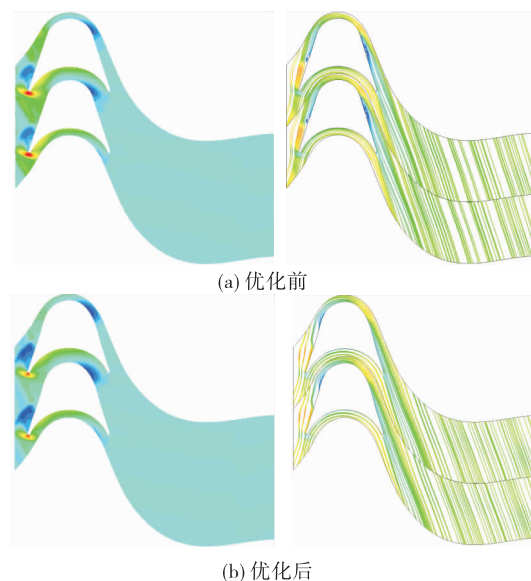


图 6 一级动叶内部三维流线和表面压力分布  
Fig. 6 Internal 3D streamline and surface pressure distribution of the first stage rotor

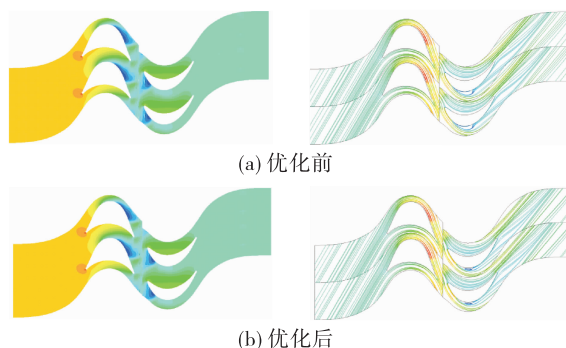


图 7 导叶和二级动叶内部三维流线和表面压力分布  
Fig. 7 Internal 3D streamline and surface pressure distribution of the guide vane and the second stage rotor

## 3 强度校核

针对优化后涡轮结构进行强度校核,确保改进后涡轮结构满足强度要求。运用 ANSYS Workbench 软件对氧预压涡轮的两列动叶进行分析,计算涡轮动叶在工作转速下的应力分布。



### 3.1 计算模型与网格

对优化设计中的两列转子叶片单独建模后进行强度校核。动叶几何模型包括叶片与轮盘,且叶片根部与轮盘间倒圆角为1 mm。采用全周动叶模型进行计算,以体现叶片的旋转周期性。为了避免奇异单元的产生,划分采用非结构化网格,其中第一列动叶网格节点数为1 765万,第二列动叶网格节点数为1 852万,网格模型如图8所示。

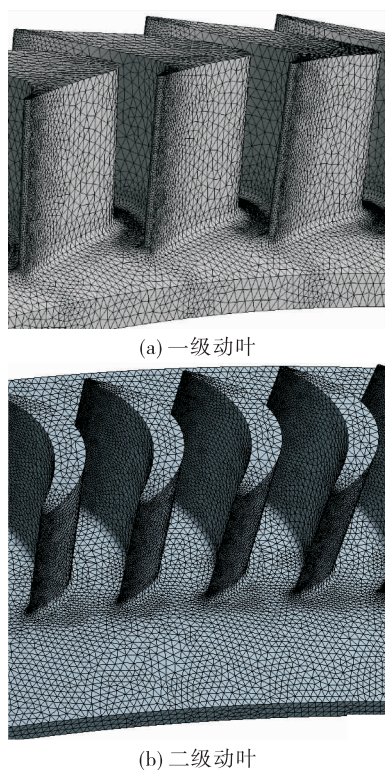


图8 动叶强度计算网格

Fig. 8 Calculation grid of the rotor strength

### 3.2 强度结果分析

涡轮两列动叶选取结构钢作为静强度计算的叶片材料,材料的密度为 $7\,800\text{ kg/m}^3$ ,弹性模量为 $2.0 \times 10^5\text{ MPa}$ ,泊松比为0.3。强度计算考虑离心力和叶片气动力的影响,计算转速为涡轮额定工况的120%。涡轮优化后的两列动叶等效应力分布云图如图9和图10所示。

从图9~图10可知,氧预压涡轮的两列动叶叶片在叶根部位前缘与尾缘点处的应力最大,在叶尖部位应力最小,应力由叶根向叶尖呈减小趋势。一级动叶最大等效应力为196.77 MPa,二级动叶最大等效应力为134.03 MPa,在额定转速120%的超速

条件下,涡轮转子的最大应力都未超过材料的屈服强度250 MPa,因此优化后的涡轮转子强度满足要求。

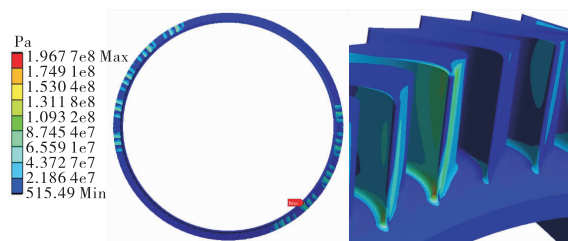


图9 一级动叶等效应力场

Fig. 9 Equivalent stress field of the first stage rotor

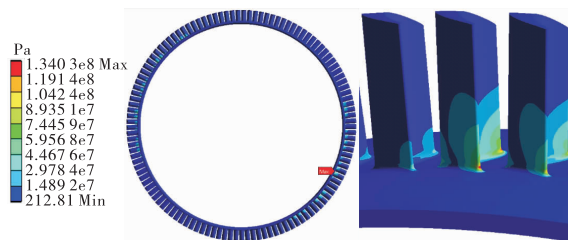


图10 二级动叶等效应力场

Fig. 10 Equivalent stress field of the second stage rotor

## 4 结论

1) 通过对液体火箭发动机氧预压涡轮泵的涡轮喷嘴、一级动叶、二级导叶和二级动叶进行优化设计,减小了涡轮内部流动损失,涡轮整机效率提高3.739%。

2) 对优化后涡轮转子结构进行强度校核,结果表明两列动叶的最大应力均小于材料的屈服强度,满足强度要求。

3) 本文采用并行多目标气动优化方法对涡轮叶栅进行优化,降低了燃气比例,有利于火箭发动机氧预压涡轮泵中燃气的更好溶解。

### 参考文献:

- [1] 李向阳, 王晓锋, 宣统, 等. 液氧/煤油发动机煤油预压涡轮泵技术[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 16-20.  
LI X Y, WANG X F, XUAN T, et al. Techniques of kerosene booster turbopump for LOX/kerosene staged combustion cycle engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009,

- 35(1): 16-20.
- [2] 关醒凡. 泵的理论与设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.
- [3] 奥夫相尼科夫, 博罗夫斯基. 液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算[M]. 任汉芬, 夏德新, 译. 北京: 中国航天工业总公司第十一研究所, 1999.
- [4] 廖懂华, 林奇燕, 叶小明. 预压涡轮泵轴流式液力涡轮的流动结构研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(6): 49-54.
- [5] 严俊峰, 吴宝元, 逯婉若. 基于 Optimus 的涡轮气动优化设计[J]. 火箭推进, 2008, 34(2): 13-17.  
YAN J F, WU B Y, LU W R. Turbo aerodynamics optimization design based on optimus flat[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(2): 13-17.
- [6] 林奇燕, 金志磊, 王磊. 超音速复速级涡轮的气动设计改进[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 65-70.  
LIN Q Y, JIN Z L, WANG L. Aerodynamic redesign of supersonic Curtis-stage turbine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 65-70.
- [7] 宋立明, 李军, 丰镇平. 跨音速透平扭叶片的气动优化设计研究[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(11): 1277-1281.
- [8] 张金春, 李宇峰. 某型高压汽轮机动叶栅的气动优化设计[J]. 汽轮机技术, 2007, 49(1): 12-13.
- [9] 李旭升, 郑继坤, 吴玉珍. 某型超音速冲击式氧涡轮叶型气动优化[J]. 火箭推进, 2014, 40(5): 44-49.  
LI X S, ZHENG J K, WU Y Z. Aerodynamic optimization for blade profile of a supersonic impulse oxygen turbine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(5): 44-49.
- [10] 张剑, 曾军, 葛宁, 等. 涡轮三维叶片气动优化设计集成及应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(3): 1-7.
- [11] 李志, 刘艳, 杨金广, 等. 超声速涡轮叶型全局气动优化设计[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1051-1057.
- [12] 陈远东. 汽轮机调节级喷嘴组气动优化设计[J]. 汽轮机技术, 2015, 57(4): 251-254.
- [13] 马洪波, 朱剑, 席平. 基于参数化的涡轮叶片三维气动优化仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25(10): 27-30.
- [14] 张金环, 周正贵. 基于并行遗传算法的向心涡轮气动优化设计[J]. 航空发动机, 2015, 41(3): 39-43.
- [15] 张明明, 赵曙光, 王旭. 一种自适应多目标离散差分进化算法[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(26): 16-20.
- [16] 刘志君, 高亚奎, 章卫国, 等. 变邻域分解多目标自适应差分进化算法[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(11): 1492-1501.
- [17] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [18] GINSBOURGER D, RICHOL L R, CARRARO L. A multi-points criterion for deterministic parallel global optimization based on krige[J]. Journal of Global Optimization in Revision, 2008, 1: 1-30.
- [19] SASENA M J, PAPALAMBROS P, GOOVAERTS P. Exploration of metamodeling sampling criteria for constrained global optimization[J]. Engineering Optimization, 2002, 34(3): 263-278.
- [20] BISCHL B, WESSING S, BAUER N, et al. MOI-MBO: multiobjective infill for parallel model-based optimization [C]//Lecture Notes in Computer Science. Cham: Springer International Publishing, 2014: 173-186.