

小型部分进气亚声速涡轮流动损失研究及优化

郑晓宇, 林奇燕, 王 磊
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为拓展某小型部分进气亚声速涡轮的应用能力, 要求进一步提高其气动性能。使用 Numeca 商用计算流体力学软件建立了原型部分进气涡轮流道的全环域网格, 进行了流场的粘性数值仿真, 通过与相同叶型全周进气式涡轮的流场对比分析, 揭示了部分进气式涡轮的流动机理和流动损失分布规律。在流场结构研究的基础上, 对原型涡轮的动叶进行了改型优化, 将动叶叶型由原来的纯冲击式叶型改为略带反力度的叶型, 流场仿真结果表明涡轮效率提高了 5 个百分点。通过对改型前后 2 种部分进气式涡轮气动参数分布情况的对比分析, 表明略带反力度的动叶叶型能有效减小部分进气式涡轮非进气扇区动叶通道内的回流损失, 对提高涡轮性能有利, 可为同类涡轮的气动设计提供参考。

关键词: 亚声速涡轮; 部分进气; 流动损失; 优化

中图分类号: V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0032-05

Research and optimization for flow loss of a small partial admission subsonic turbine

ZHENG Xiaoyu, LIN Qiyang, WANG Lei
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to expand the application of a small partial admission subsonic turbine, its aerodynamic performance is required to be improved further. The commercial use CFD software Numeca is used to build an entire annular domain grid of the prototype partial admission turbine flow path and conduct a viscous numerical simulation of flow field. In contrast with the flow field of the full admission turbine with the same blade profile, the flow loss distribution and flow mechanism of the partial admission subsonic turbine were revealed. On the basis of research on flow field, the moving blade of the prototype turbine was remodeled and optimized, changing it from impulse shape to slight reaction shape. The result of the flow field simulation indicates that the turbine efficiency is increased by 5%. The comparison and analysis of aerodynamic parameter distributions of the two partial admission turbines show that the blade shape of the slight reaction can reduce backflow loss in the flow path in non-admission fan-type area of the partial admission turbine, which is beneficial to

收稿日期: 2016-05-31; 修回日期: 2016-09-11

作者简介: 郑晓宇 (1979—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

improvement of turbine performance. This study can offer a reference for the aerodynamic design of the same kind of turbines.

Keywords: subsonic turbine; partial admission; flow field; optimization

0 引言

随着太空探索活动的发展, 多次启动、小推力高性能液体火箭发动机的应用前景越来越广阔。根据工作要求, 小推力发动机的涡轮具有结构尺寸小、流量小及落压比低的特点, 因此多采用部分进气式亚声速涡轮, 如 NASA 研究的中径为 3.75 英寸的两级涡轮和日本 LE-7 发动机早期采用的氧涡轮^[1-2]。小型部分进气式涡轮比全周进气大尺寸涡轮的流动状态更加复杂, 由于早期针对这类涡轮的损失模型研究以及气动设计方法研究较少, 涡轮的设计效率偏低。现在借助计算流体力学中的三维粘性流场数值仿真工具, 能够预估涡轮性能、对涡轮进行流场分析和设计改进, 大大提高研制效率。He.L 研究了部分进气汽轮机内的非定常流动对气动性能的影响^[3]。隋秀明等人借助流场分析手段研究了进气扇区周向分布规律对涡轮效率的影响^[4]。伊进宝等人通过对部分进气超音速涡轮内的流场研究, 捕捉到涡轮内部复杂的激波、边界层损失和漩涡结构^[5]。马海红开展了局部进气向心透平的叶顶间隙影响和变工况分析工作^[6]。

本文进行了某单级小型部分进气亚声速涡轮的全环域粘性流场数值仿真分析, 通过与全周进气式涡轮的流场对比分析, 对涡轮的流动损失分布规律及其原因进行了分析; 对动叶叶型进行了优化设计, 通过将纯冲击式动叶叶型改为略带反力度的动叶叶型, 使涡轮效率提高了 5 个百分点; 阐述了略带反力度的动叶叶型在部分进气式涡轮中应用的优势, 为设计高效率的小型部分进气涡轮提供了参考。

1 研究对象

图 1 是某单级小型部分进气式涡轮的级几何三维图, 结构上采用了叶片式喷嘴和纯冲击式动

叶叶型, 部分进气度为 0.39, 即有喷嘴部分集中在约 1/3 圆周部分, 其余约 2/3 圆周部分为实体结构, 动叶叶顶的围带与外壁面间隙为 0.3 mm。该涡轮以热气甲烷为工质, 主要设计参数见表 1。

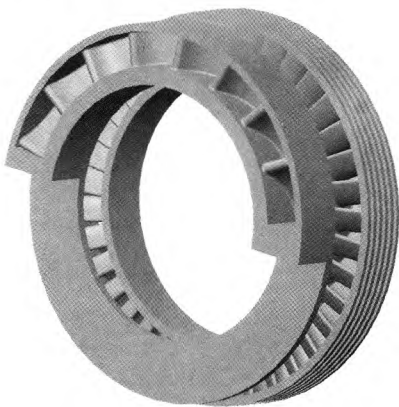


图 1 涡轮级几何三维图

Fig. 1 3D geometry diagram of turbine stage

表 1 主要设计参数

Tab. 1 Main design parameters

参数名称	数值
设计转速/rpm	55 000
叶片中径/mm	75
喷嘴叶片高度/mm	8
动叶叶片高度/mm	10

2 仿真分析方法

对于全周进气式涡轮, 可以应用周期性边界条件, 只提取一个叶栅通道作为计算域^[7]。但对于部分进气式涡轮, 由于不同的动叶通道内流动差异较大, 不能应用周期性的计算方法, 必须建立全环域计算模型^[8]。本文工作中建立了全三维计算域, 如图 2 所示, 计算域包括喷嘴进口延伸段、喷嘴叶片通道、动叶叶片通道、动叶叶顶间

隙和动叶出口延伸段, 由 NUMECA 软件生成 HOH 型全六面体网格。

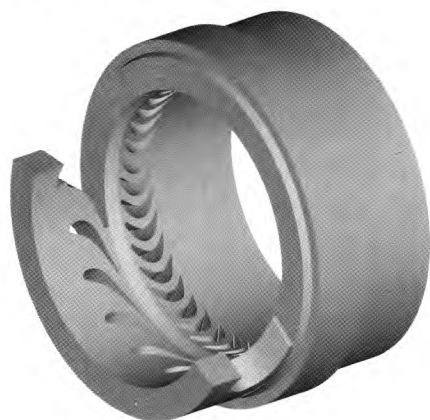


图 2 三维计算域

Fig. 2 3D computational area

涡轮的三维流场计算采用 NUMECA 软件的 FINE/Turbo 模块, 求解三维定常雷诺平均 N-S 方程组, 湍流模型采用 S-A 模型。转静子交界面设置中采用冻结转静子交界面法, 该方法使得转静子交界面完全连接, 忽略转子的转动, 通过插值、坐标变换计算交界面前后的数据, 这样最终得到的是一个瞬时的平均化稳态, 其计算的流场状态是非定常计算某一特定时间点的流动状态, 适用于定常计算。转子和静子之间的信息通过插值而来, 这样就充分考虑了气流参数沿周向分布的不均匀性。

为验证冻结转静子交界面法计算结果的准确性, 首先对几个不同动静叶相对位置下的流场进行比较计算。通过旋转第一排的喷嘴叶栅, 将喷嘴从初始位置依次移动 1/4 栅距、2/4 栅距和 3/4 栅距, 流场计算结果表明, 4 种转静子相对位置关系下, 涡轮流量和功率的计算结果均一致。

边界条件为进口给定总压、总温、气流角和湍流粘度, 出口给定背压, 固壁为绝热和粘性的, 在叶片表面和上下端壁给定无滑移条件, 工质选用甲烷实际气体。

3 流动损失研究

在涡轮级设计中, 通常要考虑的流动损失包括叶型损失和端壁潜流、径向泄漏等二次损失,

而部分进气式涡轮除了上述损失外, 还有一些与其特殊结构相关的损失。为了研究部分进气式亚声速涡轮中的流动特性, 本文将其与相同叶型的全周进气式涡轮进行了对比, 两者的总性能参数见表 2。由数据可见, 两者在单个喷嘴通道的流量相差不大, 但部分进气式涡轮比全周进气式涡轮的效率低了 13 个百分点。

表 2 总性能参数

Tab. 2 Total aerodynamic performance parameters

参数名称	数 值	
	部分进气	全周进气
总流量/(kg·s ⁻¹)	1.81	4.65
单喷嘴流量/(kg·s ⁻¹)	0.259	0.258
涡轮效率/%	58.2	75.3

图 3 为部分进气式涡轮和全周进气式涡轮在叶展中截面上的相对速度流线图。由图 3 (a) 可见, 全周进气式涡轮中, 气流由动叶前缘分开向压力面和吸力面流动, 由于动叶通道设计为先扩张后收敛型, 气流在通道内先减速后加速, 减小了通道内的逆压力梯度, 有利于减少气流分离, 气流在动叶通道内没有产生分离。由图 3 (b) 可见, 部分进气式涡轮在不同叶片通道内的流动差异很大: 在进气扇区的动叶通道内流动顺畅, 而在非进气扇区的动叶通道内, 出现了较多的回流区, 甚至有部分回流区占据了整个动叶通道。

图 4 为非进气扇区一个动叶通道内的相对速度矢量图 (叶展中截面), 由于亚声速涡轮的动叶入口气流相对速度较小, 且纯冲击式动叶的进、出口压力差别不大, 通道中部的低速气流在逆压力梯度的作用下逐渐减速, 并最终返向叶背的低压区流动; 同时, 动叶出口的气流也向叶背的低压区流动, 甚至又流回到了动叶的入口。上述两种作用综合, 在动叶通道内形成了逆时针方向的回流区, 回流区的出现使得气流作用在叶盆上的力与作用在叶背上的力相互抵消, 造成不做功或者做负功的情况, 是涡轮效率低的主要原因之一。

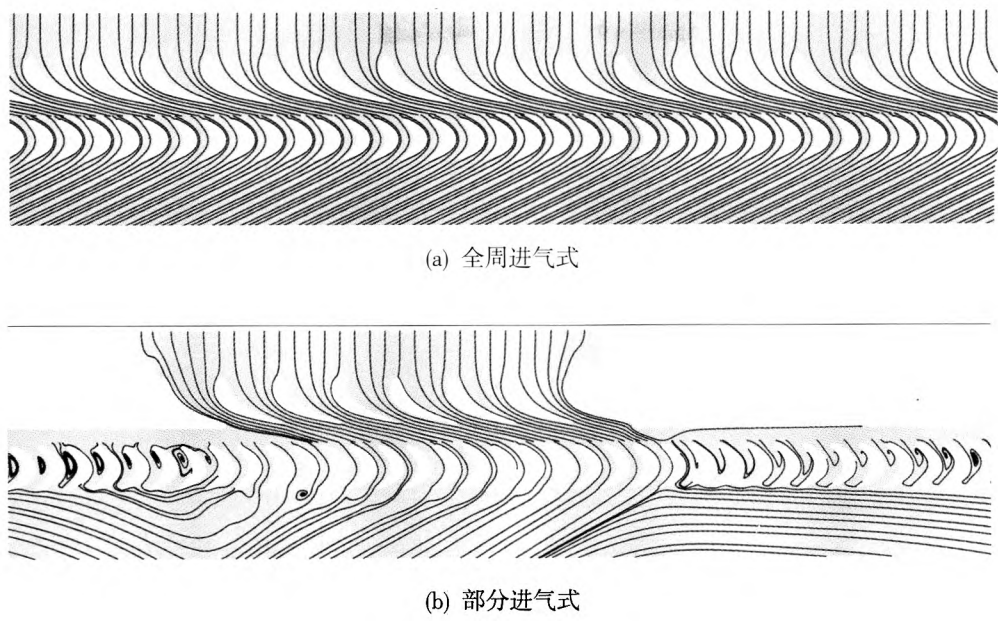


图 3 叶展中截面的流线图

Fig. 3 Streamlines at mid-span section

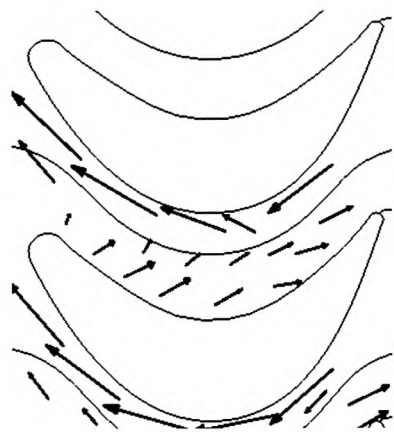
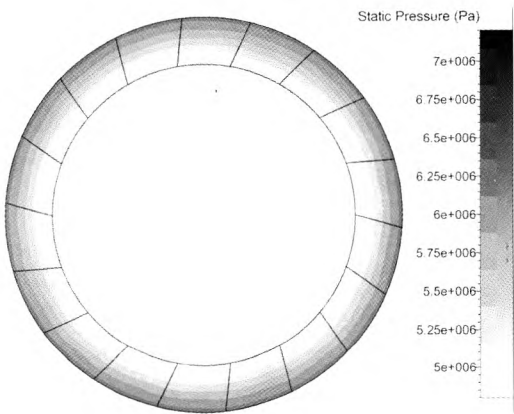


图 4 某动叶通道内的相对速度矢量图

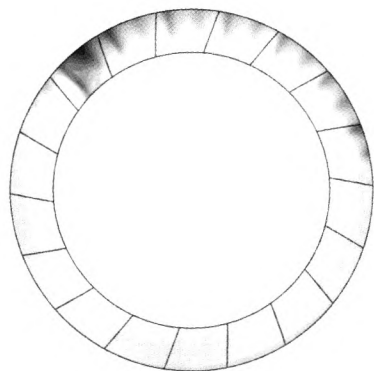
Fig. 4 Curves of relative velocity vectors in a rotor passage (at mid-span section)

图 5 为全周进气与部分进气涡轮在转静子交界面上的静压分布云图。全周进气的涡轮, 气流压力在周向上分布均匀, 在径向上由于气体受离心力作用, 压力呈现外高内低的有规律的梯度分布。部分进气式涡轮在转静子交界面上的压力分布明显有别于前者: 在进气扇区的 7 个通道中, 在周向和径向上都存在压力梯度; 在非进气扇区

的通道内, 由于气流在盲腔内掺混, 压力分布在周向和径向上都趋向均匀。通道 1、2 处于动叶刚刚进入喷嘴出口气流区的区域, 由喷嘴出来的高速气流吹除和置换动叶通道内的滞止气流, 因而在这一边缘区域产生一定的边缘掺混损失。通道 6、7 处于动叶即将离开喷嘴出口气流区的区域, 在叶根附近, 由于盲腔内的压力更低, 气流离开动叶叶背, 转而沿着圆周方向流向盲腔内, 产生周向上的窜漏损失。



(a) 全周进气



(b) 部分进气

图5 转静交界面上的静压分布云图

Fig. 5 Contours of static pressure distribution at rotor-stator interface

4 优化设计

小型部分进气亚声速涡轮的回流损失、边缘损失和窜漏损失有别于全周进气式涡轮,从降低回流损失的角度考虑,需要提高动叶进出口的压差来减少动叶通道内的回流;从降低涡轮的周向窜漏损失考虑,动叶进出口的压差不宜过大。为提高涡轮效率,本文对涡轮的动叶叶型做了改进,由原来的纯冲击式叶型改为略带反力度的叶型,改型前后的动叶叶型见图6,叶片后半段增厚,动叶通道由原来的进出口等面积设计改为出口收敛型,进出口面积比为1.06。

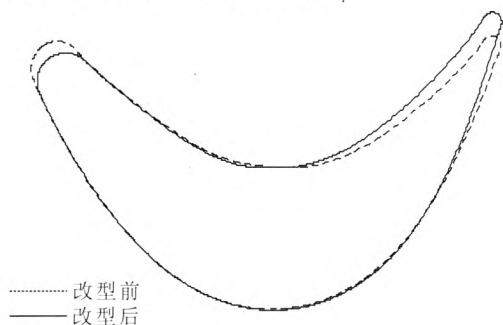


图6 动叶叶型对比

Fig. 6 Comparison between rotor profiles before and after improvements

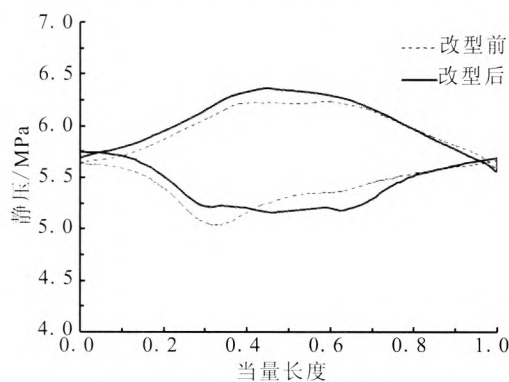
改型前、后涡轮的总性能参数列于表3。可见,涡轮单个通道的流量相差不大,但略带反力度式涡轮比纯冲击式涡轮的效率提高了5个百分点。

表3 总性能参数

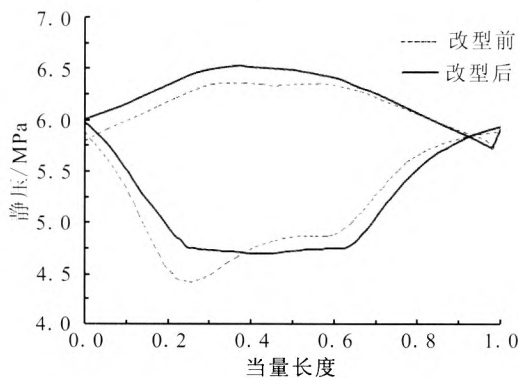
Tab. 3 Total aerodynamic performance parameters

参数名称	数值	
	改型前	改型后
总流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	1.81	1.80
单喷嘴流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.259	0.257
喷嘴出口压力/MPa	5.73	5.98
涡轮效率/%	58.2	63.3

提取2个动叶叶片表面静压分布曲线(叶展中截面),见图7,曲线所包围的面积大小即代表着气流对动叶做功的大小。由图7可见,相对于纯冲击式动叶,略带反力度的动叶叶盆压力更高一些。叶背上的最低压力点有所提高且向后推移,这代表着叶背上的逆压力梯度的大小和作用面积均有所减小。总体上来看,通过引入反力度,气流对这2个动叶所做的有效功均有所增加。



(a)



(b)

图7 叶片表面的静压分布曲线(叶展中截面)

Fig. 7 Static pressure distribution on blade surfaces (at mid-span section)

5 结论

通过对某小型部分进气亚声速涡轮的流动损失研究和优化设计, 得出以下结论:

1) 部分进气式涡轮的效率相比同叶型全周进气式涡轮低了 12 个百分点, 回流损失、边缘损失以及窜漏损失是部分进气式涡轮损失严重、效率低的主要原因。

2) 在部分进气式涡轮的动叶叶型设计中, 引入一定的反力度, 能有效减少非进气扇区动叶通道内的回流损失, 涡轮的效率获得明显提升。

参考文献:

- [1] NNSBANM W J, WONG R Y. Effect of stage spacing on performance of 3.75-inch-mean-diameter two-stage turbine having partial admission in the first stage: NASA TND-2335[R]. USA: NASA, 1964.
- [2] KAMIJO Kenjiro, YAMADA Hitoshi, SAKAZUME Norio, et al. Development history of liquid oxygen turbopumps for the LE-7 Engine: AIAA 2000-3157 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [3] HE L. Computation of unsteady flow through steam turbine blade rows at partial admission [J]. Journal of power and energy, 1997, 211(3): 197-205.
- [4] 隋秀明, 赵庆军, 赵晓路. 低进气度部分进气涡轮气动设计与内部流动研究 [J]. 工程热物理学报, 2013, 34(3): 419-422.
- [5] 伊进宝, 赵卫兵, 师海潮. 部分进气燃气轮机叶轮流场数值模拟[J]. 鱼雷技术, 2010, 18(6): 456-460.
- [6] 马海红. 局部进气向心透平的流场数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [7] 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 Qiyan, JIN Zhilei, WANG Lei. Aerodynamic redesign of supersonic curtis-stage turbine [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(1): 65-70.
- [8] DORNEY D J, GRIFFIN L W, SONDAK D L. Full and partial admission performance of the simplex turbine: AIAA 2002-3638[R]. USA: AIAA, 2002.
- [15] GEORGE J W, JR, GILLAND J H, PETERSON P Y, et al. Wear testing of the HERMeS thruster: AIAA 2016-5025[R]. USA: AIAA, 2016.
- [16] GORBUNOV A V, KHODNENKO V P, KHROMOV A V. Vernier propulsion system for small earth remote sensing satellite "Canopus-V": IEPC-2011-001 [R]. Germany: IEPC, 2011.
- [17] DIALLO A, KELLER S, SHI Y, et al. Time-resolved ion velocity distribution in a cylindrical Hall thruster: Heterodyne-based experiment and modeling [J]. Review of scientific instruments, 2015(86): 033506.
- [18] 鄂鹏, 于达仁, 武志文, 等. 磁场强度对霍尔推力器放电特性影响的实验研究[J]. 物理学报, 2009, 28(4): 2535-2542.
- [19] 杜建华, 周世安, 赵兰, 等. HEP-100MF 霍尔推力器电源处理单元[C]//2016 年第十二届中国电推进技术学术研讨会, 哈尔滨: [s.n]. 2016: 861-864.
- [20] 田立成, 赵成仁, 张天平, 等. LHT-100 霍尔电推进系统鉴定试验及集成测试 [C]//2016 年第十二届中国电推进技术学术研讨会, 哈尔滨: [s.n]. 2016: 817-829.
- [21] 高俊, 汤章阳, 刘国西, 等. 我国卫星电推进系统研制情况及应用进展 [C]//2016 年第十二届中国电推进技术学术研讨会, 哈尔滨: [s.n]. 2016: 128-135.
- [22] 钱中, 康小录, 王平阳. 霍尔推力器等离子体羽流粒子模拟[J]. 上海航天, 2009(4): 43-46.
- [23] 邓立赞, 蓝红梅, 刘悦. 霍尔推力器磁场位形及其优化的数值研究[J]. 物理学报, 2011, 60(2): 025213.
- [24] MAZOU S, TSIKATAY S, VAUDOLONZ J, et al. Development and characterization of a wall-less Hall thruster: AIAA 2014-3513[R]. USA: AIAA, 2014.
- [25] HERMAN D A, UNFRIED K G.. Xenon acquisition strategies for high-power electric propulsion NASA Missions[R]. USA: NASA, 2015.

(编辑: 马 杰)

(上接第 17 页)

(编辑: 马 杰)