

文章编号:1001-2060(2023)06-0001-10

# 用于发电系统的局部进气跨声速涡轮 气动设计和优化

屈彬<sup>1</sup>,房书豪<sup>2</sup>,罗磊<sup>2</sup>,宋友富<sup>1</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002; 2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:**为了解决高速机载涡轮发电系统效率较低的问题,通过一维计算和三维数值模拟相结合的方法,对以拉法尔喷管作为静叶、三维叶片作为动叶的局部进气跨声速涡轮级进行了研究。在对原型涡轮级流场分析后,通过ISIGHT 优化软件集成 NX, NUMECA 和 ANSYS 等模块,采用多岛遗传算法,以喷管扩张角、扩张部分长度、周向排布角度以及动叶片进口几何角、出口几何角和轴向弦长作为优化变量对涡轮级进行了优化设计。最终得到给定设计工况下的最优几何参数。优化结果表明:优化得到的涡轮级功率达到了 74.530 W,效率达到了 79.60%,较原型提升了 5.1%。

**关键词:**局部进气涡轮;拉法尔喷管;数值模拟;优化设计

中图分类号:V236 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.06.001

[引用本文格式]屈彬,房书豪,罗磊,等.用于发电系统的局部进气跨声速涡轮气动设计和优化[J].热能动力工程,2023,38(6):1-10. QU Bin, FANG Shu-hao, LUO Lei, et al. Aerodynamic design and optimization on transonic partial-admission turbine of the power generation system[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(6): 1-10.

## Aerodynamic Design and Optimization on Transonic Partial-admission Turbine of the Power Generation System

QU Bin<sup>1</sup>, FANG Shu-hao<sup>2</sup>, LUO Lei<sup>2</sup>, SONG You-fu<sup>1</sup>

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, China, Post Code: 412002;

2. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)

**Abstract:** In order to solve the problem of low efficiency of high-speed airborne turbine power generation systems, this paper investigates a transonic partial-admission turbine stage with a Rafael nozzle as the stator and a three-dimensional blade as the rotor through a combination of one-dimensional calculations and three-dimensional numerical simulations. After analyzing the flow field of the prototype turbine stage, a multi-island genetic algorithm is used to optimise the design of the turbine stage using the nozzle expansion angle, expansion section length, circumferential arrangement angle, the blade inlet and outlet angles and axial chord length as optimisation variables, through the integration of NX, NUMECA and ANSYS modules using the ISIGHT optimisation software. Finally, the optimum geometry parameters under the given design conditions are obtained. The optimization result show that the optimized turbine stage achieves a power of 74.53 kW and an efficiency of 79.60% with an improvement of 5.1% over the prototype.

**Key words:** partial-admission turbine, Laval nozzle, numerical simulation, design optimization

收稿日期:2023-03-02; 修订日期:2023-04-07

基金项目:黑龙江省科学基金 - 优秀青年基金(HSF20210056);国家科技重大专项(J2019-IV-0008-0076)

**Fund-supported Project:** Natural Science Foundation of Heilongjiang Province of China-Outstanding Youth Foundation (HSF20210056); National Science and Technology Major Project (J2019-IV-0008-0076)

作者简介:屈彬(1985-),男,中国航发湖南动力机械研究所高级工程师。

通讯作者:罗磊(1987-),男,哈尔滨工业大学教授。

## 引言

高速巡航飞行器机载设备(包括雷达、舵机和温控系统等)需要持续供电,因此机载发电系统的设计是很有必要的。目前广泛使用的方案是涡轮发电系统,但由于制造、强度等因素,该系统核心部件单级微涡轮的静叶需要承担很大的焓降,传统的常规叶片作为静叶会带来很大损失,已经无法满足要求。本文采用以拉法尔斜切喷管作为静叶、三维叶片作为动叶的单级涡轮机,并且采用局部进气的方式进行设计,以提高涡轮发电系统涡轮级的效率。

国内外学者对于局部进气涡轮进行了大量研究。Heen 等人<sup>[1]</sup>利用理论分析与实验研究相结合的方法,对一静叶出口气流超声速的局部进气涡轮展开了研究,详细分析了局部进气条件下,静叶出口波系结构对下游动叶流道内流动状态的影响。Tog 等人<sup>[2]</sup>应用遗传算法,以涡轮效率最高为目标,将静叶安装角、速度系数等作为优化参数,对某局部进气超声速涡轮进行了优化,并对优化结果开展实验和数值研究。隋秀明等人<sup>[3]</sup>按照局部进气涡轮的气动设计思路针对静叶展弦比对局部进气涡轮性能的影响以及局部进气涡轮出口段两侧端壁形状优化等方面都进行了细致的研究。郭兆元等人<sup>[4]</sup>运用数值方法研究了超音速冲动式部分进气涡轮的叶栅内工质流动状况、总压损失、叶片气动载荷和温度载荷的特性。陈帝云等人<sup>[5]</sup>利用 MATLAB 对现有软件模块进行二次开发,建立了在全周进气单流道和局部进气环境下对双级局部进气涡轮进行分步优化设计的平台,获得了双级局部进气涡轮各阶段的优化结果。目前,对局部进气跨声速微涡轮的研究主要集中在对内部流动特征的研究上,对其优化也局限于传统形式的涡轮级参数上,而对拉法尔喷管作为静叶的局部进气涡轮级的整级气动优化研究较少。

本文首先对以拉法尔喷管作为静叶的特殊结构形式的局部进气涡轮进行了一维参数计算和三维数值模拟;然后采用 ISIGHT 软件搭建优化平台进行优化设计,对拉法尔喷管的扩张角、扩张部分长度、周向排布角,以及动叶片的进口几何角、出口几何

角、轴向弦长等参数进行了自动寻优,最终得到了设计工况下高功率和高效率的最优涡轮级参数。对优化后的涡轮进行了重新建模计算,对叶栅内部流动细节进行研究,重点分析了局部进气涡轮流动特点,研究气流沿周向的不均匀性,并监测了各叶片上的载荷分布,进行了做功能力的对比。

## 1 局部进气涡轮一维计算

### 1.1 几何与气动参数选择

本文所设计的局部进气跨声速涡轮原型喷管与动叶型线,如图 1 所示。喷管采用斜切型钻孔喷管,钻孔喷管具有较小的能量损失系数  $\xi$ 。由于所研究的涡轮流量小,而喷管出口为超声速气流,气流流速高,导致叶片高度较小(一般要求大于 10 cm),当叶片前后存在压差时,相对漏气量迅速增大,因此原型动叶采用的是冲动式叶型。

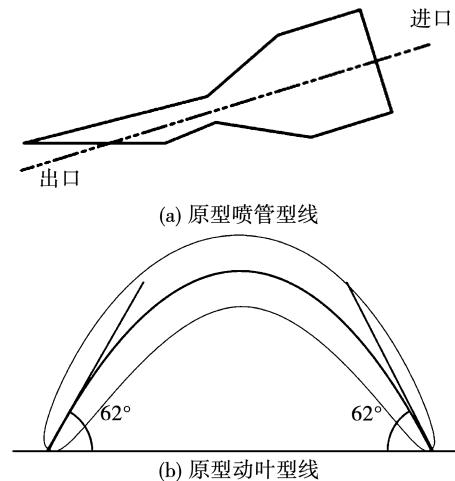
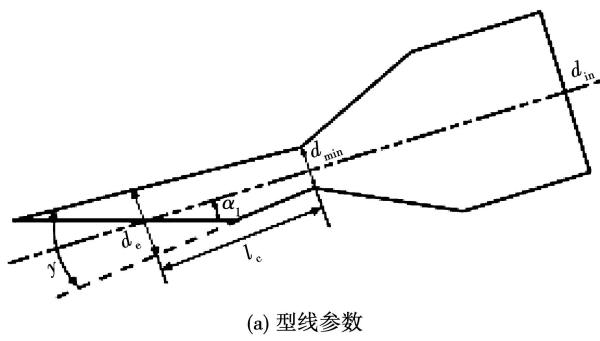


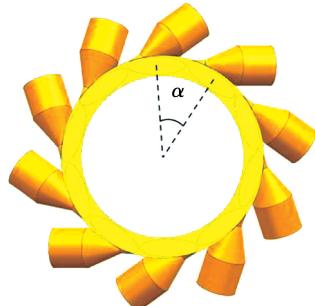
图 1 原型涡轮级喷管与动叶型线示意图

Fig. 1 Laval nozzle profile and rotor blade profile of prototype turbine stage

喷管各几何参数定义如图 2 所示。喷管扩张角  $\gamma$  定义为扩张段扩张角度,需要保证在喷管中轴线两侧扩张角度相同,即沿中轴线在两侧对称扩张;喷管扩张部分长度  $l_e$  定义为,喷管扩张部分起始截面与出口中点位置相对应的截面的距离; $d_{\min}$  为喉部直径, $d_{in}$  为喷管进口直径, $d_e$  为喷管出口直径, $\alpha_1$  为喷管出口绝对气流角, $\alpha$  为相邻喷管周向排布角度。



(a) 型线参数



(b) 周向排布角度

图2 喷管结构及排布示意图

Fig. 2 Diagram of nozzle structure and arrangement

原型涡轮级喷管和动叶基本几何参数,如表1所示。根据表中数据进行一维流动参数计算。

表1 原型涡轮级喷管和动叶基本几何参数

Tab. 1 Basic geometrical parameters of Laval nozzle and rotor blade

几何参数	数值
喷管进口直径/mm	23.35
喷管喉部直径/mm	6.5
喷管出口直径/mm	26.09
喷管扩张角/(°)	7.95
喷管扩张部分长度/mm	25
喷管周向排布角度/(°)	36
喷管出口绝对出气角/(°)	18
进气喷管数	10
动叶片高/mm	11.65
动叶最大厚度/mm	2
动叶片顶间隙/mm	0.2
动叶轴向弦长/mm	11.5
动叶几何进(出)气角/(°)	28
动叶片数	40

根据所设计局部进气跨声速涡轮应用场景可以

得到涡轮级进出口参数,如表2所示。以理想空气作为工质进行研究。

表2 涡轮级进出口参数

Tab. 2 Inlet and outlet parameters of turbine stage

进口总压/MPa	进口总温/K	出口静压/MPa
0.75	580	0.1

## 1.2 一维热力计算流程及计算结果

热力计算有很多方法,而且各种方法均有一定的适应性。本文也采用利用焓-温度-熵图和速度三角形确定气体的状态以及各相对和绝对速度及其方向的方法开展热力计算。一维计算流程如图3所示。

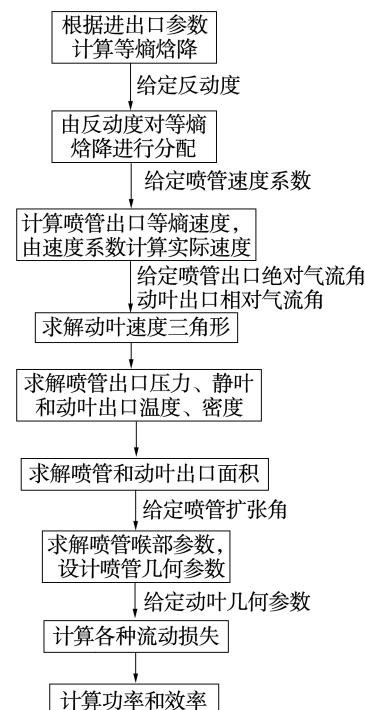


图3 涡轮级一维计算流程

Fig. 3 One-dimensinal calculation flow chart of  
turbine stage

使用C++语言对上述一维计算过程进行编程实现,一维气动计算结果如表3所示。涡轮转速设置为75 000 r/min,给定流量为0.4 kg/s,动叶流道的反动度设置为0.02。动叶给定叶顶间隙0.2 mm,相对节距为0.116。喷管个数为10,动叶片数为40,局部进气率为0.69。

表 3 一维气动计算结果

Tab. 3 One-dimensional aerodynamic calculation results

参数	数值	参数	数值
转速/r·min <sup>-1</sup>	75 000	质量流量/kg·s <sup>-1</sup>	0.4
喷管平均直径/m	0.104	动叶平均直径/m	0.104
圆周速度/m·s <sup>-1</sup>	408.41	入口总压/MPa	0.75
人口总温/K	580	反动度	0.02
喷管出口压力/MPa	0.106	喷管出口温度/K	428.29
喷管出口密度/kg·m <sup>-3</sup>	0.86	喷管出口气流角 $\alpha_1$ /°	18
喷管速度系数	0.97	喷管出口绝对速度 $V_{abs}$ /m·s <sup>-1</sup>	722.84
喷管出口 $Ma$	1.74	喷管出口气流角 $\beta_1$ /°	26.19
喷管出口相对速度 $V_{rel}$ /m·s <sup>-1</sup>	333.53	动叶出口压力/MPa	0.10
动叶出口温度/K	428.20	动叶出口密度/kg·m <sup>-3</sup>	0.82
动叶出口气流角 $\alpha_2$ /°	149.07	动叶出口绝对速度 $V_{abs}$ /m·s <sup>-1</sup>	223.85
动叶出口 $Ma$	0.54	动叶出口气流角 $\beta_2$ /°	28
动叶速度系数	0.70	动叶出口相对速度 $V_{rel}$ /m·s <sup>-1</sup>	245.07
喷管扩张角度/°	18	喷管数	10
局部进气率	0.69	动叶叶高/mm	11.65
动叶片数	40	叶顶间隙/mm	0.2
喷管喉部压力/MPa	0.40	喷管喉部温度/K	483.33
喷管喉部密度/kg·m <sup>-3</sup>	2.86	喷管喉部速度/m·s <sup>-1</sup>	440.69
喷管喉部面积/mm <sup>2</sup>	317.8	喷管出口面积/mm <sup>2</sup>	544.8
动叶出口面积/mm <sup>2</sup>	1318.1	喷管喉部直径/mm	6.54
喷管出口直径/mm	12.05	进气弧长/mm	665.8
节距/mm	8.17	相对节距 $\bar{t}$	0.03
叶片宽度/mm	2.0	涡轮级等熵焓降/kJ·kg <sup>-1</sup>	260
喷管等熵焓降/kJ·kg <sup>-1</sup>	247.5	动叶等熵焓降/kJ·kg <sup>-1</sup>	13.0
喷管能量损失/kJ·kg <sup>-1</sup>	16.41	动叶能量损失/kJ·kg <sup>-1</sup>	5.52
余速损失/kJ·kg <sup>-1</sup>	25.05	漏气损失/kJ·kg <sup>-1</sup>	13.9
摩擦、鼓风损失/kJ·kg <sup>-1</sup>	0.61	斥气损失/kJ·kg <sup>-1</sup>	1.05
输出功率/kW	77.61	内效率	0.75

## 2 原型涡轮三维计算

### 2.1 研究对象及计算设置

本文研究对象为局部进气跨声速单级涡轮,由于局部进气涡轮进口的周向非均匀性,因此不能对单个流道进行仿真,需要对涡轮整周进行数值模拟。采用三维建模软件 NX 的拉法尔喷管进行建模,采用 NUMECA 软件的 AutoBlade 模块对动叶进行参数化建模,便于后续对动叶进行改型<sup>[6]</sup>。几何整体计

算模型如图 4 所示。

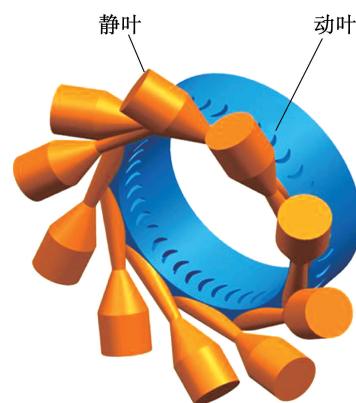


图 4 几何整体计算模型

Fig. 4 Overall model of computational geometry

本文所采用的动叶进口几何角定义为动叶中弧线切线与周向夹角,初始参考动叶进口几何角为 28°,进口几何角与出口几何角相等,叶片为冲动式。

网格数量会影响数值模拟结果的准确性,在保证计算精度的同时,也要节省计算时间,因此需要进行网格无关性验证,选择合适的网格数量。整体网格数量从 650 万到 1 500 万,在边界条件相同的情况下,采用 CFX 进行数值模拟。表 4 和图 5 给出了不同网格下涡轮级功率和效率变化。可以看出,当网格数量大于 1 000 万后,效率和功率变化平稳,效率变化不超过 0.1%。因此,后续计算采用的网格数量维持在 1 000 万附近。

表 4 网格无关性验证结果

Tab. 4 Grid independence verification results

网格数/万	功率/W	效率
650	65 063.7	0.757
800	65 518	0.756
1 000	64 073.2	0.745
1 300	64 061.1	0.744
1 600	64 087.8	0.745

涡轮级整体网格划分结果如图 6 所示。采用 CFX 进行数值计算,表 5 给出了边界条件设置,工质采用理想气体,湍流模型选择 SST 模型。除了入口、出口及交接面外,其余的计算域边界条件均设置为无滑移固体壁面。

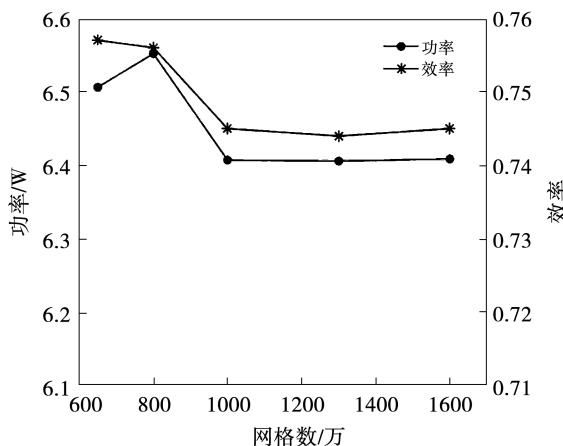


图 5 不同网格数效率和功率

Fig. 5 Efficiency and power at different grid numbers

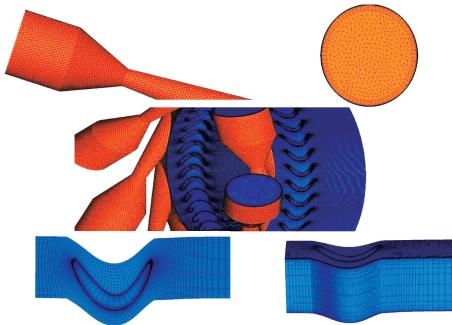


图 6 整体网格划分结果

Fig. 6 Schematic diagram of overall grid division result

表 5 CFX 边界条件设置

Tab. 5 CFX boundary conditions settings

位置	边界类型及参数
入口	设置进口总压 0.75 MPa, 进口总温 580 K
出口	设置出口背压 101 325 Pa
交界面	General Connection, Frozen Rotor 传递参数
壁面	光滑、无滑移、绝热

## 2.2 计算结果分析

采用 CFD-POST 软件对计算结果进行后处理, 主要关注涡轮功率和效率。涡轮功率定义为单位时间内气体推动叶片产生的轮周功, 等于力矩与动叶片的角速度的乘积:

$$N = w \cdot M \quad (1)$$

式中:  $N$ —轮周功, W;  $w$ —动叶片角速度, rad/s;  $M$ —

力矩, J。

涡轮各种不可逆流动损失一般是按照气流滞止参数计算的效率来考虑的:

$$\eta_T^* = \frac{L_T}{L_T^*} \quad (2)$$

式中:  $\eta_T^*$ —涡轮滞止效率;  $L_T$ —涡轮转子有效功, W;  $L_T^*$ —涡轮燃气的绝热膨胀功, W。

涡轮燃气的绝热膨胀功:

$$L_T^* = c_p T_0^* \left[ 1 - \left( \frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (3)$$

式中:  $c_p$ —气体比定压热容, J/(kg·K);  $T_0^*$ —涡轮进口总温, K;  $p_0^*$ —涡轮进口总压, Pa;  $p_2^*$ —涡轮出口总压, Pa;  $k$ —玻尔兹曼常数, 对于理想气体取  $1.38 \times 10^{-23}$  J/K。

最终计算得到原型涡轮性能参数如表 6 所示。三维计算得到的功率为 64.07 kW, 相比一维计算较小, 这是由于一维计算对于径向间隙损失、端部损失等考虑较少, 无法对二次流损失进行精确衡量。由于一维计算无法考虑到喷管和动叶内的激波情况, 三维计算得到的动叶出口总压也比一维计算小, 因此最终得到的涡轮级总效率均为 0.745。

表 6 原型涡轮性能参数

Tab. 6 Performance parameters of prototype turbine

几何进(出)气角/(°)	功率/W	效率
28	64 073.2	74.5%

原型涡轮级喷管中间截面和动叶 50% 叶高处流线如图 7 所示。可以看出, 气流在喷管段一直加速, 喉部过后速度分层较明显, 接近出口处略有波动。动叶整体流动状况较好, 在进气弧段部分叶片吸力面处有分离, 在非进气弧段叶片压力面处也存在分离, 出口气流流动较均匀。

气流压力、马赫数和静焓沿流向分布如图 8 所示。其中, 0~200 位置为喷管, 200~400 位置为涡轮动叶。可以看出, 气流流经喷管部分时, 压力和静焓不断降低, 马赫数不断升高, 气流不断膨胀加速, 内能转换为动能。在靠近喷管出口部分, 压力和静焓略微升高, 马赫数略微降低, 分析可能是出口激波造成的。

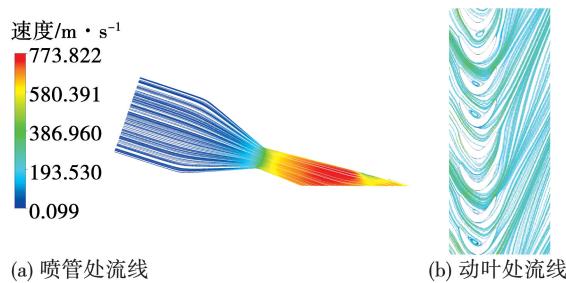
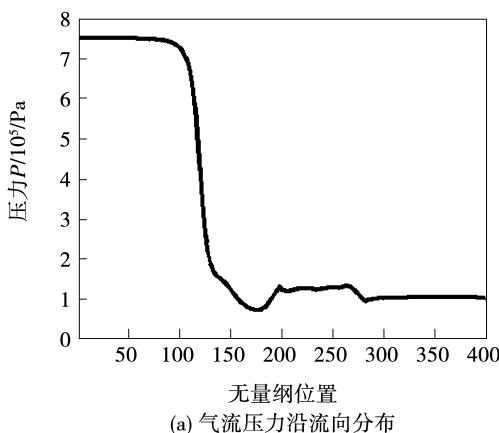
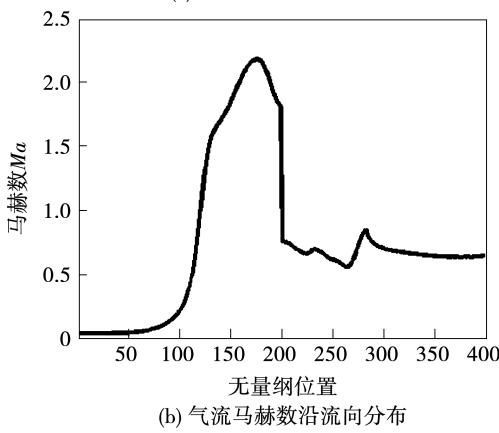


图 7 原型涡轮级喷管中间截面和动叶片 50% 叶高流线图  
Fig. 7 Sreamlined diagram of nozzle intermediate cross-section and 50% rotor blade height of prototype turbine stage



(a) 气流压力沿流向分布



(b) 气流马赫数沿流向分布

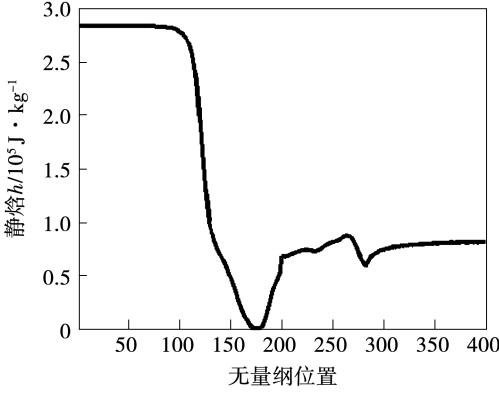


图 8 气流各参数沿流向分布

Fig. 8 Distribution of air flow parameters along the flow direction

图 9 所示为原型涡轮级喷管中间截面及出口截面马赫数分布云图。可以看出,低速气流经喷管加速后在出口达到超声速,拉法尔喷管加速效果明显,喷管靠近端壁处有明显的低速区,随着沿喷管轴向流动低速区逐渐增大,最终造成了出口气流不均匀。在喷管长断壁侧靠近喷管出口处,马赫数有明显突变,可能是因为,气流流过激波造成了压力升高、速度降低。从出口截面马赫数分布可以看出,椭圆形截面出口气流速度分布不均匀,整体处于超声速,但是存在局部的低马赫数区域。

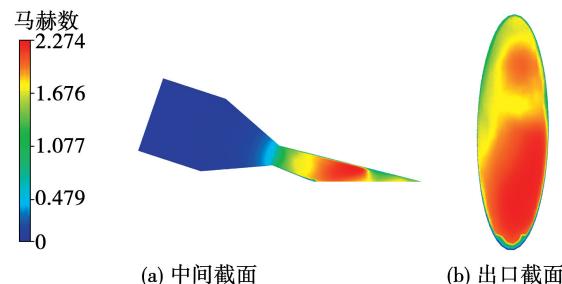


图 9 喷管中间截面及出口截面马赫数分布云图  
Fig. 9 Mach number distribution contour on intermediate and outlet sections of nozzle

Fig. 9 Mach number distribution contour on intermediate and outlet sections of nozzle

### 3 ISIGHT 优化计算

#### 3.1 优化算法及参数设置

本文通过 ISIGHT 软件<sup>[7]</sup>将 NX, NUMECA 和 CFX 集成计算,整个集成过程通过 Windows 批处理 bat 文件实现,在 ISIGHT 中通过 Simcode 组件实现。Simcode 是一个完整的将应用程序输入、执行、输出进行集成的接口,所搭建的平台如图 10 所示,由 Optimization 和 Simcode 两个模块组成。

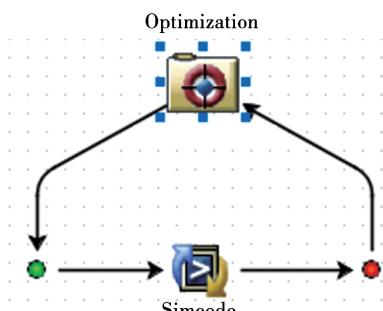


图 10 优化平台

Fig. 10 Optimization platform

整体工作流程为:首先在 Optimization 模块中选择优化算法并设定相应的算法参数,然后在 Simcode 中读入输入参数文件,选择输入变量并设定变化范围,再根据优化算法进行样本点选择;通过 CFD 计算后得到样本点对应的涡轮级功率和效率,根据得到的结果和优化算法对样本点进行修正;再次重复上述流程,直到循环次数达到最大,停止优化,输出最优结果。优化流程如图 11 所示。

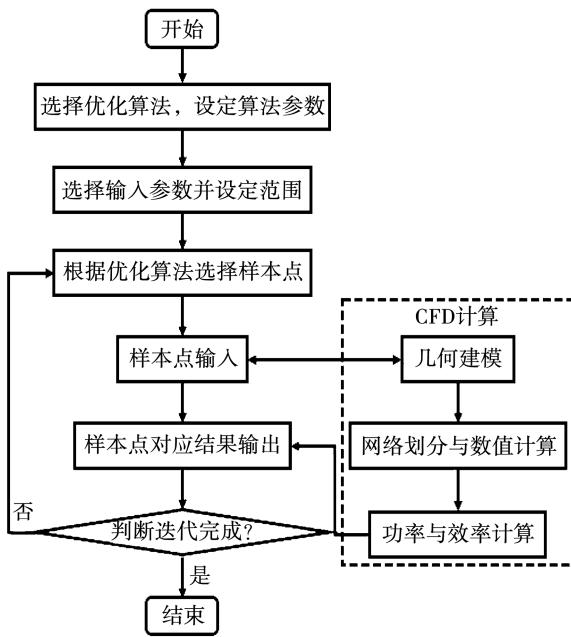


图 11 ISIGHT 优化流程图

Fig. 11 ISIGHT optimization flow chart

本文中输入变量包括喷管扩张角、扩张部分长度、周向分布角度、动叶轴向弦长与进口几何角、出口几何角,需要同时考虑功率及效率两个目标,采用多岛遗传算法(MIGA)进行计算。MIGA 是从传统遗传算法(GA)发展而来的,MIGA 算法将种群的整体等分成一定数量的个体单位,即被称为“岛屿”的子种群,再通过遗传算子操作来处理被分割出的岛屿部分。多岛遗传算法采取多岛策略,很大程度上保证了最优解的全局性<sup>[8]</sup>。此外,MIGA 的计算速度高于传统的遗传算法,更加节省研究时间。图 12 为多岛遗传算法计算流程。

在多岛遗传算法中,有 10 个参数可以调节,其中 3 个为基本条件参数,另外 7 个为高级条件参数<sup>[9]</sup>。考虑到计算资源限制,设置多岛遗传算法配

置参数如表 7 所示,进行 50 次迭代。

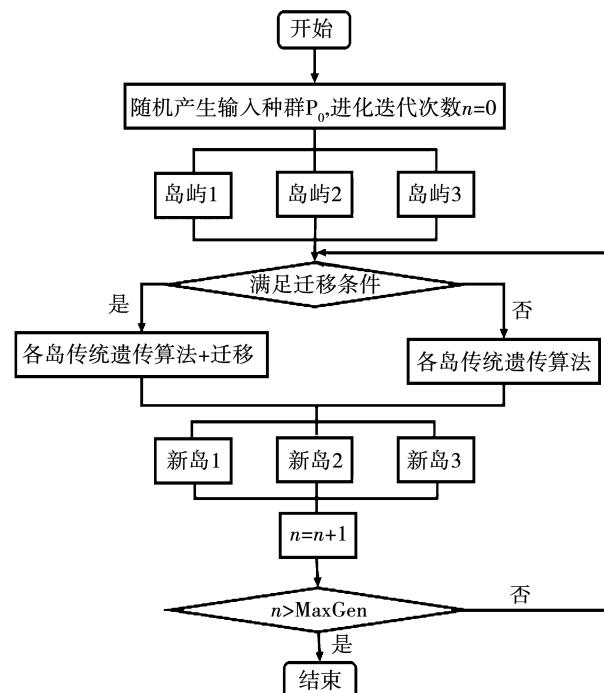


图 12 多岛遗传算法计算流程

Fig. 12 Calculation flow chart of MIGA algorithm

表 7 多岛遗传算法配置参数

Tab. 7 Multi-island genetic algorithm (MIGA)  
parameters

参数	数值
子种群规模	5
岛屿数	2
进化代数	5
交叉概率	1.0
轮盘赌法概率	0.5
变异概率	0.01
岛间迁移率	0.01
迁移间隔代数	5
种群精英数目	1
罚函数	0

### 3.2 优化结果分析

输入变量变化范围如表 8 所示。优化变量中涡轮级进口几何角和出口几何角设置为两个独立变量,即给定涡轮级一定的反动度。设置涡轮级功率和效率作为优化目标。

表 8 优化参数范围

Tab. 8 Optimized parameter ranges

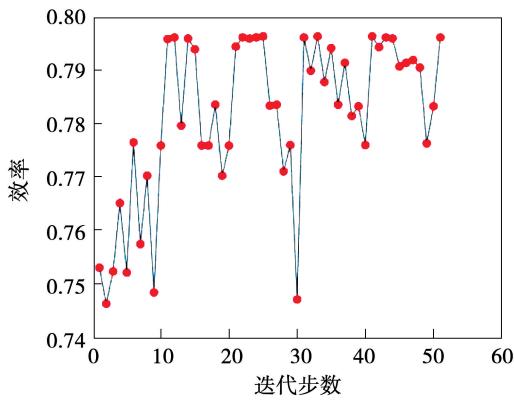
参数	范围
喷管扩张角 $\gamma/(^\circ)$	5.0 ~ 7.0
喷管扩张部分长度 $l/\text{mm}$	20 ~ 30
喷管周向分布角 $\alpha/(^\circ)$	34 ~ 36
动叶轴向弦长/mm	13 ~ 18
动叶进口几何角/(°)	20 ~ 30
动叶出口几何角/(°)	-30 ~ -20

表 9 优化后的涡轮级几何参数

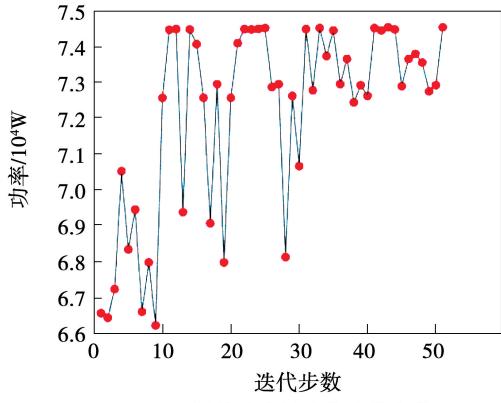
Tab. 9 Optimized turbine stage geometry parameters

参数	数值
喷管扩张角 $\gamma/(^\circ)$	5.582
喷管扩张部分长度 $l/\text{mm}$	23.534
喷管周向分布角 $\alpha/(^\circ)$	34.346
动叶轴向弦长/mm	17.7
动叶进口几何角/(°)	28.499
动叶出口几何角/(°)	-21.280

最终 ISIGHT 迭代过程如图 13 所示。可以看出,随着优化迭代步数的进行效率和功率波动范围较大,最终稳定在较高值附近,优化效果较好,效率和功率都有明显提升。



(a) 涡轮效率随迭代步数变化

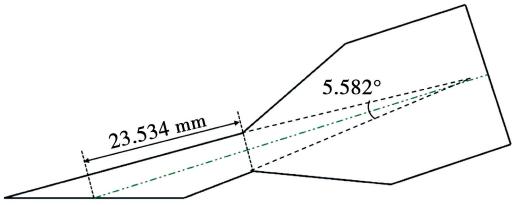


(b) 涡轮功率随迭代步数变化

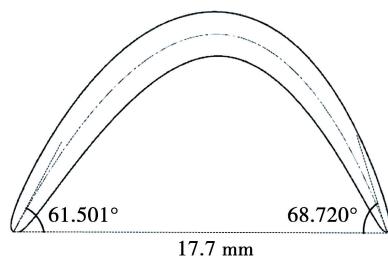
图 13 优化迭代过程

Fig. 13 Optimization iteration process

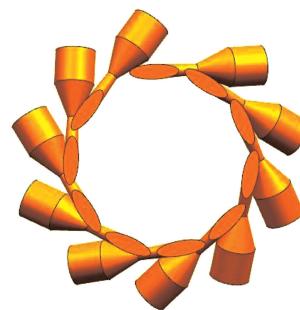
最终优化得到的涡轮级各几何参数如表 9 所示。最优喷管型线、排布方式和最优动叶片型如图 14。最终得到的涡轮级功率为 74 530 W,效率为 79.60%,较原型提升了 5.3%。



(a) 优化喷管型线



(b) 优化动叶型线



(c) 喷管排布示意图

图 14 优化后的涡轮级模型

Fig. 14 Optimized turbine stage model

对优化得到的叶片进行重新建模计算,得到的总体性能参数如表 10 所示。表中数据均为质量流量平均方法得到的结果。

图 15 为动叶流域内 5% ~ 95% 叶高处的马赫数分布。动叶进气弧段与非进气弧段有明显分界,不同叶高处的马赫数分布有较大区别,在叶根和叶顶马赫数较低,叶片中部整体马赫数较高,整体速度较均匀,进口低速区较小。叶根处叶片吸力面均有

明显低速区,随着叶高增加,吸力面低速区逐渐减小至消失,压力面逐渐出现低速区并呈扩大趋势。根据几何模型特征分析可知,从叶根到叶顶的马赫数分布特征可能是由于喷管出口喷嘴为椭圆形导致的动叶进口本身速度不均匀所致。

表 10 三维计算得到的总体性能参数

Tab. 10 Overall performance parameters from  
3D calculation

参数	数值
质量流量/kg·s <sup>-1</sup>	0.389
入口总压/Pa	750 000
入口总温/K	580
动叶入口压力/Pa	150 135
动叶入口温度/K	379.438
动叶入口气流角 $\alpha_1/^\circ$	15.263
动叶入口绝对速度 $V_{abs}/m \cdot s^{-1}$	635.295
动叶入口 $Ma_{abs}$	1.63
动叶入口气流角 $\beta_1/^\circ$	39.978
动叶入口相对速度 $V_{rel}/m \cdot s^{-1}$	269.277
动叶入口 $Ma_{rel}$	0.690
动叶出口压力/Pa	101 325
动叶出口温度/K	370.968
动叶出口气流角 $\alpha_2/^\circ$	41.876
动叶出口气流角 $\beta_2/^\circ$	21.292
动叶出口绝对速度 $V_{abs}/m \cdot s^{-1}$	171.1
动叶出口 $Ma_{abs}$	0.44
动叶出口相对速度 $V_{rel}/m \cdot s^{-1}$	309.8
功率/W	74 530
内效率/%	79.6

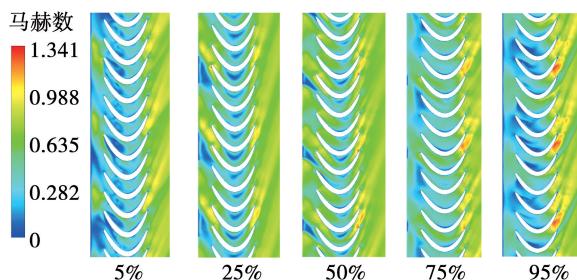
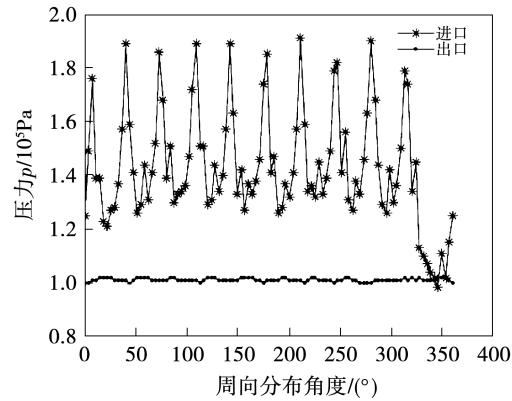


图 15 动叶片栅流道内马赫数在不同叶高处的分布

Fig. 15 Mach number distribution in rotor blade cascade channel at different spans

图 16 为动叶流道进口和出口 50% 叶高处沿周向压力分布。可以看出,进口处气流具有很明显的周向不均匀性,气流静压波动很大;出口处气流静压沿周向分布较均匀。在喷管均匀布置的弧段,气流进出口静压有较大差距,进气弧段差距明显;在无喷

管布置的弧段,进出口压力差距不大。动叶进口直接连接拉法尔喷管出口,喷管斜切段气流压力分布不均匀,因此进口受喷管影响较大,且进口局部进气,也造成压力沿周向有较大波动;动叶出口气流经动叶流道旋转做功,发生掺混,因此压力分布较均匀。

图 16 动叶流道进口和出口 50% 叶高处周向压力分布  
Fig. 16 Circumferential pressure distribution in rotor blade channel inlet and outlet at the 50% span

按顺时针方向从周向分布角度为 0 时,开始对叶片进行编号,动叶出口相对质量流量和相对力矩在动叶片轮中的分布如图 17 所示。可以看出,质量流量和力矩的分布是不均匀的,符合局部进气的特点。相对力矩分布和质量流量分布均出现 10 个峰值,对应 10 个拉法尔喷管,可以清楚分辨出每个拉法尔喷管的作用范围。动叶出口由于气流经动叶做功发生掺混,相对质量流量差距不大,流量分布较均匀。紧邻非进气弧段的叶片做功较大,非进气弧段动叶片相对力矩为负值,说明这部分动叶对气流流动起阻碍作用。

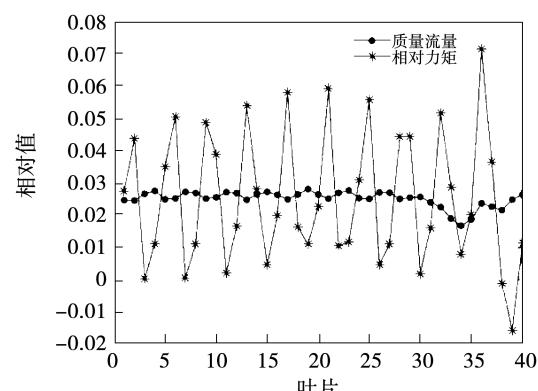
图 17 出口相对质量流量和叶片相对力矩  
在动叶片轮中的分布

Fig. 17 Distribution of outlet relative mass flow and blade relative moment in rotor blade impeller

## 4 结 论

本文对局部进气跨声速涡轮级进行研究, 涡轮采用拉法尔喷管作为静叶, 三维叶片作为动叶, 对原型涡轮级进行了一维参数计算和三维数值模拟, 并利用 ISIGHT 软件搭建优化平台, 对 NX, NUMECA 和 ANSYS 软件进行了集成, 得到结论:

(1) 选择合适的涡轮级几何参数范围后, 利用 ISIGHT 优化软件对涡轮级进行自动寻优, 在给定设计工况下, 对涡轮级的效率和功率有较大提升, 功率达到了 74 530 W, 效率达到了 79.6%, 较原型提高 5.1%。

(2) 局部进气涡轮级动叶进气弧段与非进气弧段有明显分界, 且不同叶高处的马赫数分布有较大区别, 在叶根和叶顶马赫数较低, 叶片中部整体马赫数较高, 整体速度较均匀, 进口低速区较小。叶根处叶片吸力面均有明显低速区, 随着叶高增加, 吸力面低速区逐渐减小至消失, 压力面逐渐出现低速区并呈扩大趋势。

(3) 由于局部进气的原因, 涡轮级动叶进口处气流具有很明显的周向不均匀性, 气流静压波动很大, 出口处气流静压经动叶整流作用沿周向分布较均匀。各动叶对应的出口质量流量和力矩分布不均匀, 紧邻非进气弧段的叶片做功较大, 非进气弧段动叶片相对力矩为负值, 这部分动叶对气流流动起阻碍作用。

## 参 考 文 献:

- [1] HEEN H K, MANN R W. The hydraulic analogy applied to non-steady, two-dimensional flow in the partial-admission turbine [J]. Journal of Basic Engineering, 1961, 83(3): 408–419.
- [2] TOG R A, TOUSI A M. Experimental and numerical investigation of design optimization of a partial admitted supersonic turbine [J]. Propulsion and Power Research, 2013, 2(1): 70–83.

- [3] 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.  
SUI Xiu-ming, ZHAO Qing-jun, ZHAO Xiao-lu. Aerodynamic design and analysis of a partial admission turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(3): 419–422.
- [4] 郭兆元, 曹 浩, 赵卫兵. 纯冲动式鱼雷涡轮机动叶栅超音速流动数值仿真 [J]. 鱼雷技术, 2013, 32(1): 43–47.  
GUO Zhao-yuan, CAO Hao, ZHAO Wei-bing. Numerical simulation of supersonic flow field in rotor blade cascade for impulse torpedo turbine [J]. Torpedo Technology, 2013, 32(1): 43–47.
- [5] 陈帝云, 钟兢军, 韩吉昂. 高负荷局部进气满轮内部流场不均匀性数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2016, 37(12): 2549–2556.  
CHEN Di-yun, ZHONG Jing-jun, HAN Ji-ang. Numerical investigation of the non-uniform flow field for a high loaded partial admission turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2016, 37(12): 2549–2556.
- [6] 陈志鹏, 袁 新. 整机环境下的风扇/增压级叶片气动优化 [J]. 热能动力工程, 2009, 24(1): 37–40, 141.  
CHEN Zhi-peng, YUAN Xin. Aerodynamic optimisation of fan/boost stage blades in a complete machine environment [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(1): 37–40, 141.
- [7] 叶 舟, 宋建业, 刘天亮, 等. 基于多岛遗传算法的襟翼优化 [J]. 热能动力工程, 2017, 32(S1): 80–85, 131.  
YE Zhou, SONG Jian-ye, LIU Tian-liang, et al. Flap optimization based on multi-island genetic algorithm [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2017, 32(S1): 80–85, 131.
- [8] 王一然, 赵文俊, 廖联国, 等. 基于机器学习的流体机械最优设计综述 [J]. 中国机械工程, 2020, 62(5): 77–90.  
WANG Yi-ran, ZHAO Wen-jun, LIANG Lian-guo, et al. A review on optimal design of fluid machinery based on machine learning method [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2020, 62(5): 77–90.
- [9] 王忠义, 李佳鹏, 王艳华, 等. 单级离心压气机气动性能预测与优化设计 [J]. 热能动力工程, 2021, 36(10): 119–125.  
WANG Zhongyi, LI Jia-peng, WANG Yan-hua. Aerodynamic performance prediction and optimization design of single stage centrifugal compressor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 119–125.

(金圣迪 编辑)