

火箭发动机部分进气涡轮设计与流动分析

毛 凯, 王晓锋, 李昌奂, 袁伟为
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:根据某型液体火箭发动机总体性能及结构要求, 采用一维方法设计了部分进气、圆锥形喷嘴、单级超声速冲击式涡轮。基于求解雷诺平均的 Navier-Stokes 方程组, 对涡轮内部流场进行全三维粘性定常仿真计算及分析, 并研究了不同转子叶栅通道面积变化方式对涡轮性能的影响。结果表明: 部分进气涡轮内部流动流线不规则、存在较多漩涡流动、转子叶栅激波复杂、叶片通道内分离较为严重; 喷嘴通道和转子叶栅通道内总压损失均在 20% 以上, 其中转子叶栅通道损失更大; 不同转子叶栅通道面积的变化方式对涡轮总体性能影响基本不大, 但收缩-扩张型通道可降低流速, 缓解气流分离, 对降低叶片温差应力有一定帮助。

关键词:部分进气涡轮; 超声速冲击式涡轮; 涡轮设计; 流动分析

中图分类号:V343.21-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)03-0030-07

Design and flow analysis of partial admission turbine for rocket engine

MAO Kai, WANG Xiaofeng, LI Changhuan, YUAN Weiwei
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: According to the overall performance and structure requirements of a liquid rocket engine, a partial admission, conical nozzle and single-stage supersonic impulse turbine were designed with one-dimensional engineering method. By solving Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations, the three-dimensional viscous steady-state simulation and analysis are performed for the internal flow field of the turbine. For the rotor cascade channel, the influence of area varieties on turbine performance is studied. The results show that the internal streamline of the partial admission turbine is irregular, and there are more eddy flows, complicated rotor cascade shock and serious separation in the blade channel. The total pressure loss in the nozzle channel and rotor cascade channel is more than 20%, and the pressure loss in the later is greater. The variation of rotor cascade channel area has little effect on the overall performance of turbine, but the convergent-divergent type channel can reduce the flow velocity and relieve the gas flow separation, which is helpful in reducing the temperature difference stress of blade.

Keywords: partial admission turbine; supersonic impulse turbine; turbine design; flow analysis

收稿日期: 2017-09-06; 修回日期: 2017-11-30

基金项目: 国家重大基础研究项目(613321)

作者简介: 毛凯(1987—), 硕士, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

0 引言

为了追求高比冲,开式循环液体火箭发动机涡轮燃气流量通常非常小,依靠高比功获得涡轮功率。小流量直接限制了叶片通道高度,然而当叶片很短时,端壁二次流损失则迅速增大。因此为保证叶片高度,开式循环发动机涡轮喷嘴大多采用部分进气的方案。

关于全周进气涡轮设计、流动及损失特点的研究文献较多,各叶片通道内部流动一致,气流参数沿周向比较均匀。而部分进气涡轮喷嘴出口气流只通过部分转子叶片,大部分转子叶片不仅不做功,而且内部流动复杂,损失大。

目前工程计算中采用经验性损失模型对涡轮总体性能进行初步评估,若需获得准确的性能及其内部流动特征,则需采用全三维粘性流场数值模拟。中科院工热所隋秀明等^[1-2]对低进气度涡轮进气扇区的分布以及低导叶展弦比的影响进行了研究,结果表明相对于进气扇区沿周向均布,进气扇区集中分布能够减少混合以及膨胀损失;当进气度小于50%,尤其是当进气度接近10%时,导叶展弦比增加的收益显著大于其带来的负面影响。当进气度大于50%以后,展弦比增加带来的负面影响逐渐提升。西安航天动力研究所严俊峰等^[3]以及中船重工705所伊进宝等^[4]对部分进气涡轮内部流动特点进行了仿真分析,结果表明涡轮转子靠近尾缘部分分离严重,部分进气燃气涡轮机叶轮内部流动呈强三维特性,存在各种分离涡、通道涡等复杂漩涡结构。北京航天动力研究所李旭升等^[5]对动叶围带顶部泄漏间隙进行了影响研究,结果表明不同密封间隙对涡轮性能影响很大,在机械结构允许的情况下,减小密封进、出口轴向间隙、密封齿间隙可较大提高涡轮性能。

本文采用一维设计方法,设计了某型发动机用部分进气超声速冲击式涡轮,通过求解全三维 Navier-Stokes 方程组对其内部流动进行了全三维仿真计算,获得总体性能并分析其内部主要损失特点。研究了转子叶片通道变化规律对涡轮性能的影响,为后期优化以及此类结构涡轮的设计提供一定参考意义。

1 一维设计及性能评估

1.1 一维设计

一维设计计算按照文献[6]中介绍的方法进行。系统工况参数和设计结果如表1和表2所示。

表1 系统工况参数

Tab. 1 System operating parameters

名称	数值
转速/($r \cdot \min^{-1}$)	40 000
入口压力/MPa	5.1
入口温度/K	1 009.3
压比	17
流量/($Kg \cdot s^{-1}$)	0.189

表2 一维设计结果

Tab. 2 1D design results

名称	数值
部分进气度	0.129 6
等熵 U/C	0.177
涡轮平均直径/m	0.134
喷嘴数量/个	2
喷嘴出口角度/($^{\circ}$)	16
喷嘴喉部直径/m	5.5×10^{-3}
喷嘴出口高度/m	9.6×10^{-3}
叶片进口几何角/($^{\circ}$)	21.1
叶片出口几何角/($^{\circ}$)	21.1
叶片高度/m	12.6×10^{-3}
栅距/m	7.9×10^{-3}
叶片宽度/m	0.1
叶片数/个	53

1.2 一维性能评估

涡轮轮周效率 η_u 文献[6]中表达式进行计算。对于本文设计的部分进气式涡轮还应考虑鼓风损失、驱气损失、轮盘摩擦损失以及叶顶泄漏损失,计算方法参考文献[7]。

最终涡轮总效率 η 按下列计算:

$$\eta = \eta_u \cdot \eta_p - \xi_1 - \xi_2 - \xi_3$$

式中: η_u 为轮周效率; η_p 为容积效率; ξ_1 为鼓风损失系数; ξ_2 为驱气损失系数; ξ_3 为轮盘摩擦系数。

涡轮一维性能计算结果如表3所示。

表 3 一维性能计算结果
Tab. 3 Calculated results of 1D performance

名称	数值
轮周效率	0.452 8
鼓风损失	5.343×10^{-3}
驱气损失	4.244×10^{-3}
摩擦损失	1.785×10^{-3}
容积效率	0.880 7
总效率	0.388
功率/kW	92.05

1.3 喷嘴及转子叶型设计

喷嘴收缩段角度选择 60° , 扩张角度 15° , 如图 1 所示。保证进、出口角度以及栅距要求, 采用两段直线和一段二阶 Bezier 曲线构成, 前缘、尾缘为圆弧对转子叶型进行造型设计, 径向为等截面拉伸直叶片。图 2 示出叶型, 其中: β_{1f} 为叶片进口角; β_{2f} 为叶片出口角。

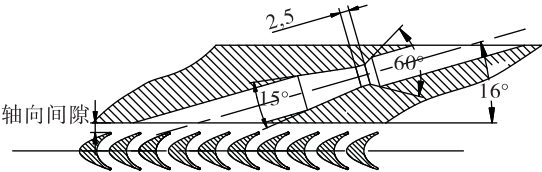


图 1 喷嘴结构示意图
Fig. 1 Nozzle structure diagram

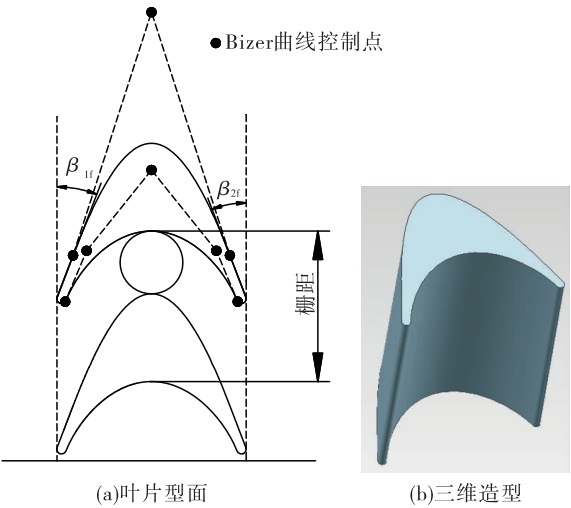


图 2 转子叶片造型
Fig. 2 Rotor blade profile

2 三维性能仿真及流动分析

2.1 模型及网格划分

为了模拟低部分进气状态下无进气区域对主流造成的附加能量损失, 计算模型包括整周叶片通道, 并带涡轮集气环结构。

进气环和喷嘴区域采用非结构六面体和四面体混合网格, 叶栅通道采用结构化六面体网格。壁面与叶顶间隙进行了加密处理。整个计算通道内网格节点数约 830 万。计算模型及网格划分如图 3 所示。

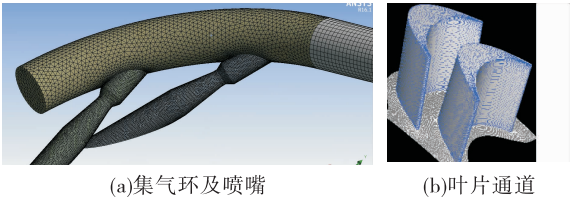


图 3 计算模型及网格划分
Fig. 3 Computational model and mesh generation

2.2 数值计算方法及边界条件

数值计算采用 CFX 软件, 基于有限体积格式对相对坐标系下的三维雷诺平均 Navier - Stokes 方程进行求解, 方程的离散采用二阶中心差分格式。选用标准两方程的 $k - \epsilon$ 湍流模型以及近壁函数法。静子和转子之间采用“动静交界面模型”。计算工质采用理想气体, 工质参数按总体参数给定。

给定进气环进口总压、总温, 涡轮转子叶片出口静压。所有固体壁面均采用绝热无滑移边界条件。

2.3 计算结果及分析

2.3.1 总体性能

表 4 给出了额定工况涡轮总体性能参数及其与一维计算结果的对比。三维计算的效率为扭矩效率, 按如下公式计算:

$$\eta = \frac{T \cdot \omega}{m_T T_{00} C_p (1 - (\frac{P_2}{P_{00}})^{\frac{k-1}{k}})}$$

式中 T 为轮毂和叶片扭矩。其余参数含义参见文献[1]。

表 4 涡轮总体性能

Tab. 4 Overall performances of turbine			
名称	三维	一维	要求值
流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.195	0.189	0.189
流量偏差	+3.2%	0	
功率/kW	94.7	93.3	90.33
功率偏差	+4.8%	+3.3%	
效率	0.402	0.393	0.38
效率偏差	+5.7%	+3.4%	

三维计算获取的流量比一维值稍微偏大,说明一维设计选取的流量系数偏小。三维仿真模型未考虑轮盘前后表面摩擦损失,因此效率略高于一维计算。总体来看,均满足发动机总体系统的要求,说明一维设计方法预估此类结构涡轮性能基本可靠,偏差不大。

2.3.2 流场分布

由于部分进气的结构,加上圆锥形喷嘴出口与转子叶片通道不匹配的原因,导致转子入口进气工况沿周向和径向极不均匀,进气区周向约占 60° 。50% 截面处正处于喷嘴核心区,马赫数高,在 2 左右,10% 和 90% 位置由于喷嘴出口椭圆的影响,马赫数较低,平均值约为 $1.0 \sim 1.5$ 。其余大部分非进气区马赫数均在 0.3 左右。图 4 和图 5 给出了转子入口马赫数分布。

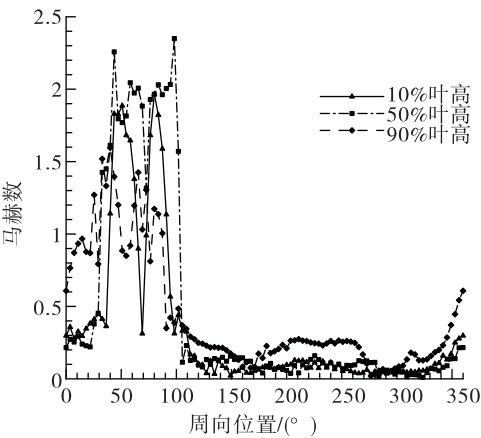


图 4 转子入口不同展向位置马赫数沿周向分布
Fig. 4 Mach number distribution of different span along circumference at rotor inlet

图 6 给出了不同展向位置转子入口压力沿周向

分布。由于叶片未进行径向造型,叶根处的静压明显较低,存在一定的负反力度。中截面和叶尖处压力水平基本相当,但沿周向差异仍较大,存在非进气区和进气区之间的径向和周向掺混流动。

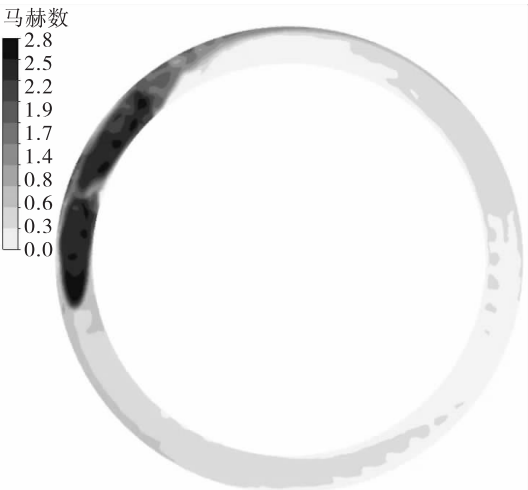


图 5 转子入口马赫数
Fig. 5 Mach number at rotor inlet

图 7 给出了整个计算通道内的流线图,整个流场三维流动现象明显。在非进气区叶片通道内存在较多大型漩涡流动,转子进口处存在气流沿周向流动现象。转子出口处气流存在较大的切向分速度,导致转子叶片出口进气区和非进气区强烈掺混,产生较大损失。

2.3.3 损失分析

表 5 中列出了不同轴向截面处的气流参数值。从表中数据可以计算得到喷嘴通道其总压损失约为 20%,转子叶片总压损失约 24.5%,转子叶栅出口延伸段由于气流掺混总压损失 2.2%,转子叶片通道总压损失最大。

图 8 列出一部分进气流道不同展向位置处马赫数分布。由于冲击式叶栅的转角和厚度较大,气流产生的离心力强,叶盆压力大于叶背压力,造成强烈的二次流动。从图 8 中可以看出,10% 截面由于负反力度存在导致整个叶片通道分离严重,50% 截面在叶盆前部分和叶背出口也存在分离现象。90% 截面在叶片尾缘处由于叶顶间隙产生明显的泄漏涡。而且由于喷嘴出口超声速,转子前缘存在斜激波和正激波,亦造成较大附加损失。超声速冲击式转子叶栅通道内损失大主要是由于气流分离以及激波及附面层相互干涉导致。

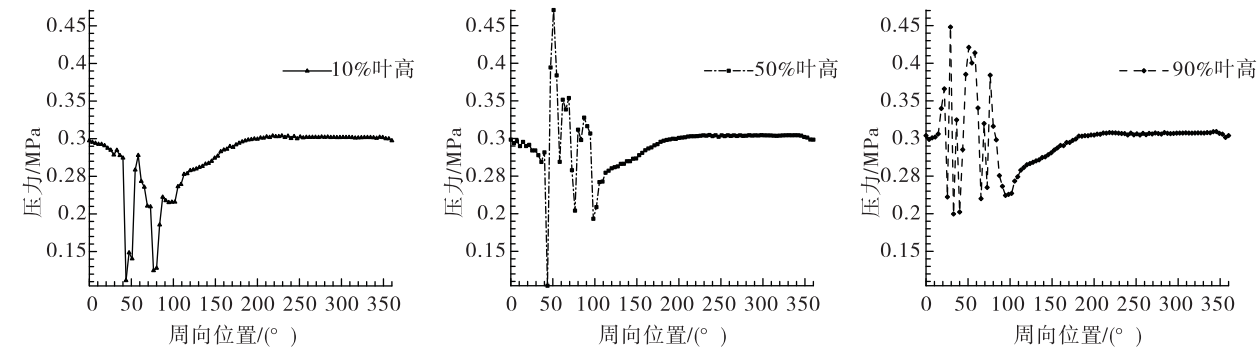


图 6 转子入口不同展向位置压力沿周向分布

Fig. 6 Pressure distribution of different span along circumference at rotor inlet

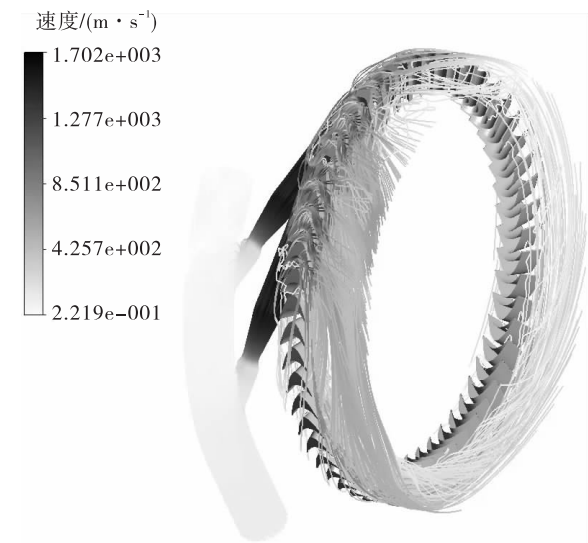


图 7 计算区域三维流线图

Fig. 7 3D streamlines diagram of the computation area

表 5 主要截面参数

Tab. 5 Parameters on main sections

	喷嘴入口	喷嘴出口/转子叶栅入口	转子叶栅出口	流道出口
绝对马赫数	0.117	2.34	0.80	0.53
相对马赫数		1.91	1.05	
静压/MPa	5.06	0.29	0.285	0.299
绝对总压/MPa	5.10	4.08	0.48	0.37
相对总压/MPa		1.86	0.61	

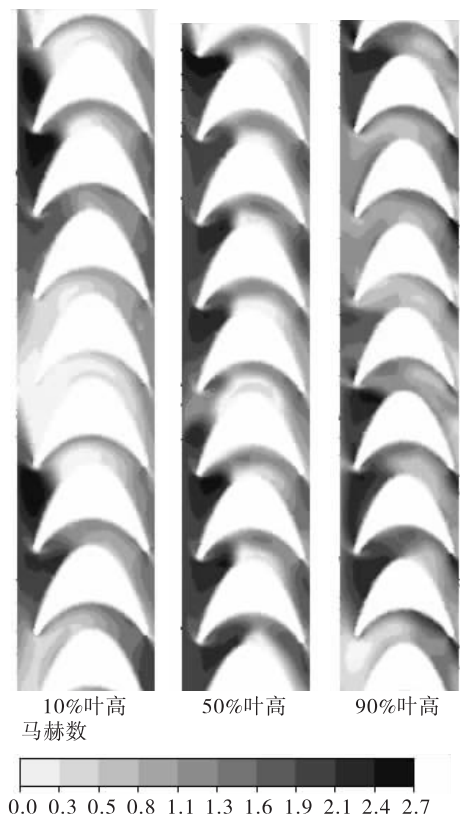


图 8 部分进气通道不同展向位置马赫数

Fig. 8 Mach number of different span at the partial admission channel

3 转子叶片通道变化规律的影响

冲击式转子叶栅大多采用对称叶型,安装角度为 0,转子进出口通道面积相等。本文进行涡轮设计时,通过对吸力面和压力面型线的调整获取三种不同通道面积变化规律的转子叶型,进行了数值仿真计算。分别为:方案 A 为收缩-扩张型通道,喉部位于叶片中间部位;方案 B 为等面积通道设计;

方案C为扩张-收缩型通道,进出口为喉部位置,如图9所示。

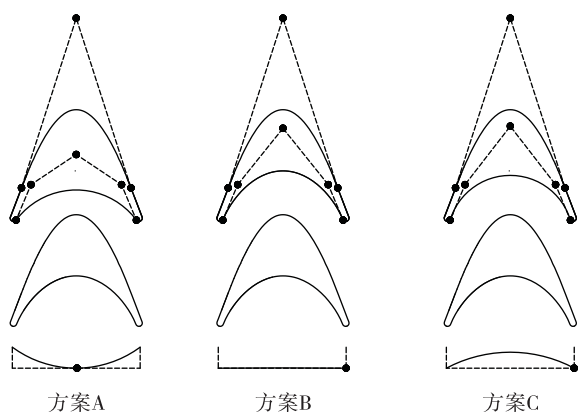


图9 不同方案的转子叶型及通道面积变化规律

Fig. 9 Change rule for rotor blade shape and channel area of different schemes

表6给出了3种不同叶型方案下涡轮总体性能计算结果。可以看出,转子叶片通道变化规律对涡轮总体性能影响不大,对涡轮流通能力基本无影响,方案A比方案C效率高0.005,方案B居中。

表6 不同叶型方案涡轮总体性能

Tab. 6 Overall performance of turbine for different blade schemes

名称	方案A	方案B	方案C
流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.195 4	0.195 5	0.195 5
效率	0.405	0.402	0.4

图10给出了不同方案50%展向位置进气区马赫数分布图,三者有一定的差异性。从图10中可以看出,3种方案在叶片前缘以及通道入口处均存在一道斜激波和一道正激波减速,而且在通道入口附近区域存在局部高马赫数区,在叶背处均存在不同程度的气流分离。仔细观察可发现,方案A的流动状态要优越于方案C,方案B为中间状态。对于方案A,从入口至中间喉部截面通道逐渐收缩,超声速气流逐渐减速至接近声速,气流在低速下转弯可明显减小叶背附近的气流分离,然后在扩张段加速至超声速。方案C流动情况正好相反。

因此,从上面分析来看,对于叶轮入口超声速的流动,其通道截面应避免采用方案C的扩张-收

缩型通道,设计时尽量采用收缩-扩张型通道方案A或者等截面通道方案B,但应考虑叶片加工方法对结构要求,例如电火花加工需要保证叶片通道喉部最小宽度。

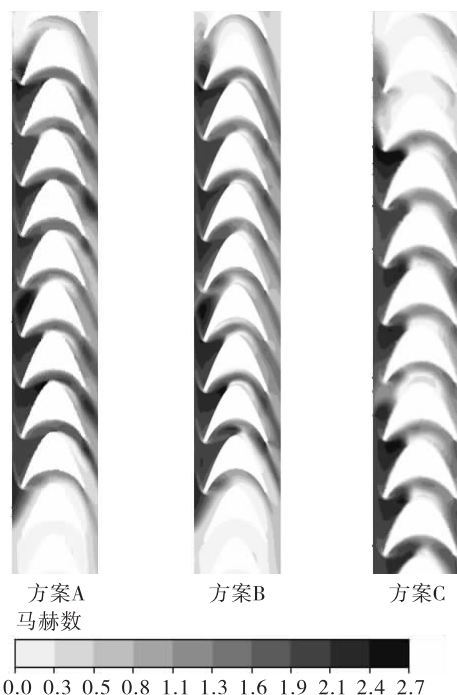


图10 不同方案进气区50%展向位置马赫数

Fig. 10 Mach number at 50% span of admission channel for different schemes

提取叶片表面温度分布,发现采用方案A设计的转子叶片表面温差略低于方案C,主要是因为入口处叶背气流速度低,相应气流温度较高,与叶片前缘滞止温度差值则较小。开式循环发动机涡轮入口燃气温度一般很高,其温差应力对叶片强度的影响很大,因此降低叶片表面温差对轮盘强度设计有一定帮助。

对于马赫数较高的超声速叶栅流动,除了叶片通道变化规律外,动叶叶型的变化对激波系分布影响较大,精细设计激波系的分布可以一定程度降低动叶损失。

4 结论

针对文中设计的部分进气、超声速、冲击式单级轴流式涡轮,通过三维仿真计算分析,得到以下几条结论:

1) 部分进气涡轮内部流动流线不规则、存在较多漩涡流动、转子叶栅激波复杂、叶片通道内分离较为严重。

2) 喷嘴通道和转子叶栅通道内总压损失均在 20% 以上, 其中转子叶栅通道损失更大。

3) 不同转子叶栅通道面积的变化对涡轮总体性能影响基本不大。但收缩-扩张型通道可降低流速, 缓解气流分离, 对降低叶片温差应力有一定帮助。

参考文献:

- [1] 隋秀明. 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
- [2] 隋秀明. 导叶展弦比对部分进气涡轮性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(7): 1442-1446.
- [3] 严俊峰, 逯婉若. 冲击式涡轮内部流动数值研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 31-35.
- Yan Junfeng, LU Wanre. Numerical analysis of inner flow field for an impulse turbine [J]. Journal of rocket propulsion, 2009, 35(1): 31-35.
- [4] 伊进宝. 部分进气燃气涡轮机叶轮流场数值模拟[J]. 鱼雷技术, 2010, 18(6): 456-460.
- [5] 李旭升. 动叶围带顶部泄漏对冲击式涡轮气动性能影响的研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(1): 17-21.
- [6] 奥夫相尼科夫. 液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算[M]. 任汉芬译. 北京: 航天工业总公司第十一研究所, 1999.
- [7] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [8] 张远君. 液体火箭发动机涡轮泵设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社. 1995.
- [9] 王雨琦. 部分进气超临界二氧化碳向心透平气动性能研究[J]. 热力透平, 2016, 45(3): 184-188.
- [10] 屈焕成. 汽轮机调节级三维复杂流动的数值研究[J]. 热科学与技术, 2011, 10(1): 82-87.
- [11] 蒋彬. 微型冲动式部分进气涡轮机的流程特性及气动损失[J]. 热能与动力工程, 2015, 30(6): 873-879.
- [12] 郑晓宇, 林奇燕, 王磊. 小型部分进气亚声速涡轮流动损失研究及优化[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 32-37.
- ZHENG Xiaoyu, LI Qiyan, WANG Lei. Research and optimization for flow loss of a small partial admission subsonic turbine [J]. Journal of rocket propulsion, 2017, 43(1): 32-37.

(编辑: 马 杰)