

预旋结构对空间布雷顿循环涡轮盘表面换热特性的影响

张宗卫^{1,3}, 王 钊², 刘志宏³, 刘存良⁴, 刘 聪¹

(1. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300; 2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109;

3. 天津市振兴化工有限责任公司, 天津 300300; 4. 西北工业大学动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 针对空间核动力航天器涡轮盘表面温度过高和温度梯度较大的情况, 提出了一种预旋涡轮盘冷却结构。采用数值模拟的方法对比分析了有无预旋 2 种冷却结构下的涡轮盘表面换热特性, 研究了旋转雷诺数对换热效果的影响。计算结果表明: 与无预旋结构相比, 预旋结构可以有效地提高氦氙冷却气流与涡轮盘的对流换热系数, 降低其表面最高温度和温度梯度, 最高温降可达 63.1 K。随着旋转雷诺数增大, 涡轮盘表面最高温度降低, 轮盘表面平均换热系数增大, 采用预旋结构的表面平均换热系数比无预旋结构增大 13.4%。

关键词: 航天器; 涡轮盘; 预旋; 冷却结构; 换热特性

中图分类号: V 232 文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.02.017

Effects of Pre-swirl Structure on Surface Heat Transfer Characteristics of Turbine Disks in Closed-Brayton-Cycle Space Power Systems

ZHANG Zongwei^{1,3}, WANG Zhao², LIU Zhihong³, LIU Cunliang⁴, LIU Cong¹

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

3. Tianjin Zhenxing Chemical Co., Ltd., Tianjin 300300, China;

4. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China)

Abstract: A pre-swirl turbine disk structure is proposed to solve the problems of excessive temperature and large temperature gradient of the turbine disk surface of space nuclear power spacecraft. The surface heat transfer characteristics of turbine disks with or without the pre-swirl cooling structure are analyzed by numerical simulation, and the influence of the rotational Reynolds number on the heat transfer effect is studied. The results show that the pre-swirl structure can effectively improve the convective heat transfer coefficient of the helium-xenon cooling air flow and the turbine disk, and reduce the maximum surface temperature and temperature gradient. The maximum temperature with the pre-swirl structure is 63.1 K lower than that without the pre-swirl structure. With the increase in the rotational Reynolds number, the maximum temperature of the turbine disk surface decreases, while the average heat transfer coefficient of the turbine disk surface increases. The average heat transfer coefficient with the pre-swirl structure is 13.4% higher than that without the pre-swirl structure.

Key words: spacecraft; turbine disk; pre-swirl; cooling structure; heat transfer characteristics

0 引言

空间核动力发电系统在星际航行、深空探测和

新能源开发等方面具有广泛的应用前景。美国国家航空航天局(NASA)对空间布雷顿循环进行了大

收稿日期: 2020-04-28; 修回日期: 2020-07-24

基金项目: 中央高校基本科研业务费中国民航大学专项(3122021045)

作者简介: 张宗卫(1984—), 男, 博士, 讲师, 主要研究方向为叶轮机械流动与传热。

通信作者: 刘 聪(1988—), 男, 博士, 讲师, 主要研究方向为高温部件冷却及热防护。

量的研究^[1]。该研究采用分子量为 83.8 的氦氙混合物为工作流体,布雷顿发电系统单轴涡轮压缩机-交流发电机组件的涡轮入口温度达到 1 144 K,对系统各单体的压力、温度和功率等进行了测试。格伦研究中心制造了 2 kW 和 100 kW 闭口布雷顿验证机进行研究^[2-3],发现氦氙混合物这种单相工作流体具有出色的传热特性,可确保良好的压气机/涡轮效率。马歇尔航天中心应用非平衡氦氙冷冻惰性等离子体(Frozen Inert Gas Plasma, FIP)的高温裂变反应堆与磁流体动力(Magneto Hydro Dynamics, MHD)能量转换的闭式布雷顿循环对兆瓦级核电系统进行了实验研究^[4],该反应堆的工作温度高达 1 800 K,发现最佳比质量特性取决于总的发电规模,在 1 MW 的净电量输出下可以达到 3 kg/kW。

空间布雷顿循环热机涡轮中的热量由工作叶片经过榫头传至涡轮盘。当工质温度为 1 100~1 200 K 时,轮盘中心处的温度为 500~600 K,涡轮盘存在着较大的热应力。对涡轮盘进行有效的冷却,可以降低轮盘表面温度梯度,避免温差热应力对轮盘造成损坏。在现代发动机中涡轮盘腔结构存在着多种形式,一般由高压冷却气流穿过这些盘腔,对其进行冷却并起防止高温燃气进入涡轮盘腔的封严作用。OWEN 等^[5]实验研究了涡轮转静盘腔系统的流动和转盘的换热特性,并将实验数据和理论模型进行了比较。VADVADGI 等^[5]对有无轴向通流转静盘腔的旋转盘换热系数和表面温度进行了数值模拟,研究发现是否应用流固共轭转盘表面努塞尔数的计算结果相差 5%。LIN 等^[7]采用理论和数值计算的方法研究了轮缘密封气流对涡轮盘换热特性的影响,发现盘面平均努塞尔数随着湍流参数的降低而降低。LIU 等^[8]研究了进口几何参数、湍流度和预旋结构对带环腔气流反转盘换热特性的影响。丁水汀等^[9]基于实验模型对发动机真实参数进行气体和固体的共轭数值模拟,并将动量方程和能量方程耦合求解。李文等^[10]研究了旋转雷诺数、旋转比和湍流参数对涡轮盘内部流动特性和表面换热特性的影响,发现提高旋转比可以增大转盘局部努塞尔数。董伟林等^[11]研究了冷气流量和转速对涡轮盘缘的温度分布和换热特性的影响。胡伟学等^[12]分析了蒸汽和空气对预旋共转盘腔表面换热特性的影响,发现蒸汽的换热效果优于空气。李磊等^[13]提出了具有盘腔扰流柱群的双辐板

涡轮盘结构,发现增加扰流柱可明显提高涡轮盘的对流换热效果。

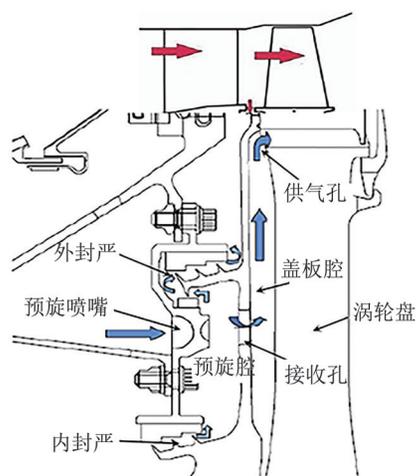
目前,国内外学者对空间布雷顿循环涡轮盘冷却技术的研究较少^[14-15],现有研究大多针对航空或者陆用布雷顿循环涡轮盘进行热防护。本文利用涡轮盘预旋进气结构降低冷却工质的静温和相对总温的方法提高涡轮盘冷却能力,采用流固耦合计算基于氦氙工质的涡轮盘流动与换热特性,分析预旋结构和旋转雷诺数对涡轮盘换热效果的影响。本文研究结果对未来新型航天器冷却流路结构的设计具有参考意义。

1 计算模型和计算方法

1.1 计算模型

预旋进气的工作原理是冷却工质通过预旋喷嘴加速,静温降低,同时冷却工质在预旋腔做与转盘旋转方向相同的周向运动,通过接收孔进入盖板腔后降低气流的相对总温来冷却涡轮盘,最后经由供气孔流出后冷却涡轮叶片。

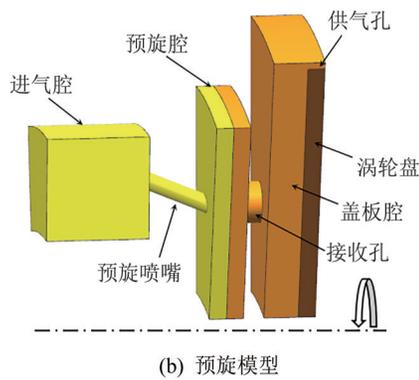
本文研究的涡轮盘预旋冷却流路结构如图 1(a)所示,为简化计算,去掉内外封严齿结构,取涡轮盘模型圆周的 1/24 扇形进行计算。盘外半径为 $b=180$ mm,预旋喷嘴和接收孔径向位置均为 $R_n=R_r=130$ mm,喷嘴直径 $d_n=5$ mm,接收孔 $d_r=12$ mm,供气孔狭缝宽度为 2 mm。简化后的计算模型如图 1(b)所示。



(a) 预旋涡轮盘结构

图 1 预旋涡轮盘结构

Fig. 1 Pre-swirl turbine disk structure



续图 1 预旋涡轮盘结构

Continue fig. 1 Pre-swirl turbine disk structure

计算所采用的网格均为分区域绘制的结构化六面体网格,如图 2 所示,采用 ICEM 软件对系统的静止计算域、转动计算域以及固体计算域分别绘制网格,在转静交界面和流固耦合界面均采用 interface 面将两计算域连接。为保证计算精度,对壁面附近以及喷嘴和接受孔进出口等重要区域的网格都进行了加密,在喷嘴壁面增加了边界层,同时使用 NASA 的 Y+ 计算器计算近壁面第一层网格间距,增长比例为 1.2,保证计算过程中流体壁面 Y+ 值在 1~100 之间,并且加密网格与未加密网格之间都有渐变过渡。进行网格无关性验证后,网格数固定在 140 万左右。

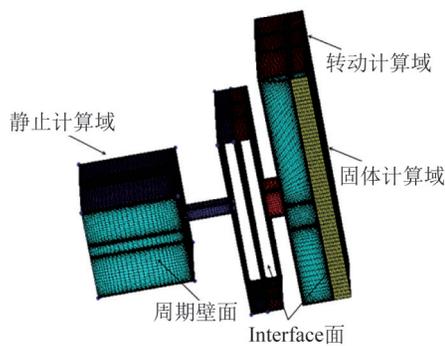


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

1.2 计算方法和边界条件

本文采用 FLUENT 18.3 对模型进行三维稳态湍流流动与传热求解计算,氦氙冷却工质(7.17% 氦,92.83% 氙)的密度、声速、导热系数、动力黏度等物性参数由 C++ 程序编写,并通过用户自定义函数(UDF)编译到 FLUENT 中。启用 N-S 能量方

程,湍流模型选用雷诺平均法(RNAS)的标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁面采用标准壁面函数。

为了验证本文所选湍流模型的可行性,文献 [16] 的实验结构与本文所研究的涡轮盘模型结构类似,如图 3(a) 所示。采用与实验相同的工况: $Re_{in}=1.3 \times 10^6, \lambda_T=0.5$,对选取的标准 $k-\epsilon$ 、重整化群(Renormalization Group, RNG) $k-\epsilon$ 和剪切应力传输(Shear Stress Transfer, SST) $k-\omega$ 3 种湍流模型与文献 [16] 的实验结果进行对比验证,对比结果如图 3(b) 所示,采用标准 $k-\epsilon$ 模型计算得出的盖板腔旋转比(β_{∞})沿径向变化规律更接近实验结果,而其他两种湍流模型比实验值偏高,故本文选用的湍流模型计算方法可行。

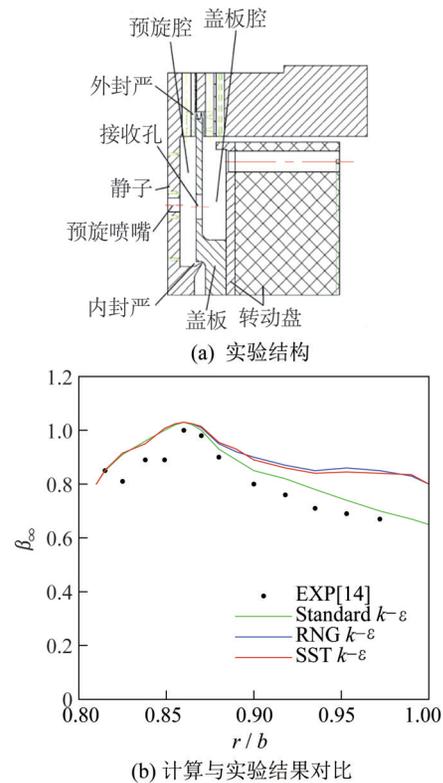


图 3 实验结构和实验与数值计算结果对比

Fig. 3 Experimental structure and comparison between the computed results and the experimental data

进气腔入口给定压力进口边界条件(总压 1.34 MPa,总温 483 K),供气孔出口给定静压为 1.013 250 MPa,旋转域和旋转壁面给定转速分别为 500、750、1 000、1 250 和 1 500 rad/s,动静交界面采用 Frozen Rotor^[17]法处理,周期壁面设置为旋转周期,涡轮盘上壁面热流密度 $4.45 \times 10^6 \text{ W/m}^2$,下壁面给定温度 500 K,其他壁面均采用绝热无滑移边界条件。

2 计算结果分析

2.1 参数定义

旋转雷诺数 Re_ω 定义为

$$Re_\omega = \frac{\rho \omega b^2}{\mu} \quad (1)$$

式中: ρ 为气流密度; ω 为涡轮盘旋转角速度; b 为涡轮盘外半径; μ 为气体动力黏度。

对流换热系数 h 定义为

$$h = \frac{q}{T_w - T_{in}} \quad (2)$$

式中: q 为涡轮盘壁面热流密度; T_w 为壁面温度; T_{in} 为进口气流温度。

气流旋转比 β 定义为

$$\beta = \frac{V_\varphi}{\omega r} \quad (3)$$

式中: V_φ 为气流周向速度; r 为径向高度。

2.2 有无预旋结构的换热特性对比

保持进气条件不变,对比无预旋结构(喷嘴轴线垂直于预旋腔)与预旋结构(预旋角为 45°)的涡轮盘换热特性。2种结构下涡轮盘表面温度分布如图4所示。2种结构下的涡轮盘表面温度分布均在盘缘处温度最高,达到 1 000 K 左右,越靠近低半径处温度越低,最低温度在 500 K 左右。在相同进出口和壁面边界条件下,预旋结构的涡轮盘缘温度相比于无预旋结构更低,盘面的温度分布也比无预旋结构更加均匀,无预旋结构的轮盘温度梯度变化较大,而预旋结构的温度梯度变化相对较小。

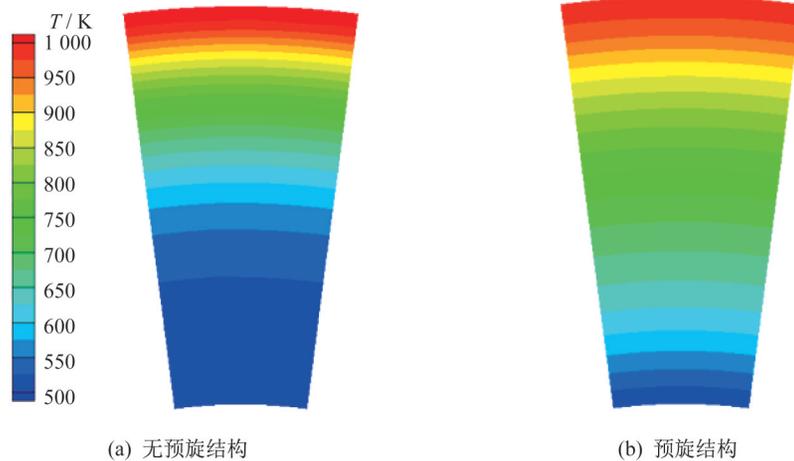


图 4 有无预旋结构的涡轮盘表面温度分布

Fig.4 Surface temperature distributions of the turbine disk with and without the pre-swirl structure

有无预旋结构的涡轮盘表面温度沿径向的变化曲线如图5所示。2种冷却结构下的轮盘表面温度均随着轮盘半径的增大而升高。带预旋结构的轮盘在低半径到接近盘缘处的温度比不带预旋结构的盘面温度高,而在接近盘缘位置时的盘面温度比无预旋结构要低,盘缘最高温度也有所降低。无预旋结构下盘面的温度随半径的变化规律为先缓慢升高,当到半径位置为 $r/b=0.75$ 后,轮盘表面温度迅速升高,造成涡轮盘的温度梯度变化较大,从而产生较大的温差热应力。而预旋结构的转盘温度则是随半径线性升高,温度梯度相对变化不大,有效地减小了温差热应力对轮盘的损害。

有无预旋结构的轮盘表面换热系数分布如图6

所示。2种结构的轮盘表面换热系数均在盘缘处较高,在盘中心换热系数较低。不带预旋结构的盘面换热系数在盘面正对接收孔位置处较大,然后分别沿低半径和高半径处减小,而预旋结构的盘面换热系数随半径的增大逐渐增大,换热系数分布相对无预旋结构更加均匀。这是因为涡轮盘温度越高,与冷却气流的对流换热效果越明显。而无预旋结构在接收孔位置增大是由于冷却气流直接冲击到盘面,导致换热系数迅速增大。同时换热系数还与冷却工质的速度有关,冷气速度越大,固体表面对流换热系数越大。如图7所示,在盖板腔内,预旋结构相比无预旋结构的冷却气流速度较大,所以预旋结构的换热系数较大。

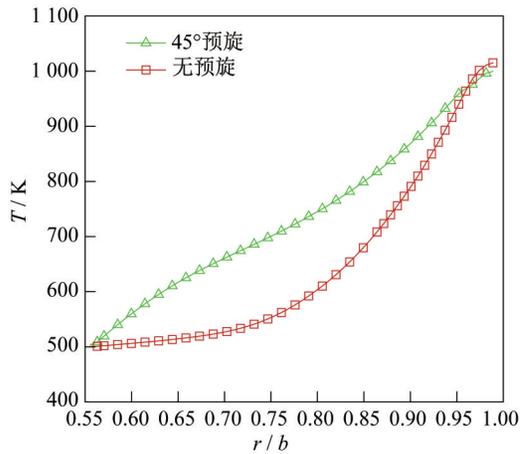


图5 有无预旋结构的涡轮盘表面温度沿径向变化规律
 Fig.5 Radial distributions of the surface temperature of the turbine disk with and without the pre-swirl structure along the radial direction

有无预旋冷却系统在盘腔中截面流场和总温分布情况如图 8 所示。2 种冷却流路结构的冷却气流均通过喷嘴加速流入预旋腔,然后经由接收孔进入盖板腔后与轮盘进行对流换热冷却,最后从出口流出进入涡轮叶栅通道。气流通过接收孔直接冲击到轮盘表面,在旋转效应的影响下在盖板腔高低半径处各形成一个逆时针漩涡。预旋结构下形成的漩涡明显比无预旋结构的大且规则,流线与轮盘表面充分接触,使得冷却气流与涡轮盘的对流换热更加充分,冷却效果更好。结合盘腔气流总温分布图可知,2 种结构下盖板腔内的气流总温沿低半径到高半径位置逐渐升高,到接近涡轮盘盘缘处冷却气流总温达到最高,而预旋结构下冷却气流在盘腔内的总温比无预旋结构的总温要高,这是因为盘面温度越高,冷却气流与涡轮盘的换热效果越好,造

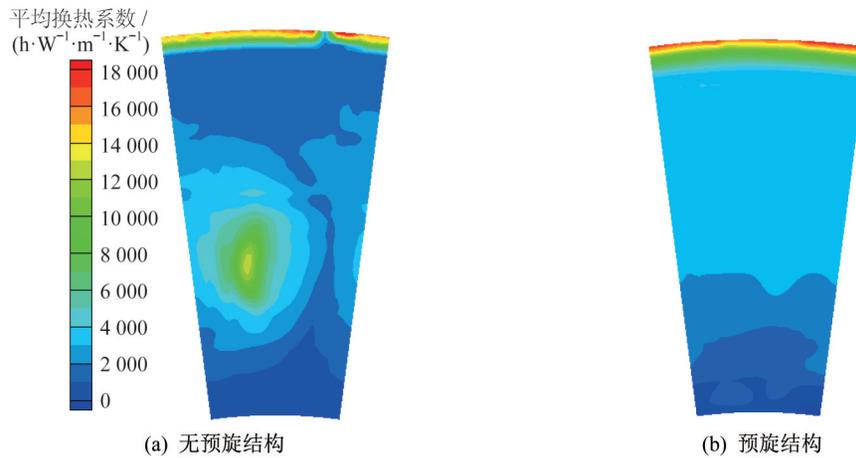


图6 有无预旋结构的涡轮盘表面换热系数分布
 Fig.6 Heat transfer coefficient distributions of the turbine disk surface with and without the pre-swirl structure

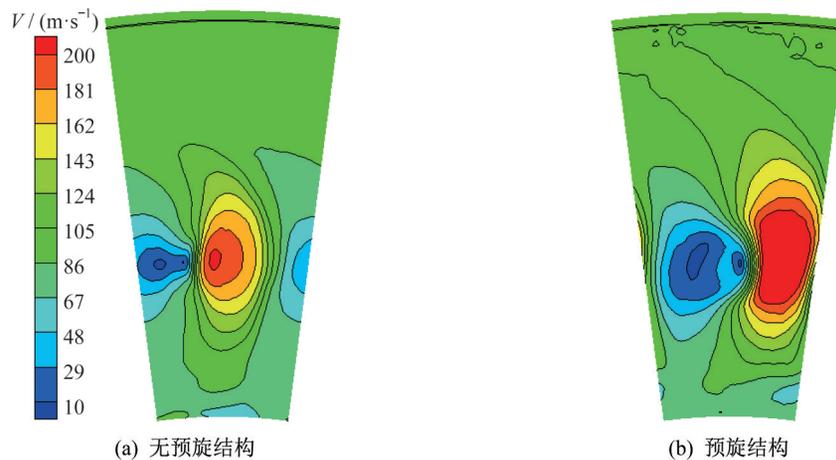


图7 有无预旋结构的盖板腔截面速度分布
 Fig.7 Velocity distributions of the cover cavity section with and without the pre-swirl structure

成靠近涡轮盘的冷却气流总温越高。冷却气流在预旋结构下与涡轮盘的换热效果更好,相比无预旋结构的气流总温更高。

2.3 旋转雷诺数对涡轮盘换热特性的影响

预旋结构下不同旋转雷诺数的涡轮盘表面温度分布云图如图 9 所示。随着旋转雷诺数的增大,预旋结构的涡轮盘表面温度逐渐降低,而旋转雷诺数对涡轮盘表面温度梯度的影响不大。预旋结构

的涡轮盘缘处的高温区域和靠近涡轮盘内半径处的低温区域均随旋转雷诺数的增大而增大。这是因为增大旋转雷诺可以有效地增强盘腔内气流的流通能力,如图 10 所示,随着旋转雷诺数的增大,盖板腔内的流线逐渐沿周向偏转,冷却气流旋转比增大,旋转比表征气流切向速度与涡轮盘转速的相对大小,增强了冷却气流相对涡轮盘的流通能力,从而使冷却气流对涡轮盘充分进行冷却,降低了涡轮盘表面的温度。

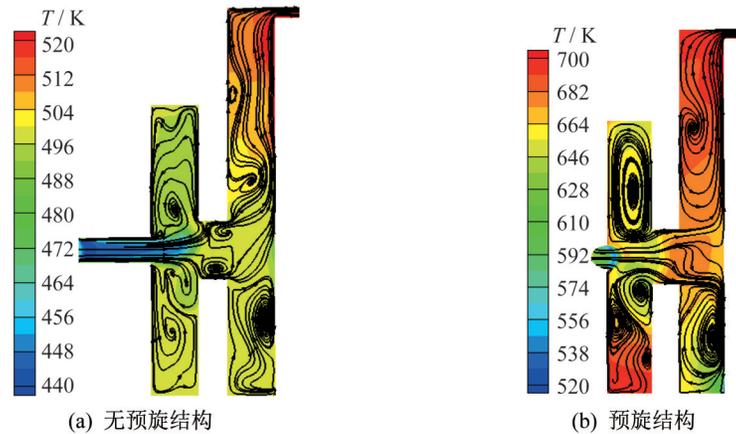


图 8 有无预旋结构的截面流线和总温分布

Fig.8 Total temperature distributions and streamlines of the middle section with and without the pre-swirl structure

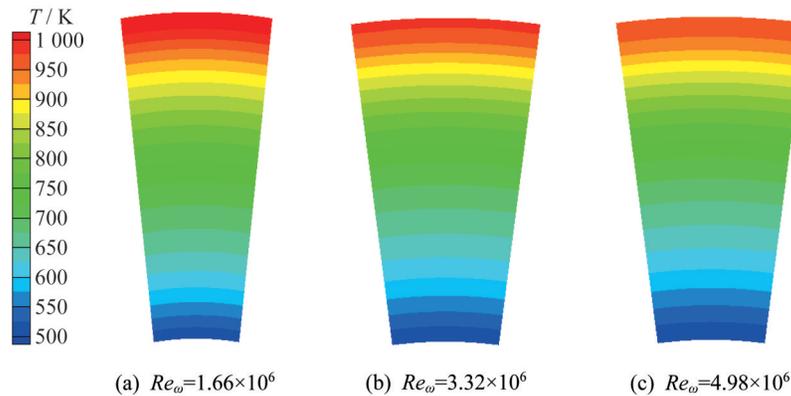


图 9 不同旋转雷诺数的涡轮盘表面温度分布

Fig.9 Surface temperature distributions of the turbine disk with different rotating Reynolds numbers

涡轮盘表面最高温度随旋转雷诺数的变化曲线如图 11 所示。涡轮盘表面最高温度随着旋转雷诺数的增大而降低。预旋角为 45° 的冷却结构的涡轮盘最高温度明显比无预旋结构的最高温度低,这说明预旋结构可以有效地降低涡轮盘表面最高温度。当旋转雷诺数为 1.66×10^6 时,预旋结构相对无预旋结构的涡轮盘最高温度相差最大,温降达到 63.1 K ,温降比例约为 5.9% 。

图 12 为涡轮盘表面平均换热系数随旋转雷诺数的变化曲线。从有无预旋 2 种结构的换热系数变化曲线可知,涡轮盘表面平均换热系数随着旋转雷诺数的增大而增大。预旋结构的平均换热系数相比无预旋结构明显增大,旋转雷诺数越大,平均换热系数增加数值越大。当旋转雷诺数增大到 4.98×10^6 时,预旋结构的盘面平均换热系数比无预旋结构增大 13.4% 。如图 13 所示,随着旋转雷诺数的增

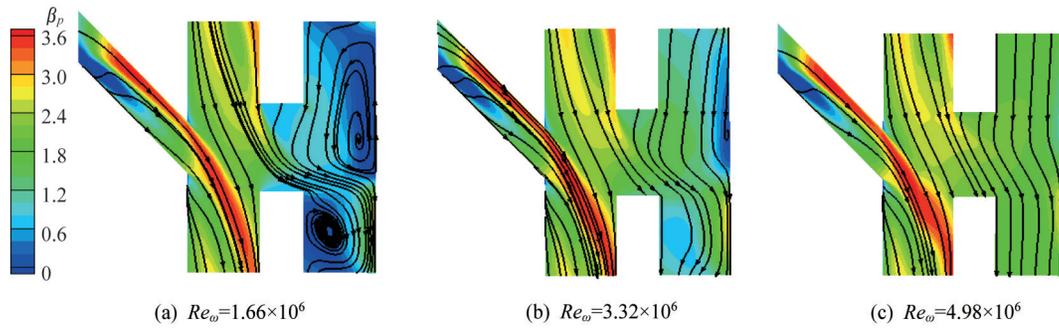


图 10 不同旋转雷诺数的喷嘴截面流线和旋转比分布

Fig.10 Streamlines and rotation ratio distributions of the nozzle section with different rotating Reynolds numbers

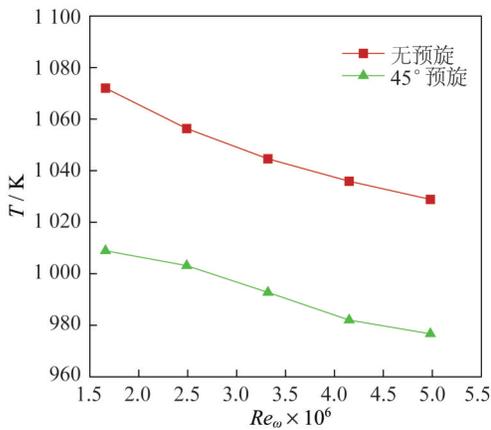


图 11 涡轮盘最高温度随旋转雷诺数的变化曲线

Fig.11 Variations of the maximum temperature of the turbine disk at different rotating Reynolds numbers

大,冷却气流与涡轮盘表面的相对周向速度增大,使得气流在轮盘表面的湍流边界层降低,冷却气流

与涡轮盘的对流换热强度增大。同时由于旋转的泵转效应增强,冷却气流的流通能力随之加强,使得盘面换热系数增大。

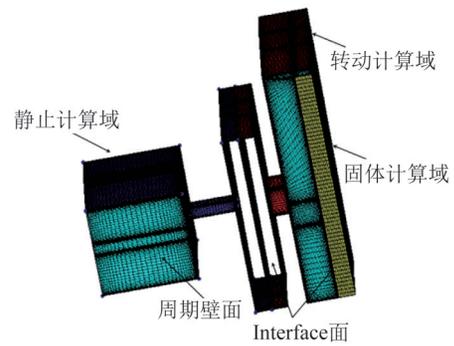


图 12 涡轮盘表面平均换热系数随旋转雷诺数的变化曲线

Fig.12 Variations of the average heat transfer coefficient of turbine disk surface at different rotating Reynolds numbers

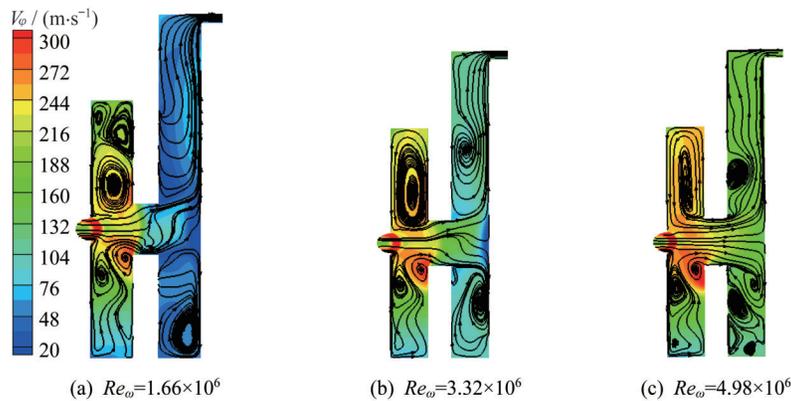


图 13 不同旋转雷诺数的截面流线和周向速度分布

Fig.13 Streamline and circumferential velocity distributions in the middle section at different rotating Reynolds numbers

3 结束语

本文研究了基于氦氘工质的涡轮盘表面换热

特性,对有无预旋的涡轮盘冷却结构进行了数值模拟,对比分析了有无预旋结构的涡轮盘换热特性,

并研究旋转雷诺数对轮盘换热特性的影响,得出以下结论:

1)相比无预旋结构,预旋结构可以有效地增强氦氩冷却气流与涡轮盘表面的对流换热效果,降低了其表面最高温度和沿径向的温度梯度,增强了气流对涡轮盘的冷却效果。

2)轮盘最高温度随着旋转雷诺数的增大而降低,一定旋转雷诺数下,预旋冷却结构下的涡轮盘最高温度比无预旋结构最高温度下降可达 63.1 K,轮盘表面平均换热系数随着旋转雷诺数的增大而增大,当 $Re_w=4.98 \times 10^6$ 时,平均换热系数比无预旋结构增大 13.4 %。

参考文献

- [1] JOHNSON P K, MASON L S. Initial test results of a dual closed-Brayton-cycle power conversion system [R]. NASA/TM 2007-214981, 2007.
- [2] HERVOL D, MASON L, BIRCHENOUGH A, et al. Experimental investigations from the operation of a 2 kW Brayton power conversion unit and a xenon ion thruster[R]. NASA Glenn Research Center, 2004.
- [3] BARRETT M J, REID B M. System mass variation and entropygeneration in 100 kWe closed-Brayton-cycle space power systems [R]. NASA Glenn Research Center, 2004.
- [4] LITCHFORD R J, HARADA N. Multi-MW closed cycle MHD nuclear space power via nonequilibrium He/Xe working plasma [C]// Proceedings of Nuclear and Emerging Technologies for Space. 2011: NASA Paper 3349.
- [5] OWEN J M, ROGER R H. Flow and heat transfer in rotating-disc systems [M]. New York: John Wiley & Sons Inc, 1989:81-103.
- [6] VADVADGI A S, YAVUZKURT S. Calculation of disk temperatures in gas turbine rotor-stator cavities using conjugate heat transfer[C]// ASME Turbo Expo 2010. 2010: GT2010-22838.
- [7] LIN L, REN J, JIANG H D, et al. Heat transfer characteristics of a rotor-stator system with small radial outflow [C]// Asme Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition. 2012: GT2012-69759.
- [8] LIU D D, LUO X, TAO Z. Computational investigation of heat transfer characteristics of counter-rotating turbine disks with annulus [C]// ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. 2015: GT2015-42946.
- [9] 丁水汀,张东,陶智,等.航空发动机高压旋转涡轮盘腔流动与换热[J].推进技术,2003(2):118-121.
- [10] 李文,张冬阳,何平,等.涡轮盘腔内部流动和换热机理研究[J].热能动力工程,2011,26(4):383-387,488.
- [11] 董伟林,王锁芳,牛佳佳.盘缘燃气入侵与热防护特性的数值研究[J].西北工业大学学报,2017,35(增刊1):113-119.
- [12] 胡伟学,王锁芳,毛莎莎.蒸汽和空气预旋进气共转盘腔壁面换热研究[J].动力工程学报,2018,38(8):633-639.
- [13] 李磊,杨子龙,唐仲豪,等.具有盘腔扰流柱群的双辐板涡轮盘对流换热特性分析[J].热能动力工程,2019,34(8):63-70.
- [14] 侯捷名,张浩,汪彬,等.100 kWe级空间快堆核电源系统仿真平台开发与应用[J].上海航天,2020,37(2):130-138,145.
- [15] 陈杰,高劭伦,夏陈超,等.空间堆核动力技术选择研究[J].上海航天,2019,36(6):1-10.
- [16] 何振威,冯青,刘松龄,等.带盖板预旋系统的流动实验[J].推进技术,2011,32(5):654-689.
- [17] BENIM A C, BRILLERT D, CAGAN M. Investigation into the computational analysis of direct-transfer pre-swirl systems for gas turbine cooling [R]. ASME GT 2004-54151, 2004.