

旋转盘腔轴向通流的压降和温升数值研究*

高齐宏, 张靖周, 谭晓茗

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为获得旋转雷诺数对盘腔轴向通流温升和压降的影响, 对轴向通流雷诺数 Re_x 恒定为 1.0×10^5 , 旋转雷诺数 $Re_\omega = 0 \sim 5.31 \times 10^6$ 、绝热边界下的流动进行了数值模拟, 从流场特征、盘面绝热温升以及轴向通流压降和温升等三个方面进行了分析。研究表明, 旋转雷诺数对于盘腔内部和轴向通流的流动均具有显著影响; 尽管是绝热盘面, 但是由于高速旋转的黏性耗散作用引发盘腔内气流的温升, 由温度差引起的浮升力对于盘腔内流动和盘面温度分布的影响也是不可忽略的; 随旋转雷诺数增大, 轴向通流出口温度相对进口温度的温升急剧增大, 在旋转雷诺数 $< 2.5 \times 10^6$ 时, 轴向通流相对温升系数在 0.01 以内, 当旋转雷诺数 $> 4.5 \times 10^6$ 时, 轴向通流相对温升系数达到 0.04 以上。

关键词: 轴向通流; 旋转盘腔; 压降; 温升; 数值模拟

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 09-2062-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200013

Numerical Study on Pressure Drop and Temperature Rise of an Axial Throughflow Passing Through Rotating Cavity

GAO Qi-hong, ZHANG Jing-zhou, TAN Xiao-ming

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To demonstrate the effects of rotational Reynolds number (Re_ω) on the pressure drop and temperature rise of an axial throughflow passing through rotating cavity, a series of numerical simulations were performed under a fixed axial throughflow Reynolds number $Re_x = 1.0 \times 10^5$, rotational Reynolds number between 0 and 5.31×10^6 in adiabatic thermal boundary condition. The detailed flow fields, the adiabatic temperature rise on rotating disks, as well as the pressure drop and temperature rise of an axial throughflow were analyzed. The results show that the rotational Reynolds number affects the flow fields significantly, both inside the rotating cavity and inside the axial throughflow path. Although the disk is thermally adiabatic, the centrifugal-buoyancy force caused by temperature rise is not to be ignored due to the viscous dissipation effect, which affects the flow instable and temperature distribution. As the rotational Reynolds number increases, the absolute temperature rise with respect to the axial throughflow inlet increased rapidly. When the rotational Reynolds number is less than 2.5×10^6 , the relevant temperature-rise coefficient of axial throughflow is generally less than 0.01. When the rotational Reynolds number is greater than 4.5×10^6 , the relevant temperature-rise coefficient of axial throughflow reaches up to 0.04.

Key words: Axial throughflow; Rotating cavity; Pressure drop; Temperature rise; Numerical simulation

* 收稿日期: 2020-01-09; 修订日期: 2020-03-12。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-III-0011-0037)。

作者简介: 高齐宏, 硕士生, 研究领域为强化传热传质。

通讯作者: 张靖周, 博士, 教授, 研究领域为燃烧、传热。

引用格式: 高齐宏, 张靖周, 谭晓茗. 旋转盘腔轴向通流的压降和温升数值研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 2062-2070. (GAO Qi-hong, ZHANG Jing-zhou, TAN Xiao-ming. Numerical Study on Pressure Drop and Temperature Rise of an Axial Throughflow Passing Through Rotating Cavity[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 2062-2070.)

1 引言

旋转盘腔是航空发动机空气系统中的典型结构,包括转静盘腔、共转盘腔和反转盘腔等,由于旋转诱导的离心力、哥氏力和惯性力的综合作用,其间还往往伴随有轴向、径向甚至多向的进出流,导致盘腔内部的流动换热极其复杂,对部件冷却、封严和发动机性能等有直接的影响^[1]。其中,从压气机级间提取的冷却空气在盘轴间的流动问题可以抽象为旋转盘腔轴向通流,如图1所示,受到旋转盘的泵吸作用和风阻加热效应,轴向通流流经高速旋转的共转盘腔会产生一定的温升和压降,进而影响冷却空气的品质。

国内外学者针对轴向通流旋转盘腔进行过大量的理论和实验研究。Farthing等^[2-3]对低转速下的等温旋转盘腔内部流动和换热进行了实验研究,研究表明,在静止的盘腔内形成较为规则的串列回流结构,而在旋转情形下,盘腔内部的流动结构则呈现出显著的非对称性。Long^[4]指出影响传热的两个机制,其一,浮升力诱导的对流导致盘腔流动的不稳定性;其二,中心处的通流缘于涡结构的破碎影响对低半径处的换热。Bohn等^[5]对轴向通流盘腔进行了流场显示实验,田淑青等^[6-7]通过数值模拟分析了旋转盘腔内的流动不稳定,惯性力、哥氏力、离心力对盘腔流动换热的影响,认为离心浮升力是盘腔内流动不稳定的主要原因。Bohn等^[8]和Owen等^[9]对低转速下的旋转盘腔进行了实验研究,认为在浮升力作用下形成正向涡和反向涡结构,并探究了流量、转速等不同因素对盘腔内流动结构的影响。Long等^[10-11]实验研究了多级盘腔存在轴向通流时的换热,指出在低半径区域轴向惯性力占主导作用,而在高半径区域浮力占主导作用。近期,Gunther等^[12]以高压压缩系统中的二次空气流为对象,对几种典型流动方式下的换热进行了实验研究,曹楠等^[13]对轴向通流旋转盘腔换热特性进行了实验研究,郭隽等^[14]通过数值模拟研究了轴向通流旋转盘腔流动换热,细致分析了流动不稳定性与旋转雷诺数间的关系,侯晓亭等^[15]数值研究了翅片式减压器安装高度对于共转盘腔减阻特性的影响轴向通流旋转盘腔流动换热,细致分析了流动不稳定性与旋转雷诺数间的关系。

由于旋转盘的高速旋转,摩擦效应形成的耗散热使转盘边界层内气流温度升高,进而影响冷却空气在流通过程中的温变,这一问题也引起研究人员的关注^[16]。Coren等^[17]实验研究了光滑壁面转动盘

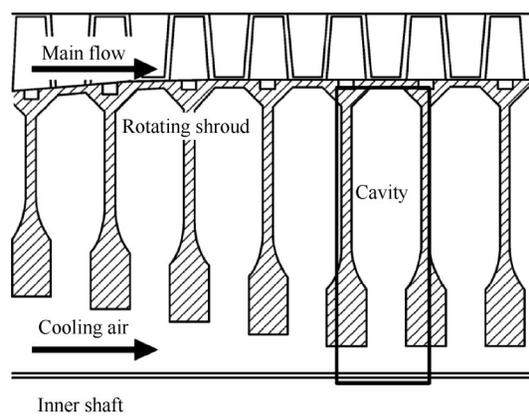


Fig. 1 Rotating-cavity with axial throughflow

的风阻损失,Haaser等^[18]通过实验研究了涡轮盘缘空腔中的风阻温升和入侵现象,张达等^[19-20]、Luo等^[21]和Tao等^[22]对自由盘和转-静盘腔的风阻扭矩特性、转盘扭矩以及壁面温升开展了系统的实验研究,并结合数值模拟方法对其流场特征和影响机制进行了阐述。

对于压缩系统冷却空气引气而言,旋转盘腔轴向通流不仅存在显著的压降,同时也会产生明显的温升,从而对于空气系统的热分析和设计带来影响。现有的研究更多地关注盘腔内部的流动换热问题,对轴向通流的温升和压降影响规律的认识还需要完善。鉴于旋转盘的黏性耗散效应在高的旋转速度下才能充分体现,运用数值模拟的方法对其开展研究是一个有效的手段^[23-24]。本文以图1所示的物理问题为对象,采用数值模拟系统研究旋转雷诺数对于轴向通流温升和压降的影响。

2 计算模型和计算方法

针对图1所示的物理模型,提取一个旋转盘腔建立简化的计算模型,如图2所示。盘腔半径 $b=200\text{mm}$,旋转轴半径 $r_i=60\text{mm}$,上下游盘间距 $s=40\text{mm}$ 或间隙比 $G=s/b=0.2$ 。轴向通流采用环形通道进气,环形通道间距 $\delta=9\text{mm}$,在上游盘前方的通道长度取为 75mm ,考虑到高转速下盘腔出口处会产生回流现象,为保证出口流动不受盘腔内流动的影响,将下游盘后方的通道长度延伸为 200mm 。

采用以角速度 ω 稳定旋转的坐标系在稳态条件下进行求解,同时考虑黏性耗散的影响,在旋转系下定常、可压缩湍流控制方程的形式为

$$\nabla \cdot \rho \mathbf{v}_r = 0 \quad (1)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v}_r \mathbf{v}_r) + \rho (2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_r + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{F} \quad (2)$$

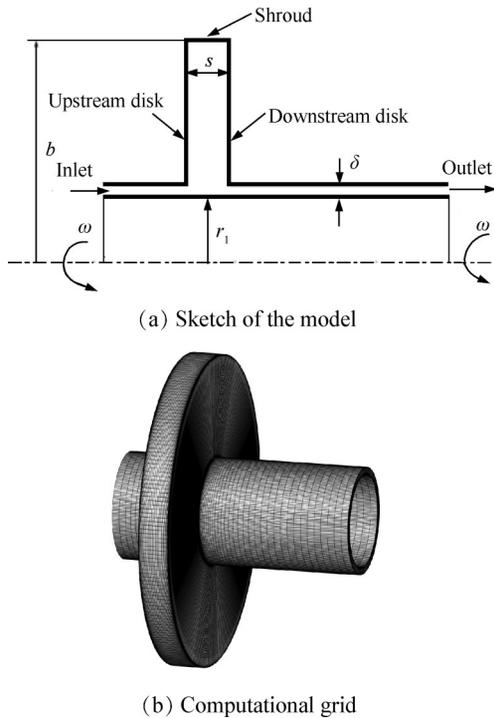


Fig. 2 Schematic diagram of computational model

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v}_r H_r) = \nabla \cdot (k \nabla T + \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{v}_r) \quad (3)$$

式中 \mathbf{v}_r 为相对速度, $\boldsymbol{\tau}$ 为黏性应力。动量方程中包含两个附加项, 即科里奥利加速度项 ($2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_r$) 及向心加速度项 ($\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}$)。由于局部温度的变化和局部压力的变化会引起密度的变化, 从而产生浮力, 因此引入离心浮升力项 $(\rho_0 - \rho)(\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})$, ρ_0 为参考密度, 认为密度差是流体体积膨胀系数的线性函数, 即 $(\rho - \rho_0) = \rho_0 \beta \Delta T$, 则离心浮升力项变为 $\rho_0 \beta \Delta T (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})$ 。能量方程采用相对总焓 H_r , $(\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{v}_r)$ 项为黏性耗散带来的能量输运。

相应的边界条件为:

旋转盘给定旋转角速度 ω , 旋转雷诺数定义为

$$Re_\omega = \frac{\rho \omega b^2}{\mu} \quad (4)$$

式中 ρ 和 μ 分别为气流的参考密度和黏性系数, 给定参考压力和温度分别为 139.5kPa 和 298K。

轴向通流进口为速度进口, 进口温度为 298K, 进口雷诺数定义为

$$Re_x = \frac{\rho u_{in} d_h}{\mu} \quad (5)$$

式中 u_{in} 为轴向流的进口速度, d_h 为轴向通流流道的当量直径。

通道出口设为压力出口, 出口压力设为 $p_{out} = 139.5\text{kPa}$ 。所有的固体壁面均定义为无滑移速度条件和绝热边界。

本文中, 轴向进气雷诺数 (Re_x) 恒定为 1.0×10^5 , 旋转雷诺数 $Re_\omega = 0 \sim 5.31 \times 10^6$ 。

采用计算流体软件 ANSYS Fluent 进行可压缩流-雷诺时均 N-S 三维求解。计算网格采用结构化网格, 在固体壁面处划分了边界层网格, 第一层网格布置在距壁面 0.04mm 的位置, 以 1.1~1.2 的比率增加。为了保证计算网格的无关性, 预先进行了多套网格的对比分析, 图 3 为网格数目对进出口压降计算结果的影响, 可以认为当网格数超过 194 万时满足网格独立性验证条件, 最终数值模拟中选取的网格数目为 210 万左右。

计算中, 将空气视为理想气体, 其黏度和导热率根据 Sutherland 公式进行计算。当相对残差 $< 1 \times 10^{-5}$, 认为计算收敛。

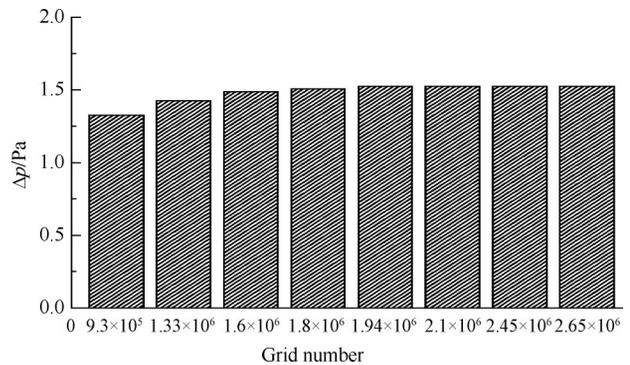


Fig. 3 Grid independence test

压力速度耦合采用 SIMPLE 算法, 压力项离散采用 PRESTO 格式, 扩散项采用二阶迎风格式, 对流项采用三阶精度截差的 QUICK 格式。为了确定相对较好的湍流模型, 以 Bohn 等^[5]的实验模型测试结果进行算例验证, 图 4 分别为几种两方程湍流模型在上下游盘的平均努塞尔数沿径向分布计算结果与 Bohn 等^[5]实验结果的比较。可以看出, 除了紧邻盘腔近轴和盘缘区之外, 几种湍流模型的数值模拟结果与实验数据均较为吻合, 其中 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型相对较优, 近壁面区域采用增强壁面函数进行湍流模化。

3 计算结果与分析

3.1 流场特征

图 5 是几种不同转速下盘腔中心截面、 $x-y$ 和 $x-z$ 平面上的流动结构, 取旋转坐标系下的相对速度作图。可见, 存在轴向通流旋转盘腔内部的流动具有显著的流动不稳定, 它受到惯性力、哥氏力和离心力的共同作用, 变化规律极其复杂。

当 $Re_\omega = 0$ 时, 即旋转速度为 0, 从图 5(a) 可以看

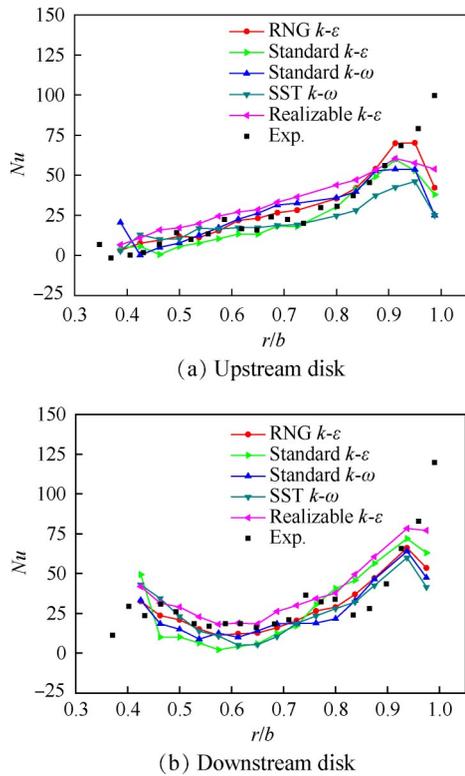


Fig. 4 Validation of turbulence models

出,轴向通流流经盘腔形成突扩-收缩流动,从而在盘腔内部诱导出大尺度的回流结构,在临近盘罩的上、下游盘附近形成小尺度的二次漩涡。

随着旋转速度的增加,盘腔内的流线发生显著的变形,当 $Re_\omega=5\times 10^4$ 时,由图 5(b)可见,转速的增大造成了高半径处二次漩涡的结构扩大,轴向流动诱导性涡仍然在盘腔中占据大部分位置,高半径处哥氏力的增加及其诱导的流动迫使其涡核相对于静止情形向下游盘低半径处移动,中心截面处流线从高半径处的相对旋转盘的逆向流动,随半径减小逐渐发展为相对旋转盘的正向流动,体现出低半径处惯性力的主导机制,导致流线发生偏转。

当旋转雷诺数增大至 $Re_\omega=1.06\times 10^5$ 时,如图 5(c)所示,高半径处产生数个正向涡结构,当 $Re_\omega=3.54\times 10^5$,正向涡对数量有所减少但尺度增大,如图 5(d)所示。这是由于正漩涡靠近盘罩部分气流的切向速度为正,哥氏力方向指向盘罩;而正漩涡中靠近圆心部分的气体切向速度为负,哥氏力方向指向圆心。当旋转雷诺数增大,哥氏力的径向分量与该切向速度成正比,因此在径向哥氏力作用下正漩涡结构呈现扩大的趋势,并引起相邻涡的融合。同时,也可以清晰地看出,轴向流动诱导性涡被压迫在邻近盘轴的低半径区域。

继续增大旋转雷诺数,轴向通流引起的诱导性涡

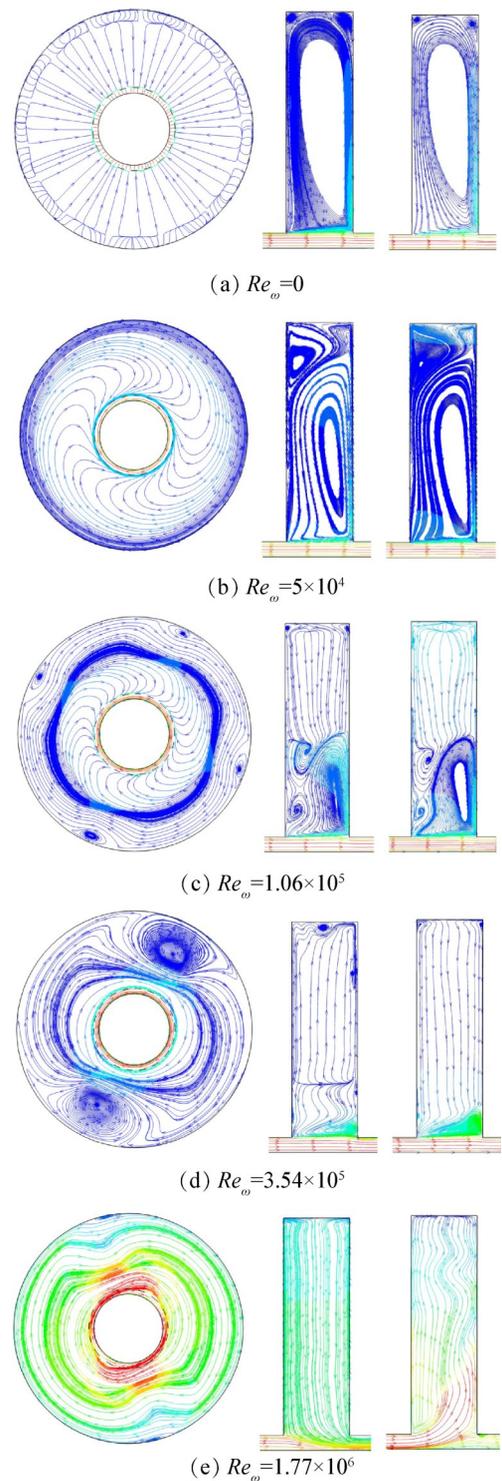


Fig. 5 Streamlines inside rotating cavity

结构随转速增大逐渐减小直至完全消失,如图 5(e)所示,轴向通流引起的惯性作用在高转速下影响较小。在中心截面处,高半径处的正漩涡结构也逐渐消失,这是由于当转速进一步扩大,正向涡气流中沿半径方向向盘缘运动的气流部分虽然仍然含有较高的正向径向速度,但当转速继续提高,径向速度与高转速下的相对切向速度相比逐渐减小,最终该处气体难以继续穿透主流形成正漩涡。正漩涡逐渐分解成更

高半径处的较小的正向涡,边缘处气流与主流融合。在高旋转雷诺数情况下,由于腔内流体的径向速度相对于切向速度数值很小,流线偏转程度得以改善。

从图中也可以看出旋转盘对于轴向通流的作用,在较小的旋转雷诺数下,轴向通流通道中的流线(除旋转盘低端进口环面附近)几乎不发生偏转,如图5(a)~(d)所示,但是当旋转雷诺数达到 $Re_\omega = 1.77 \times 10^6$ 时,如图5(e)所示,高速旋转盘导致轴向通流的流线发生明显的偏转,环形通道内流体速度分布在周向上变得极不均匀,部分气体被加速卷吸进入盘腔,再从周向其它位置返回主流通道。

尽管本文针对的是绝热盘面,但是由于高速旋转的黏性耗散作用,浮升力对于盘腔内流动不稳定的影响也是不可忽略的。图6为不同转速下盘腔中心截面上的静温分布云图,在相对较低的旋转雷诺数下,如图6(a)和图6(b)所示,盘腔中心截面上的气流温度差异很小,但是在高旋转雷诺数下,如图6(c)~图6(e)所示,盘腔中心截面上的气流温度差异可以达到10K以上,绝热盘腔中由于黏性耗散造成的盘面温度升高,在高转速下该温度与主流间温差形成的浮升力作用已经不可忽略,对温度分布以及流场分布都有较大影响,上述结果与文献[6,14]研究的非等温腔中浮升力作用下的流场分布有着较大的一致性。一般认为,离心浮升力的大小与旋转格拉晓夫数 Gr_ω 有关,它与二次方转速和驱动温差成正比。浮升力是由盘面温度与主流温度间的驱动温差导致的,在浮升力作用下主流冷气径向速度提高,继而与旋转盘腔中的惯性力、哥氏力和离心力相耦合,进一步影响流动不稳定及温度场分布。

从图7的环形通道轴向通流温度分布云图可以看出高速旋转引起的黏性耗散热对环形通道轴向通流温度的影响,在高旋转雷诺数下,环形通道内轴向通流在周向存在局部温升现象,温度升高的部位即为流场图中气体径向出流的部分。

3.2 盘面绝热温升

本节着重分析绝热盘表面由于黏性耗散造成的温升效应,研究旋转雷诺数对转盘绝热温升的作用规律。

图8为旋转雷诺数 Re_ω 在 1.06×10^6 和 2.3×10^6 范围内壁面平均绝热温升 $\Delta T_{aw} = \bar{T}_{aw,r} - T_{in}$ 在转盘径向上的分布规律,可以看出,无论是上游盘还是下游盘,壁面绝热温度均沿径向呈现单调增加的趋势,在 $Re_\omega = 1.06 \times 10^6$ 时,转盘上的平均绝热温升在4K以内,因此在低于该旋转雷诺数时,黏性耗散效应较弱,

导致盘腔中心截面上的气流温度差异很小(见图6(a)和(b));随着旋转雷诺数的增加,黏性耗散的影响显

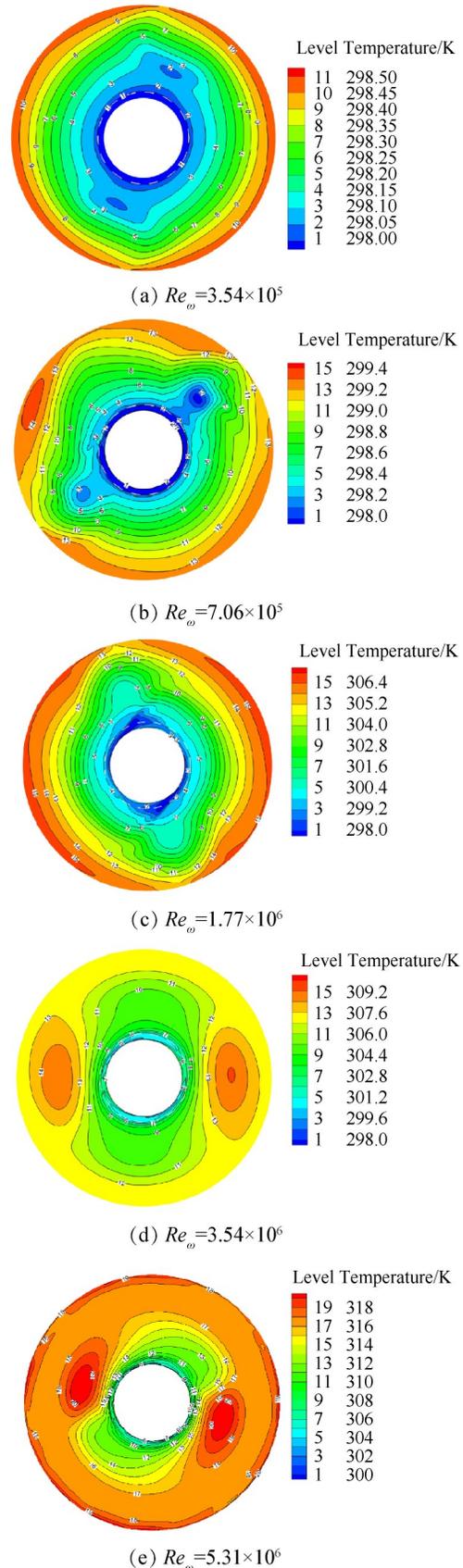


Fig. 6 Temperature contours in mid-axial plane at different rotational Reynolds numbers

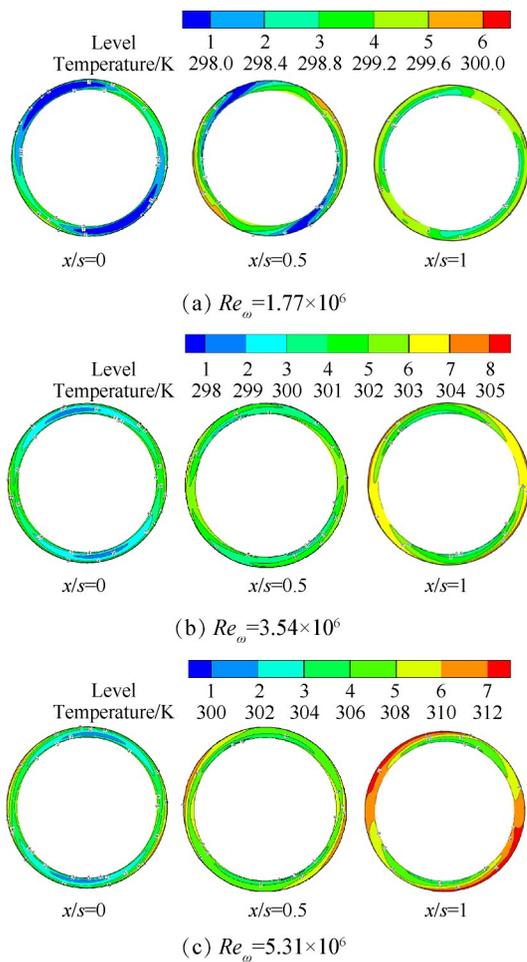


Fig. 7 Temperature contours in axial throughflow path at different rotational Reynolds numbers

现,尤其在转盘高半径位置处的壁面平均绝热温升显著提高,见图9所示,壁面绝热温升高的局部区域与盘腔中心截面上气流温度分布相对应(见图6(c));当 $Re_\omega = 2.30 \times 10^6$ 时,在外罩半径处的局部壁面平均绝热温升可以接近24K。

图10为旋转雷诺数 $Re_\omega = 2.66 \times 10^6 \sim 5.31 \times 10^6$ 时壁面平均绝热温升在转盘径向上的分布规律,与图8对照,在更高的旋转雷诺数下,壁面平均绝热温升在转盘径向上的分布规律发生显著的变化。当旋转雷诺数继续增大时,壁面平均绝热温升有降低的可能趋势,如 $Re_\omega = 2.66 \times 10^6$ 和 $Re_\omega = 3.54 \times 10^6$ 与 $Re_\omega = 2.3 \times 10^6$ 时的情形相比,在低半径处的盘面绝热温升有所增大,但在高半径处的盘面绝热温升却有减小,因而盘面平均绝热温升沿径向上的分布趋于平坦。随着旋转雷诺数进一步增加,壁面绝热温升增加,沿径向呈现非单调的变化趋势。

从热量传递的视角,当转盘高速旋转时,由于摩擦造成的黏性耗散导致贴近旋转壁面的边界层内气流温度升高,从而造成了该处绝热壁面的壁面温度

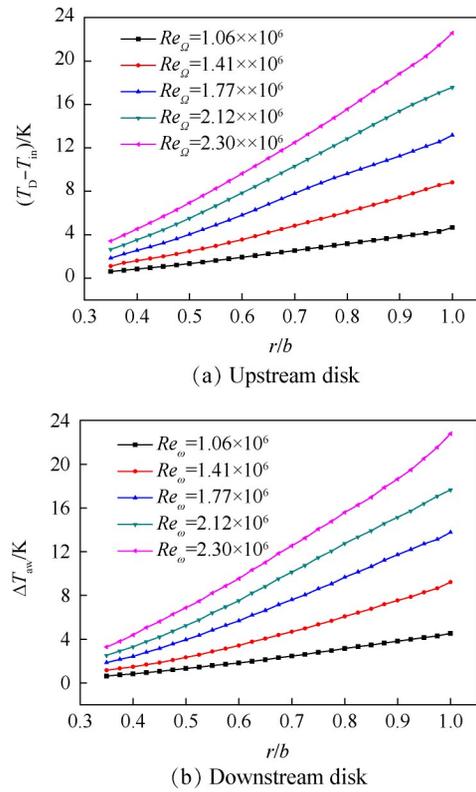


Fig. 8 Adiabatic wall temperature rise at rotating disks under $1.06 \times 10^6 \leq Re_\omega \leq 2.3 \times 10^6$

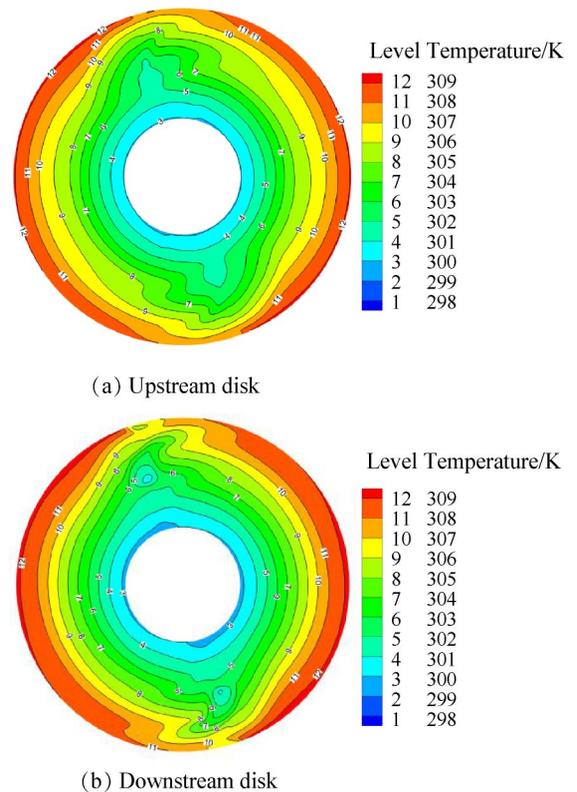


Fig. 9 Local adiabatic wall temperature distribution at rotating disks under $Re_\omega = 1.77 \times 10^6$

升高,部分热量又随着气流的流动传递到盘腔内的其它位置。旋转雷诺数的增加,一方面增强了旋转

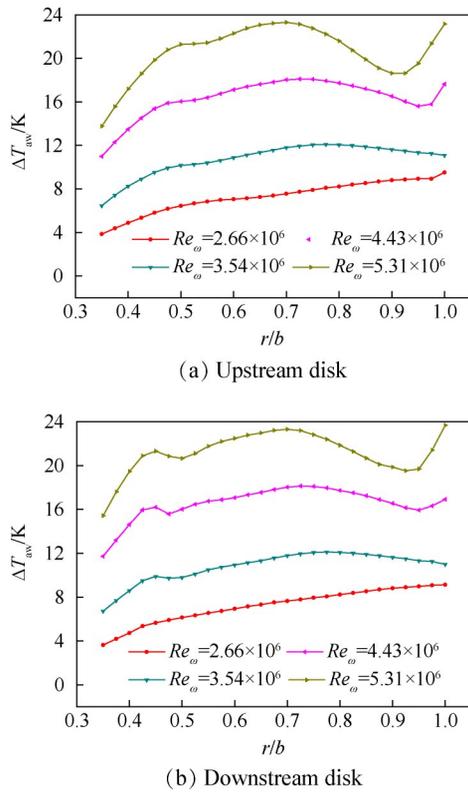


Fig. 10 Adiabatic wall temperature rise at rotating disks under $2.66 \times 10^6 \leq Re_\omega \leq 5.31 \times 10^6$

盘对于气流的摩擦黏性生热,但另一方面,也增强了对轴向通流的泵吸以及盘腔内部的旋流。两种因素对于旋转盘绝热表面温度分布往往呈现相反的作用机制,因此使得旋转盘绝热表面温度分布随着旋转雷诺数的增加呈现出复杂的变化趋势。

3.3 轴向通流压降和温变

轴向通流流经旋转盘腔,由于惯性力、哥氏力和离心浮升力形成的漩涡结构是造成其流动压力损失的主要原因;同时旋转盘的黏性耗散效应也导致轴向通流的温度变化,本节对轴向通流压降和温变规律进行分析。

定义轴向通流压降系数和温升系数分别为

$$K_p = -2(p_{out} - p_{in}) / (\rho u_{in}^2) \quad (6)$$

$$\theta_t = (T_{out} - T_{in}) / T_{in} \quad (7)$$

式中 $p_{out} - p_{in}$ 取轴向通流进出口处的静压之差,取上游盘位置 $y-z$ 截面为压力进口取值处;取下游盘后方通道 80mm 位置 $y-z$ 截面为压力出口取值处。 u_{in} 和 T_{in} 分别为轴向通流进口速度和静温温度。

图 11 为轴向通流压降系数随旋转雷诺数的变化规律,随旋转雷诺数增大,轴向通流压降系数以近似线性的比例增高,在本文的研究参数下,归纳出如式(8)所示的轴向通流压降系数随旋转雷诺数变化的

经验关系式,拟合精度偏差 < 5%。

$$K_p = 7.48 \times 10^{-4} Re_\omega^{0.53} \quad (8)$$

图 12 给出旋转雷诺数对轴向通流绝对温升和温升系数的影响,随旋转雷诺数增大,轴向通流出口温度相对进口温度的温升急剧增大,在旋转雷诺数 $< 2.5 \times 10^6$ 时,轴向通流的绝对温升在 3K 以内,当旋转雷诺数 $> 4.5 \times 10^6$ 时,轴向通流的绝对温升达到 10K 以上。在本文的研究参数下,归纳出如式(9)所示的轴向通流相对温升系数随旋转雷诺数变化的经验关系式,拟合精度偏差 < 2%。

$$\theta_t = 6.9 \times 10^{-16} Re_\omega^{2.06} \quad (9)$$

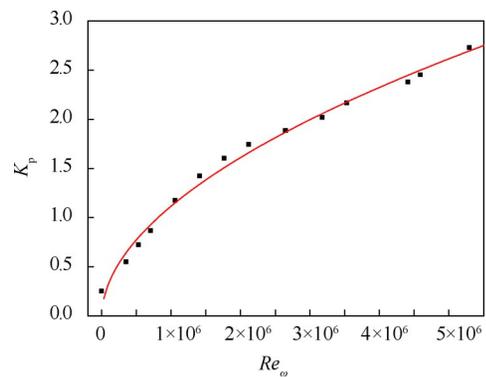
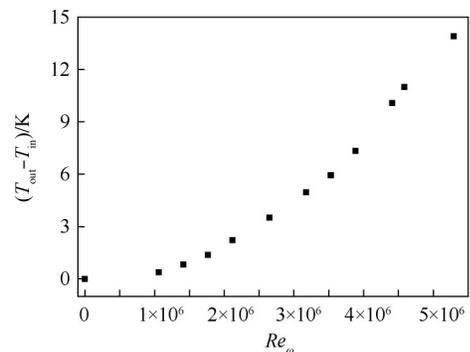
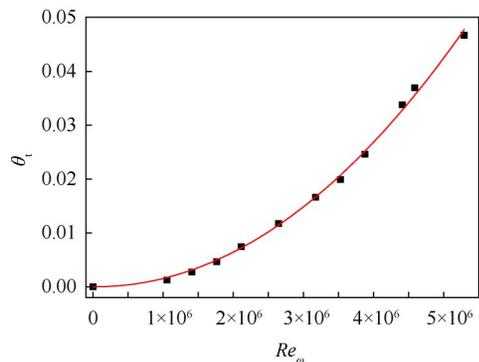


Fig. 11 Influence of rotational Reynolds number on pressure drop coefficient of axial throughflow



(a) Absolute temperature rise



(b) Relevant temperature-rise coefficient

Fig. 12 Influence of rotational Reynolds number on temperature rise of axial throughflow

4 结 论

本文利用旋转坐标系对旋转盘腔轴向通流的压降和温升进行了数值模拟,得出了以下结论:

(1)旋转雷诺数对于盘腔内部的流场具有显著影响,随着旋转雷诺数增加,轴向流动诱导性涡被压迫在邻近盘轴的低半径区域,逐渐减小甚至趋于消失。在较小的旋转雷诺数下,除旋转盘低端进口环面之外的轴向通流流道中的流线几乎不发生偏转,但是当旋转雷诺数达到 1.77×10^6 时,高速旋转盘导致轴向通流的流线发生明显的偏转,环形通道内流体速度分布在周向上变得极不均匀。

(2)尽管是绝热盘面,但是由于高速旋转的黏性耗散作用,引发盘腔内气流以及轴向通流的温升,浮升力对于盘腔内流动不稳定和盘面温度分布不均匀性的影响也不可忽略。随旋转雷诺数增大,轴向通流出口温度相对进口温度的温升急剧增大,在本文的参数范围内,在旋转雷诺数 $< 2.5 \times 10^6$ 时,轴向通流的绝对温升在 3K 以内,相对温升系数在 0.01 以内;当旋转雷诺数 $> 4.5 \times 10^6$ 时,轴向通流的绝对温升达到 10K 以上,相对温升系数达到 0.04 以上。

(3)在轴向通流流经旋转盘腔流动过程中,压力损失主要是由惯性力、哥氏力和离心浮升力形成的复杂漩涡结构造成的。随旋转雷诺数增大,轴向通流压降系数以近似线性的比例增高,在本文的参数范围内,轴向通流压降系数与 $Re_\omega^{0.529}$ 相关。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参 考 文 献

- [1] 张美华,刘振侠,胡剑平,等. 旋转盘腔瞬态响应特性的研究[J]. 推进技术, 2014, 35(8): 1056-1062. (ZHANG Mei-hua, LIU Zhen-xia, HU Jian-ping, et al. Study of Transient Response Characteristics of Rotating Disc Cavity [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(8): 1056-1062.)
- [2] Farthing P R, Long C A, Owen J M, et al. Rotating Cavity with Axial Throughflow of Cooling Air: Heat Transfer [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 229-236.
- [3] Farthing P R, Long C A, Owen J M, et al. Rotating Cavity with Axial Throughflow of Cooling Air: Flow Structure [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 237-246.
- [4] Long C A. Disk Heat Transfer in a Rotating Cavity with an Axial Throughflow of Cooling Air [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1994, 15(4): 307-316.
- [5] Bohn D E, Deutsch G N, Simon B, et al. Flow Visualisation in a Rotating Cavity with Axial Throughflow [R]. *ASME 2000-GT-280*.
- [6] 田淑青,陶智,丁水汀,等. 轴向通流旋转盘腔内类 Rayleigh-Benard 对流稳定性研究[J]. 热科学与技术, 2003, 2(3): 260-265.
- [7] 田淑青,陶智,丁水汀,等. 轴向通流旋转盘腔内流动不稳定性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(4): 393-396.
- [8] Bohn D, Ren J, Tuemmers C. Investigation of the Unstable Flow Structure in a Rotating Cavity[R]. *ASME 2006-90251*.
- [9] Owen J M, Abrahamsson H, Lindblad K. Buoyancy Induced Flow in Open Rotating Cavities[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2007, 129(4): 1581-1589.
- [10] Long C, Miche N, Childs P. Flow Measurements inside a Heated Multiple Rotating Cavity with Axial Throughflow [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2007, 28(6): 1391-1404.
- [11] Long C, Childs P. Shroud Heat Transfer Measurements inside a Heated Multiple Rotating Cavity with Axial Throughflow[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2007, 28(6): 1405-1417.
- [12] Gunther A, Uffrecht W, Odenbach S. Local Measurements of Disk Heat Transfer in Heated Rotating Cavities for Several Flow Regimes [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5).
- [13] 曹楠,窦志伟,罗翔,等. 轴向通流旋转盘腔换热特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1178-1185.
- [14] 郭隽,李庆. 轴向通流旋转盘腔流动换热的数值研究[J]. 推进技术, 2018, 39(8): 1790-1796. (GUO Jun, LI Qing. Numerical Study of Flow Structure and Heat Transfer in Rotating Cavity with Axial Throughflow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(8): 1790-1796.)
- [15] 侯晓亭,王锁芳,张凯. 翅片安装高度对共转盘腔减阻特性影响的数值研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1457-1463. (HOU Xiao-ding, WANG Suo-fang, ZHANG Kai. Numerical Investigation on Effects of Installation Height of Fins on Drag Reduction Performance of Co-Rotating Cavity [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1457-1463.)

- [16] Millward J A, Robinson P H. Experimental Investigation into the Effects of Rotating and Static Bolts on Both Windage Heating and Local Heat Transfer Coefficients in a Rotor-Stator Cavity[R]. *ASME 89-GT-193*.
- [17] Coren D, Childs P R N, Long C A. Windage Sources in Smooth-Walled Rotating Disc Systems[J]. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2009, 223(4): 873-888.
- [18] Haaser F, Jack J, Mcgreehan W. Windage Rise and Flowpath Ingestion in Turbine Rim Cavities[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1988, 110(1): 78-85.
- [19] 张 达, 韩建桥, 罗 翔, 等. 中心进气转静系转盘风阻扭矩数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(4): 755-762.
- [20] 张 达, 罗 翔, 徐国强, 等. 转静系盘腔转盘风阻温升实验[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(5): 1047-1056.
- [21] Luo X, Zhang D, Tao Z, et al. Windage Measurements in a Rotor-Stator System with Superimposed Cooling and Rotor-Mounted Protrusions [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(4).
- [22] Tao Z, Zhang D, Luo X, et al. Windage Heating in a Shrouded Rotor-Stator System [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(6).
- [23] Colin Y, Guy D S. CFD Optimization of Cooling Air Offtake Passages within Rotor Cavities [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(2): 380-386.
- [24] Giulia A, Ilya A, Andreas F B. Robust Design Optimization of a Low Pressure Turbine Rotor Discs Secondary Air System[R]. *ASME GT 2017-63289*.

(编辑:梅 瑛)