

文章编号:1000-8055(2011)10-2251-07

旋转盘腔预旋角度的敏感性分析

丁水汀, 李 烨, 张 弓

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室 适航技术研究中心, 北京 100191)

摘 要: 采用单向 FSI(fluid structure interaction)数值方法,研究转静系旋转盘腔进气预旋角度的变化对冷却效果的影响,并依据旋转盘腔冷却问题的工程评价体系对冷却效果进行评价.结果表明:当进气和旋转雷诺数均不变时,旋流比是进气预旋角度的单值函数.旋流比的改变能够使流动结构发生变化,影响盘面换热效果和转盘温度分布,导致与温度梯度相关的热应力也发生变化.随着旋流比的增加,旋转盘腔的流阻损失增大,迎风面平均换热效果呈现先减弱后增强的趋势,转盘整体应力水平上升,以及在盘心处的最大等效应力值增大.进气预旋角度的变化能够从部件承受能力和实际使用载荷两方面对涡轮盘的失效概率产生影响,因此,在涡轮盘腔设计阶段,需考虑预旋角度对涡轮盘安全性的影响.

关 键 词: 适航; 旋转盘腔; 预旋角度; 冷却效果; 敏感性分析

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Sensibility analysis of inlet pre-swirl angle in the rotating cavity

DING Shui-ting, LI Ye, ZHANG Gong

(Airworthiness Technologies Research Center,

National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Unidirectional FSI (fluid structure interaction) numerical method was applied to investigate the influence of the inlet pre-swirl angle on the cooling effect of the rotating cavity. And the cooling effect was evaluated by an engineering evaluation system, which includes resistance evaluation, heat transfer evaluation and stress distribution evaluation for the safety of the turbine disk. The results show that, the swirl ratio is a monotropic function of the inlet pre-swirl angle, while the inlet Reynolds number and the rotational Reynolds number are constant. The swirl ratio has a great influence on the fluid structure in the rotating cavity, which determines the heat transfer and temperature distribution of the rotating disk. Furthermore, the thermal stress of the rotating disk related to the temperature gradient could be affected. With the rise of the swirl ratio, the frictional windage of the rotating cavity increases, the heat transfer of the windward of the disk presents up-down tendency, the stress level and maximum value enlarge. Therefore, the change of the pre-swirl angle has an effect on the failure probability of the turbine disk from two aspects: material affordability and working stress.

收稿日期: 2010-12-25; **修订日期:** 2011-03-29

基金项目: 教育部长江学者创新团队“航空发动机复杂系统安全性”(IRT0905)

作者简介: 丁水汀(1967—),男,辽宁铁岭人,教授、博士生导师,博士,主要从事燃气轮机热端旋转部件流动与换热机理研究,航空发动机适航性设计与验证技术研究.

Key words: airworthiness; rotating cavity; pre-swirl angle; cooling effect; sensibility analysis

航空发动机是飞机的“心脏”,其安全、高效的运行是飞机顺利完成飞行任务的必要保障^[1]. 据国际航空运输协会(IATA)关于飞行安全的统计资料显示,在航空器本身导致的事故中,约40%与航空发动机的故障相关^[2]. 这表明,提升航空发动机的安全性水平是降低飞行事故率的最有效途径之一. 因此,在发动机的设计阶段,安全性理论和技术已经成为一个不可或缺的组成部分,是发动机的高性能指标持续实现的保证. 涡轮盘作为航空发动机的关键安全件,对航空发动机的安全运行具有较大影响^[3],因此,适航规章明确规定了涡轮盘在运行期间失效概率必须低于 10^{-8} 次/飞行小时^[4]. 而涡轮盘腔内流动与换热是影响涡轮盘安全性的关键因素之一^[5],为保证涡轮盘满足适航的安全性要求,需要对涡轮盘腔冷却效果进行全面的评价.

目前,国内外关于涡轮盘腔内的流动与换热进行了大量的研究,其成果主要集中在涡轮盘腔的流动与换热特性上. 对于预旋进气方式,冷却空气通过静盘上的预旋喷嘴进入涡轮盘腔,形成一个切向分速度,降低了冷却空气与转盘间的相对速度,从而降低了冷却空气相对于涡轮叶片的总温,增强了冷却空气对叶片的冷却能力^[6]. Wilson和Pilbrow等^[7-8]使用热流计,Lock等^[9]使用热色液晶分别研究了预旋进气流动不同盘腔结构的换热特性. Karabay等^[10]从理论分析和实验方面研究了旋转腔内的流动结构. 国内罗翔等^[11-12]和王锁芳等^[13]通过实验分别研究了预旋角度和预旋位置对转静盘腔流动与换热的影响.

同时,丁水汀和付德斌等^[14-15]提出了以流阻、换热和应力分布三个指标构成涡轮盘腔冷却问题的工程评价体系,比较全面地衡量旋转盘腔冷却效果. 进一步,需要研究流动与换热对涡轮盘应力分布的影响机理及其边界条件的偏差引起工程评价体系中各指标的变化,即对流动和换热的边界条件进行敏感性分析,这对于指导旋转盘腔冷却结构的设计,以及在发动机涡轮部件的安全性分析中是十分必要的^[5].

因此,本文将实际的发动机涡轮盘腔冷却系统简化为轴向进气径向出气的转静系旋转盘腔模型(见图1),采用单向FSI(fluid structure interaction)数值方法研究进气预旋角度的变化对冷

却效果的影响机理,运用工程评价体系对于不同的进气预旋角度时旋转盘腔的冷却效果进行评价和比较,并以目标函数对自变量的偏导数作为敏感度初步对进气预旋角度的敏感性进行分析.

1 数值方法

1.1 计算方法简介

本文采用单向FSI数值方法对旋转盘腔共轭传热问题进行研究,研究区域包括旋转腔内气体和转盘. 即当固体变形很小时,忽略固体变形对流场的影响,通过CFD(computational fluid dynamics)计算软件ANSYS CFX 11.0进行盘腔流体和转盘的共轭传热计算,并将固体温度场作为热边界条件,使用ANSYS 11.0进行FE(finite element)分析计算.

1.2 计算模型

转静系旋转盘腔和旋转圆盘的几何模型(如图1所示)关于 z 轴旋转对称,故取该模型的1/6进行研究,两个子午截面设为周期性对称边界条件. 由于实际涡轮盘是双面冷却,换热基本上是对称的,因此计算模型中的圆盘取为实际模型沿厚度的一半,圆盘对称面设定为绝热面. 将离散的进、出口圆孔按面积等效折合缝. 几何参数按表1给定.

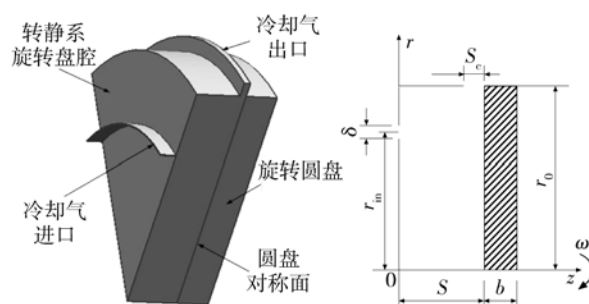


图1 旋转盘腔和旋转圆盘模型示意图

Fig. 1 Model of the rotating cavity and disk

表1 计算模型的几何参数

Table 1 Geometry parameters of the model

圆盘半径	圆盘厚度	盘罩间隙	出气间隙	进气位置	进气缝宽
r_0 /mm	b /mm	S /mm	S_c /mm	r_{in} /mm	δ /mm
320	40	64	8	224	1.2

计算模型采用六面体和三棱柱单元划分网格,并对流体域在流固交界面的近壁区域进行适当的加密处理以保证计算的准确性,如图 2 所示.流体域的网格单元数在 15 万左右,固体域的网格数为 6 万,通过网格无关解验证.湍流模型选用 K-Omega 模型.收敛标准为全场最大残差小于 10^{-5} 以及控制方程(组)的计算不平衡量小于 0.1%.

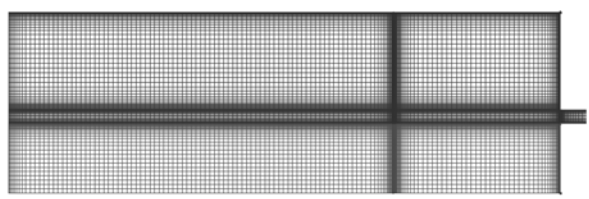


图 2 旋转盘腔和旋转圆盘的网格示意图
Fig. 2 Mesh of the rotating cavity and disk

1.3 边界条件的确定

通过对控制方程组及其定解条件的无量纲分析可知,无量纲预旋角度 θ (进气方向与空腔切向方向的夹角)是影响旋转盘腔冷却效果的准则数之一.

$$\theta = \arccos(v_{\varphi,p}/v_0) \tag{1}$$

式中 v_0 是盘腔进口气流速度, $v_{\varphi,p}$ 是 v_0 在空腔切向方向的分速度.

定义旋流比 S_r

$$S_r = \frac{v_{\varphi,p}}{\omega r_{in}} \tag{2}$$

其中 ω 为旋转圆盘的角速度.

旋流比 S_r 表征了盘腔进口气流的切向分速度与转盘相同半径处的线速度的相对大小.旋流比 S_r 与预旋角度、预旋进气的流量和转盘的角速度均有关系.在进气雷诺数和旋转雷诺数不变的情况下,旋流比 S_r 与无量纲预旋角度 θ 成反比,它反映了预旋角度对系统内流动与换热的影响.本文研究 $Re = 1.7 \times 10^6$, $Re_\omega = 2.04 \times 10^6$, $T_e = 0.394$, $r_{in}/r_0 = 0.7$ 时,无量纲预旋角度 θ 在 $0 \sim 0.94$ 范围内(即 $S_r = 0 \sim 1.12$)变化对转静系旋转盘腔冷却效果的影响.其中 Re 为进气雷诺数, Re_ω 为旋转雷诺数, T_e 为基比切夫数, r_{in}/r_0 为无量纲的进气位置.具体的计算边界条件如表 2 所列.

涡轮盘附近冷却气的流动速度远低于声速,可忽略其压缩性.由于冷却气与涡轮盘换热后其温升不是很高,故忽略温度变化引起物性参数的

变化,按常物性处理.参考温度取冷却气进口总温, $T_{ref} = T_0 = 301.15 \text{ K}$,物性参数按表 3 给定.

表 2 计算边界条件数据列表
Table 2 Data list of the computational boundary conditions

计算边界条件	数值
冷却气流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.02778
冷却气进口总温/K	301.15
冷却气出口背压/Pa	101325
圆盘转速/($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	3000
盘腔静止罩壁面处理	无滑移,绝热
圆盘盘缘加热(热流密度)/($\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$)	17407
圆盘对称面	绝热,法向位移为零

表 3 物性参数列表
Table 3 Data list of the physical parameters

计算域的物性参数		数值
流体域	密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1.173
	导热系数 $\lambda_{\text{fluid}}/(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1})$	0.0265
	比定压热容 $c_p/(\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1})$	1005
	动力黏度 $\mu/10^{-5}(\text{kg} \cdot (\text{m} \cdot \text{s})^{-1})$	1.854
固体域	密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	7840
	导热系数 $\lambda_{\text{solid}}/(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1})$	47
	比定压热容 $c_p/(\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1})$	470
	弹性模量 E/GPa	200
	泊松比 ν	0.3
	热线膨胀系数 $\alpha/10^{-6} \text{ K}^{-1}$	14.2

2 计算结果及分析

2.1 旋转圆盘的温度分布

图 3 给出了不同旋流比对旋转圆盘迎风面温度分布的影响.其中 S_r 分别为 0.41 和 0 时,温度分布趋势及其相对大小与文献[11]的实验数据吻合.从图中可以看出,转盘低半径区域的温度梯度基本为零,高半径区域的温度变化剧烈,温度梯度逐渐增大.随着旋流比的增加,当 $S_r < 0.77$ 时,转盘的整体温度水平上升,整体最大温差基本不变;当 $S_r > 0.77$ 时,转盘的整体温度水平下降,整体最大温差逐渐减小.

2.2 流阻评价

定义阻力系数来反映系统的流阻损失

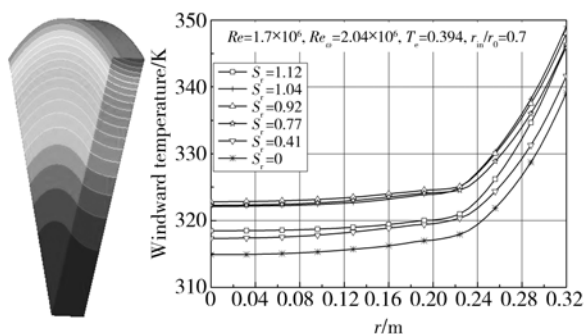


图3 旋转圆盘迎风面的温度分布趋势

Fig. 3 Temperature distributions of the rotating disk's windward

$$\xi_1 = 2(p^* - p_0) / \rho_0 \omega^2 r_0^2 \quad (3)$$

或者

$$\xi_2 = 2[p^* - p_0 - 0.5 \rho_0 \omega^2 (r_0^2 - r_m^2)] / \rho_0 \omega^2 r_0^2 \quad (4)$$

其中 p^* 为旋转盘腔进口总压; p_0 为旋转盘腔出口总压, 取为大气压力。阻力系数 ξ_2 剔除了旋转盘腔泵效应, 更合理地反映流动损失。

图4给出了不同旋流比对旋转盘腔流阻损失

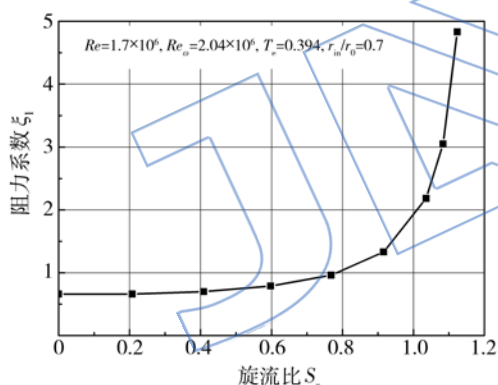
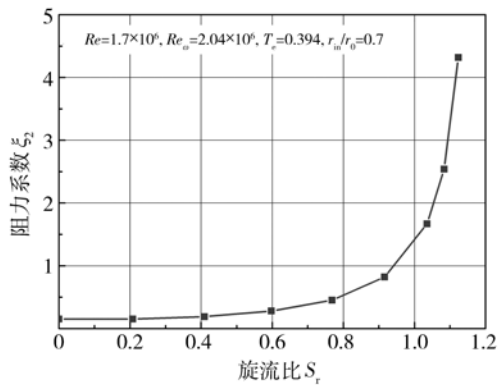
(a) 阻力系数 ξ_1 (b) 阻力系数 ξ_2

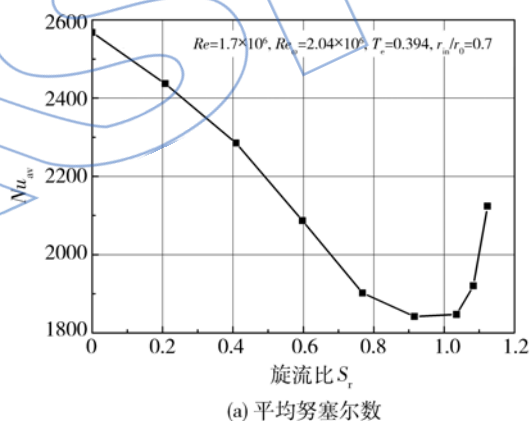
图4 旋转盘腔的阻力系数分布

Fig. 4 Frictional windage distributions of the rotating cavity

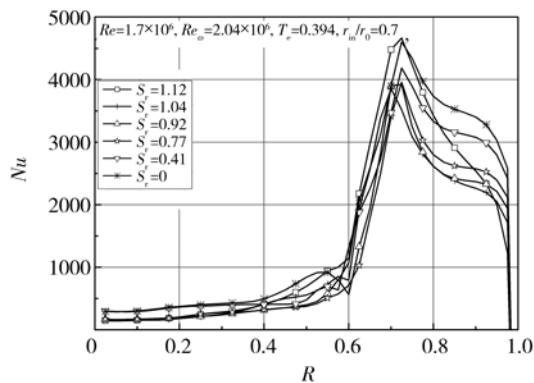
的影响。从图中可以看出, 随着旋流比的增加, 当 $S_r < 1$ 时, 旋转盘腔的流阻损失缓慢增加, 与文献[14]实验所得的趋势吻合; 当 $S_r > 1$ 时, 流阻损失增加剧烈。这是因为, 此时气流的切向速度高于转盘上与预旋孔处于同一半径位置处的线速度。由于气流和转盘存在相对运动, 气流受到转盘表面的摩擦阻力作用, 故流动阻力迅速提高。

2.3 换热评价

图5给出了不同旋流比对旋转圆盘迎风面换热效果的影响。从图5(b)可以看出, 低半径处的局部努塞尔数处于较低水平, 换热效果不明显; 中半径处具有换热局部强化区域, 强化效果不大; 高半径处的换热效果大幅提升, 并且换热效果最强的区域与冷却气进口的径向位置一致。随着旋流比的增加, 转盘迎风面的平均换热效果呈现先减弱后增强的变化趋势(见图5(a))。平均努塞尔数 Nu_{av} 的最小值出现在 $S_r = 1$ 附近, 其数值为 $S_r = 0$ (垂直进气) 时的 75%。



(a) 平均努塞尔数



(b) 局部努塞尔数

图5 旋转圆盘迎风面的努塞尔数分布

Fig. 5 Nusselt number distributions of the rotating disk's windward

2.4 应力评价

图 6 给出了不同旋流比对旋转圆盘等效应力分布的影响. 转盘的等效应力由两部分构成:一部分是离心应力;另一部分是由于非均匀温度场引起的热应力. 旋流比的改变对离心应力没有影响,仅引起热应力的变化,从而影响转盘的等效应力分布. 从图中可以看出,圆盘的最大等效应力值出现在中心区域,并且在靠近外缘处应力有急剧上升的趋势. 随着旋流比的增加,当 $S_r < 0.77$ 时,转盘整体的应力水平下降,最大等效应力值减小;当 $S_r > 0.77$ 时,转盘的整体应力水平和最大等效应力值基本不变. 当旋流比 $S_r = 0.77$ 时,圆盘的整体应力水平和最大等效应力值比 $S_r = 1.08$ 时分别下降了 3.5% 和 6.2%.

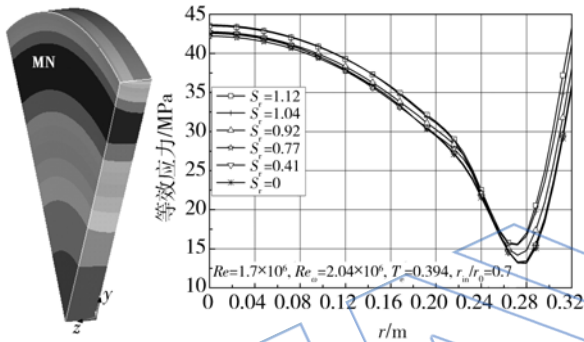


图 6 旋转圆盘的等效应力分布
Fig. 6 Von-Mises stress distributions of the rotating disk

2.5 分析

从 $Re = 1.7 \times 10^6$, $Re_w = 2.04 \times 10^6$, $T_c = 0.394$, $r_{in}/r_0 = 0.7$ 时不同旋流比的旋转盘腔流线图(见图 7)中可以看出,冷却气从进气口射入,在盘腔内的流动为非等温流动,在压力梯度和离心力的作用下,向高半径方向偏移,从高半径的出口流出. 在进气位置的径向以上有一个逆时针旋转的涡,紧靠进气位置的径向以下有一个顺时针旋转的涡,并且由于此涡的诱导,该涡的径向以下位置有一个以逆时针方向旋转的涡. 经过分析,对于本文的所有计算工况,冷却气从预旋进口到达转盘迎风面的时间小于冷却气偏移至盘腔出气口的时间,因此冷却气能够对转盘表面进行冲击冷却. 由于高速冷却气经进气口直接冲击到转盘的表面,流体以冲击点为界,分别向高、低径向方向流动,阻断冲击区下边因旋转造成径向外流的流体.

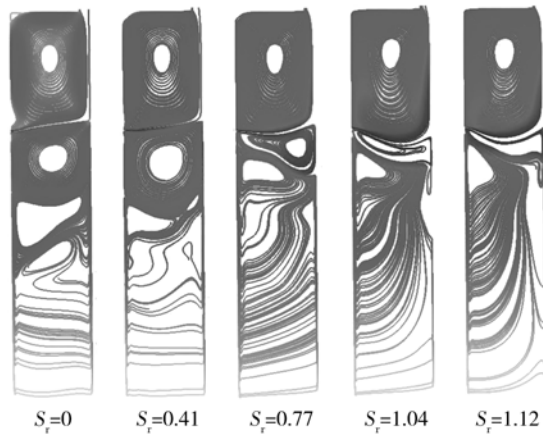


图 7 旋转盘腔的流线图

Fig. 7 Stream lines of the rotating cavity

各指标随旋流比变化的敏感性分析如图 8 所示. 旋转圆盘迎风面的换热效果受到对流换热和冲击冷却综合的作用,并且对流换热的强度还取决于气流速度的大小^[13]. 由图 5(b)的局部努塞尔数分布可以看出,当旋流比处于较低水平时,预旋进口处冷却气的轴向分速度较大,转盘迎风面的换热主要受到冲击冷却的影响,并且转盘的线速度远大于气流的切向速度,导致转盘高半径区域的换热效果更加显著. 随着旋流比的增大,即预旋角度逐渐减小,冷却气的轴向分速度下降,使得冲击冷却的效果减弱;并且气流的切向速度上升,与转盘的切向相对速度减小,对流换热减弱. 转盘迎风面的平均努塞尔数 Nu_{av} 对旋流比 S_r 变化的敏感度维持在稳定的水平 ($\partial Nu_{av} / \partial S_r = -900$),如图 8(c)所示. 当 $S_r = 1$ 时,气流与转盘的切向相对速度为零,此时转盘的换热仅受到冲击冷却的影响,综合换热效果最差. 随着旋流比继续增大, $S_r > 1$,冲击冷却的效果继续减弱,而气流与转盘的切向相对速度增大,转盘的换热主要受到对流换热的影响,综合换热效果有所提升(见图 5(a)),并且 Nu_{av} 对旋流比 S_r 的敏感性逐渐增大,表明随着 S_r 的增加, Nu_{av} 增长的幅度越来越大.

转盘迎风面的换热效果强烈影响着转盘的温度分布和变化趋势. 由图 8(a)可以看出, $S_r < 1$ 时,由于平均换热效果的持续减弱,转盘平均温度逐步上升. 同时,平均温度对旋流比 S_r 的敏感度基本维持在稳定的水平 ($\partial T_{av} / \partial S_r = 8 \text{ K}$). $S_r > 1$ 时,平均温度随着换热效果的增强而下降 ($\partial T_{av} / \partial S_r < 0 \text{ K}$),并且下降的幅度越来越大. 并且,随着旋流数的增加,转盘高半径区域的温度梯度逐渐减小,而低半径区域的温度梯度接近于零.

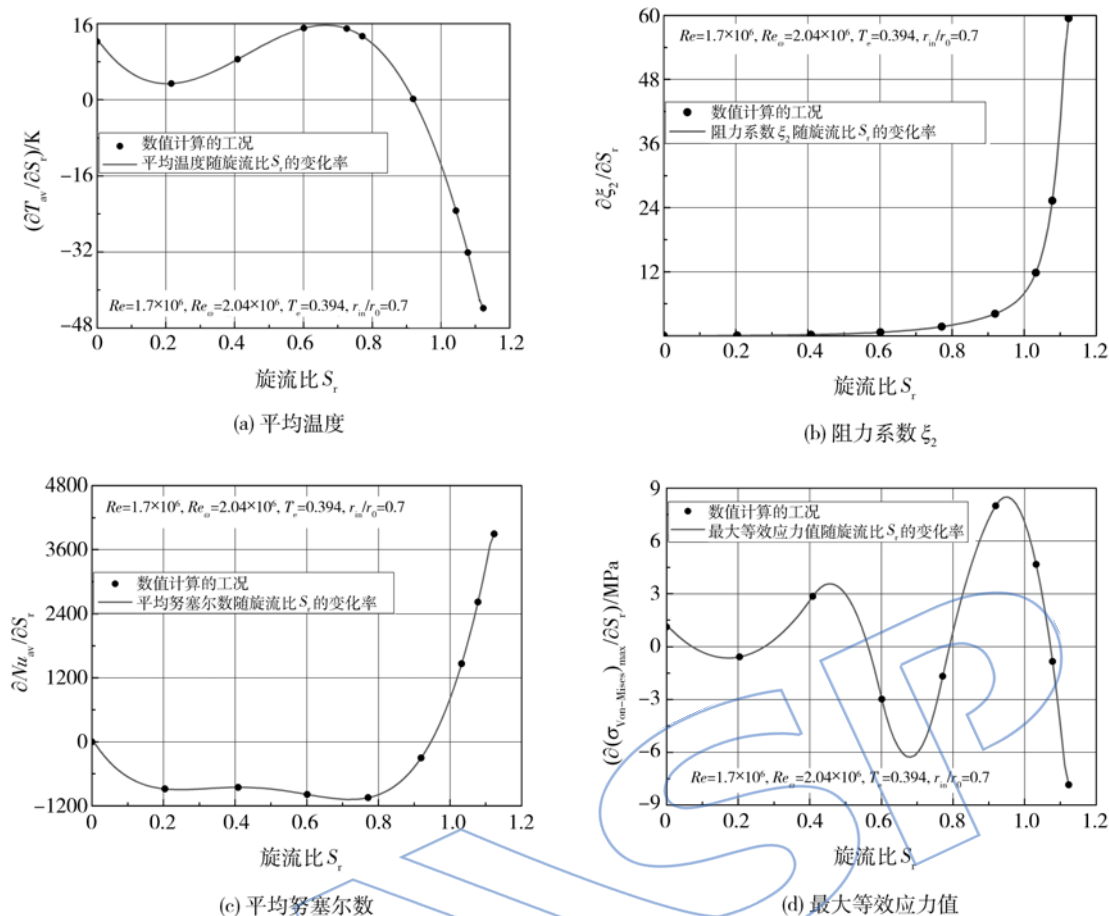


图8 各指标随旋流比变化的敏感性分析图

Fig. 8 Sensibility analysis on the swirl ratio

且变化不大(见图3)。

由2.4节应力评价的分析可得,旋流比的改变对离心应力没有影响,仅引起热应力的变化,从而影响转盘的等效应力分布。最大等效应力值出现在转盘的低半径区域;在该区域中,离心应力处于主导地位,热应力的方向与离心应力的方向一致,起到增强等效应力的作用。随着旋流比的增加,该区域的温度梯度接近为零且变化不大,导致热应力水平低且变化范围小,因此对等效应力值的贡献不大。图8(d)反映了最大等效应力值对旋流比的敏感性,在 $S_r = 0.9$ 时,敏感度达到最大值, $\partial(\sigma_{\text{von-Mises}})_{\text{max}}/\partial S_r = 8.5 \text{ MPa}$,表明在 $S_r = 0.9$ 附近,旋流比 S_r 每增加0.1时,转盘的最大等效应力值仅升高0.85 MPa。同时,在转盘的高半径区域,随着旋流比的增加,温度梯度逐渐增大,热应力水平上升,并且圆周方向上热应力的方向与离心应力的方向相反。由于该区域的热应力处于主导地位,热应力水平的上升直接导致等效

应力值的增大。

从涡轮盘安全性分析的角度来看,涡轮盘的失效概率取决于部件的承受能力和实际使用载荷^[16]。因此,盘腔的流动与换热从上述两个方面影响轮盘的安全性分析^[17]。一方面,随着轮盘温度的升高,其材料特性发生变化以及承受失效的能力下降,具体表现在部件的许用应力下降。由旋转圆盘温度分布的分析可知,旋流比的变化强烈影响着圆盘的整体温度水平,从而导致材料的局部许用应力发生较大的变化。另一方面,随着旋转盘腔旋流比的变化,转盘的实际使用载荷也发生变化。具体表现为由热应力变化导致整体应力水平和最大等效应力值的改变。

综上所述,转静系旋转盘腔进气预旋角度的变化能够从部件承受能力和实际使用载荷两方面对涡轮盘的失效概率产生较大影响,因此,在涡轮盘腔的设计阶段,需要考虑进气预旋角度对涡轮盘安全性的影响。

3 结 论

1) 在进气雷诺数和旋转雷诺数不变的情况下,旋流比是进气预旋角度的单值函数.针对转静系旋转盘腔在不同旋流比时的冷却效果,从流阻、换热效果和应力水平三方面进行综合评价.

2) 旋流比的改变能够使旋转腔的流动结构发生变化,从而影响盘面换热效果和转盘的温度分布,导致与温度梯度紧密相关的热应力水平也发生变化.

3) 随着旋流比的增加,旋转盘腔的流阻损失逐渐增大,转盘迎风面的平均换热效果呈现先减弱后增强的趋势,转盘整体应力水平上升,并且出现在圆盘中心处的最大等效应力值增加.

4) 转静系旋转盘腔进气预旋角度的变化能够从材料许用应力和实际使用应力两方面对涡轮盘的失效概率产生较大影响,因此,在涡轮盘腔的设计阶段,需要考虑进气预旋角度对涡轮盘安全性的影响.

参考文献:

- [1] Sehra A K, Whitlow W Jr. Propulsion and power for 21st century aviation[J]. Progress in Aerospace Science, 2004, 40(5):199-235.
- [2] International Air Transport Association. Safety report 2008[R]. 45th ed. Canada: International Air Transport Association, 2009.
- [3] U. S. Department of Transportation FAA. Advisory circular 33.75-1A Guidance material for aircraft engine life-limited parts requirement[S]. USA: U. S. Department of Transportation FAA, 2009.
- [4] U. S. Department of Transportation FAA. FAR33FAR33 Federal aviation regulations Part 33: airworthiness standards: aircraft engines [S]. USA: U. S. Department of Transportation FAA, 2009.
- [5] U. S. Department of transportation FAA. Advisory circular 33.70-1 Guidance material for aircraft engine life-limited parts requirement[S]. USA: U. S. Department of Transportation FAA, 2009.
- [6] Karabay H, Pilbrow R, Wilson M, et al. Performance of pre-swirl rotating-disc systems[J]. ASME Journal of Gas Turbines and Power, 2000, 122(3):442-450.
- [7] Wilson M, Pilbrow R, Owen J M. Flow and heat transfer in a preswirl rotor-stator system[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2):364-373.
- [8] Pilbrow R, Karabay H, Wilson M, et al. Heat transfer in a "cover-plate" preswirl rotating-disc system[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2):249-256.
- [9] Lock G D, Wilson M, Owen J M. Influence of fluid-dynamics on heat transfer in a pre-swirl rotating-disc system [R]. ASME 2004-GT-53158, 2004.
- [10] Karabay H, Chen J X, Pilbrow R, et al. Flow in a "cover-plate" preswirl rotor-stator system[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1):160-166.
- [11] 罗翔, 徐国强, 陶智, 等. 30°预旋进气旋转盘流动与换热特性的实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3):290-293.
LUO Xiang, XU Guoqiang, TAO Zhi, et al. Flow and heat transfer in rotor-stator system with pre-swirl angle of 30° [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3):290-293. (in Chinese)
- [12] 罗翔, 徐国强, 陶智, 等. 进气角度对旋转盘冷却效果的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(3):240-243.
LUO Xiang, XU Guoqiang, TAO Zhi, et al. Cooling effectiveness in a rotor-stator system with different pre-swirl angles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):240-243. (in Chinese)
- [13] 王锁芳, 朱强华, 栾海峰, 等. 高位预旋进气转静盘腔换热实验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8):1216-1221.
WANG Suofang, ZHU Qianghua, LUAN Haifeng, et al. Experimental study on heat transfer in rotor-stator cavity with high-positioned pre-swirl inflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8):1216-1221. (in Chinese)
- [14] 丁水汀, 陶智, 徐国强, 等. 旋转盘腔冷却问题的工程评价[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1):83-86.
DING Shuiting, TAO Zhi, XU Guoqiang, et al. An engineering evaluation system of turbine disk cooling configuration[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1):83-86. (in Chinese)
- [15] FU Debin, TAO Zhi, ZHANG Gong, et al. Safety evaluation of cooling configuration in a rotor-stator cavity[R]. Beijing, China: The 1st International Symposium on Aircraft Airworthiness, 2009.
- [16] Enright M P, Chan K S, Moody J P, et al. Probabilistic fretting fatigue assessment of aircraft engine disks [J]. Journal of Engineering of Gas Turbines and Power, 2010, 132(7):072502(9 pages).
- [17] Melis M E, Zaretsky E V, August R. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(5):658-666.