

文章编号:1000-8055(2011)08-1681-07

旋转盘腔进气位置的敏感性分析

丁水汀, 张 弓, 李 烨, 李 果

(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: 为保证涡轮盘满足适航规章的安全性要求,采用单向 FSI(fluid structure interaction)数值方法,研究旋转盘腔无量纲进气位置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:无量纲进气位置的改变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.随着无量纲进气位置的提升,旋转盘腔的流阻损失增大,转盘迎风面的平均换热效果减弱,转盘的应力水平和在低半径处的最大等效应力值均下降.无量纲进气位置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,在涡轮盘腔的设计阶段,需要考虑无量纲进气位置对涡轮盘安全性的影响.

关 键 词: 适航; 旋转盘腔; 进气位置; 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 the air inlet position in the rotating cavity

DING Shui-ting, ZHANG Gong, LI Ye, LI Guo

(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: Fluid structure interaction numerical method was applied to investigate the influence of air inlet position on the cooling effect of the rotating cavity. And, in order to ensure the safety of the turbine disk, the cooling effect was evaluated by an engineering evaluation system, which includes resistance evaluation, heat transfer evaluation and stress distribution evaluation. The results show that, the air inlet position has a great influence on the fluid structure in the rotating cavity, which determines the heat transfer and the temperature distribution of the rotating disk. Furthermore, the thermal stress of the rotating disk related to the temperature gradient can be affected. With the rise of the inlet position, the frictional windage of the rotating cavity increases, the heat transfer of the windward of the disk slacks, and the stress level and the maximum value decline. Therefore, the change of the inlet position has an effect on the failure probability of the turbine disk from two aspects: the material affordability and the working stress.

Key words: airworthiness; rotating cavity; air inlet position; cooling effect; sensibility analysis

收稿日期:2010-08-30; 修订日期:2010-12-16

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.

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,在发动机设计阶段,安全性理论和技术已成为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,需对涡轮盘腔冷却效果进行全面评价.

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^[6-8],并且已经形成了涡轮盘腔冷却问题的工程评价体系^[9-11],以流阻、换热和应力分布三个评价指标,全面地衡量旋转盘腔冷却效果. 但是,流动与换热对涡轮盘应力分布的影响机理以及工程评价指标对不同冷却结构的敏感性分析还比较匮乏,然而这在发动机涡轮部件的安全性分析中却是十分必要的^[5].

因此,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)数值方法研究无量纲进气位置的变化对冷却效果的影响,运用工程评价体系对采用不同进气位置结构时旋转盘腔的冷却效果进行了评价和比较,并且初步对进气位置的敏感性进行分析.

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的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)分析的计算方法.

1.2 计算模型

转静系旋转盘腔的几何模型如图1所示. 该

模型关于 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成缝.

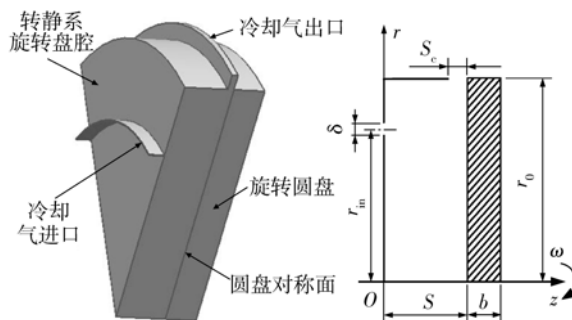


图1 旋转盘腔模型示意图

Fig. 1 Model of rotating cavity and disk

当进气位置作为独立变量进行研究时,模型的其他几何参数按表1给定.

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
r_0/mm	b/mm	S/mm	S_c/mm
320	40	64	8

为保证在相同冷气流流量时每种进气结构的进气雷诺数相同,进气位置 r_{in} 和进气缝宽度 δ 有如下关系:

$$\frac{r_{in}^2}{2} = r_{in} \cdot \delta = \frac{\dot{m}}{2\pi\rho v_{in}} = \text{const} \quad (1)$$

其中 r_{in0} 为中心进气的进气孔半径.

参考航空发动机低压涡轮盘腔的冷气进口速度范围是50~150 m/s,故取进气速度为80 m/s,计算冷却气流量为0.02778 kg/s. 根据上述关系式,确定9种不同的进气结构,如表2所示.

计算模型采用六面体和三棱柱单元划分网格,并且对于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. 各种进气结构中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%.

表 2 各种进气结构的几何参数
Table 2 Geometry parameters of different inlet configurations

进气结构	无量纲进气位置 $R_{in}=r_{in}/r_0$	进气位置 r_{in}/mm	进气缝宽 δ/mm
结构 0 (中心进气)	0	0	23.5 (进气孔半径)
结构 1	0.1	32	8.6
结构 2	0.2	64	4.3
结构 3	0.3	96	2.9
结构 4	0.4	128	2.2
结构 5	0.5	160	1.7
结构 6	0.6	192	1.4
结构 7	0.7	224	1.2
结构 8	0.8	256	1.1

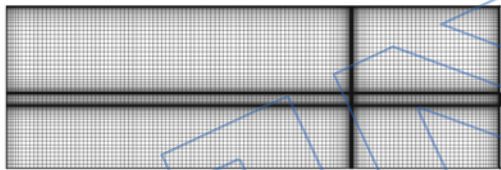


图 2 旋转盘腔和圆盘的网格示意图
Fig.2 Mesh of rotating cavity and disk

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,无量纲进气位置(表示系统的无量纲几何参数)是影响旋转盘腔冷却效果的准则数之一. 本文研究 $Re=1.7\times10^6$, $Re_\omega=2.04\times10^6$, $T_e=0.394$, $v_{\varphi 0}/v_0=0$ 时,无量纲进气位置 R_{in} 在 $0\sim0.8$ 范围内的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, $v_{\varphi 0}/v_0$ 为无量纲进气预旋角度.

具体的计算边界条件如表 3 所列.

涡轮盘附近冷气的流动速度远低于声速,可忽略其压缩性. 由于冷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常数的变化,按常物性处理. 参考温度取进口流体温度, $T_{\text{ref}}=T_0=301.15\text{K}$,物性参数按表 4 给定.

表 3 计算边界条件数据
Table 3 Computational boundary condition

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
冷却气进口预旋角度/ $(^\circ)$	0
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 4 物性参数
Table 4 Data list of the physical parameters

计算域的物性参数	数值
密度 $\rho_{\text{solid}}/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	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 $c_{p,\text{solid}}/(\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1})$	1005
动力黏度 $\mu/10^{-5}(\text{kg}\cdot(\text{m}\cdot\text{s})^{-1})$	1.854
密度 $\rho_{\text{solid}}/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	7840
导热系数 $\lambda_{\text{solid}}/(\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1})$	47
比定压热容 $c_{p,\text{solid}}/(\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1})$	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 给出了不同进气位置对旋转圆盘温度分布的影响. 其中,结构 0 和结构 8 的温度分布趋势与文献[7]的实验数据所示的温度分布趋势吻合. 从图中可以看出,进气位置的变化,能改变转盘的整体温度水平和整体最大温差,而对温度分布的趋势影响不大. 随着进气位置的提升,转盘低半径处具有较小温度梯度的区域逐渐扩大,并且转盘的整体温度水平升高以及整体最大温差减小. 采用结构 8 的进气位置时,转盘的整体最大温差比采用结构 0 时最多降低了 35.6%,平均温度水平仅上升了 1.9%.

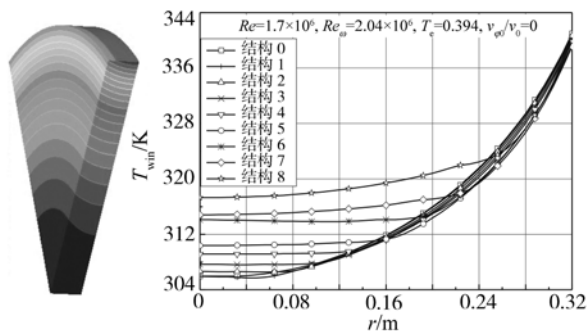


图3 旋转圆盘的温度分布趋势

Fig. 3 Temperature distributions of rotating disk

2.2 流阻评价

图4给出了不同的进气位置对旋转腔流阻损失的影响.可以看出,随着进气位置的提升,旋转腔的流阻损失逐渐增大.当无量纲进气位置 $R_{in} < 0.6$ 时,阻力系数 ξ_1 为负值(见图4(b)).这说明,如果旋转腔静止,剔除旋转泵效应对出流的贡献,要保证流量,须提高进口冷气压力^[11].

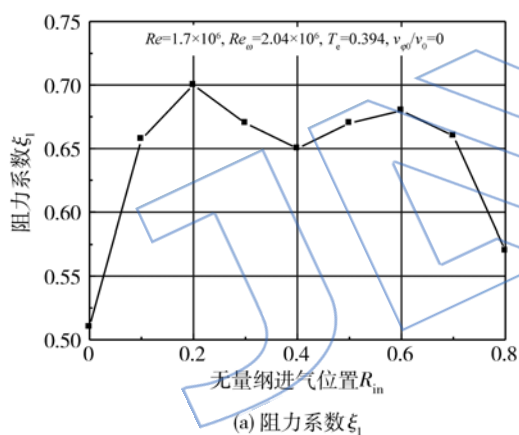
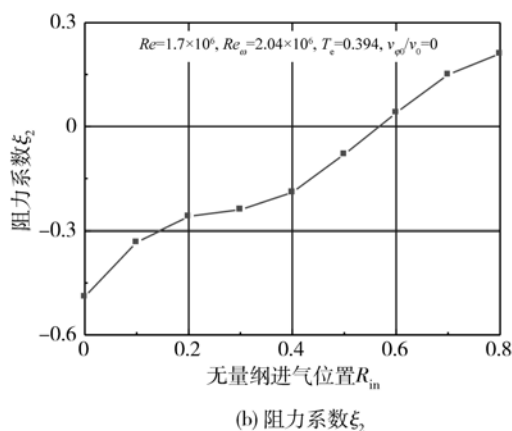
(a) 阻力系数 ξ_1 (b) 阻力系数 ξ_2

图4 旋转腔的阻力系数分布

Fig. 4 Frictional windage distributions of rotating cavity

2.3 换热评价

图5给出了不同的进气位置对旋转圆盘迎风面换热效果的影响.可以看出,随着进气位置的提升,当 $R_{in} < 0.5$ 时,转盘迎风面的平均换热效果略有增强,并且对于非中心进气结构,局部 Nu 的峰值水平迅速下降;当 $R_{in} \geq 0.5$ 时,平均换热效果逐渐减弱,而局部 Nu 的峰值水平基本维持不变.图5(b)表明,旋转腔的进气位置控制着局部 Nu 峰值的水平及其出现的位置,并且,峰值出现的区域比进气位置在径向方向偏高.采用结构8的进气位置时,平均努塞尔数 Nu_{ave} 比采用结构0时下降了14%.

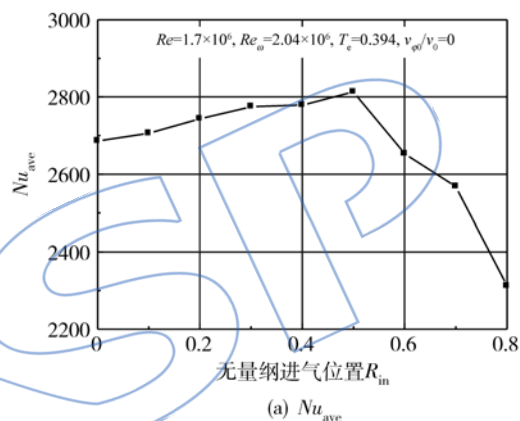
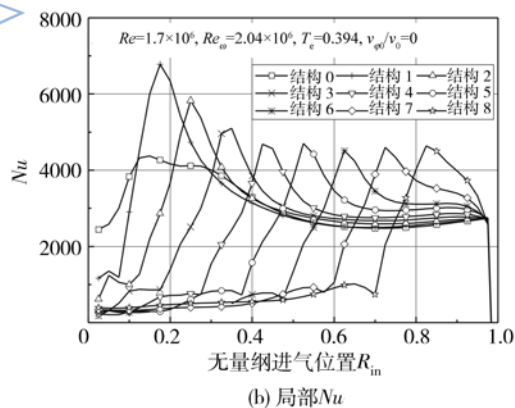
(a) Nu_{ave} (b) 局部 Nu

图5 旋转圆盘迎风面的努塞尔数分布

Fig. 5 Nusselt number distributions of disk's windward

2.4 应力评价

图6给出不同进气位置对旋转圆盘等效应力分布的影响.从图中可以看出,最大等效应力值出现在转盘中心,并且在靠近外缘处等效应力有急剧上升的趋势.随着进气位置的提升,转盘的整体应力水平下降以及最大等效应力值减小,最小等效应力值的位置逐渐往盘缘移动,而应力分布的

趋势变化不大.采用结构 8 时,转盘最大等效应力值和平均应力水平比采用结构 0 时均减小 21%.

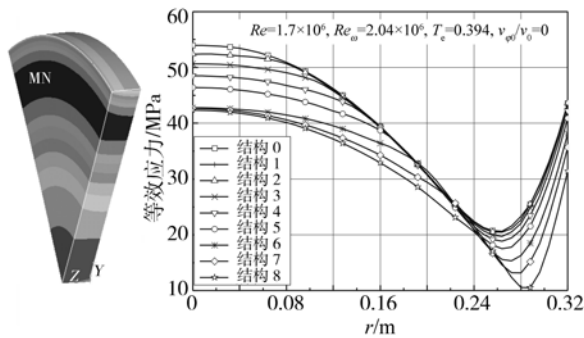


图 6 旋转圆盘的等效应力分布

Fig. 6 Von Mises stress distributions of rotating disk

2.5 分析

从 $Re = 1.7 \times 10^6$, $Re_\omega = 2.04 \times 10^6$, $T_c = 0.394$, $v_{\omega 0}/v_0 = 0$ 时不同进气位置的旋转盘腔流线图(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.旋转盘腔中的流动换热可以大致分为两个区域:强迫对流区域和自然对流区域^[8].旋转圆盘与冷空气的热交换由主射流诱发的涡系和自然对流完成.结合不同进气位置时转盘迎风面的局部 Nu 分布图(见图 5(b)),分析得到:

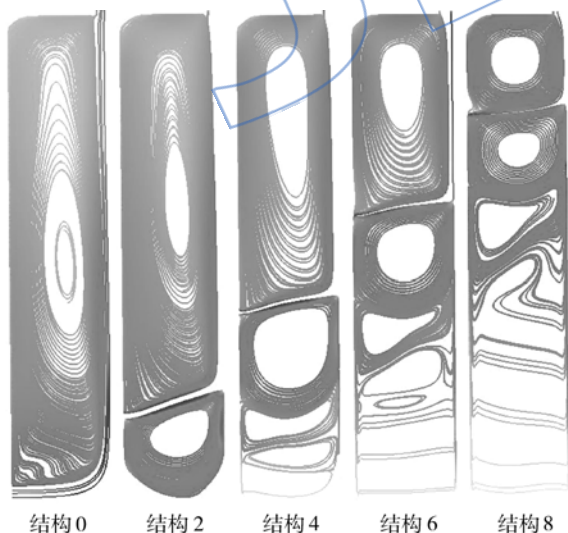


图 7 旋转盘腔的流线图

Fig. 7 Stream lines of the rotating cavities

采用中心进气时,冷气冲击转盘的中间区域,然后折转流向四周,扫过整个盘面.转盘中心区域的换热主要由冲击冷却决定,计算结果显示,局部

Nu 的最大值不是在驻点附近,而是出现在偏离驻点的一段距离.顾维藻等^[12]根据自己及引用邱绪光的研究结果指出,在冲击距比较小($z/(2r_m) < 6 \sim 8$)时,局部传热系数的峰值不一定出现在驻点上.本计算模型的冲击距为 1.4,对流换热的最大值不在驻点上也是有可能的.转盘迎风面附近的冷气径向外流,经过转盘外缘区域,一部分冷气从出气间隙流出腔外,另一部分冷气沿静止环罩向静盘流动,在静止盘罩表面附近径向内流,因此,冷气在腔内形成回流.在进气口的径向以上盘腔区域形成一个逆时针旋转的涡,该涡控制下的盘腔区域的换热效果主要受到强迫对流的影响.在本文的边界条件下,该涡的强度不足以影响进气口径向以上的所有盘腔区域,因此,在该涡与盘腔外径的静止环罩之间存在自然对流区域.

采用高位进气时,在进气口的径向以上有一个逆时针方向旋转的涡;紧靠进气位置的径向以下有一个顺时针方向旋转的涡,并且从进气结构 4 开始,由于此涡的诱导,该涡的径向以下位置稳定存在一个逆时针方向旋转的涡.由于高流速冷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,阻断了冲击区下边因旋转造成径向外流的流体^[8].此时,低半径区域的换热效果主要受到自然对流的影响.随着径向位置的增加,局部 Nu 出现了第一个极大值,其对应的位置恰好在射流位置径向以下两个涡的分离区域.随着径向位置的进一步增加,盘腔流动进入强迫对流换热区域.在该区域中,局部 Nu 达到最大值,其对应的位置与进气口的径向位置一致.其中,高位进气的流动结构与文献^[7]的计算结果吻合.

由此可以推断,进气位置的变化能够影响腔内的流动结构,从而影响盘面的换热效果.进一步,从转盘迎风面的 Nu_{ave} 随进气位置变化的敏感性分析(如图 8)可以看出,从中心进气转变到非中心进气结构的过程中,旋转盘腔内的流动结构发生改变,因此 Nu_{ave} 也发生变化,然而对进气位置的敏感度不高.在低位进气时, dNu_{ave}/dR_{in} 的数值在零附近波动,表明 Nu_{ave} 对进气位置的变化不敏感.随着进气位置的提升,数值模拟结果显示转盘迎风面的平均热流密度基本不变,然而转盘的平均温度不断提高(如图 3),导致 Nu_{ave} 对进气位置的敏感性明显提高,即 Nu_{ave} 随进气位置的变化越来越大.

冷气流经旋转盘腔后,有两种因素使其温度

升高;其一是摩擦升温;其二是冷气与涡轮盘的直接热交换^[8].结合图4和图8(b),(c)的分析,随着进气位置的提升,一方面旋转盘腔的流阻损失增大,意味着流动损失的能量转化为热量的程度增强;另一方面 Nu_{ave} 下降越来越快,即盘面的整体换热效果迅速减弱,尤其是转盘低半径处的换热效果(见图5).这两方面因素的共同作用,导致了旋转圆盘的整体温度水平和低半径处的最小温度值上升,如图3所示.并且,从图8(a)可以看出,旋转圆盘的平均温度在高位进气时对进气位置变化的敏感性较高,而在低位进气时对进气位置的变化不敏感.

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.进气位置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.结合图3和图6的分析可得,对于转盘低半径区域,采用高位进气时,该区域的换热效果远差于低位进气的情况,导致低半径区域的温度水平较高

以及温度梯度较小,故其热应力水平比低位进气时要小,并且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,因此,热应力的减小使得该增强作用的效果减弱.同时,对于转盘高半径区域,高位进气时温度梯度相对于低位进气时较小,从而热应力的水平较低,并且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,热应力的减小直接导致等效应力的减小.因此,随着进气位置的提升,转盘整体应力水平下降,并且出现在低半径处的最大等效应力值减小.同时,从图8(d)可以看出,转盘的最大等效应力值对进气位置的敏感度,随着进气位置的提升呈现先增大后减小的趋势.在 $R_{in} = 0.4$ 时,敏感度达到最大值, $d(\sigma_{Von Mises})_{max}/dR_{in} = -25.2 \text{ MPa}$.这表明,在 $R_{in} = 0.4$ 附近,无量纲进气位置每提升0.1时,转盘的最大等效应力值会减小2.52 MPa.

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的使用载

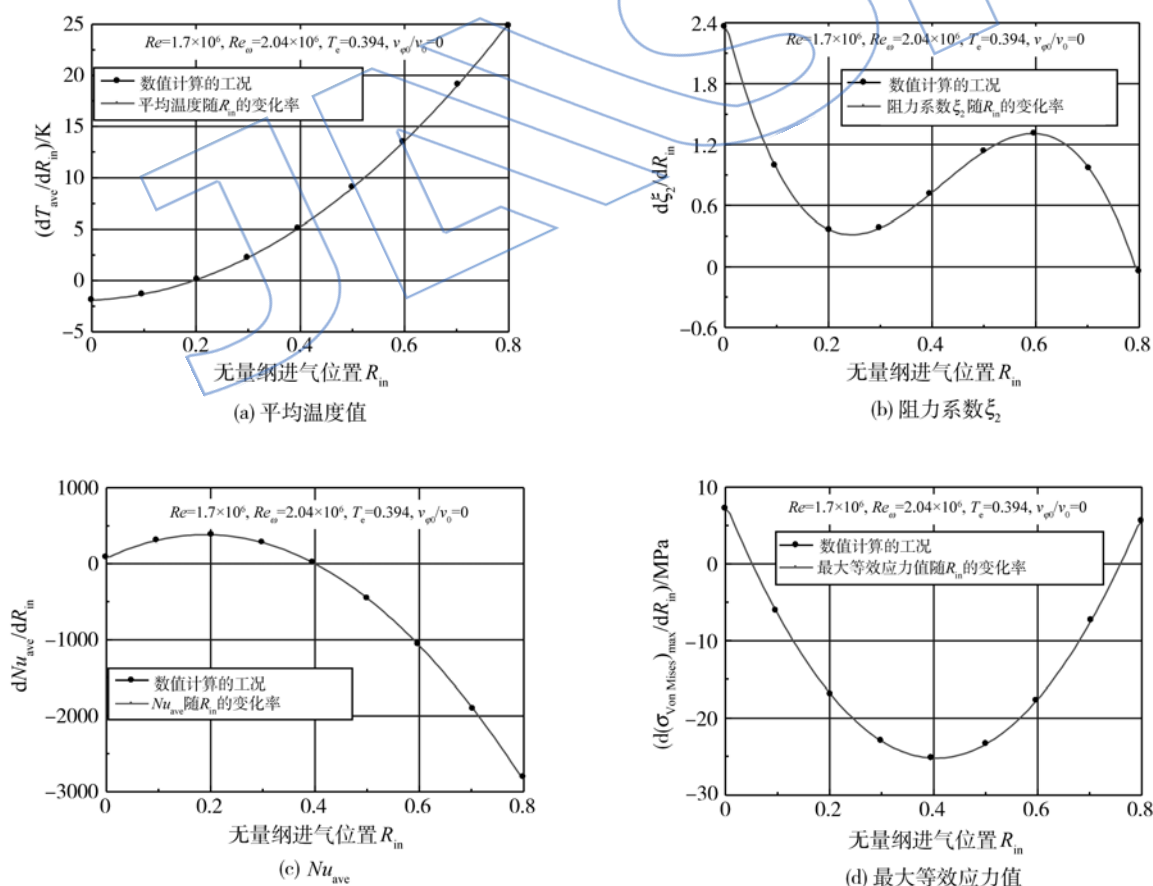


图8 各指标随进气位置变化的敏感性分析图

Fig. 8 Sensitivity analysis on the air inlet position

荷^[13],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^[14].

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,进气位置的变化强烈影响着转盘的平均温度水平和低半径处的最小温度值,从而导致材料的局部许用应力发生较大的变化.另一方面,随着旋转盘腔进气位置的变化,转盘的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的最大应力值的改变.

综上所述,转静系旋转盘腔进气位置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,在涡轮盘腔设计阶段,需要考虑进气位置对涡轮盘安全性的影响.

3 结 论

为保证涡轮盘满足适航的安全性要求,本文依据旋转盘腔冷却问题的工程评价体系对旋转盘腔的冷却效果进行评价.通过采用单向FSI数值方法,研究了无量纲进气位置的变化对冷却效果的影响.其结果表明:

1) 针对转静系旋转盘腔采用不同进气位置时的冷却问题,从流阻、换热效果和应力水平三方面进行了综合评价.

2) 无量纲进气位置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) 随着无量纲进气位置的提升,旋转盘腔的流阻损失增大,转盘迎风面的平均换热效果减弱,转盘的应力水平和在低半径处的最大等效应力值均下降.

4) 转静系旋转盘腔进气位置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,需考虑进气位置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(4-5):199-235.

[2] International Air Transport Association. Safety report 2008[R]. Canada: IATA, 2009.

[3] U. S. Department of Transportation FAA. Guidance material for aircraft engine life-limited parts requirement [R]. Advisory Circular 33. 75-1A, 2009.

[4] U. S. Department of Transportation FAA. e-CFR 14 Part 33: airworthiness standards: aircraft engines[S]. Washington, DC: FAA, 2009.

[5] U. S. Department of Transportation FAA. Guidance material for aircraft engine life-limited parts requirement[R]. Advisory Circular 33. 70-1, 2009.

[6] Owen J M, Rogers R H. Flow and heat transfer in rotating disc systems Volume 1: rotor-stator system[M]. England: Research Studier Press Ltd., 1989.

[7] 徐国强. 转静系旋转盘腔内冷气的流动与换热特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.

XU Guoqiang. Flow and heat transfer characteristics of coolant through a shrouded rotating disk system [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999. (in Chinese)

[8] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.

[9] 徐国强, 詹治国, 丁水汀, 等. 中心进气和高位垂直进气转静系旋转盘腔冷却品质比较[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 42-44.

XU Guoqiang, ZHAN Zhiguo, DING Shuiting, et al. Comparison of cooling effectiveness between central and high-positioned air inlet rotor-stator disk systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 42-44. (in Chinese)

[10] 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, 111.

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, 111. (in Chinese)

[11] FU Debin, TAO Zhi, ZHANG Gong, et al. Safety evaluation of cooling configuration in a rotor-stator cavity[R]. Beijing, China: 1st Int. Symposium on Aircraft Airworthiness, 2009.

[12] 顾维藻, 神家锐, 马重芳, 等. 强化传热[M]. 北京: 科学出版社, 1991.

[13] 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).

[14] Melis M E, Zaretsky E V, August R. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability[J]. J. Propul. Power, 1999, 15(5): 658-666.