

文章编号:1000-8055(2011)04-0814-08

一种基于热管理的热端部件轻量化研究

付德斌, 丁水汀, 陶 智, 李 果, 张 弓, 李 烨

(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, 北京 100191)

摘 要: 基于对航空发动机使用热管理的思路, 采用单向流固耦合(fluid structure interaction, FSI)算法, 在等冷耗量条件下, 对旋转轮盘内应力水平与其盘心开槽加热及轻量化的关联性进行了计算研究. 在转速为 10 000 r/min, 盘腔冷却空气进出口边界条件、盘内外缘加热热流密度均保持不变的条件下, 借鉴双辐板盘的拓扑结构, 在盘心开不同大小的加热槽, 研究盘内等效应力水平随盘心加热槽结构变化的规律. 结果表明: 通过盘心开槽加热方式, 可以得到盘内温度场的 U 型分布, 盘内应力水平得以有效降低, 说明了盘内应力水平与盘心开槽加热的方式和大小存在着较强的关联性, 在保证航空发动机整体气动性能、涡轮盘性能和使用寿命的前提下, 探索通过对涡轮盘的主动热管理, 实现对热端部件的显著轻量化是值得预期的.

关 键 词: 热管理; 轻量化; 应力水平; 旋转轮盘; 温度分布

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Study on heated components mass reduction based on thermal management

FU De-bin, DING Shui-ting, TAO Zhi, LI Guo, ZHANG Gong, LI Ye

(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: The relationship between stress level and disk mass reduction in a rotating disk with heat channel and warming-up in disk root at a fixed flux of cooling air was numerically studied, by using fluid structure interaction (FSI) method based on the thermal management for heated components. The regulation between stress level and disk mass reduction was studied under the boundary condition of disk space and the heat flux of different heat channel configurations' fixed condition. The rotating speed was also fixed at 10 000 r/min. Numerical results reveal that there exists a strong relevance between stress level and the construction of heat channel and heat flux. By heating the disk root, the U-temperature distribution can reduce the disk stress level. It means that the method of active thermal management can achieve the disk mass reduction, while guaranteeing the performance of aero-engine and working life.

Key words: thermal management; mass reduction; stress level; rotating disk; temperature distribution

欧美国家先后制定了一系列发展发动机技术计划, 如美国的高性能涡轮发动机综合技术计划

(IHPTET), 多用途、经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)计划, 欧洲的先进核心军用发动机

收稿日期: 2010-03-26; 修订日期: 2010-07-05

作者简介: 付德斌(1977—), 男, 黑龙江宝清人, 博士生, 主要从事传热传质方面的研究.

(ACME)计划等,目标是在21世纪初,通过气动热力学的进步、部件综合设计技术的提高、结构简化轻量化、材料工艺改进等使发动机推质比达到15~20。目前,美欧等国的四代发动机与三代发动机相比,零件数目减少了40%~60%,推质比增加了20%,可见发动机的合理轻量化具有重大意义^[1]。

目前,航空发动机轻量化技术主要是通过通过对发动机部件进行结构优化设计以及通过对新型材料和结构的研究和应用来实现。轻量化对象主要集中在相对容易实现的冷端部件——风扇、压气机及静止件的轻量化,通过采用整体叶盘等技术可使相应部件轻量化20%~30%,但对整机的推质比贡献却是有限的,最大可能使推质比提高10%^[2-3];而占发动机质量比重较大的热端部件,因其工作环境苛刻、多学科优化技术薄弱等因素,对其结构进行优化轻量化的研究相对较少。但是,随着多学科优化技术的发展,对发动机热端部件进行有效的热管理,合理地控制热端部件上的温度分布,可以显著改善其应力水平,形成新的设计准则,进而在保证安全的前提下实现对热端部件的轻量化。保证安全性下通过有效热管理来改善应力水平,这一点在FAA(Federal Aviation Administration)的咨询通告AC33.70-1中也有阐述^[4]。

以航空发动机的关键热端部件——涡轮盘为例,由涡轮盘实际温度分布产生的热应力对轮盘强度^[5]和寿命的影响是负面的^[6-9]。通过研究表明,合理利用离心应力和热应力叠加的原理^[10],主动控制轮盘上的温度分布,可以使叠加后的轮盘整体应力水平有效降低,进而使热应力对轮盘的强度和寿命产生积极的影响^[11]。美国的IHPTET计划中的双辐板^[12]涡轮盘设计验证了这一点,即通过对涡轮盘结构的改变,使得冷却方式从只能对轮盘表面冷却改变为由冷却空气同时对轮盘表面和内部进行冷却,从而使涡轮盘内部的温度分布得到改善、应力水平得以降低。在明显的减轻了涡轮盘质量的同时,也切实地提高了轮盘的冷却效果和整体性能。

本文正是从这个思路出发,在考虑保证发动机的总体性能不变的前提下,不改变涡轮盘的外部结构,通过在涡轮盘盘心开槽加热的方式,主动控制涡轮盘内的温度分布,从而实现有效地优化轮盘内应力分布并降低其应力水平,提高涡轮盘的安全性和使用寿命,进而实现发动机热端部件

的安全轻量化。

1 计算方法简介

采用单向流固耦合算法(fluid structure interaction,简称FSI),即使用商用计算流体动力学(computational fluid dynamics,简称CFD)软件先算出盘上的温度分布,然后将这一温度分布作为载荷加入到有限元(finite element,简称FE)分析中计算涡轮盘在耦合作用下的应力场。本文分析中,暂没考虑轮盘变形对盘腔内流场的影响。

2 计算模型的简化及分析

本文以某型航空发动机的高压涡轮盘(腔)为原型,在保证所研究对象计算精度的基础上,根据需要对原型的几何模型和温度边界条件进行了一定的简化,如图1所示。

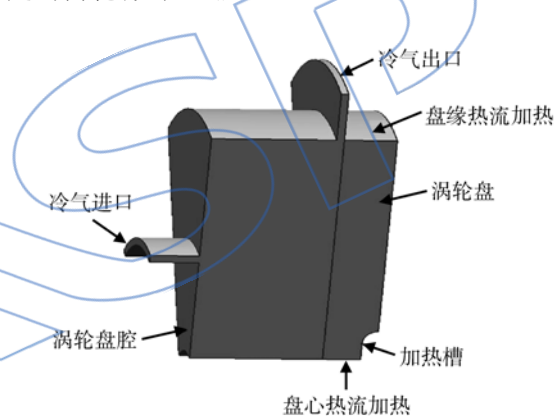


图1 计算模型总体示意图

Fig. 1 Sketch of the geometry model

2.1 对涡轮盘的简化

涡轮盘的主体部分是一个轴对称的高速旋转的中心有孔的圆盘,并且由于对称性,取全盘的1/8后再沿轴向取盘的1/2作为计算模型。根据研究所针对问题的特点,参照航空某型发动机高压涡轮盘的尺寸,将所研究涡轮盘简化为图2所示几何模型。

其中轮盘内径 $R_1=0.0643\text{m}$;轮盘外径 $R_2=0.2593\text{m}$;轮盘厚度(半盘) $h=0.035\text{m}$ 。共取5种不同的加热槽结构,对应的加热槽几何尺寸 $a, b, R, \Delta M/M$,其中 ΔM 为开槽后的减去质量, $\Delta M/M$ 为减去质量所占原盘质量的百分比,如表1所示。

计算模型为轴对称结构,因形状和边界条件比较规则,故采用六面体网格划分单元,如图3所示。

5 种计算对应网格数如表 2 所示.

参照某型发动机涡轮盘的材料,其物性参数见表 3. 密度 $\rho=8.24\times 10^3\text{ kg/m}^3$.

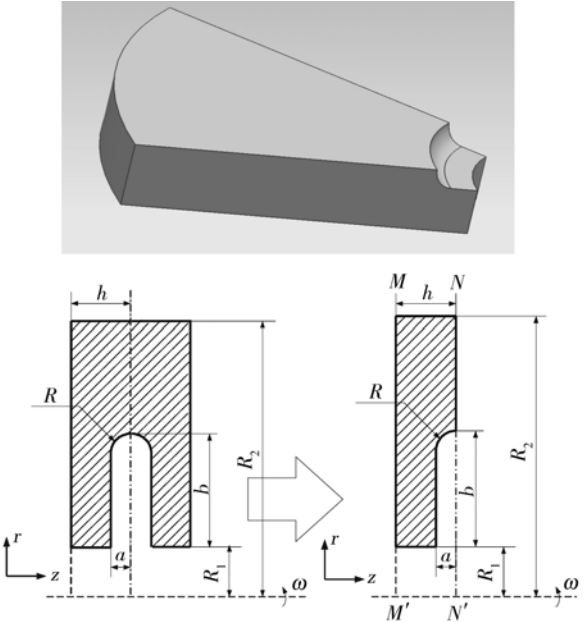


图 2 涡轮盘简化模型示意图

Fig. 2 Simplified model of disk

表 1 计算模型的几何参数

Table 1 Geometric parameters of simulation model

	a/mm	b/mm	R/mm	$(\Delta M/M)/\%$
结构 0 (未开加热槽)	0	0	0	0
结构 1	15	10	10	1.43
结构 2	10	10	10	0.48
结构 3	10	15	10	1.57
结构 4	10	97.5	10	9.67

表 3 涡轮盘的物性参数

Table 3 Physical parameters of disk

温度 $t/^\circ\text{C}$	弹性模量 E/GPa	线膨胀系数 $\alpha_1/10^{-6}\text{ }^\circ\text{C}^{-1}$	导热系数 $\lambda/(\text{W}/(\text{m}\cdot^\circ\text{C}))$	比定压热容 $c_p/(\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$
20	203	参考点	13.5	0.435
100	194	13.2	14.75	0.435
200	183	13.3	16.0	0.435
300	172	13.8	17.5	0.435
400	165	14.0	19.0	0.435
500	161	14.6	20.4	0.435
600	155	15.0	21.8	0.435
700	153	15.4	23.3	0.435

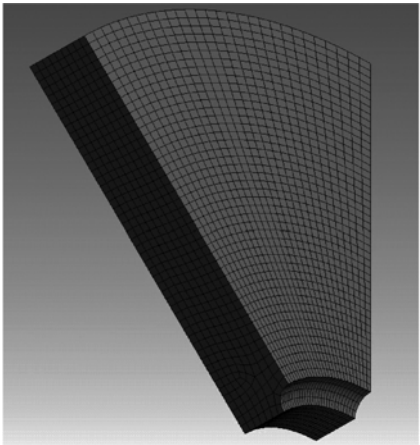


图 3 涡轮盘网格示意图

Fig. 3 Mesh of disk

表 2 计算模型的网格参数

Table 2 Mesh parameters of simulation model

	节点数/个	单元数/个
结构 0(不开加热槽)	43 233	9 504
结构 1	49 232	10 842
结构 2	53 719	11 872
结构 3	49 125	10 816
结构 4	48 785	10 571

2.2 对涡轮盘腔的简化

参照此型发动机高压涡轮盘所对应的涡轮盘腔的几何尺寸,并利用对称性,取此涡轮盘腔的 1/8 做出简化,如图 4 所示几何模型. 其中盘腔内径 $R_1=0.0643\text{ m}$;盘腔外径 $R_2=0.2593\text{ m}$;冷气出口处半径 $R_3=0.3\text{ m}$;冷气入口处半径 $R_4=0.1518\text{ m}$;冷气进口宽度 $a=0.006\text{ m}$;冷气出口宽度 $b=0.005\text{ m}$;盘腔厚度 $c=0.0875\text{ m}$.

涡轮盘腔模型为轴对称结构,因形状和边界条件比较规则,故采用六面体网格划分单元,网格节点数为 89 509,单元数为 20 272,如图 5 所示。

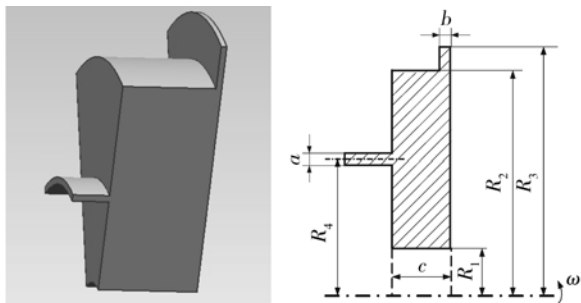


图4 涡轮盘腔简化模型示意图
Fig. 4 Simplified model of disk space

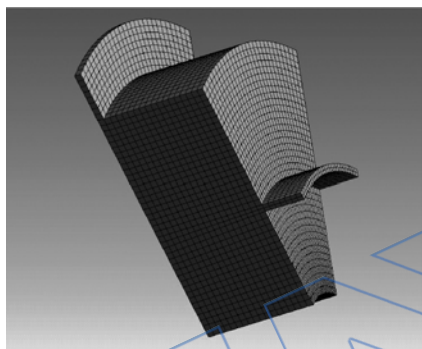


图5 涡轮盘腔模型网格示意图
Fig. 5 Mesh of disk space

3 计算边界条件的确定

3.1 CFD 分析的边界条件及计算方法

3.1.1 边界条件的确定

根据此型发动机实际工作状态,确定 CFD 分析中的边界条件。但要注意的是,对盘心的加热效果本应通过引入一股加热气体的形式实现,但由于本文是对主动控制热应力思想的机理性研究,所以对轮盘的加热方式进行了一定的简化:其中由榫头导热对涡轮盘缘区域的加热作用简化为盘缘第二类边界条件;对盘心部壁面也给定第二类边界条件,具体区域见图 1;盘心加热槽处简化为一类边界条件,根据研究的需要给定不同的壁面温度;所有计算工况下进入盘腔的冷气流量及温度不变,即等冷气耗量。具体边界条件如表 4 所示。

3.1.2 数值模拟方法

在本模型所涉及的盘腔流动中,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型得到的计算结果与其他湍流模型相比更

接近于此型发动机高压涡轮盘真实的温度分布,因此选择标准 $k-\epsilon$ 模型作为本文数值计算的湍流模型。计算所采用的收敛格式选用的是迎风格式。

表4 CFD 分析边界条件

Table 4 Boundary condition of CFD analysis

边界条件	参数
冷却气体	理想可压缩
冷气进口流量/(kg/s)	0.335 164
冷气进口温度/K	600
冷气出口压力/Pa	597 639
涡轮盘腔壁面处理	无滑移,绝热
涡轮盘盘缘加热热流密度/(W/m ²)	20 000
涡轮盘盘心加热热流密度/(W/m ²)	10 000
涡轮盘盘心加热槽温度(等温条件)/K	675
涡轮盘左侧壁面	流-固相交面
涡轮盘右侧壁面(对称面)	绝热
涡轮盘腔其余壁面处理	无滑移,绝热

3.2 有限元(FE)分析边界条件的确定

3.2.1 位移约束条件

根据发动机涡轮盘的实际工作状态,轮盘的约束为:整盘采用轴对称模型,且涡轮盘的前安装边与前轴相联,前轴是高压压气机与高压涡轮转子之间的结构承力件,因此在轮盘的前安装边上施加轴向(Z方向)约束。

3.2.2 热力学边界条件

由 CFD 分析获得涡轮盘上表面温度分布。

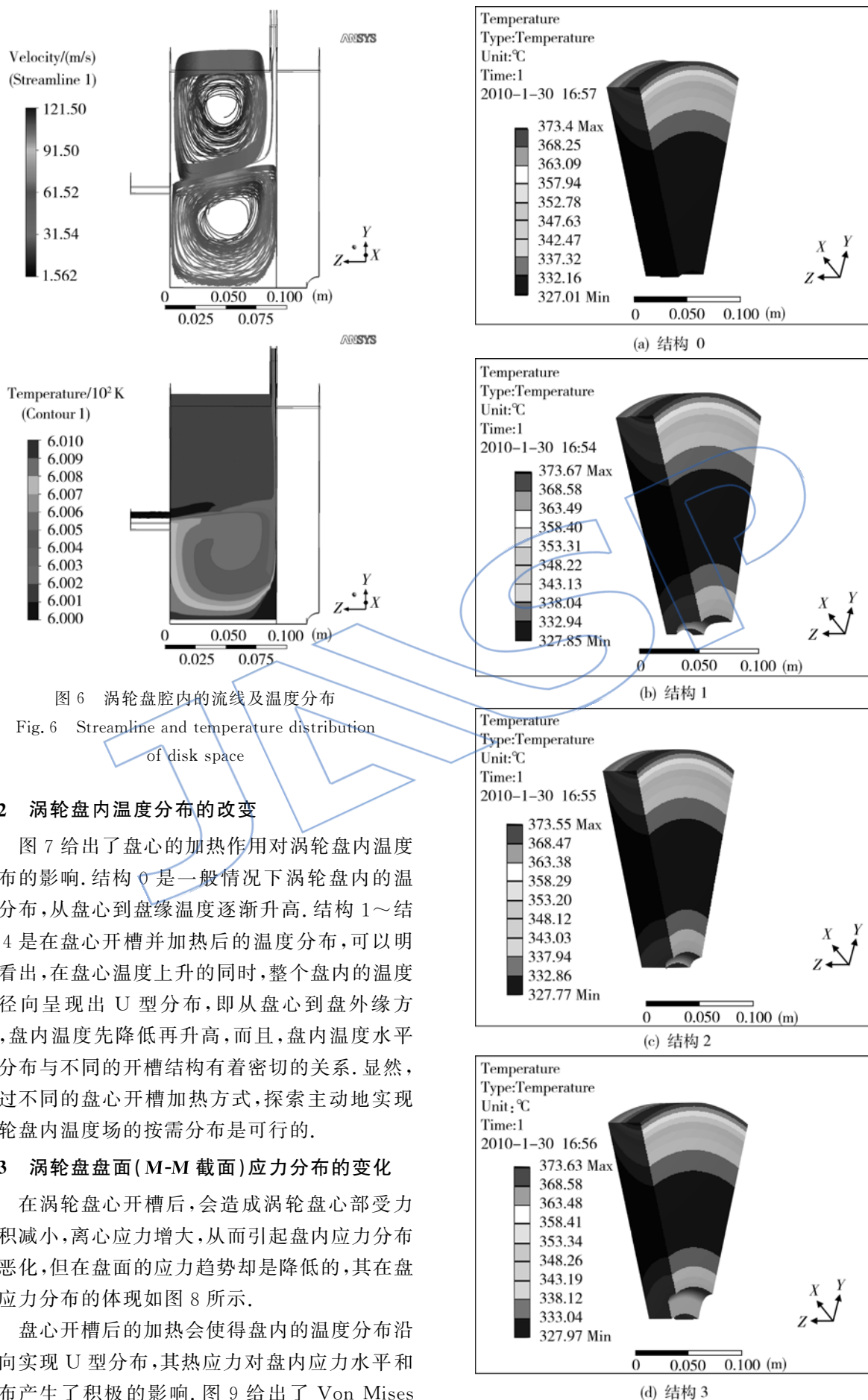
3.2.3 载荷

根据发动机的实际工作状态,涡轮盘所受载荷为惯性载荷(转速),已知转速为 10 000 r/min。由于本文的研究重点主要是轮盘上主动控制的热应力对轮盘整体应力水平的影响,所以在计算时暂没有考虑涡轮盘叶片对轮盘的拉力作用以及盘腔内流体对轮盘的作用力等。

4 计算结果分析

4.1 涡轮盘腔内速度场及流场分布

由于盘心开槽结构并没有破坏盘腔内的冷却气体流动方式,所以盘腔内的流场并没有由于轮盘结构的变化而改变。只是由于盘心的加热作用,盘腔内冷却气体的温度场发生了微小的变化,即在盘心区域的冷却气体温度略有上升。图 6 给出了盘腔内的流场及温度场分布趋势图。



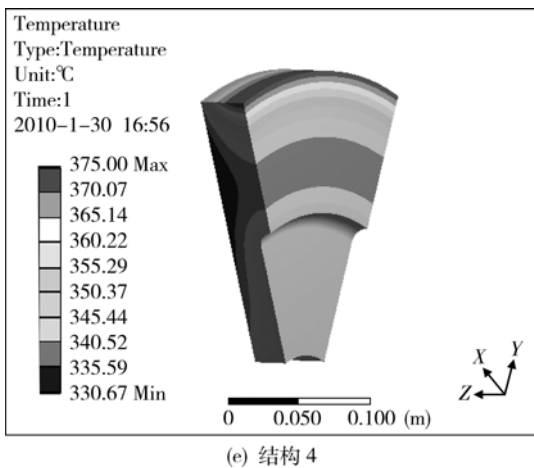


图7 涡轮盘上温度分布趋势

Fig. 7 Temperature distribution of disk

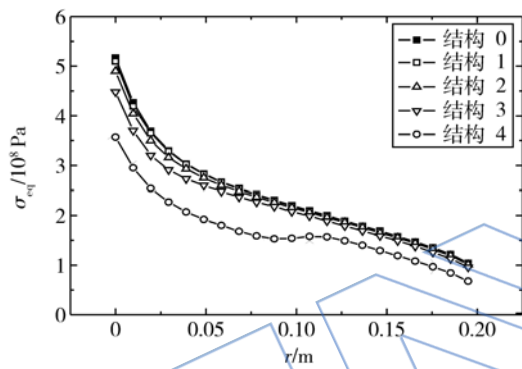
图8 涡轮盘盘面(M-M截面) Von Mises 应力分布
(盘心开槽未加热)

Fig. 8 Von Mises stress distribution of disk on unheated condition at the M-M section

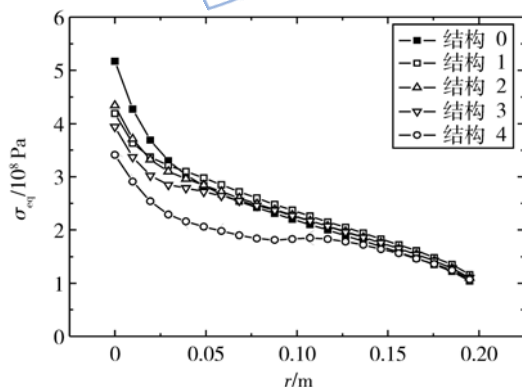
图9 涡轮盘盘面(M-M截面) Von Mises 应力分布
(盘心开槽并加热)

Fig. 9 Von Mises stress distribution of disk on heated condition at the M-M section

应力的分布对比,可以看出在盘心区域,开加热槽并加热后,应力水平显著下降;其他区域除结构1

应力值略大于未开槽模型外,其他结构下的应力值均有所下降,且分布趋于均匀。不同结构下,应力的下降幅度不同,其中开槽加热面积最大的结构4下降幅度最大。

4.4 涡轮盘盘内(N-N截面)应力分布的变化

同样,在涡轮盘心开槽后,盘内应力水平增加和分布恶化的情况在N-N截面上体现得更为明显,如图10所示。

图11给出了盘心开槽加热时涡轮盘盘内(N-N截面)应力分布的变化。由此可以看出在盘心开槽加热,Von Mises应力和周向应力的最大值比不开槽加热时有显著的下降,其中开槽加热面积最大的结构4下降幅度最大;但同时,盘内(N-N截面)整体应力水平较不开槽加热时均有

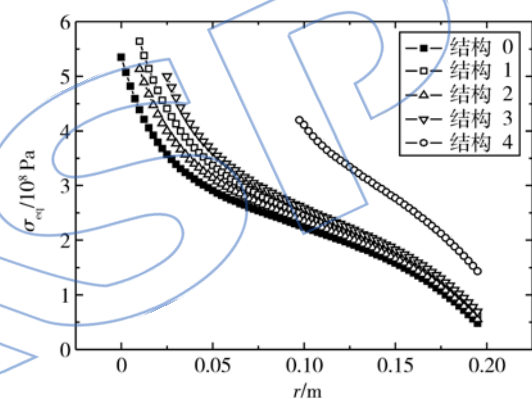
图10 涡轮盘盘内(N-N截面) Von Mises 应力分布
(盘心开槽未加热)

Fig. 10 Von Mises stress distribution of disk on unheated condition at the N-N section

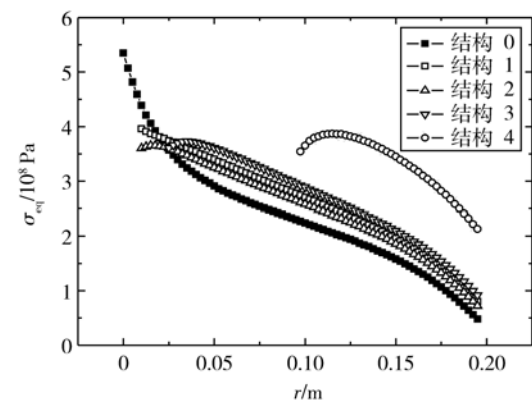
图11 涡轮盘盘内(N-N截面) Von Mises 应力分布
(盘心开槽并加热)

Fig. 11 Von Mises stress distribution of disk on heated condition at the N-N section

所上升,这种远小于应力最大值的相对较低水平的应力上升,使得盘内(N-N 截面)上的应力分布亦趋于均匀。

4.5 涡轮盘整盘应力分布和最大值的变化

图 12 给出了盘心开槽加热对涡轮盘内应力水平及分布的影响。

由图 12 可以看出盘心开槽加热后,整盘的应力分布更加趋于均匀,应力最大值仍出现在盘心。且由图 13 可知,盘心开槽加热后结构 1,2,3 都较未开槽加热的结构 0 有较大幅度的降低,但结构 4 由于开槽面积过大,使得轮盘应力最大值较结构 0 有所上升。

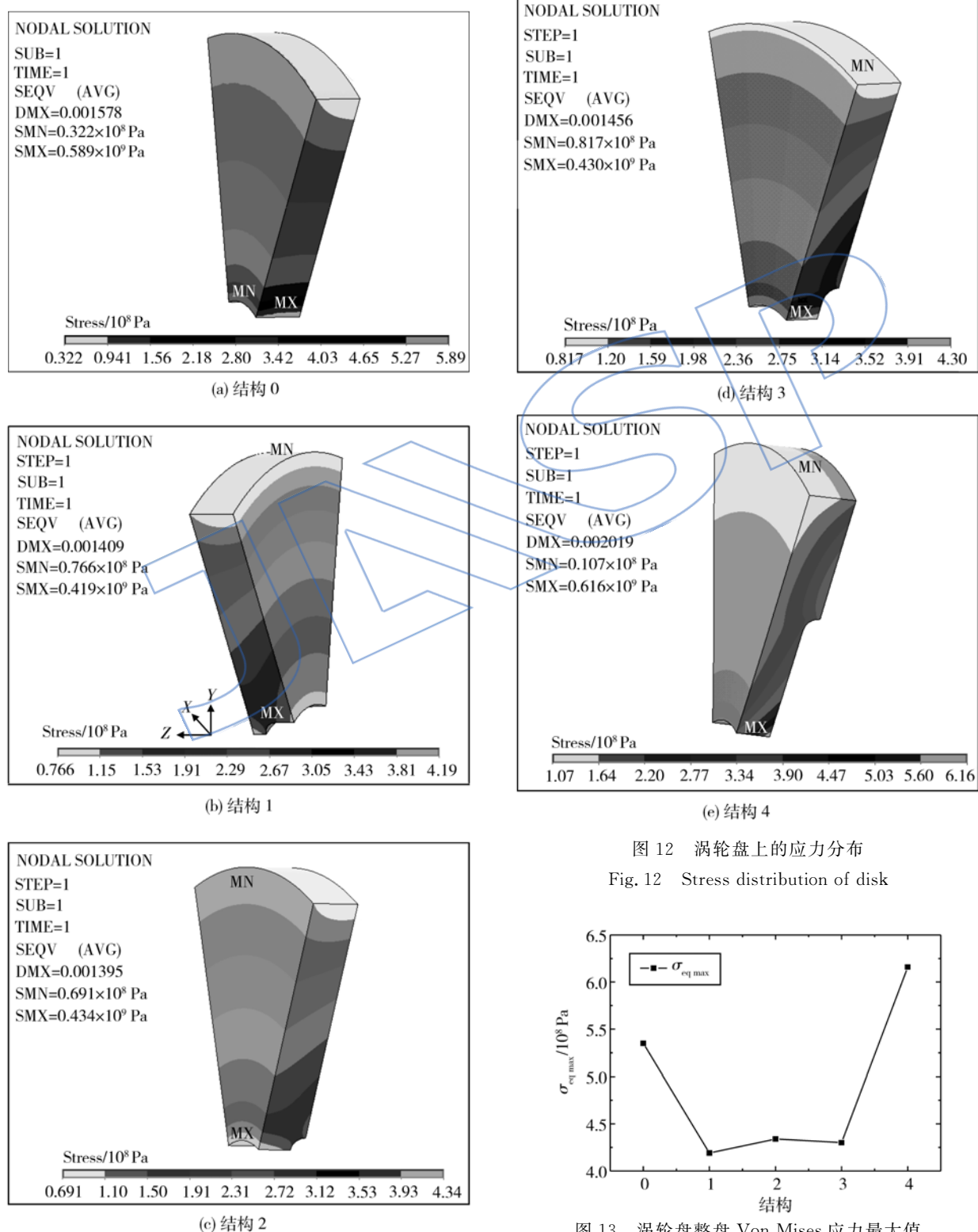


图 12 涡轮盘上的应力分布

Fig. 12 Stress distribution of disk

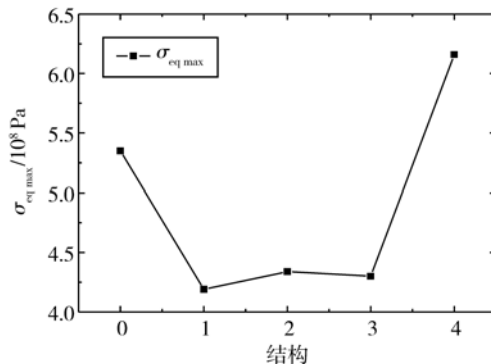


图 13 涡轮盘整盘 Von Mises 应力最大值

Fig. 13 Maximum Von Mises stress of disk

由此可知,通过不同的盘心开槽加热方式,探索通过对涡轮盘的主动热管理,实现涡轮盘内温度场的按需分布,再通过其产生的热应力变化对盘内应力水平和分布进行主动控制,在保证甚至是改善涡轮盘性能和使用寿命的前提下,实现显著的轻量化是值得预期的.从本文中的计算模型可以看出,在应力分布得到改善的前提下,可实现相当幅度的轻量化.

5 结 论

1) 通过在轮盘盘心开槽加热的方式,可以改变一般情况下盘内温度由盘心到盘缘逐渐升高的分布趋势,得到盘内温度沿径向从盘心到盘缘先降低再升高的U型分布.显然,通过采用加热盘心主动控制方式对涡轮盘进行的热管理,实现涡轮盘内温度场的按需分布是可行的.

2) 通过对涡轮盘进行热管理,盘心开槽加热后得到的盘内温度沿径向U型分布,其热应力对盘内应力水平和分布产生了积极的影响.对应某一加热温度,当开槽面积在一定范围时,盘内Von Mises应力的最大值较未开槽加热的情况得以显著降低,应力分布也趋于更加均匀.

3) 通过不同的盘心开槽加热方式,探索通过对涡轮盘的主动热管理,实现涡轮盘内温度场的按需分布,再通过其产生的热应力变化对盘内应力水平和分布进行主动控制,进而实现对涡轮盘的轻量化,以及对涡轮盘的性能和使用寿命的改善是值得预期的.

参考文献:

- [1] 姜旭峰,彭著良,费逸伟.航空发动机减重技术研究[J].航空维修与工程,2005(1):54-56.
JIANG Xufeng, PENG Zhuliang, FEI Yiwei. The study on aero-engine reducing weight techniques[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2005(1):54-56.
- [2] 江义军.推重比12~15发动机技术途径分析[J].航空动力学报,2001,16(2):103-107.
JIANG Yijun. Technical approaches to thrust-weight ratio 12~15 of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2001,16(2):103-107. (in Chinese)
- [3] 吴学辉,程邦勤,陶增元.推重比10一级发动机技术改进方案分析[J].航空动力学报,2005,20(1):38-43.
WU Xuehui, CHENG Bangqin, TAO Zengyuan. Technical improvement scheme analysis of thrust-weight ratio 10 aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005,20(1):38-43. (in Chinese)
- [4] U. S. Department of Transportation. Advisory circular [EB/OL]. 2005-04-29. <http://wenku.baidu.com/view/79a0f20f7cd184254b3535bd.html>.
- [5] 尹泽勇.航空发动机设计手册(第18册)[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [6] 苏清友.航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [7] 杨兴宇,阎晓军,赵福星,等.某型航空发动机涡轮盘低循环疲劳寿命分析[J].机械强度,2004,26(z1):229-233.
YANG Xingyu, YAN Xiaojun, ZHAO Fuxing, et al. Low cycle fatigue life of an aeroengine gas turbine disk[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004,26(z1):229-233. (in Chinese)
- [8] Matthew E M, Erwin V Z, Richard A. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability[R]. AIAA-97-10714, 1997.
- [9] Michael T T, Ian H, Louis J G. A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004,126(2):265-270.
- [10] 范钦珊.轴对称应力分析[M].北京:高等教育出版社,1985.
- [11] 付德斌,丁水汀,陶智.旋转盘应力水平与温度分布的关联分析[J].航空动力学报,2008,23(4):623-628.
FU Debin, DING Shuiting, TAO Zhi. Analysis of the effects of temperature distribution on stress level in a rotation disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(4):623-628. (in Chinese)
- [12] 江和甫.对涡轮盘材料的需求及展望[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(4):1-6.
JIANG Hepu. Requirements and forecast of turbine disk materials[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002,15(4):1-6. (in Chinese)