

高推质比双辐板涡轮盘结构研究及 光弹试验验证

董少静¹, 申秀丽¹, 康滨鹏², 樊江¹, 李守秋², 栾永先², 霍成民²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了满足高推质比发动机的设计要求, 采用渐进结构优化算法对传统涡轮盘进行了拓扑优化, 确定了双辐板涡轮盘的结构形式. 针对拓扑优化结果对双辐板涡轮盘进行了有限元分析和尺寸优化, 使得同等应力水平下的双辐板涡轮盘比传统涡轮盘的质量降低了 23.6%. 通过三维旋转光弹试验验证了所提出的双辐板涡轮盘结构的合理性和相关计算的正确性.

关 键 词: 高推质比; 双辐板涡轮盘; 拓扑优化; 尺寸优化; 光弹试验

中图分类号: V23

文献标志码: A

Structure research and photoelastic test verification of twin-web turbine disk with high thrust-weight ratio

DONG Shao-jing¹, SHEN Xiu-li¹, KANG Bin-peng², FAN Jiang¹,
LI Shou-qiu², LUAN Yong-xian², HUO Cheng-min²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: To meet the design requirements of high thrust-weight ratio engine, the topology optimization was carried out with the evolutionary structural optimization algorithm based on the conventional turbine disk, and the shape of twin-web turbine disk was determined. A work of the twin-web turbine disk including finite element analysis and size optimization was provided according to the results of topology optimization. And the mass of the twin-web turbine disk reduces by 23.6% compared with the conventional turbine disk at the same stress level. A rotating three-dimensional photoelastic test was carried out, verifying the rationality of the design and the accuracy of the calculation results.

Key words: high thrust-weight ratio; twin-web turbine disk; topology optimization; size optimization; photoelastic test

高推质比、高可靠性和长寿命周期是发动机的主要发展方向. 在保证高可靠性和长寿命周期的前提下提高推质比越来越成为新型发动机设计的重要目标之一. 推质比的提高有赖于发动机单位推力和结构效率的提高, 提高单位推力要求涡

轮前温度越来越高, 而提高结构效率的重要途径之一就是采用新型轻质结构和高比强度材料^[1]. 这就要求涡轮盘在越来越恶劣的工作环境中具有越来越高的结构效率. 具有较高结构效率的双辐板涡轮盘成为研究的焦点.

采用双辐板结构形式可以减轻涡轮盘的质量,提高推质比.由于双辐板涡轮盘的每一个辐板的轴向厚度较传统涡轮盘都减小很多,大大改善了涡轮盘的瞬态响应过程.

近年来,国内外对双辐板涡轮盘进行了一定的理论和试验的研究. Cairo^[2]提出了一种双辐板涡轮盘结构,该结构采用了盘心加强环.在此基础上, Cairo 和 Sargent^[3]对该双辐板涡轮盘进行了分析,实施了不同程度的模拟试验,关注了焊接区域的应力和疲劳寿命.根据文献[4-6],美国 Pratt & Whitney 公司在综合高性能涡轮发动机技术计划(IHPTET)第3阶段中的 XTC67/1 验证机上采用了空心双辐板涡轮盘,与传统涡轮盘比较,其质量减轻了17%,转速提高了9%.文献[2-3]中提出的双辐板涡轮盘结构,盘心采用陶瓷基复合材料的加强环连接,涉及金属材料与复合材料之间的焊接,加大了焊接技术的难度,降低了焊接的可靠度.同时,两种材料热膨胀率不同,热变形不一致,导致较大的残余应力,热变形协调难度大.

王营、余朝蓬^[7]提出一种双辐板涡轮盘结构优化设计方案,给出了初步的设计结果,未涉及到详细的设计过程,其设计方案存在较大的加工难度.陆山、李伦未^[8]在文献[2-3]设计方案的基础上,研究了双辐板涡轮盘结构优化设计的数学模型及方法. SHEN 等在文献[9]中对双辐板涡轮盘进行了尺寸优化和焊接残余应力分析.

综合国内外研究现状,鲜有文献对双辐板涡轮盘的结构形式进行系统的研究,相关研究大多基于单一的形状,因此需要对结构形式进一步探索.更令人遗憾的是,目前很少见双辐板涡轮盘服役的相关报道,因此其结构形式、关键技术和优势有待进一步研究和挖掘.

基于上述研究现状,本文在传统涡轮盘的基础上,进行了拓扑优化,得到了一种新型的双辐板涡轮盘结构.然后针对拓扑优化结果进行了有限元分析和尺寸优化,并用光弹试验进行了验证.

1 拓扑优化

1.1 拓扑优化算法

本文采用渐进结构优化(ESO)算法,在 ANSYS 软件平台上实现优化过程. ESO 算法^[10]基于应力水平删除材料,采用适当的删除策略消去无效材料.将单元的某种应力 σ_e 与整个结构的最

大应力 $\sigma_{\max}$ 进行比较,从模型中删除满足下列条件的所有单元

$$\frac{\sigma_e}{\sigma_{\max}} \leq R_r \quad (1)$$

其中 R_r 为删除率.

1.2 拓扑优化结果

根据涡轮盘应力分布特性,其径向应力和周向应力都比较大,应该同时关注,因此采用 Von Mises 应力为测度单元应力水平的标准,对于各向同性材料, Von Mises 应力是最常用准则之一.

拓扑优化的结果对网格密度和外载条件非常敏感,因此要确保网格密度和外载条件的准确性.本次拓扑优化的对象是某确定载荷下的传统涡轮盘,考虑的外载主要有:叶片的离心载荷、温度场、转速.网格越细密,拓扑结果越清晰,但是网格细密需要更多的收敛时间,本次拓扑优化充分考虑了两者之间的关系.涡轮盘材料为 FGH96,在 650℃ 时,其抗拉强度 $\sigma_b = 1485 \text{ MPa}$,屈服强度 $\sigma_s = 1028 \text{ MPa}$ ^[11],拓扑优化过程中,由于局部单元存在应力集中,允许局部较大应力出现,应力约束采用 $1.3\sigma_b$.采用不同的删除率 R_r 进行拓扑优化,结果如图1所示.

优化结构的最大应力和体积会随删除率的增

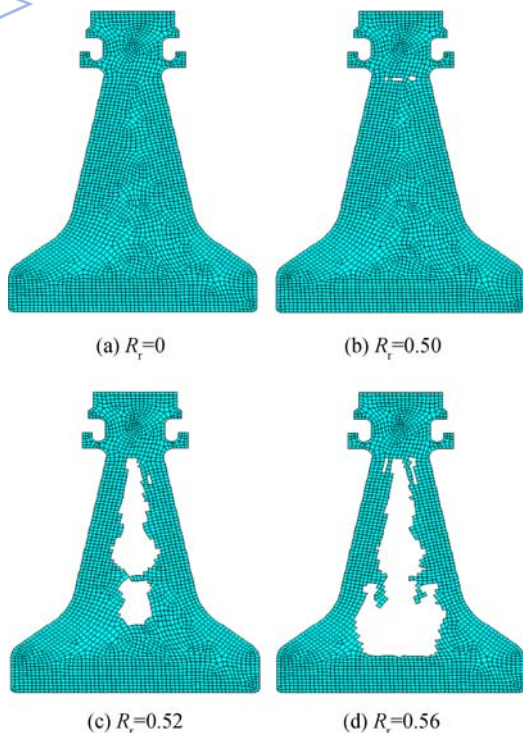


图1 ESO算法拓扑优化时采用不同删除率的结果
Fig. 1 Topology optimization results of different remove ratios by ESO algorithm

加而变化. 相对于优化前的初始状态这里定义相对应力 σ_s 为

$$\sigma_s(R_r) = \frac{\max(\sigma_{R_r})}{\max(\sigma_{\text{int}})} \quad (2)$$

其中 σ_{R_r} 为删除率为 R_r 的优化结果的应力, σ_{int} 为初始状态的应力.

另外定义相对体积 V_s 为

$$V_s(R_r) = \frac{V_{R_r}}{V_{\text{int}}} \quad (3)$$

其中 V_{R_r} 为删除率为 R_r 的优化结果的体积, V_{int} 为初始体积. σ_s 和 V_s 综合反映了优化效果, 其随删除率 R_r 的变化如图 2 所示.

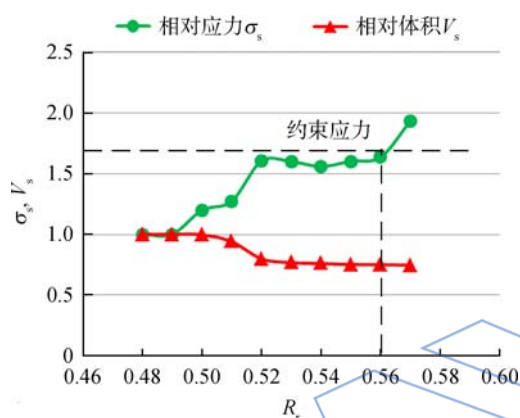


图 2 相对应力和相对体积随删除率的变化

(约束应力为 $1.67\sigma_{\text{int}}$, $\sigma_{\text{int}} = 0.78\sigma_0$)

Fig. 2 Relative stress and relative volume varying with remove ratios (constraint stress is $1.67\sigma_{\text{int}}$, $\sigma_{\text{int}} = 0.78\sigma_0$)

从图 2 可以看出, 当删除率 $R_r > 0.56$ 时, 最大应力陡增并超过约束应力, 而体积变化缓慢, 删除率不宜继续增大, $R_r = 0.56$ 时取得最优结果.

1.3 结构形式确定

图 3 展示了拓扑优化后 Von Mises 应力分布, 由于单元删除后, 边界不光滑, 所以一些位置存在应力集中, 需要对拓扑优化后不光滑的单元边界进行修正, 图中应力 σ 用 σ_0 作无量纲处理.

考虑到盘腔机械加工的难度, 用直线或圆弧进行修正并建立参数化模型, 如图 4 所示. 图 4 中 a 为盘腔底厚; b 为盘腔高; c 为盘腔过渡区高; d 为盘腔过渡区倾角; e 为盘腔倾角; f 为盘腔顶部倒角; g 为盘腔中部倒角; h 为盘腔底部倒角; A-A 面为焊接面. 由于双辐板涡轮盘外部轮廓参数与传统涡轮盘相同, 在此不作描述, 仅对盘腔参数详细列出. 与文献[8]中的图 8 比较, 本文通过拓扑

优化提出的双辐板涡轮盘模型上下均采用焊接模式, 解决了盘腔不同材料之间热变形协调困难问题. 考虑到实际冷却, 需要在盘心和榫槽底部开冷却孔引入冷却气体, 此问题有待进一步研究.

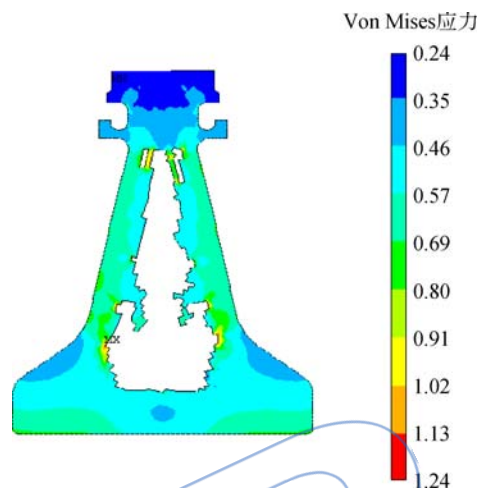


图 3 拓扑优化后 Von Mises 应力分布

Fig. 3 Von Mises stress distribution after topology optimization

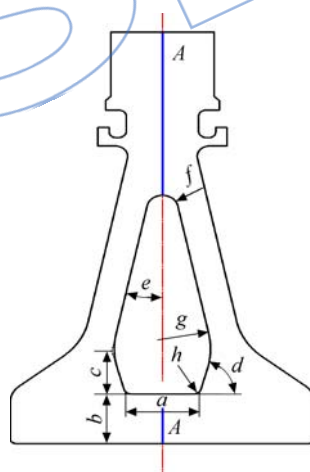


图 4 提出的双辐板涡轮盘模型及参数

Fig. 4 Model and parameters of proposed twin-web turbine disk

2 尺寸优化与分析

采用有限元数值模拟方法, 对第 1 节中确定载荷下的双辐板涡轮盘进行强度分析和尺寸优化, 由于只有很小范围存在屈服, 故本文只进行了弹性分析.

2.1 尺寸优化

尺寸优化过程为: ①建立本文所提出的双辐板涡轮盘的参数化模型; ②确定优化目标、设计变

量、约束条件和优化算法;③进行优化。

优化过程中的约束主要包括几何尺寸约束和应力约束。其中,几何尺寸约束一般设定为设计变量的上下限。综合文献[6,12-14]中的约束条件,充分考虑双辐板涡轮盘盘心、辐板等危险部位的应力,选定的应力约束包括:盘最大径向应力、盘内径处最大周向应力、盘最大当量应力以及平均周向应力。以涡轮盘质量最小为目标函数。

在优化过程中,同时采用了多岛遗传算法(MIGA)和模拟退火算法(ASA),取两者之中较好的结果作为最终结果。尺寸优化结果见表 1,用尺寸优化前盘质量对数据进行了无量纲化处理。

表 1 尺寸优化结果

Table 1 Size optimization results

优化目标	优化前	MIGA	ASA
质量	1.00	0.97	0.94

从表 1 中可以看出,ASA 的优化结果要优于 MIGA 的优化结果,因此将 ASA 的优化结果作为最终优化结果,优化后应力分布如图 5~图 7 所示(图中应力用 σ_0 进行了无量纲化处理)。

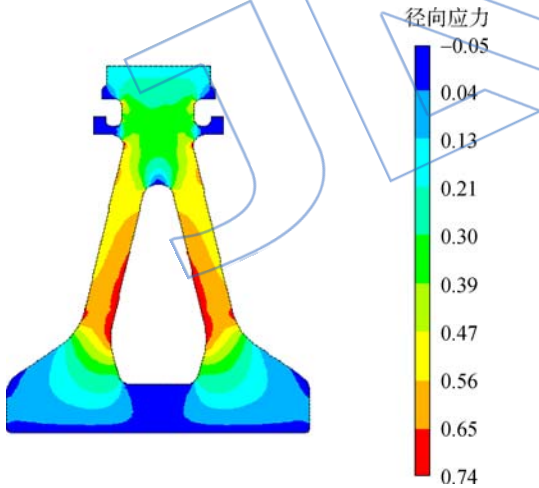


图 5 尺寸优化后径向应力分布

Fig. 5 Radial stress distribution after size optimization

从图 5 和图 6 可以看出,A-A 面的径向应力和周向应力都较小,适合作为焊接面。

在表 2 中,对尺寸优化前后结构的质量和各应力分量进行了比较。

从表 2 中可以看出,尺寸优化后,径向应力增加 2.8%,但是仍满足强度要求,而周向应力、当量应力、平均周向应力都有不同程度下降。尺寸优

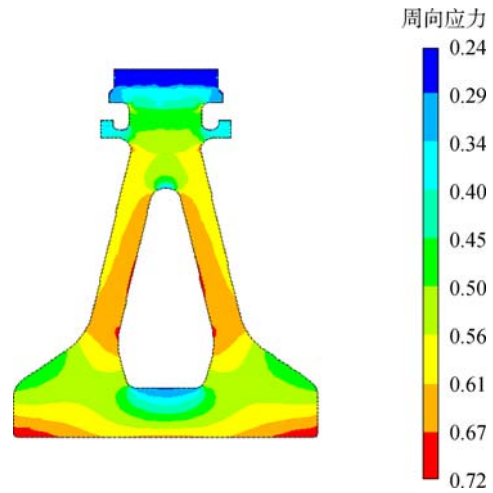


图 6 尺寸优化后周向应力分布

Fig. 6 Circumferential stress distribution after size optimization

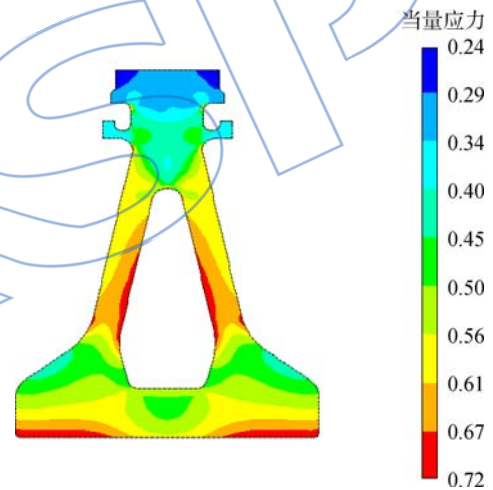


图 7 尺寸优化后当量应力分布

Fig. 7 Equivalent stress distribution after size optimization

化使得在应力满足安全要求的情况下,双辐板涡轮盘的质量降低了 5.7%。

2.2 传统涡轮盘与所提出的双辐板涡轮盘比较

在相同外载水平下,对传统涡轮盘和所提出的双辐板涡轮盘在质量和相关应力分量方面进行比较分析,比较结果见表 3。

从表 3 中可以看出,尺寸优化后双辐板涡轮盘与传统涡轮盘的最大应力处于相同的水平,前者平均周向应力较后者提高 20.5%,平均周向应力的提高使得材料的利用率提高^[15],从而使得质量减少 23.6%。

表 2 尺寸优化前后结果比较

Table 2 Results comparison before and after size optimization

参数	约束值	尺寸优化前	尺寸优化后	相对变化量/%
质量		1.00	0.94	−5.7
最大径向应力	0.75	0.72	0.74	2.8
最大周向应力	0.75	0.74	0.72	−2.7
最大当量应力	0.75	0.73	0.72	−1.4
平均周向应力	0.60	0.55	0.53	−3.6

表 3 传统涡轮盘和双辐板涡轮盘比较

Table 3 Comparison between conventional turbine disk and twin-web turbine disk

参数	约束值	传统涡轮盘	双辐板涡轮盘	相对变化量/%
质量		1.23	0.94	−23.6
最大径向应力	0.75	0.72	0.74	2.8
最大周向应力	0.75	0.65	0.72	10.8
最大当量应力	0.75	0.78	0.72	−7.7
平均周向应力	0.60	0.44	0.53	20.5

3 光弹试验验证

运用光弹试验可以对结构关键部位的应力-应变分析进行验证^[16-17]. 为了验证结构的合理性以及有限元计算的准确性,进行了双辐板涡轮盘的光弹试验,采用三维光弹性的冻结切片法^[18],分析双辐板涡轮盘在离心力作用下的应力情况.

3.1 光弹试验模型

双辐板涡轮盘除受自身旋转产生的离心力外,主要受到叶片产生的拉伸力,因此在盘的外缘添加等效凸块来模拟叶片和榫槽凸块的作用,试验件如图 8 所示. 试验件在旋转腔罩中进行旋转和冻结,如图 9 所示.

3.2 光弹试验结果

由于双辐板涡轮盘转速高,盘心、盘缘温差较小,转速对应力的影响占主导位置,有无温度场对结构的应力分布影响很小,如图 10 所示,可以忽略. 因此不考虑温度场的试验结果仍能够反映双辐板涡轮盘的应力分布特性.

对试验件分别进行径向应力和周向应力切片分析. 在图 11 中,对一个径向应力切片与有温度场的径向应力分布计算结果进行了对比. 从图中可以看出,光弹切片的径向应力分布与有限元计算结果的径向应力分布趋势一致.



图 8 试验件

Fig. 8 Test piece



图 9 旋转腔罩

Fig. 9 Rotating cavity cover

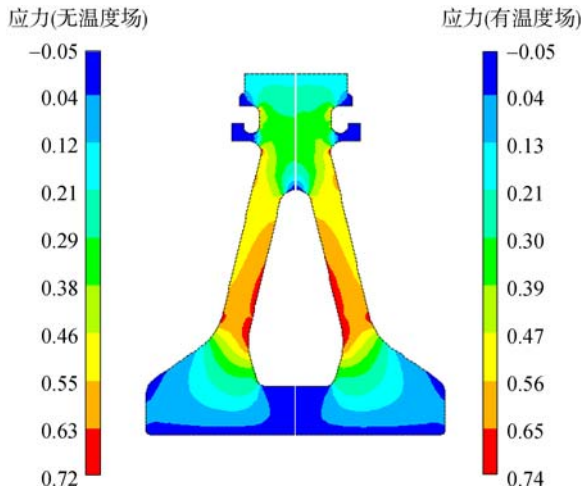


图 10 无温度场和有温度场的应力分布比较

Fig. 10 Comparison of stress distribution considering and not considering temperature field

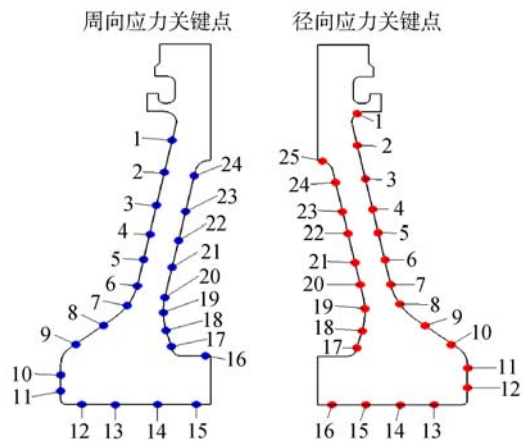


图 12 关键点分布

Fig. 12 Distribution of key points

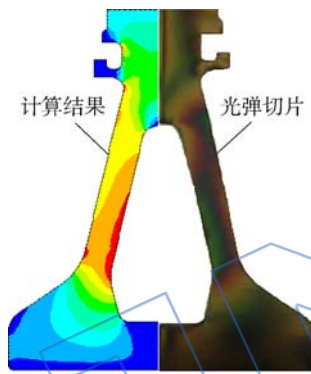


图 11 有温度场的径向应力分布计算结果和光弹切片比较

Fig. 11 Comparison between calculation results of distribution of radial stress with temperature field and photoelastic slice

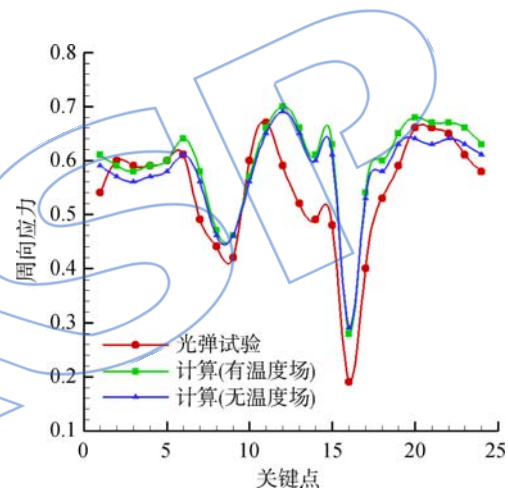


图 13 周向应力沿关键点的分布

Fig. 13 Distribution of circumferential stress along key points

3.3 结果分析

根据双辐板涡轮盘的特性,对不同的部位进行切片分析,由于周向应力和径向应力的分布规律不同,切片的关键部位也略有差异,切片位置如图 12 所示,其中周向应力包含 1~24 个关键点,径向应力包含 1~25 个关键点. 对各个关键点的周向应力和径向应力进行切片分析,应力沿关键点的变化曲线分别见图 13 和图 14.

从图 13 可以看出,对于周向应力,有限元分析结果与光弹试验结果分布规律一致. 关键点 15 和 16 的试验误差达到 20%,主要是由试验件 A-A 面为粘接面造成的,其余点误差均小于 10%. 光弹试验结果证明了图 6 中的周向应力分布是合理的. 值得注意的是,试验测得关键点 16 的周向应力为 $0.19\sigma_0$,从图 6 也可以看出, A-A 面的周向

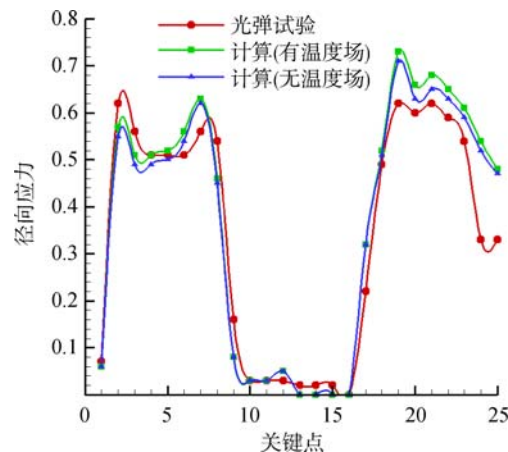


图 14 径向应力沿关键点的分布

Fig. 14 Distribution of radial stress along key points

应力相对较小,作为焊接面是合理的。

从图 14 可以看出,对于径向应力,有限元分析结果与光弹试验结果分布规律一致。关键点 24 和 25 的试验误差达到 19%,主要是由试验件 A-A 面为粘接面造成的。光弹试验结果证明了图 5 中的径向应力分布是合理的。其中关键点 13~16 的径向应力在 $0.02\sigma_b$ 左右,与理论解非常接近,也进一步证明了试验的可靠性。

4 结 论

本文对双辐板涡轮盘进行了拓扑优化、有限元分析、尺寸优化以及光弹试验验证等相关研究,得出如下结论:

1) 通过拓扑优化所提出的双辐板涡轮盘结构在几乎不改变最大应力的前提下,使结构的应力分布更加均匀,平均应力提高,从而提高了结构效率,为高推质比发动机的涡轮盘设计提供了重要的参考方案。

2) 当外载较大时,同等应力水平下的双辐板涡轮盘比传统涡轮盘的质量降低了 23.6%,因此双辐板涡轮盘更适合于高推质比的发动机。

3) 通过有限元分析和光弹试验,验证了图 4 中 A-A 面的周向应力和径向应力都比较小,适合作为结构的焊接面。

4) 由于试验条件和研究进度的限制,关于所提出双辐板涡轮盘结构的塑性屈服、寿命分析等问题有待进一步研究。

参考文献:

- [1] 张大义,马艳红,梁智超,等.整机结构设计的评估方法:结构效率[J].航空动力学报,2010,25(10):2170-2176.
ZHANG Dayi, MA Yanhong, LIANG Zhichao, et al. Evaluation method on whole engine structural design: structural efficiency [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25 (10): 2170-2176. (in Chinese)
- [2] Cairo R R. Twin-web rotor disk; US, 005961287A [P]. 1999-10-05.
- [3] Cairo R R, Sargent K A. Twin web disk; a step beyond convention[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124(2): 298-302.
- [4] 陈光. 新型发动机的一些新颖结构[J]. 航空发动机, 2001 (1): 3-10.
- [5] 金捷,钟燕.先进航空发动机设计与制造技术综述[J].航空制造技术,2012(5):34-37.
JIN Jie, ZHONG Yan. Design and manufacturing technology of advanced aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(5): 34-37. (in Chinese)
- [6] 胡晓煜. 2003 年吸气式推进技术的进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 49-54.
- HU Xiaoyu. Development of air-breathing propulsion in 2003[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17 (2): 49-54. (in Chinese)
- [7] 王营,余朝蓬.航空发动机涡轮盘结构优化设计[J].机械设计与制造,2010(5):4-6.
WANG Ying, YU Zhaopeng. Optimization design for the turbine disk of a gas engine[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010(5): 4-6. (in Chinese)
- [8] 陆山,李伦未.航空发动机高负荷涡轮盘双辐板结构优化设计[J].推进技术,2011,32(5):631-636.
LU Shan, LI Lunwei. Twin-web structure optimization design for heavy duty turbine disk based for aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 631-636. (in Chinese)
- [9] SHEN Xiuli, DONG Shaojing, QI Xiaodong. Structure optimization and welding residual stress analysis of twin-web turbine disc[R]. Beijing: 2012 International Conference on Manufacturing and Optimization, 2012.
- [10] 李湘沅. 基于 ANSYS 平台的连续体结构拓扑优化方法研究[D]. 上海: 同济大学, 2007.
LI Xiangyuan. The method of topology optimization based on ANSYS software platform for continuum structure [D]. Shanghai: Tongji University, 2007. (in Chinese)
- [11] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第 5 卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001: 44-47.
- [12] Osmer J, Blevins E O. Engine life methodologies for conceptual design [C] // Proceedings of AIAA/SAE/ASME 17th Joint Propulsion Conference. Colorado, US: Springs, 1981: 1-7.
- [13] 杨喜关,罗贵火.某涡轮盘应力计算及优化设计分析[J].现代机械,2008(4):12-14.
YANG Xiguan, LUO Guihuo. The stress calculation and the optimizing designing of a turbine disc[J]. Modern Machinery, 2008(4): 12-14. (in Chinese)
- [14] 罗尔斯-罗伊斯公司. EGD-3 斯贝 MK202 发动机应力标准 [S]. 丁爱祥, 吴君, 译. 北京: 国际航空编辑部, 1979.
- [15] 张大义,洪杰,马艳红,等.高结构效率的斜流压气机结构设计[J].航空动力学报,2013,28(4):866-871.
ZHANG Dayi, HONG Jie, MA Yanhong, et al. Novel structural design of mixed-flow compressor with high structural efficiency [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 866-871. (in Chinese)
- [16] 周光华. 燃气轮机涡轮盘寿命分析和预测[J]. 燃气轮机技术, 1989(2): 1-8.
- [17] 吕忠久,边文宽,马照松.发动机涡轮盘榫槽的光弹塑性应力分析[J].实验力学,1991,6(2):212-215.
LÜ Zhongjiu, BIAN Wenkuan, MA Zhaosong. The photo-elastoplastic stress analysis for the tenon-slot of turbo jet wheel[J]. Journal of Experimental Mechanics, 1991, 6(2): 212-215. (in Chinese)
- [18] 张如一,陆耀栋.实验应力分析[M].北京:机械工业出版社,1981.