

文章编号:1000-8055(2011)04-0745-07

基于 iSIGHT 的涡轮叶片叶冠优化设计

樊江, 曾维维, 王荣桥, 申秀丽, 陈志英
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在建立起某型发动机涡轮叶片叶冠参数化模型的基础上,以 iSIGHT 为优化平台,集成了结构建模和计算分析软件,构建并实现了涡轮叶冠优化设计流程.依据该方法,成功实现了在保证涡轮叶冠结构强度的前提下降低质量 1.0% 以上的目标.此外,通过对涡轮叶冠部分参数组合的研究,得到了阻尼面与发动机轴线夹角 α 与阻尼面压应力之间的关系.该研究也给复杂模型的结构设计优化提供了可供借鉴的方法.

关 键 词: 涡轮叶片叶冠; 参数化; 有限元法; iSIGHT 软件; 优化设计

中图分类号: V214.19

文献标志码: A

Optimization design of the turbine blade shroud based on iSIGHT software

FAN Jiang, ZENG Wei-wei, WANG Rong-qiao,
SHEN Xiu-li, CHEN Zhi-ying

(School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the established turbine blade shroud parametric model, this article choosed iSIGHT as an optimization platform, and employed the model building software and finite element method (FEM) software to construct the procedure of the shroud optimization. It successfully reduced the shroud's mass (at least 1.0%) on the condition of keeping its structural strength by use of this procedure. In addition, this research shows some relationships among different parameters' combinations, such as the included angle α and the pressure on the damp faces. It also provides an effective method to design and optimize the similar complicated models.

Key words: turbine blade shroud; parametric; finite element method (FEM); iSIGHT software; optimization design

涡轮叶片是航空发动机中最为复杂的零件之一.它的设计要涉及叶冠、叶身、缘板、伸根、榫头等诸多结构,其中叶冠的设计极为关键.

叶冠可减小叶片尖部由叶盆向叶背的漏气,降低二次损失,提高涡轮效率;相邻叶片的叶冠抵紧后可以减小叶片的扭曲变形和弯曲变形,增强叶片的刚性,提高叶片的振动频率;当叶片产生振动时相邻叶冠间发生摩擦可以吸收振动能量,起到减振作用;带冠叶片还可以采用对气动有利的

薄叶型.

叶冠设计成功与否将直接影响叶片的强度、振动、可靠性、寿命甚至发动机、飞机的安全.由于叶冠设计问题引发的发动机故障也屡见不鲜且影响巨大^[1-2].

目前国内外研究叶冠的文献大多数聚焦于对已有的模型进行结构强度和振动方面的分析,对于叶冠的优化设计涉及较少.

收稿日期:2010-03-08; 修订日期:2010-06-22

作者简介:樊江(1973—),男,四川永川人,副教授,博士,主要从事航空发动机 CAD/CAE/PDM 及多学科设计优化的研究.

1 叶冠参数化模型的建立

叶冠主要分为平行四边形叶冠和锯齿形叶冠(图1). 锯齿冠由于可以克服平行四边形叶冠阻尼面磨损不一致的缺点, 在当前的发动机中得到了比较广泛的应用. 某型发动机采用的是锯齿形叶冠, 上端带封严齿(图2).

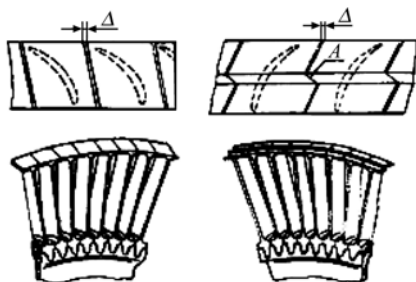


图1 常见两种叶冠

Fig.1 Two usual types of the turbine blade shroud

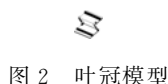


图2 叶冠模型

Fig.2 Model of the turbine blade shroud

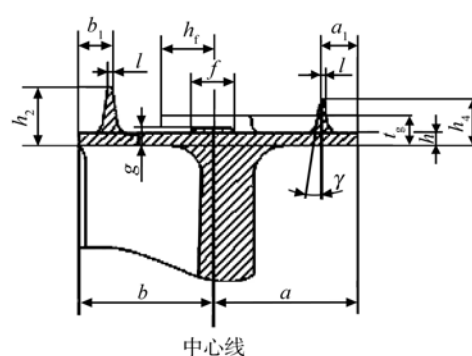
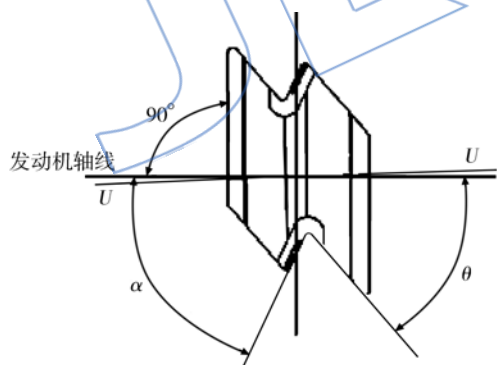


图3 参数对应位置

Fig.3 Positions of the corresponding parameters

2 叶冠的热固耦合分析

带冠涡轮叶片所受的载荷主要涉及气动、离心和热等外部负荷. 叶冠不仅会受到叶身, 而且还会受到相邻叶冠的影响, 所以其分析和计算比较复杂. 本文采用有限元法对模型进行分析.

因叶冠间存在间隙, 在工作中会存在相互接触、摩擦及分离等情况, 所以叶冠边界条件十分复

杂^[4-5]. 这使得在对涡轮叶冠进行有限元分析时, 叶冠的边界条件很难接近真实的条件.

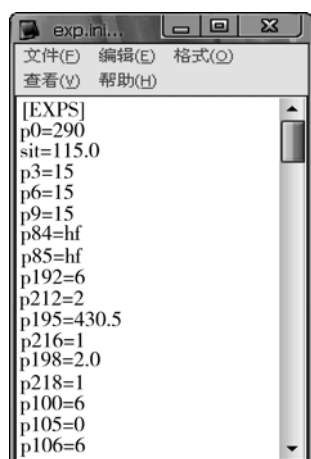
表1 模型参数		
Table 1 Model parameters		
模型参数	iSIGHT 中对应参数	参数解释
θ	x1	非阻尼面与发动机轴线夹角
h_1	x2	一端封严齿的高度
h_2	x3	另一端封严齿的高度
h_t	x4	阻尼凸台半宽
a	x5	中心线到一端面的距离
b	x6	中心线到另一端面的距离
g	x7	中部小凸台厚
h	x8	叶冠厚度
a_1	x9	封严齿定位尺寸
b_1	x10	封严齿定位尺寸
t_g	x11	阻尼凸台厚
α	x12	阻尼面与发动机轴线夹角

杂^[4-5]. 这使得在对涡轮叶冠进行有限元分析时, 叶冠的边界条件很难接近真实的条件.

采用三个叶片的模型进行计算(如图4所示), 两边叶片叶冠的阻尼面设置固支或法向约束的边界条件, 它们与中间叶片叶冠相互接触的阻尼面设置接触边界条件, 最后的计算结果采用中间叶片的. 这样的处理方法被证明了是比较接近实际情况的^[6-7].



(a)



(b)

图7 模型表达式

Fig. 7 Expressions of the model

解析的意义在于通过优化语言描述了输入输出参数的位置以及如何来升级或者抽象这些参数。iSIGHT 在执行过程中通过解析操作来更新(依照所选定的优化算法)输入文件(如参数化模型参数文件)或者是从输出文件(如有限元计算结果文件)中提取出新的参数(结果)值。即通过解析功能, iSIGHT 可以根据计算结果判断优化是否收敛, 如果收敛则停止循环, 否则根据优化算法产生新的设计点, 开始新一轮的循环。

至此, 整个优化流程的自动化便实现了。

4 优化结果及分析

本文着重于叶冠结构强度的研究, 所以均以结构强度准则^[12]作为优化中的约束条件。叶冠发

生故障的部位主要位于接触区阻尼面以及叶冠与叶身连接处^[1-2], 通常对叶冠的分析也主要考虑这两处的应力水平。因此, 本文采用以下的强度约束条件(材料为 DZ125 合金)。

叶冠上最大应力 $\sigma_s \leq 0.75\sigma_{0.1}$ (iSIGHT 中提取为参数 s)。

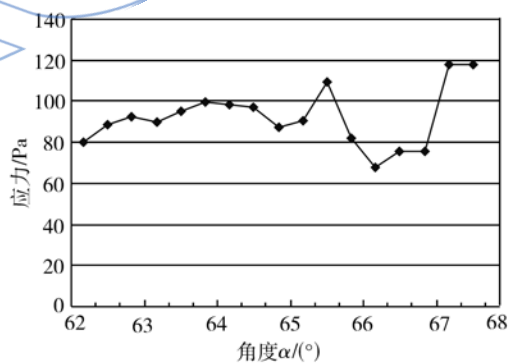
叶身前缘与叶冠连接处最大应力 $\sigma_{s1} \leq 0.6\sigma_{0.1}$ (iSIGHT 中提取为参数 s_1)。

叶冠阻尼面最大挤压应力 $\sigma_{ps} \leq$ 材料许用压应力 (iSIGHT 中提取为参数 p_s)。

由于叶冠的存在, 加大了叶身的离心负荷, 因此在约束范围内降低叶冠的质量便成为了叶冠设计中很重要的因素。所以本文中叶冠优化设计以控制质量最轻为优化目标。

利用本文提出的流程, 首先对叶冠不同参数的组合进行了研究。

对阻尼面与发动机轴线夹角 α (图 8) 与阻尼面最大挤压应力 p_s 关系的研究。计算过程中约束条件不变, 算法选用序列二次规划法。迭代共耗时 54 min, α 从 $62.0^\circ \rightarrow 67.0^\circ$, 最后降低质量 0.2%。图 8 横坐标为 α 角, 纵坐标为当角度变化时相应时刻阻尼面上压应力的大小。

图8 α 与阻尼面压应力关系Fig. 8 Relation between the angle α and the pressure on the damping faces

然后选择非工作面的主要设计尺寸 a , b 和 h 进行研究。首先是对每个参数单独优化, 然后是对这几个参数组合优化。表 2 表示的是两种情况下

表2 非工作面设计尺寸优化结果

Table 2 Optimization results of non-working flank

项目	初值	优化后值	降低质量/%	耗时/min
a/mm	13.0	12.0	0.2	50
b/mm	12.0	11.0	0.19	95
h/mm	1.4	1.25	0.49	60
a, b, h 组合	13.0, 12.0, 1.4	12.8242, 11.0, 1.25	0.69	130

的优化结果的对比. 对于影响阻尼面凸台的设计对比见表 3.
尺寸 h_f , g 和 t_g 也采用了同样的研究方法, 结果

表 3 阻尼面凸台设计尺寸优化结果
Table 3 Optimization results of dump faces parameters

项目	初值	优化后值	降低质量/%	耗时/min
h_f /mm	2.0	1.8	0.11	55
g /mm	1.7	1.4	0.11	79
t_g /mm	2.8	2.5	0.06	99
h_f, g, t_g 组合	2.0, 1.7, 2.8	1.8, 1.447 2, 2.5	0.27	423

通过对参数 α 的研究, 证明了该参数对于阻尼面的压力确实有较大的影响, 此影响在该模型上有一定的规律. 从图 8 中可以看出, 在设定的变化范围内, 阻尼面上的压应力是随着角度的增加先增大后减小再增大的, 即存在一个 α 使阻尼面上的压应力最小.

表 2 中各单独参数优化降低质量结果的叠加为 0.88%, 这超过了参数组合优化时的 0.69%, 这表明了在约束范围内, 这些设计参数之间并不是孤立的, 整体优化的结果并不是单个参数优化结果的简单叠加. 但是参数之间影响也是有大有小的, 表 3 中单独参数优化降低质量结果的叠加和组合优化的结果就基本一致(前者为 0.28%, 后者为 0.27%). 从上述两个表还可以看出, 每个参数对于目标函数的影响也是不同, 有的参数影响相对较大(如 h), 有的影响则较小(如 t_g)等. 通过这样的研究, 就可以在后续的研究中抓住主要参数, 摒弃次要参数, 提高优化的效率.

在上述研究的基础上开展叶冠优化的研究. 采用了如下的优化算法: 第一子步采用序列二次规划法(sequential quadratic programming, 简称 NQP), 第二子步采用混合整数规划法(mixed integer optimization, 简称 MIO).

优化过程共迭代了 873 个循环, 耗时 39 h 13 min, 质量减轻了 2.01%. 因为只是优化了叶冠的几何形状, 而总质量中包含了叶身的质量, 所以叶冠本身的降低质量效果是大于 2.01% 的. 各参数优化前后的结果比较见表 4.

通过叶冠的温度云图(图 9)来看, 温度从进气边到出气边是逐渐降低的(左端为进气边), 靠近叶盆部分的温度要明显高于靠近叶背部分的. 由于叶冠外形的改变较小, 温度在叶冠上的分布变化并不明显.

叶冠形状变化后, 等效应力在叶片上的分布

有所改变, 但分布的大体趋势是一致的(图 10). 叶片上最大等效应力均出现在叶片根部. 这主要是因为对根部采用了固定的约束条件, 从而使得该部位出现应力集中. 本文关注的重点是叶冠部分, 因此最终所采用的结果均从中间叶片叶冠上提取出来. 这一操作主要用到了 APDL 语言中的“list”和“GET”命令. 最终提取的结果见表 5.

表 4 叶冠优化结果
Table 4 Optimization results of blades shroud

模型参数	UG 中参数	初值	优化值
h_1 /mm	h1	3.0	2.7
h_2 /mm	h2	3.5	3.1
h_f /mm	hf	2.0	1.8
a /mm	a	13.0	12.2
b /mm	b	12.0	11.0
g /mm	g	1.7	1.3
h /mm	h	1.4	1.0
a_1 /mm	a1	3.7	3.89
b_1 /mm	b1	3.3	3.28
t_g /mm	tg	2.8	2.52
$\alpha/^\circ$	arfa	62.0	63.0
m /kg		0.661 26	0.647 98

表 5 优化前后各约束条件对比
Table 5 Comparison between the constraint conditions before and after the optimization

约束条件	优化前	优化后	效果/%
叶冠最大等效应力/MPa	441.415	495.364	+10.9
阻尼面最大挤压应力/MPa	80.1019	115.673	+30.8
连接处最大等效应力/MPa	306.608	495.364	+38.1

附注: 表中“+”表示增加, “-”表示减小.

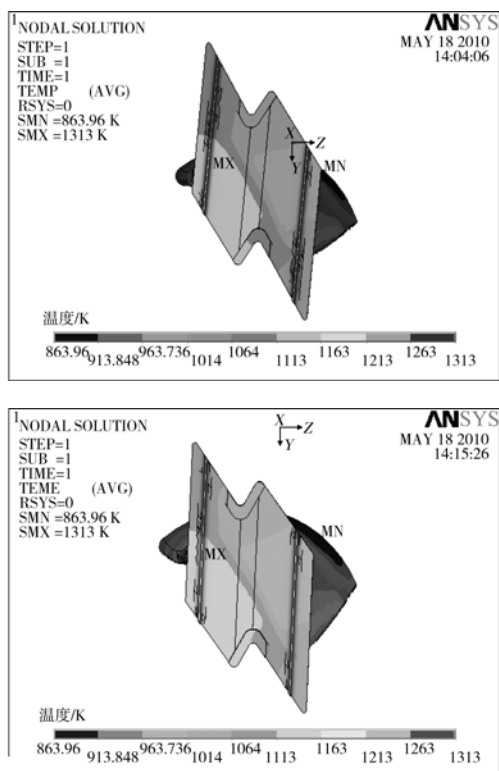


图9 优化前后温度云图

Fig. 9 Fringe of the temperature before and after the optimization

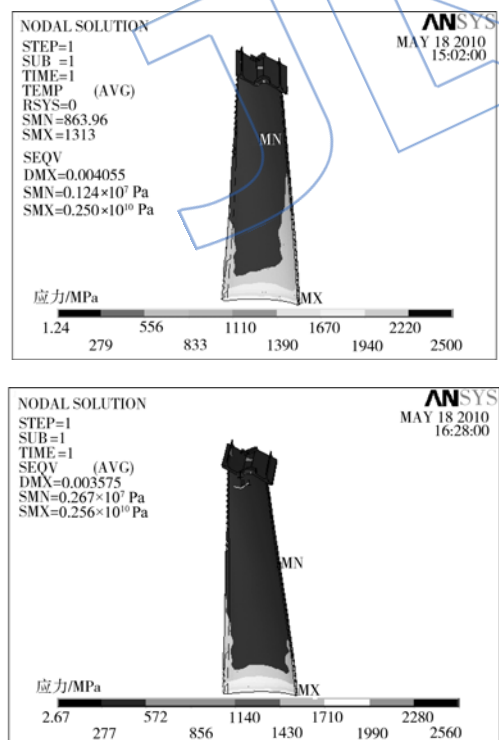


图10 优化前后等效应力云图

Fig. 10 Fringe of the Von Mises stress before and after the optimization

可以看出优化后叶冠上所有监测部位的应力水平都有较大程度的提高,尤其是叶冠和叶身连接处的等效应力.这是因为当叶冠形状变化后,特别是当两个蓖齿的位置发生改变后,叶冠的扭转形态会发生较大改变,从而导致该处的应力变化比较剧烈.阻尼面压应力的增大主要是由于阻尼面面积减小导致的.优化后的叶冠最大等效应力和连接处最大等效应力相同,说明了此时叶冠上的最大等效应力点就位于叶冠叶身连接处.

优化结束后各个参数均发生了不同程度的变化,其中的部分参数达到了优化所设定的下限值.出现这一情况的原因主要有两个:一个是该参数确实可以达到所设定的下限值;另一个则是因为对于叶冠优化的约束并没有统一且明确的标准,当约束作用不是很明显时,由于以质量最轻为优化目标,显然是模型尺寸越小质量越轻,即出现了参数变化范围内的所有尺寸均满足约束要求的情况.

5 结论

1) 本文提出了采用 iSIGHT 集成设计建模和计算分析软件进行涡轮叶冠优化设计的方法,并通过实例验证了该方法是可行的.

2) 通过利用该方法对阻尼面与发动机轴线夹角 α 和阻尼面压应力 p_s 的研究,揭示了在其他参数不变的前提下两者之间的对应关系.

3) 对叶冠的参数的组合研究也是本文的创新之处.比之于对单独参数的研究,这种方法可以为类似结构的研究分析提供更为全面的依据.同时通过这种方法,也可以对单个的参数进行快速的研究.对组合参数和单独参数的对比研究,可以有助于从众多参数中提取主要影响参数,提高设计分析的效率.

4) 考虑到优化设计流程的可移植性,该方法对复杂几何模型的结构优化也提供了行之有效的思路.

参考文献:

- [1] 孟憬非,黄庆南,赵光电,等.某型发动机新件涡轮叶片叶冠掉块故障分析[J].航空发动机,2006,32(2):17-22.
MENG Jingfei, HUANG Qingnan, ZHAO Guangdian, et al. Failure analysis of turbine blade shroud loss for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 17-22. (in Chinese)
- [2] 李桂英,闻雪友,李东明,等.燃气轮机带冠涡轮动叶故障分析及改进[J].热能动力工程,2008,23(1):28-31.

- LI Guiying, WEN Xueyou, LI Dongming, et al. Failure analysis and improving of turbine blade with shroud for a gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2008, 23(1): 28-31. (in Chinese)
- [3] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册(第10册): 涡轮[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [4] 汤凤, 孟光. 带冠涡轮叶片的接触分析[J]. 噪声与振动控制, 2005(4): 5-7, 17.
TANG Feng, MENG Guang. Contact analysis of shrouded turbine blade[J]. Noise and Vibration Control, 2005(4): 5-7, 17. (in Chinese)
- [5] 郑君, 罗贵火. 某型发动机涡轮盘片叶冠有限元边界条件的计算对比分析[J]. 振动工程学报, 2004, 17(增刊): 110-112.
ZHENG Jun, LUO Guihuo. Finite element method contrast and analysis of turbine with different blades' boundary conditions[J]. Journal of Vibration Engineering, 2004, 17(supl.): 110-112. (in Chinese)
- [6] 朱永新. 带冠叶片摩擦减振特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
ZHU Yongxin. Research on characteristic of the forced response of shrouded blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [7] 杨鑫. 带冠涡轮叶片动力响应设计技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.
YANG Xin. Study on design technology of dynamic response of shrouded turbine blade[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [8] Porreca L, Kalfas A I, Abhari R S. Optimized shroud design for axial turbine aerodynamic performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 031016. 1-031016. 12.
- [9] Porreca L, Behr T, Schlienger J, et al. Fluid dynamics and performance of partially and fully shrouded axial turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 668-678.
- [10] 田文正, 王荣桥. 基于 MDO 体系的涡轮叶片热-结构耦合分析[J]. 航空发动机, 2008, 34(2): 5-9, 12.
TIAN Wenzheng, WANG Rongqiao. Coupled thermal-structural analysis of turbine blade based on MDO system[J]. Aeroengine, 2008, 34(2): 5-9, 12. (in Chinese)
- [11] 蔡显新, 尹泽勇, 高德平. 航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2004, 20(5): 795-801.
CAI Xianxin, YIN Zeyong, GAO Deping. MDO technology applied to the aeroengine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 20(5): 795-801. (in Chinese)
- [12] EGD-3 斯贝 MK202 发动机应力标准[M]. 丁爱祥, 吴君, 译. 北京: 国际航空编辑部, 1979.