

基于热态叶型的小轮毂比弯掠叶片 结构保形设计与优化

王延荣^{1,2}, 黄钟山¹, 付志忠¹, 石亮¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 发展了一种保持且基于气动设计给定的热态叶型的冷态叶型迭代解算方法,并将其融入叶片罩量调节的优化设计,其中在热态叶型的基础上调节罩量,针对冷态叶型计算变形与应力等,变形后的叶片逼近热态叶型,尽可能减小了对热态叶型气动特性的影响.实现了冷态叶型迭代求解与罩量调节中结构有限元网格的自动更新,并基于 iSIGHT 优化平台,建立了叶片罩量调节多目标优化设计的自动化分析流程,并以一小轮毂比弯掠风扇叶片罩量调节为例,考查了罩量调节中考虑轮盘与否对优化设计结果的影响,计算分析实例表明:所发展的方法可在保持热态叶型的前提下使叶片最大应力和最大变形分别下降了 10.6% 和 46%.

关键词: 弯掠叶片; 小轮毂比; 冷/热态叶型; 罩量调节; 多目标优化

中图分类号: V232

文献标志码: A

Structural design and optimization for the deformation approaching to hot profile of a swept fan blade with smaller hub-to-tip ratio

WANG Yan-rong^{1,2}, HUANG Zhong-shan¹, FU Zhi-zhong¹, SHI Liang¹

(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: An iterative method was proposed for determining the cold blade profile from a hot blade profile based on the aerodynamic design. The method was applied to the design optimization of the gravity center tilting of a rotor blade. The optimization was based on the hot profile and the stress calculation on the cold profile. In that way, it could reduce the influence on the aerodynamic performance. A multi-objective optimization procedure of the gravity center tilting based on the commercial package iSIGHT was established by proposing a method of automatically updating the finite element mesh in the determination of cold blade profile. The effect of the disk on the optimization of gravity center tilting of a blade was investigated by referencing a swept fan blade with smaller hub-to-tip ratio. The results show that the maximum values of stress and deformation of a rotor blade are respectively decreased by 10.6% and 46% by the proposed method for a given hot profile from the aerodynamic design.

Key words: swept fan blade; smaller hub-to-tip ratio; cold/hot profile;
gravity center tilting; structural multi-objective optimization

收稿日期:2014-04-15

基金项目:国家自然科学基金(51475022)

作者简介:王延荣(1965—),男,黑龙江双鸭山人,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机结构强度振动及可靠性研究。

在风扇/压气机转子叶片设计中,各基元流面沿径向(叶高)的积叠是关键的一步,对叶片的气动性能及其结构强度与振动有重要影响^[1],叶片径向积叠线作为设计变量被广泛应用于提高所设计叶片的气动性能^[2],如降低叶尖损失,提高效率和压比等^[3-6].在对叶片进行气动设计的同时,应充分考虑其结构强度及振动特性的优化.早期,工程上常采用一种称为罩量调整的方法来达到强度要求,即气动设计人员首先使各基元流面的重心落在子午面的一条径向线上,然后人为地将叶片截面重心沿周向偏置一个给定的量(即罩量),以改善叶片工作时的应力与变形状况^[7-8].后来,人们仍沿用“叶片罩量调整”这一称谓,但含义有所改变:不只是指整个叶片沿周向偏置某个量,更多是指叶片各基元流面沿径向积叠时重心线的变化规律.

文献[1, 9-10]研究了罩量调整过程中重心线的分布规律对叶片气动性能和强度的影响.文献[11-12]通过叶片参数化有限元建模的网格变形技术实现了沿叶高呈曲线规律分布的罩量优化设计,开发了叶片有限元建模与罩量优化设计系统.罩量调整还被用于改善气动阻尼^[13]、减振^[14]等,并结合气动性能的优化,实现多学科多目标优化^[15-16].但是,文献中“罩量调整”的传统做法存在一些问题:①罩量调整过程中没有区分叶片工作状态(热态)和工艺状态(冷态)间的差异,事实是热态叶片决定了叶片气动特性,而在冷态叶片上施加载荷才能准确获得叶片的变形与应力,即变形后的叶片构形才是气动设计的热态叶型,因此在罩量调整过程中需要考虑叶片冷、热态间的差异;②研究均是针对单个叶片,而将叶片与轮盘的榫连结构视为叶片根部全约束状态,未能反映轮盘榫槽对叶片榫头的真实约束状态,因而有必要考查轮盘,尤其是轮缘结构在罩量调整中的影响,当然,在关于“罩量”的优化设计中需要叶盘结构参数化的有限元建模方法;③优化的目标过于单一,如仅考虑应力的降低,实际上罩量调整会对叶片的应力、变形、频率及振型等产生影响,因而有必要进行综合考虑以获得“总体”最优解.对于当前设计的先进高性能的小轮毂比、复合弯掠的风扇转子叶片,上述问题尤为突出.

本文针对一小轮毂比、复合弯掠的整体叶盘转子,采用基于气动设计给出的热态叶型“罩量调整”(本文这里指各基元流面的周向、轴向偏置量沿径向的变化),实现了叶盘结构参数化有限元的

快速建模,在尽可能减小对气动设计性能影响的条件下,针对冷态叶型计算叶片的变形与应力,以提高气动、结构设计分析的准确性与工作效率,减少气动与结构强度专业间的迭代次数,缩短设计周期,基于 iSIGHT 优化平台,实现了弯掠叶片结构设计罩量调节的多目标优化分析流程,对比分析了考虑轮盘与否对优化结果的影响.计算分析实例表明:所发展的罩量调节方法可实现弯掠叶片的保形设计与结构优化.

1 叶盘结构分析的快速建模方法

在由气动设计给定的热态叶型求解冷态叶型及其与罩量调节的迭代过程中均要求对叶盘结构重新进行有限元建模.若每次冷态叶型求解或罩量调节均在 CAD 软件中生成叶片实体模型,再将其导入到 CAE 软件中划分网格生成有限元模型,将很难实现罩量调节的“自动化”,因而有必要发展一套能够快速实现叶盘结构有限元网格重建的方法.

风扇/压气机叶片的叶身可视为沿展向变截面并有相对扭角的薄壁结构,因而很容易实现参数化建模,但在考虑轮盘后自动网格划分难度将增大.为此本文将整体叶盘结构有限元建模分为轮盘和叶片两部分.对叶片部分,使用编写的自动网格生成程序,直接读取气动设计给定的初始(即罩量调节前)“热态”叶片的叶型文件,对每个叶型线生成对应的曲面,划分成同样拓扑构形的面四边形网格,将相邻截面的面网格相互连接起来即可生成六面体单元,最终获得叶片的有限元模型.轮盘部分则在 CAD 软件中生成实体模型,导入至有限元软件中,将叶片根部的二维网格映射到轮缘上,并将其作为划分轮盘网格的“约束”,将轮盘分成全六面体的有限元网格.在得到叶片的初始网格和轮盘的网格后,通过合并两部分网格连接处的节点得到叶盘结构的有限元模型.

由于罩量调节对叶型的改变通常是少量的变化,因而叶片在罩量调节的优化设计过程中,重心线的周向(及轴向)偏置可直接转化为相应基元流面的有限元网格节点的周向(及轴向)偏置,从而可以获得罩量调节后的叶片部分有限元模型,而对网格质量基本没有影响.在罩量调节中轮盘部分的有限元节点位置保持不变.由此可生成变化后的叶盘结构有限元模型,这样对同一个叶盘结构只需划分一次网格就可以在后续的罩量调节中继续使用.

对于本文的小轮毂比、复合弯掠的整体叶盘转子,其单扇区有限元模型如图 1 所示.气动设计的热态叶型由 19 条叶型线构成,将对应的 19 个叶型面划分成 2×30 的四边形网格,连接后成为 $2 \times 30 \times 18$ 的全六面体网格;盘的网格划分使用 HyperMesh 完成,同样是全六面体有限元网格.轮盘与叶片连接处的对应节点号相同,其他节点和单元顺序编号,从而完成有限元建模.

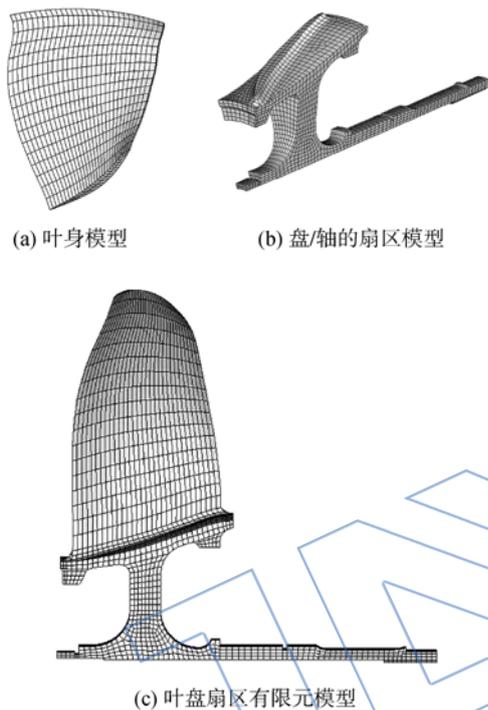


图 1 风扇叶盘扇区有限元模型

Fig. 1 Finite element model of a bladed disk sector

2 冷态叶型的迭代解算方法

在航空发动机的叶片设计中,一般是根据气动热力性能要求设计出在设计工况下的工作状态(热态)叶片构形;而许多涉及叶片结构与强度方面的计算分析,往往需要针对冷态叶型进行^[17-18].然而,在实际设计分析中,尤其是国内,多是针对气动设计给定的热态叶型,采用有限元法一次求解得到叶片的变形(及应力)等,直接从热态叶型减去所求得的变形量,来得到冷态叶型.对于大轮毂比的叶片,也许这种做法尚能勉强接受;而对于小轮毂比、复合弯掠的风扇叶片,则必须发展更为准确的冷态叶型解算方法.

在罩量调节过程中,为尽可能减小对气动设计给出的热态叶型的影响,只可适量改变基元流面沿径向的积叠规律(即小量调整),而不能改变

基元叶型本身.若在冷态叶型上调整罩量,则势必导致热态叶型的基元流面有所改变.因而有必要在叶片气动设计给定的热态几何构型的基础上进行罩量调节,以保证调整后的叶片尽可能不影响原给定热态叶型的气动特性.于是,结构强度分析应在调整后的热态叶型所对应的冷态叶型基础上进行,以保证变形与应力分析的准确性.因此,每次罩量调节后的应力分析都应基于对应的冷态叶型进行.

求解叶片冷态构型的方法是以设计或罩量调节后的热态叶型为起点,施加载离心载荷和气体载荷后进行有限元分析求得变形量,由热态叶型减去变形量得到新叶型,在新叶型上继续进行有限元分析,求得变形量后,由热态叶型减去变形量,反复迭代,直到两次循环求得的叶型相同为止,此时求得的叶型加载变形后即为其所给的热态叶型,而迭代后的叶型即为所求的冷态叶型,其分析流程如图 2 所示.

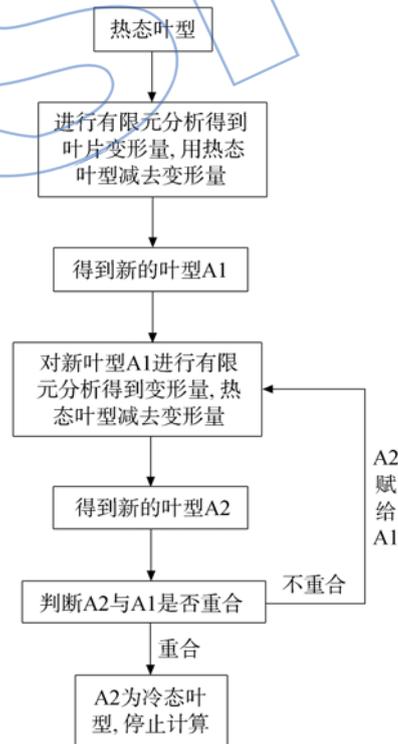


图 2 热态叶型到冷态叶型的求解流程图

Fig. 2 Flow chart of hot-to-cold profile calculation

图 3 给出了热态叶型与冷态叶型的位置关系,图中绿色的为热态叶型生成的流体网格,红色的为热态叶型有限元网格,蓝色的为求得的冷态叶型,黄色的为冷态叶型在离心力和气体压力作用下变形后的叶片构形,可以看出冷态叶型变形

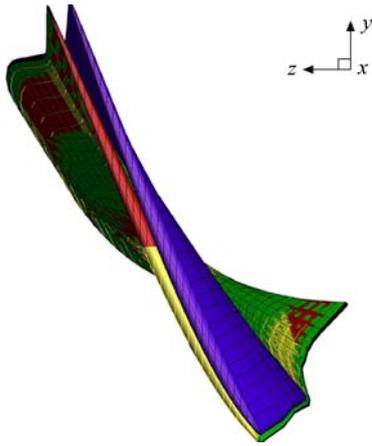


图3 热态叶型到冷态叶型求解结果
Fig. 3 Results of hot-to-cold profile calculation

后的构形与热态流体网格相重叠,表明冷态叶型的求解是正确的。

3 罩量调节及其优化方法

如前所述,本文的罩量调节方法相当于在气动设计给出的热态叶型基础上改变基元流面重心的积叠线,即只对热态叶型的重心线作周向偏置,叶型在径向的位置没有变化,如图4所示,这样可以将对叶片气动特性的影响减到最小。

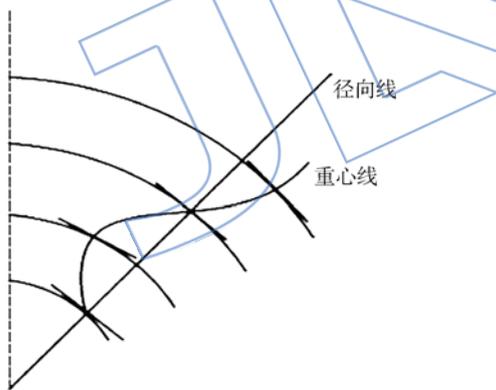


图4 罩量调节示意图
Fig. 4 Diagram of gravity center tilting

将罩量(即沿径向的偏置量变化规律)进行参数化处理。为保证罩量调节中叶型光滑和气动特性,选取其中部分基元流面沿圆周的转角作为设计变量,同时限制叶型曲面的转角范围,其余叶型截面的转角通过控制点的变量插值得到。

罩量调节的目的有多个,其主要之一是以降低叶片的应力作为调节目标,其中常以 Von Mises 应力(与/或径向应力)作调节指标;叶片的变形也是必须考虑的重要因素之一,必须保证转子旋转时不与静子干涉;叶片的频率也需避开主要

激振频率并留有足够的裕度。根据实际的需求,将最有必要考虑的主要因素作为调节目标,同时将其其他因素作为约束条件。

若以降低 Von Mises 应力和叶尖位移作为优化目标为例,叶片罩量的优化问题可表述为

$$\begin{aligned} & \min F(\max(\sigma), \max(u_r)) \\ \text{s. t. } & \begin{cases} \theta_k \leq \theta_k \leq \theta_k^* & (k = 1, 2, 3, \dots, p) \\ \frac{|f_l - f|}{f} \geq z & (l = 1, 2, 3, \dots, s) \end{cases} \end{aligned}$$

即以降低叶片的最大 Von Mises 应力和叶尖最大径向位移作为目标函数,其中 θ_k, θ_k^* 表示重心转角的上、下限, f_l 表示叶片的前 s 阶固有频率, f 为转子可能的激振频率,即两者之差应大于某一定值。

利用 iSIGHT 软件作为优化平台,结合有限元程序 ANSYS 的结构分析功能,可以实现罩量调节优化设计。利用 ANSYS 中的 APDL 语言,可以实现对有限元模型“自动化”更新,并输出分析结果供 iSIGHT 进行分析处理。在 iSIGHT 中根据优化条件修改罩量参数,更新 APDL 文件,在后台自动调用 ANSYS 执行更新后的 APDL 文件,实现罩量调节的自动化分析流程,如图5所示。

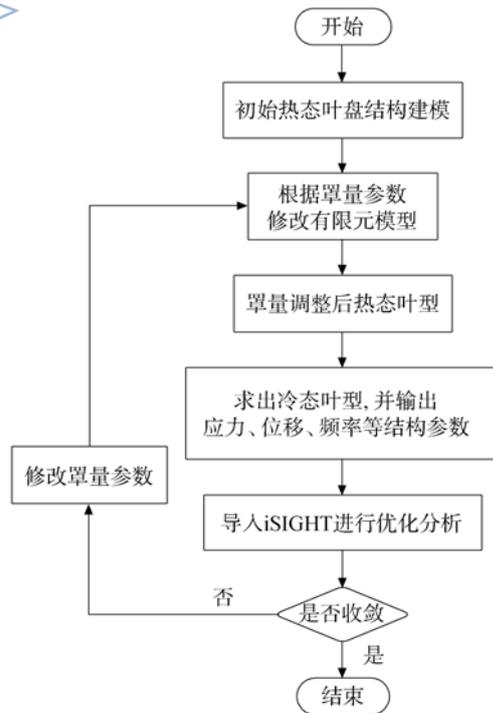


图5 罩量调节优化流程图
Fig. 5 Flow chart of gravity center tilting optimization

4 优化设计示例

将图 1 所示的整体叶盘结构作为实际算例进行罩量调节优化设计,并分析轮盘对叶片设计的影响.图 6 为罩量调节前叶盘应力分布.最大应力为 534 MPa,位于叶背中下部.

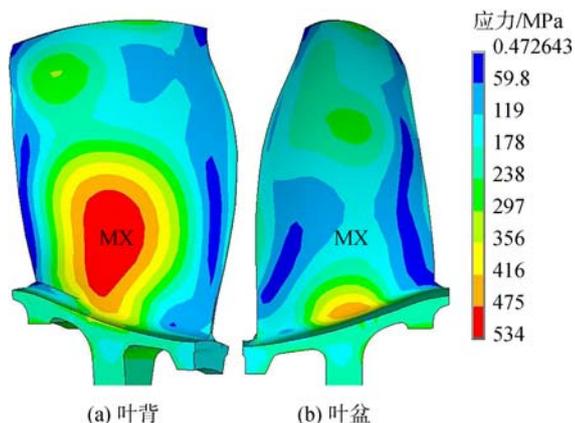


图 6 优化前应力分布

Fig. 6 Stress distribution before optimization

4.1 不考虑轮盘的叶片罩量调节优化设计

首先对不考虑轮盘的叶片进行优化.叶片由 19 个基元流面构成,其中叶根截面不可改变,取第 7 截面、13 截面、19 截面作为控制点,限制绕轴线的转角在 $\pm 0.5^\circ$ 以内.离心载荷通过叶片的转速进行设定.气动载荷由初始热态叶型通过 CFD 计算获得,由于在后续的调节中对气动特性影响较小,因而可认为其数值不变,并在每次计算时采用插值方法加载到叶片上.将叶根的位移全约束.优化后的计算结果如图 7 所示,结果表明最大 Von Mises 应力降低到 400 MPa,位于叶背根部.

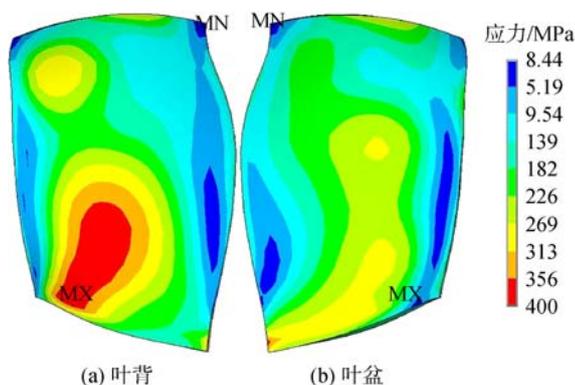


图 7 不考虑轮盘的优化后应力分布

Fig. 7 Stress distribution after optimization without taking disk into account

为考查不考虑轮盘的叶片罩量调节优化设计的结果是否合适,将经叶片罩量调节优化的叶型合并到轮盘上,进行有限元分析,得到最大 Von Mises 应力为 531 MPa,位于叶盆部,如图 8 所示,可以看出:应力实际并没有下降,最大应力的分布位置及整体应力分布情况也与叶片优化结果不同.

产生此问题的原因是叶片根部约束方式不同,所分析求解的叶片为了减轻质量,轮盘幅板较薄,相对而言,叶根处并不等同于位移完全约束,叶根前缘和尾缘受离心力作用的径向位移要大于叶根中部,因而对结构应力分布有影响,导致了仅叶片的优化结果并不反映实际,因而必须在罩量调节优化设计中采用整体叶盘模型.

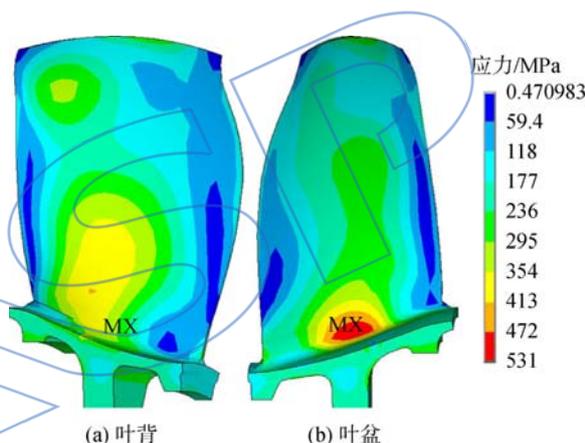


图 8 不考虑轮盘的优化后应力分布验证

Fig. 8 Examination of stress distribution after optimization without taking disk into account

4.2 考虑轮盘的叶片罩量优化设计

在叶盘结构的一个扇区模型上调节罩量,其控制点、载荷、优化目标与前文相同,轮盘部分施加循环对称边界条件,优化迭代后得到冷态叶盘构形,对其施加载气动力和离心力后得到应力分布,如图 9 所示,可以看出:轮盘的最大 Von Mises 应力从 534 MPa 降低到 477 MPa,降低了 10.6%,同时最大径向位移从 1.19 mm 降低到了 0.64 mm,降低 46%.有效地改善了应力和位移变形状况.在考虑轮盘的情况下优化的结果更加真实可靠.

需要注意的是:若在优化中只将 Von Mises 应力作为优化目标而忽略径向位移, Von Mises 应力可降到 469 MPa,但径向位移会增加到 1.34 mm,而这可能无法满足工程需求.因此,罩量调节优化设计中必须全面考虑罩量调节对结构所造

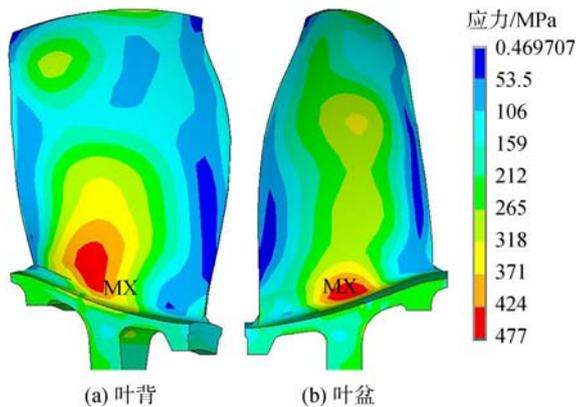


图9 考虑轮盘的优化后应力分布

Fig.9 Stress distribution after optimization with taking disk into account

成的综合影响,单纯以个别指标作为判断优化设计效果的标准,可能会造成严重的影响.因此要求结构强度设计分析人员在优化设计中,要根据需求尽可能多地考虑设计变量对结构产生的影响,并将其以“数学”形式写入到优化过程的目标和/或约束条件表达式中.对于不便在优化过程中表达的因素,在获得优化结果后应认真校核,以确保优化结果接近综合最优解.

5 结论

本文发展了一种基于热态叶型的冷态叶型迭代解算方法,并将其融入叶片罩量调节的优化设计中,更为准确地考虑了冷、热态叶型间的变换.以热态叶型作为罩量调节的基础,将可以保证气动特性更接近气动设计的热态叶型.同时,所提出的叶盘结构参数化建模方法对同一个叶盘结构只需划分一次网格就可以供后续的罩量调节使用,并通过 iSIGHT 优化平台实现了罩量调节的优化设计.本文算例表明:考虑轮盘与否对叶片优化设计的结果影响较大,即在罩量调节中考虑轮盘结构的必要性.事实上,本文的建模与优化方法也可以推广到带有榫头的其他形式的叶片上.相对于传统的罩量调整方法,本文在方法上的改进,提高了罩量调节优化设计的准确程度,可以有效地保持气动设计所要求的热态叶型.

借助基于 iSIGHT 发展的自动优化平台,本文在罩量调节优化中将应力、变形、频率等多项指标纳入到优化中,克服了传统罩量调整中只考虑单一应力指标的局限性.将来可将 CFD 引入优化平台,综合考虑气动性能与结构强度的共同影响,实现一体化的综合优化,并在工程上实现气动/强

度设计与结构造型的一体化设计.

致谢:

本文的热态叶型及其表面压力载荷由北京航空航天大学能源与动力工程学院桂幸民教授提供,作者对桂幸民教授在研究中给予的指导与帮助表示感谢.

参考文献:

- [1] 张正秋,邹正平,刘宝杰.高负荷风扇叶片重心线调节对叶片强度和气动性能的影响分析[J].航空学报,2006,27(3):380-385.
ZHANG Zhengqiu,ZOU Zhengping,LIU Baojie. Influence of gravity center modification on structural strength and aerodynamic performance of blade in high load fan blade design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2006,27(3):380-385. (in Chinese)
- [2] 周正贵.压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术[J].航空学报,2008,29(2):257-266.
ZHOU Zhenggui. Current situations and key techniques of automatic aerodynamic design of compressor/fan blades [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(2):257-266. (in Chinese)
- [3] Benini E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power,2004,20(3):559-565.
- [4] Jang C M, Samad A, Kim K Y. Optimal design of swept, leaned and skewed blades in a transonic axial compressor [R]. ASME Paper GT2006-90384,2006.
- [5] Samad A, Kim K Y, Lee K S. Multi objective optimization of a turbomachinery blade using NSGA-II [C]// Proceedings of FEDSM2007 5th Joint ASME/JSME Fluids Engineering Conference, California USA; American Society of Mechanical Engineers,2007:885-891.
- [6] Benini E, Biollo R. Aerodynamics of swept and leaned transonic compressor-rotors[J]. Applied Energy,2007,84(10):1012-1027.
- [7] 宋兆泓.航空燃气涡轮发动机强度设计[M].北京:北京航空航天大学出版社,1988.
- [8] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第18册 叶片轮盘及主轴强度分析[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [9] 王咏梅,陈葆实.罩量调节对风扇压气机气动性能和强度影响的研究[J].航空发动机,2000,26(1):6-11.
WANG Yongmei, CHEN Baoshi. The effect of the modification of gravity center eccentricity on aerodynamic performance and structural strength of fan/compressor[J]. Aeroengine,2000,26(1):6-11. (in Chinese)
- [10] 王荣桥,林丹,樊江,等.基于特征的压气机叶片结构设计[J].航空发动机,2004,30(2):5-9.
WANG Rongqiao, LIN Dan, FAN Jiang, et al. Feature based structure design of compressor blades[J]. Aeroengine,2004,30(2):5-9. (in Chinese)

- [11] 王振培,王丹,朱继宏,等. 叶片参数化有限元建模与罩量优化设计[J]. 航空动力学报,2011,26(11):2450-2458.
WANG Zhenpei, WANG Dan, ZHU Jihong, et al. Parametrical FE modeling of blade and design optimization of its gravity center eccentricity[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2450-2458. (in Chinese)
- [12] 王振培,王丹,杨军刚,等. 航发叶片有限元建模与罩量优化设计系统开发[J]. 机械制造,2011,49(6):15-18.
WANG Zhenpei, WANG Dan, YANG Jungang, et al. Development of system for finite element modeling and offset optimization of aero-engine blade[J]. Machinery, 2011, 49(6): 15-18. (in Chinese)
- [13] 郭雪莲,李琳. 压气机叶片气动阻尼的改善设计[J]. 航空动力学报,2012,27(8):1855-1860.
GUO Xuelian, LI Lin. Design method for improving aerodynamic damping of compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1855-1860. (in Chinese)
- [14] 余学冉,陆山. 整体叶盘结构强度减振一体化设计方法[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2235-2239.
YU Xueran, LU Shan. Integrative design method of blisk considering structure strength and resonant vibration avoidance[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2235-2239. (in Chinese)
- [15] Moroz L, Govoruschenko Y, Romanenko L, et al. Methods and tools for multidisciplinary optimization of axial turbine stages with relatively long blades[R]. ASME Paper GT 2004-50039, 2004.
- [16] Xu C, Amano R. Aerodynamic and structure considerations in centrifugal compressor design: blade lean effects[R]. ASME Paper GT2012-68207, 2012.
- [17] 郑赞,王彪,杨慧. 跨声速风扇叶片的反扭设计研究[J]. 机械工程学报,2013,49(5):147-153.
ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui. Numerical study on blade un-running design of a transonic fan[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(5): 147-153. (in Chinese)
- [18] Mahajan A J, Stefko G L. An iterative multidisciplinary analysis for rotor blade shape determination[R]. AIAA 93-2085, 1993.

(编辑:叶青)