

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.06.014

航空发动机风扇叶片振动适航符合性设计方法

曾海军 孙有朝 李龙彪

(南京航空航天大学民航学院,南京,210016)

摘要:对航空发动机风扇叶片振动适航符合性设计方法开展了研究。采用非均匀有理 B 样条实现风扇叶片型线的设计,通过各截面型线质心实现风扇叶片积叠成型;建立榫头的草图,拉伸生成风扇叶片的圆弧榫;考虑强度、振动特性,实现伸根段的设计。从振动适航条款 CCAR 33.83 的要求出发,给出了风扇叶片振动符合性的验证方法,基于建立的风扇叶片模型,采用有限元方法对风扇叶片的振动特性和振动应力进行计算。计算结果表明,在整个飞行包线环境下,该风扇叶片的振动特性和振动应力水平满足振动的适航条款要求,为风扇叶片的振动符合性设计与验证提供了依据。

关键词:航空发动机;风扇叶片;适航;振动;参数化造型

中图分类号:V232 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)06-0884-06

Approach for Vibration Airworthiness Compliance of Aeroengine Fan Blade

Zeng Haijun, Sun Youchao, Li Longbiao

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: An approach for vibration airworthiness compliance of aeroengine fan blade is investigated. The fan blade is designed by the parametered method. The fan blade airfoil is generated by the six profiles described by the non-uniform rational B-spline. The fan blade tendon is parametered by the four parameters. And the fillet section is designed to achieve the smooth transition of the up surface and the bottom surface of the blade root. Based on the requirement of the vibration item of airworthiness, the verification method of vibration compliance for fan blade is introduced. The finite element method (FEM) is carried out to show the compliance of the vibration characteristic and the vibration stress of the fan blade model. The simulation result shows that the vibration characteristic and the vibration stress can meet the requirements of vibration under the entire flight envelope environment, which provides the important reference to the vibration compliance of the fan blade.

Key words: aeroengine; fan blade; airworthiness; vibration; parametered modeling

风扇叶片是涡扇发动机最具代表性的重要零件,早期的风扇叶片为实心、窄弦、带阻尼凸台结构。为适应现代航空发动机的需要,风扇叶片在材料、结构设计等方面不断改进。由振动引起的航空

发动机叶片疲劳失效问题在我国的现役航空发动机、改进型、新机研制及其成熟化过程中层出不穷,严重制约了航空发动机的可靠性和安全性^[1-5]。在 CAAR 适航条款中^[6],CCAR 33.63 和 33.83

基金项目:国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合基金(U1333119,60572171,60979019,60939003)资助项目;国防基础科研计划资助项目;中国民用航空局科技(MHRD0722,MHRD200908)资助项目;工信部民机专项(MJ-F-2011-33)资助项目。

收稿日期:2014-12-16;**修订日期:**2015-07-06

通信作者:孙有朝,男,教授,博士生导师,E-mail: sunyc@nuaa.edu.cn。

两个条款对振动提出了明确要求,足以说明振动对适航的重要性。张强等^[7]研究了风扇叶片自身的振动特性,针对风扇叶片进行了有限元建模分析,计算了凸肩自由和凸肩约束两种工作状态下叶片的固有频率和振型,结果表明发动机转速及凸肩状态对叶片固有频率有显著的影响,对大涵道比涡扇发动机风扇叶片的振动特性研究具有参考价值。王营等^[8]采用间接耦合和直接耦合两种计算方法,对宽弦空心风扇叶片在空气场作用下的结构响应进行了数值模拟和疲劳寿命预测,对比分析了间接耦合和直接耦合方法对叶片寿命的预测结果,结果表明,与间接耦合相比,直接耦合计算得到的叶片最大应力高出不足 10%,直接耦合和间接耦合方法对叶片寿命的预测结果相差很小。杨雯等^[9]采用有限元分析软件,对宽弦风扇叶片的模态特性和脉冲激励下的响应特性开展了研究,得到了叶片的基本变形以及动态响应变形情况,发现该风扇叶片振动时以弯曲变形为主,接近叶片的一阶模态振型,以叶片叶尖前缘挠度最大。随着转速增加,叶片脉冲响应的振动周期和幅值都随之减小,振动速度和加速度也随之减弱。王营等^[10]利用数值模拟的方法,对宽弦空心风扇叶片在空气场作用下的瞬态响应进行了研究。建立了宽弦空心风扇叶片以及空气场的物理模型,使用直接耦合来计算宽弦风扇叶片的气固耦合响应,判断出叶片危险点的位置。

本文基于特征造型技术,将航空发动机风扇叶片分解为叶身、榫头、伸根段 3 个特征。利用非均匀有理 B 样条实现风扇叶片型线的设计,通过各截面型线质心实现风扇叶片积叠成型,建立榫头的草图,采用非均匀有理 B 样条拉伸生成风扇叶片的圆弧榫,考虑强度、振动特性,实现伸根段的设计,最终生成航空发动机风扇叶片。从适航振动条款 CCAR 33.83 的要求出发,给出振动条款的符合性验证方法,采用有限元软件进行了风扇叶片的振动特性分析,说明了所设计风扇叶片振动特性的适航符合性。

1 基于非均匀有理 B 样条的风扇叶片参数化设计方法

1.1 参数化设计流程

针对航空发动机风扇叶片的特点,将风扇叶片分解为 3 个特征:叶身、圆弧榫和伸根段,其设计流程如图 1 所示。

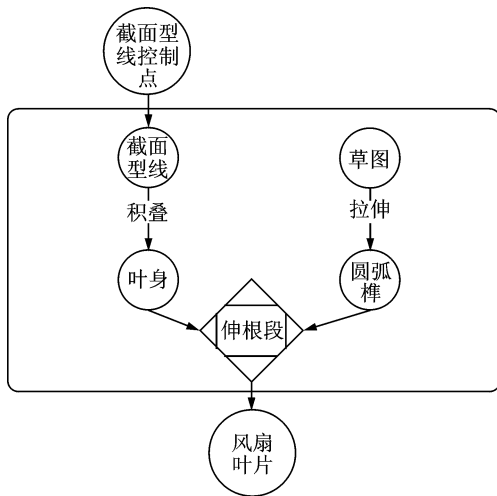


图 1 基于特征造型技术的航空发动机风扇叶片设计流程
Fig. 1 Flowchart for parameterized modeling of fan blade

1.2 非均匀有理 B 样条

航空发动机风扇叶片的叶身具有明显的自由特征,目前往往通过各截面叶身型线积叠生成。而叶片型线的设计需要满足型线光滑、提供尽可能的造型、灵敏度高和尽可能少的设计变量等要求,以提高气动效率、减小流动损失。由于选取描述叶片型线曲线方程的性质直接决定了叶型的光顺、以及空间表达能力,因此大量的研究集中在型线的曲线表达上,常用的型线包括圆弧、双曲线、双扭线、多项式^[11]、贝塞尔曲线^[12-13]、B 样条曲线^[14]、非均匀有理 B 样条^[15-16]等。非均匀有理 B 样条能够很好描述设计自由曲线、曲面形状^[17-20],在叶型设计上具有广阔应用前景,本文采用非均匀有理 B 样条实现风扇叶片的型线设计。一个 k 次非均匀有理 B 样条曲线可以表示为一段有理多项式矢函数

$$p(u) = \frac{\sum_{i=0}^n \omega_i d_i N_{i,k}(u)}{\sum_{i=0}^n \omega_i N_{i,k}(u)} \quad (1)$$

式中: $d_i (i=0, 1, \dots, n)$ 为控制点; $\omega_i (i=0, 1, \dots, n)$ 为权重因子; $N_{i,k}(u)$ 为 k 次规范 B 样条基函数; 节点矢量 $\mathbf{U} = [u_0, \dots, u_i, \dots, u_{n+k+1}]$ 可根据德布尔-考克斯递推公式得到

$$\begin{cases} N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1 & u_i \leq u < u_{i+1} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \\ N_{i,k}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \end{cases} \quad (2)$$

上述用分式表示的非均匀有理 B 样条曲线方程可

被改写成如下等价形式

$$p(u) = \sum_{i=0}^n d_i R_{i,k}(u)$$

$$R_{i,k}(u) = \frac{\omega_i N_{i,k}(u)}{\sum_{j=0}^n \omega_j N_{j,k}(u)} \quad (3)$$

式中： $R_{i,k}(u)$ ($i = 0, 1, \dots, n$) 称为 k 次有理基函数。采用非均匀有理 B 样条建立的风扇叶片截面型线具有光顺、局部可调等性质。

利用三次非均匀有理 B 样条分别表示风扇叶片截面型线的压力面和吸力面,如图 2 所示。

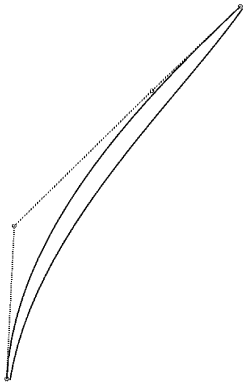


图 2 风扇叶片截面型线
Fig. 2 Profile line of fan blade

1.3 风扇叶片成型

采用 6 根截面型线来描述风扇叶片展向的变化,如图 3 所示。在质心积叠的基础上,利用放样生成风扇叶片的压力面和吸力面,通过缝合操作得到风扇叶片的叶身,如图 4 所示。

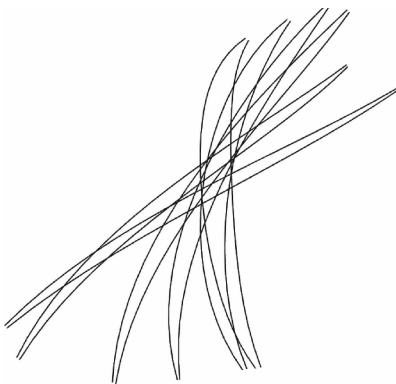


图 3 风扇叶片叶身 6 根截面型线
Fig. 3 Fan blade profiles of six sections

榫头设计中应要求榫头接触面上应力尽量均匀,其主要设计参数包括了:伸根高度 h_r 及宽度 l_r 、齿形角 β_1 及 β_2 等。根据设计要求绘制榫头及伸根的草图,通过拉伸生成榫头三维模型(图 4)。

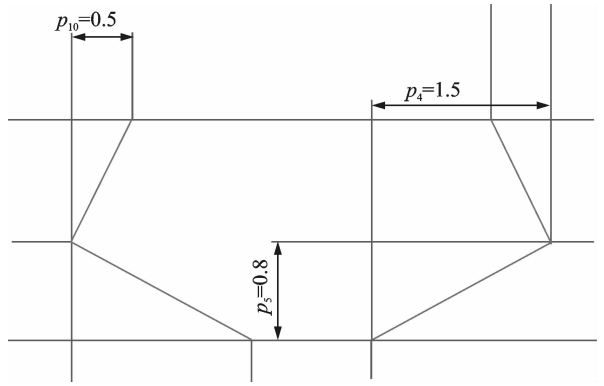


图 4 榫头的截面形状
Fig. 4 Section shape of tenon

风扇叶片的伸根段起到承接叶片和榫头的作用,其设计的好坏直接决定了叶片根部和榫头的强度和振动特性。为了有效避免伸根过渡段的应力集中,需要保证伸根段一阶连续,在设置过渡截面时,进一步采用非均匀有理 B 样条对过渡截面进行控制,从而实现伸根段平滑过渡(图 5)。

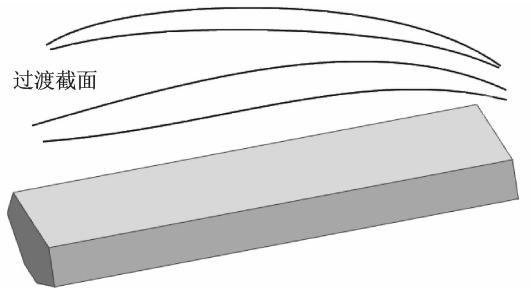


图 5 伸根段过渡截面
Fig. 5 Fillet surface section of fan blade root

在叶身、榫头和伸根段生成之后,就可以生成叶片的实体模型。对于风扇叶片,由于需要承受离心力的作用,因此叶身、榫头需要保证质心的相互协调,实际生成的风扇叶片如图 6 所示。

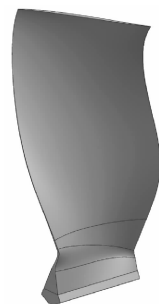


图 6 风扇叶片模型
Fig. 6 Model of fan blade

2 风扇叶片振动分析及其符合性验证

以基于参数化建立的风扇叶片为分析对象,采用通用有限元软件进行振动特性和振动应力分析,该风扇叶片的有限元模型如图 7 所示。风扇叶片选用 TC4 材料,材料常数为: $\rho=4\ 500\text{ kg/m}^3$, $E=107.8\text{ GPa}$, $\nu=0.3$ 。

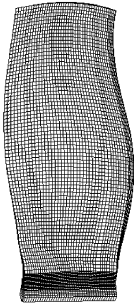


图 7 风扇叶片有限元模型

Fig. 7 Finite element model of fan blade

为了验证风扇叶片振动特性符合性分析和振动应力分析的合理性,采用同种材料的试验件进行振动特性和振动应力试验,并验证计算分析的精度。利用锤击法和有限元计算对试验件进行自由模态测试和分析,试验件振动特性试验和分析结果如表 1 所示。通过表 1 可以看出,计算分析结果与试验结果吻合较好,最大误差不超过 1%。说明采用的分析计算方法可以用来验证风扇叶片的振动特性。利用有限元分析软件对该风扇叶片进行模态分析,风扇叶片在自由状态下的模态如表 2 所示。

表 1 试验件分析结果与试验结果对比

Tab. 1 Comparison results of analysis and experiment

振动阶次	试验结果/Hz	分析结果/Hz	相对误差/%
1	493.012	503.42	0.97
2	693.164	729.71	0.98
3	1 304.803	1 341.30	0.54
4	1 432.674	1 511.50	0.43
5	2 262.309	2 393.70	0.38
6	2 379.777	2 485.30	0.37
7	3 119.481	3 173.00	0.43
8	3 206.547	3 284.20	0.51
9	3 800.241	3 935.50	0.56

表 2 风扇叶片自由状态下的频率分布

Tab. 2 Frequency distribution of fan blade under free condition

振动阶次	频率/Hz	振动阶次	频率/Hz
1	125.59	6	497.67
2	284.35	7	549.29
3	298.45	8	573.49
4	374.26	9	611.45
5	442.38	10	700.63

通过有限元模态分析,可以得到风扇叶片的各阶振型,该风扇叶片在前十阶模态下的振型如图 8 所示。从图中可以看出,该风扇叶片在前十阶的模态主要以弯、扭或弯扭组合为主。为了研究该风扇叶片的振动特性,计算覆盖整个飞行包线环境的风扇叶片的坎贝尔图,如图 9 所示,在 1E、2E 和 3E 下,该风扇叶片不会产生共振,在巡航状态下,4E 的共振裕度小于 10%,5E 和 6E 的共振裕度大于 10%。由于该风扇由 18 个叶片组成,还需要考查 18E 的共振裕度,该风扇叶片在巡航状态下 18E 的共振裕度大于 10%。

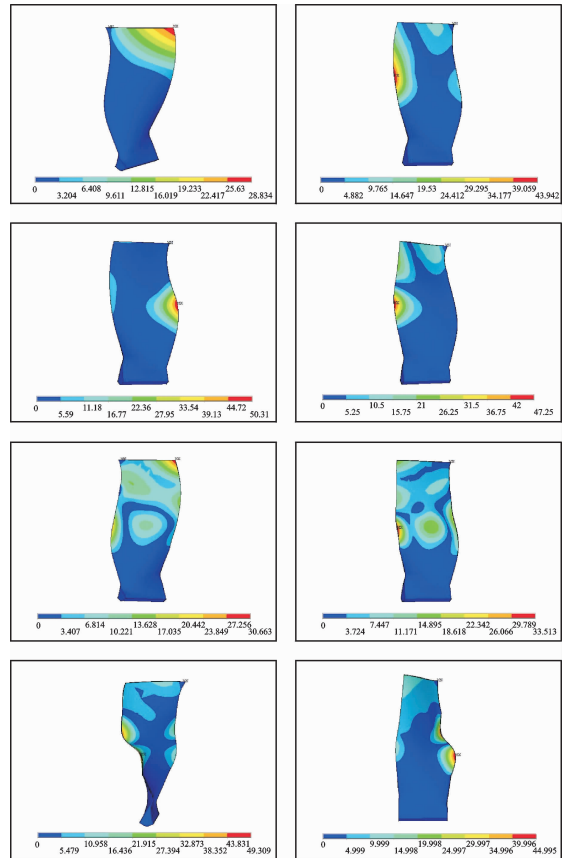


图 8 风扇叶片各阶模态

Fig. 8 Modal of fan blade

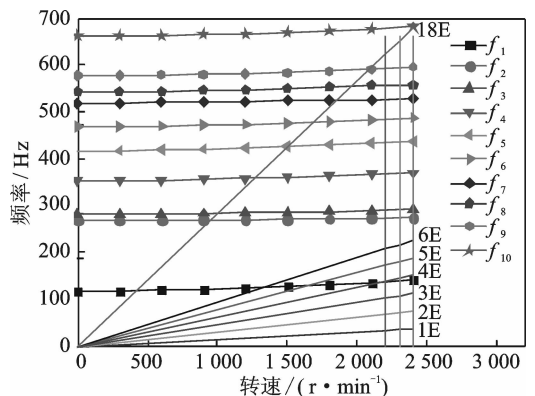


图 9 坎贝尔图

Fig. 9 Campbell chart

为了考查风扇叶片在4E下的振动水平,对4阶共振下的振动应力进行有限元分析。采用谐响应法对振动应力进行计算,计算采用完全积分法,风扇叶片榫头部位最大位移为1.2 mm,振动应力计算结果如图10所示。从图中可以看出,该风扇叶片的4阶共振应力为103 MPa,远小于风扇叶片材料的疲劳极限应力。

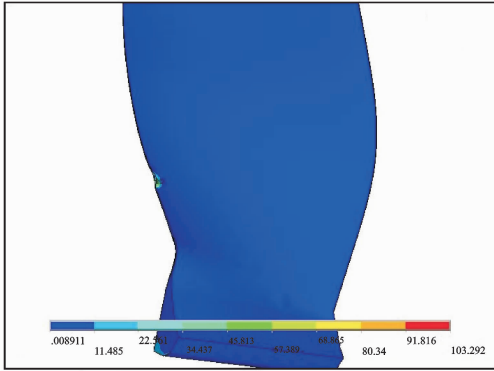


图10 风扇叶片4阶共振下的振动应力
Fig. 10 Vibration stress under fourth order resonance of fan blade

根据风扇叶片的坎贝尔图可以看出,该风扇叶片的振动特性满足适航条款的要求。根据风扇叶片的振动应力分析可以看出,风扇叶片的振动应力低于疲劳极限应力,满足CCAR 33.83适航条款要求。由此分析表明风扇叶片满足振动相关适航条款。

3 结 论

采用非均匀有理B样条实现风扇叶片型线的设计,通过各截面型线质心实现风扇叶片积叠成型,建立榫头的草图,拉伸生成风扇叶片的圆弧榫,考虑强度、振动特性,实现伸根段的设计,生成航空发动机的风扇叶片,基于UG OPEN/API二次开发技术实现了造型的自动生成。从振动适航条款CCAR 33.83的要求出发,基于建立的风扇叶片模型,采用有限元法对风扇叶片的振动特性与振动应力进行分析。

(1) 计算了覆盖整个飞行包线环境的风扇叶片的坎贝尔图,发现该风扇叶片中巡航状态下18E的共振裕度大于10%;

(2) 对4阶共振下的振动应力进行了有限元分析,风扇叶片榫头部位的最大位移为1.2 mm,该叶片的4阶共振应力为103 MPa,远小于风扇叶片材料的疲劳极限应力。

在整个飞行包线环境下,该风扇叶片的振动特性和振动应力水平满足CCAR33.83振动适航条款要求,为风扇叶片的振动设计及其符合性验证提供了有效方法。

参考文献:

- [1] 刘大响,程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
Liu Daxiang, Cheng Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496.
- [2] 梁春华,杨锐. 航空发动机宽弦空心风扇叶片的发展及应用[J]. 航空发动机, 1999(2): 54-58.
Liang Chunhua, Yang Rui. Development and application of wide-chord hollow fan blade of aeroengine [J]. Aeroengine, 1999(2): 54-58.
- [3] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
Chen Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15.
- [4] 宋迎东,胡绪腾,刘华翔. 钛合金缺口试样拉伸破坏载荷预测[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 487-493.
Song Yingdong, Hu Xuteng, Liu Huaxiang. Prediction of broken load for notched specimen of titanium alloy [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(4): 487-493.
- [5] 黄金泉,陈煜,周浩文,等. 基于QPSO粒子滤波的航空发动机突变故障诊断[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 494-500.
Huang Jinquan, Chen Yu, Zhou Haowen, et al. QPSO particle filter based abrupt fault diagnostics for gas turbine engine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(4): 494-500.
- [6] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章CCAR33-R2航空发动机适航规定[S]. 北京:中国民用航空局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations CCAR33-R2 aircraft engine airworthiness requirements [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011.
- [7] 张强,张永峰,马双元. 大涵道比涡扇发动机风扇叶片振动模态分析[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2011, 28(3): 14-17.

- Zhang Qiang, Zhang Yongfeng, Ma Shuangyuan. Modal analysis of high bypass turboengine fan blade [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2011, 28(3):14-17.
- [8] 王营,陶智,杜发荣,等. 宽弦空心风扇叶片流固耦合作用下的疲劳分析[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(19):6009-6012.
- Wang Ying, Tao Zhi, Du Farong, et al. Fatigue life analysis of fluid-structure coupling characteristics for hollow wide-chord fan blade[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(19):6009-6012.
- [9] 杨雯,杜发荣,郝勇,等. 宽弦空心风扇叶片动力响应特性研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3):444-449.
- Yang Wen, Du Farong, Hao Yong, et al. Investigation of dynamic response property of wide-chord hollow fan blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3):444-449.
- [10] 王营,陶智,杜发荣,等. 宽弦空心风扇叶片流固耦合作用下的叶片响应分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12):2177-2183.
- Wang Ying, Tao Zhi, Du Farong, et al. Response analysis of fluid and solid coupling characteristics for a wide-chord hollow fan blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12):2177-2183.
- [11] 陈铁,刘仪,刘斌,等. 轴流式叶轮机械叶型的参数设计方法[J]. 西安交通大学学报, 1997, 31(5):52-57.
- Chen Tie, Liu Yi, Liu Bin, et al. A character-parameter method for axial turbomachinery blade design[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1997, 31(5):52-57.
- [12] 冯进,符达良. 涡轮钻具涡轮叶片造型设计新方法[J]. 石油机械, 2000, 28(11):9-12.
- Feng Jin, Fu Daliang. New design method of turbine blade shape of turbodrill [J]. China Petroleum Machinery, 2000, 28(11): 9-12.
- [13] Arens K, Rentrop P, Stoll S O, et al. An adjoint approach to optimal design of turbine blades [J]. Applied Numerical Mathematics, 2005, 53(2/3/4): 93-105.
- [14] Goel T, Dorney D J, Haftka R T, et al. Improving the hydrodynamic performance of diffuser vanes via shape optimization[J]. Computers & Fluids, 2008, 37(6): 705-723.
- [15] Hoschek J, Muller R. Turbine blade design by lofted B-spline surfaces[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 119(1/2): 235-248.
- [16] Ghaly W S, Mengistu T T. Optimal geometric representation of turbo machinery cascades using NURBS [J]. Inverse Problems in Science and Engineering, 2003, 11(5): 359-373.
- [17] 赖宇阳. 叶片气动设计中组合优化方案的算法研究和系统实现[D]. 北京:清华大学, 2002.
- Lai Yuyang. The algorithm study and system implementation of the hybrid optimization approach for blade aerodynamic design[D]. Beijing: Qinghua University, 2002.
- [18] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- Shi Fazhong. Computer-aided geometric design and non-uniform rational B spline [M]. Beijing: Higher Education Press, 2001.
- [19] Gervera E, Trevelyan J. Evolutionary structural optimization based on boundary representation of NURBS. Part I: 2D algorithms[J]. Computers and Structures, 2005, 83(23/24):1902-1916.
- [20] Cori J F, Etienne S, Hay A. Optimal design of airfoils using NURBS and a continuous sensitivity equation method[R]. AIAA-2007-1129, 2007.

