

航空发动机风扇叶片伸根段造型设计与优化

任 远, 张成成, 高靖云, 李 颖

(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司

上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 200241)

摘 要: 探索了航空发动机风扇叶片伸根段造型的优化设计方法,利用它在保持叶身气动设计不变的情况下使风扇叶片振动特性得到改善。建立了基于非均匀有理 B 样条 NURBS (non-uniform rational B-spline) 桥接曲线的伸根段造型方法,实现气动叶身与榫头侧面间的光滑连接;通过改变桥接曲线控制顶点的位置实现伸根段造型的参数化设计,并在相关假设条件的基础上提取了完全定义伸根段造型所需的 8 个设计变量;以风扇叶片共振裕度最大化作为伸根段设计目标,在径向基函数网络(RBFN)与粒子群(PSO)算法的基础上建立了伸根段造型优化设计流程,其原理是构造 RBFN 近似模型来逼近和预测风扇叶片共振裕度与伸根段设计变量间的隐式目标函数,在此基础上使用 PSO 算法搜索使共振裕度达到最大化的伸根段设计变量组合。结果表明:某大涵道比宽弦风扇叶片采用上述流程,通过优化伸根段造型使风扇叶片轴向一弯模态的自振频率得到提高,与转速 3 倍频激振间的共振裕度提高约 2%。

关 键 词: 风扇叶片; 桥接曲线; 伸根段; 共振裕度; 径向基函数网络 (RBFN); 粒子群 (PSO)

中图分类号: V231.95; O346.2

文献标志码: A

Shape design and optimization for shank of aeroengine fan blade

REN Yuan, ZHANG Chengcheng, GAO Jingyun, LI Ying

(Shanghai Engineering Research Center for Commercial Aircraft Engine,

Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: The optimization method for designing the shape of the shank of an aero-engine fan blade was explored, and it was used to improve the vibration property of the fan blade without changing the aerodynamic design of the blade. First, the method for designing the shape of shank based on NURBS (non-uniform rational B-spline) bridging curves was established, and the smooth connection between the passage blade and the tenon sides was achieved. Then the parametric design of the shank shape was accomplished by adjusting the positions of the control points of the bridging curves, and 8 design variables which were required to completely define the shape of the shank were extracted on the basis of related assumptions. The maximization of resonance margin of the fan blade was chosen as the objective of shank design; the optimization process of shank shape design was established based on radial basis function network (RBFN) and particle swarm optimization (PSO), and the principle is that an RBFN meta-model is constructed to approximate and predict the implicit objective function whose input and output are design variables of the shank and resonance

收稿日期: 2016-05-04

基金项目: 上海市“引进技术消化与吸收”专项资金(12XI-04); 上海科委科研计划项目(13DJ1400200)

作者简介: 任远(1982—),男,高级工程师,博士,主要从事航空发动机结构安全与优化设计技术研究。

引用格式: 任远,张成成,高靖云,等. 航空发动机风扇叶片伸根段造型设计与优化[J]. 航空动力学报,2017,32(12):2824-2834.
REN Yuan,ZHANG Chengcheng,GAO Jingyun,et al. Shape design and optimization for shank of aeroengine fan blade [J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(12):2824-2834.

margin of the fan blade respectively, and that PSO is used to find the best combination of shank design variable which achieves the maximum resonance margin. The above process was used in the design of a high bypass ratio wide-chord fan blade, and the shank shape was optimized so that the natural frequency of the axial first order bending mode for the fan blade was increased and that the resonance margin for the excitation frequency that was the triple of the rotation speed was increased by about 2%.

Key words: fan blade; bridging curve; shank; resonance margin;
radial basis function network (RBFN);
particle swarm optimization (PSO)

随着民航事业对发动机推力与燃油经济性需求的不断提升,大涵道比涡扇发动机已成为民用航空发动机的主流^[1],涵道比大于 10 的新一代发动机已即将投入使用,不断增长的风扇直径尺寸对风扇叶片的结构强度、振动特性以及气动效率等方面提出了更为苛刻的要求。

典型的风扇叶片及其在航空发动机低压压缩系统中与其他部件的装配关系如图 1 所示。风扇叶片按照径向位置可以划分为气动叶身、伸根段、榫头 3 个部分。气动叶身位于缘板以上,其功能是在风扇轴的驱动下对机匣内壁与缘板之间的气流进行做功与增压^[2];风扇叶片通过榫头与风扇盘实现刚性固持联接,在共轴旋转的同时借助榫头将离心负荷传递给风扇盘^[3];伸根段是气动叶身与榫头之间的叶身结构,它位于缘板以下因而不与流道中的气流发生相互作用,它同时又位于榫头结构以上因此和风扇盘之间也没有相互接触。

作为产生推力和功能转换的核心部件,航空发动机风扇叶片的设计长久以来一直是流体机械领域的研究热点。风扇叶片设计以往的研究主要集中在气动叶身及榫头结构的改进^[4-5],对于两者之间伸根段的设计方法研究却鲜见报道。尽管伸根段与流道气流及风扇盘都不产生直接接触,但从振动力学的角度考虑,伸根段造型的改变必然会导致叶身整体刚性的变化,风扇叶片的自振频率及振动特性必然会随之发生改变。探索伸根段的造型设计方法,并利用它在保持气动叶身造型不变的情况下改善风扇叶片的振动特性,是一项很有意义的研究课题。

本文建立基于 NURBS 桥接曲线的风扇叶片伸根段造型设计方法,并发展了一套参数化调节桥接曲线控制顶点进而改变伸根段曲面造型的思路,以此为基础提出了以风扇叶片共振裕度最大化为目标的伸根段造型优化设计流程,采用了近似模型方法以降低寻优过程中求解目标函数的计

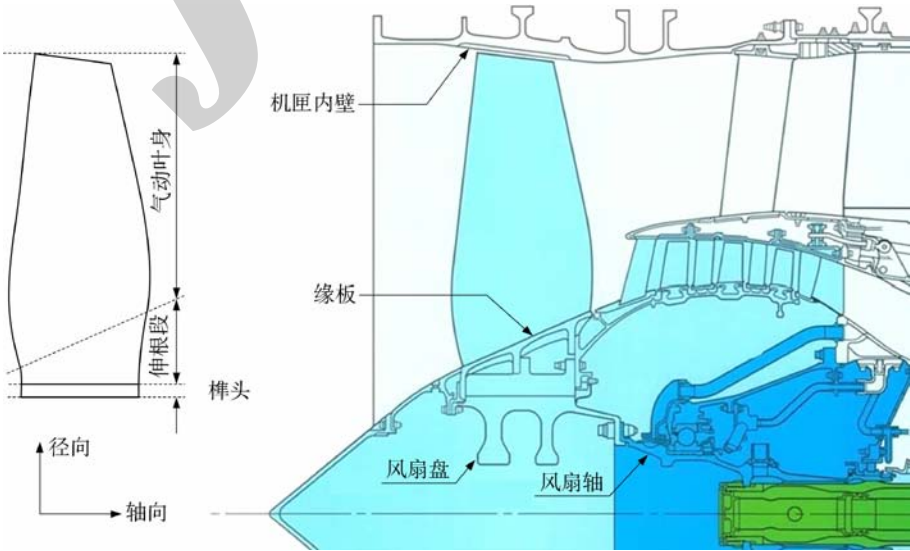


图 1 风扇叶片在航空发动机低压压缩系统中与其他部件的装配关系

Fig. 1 Fan blade and its assembly relation with other parts in an aeroengine low pressure compressor system

算量,最后以某风扇叶片为例,保持气动叶身不变仅通过优化伸根段造型使叶片的共振裕度得到提高,验证了流程的可行性与有效性。

1 基于桥接曲线的风扇叶片伸根段造型

伸根段连接着气动叶身与榫头,它是风扇叶片自缘板以下一直延伸到榫头顶部的过渡段(见图 1)。伸根段表面需要光滑地连接气动叶身的吸力面/压力面与榫头顶部,在连接处满足结构连续性要求。目前大涵道比涡扇发动机,其风扇叶片的结构形式有两种:一种以 PW4000 为代表,其缘板与叶身及榫头在制造过程中形成一个整体化的结构;另一种以 CFM56-7 为代表,其缘板与风扇叶片被设计为两个分离的结构,风扇叶片的榫头与叶身光滑连接,本文以后者为研究对象。

基于 NURBS 桥接曲线的伸根段表面曲面造型方法分 3 个主要步骤:①作出气动叶身吸力面与压力面的展向等参数线,以及榫头侧表面的展向等参数线,如图 2(a)所示,为了便于说明,图 2(a)中隐藏了气动叶身吸力面一侧的等参数线;②构造光滑连接吸力面/压力面展向等参数线与榫头侧表面展向等参数线,在接触点处具有 G^1 连续性的 NURBS 桥接曲线,如图 2(b)所示;③以吸力面/压力面与榫头间的桥接曲线族为主曲线,以流道线和榫头顶部边界为横越曲线,完成伸根段表面曲面的构造,如图 2(c)所示。伸根段表面与吸力面/压力面及榫头侧面间的光滑过渡由桥接曲线的 G^1 连续性保证。图 3 描述了在气动叶身压力面与榫头侧面间构造 G^1 连续 NURBS 桥接曲线的算法

1) 位于压力面与榫头侧面上的初始曲线分别记为 $\mathbf{F}_1(t)$ 、 $\mathbf{F}_2(t)$,接触点的参数值分别记为 t_1 、 t_2 ,则接触点的几何位置分别是 $\mathbf{F}_1(t)$ 、 $\mathbf{F}_2(t)$,初始曲线在接触点处的 1 阶导矢分别为 $\mathbf{F}'_1(t)$ 、 $\mathbf{F}'_2(t)$ 。

2) 设置 NURBS 桥接曲线的阶数为 4 阶,控制顶点分别为 $\mathbf{P}_0$ 、 $\mathbf{P}_1$ 、 $\mathbf{P}_2$ 、 $\mathbf{P}_3$,4 个控制顶点的权因子序列为 $\{1.0, 1.0, 1.0, 1.0\}$ 。

3) 设置 $\mathbf{P}_0 = \mathbf{F}_1(t_1)$, $\mathbf{P}_3 = \mathbf{F}_2(t_2)$, $\mathbf{P}_1 = \mathbf{P}_0 + f(v) \cdot \mathbf{F}'_1(t_1)$, $\mathbf{P}_2 = \mathbf{P}_3 + g(v) \cdot \mathbf{F}'_2(t_2)$;其中 $f(v)$ 、 $g(v)$ 是两个以伸根段 V 方向的参数值为自变量的标量函数,伸根段建模过程中 U 、 V 方向的定义如图 3 所示,同时约定叶片进气边 $v=0$,排气边 $v=1$ 。

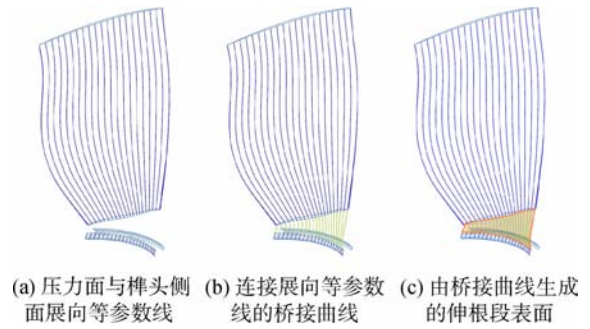


图 2 基于 NURBS 桥接曲线的伸根段表面曲面造型方法的 3 个主要步骤

Fig. 2 Three main steps for the method of constructing the shank surface based on NURBS bridging curves

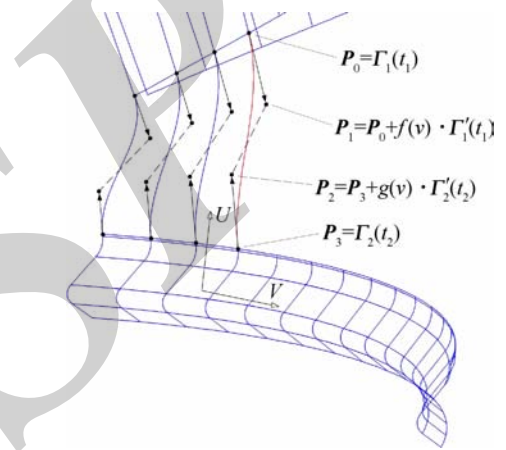


图 3 压力面与榫头侧面间的 G^1 连续 NURBS 桥接曲线

Fig. 3 NURBS bridging curves with G^1 continuity constructed between the pressure surface and the tenon side

采用如上设置的 NURBS 曲线可以与压力面上的初始曲线 $\mathbf{F}_1(t)$ 在 $\mathbf{F}_1(t_1)$ 处保持 G^1 连续,与榫头侧面上的 $\mathbf{F}_2(t)$ 在 $\mathbf{F}_1(t_2)$ 处保持 G^1 连续,其原因如下:①上述方法建立的 NURBS 曲线的首尾端点与控制顶点 $\mathbf{P}_0$ 、 $\mathbf{P}_3$ 重合,而通过算法的设置 $\mathbf{P}_0$ 、 $\mathbf{P}_3$ 又分别固定在初始曲线 $\mathbf{F}_1(t)$ 、 $\mathbf{F}_2(t)$ 的接触点位置,即所构造 NURBS 曲线的首尾端点分别与接触点 $\mathbf{F}_1(t_1)$ 、 $\mathbf{F}_1(t_2)$ 相重合,因此该 NURBS 曲线与 $\mathbf{F}_1(t)$ 、 $\mathbf{F}_2(t)$ 有零阶连续;②可以证明该 NURBS 曲线在首尾端点处 1 阶切矢与控制顶点多边形的首末边 $\overline{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1}$ 、 $\overline{\mathbf{P}_3\mathbf{P}_2}$ 同向^[6],而 $\overline{\mathbf{P}_0\mathbf{P}_1} = \mathbf{P}_1 - \mathbf{P}_0 = f(v) \cdot \mathbf{F}'_1(t_1)$, $\overline{\mathbf{P}_3\mathbf{P}_2} = \mathbf{P}_2 - \mathbf{P}_3 = g(v) \cdot \mathbf{F}'_2(t_2)$,即该 NURBS 曲线在首尾端点处的 1 阶切矢与初始曲线 $\mathbf{F}_1(t)$ 、 $\mathbf{F}_2(t)$ 在接触点 $\mathbf{F}_1(t_1)$ 、 $\mathbf{F}_1(t_2)$ 处的 1 阶切矢同向。在吸力面与

榫头侧面间可采用类似方法构造 G^1 连续的 NURBS 桥接曲线。

2 风扇叶片伸根段造型的参数化调整

实现风扇叶片伸根段造型的参数化调整是对其进行优化设计的必要前提。气动叶身吸力面/压力面与榫头侧面间的 NURBS 桥接曲线形状的改变可以通过两种方式:①调整曲线的控制顶点 P_1 、 P_2 的位置(为保持零阶连续 P_0 、 P_3 被分别固定在接触点 $\Gamma_1(t_1)$ 、 $\Gamma_1(t_2)$,因此不在调整之列);②调整曲线控制顶点 P_1 、 P_2 的权因子。调整控制顶点 P_1 、 P_2 的位置将改变桥接曲线分别沿 $\Gamma'_1(t_1)$ 、 $\Gamma'_2(t_2)$ 方向的延伸长度,而修改权因子的数值会使曲线产生推离或拉向对应控制顶点的效果^[7]。对于伸根段表面造型而言,前一种曲线调节方式的几何意义更为清晰明确,而两种方式同时采用又会导致过多的设计变量,因此本文通过改变曲线控制顶点 P_1 、 P_2 的位置来实现风扇伸根段造型的参数化调整。由于 $P_1 = \Gamma_1(t_1) + f(v) \cdot \Gamma'_1(t_1)$, $P_2 = \Gamma_2(t_2) + g(v) \cdot \Gamma'_2(t_2)$,而吸力面/压力面与榫头侧面上的初始曲线 $\Gamma_1(t)$ 、 $\Gamma_2(t)$ 为事先给定,桥接曲线控制顶点 P_1 、 P_2 的位置实际是由函数 $f(v)$ 、 $g(v)$ 的取值所确定。通过调整 $f(v)$ 、 $g(v)$ 即可改变桥接曲线的形状与伸根段表面曲面造型。如图 4 所示,以压力面上弦向参数位置为 v^* 处的桥接曲线为例,当 $f(v^*) = f_0$, $g(v^*) = g_0$ 时可得到图 4 中的桥接曲线 A,此时的控制顶点为 P_0 、 P'_1 、 P'_2 、 P_3 ;如果在桥接曲线 A 的基础上保持 $g(v^*) = g_0$ 不变,而将 $f(v^*)$ 从 f_0 增大至 $2f_0$,则会得到图 4 中的桥接曲线 B,此时的控制顶点为 P_0 、 P''_1 、 P'_2 、 P_3 。类似地,如果在 A 的基础上保持 $f(v^*) = f_0$ 不变,而将 $g(v^*)$ 从 g_0 增大至 $2g_0$,则会得到图 4 中的桥接曲线 C,此时的控制顶点为 P_0 、 P'_1 、 P''_2 、 P_3 。

由此可见, $f(v)$ 决定了控制顶点 P_1 在吸力面/压力面边缘切矢延长线上的位置, $g(v)$ 决定了控制顶点 P_2 在榫头侧面边缘切矢延长线上的位置。增大 $f(v)$ 将增加桥接曲线沿吸力面/压力面边缘切矢方向的延伸程度,因为流线附近的叶身厚度明显薄于榫头顶部宽度,所以此时桥接曲线在叶片厚度方向上有“内凹”的趋势,如图 4 中的曲线 B 所示;增大 $g(v)$ 将增加桥接曲线沿榫头侧面边缘切矢方向的延伸程度,此时桥接曲线在叶片厚度方向上有“外凸”的趋势,如图 4 中的

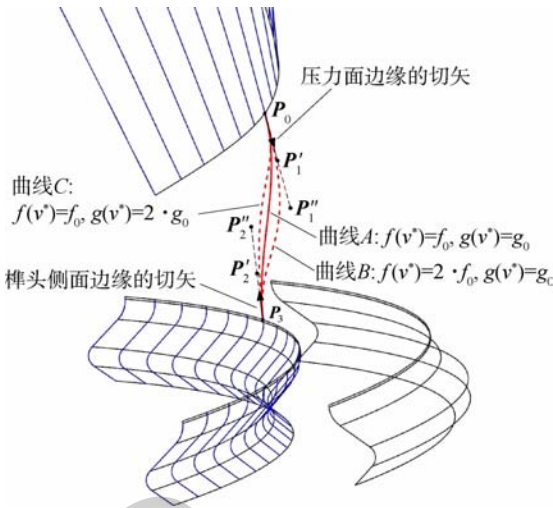


图 4 函数 $f(v)$ 、 $g(v)$ 取值对桥接曲线形状的控制
Fig. 4 Shape of bridging curves that are controlled by the values of the functions $f(v)$ and $g(v)$

曲线 C 所示。因为伸根段表面曲面是以桥接曲线族为主曲线构造的网格曲面,由此通过调整 $f(v)$ 、 $g(v)$ 在 $v \in [0, 1]$ (叶片进气边 $v=0$, 排气边 $v=1$) 上的取值与变化规律必然能够实现对伸根段几何造型的控制。

从工程设计的实用性角度考虑,把 $v \in [0, 1]$ 之间每一处位置的 $f(v)$ 、 $g(v)$ 数值都视为设计变量既不现实也无必要,一个切实可行的方法是假设 $f(v)$ 、 $g(v)$ 在 $v \in [0, 1]$ 上的变化服从某种已知的函数关系,最好能够使用解析式加以表达。通过实践发现,将 $f(v)$ 、 $g(v)$ 设置为二次函数既能够使伸根段表面造型具有较大的设计空间,同时也不会给结构优化带来过多的设计变量。

如图 5 所示,二次函数形式的 $f(v)$ 可由 $a(v_a, f_a)$ 、 $b(v_b, f_b)$ 、 $c(v_c, f_c)$ 三个定义点拟合得出,二次函数形式的 $g(v)$ 可由 $d(v_d, g_d)$ 、 $e(v_e, g_e)$ 、 $f(v_f, g_f)$ 三个定义点拟合得出。如图 3 所示, V 方向代表伸根段弦向参数增大的方向,约定进气边 $v=0$, 排气边 $v=1$ 。若将 a 、 d 两个定义点固定在伸根段进气边(即 $v_a=0$ 、 $v_d=0$, 只允许 f_a 和 g_d 变动),同时将 c 、 f 两个定义点固定在伸根段排气边(即 $v_c=1$ 、 $v_f=1$, 只允许 f_c 和 g_f 变动),并允许 b 、 e 两个定义点在图 5 所示的两个方向上自由调整,则由 f_a 、 v_b 、 f_b 、 f_c 四个变量可以确定 $f(v)$, 由 g_d 、 v_e 、 g_e 、 g_f 四个变量可以确定 $g(v)$ 。如果伸根段吸力面一侧与压力面一侧的曲面造型具有“对称性”,即伸根段的两侧具有相同的 $f(v)$ 、 $g(v)$, 那么通过调整以上 8 个设计变量即可实现伸根段造型的参数化设计。

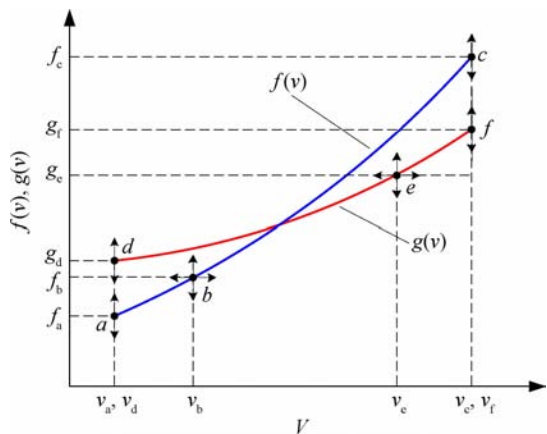


图 5 伸根段造型参数化设计中的设计变量

Fig. 5 Design variables chosen for the parametric design of shank shape

3 风扇叶片伸根段造型优化设计流程

3.1 伸根段优化目标函数的选择

在实现伸根段造型参数化调整的基础上可以进一步进行优化设计,通过合理地设置 f_a 、 v_b 、 f_b 、 f_c 、以及 g_d 、 v_e 、 g_e 、 g_f ,使风扇叶片在保持气动设计不变的情况下在结构强度性能方面得到提升。优化设计三要素是设计变量、目标函数以及优化算法,其中设计变量已得到解决,下面主要关注后两个要素。

可供选择的伸根段优化设计目标函数有两个,一个是伸根段的结构质量,另一个是风扇叶片的共振裕度。通过调整前述的 8 个设计变量可以改变伸根段的表面造型,风扇叶身在缘板与榫头之间的结构体积与质量必将随之发生改变;同时伸根段造型的改变必然会导致叶身整体刚性的变化,风扇叶片的自振频率和共振裕度也将随之发生改变。据统计振动故障占航空发动机中总故障的 60% 以上,而其中又有 70% 以上是叶片振动故障^[8];大涵道比高性能风扇由于其不断增长的径向尺寸以及不断减薄的叶身厚度,在超跨声气动载荷的作用下,振动故障出现的频率和危害均显著上升。相较而言,选择以伸根段结构质量作为目标函数不仅质量减轻幅度非常有限,而且还很有可能使风扇叶片的自振频率趋近于激振频率,从而引发共振造成叶片的高周疲劳损伤。考虑到上述因素,选择由式(1)定义的风扇叶片共振裕度作为伸根段优化设计的目标函数。共振裕度越大,风扇叶片结构的抗振性能就越强,发生高周疲

劳破坏的可能性就越低。

$$M_r = \frac{|f_e - f_s|}{f_e} \times 100\% \tag{1}$$

式中 f_s 表示自振频率, f_e 表示激振频率, M_r 表示风扇叶片共振裕度。

3.2 目标函数的近似模型

式(1)中的自振频率是指风扇叶片工作时在离心载荷及气动载荷作用下的自振频率,需经风扇叶片的有限元应力分析与模态分析后才能获取。因此,风扇叶片共振裕度与伸根段造型中的 8 个设计变量之间是一种隐式的函数关系,不存在解析表达式。由设计变量求取共振裕度目标函数要经过 3 个步骤:①伸根段表面造型;②风扇叶片网格划分;③有限元应力分析与模态分析。在 UG/Open 和 ANSYS/APDL (ANSYS parametric design language) 的基础上开发了风扇叶片结构参数化设计程序,其中集成了风扇叶片自动网格生成算法,使求取共振裕度目标函数的过程实现自动化。即便如此,由于大涵道比风扇叶片在工作过程中会发生较大程度的变形,并且无法忽略离心载荷对自振频率的改变作用,计算共振裕度需采用包含几何非线性的预应力模态分析,计算耗时远高于常规的模态分析;此外,伸根段表面造型与叶片分网的后台运行时间也十分可观,所以迫切需要使用近似模型方法降低优化过程中求解目标函数的计算量。

常见的近似模型方法有多层感知器网络、径向基函数网络、Kriging、支持向量机等^[9-12]。综合考虑模型的泛化性能以及建模的复杂度,本文采用径向基函数网络 RBFN (radial basis function network) 逼近和重构风扇叶片共振裕度与伸根段设计变量间的隐式函数关系。

如图 6 所示(图中 S_1 表示径向基神经元数; S_2 表示线性神经元数; D 表示输入向量 p 的长度; $W_{1,1}$ 表示隐含层权值矩阵; $W_{2,1}$ 表示线性层权值矩阵; b_1 表示隐含层偏置向量; b_2 表示线性层偏置向量; n_1/a_1 表示径向基元输入/输出; n_2/a_2 表示线性元输入/输出; $\hat{y}$ 表示 RBFN 的输出向量), RBFN 包含一个由 S_1 个径向基神经元构成的隐含层和一个由 S_2 个线性神经元构成的输出层。隐含层中的 $\|\cdot\|$ 接收输入向量 p 与隐含层权值矩阵 $W_{1,1}$, 计算 p 与 $W_{1,1}$ 的每一行间的欧氏距离, 得出含有 S_1 个元素的向量。该向量与偏置 b_1 进行元素对元素的点除操作即可得出隐含层的加权输入 n_1 。

偏置向量 $\mathbf{b}_1$ 中的所有元素取值相同,其值通常称为光滑因子。隐含层中包含与训练样本数目相等的径向基神经元,每个神经元形成一个对应不同训练样本的径向基感知器,其中心与对应训练样本的输入部分保持一致。RBFN 这种独特的结构使其在预测时能够根据各样本点与插值点距离的远近进行自适应的“动态分配”,该特性使 RBFN 获得了优于多层感知器的泛化能力^[10]。光滑因子决定了径向基神经元在输入空间中“敏感区域”的宽度,其取值对 RBFN 泛化性能影响很大^[13],本文使用留一交叉验证 (leave-one-out cross validation) 的方均误差 E_{lev} 来衡量 RBFN 对风扇叶片共振裕度的预测误差,同时采用模式搜索法^[14]来寻找最佳的光滑因子。

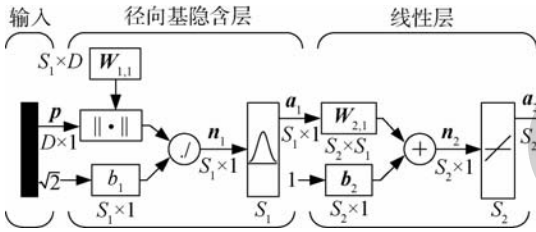


图 6 径向基函数网络(RBFN)结构示意图
Fig. 6 Architecture of radial basis function network (RBFN)

3.3 近似模型基础上的优化算法

应用 RBFN 能够在若干有限元模态分析样本的基础上快速地根据伸根段设计变量求取风扇叶片共振裕度的预测结果。利用这一特点可以采用群体智能优化算法来优化伸根段造型,避免陷入局部最优解。本文采用粒子群(PSO, particle swarm optimization)算法,它是从鸟群飞行觅食、通过个体间的分工协作最终使群体达到最优的行为中得到启发并用于求解最优化问题的^[15]。算法中每个粒子都代表问题的一个潜在解,粒子的速度决定了粒子移动的方向和距离,其数值随该粒子及其他粒子的移动经验不断进行着动态调整。

假设在一个 D 维的搜索空间中存在着一个由 N 个粒子组成的种群 $\{\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2, \dots, \mathbf{X}_N\}$, 其中第 i 个粒子代表一个 D 维的解向量 $\mathbf{X}_i = [\mathbf{X}_{i1}, \mathbf{X}_{i2}, \dots, \mathbf{X}_{iD}]^T$, 它描述第 i 个粒子在搜索空间中的位置。在每一次迭代过程中,粒子根据个体极值和群体极值采用如下方式更新自身的速度和位置:

$$\begin{aligned} V_{id}^{k+1} = & \omega V_{id}^k + c_1 r_1 (P_{id}^k - X_{id}^k) + \\ & c_2 r_2 (P_{gd} - X_{id}^k) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} X_{id}^{k+1} = & X_{id}^k + V_{id}^{k+1} \\ (d = & 1, 2, \dots, D; i = 1, 2, \dots, N) \end{aligned} \quad (3)$$

其中 ω 为惯性权重, k 为当前迭代次数, 粒子速度 $\mathbf{V}_i = [V_{i1}, V_{i2}, \dots, V_{iD}]^T$, $\mathbf{P}_i = [P_{i1}, P_{i2}, \dots, P_{iD}]^T$ 为个体极值, $\mathbf{P}_g = [P_{g1}, P_{g2}, \dots, P_{gD}]^T$ 为群体极值; 非负常数 c_1 和 c_2 称为加速度因子, r_1 和 r_2 为分布于 $[0, 1]$ 间的随机数, 上述的 PSO 粒子更新机制如图 7 所示。

伸根段优化设计中搜索空间维数 D 的取值为 8, 各粒子均为形如 $[f_a, v_b, f_b, f_c, g_d, v_e, g_e, g_f]^T$ 的设计变量组合; 粒子对应的目标函数值, 是风扇叶片在采用该组设计变量定义的伸根段后, 其某 1 阶模态相对于某一特定激振频率的共振裕度, 可以在有限元分析样本的基础上应用 RBFN 对共振裕度进行快速预测。

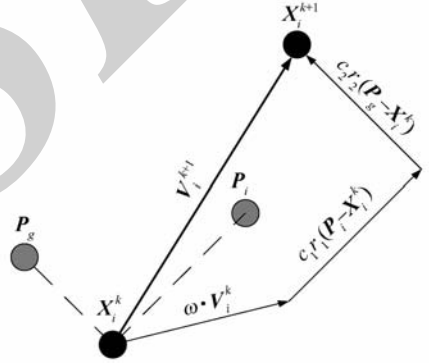


图 7 PSO 算法中粒子位置及速度的更新机制
Fig. 7 Updating mechanisms of the positions and velocities for the particles in PSO algorithm

3.4 基于 RBFN-PSO 的伸根段造型优化

在实现风扇叶片伸根段造型参数化调整的基础上, 应用 RBFN-PSO 可以在保持叶身气动设计不变的情况下进行以风扇叶片共振裕度最大化为目标的伸根段造型优化, 如图 8 所示, 流程分为以下几个主要步骤:

步骤 1 根据 $f_a, v_b, f_b, f_c, g_d, v_e, g_e, g_f$ 八个伸根段设计变量的变化范围确定设计空间, 并选择合适的试验设计方法在其中生成样本输入矩阵; 在缺乏先验信息的情况下可以让样本均匀地充满整个设计空间。

步骤 2 利用风扇叶片结构参数化设计程序根据每个样本的设计变量组合依次完成伸根段曲面造型、风扇叶片有限元网格划分以及考虑几何

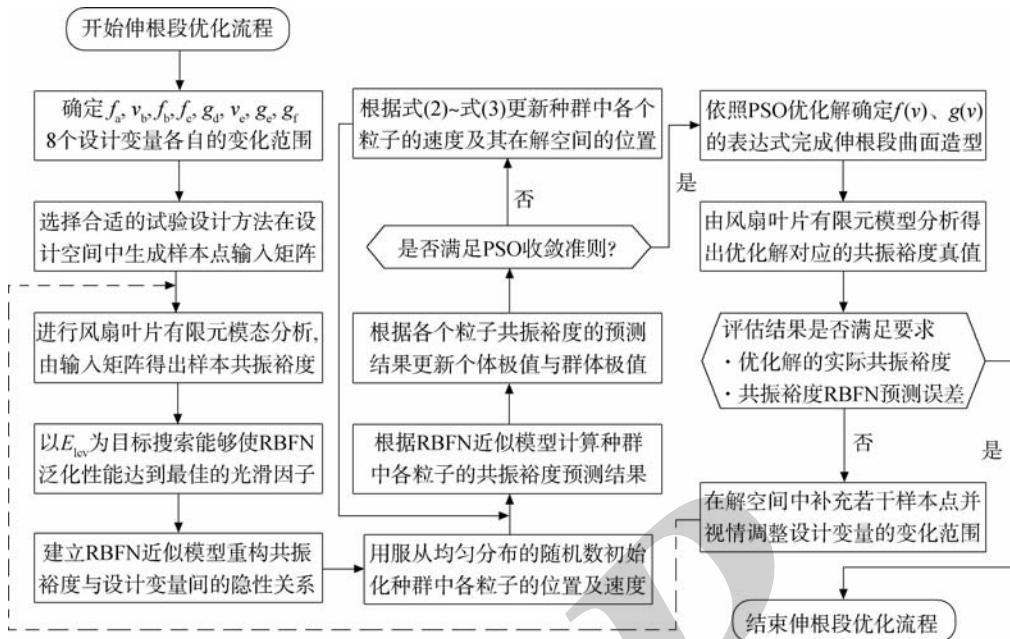


图 8 基于 RBFN-PSO 的风扇叶片伸根段造型优化设计流程

Fig. 8 Optimization process of shank shape design for fan blades based on RBFN-PSO

非线性的预应力模态分析,然后根据式(1)计算风扇叶片共振裕度,得到与样本输入矩阵相对应的响应向量。

步骤 3 进行尺度变换使样本输入矩阵和响应向量中的数据转化到 ± 1 之间,作为 RBFN 的训练数据;采用模式搜索法^[14]来求取使训练数据上的 E_{lev} 达到最小化的光滑因子,在此基础上构造 RBFN 近似模型,用以逼近和重构风扇叶片共振裕度与伸根段设计变量间的隐式目标函数。

步骤 4 利用 RBFN 计算种群中每个粒子对应的共振裕度,使用 PSO 算法搜索使共振裕度达到最大化的伸根段设计变量组合;为控制粒子移动速度,设置速度的允许范围对更新后的 V_{id}^{k+1} 进行修正;惯性权重 ω 决定了粒子当前速度对先前速度的继承比率,建议其取值随 PSO 迭代次数的增加而逐次递减。

步骤 5 利用 PSO 算法收敛后得出的最优 $f_a, v_b, f_b, f_c, g_d, v_e, g_e, g_f$ 确定 $f(v), g(v)$ 的表达式,使用风扇叶片结构参数化设计程序完成伸根段曲面造型、有限元网格划分以及模态分析,然后根据式(1)求得风扇叶片在采用 PSO 优化解对应的伸根段造型时,其实际的自振频率与共振裕度。

步骤 6 评估基于 RBFN-PSO 的伸根段造型优化结果是否满足要求,主要是依据:①风扇叶片在采用 PSO 优化解对应的伸根段造型后,其实际共振裕度(有限元计算结果)是否满足设计要

求;②PSO 优化解对应的风扇叶片实际共振裕度与 RBFN 预测结果之间的误差是否在允许的范围之内。经评估若认为伸根段造型优化设计结果满足要求,则流程结束;否则在设计空间中补充更多的样本点并视情调整设计变量的变化范围,然后返回步骤 2。

4 风扇叶片伸根段造型优化设计实例

某大涵道比宽弦风扇叶片伸根段的初始设计参数如表 1 所示,采用 UG/OPEN 和 ANSYS/APDL 基础上开发的结构参数化设计程序,生成伸根段的桥接曲线与表面造型,并自动完成风扇叶片的有限元网格划分,如图 9 所示。为了消除流道线对风扇叶片网格划分的约束作用,提高网格质量,参数化设计程序利用 UG/OPEN 中提供的相关函数,能够自动地将吸力面/压力面与伸根段表面整合为完整单独的样条曲面,实现多块曲面之间的拼接。以拼接后生成的完整叶身表面的等参数曲线为基准,程序能够自动生成如图 9 所示的映射网格。

本文中对风扇叶片自动化分网的主要思路和步骤如下:①以叶身表面的等参数曲线为基准在吸力面、压力面生成节点;②在吸力面、压力面对应节点的连线上在叶身厚度方向生成节点;③确定节点编号规律,利用相邻截面上位置对应的节点定义实体单元。可以根据叶身实际几何造型对

展向、弦向、厚度 3 个方向上的节点排列间距进行调整和优化,以减小警告单元数量,提高网格划分质量。实践表明,所开发的风扇叶片结构参数化设计程序可以将警告单元的比例控制在 1% 以下(单元形状检测标准采用 ANSYS 默认设置),满足大部分强度分析的需要。

表 1 某大涵道比宽弦风扇叶片伸根段设计参数

Table 1 Design variables for the shank of a high bypass ratio wide-chord fan blade

参数	数值		
	初始设计	变化下限	变化上限
f_a/mm	17	14	20
v_b	0.5	0.4	0.6
f_b/mm	30	20	40
f_c/mm	55	40	70
g_d/mm	11.5	9.5	13.5
v_e	0.5	0.4	0.6
g_e/mm	30	20	40
g_f/mm	55	40	70

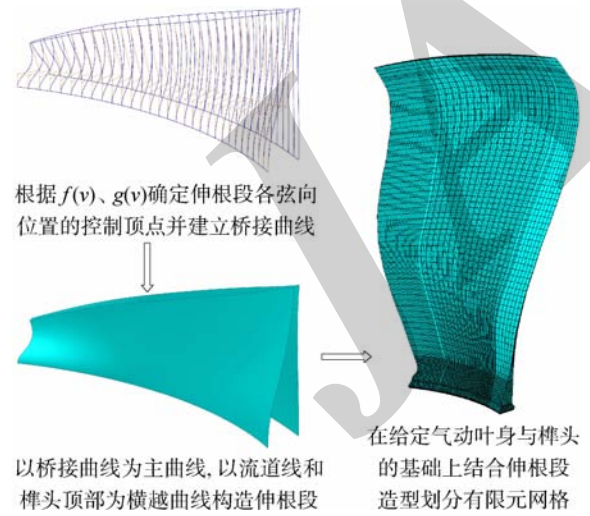


图 9 程序生成的伸根段表面造型与风扇叶片有限元网格
Fig. 9 Shank-surface shape and the finite element mesh of the fan blade that are generated by the program

风扇叶片有限元模型边界条件:①约束叶片榫头接触面节点三向位移;②施加经济巡航转速(该转速下共振裕度计算结果最具工程价值);③缘板以上叶身的吸力面与压力面加载经济巡航工况下的气动载荷。

进行考虑几何非线性的预应力模态分析,得出风扇叶片在经济巡航工况下的各阶自振频率;

然后根据式(1)计算各个工作点的共振裕度。选择工作点时考虑风扇转速的 1、2、3、4 倍频,外涵支板数以及增压级第 0 级静子叶片数所引起的激励力,结果发现,在经济巡航工况下,风扇叶片轴向一弯模态的自振频率与转速 3 倍频激励频率比较接近,共振裕度为 8.18%,该模态下的风扇叶片振型及振动应力分布如图 10 所示。该模态下叶片在进气边叶尖处发生最大变形,同时最大振动应力产生在进气边叶根处;该处的疲劳破坏会导致风扇叶片叶根以上部分发生飞脱,高能风扇断叶不仅可能引起非包容性事故,而且在其飞脱瞬间会在转子-支承系统中产生巨大的不平衡载荷,严重威胁发动机和飞机的结构安全。

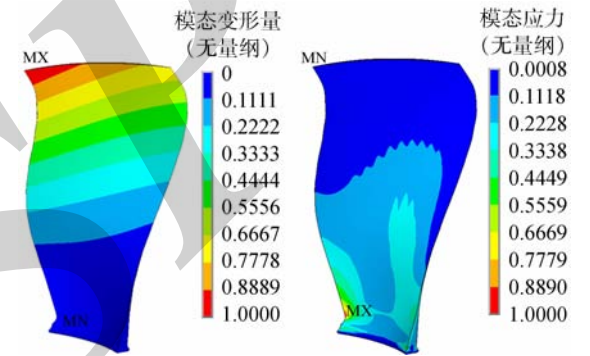


图 10 轴向一弯模态下的风扇叶片振型及振动应力分布
Fig. 10 Vibration mode and stress distribution of the fan blade for the first axial bending modal

对伸根段造型进行以提高共振裕度为目标的优化设计,使风扇叶片自振频率远离激励频率,能够有效降低上述事故发生的风险。采用如图 8 所示的优化设计流程, f_a 、 v_b 、 f_b 、 f_c 、 g_d 、 v_e 、 g_e 、 g_f 八个伸根段设计变量的变化范围如表 1 所示;采用改进的拉丁超立方试验设计,根据“10 倍准则”^[16]在设计空间中均匀选取 80 个样本,利用结构参数化设计程序计算风扇叶片在采用每个样本所定义的伸根段造型时,对应轴向一弯模态与转速 3 倍频激励的共振裕度;对样本的输入、输出数据进行尺度变换,模式搜索法结果表明,光滑因子取 3.65 时能够使 RBFN 最精确地逼近风扇叶片共振裕度与伸根段设计变量间的隐式函数,此时 RBFN 在 80 个样本上依次进行留一交叉验证,所产生的最大相对误差为 0.71%。因为所选取的 80 个样本均匀充满着整个设计空间,可以认为训练集上的最大留一交叉验证误差大致反映出了 RBFN 在设计空间上的误差水平。对于共振裕度的预测而言,1% 左右的相对误差是可以接受的。

但在寻优结束后有必要进一步使用有限元模态分析计算实际共振裕度,对优化结果进行校核。

利用 RBFN 近似模型来计算每一组伸根段设计变量组合对应的风扇叶片共振裕度,在此基础上使用 PSO 算法搜索使共振裕度达到最大化的伸根段设计。PSO 算法设置有以下几点需要说明:

1) 因为 RBFN 的训练数据已进行尺度变换,所以 PSO 粒子在每一维度上位置的随机赋值区间为 $[-1,1]$;

2) 为防止粒子的盲目搜索, V_{id}^{k+1} ($d=1,2,\cdots,D;i=1,2,\cdots,N$) 被算法强制限制在 $[-0.2,0.2]$ 的范围之内;

3) 根据文献[17]的建议,种群规模 N 取值 50;

4) 采用 Clerc^[18] 的建议,加速度因子取 1.49445;

5) 为了平衡 PSO 的全局搜索与局部搜索,采用指数递减权重 $\omega=\omega_{\max}\cdot\xi^k$,初始惯性权重 $\omega_{\max}=0.9$,衰减因子 $\xi=0.99$;

6) 收敛准则为 100 次迭代无法得出更优的群体极值。

使用 PSO 搜索使 RBFN 预测共振裕度达到最大值的伸根段设计变量组合,种群极值随迭代次数的变化曲线如图 11 所示。PSO 算法收敛后得出的最优 f_a 、 v_b 、 f_b 、 f_c 、 g_d 、 v_e 、 g_e 、 g_f 的取值如表 2 所示,其共振裕度的 RBFN 预测结果为 10.15%;由上述设计参数确定 $f(v)$ 、 $g(v)$ 的表达式,然后借助风扇叶片结构参数化设计程序和有限元模态分析,计算风扇叶片采用 PSO 优化解对应的伸根段造型时,其轴向一弯模态与转速 3 倍频激振的实际共振裕度值,结果为 10.16%,相较

优化前提高了约 2%,达到了共振裕度大于 10%的设计指标。

表 2 风扇叶片伸根段设计变量的 PSO 优化结果
Table 2 PSO results of the design variables for the fan blade shank

参数	数值	
	初始设计	PSO 优化结果
f_a/mm	17	14.39
v_b	0.5	0.5858
f_b/mm	30	20.65
f_c/mm	55	38.68
g_d/mm	11.5	13.12
v_e	0.5	0.4187
g_e/mm	30	38.53
g_f/mm	55	61.66

伸根段初始设计与优化设计各自对应的 $f(v)$ 、 $g(v)$ 曲线,以及每条曲线的 3 个定义点如图 12 所示;图 12 在伸根段曲面 V 方向上对照了优化前后的伸根段截面轮廓,其中虚线表示优化前,实线表示优化后,所取的 4 个截面位置为 $v=0$ 、 $v=0.33$ 、 $v=0.66$ 、 $v=1.0$ 。可以看出,优化后的 $f(v)$ 在 $v\in[0,1]$ 区间上有一个整体的下移,而优化后的 $g(v)$ 有一个整体的上移;联系 $f(v)$ 、 $g(v)$ 的几何意义(图 4)可知,上述的优化效果是在减少桥接曲线沿吸力面/压力面边缘切矢方向的延伸程度的同时,增加桥接曲线沿榫头侧面边缘切矢方向的延伸程度。因为流道线附近的叶身厚度小于榫头顶部宽度,所以采用上述优化后,伸根段的截面轮廓发生明显的“外凸”。

模态分析表明,优化后风扇叶片前 3 阶自振频率较优化前均有不同程度的提高,这是符合预期的,如图 13 所示,“外凸”的伸根段截面轮廓较为明显地提高了风扇叶片叶根处的刚性。根据式(1)可以进一步地计算出优化前后风扇叶片前 3 阶共振裕度(相对转速 3 倍频激振)的变化情况,如表 3 所示:①优化后,伴随着 1 阶自振频率的提高,周向一弯模态与转速 3 倍频激振间的共振裕度有所降低;②优化后,伴随着 2 阶和 3 阶自振频率的提高,轴向一弯及一扭模态与转速 3 倍频激振间的共振裕度有所升高;③由于式(1)中绝对值符号的存在,自振频率与共振裕度的数值变化趋势并没有确定的对应关系;④优化后风扇叶片前

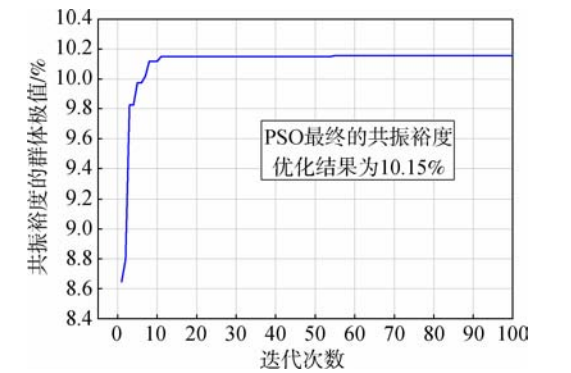


图 11 共振裕度种群极值随迭代次数的变化曲线
Fig. 11 Variation curve of the best resonance margin in the swarm versus iteration number

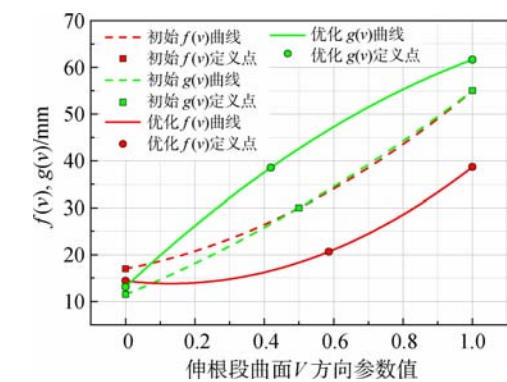


图 12 风扇叶片伸根段初始设计与优化设计各自对应的 $f(v)$ 、 $g(v)$ 曲线

Fig. 12 $f(v)$, $g(v)$ curves for the original design and the optimized design of the fan blade shank

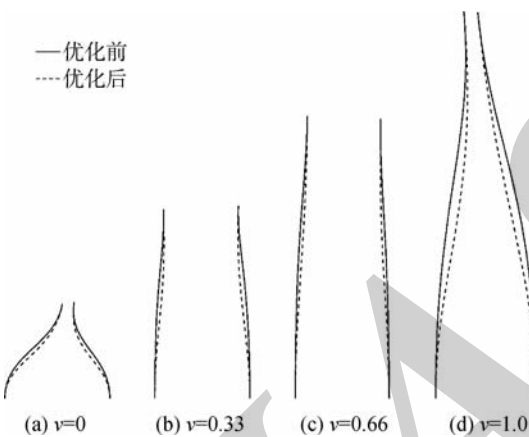


图 13 优化前后风扇叶片伸根段截面轮廓对比

Fig. 13 Comparison for the section profiles of the fan blade shank before and after optimization

3 阶的共振裕度均大于 10% 的设计指标;⑤伸根段形状的改变,对于风扇叶片不同阶次共振裕度的影响效果是不同的,需要根据实际情况选取合适的优化设计目标函数。

表 3 优化前后风扇叶片前 3 阶共振裕度的变化

Table 3 Variation of resonance margin for the first three modes of the fan blade before and after the optimization

阶次	振型	优化前	优化后	共振裕度 变化/%
		共振裕度/ %	共振裕度/ %	
1	周向一弯	49.20	47.91	-1.29
2	轴向一弯	8.18	10.16	+1.98
3	一扭	58.96	63.04	+4.08

5 结 论

1) 建立了基于 NURBS 桥接曲线的风扇叶

片伸根段造型设计方法;

2) 通过定义和调整函数 $f(v)$ 、 $g(v)$, 控制伸根段桥接曲线分别沿气动叶身及榫头侧面的延伸程度, 从而实现风扇叶片伸根段造型的参数化设计;

3) 在函数 $f(v)$ 、 $g(v)$ 服从二次函数变化规律, 以及伸根段吸力面与压力面具有“对称性”的假设基础上, 提取了完全定义伸根段造型所需的 8 个设计变量: f_a 、 v_b 、 f_b 、 f_c 、 g_d 、 v_e 、 g_e 、 g_f ;

4) 在径向基函数网络 RBFN 与粒子群 PSO 算法的基础上, 建立了以风扇叶片共振裕度最大化为目标的伸根段造型优化设计流程;

5) 应用实例验证了上述流程的有效性, 某大涵道比宽弦风扇叶片在在保持叶身气动设计不变的情况下, 通过优化伸根段曲面造型使轴向一弯模态与转速 3 倍频激振间的共振裕度从 8.18% 提高到 10.16%, 从而使风扇叶片的共振裕度达到了给定的设计要求;

6) 在缺乏先验知识的情况下, 采用让样本均匀地充满整个设计空间的试验设计可能是唯一选择; 在积累了足够的设计经验以后, 可以有目的地在设计空间的某些“重点区域”布置更密集的样本, 采用“非均匀”的试验设计, 以期获得更好的优化效果; 另外, 如果破除伸根段吸力面与压力面的“对称性”假设, 理论上会进一步增大伸根段造型优化的空间, 后续将对此展开进一步研究;

7) 在以往的风扇叶片调频过程中, 改变叶身自振频率有两种方法, 一种是改变叶身截面的厚度分布, 另一种是在叶身或叶尖局部削去部分材料。两种方法均不可避免地改变了原有的气动设计, 常会导致叶片气动性能下降。本文方法可以在保持叶身气动设计不变的情况下, 通过优化伸根段造型改变风扇叶片自振频率, 可以作为现有风扇叶片调频方法的有益补充。

参考文献:

[1] 陈懋章, 刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势——用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.

CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 961-975. (in Chinese)

[2] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014.

[3] 李惠莲, 纪福森, 伊锋, 等. 大涵道比宽弦风扇叶片连接结构设计及分析研究[J]. 航空科学技术, 2011, 13(5): 33-

36.
LI Huilian,JI Fusen,YI Feng,et al. The machinery design and analysis of the wide chord fan blade in huge bypass ratio aeroengine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011,13(5):33-36. (in Chinese)
- [4] 梁春华.高性能航空发动机先进风扇和压气机叶片综述[J]. 航空发动机,2006,32(3):48-52.
LIANG Chunhua. Overview of advanced fan and compressor blade/vane in high performance aeroengine[J]. Aero-engine,2006,32(3):48-52. (in Chinese)
- [5] 刘廷毅,伊锋,张峻峰.航空发动机圆弧形榫头型面优化设计[J]. 南京航空航天大学学报,2008,40(3):288-291.
LIU Tingyi, YI Feng, ZHANG Junfeng. Optimization for arc contact face of swallow-tailed root[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2008,40(3):288-291. (in Chinese)
- [6] 王维勃. NURBS 曲线曲面的桥接[D]. 北京:清华大学,2009.
WANG Weibo. Bridging NURBS curves and surfaces[D]. Beijing:Tsinghua University,2009. (in Chinese)
- [7] PIEGL L. Modifying the shape of rational B-splines curves,Part 1 computer-aided design, 1989, 21(4):509-518.
- [8] 余晶晶,李克安,陈岭.航空发动机转子叶片自由振动固有频率的数值计算方法[J]. 湖南理工学院学报(自然科学版),2011,24(4):52-57.
YU Jingjing,LI Kean,CHEN Ling. Numerical calculation method of natural frequency for free vibration of aero-engine rotor blade[J]. Journal of Hunan Institute of Science and Technology (Natural Sciences),2011,24(4):52-57. (in Chinese)
- [9] HORNIK K,STINCHCOMBE M,WHITE H. Multilayer feedforward networks are universal approximators[J]. Neural Networks,1989,2(5):359-366.
- [10] PARK J,SANDBERG I W. Universal approximation using radial-basis function networks[J]. Neural Computation, 1991,3(2):246-257.
- [11] JONES D,SCHONLAU M,WELCH W. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization,1998,13(4):455-492.
- [12] VAPNIK V. An overview of statistical learning theory[J]. IEEE Transactions on Neural Networks,1999,10(5):988-999.
- [13] 任远,白广忱. 径向基神经网络在近似建模中的应用研究[J]. 计算机应用,2009,29(1):115-118.
REN Yuan,BAI Guangchen. Research on application of radial basis neural network in approximation modeling[J]. Journal of Computer Applications,2009,29(1):115-118. (in Chinese)
- [14] TORCZON V. On the convergence of pattern search algorithms[J]. SIAM(Society for Industrial and Applied Mathematics) Journal of Optimization,1997,7(1):1-25.
- [15] KENNEDY J,EBERHART R. Particle swarm optimization[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks. Perth, Australia; IEEE,1995:1942-1948.
- [16] JONES D,SCHONLAU M,WELCH W. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization,1998,13(4):455-492.
- [17] 张雯雯,王刚,朱朝晖,等. 粒子群优化算法种群规模的选择[J]. 计算机系统应用,2010,19(5):125-128.
ZHANG Wenfen,WANG Gang,ZHU Xiaohui,et al. Population size selection of particle swarm optimizer algorithm [J]. Computer Systems and Applications,2010,19(5):125-128. (in Chinese)
- [18] CLERC M. The swarm and the queen:towards a deterministic and adaptive particle swarm optimization[C]// Proceedings of the Congress on Evolutionary Computation. Washington D C,USA;IEEE,1999:1951-1957.

(编辑:王碧琚)