

风扇转子的气动优化设计研究

汪光文^{1,2} 周正贵²

(1. 上海飞机设计研究院环控氧气系统设计研究部, 上海 200232;
2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

Aerodynamic Optimization for Fan Rotor Design Using Genetic Algorithm

Wang Guangwen^{1,2} Zhou Zhenggui²

(1. Environment Control System Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235;
2. College of Energy & Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016)

摘要: 风扇转子气动优化设计是结合 CFD、遗传算法和风扇特性的跨学科自动设计方法, 这种设计较少依赖经验, 能实现多目标和多设计参数组合的优化设计。先研究了四个关键技术: 具有耗时少、计算较准确的叶片通道流场数值计算方法; 具有良好寻优能力的数值最优化方法; 三维叶片造型的参数化方法; 以气动性能为目标的多目标函数构建方法。再将上述四个关键技术模块整合, 构建简易的气动优化设计软件。三维叶片优化算例证明了该软件的设计能力, 其设计结果较满意、设计效率较高、设计周期短。

关键词: 风扇转子; 气动优化; 计算流体力学; 并行遗传算法; 参数化方法

[Abstract] Numerical aerodynamic optimization is an automatic design method via computational fluid dynamics, optimization theory and fan characteristic. It can implement multi-objective optimization and multi-parameter combinatorial optimization with less dependency on designer's experience. Fan design using numerical aerodynamic optimization focus on four key technologies: Fan blade passage flow field numerical method; Numerical optimization method with a good search capability; Parameterization description method of three-dimensional blade shape using Computer Aided Geometric Design Technology; The construction methodology of multi-objective function for aerodynamic performance. Software with friendly user interface is built by above four modules. 3D blade optimization examples verify that the design of the blade using this software are reliable and high-efficiency, it can shorten design period.

[Keywords] Fan Rotor; Aerodynamic Optimization; Computational Fluid Dynamics; Parallel Genetic Algorithm; Parameterization Method

0 引言

风扇的叶型设计是风扇设计过程中基础且关键的步骤。传统设计方法很大程度上依赖设计者的经验见识, 效率较低而且不确定因素多; 而较多的试验会消耗大量的人力财力。将客观、可靠的自动优化算法应用于叶型设计中, 改变传统的人工设计模式, 既减少了人们对经验的依赖, 又能大大节约研制成本。风扇叶型优化设计是以定义叶片型面的参数为自变量、以叶型的气动性能参数为应变函数求取极值的过程。实现这一过程需要具备四个关键技术: 准确模拟风扇内流场的分析程序; 高效、全局搜索能力的优化算法; 多变易控的参数化方法; 以风扇气动性能为目标的多目标函数。

目前, 二维叶型的气动优化设计研究已日趋成熟, Egartner 等^[1] 利用非线性约束方法设计出的叶型不仅在设计点性能优越, 同时具有较好的非设计点性能; Pierret. S^[2] 等将神经网络和 NS 流场计算相结合, 并成功应用于压气机二维叶型优化设计。叶型参数化方法主要有两种: (1) 以叶型的结构参数作为设计参数来构造叶片型面^[3], 比如, 将前后缘小圆半径、最大型面厚度等作为设计参数; (2) 在给定初始叶型的基础上, 修改叶型的某些参数, 从而得到新的造

型^[4,5], 比如改变中弧线坐标、改变型面厚度分布、直接改变型面上点的坐标等。

Burguburu^[6] 采用三维 NS 方程流场计算方法与基于梯度的优化算法相耦合, 采用 Bezier 曲线修型跨音叶片型面, 以提高等熵效率为目标进行了气动优化, 优化后叶型和叶片的气动性能都有一定程度的提高。Lian^[7] 等人将梯度算法与遗传算法相结合, 流量保持在原叶片流量 $\pm 0.5\%$ 变化范围情况下, 以总压比极大化和叶片重量极小化为目标, 对 Rotor67 转子叶片进行优化, 级压比提高 1.8%, 叶片重量减小 5.4% 左右。

叶轮机械优化的设计参数多, 一般不是二次或近似二次, 而是多次、高次问题, 在目标函数畸形时, 优化迭代可能无法进行下去^[8]。另外, 基于梯度的优化方法由于不具备天然的并行特性, 因此基于优化算法实现并行化非常困难, 优化设计借助高性能计算受到限制。

Oyama^[9] 采用将遗传算法和三维 NS 方程流场分析方法相结合, 以最小化熵值为目标, 以设计点流量和压比不变为约束条件, 对 NASA Rotor67 进行再设计, 在 64 节点服务器上计算两个多月得到优化结果, 结果显示堵塞流量比 Rotor67 偏小, 绝热效率提高近 2%, 收敛较好, 但消耗两个多月时间得到一个优化结

果,设计周期偏长。Benini^[10]以 NASA Rotor37 为原始叶片,采用将遗传算法和三维 NS 方程求解器相结合,修改叶片型面中弧线和叶片厚度,流量不变作为约束条件,分别以设计点压比和等熵效率极大化为目标进行了两次优化。第一次优化压比提高约 5%,等熵效率有所下降;第二次优化效率提高近 1%,压比几乎不变化。

本文引用粘性体积力 NS 方程简化求解方法,以确保在流场计算准确的前提下,能较大地缩短计算时间;采用改进的遗传算法,具有较强的搜索效率和全局搜索能力;应用 B 样条曲线曲面造型技术对叶片型面、叶片积叠线的弯掠、叶片弦长和子午面流道的修改量进行参数化设计。

1 优化算法与流场计算

1.1 遗传算法

遗传算法 (Genetic Algorithm) 是借鉴物竞天择、优胜劣汰的自然选择和遗传机理开发的一种优化方法,遗传算法全局搜索能力强、简单通用、鲁棒性好,适于并行处理,在各种复杂系统问题的优化应用中都收到了良好的效果^[11]。本文采用的改进遗传算法 (AGA) 运用实数编码^[12],以消除基本遗传算法 (SGA) 二进制编码存在的海明悬崖等缺陷。在选择策略上使用适应度排序和最优保存方法,以提高搜索速度。加入了小生境和伪并行技术,并在交叉和变异概率选择上采用自适应交叉变异算子方法,增强全局搜索能力^[13]。这里给出三个典型测试函数,以体现 AGA 的良好性能。表 1 中数据 (100 次平均值) 显示采用 AGA 方法较 SGA 方法搜索能力更强,特别是解决多维多峰值问题。为了加快优化进程,利用遗传算法固有的并行特性,在机架式服务器并行机上实现了并行优化,取得了较好的加速比 (如表 2 所示)。

表 1 SGA 和 AGA 测试结果

函数	SGA	AGA	理论极小值
De Jong F2	0.350 13	0.000 23	0.0
Shubert	-174.927	-186.731	-186.731
Kursawe	-80.023 3	-99.310 4	-99.320 7

表 2 模拟程序并行特性

计算机数	所需时间/s	加速比	并行效率/%
1	64.02	1.000	100
2	34.24	1.870	93.48
3	23.37	2.739	91.30
4	17.74	3.609	90.22

1.2 流场计算

采用 Denton 粘性体积力思想求解叶轮机械流场的数值计算方法,具有较高的计算精度和较快的计算速度,现被人们广泛使用。粘性体积力模型是对全三维 NS 方程的简化,与全三维雷诺平均 NS 方程求解相比,粘性体积力方法求解过程简单,网格节点数可以较少,实际流动中的粘性效应采用粘性体积力近似模型代替。

选用 Rotor67 风扇转子用于本文程序计算,其试验数据丰富且是公开的,计算速度和计算精度可由表 3 和图 1 给出。

表 3 数值计算时间比较

比较项	节点数	计算模型	时间消耗
NUMECA	298 527	SA 模型	47.1min
本文程序	99 937	粘性体积力	4.8min

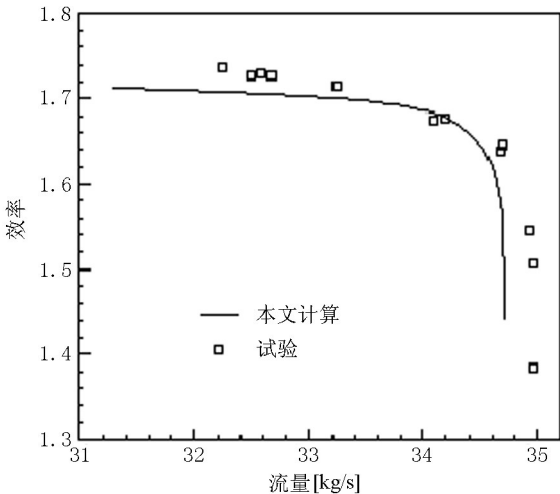
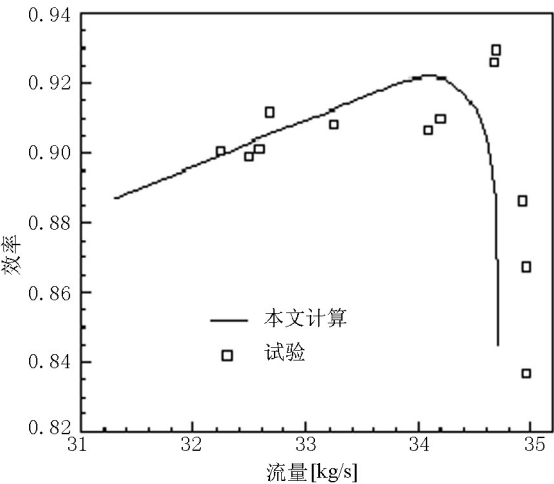


图 1 Rotor67 转子实验与计算特性曲线

2 叶片参数化

2.1 型面参数化

叶片由 m 个三维叶型组成,叶片造型修改可通过三维叶型修改实现。如果将每个叶型单独进行修改,由于各型面之间的设计参数不关联,势必会使新生成的叶片造型不合理。将 m 个型面及每个型面的 n 个设计参数组合,可构成一个 $m \times n$ 的曲面片,利用 $m \times n$ 曲面片定义出一个 B 样条曲面(如图 2 所示),把样条曲面当成修改量覆盖到初始叶片上,就能得到新的叶片造型。

不同叶片其构造型面个数一般不等,有的少到几个,有的多到几十个,如果几十个型面均参与组建这 $m \times n$ 曲面片,那么所需的设计参数个数非常庞大,而优化设计空间太大,将很难找到好的结果。为此,根据实际的设计需要,沿径向选择 m' 个型面作为研究对象(叶尖部分损失较多,叶片型面可多些变化)。中间其他型面的修改量可由样条曲面插值得到。

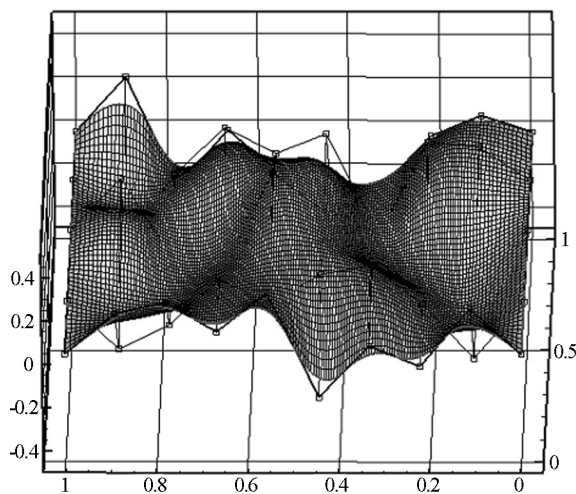


图 2 三维曲面修改量空间分布

2.2 积叠线参数化

积叠线的弯曲由四个设计参数 θ_h 、 θ_t 、 θ_m 和 $r_{\theta m}$ 描述, θ_h 为叶根处弯曲变化弧度, θ_t 为叶尖处弯曲变化弧度, $r_{\theta m}$ 是径向某位置, θ_m 是在 $r_{\theta m}$ 处的弯曲变化弧度(如图 3 所示)。根据弯曲设计给定参数,可以利用 B 样条曲线插值得到其他位置的弯变化量 θ , n 为叶片数。积叠线弯曲可以写成矩阵表示形式如式(1), x_0, y_0, z_0 表示弯曲前叶片的某点坐标, x_1, y_1, z_1 表示弯曲后的对应点坐标。

积叠线的前后掠由四个设计参数 z_h 、 z_t 、 z_m 和 r_{zm} 描述, z_h 为叶根处的轴向位移, z_t 为叶尖处的轴向位移, r_{zm} 是径向某位置, z_m 是在 r_{zm} 处的轴向位移(如图 3 所示)。根据前、后掠设计参数,利用 B 样条曲线插值

得到其他径向位置的掠变化量 T_z 。 T_x, T_y, T_z 分别表示 x, y, z 方向的掠因子,只作轴向平移 $T_x = 0, T_y = 0, b$ 表示所在型面弦长。积叠线前后掠可以写成矩阵表示形式如式(2), x_1, y_1, z_1 表示前后掠修改前叶片某点坐标, x_2, y_2, z_2 表示前后掠修改后对应点的坐标。

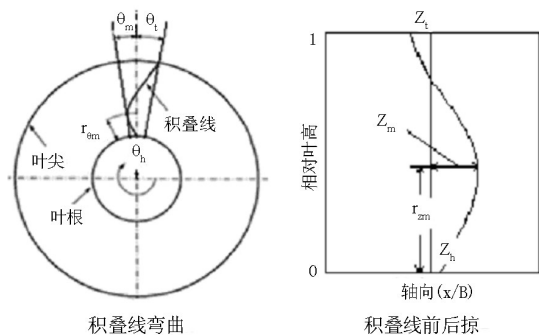


图 3 积叠线弯曲与前后掠参数化描述

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta \frac{2\pi}{n}) & -\sin(\theta \frac{2\pi}{n}) & 0 \\ 0 & \sin(\theta \frac{2\pi}{n}) & \cos(\theta \frac{2\pi}{n}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T_z b \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

2.3 弦长与子午面流道参数化

通过对叶型进行缩放改变叶型弦长,叶片各型面前缘点 (x_f, y_f, z_f) 为缩放基点, s_x, s_y, s_z 表示 x, y, z 方向的缩放因子,取 $s_x = s_y = s_z$ 。图 4 给出了二维型面缩放因子。三维叶片中取叶根处缩放因子 s_h 、叶尖处缩放因子 s_t 、径向某位置 r_{sm} 和此位置处所在型面的缩放因子 s_m 为设计参数。叶型缩放可以写成矩阵表示形式如式(3), x_2, y_2, z_2 表示缩放前叶片某点坐标, x, y, z 表示缩放后对应点坐标。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_x & 0 & 0 & (1 - s_x)x_f \\ 0 & s_y & 0 & (1 - s_y)y_f \\ 0 & 0 & s_z & (1 - s_z)z_f \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

子午面流道参数化先确定子午面流道曲线上四个关键数据点 A、B、C、D 的径向变化量,其他数据点径向变化量由 A、B、C、D 确定的 B 样条曲线插值得到。图 4 给出径向变化量示意,其中 z_1, z_2 为子午面流道曲线轴向方向的位置设计参数, $\Delta r_1, \Delta r_2$ 是与 z_1, z_2 对应的径向变化量,也是设计参数。设定子午

面流道曲线的第一个数据点的径向变化量为 Δr_1 ，最后一个数据点的径向变化量为 Δr_2 。上、下两条流道曲线共八个设计参数。

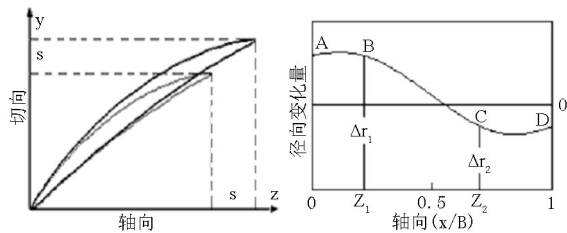


图 4 弦长与子午面流道参数化描述

3 优化算例

3.1 NASA Rotor67 转子优化设计

(1) 设计参数

表 5 Rotor67 转子叶片优化设计参数范围

变量	z_{j1}	Δr_{j1}	z_{j2}	Δr_{j2}	α_h	$r_{\theta m}$	α_m	α_t	Δy_{i1}	Δy_{i2}	Δy_{i3}	Δy_{i4}
上限	0.5	0.04	1.0	0.04	0.1	0.9	0.1	0.1	0.3	0.3	0.3	0.3
下限	0.0	-0.04	0.5	-0.04	-0.1	0.1	-0.1	-0.1	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3

(2) 目标函数

Rotor67 转子叶片优化设计为多目标优化设计问题,设计目标为保持压比和流量不变,效率最大。优化过程中,为使转子叶轮在整个流量区间内的性能得以改善,选择若干个计算点进行多工况优化设计,综合考虑设计时间和优化效果后选择两个计算点:第一计算点选在离 Rotor67 转子的设计点附近 $\dot{m}_0 = 34.5\text{kg/s}$;第二个计算点选在小于第一个点流量约 1.0kg/s 处。为此,构造目标函数如下:

$$f = c_1(1 - \eta_k^*) + c_1(1 - \eta_{k,2}^*) + c_2 \left| \frac{\dot{m} - \dot{m}_0}{\dot{m}_0} \right| + c_3 \frac{\sum_{i=1}^n \left| \frac{\pi_{k,i}^* - \pi_{k,0}^*}{\pi_{k,0}^*} \right|}{n} \quad (4)$$

寻求目标函数最小值, f 越小叶片气动性能越好。 c_1, c_2, c_3 为权重系数, $c_1(1 - \eta_k^*)$ 保证第一个计算点的效率 η_k^* 尽可能大; $c_1(1 - \eta_{k,2}^*)$ 保证第二个计算点的效率 $\eta_{k,2}^*$ 尽可能大;第三项保证设计叶轮的第一计算点流量 \dot{m} 尽可能与 Rotor67 转子叶轮第一个计算点流量 \dot{m}_0 一致; $\pi_{k,i}^*$ 为设计叶轮在第 i 个径向位置的切向平均压比,第四项保证了优化叶轮沿径向压比均匀分布,压比值为 $\pi_{k,0}^*$,权重系数取经验参数 $c_1 = 50, c_2 = 10, c_3 = 20$ 。

(3) 计算结果及其分析

根据上节风扇/压气机叶片的参数化方法研究,取如下设计参数:上下子午面流道每条曲线各取 4 个设计参数 $z_{j1}, \Delta r_{j1}, z_{j2}, \Delta r_{j2} (j = 0, 1)$; 积叠线弯曲、前后掠和叶片弦长变化各取 4 个设计参数 $\theta_h, \theta_t, \theta_m, r_{\theta m}, z_h, z_t, z_m, r_{zm}, s_h, s_t, s_m, r_{sm}$; 每个叶片取 5 个型面再设计,每个型面取 4 个设计参数,型面位置和每个型面上设计参数相对位置见表 4: $\Delta y_{i1}, \Delta y_{i2}, \Delta y_{i3}, \Delta y_{i4} (i = 1, 2, 3, 4, 5)$, 综合上述参数化描述,算例共有 40 个设计参数。表 5 列出了叶片优化设计所有设计参数范围。

表 4 Rotor67 转子叶片型面优化设计参数位置

型面相对径向位置	0.2	0.5	0.7	0.8	0.9
设计参数相对位置	0.1	0.3	0.7	0.9	

在联想深腾 1800 服务器上采用 7 个计算节点 56 个核满负荷工作,消耗总时间约 600h。最优个体优化迭代曲线如图 5 所示。

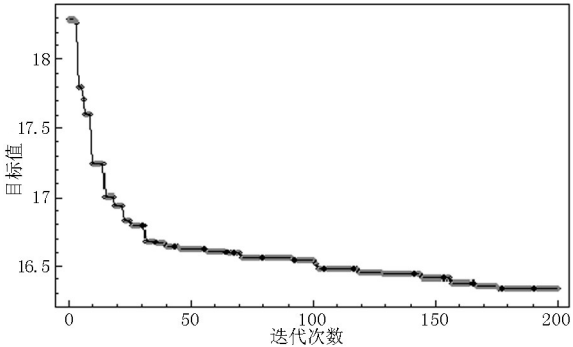


图 5 Rotor67 叶轮优化迭代过程

图 6 为叶片积叠线掠、弯和缩放变化的轮廓线。优化叶片积叠线叶尖处向压力面弯曲较大,中部向吸力面弯曲。相比于 Rotor67 叶片弦长从叶根到叶尖逐渐变小,优化叶片弦长从叶根到约 1/4 叶高处增大,从 1/4 叶高处往叶尖方向逐渐减小。总体看,优化叶片的平均弦长比 Rotor67 叶片的小,特别是叶根和叶片中上部。

图 7 为叶片整体造型,图 8 是 Rotor67 叶轮和优化叶轮的等熵效率和总压比特性线。本文计算程序与 NUMECA 软件计算结果均显示:优化叶轮在大部分流量下效率提高 2% 左右,优化叶轮与 Rotor67 叶

轮总压比变化范围控制在 2% 范围内,堵点流量几乎一样。优化叶片表现出较好的气动性能。下面对设计点附近(流量约 33.5kg/s)的性能作具体分析。

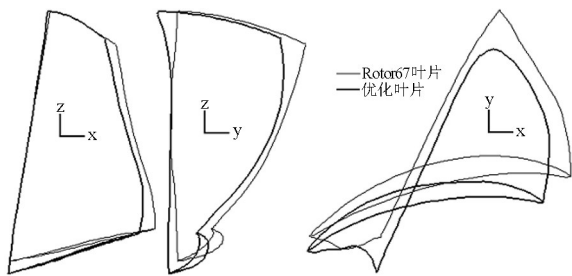


图6 Rotor67 与优化叶片三维轮廓线



(a) Rotor67 (b) 优化

图7 Rotor67 与优化叶片造型 7

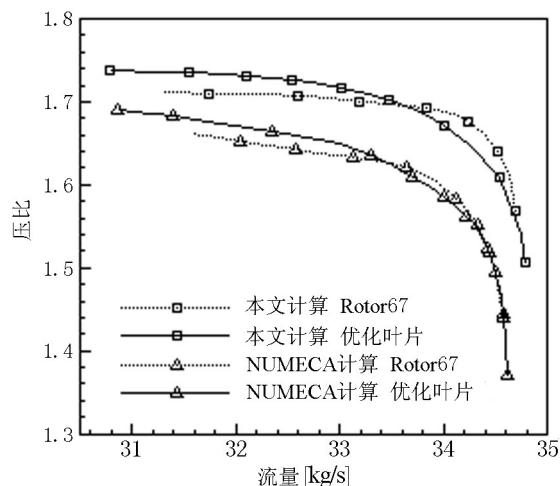
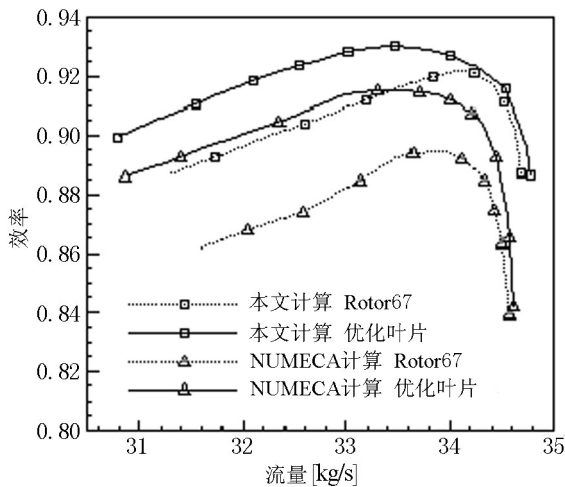


图8 与优化叶轮特性曲线

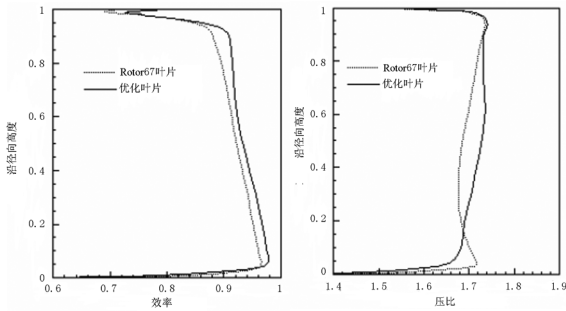
图 9(a) 是 Rotor67 叶轮和优化叶轮的出口切向平均等熵效率沿径向分布图。两叶轮在大于 95% 叶高的区域内效率均明显下降,此处损失主要有:叶尖间隙泄漏涡损失、上环壁面附面层及其与激波相互作用产生的较大损失。而该区域内优化叶轮的损失相对小些,一方面是优化叶轮在该区域激波强度弱,与附面层相互作用产生的损失小;另一方面,由于优化叶片流道形状发生变化,会使得优化叶轮的泄漏涡的强度减弱。5% ~ 95% 叶高处优化叶轮的等熵效率均明显高于 Rotor67 叶轮的等熵效率,叶片流道内势流区损失主要来自于激波损失、激波与叶片表面附面层干扰损失、叶片吸力面分离损失等。叶片造型的变化,改善了流动性能,从而降低了上述损失。小于 5% 叶高的叶根处,优化叶轮的等熵效率要略低于 Rotor67 叶轮的等熵效率。在叶根附近,优化叶片型面弦长减小,但是弯度增加,会使得分离涡强度有增大趋势。

图 9(b) 是 Rotor67 叶轮和优化叶轮的出口切向平均总压比沿径向分布图。总体看,优化叶轮的压比有所增加,且增加量主要集中在叶高为 20% ~ 80% 的位置,随着子午面流道向上下扩展,进口流通面积增大,轴向进气速度减小,进气角减小使气流转角有增大趋势。在 90% 以上区域,两叶片型面弦长几乎一样,优化叶片最大厚度虽然后移,但变化不大,所以压比也变化不大。在小于 20% 区域,优化叶轮压比明显小于 Rotor67 叶轮,这是因为优化叶片叶根附近弦长减小较多,虽然在叶根处气流转角增大,但不足以抵消叶栅稠度减小所带来的影响。相对 Rotor67 叶轮来说,优化叶轮出口压力分布变得均匀,流动掺混变小,这有利于减小损失。在叶根附近总压减小,叶中处增大,就是加功量被更多地分布在叶中,这也是损失减小的表现,因为在上下环壁面处,流动损失较大,效率较低。

图 9(c) 给出了 Rotor67 叶轮和优化叶轮的出口切向平均总温比沿径向分布。总温比分布和总压比分布相对应。优化叶片在叶中附近 25% ~ 75% 叶高处总温比增大,小于 25% 叶高区域和 80% ~ 95% 叶高区域之间减小。总温在叶根和叶尖附近明显下降,这也体现出加功量在此两处的下降。

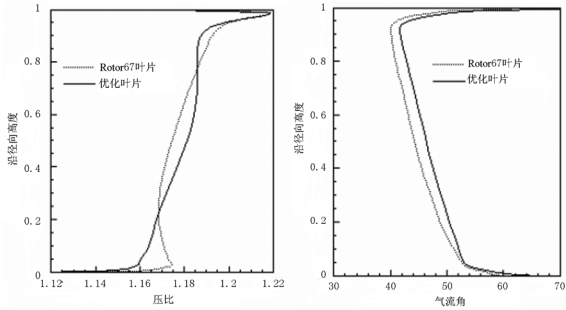
图 9(d) 给出了 Rotor67 叶轮和优化叶轮的出口切向平均出口气流角沿径向分布,整个径向优化叶轮的出口气流角都大于 Rotor67 叶轮的出口气流角,在相同进口气流角、相同转速情况下,出口气流角度越大,气流转角度越大,与优化叶轮总压比的提

高相对应。



(a) 等熵效率

(b) 总压比



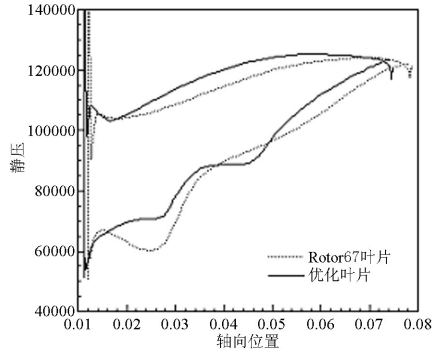
(c) 总温比

(d) 绝对气流角

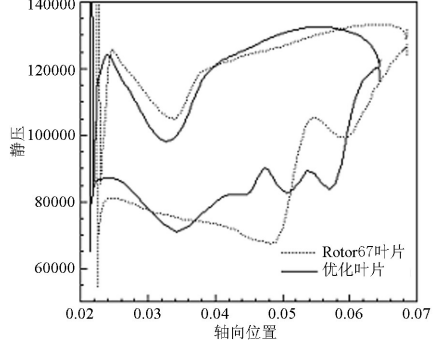
图 9 Rotor67 与优化叶轮出口切向平均参数沿径向分布

图 10 给出了 Rotor67 叶片和优化叶片在 50%、90% 叶高处 S1 流面叶型表面压力分布。50% 叶高处 Rotor67 叶片前半段叶片负荷较大,后大半段叶片负荷相对较小,优化叶片与之相比,压力面和吸力面静压力均有所提高,整个弦长叶片负荷重新分配,前半段的叶片负荷减小,后半段叶片负荷增加,叶片负荷更加均匀分布,重新分配的叶片负荷有利于减小损失。而且优化叶片在吸力面上的逆压梯度更小,较不易分离,从而有利于减小损失。90% 叶高处 Rotor67 叶片的载荷主要集中在前大半段,且在弦长中间靠后位置有一道强激波,压力面距前缘约 1/4 弦长处压力显著下降,叶片负荷显著减小。优化叶片轴向弦长有所减小,压力面距前缘约 1/4 弦长处压力也显著下降,叶片负荷也显著减小。整个弦长叶片负荷重新分配,负荷量分布相对均匀。优化叶片吸力面有好几个负压峰值,但是峰值均较小,流动分离可能性得到抑制。逆压梯度减小较多,更容易抑制分离,减小损失。

图 11 给出了 Rotor67 叶片和优化叶片在 10%、50%、90% 叶高处 S1 流面马赫数分布。10% 叶高处,优化叶片与 Rotor67 叶片相比最大马赫数变小,各对应点的马赫数也有所减小。50% 叶高处,优化叶片与 Rotor67 叶片在叶片前缘均有一道激波,在前小半段弦长 Rotor67 叶片马赫数比优化叶片大,

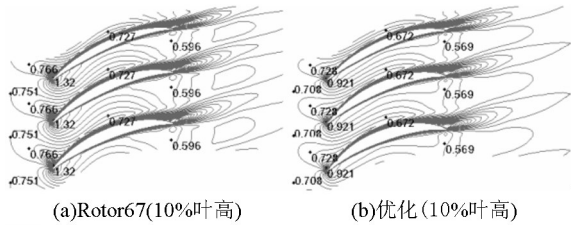


(a) 50% 叶高



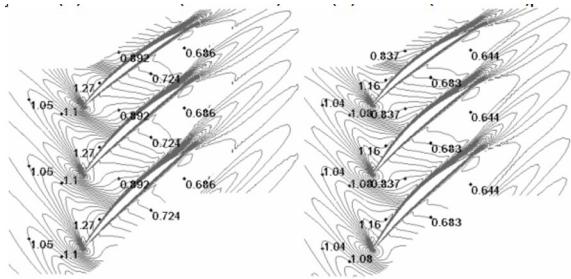
(b) 90% 叶高

图 10 Rotor67 与优化叶片 S1 流面叶型表面压力分布



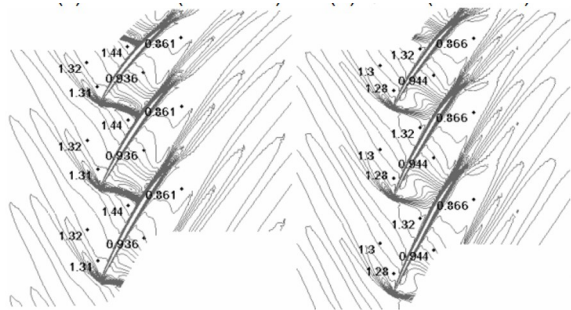
(a) Rotor67(10%叶高)

(b) 优化(10%叶高)



(c) Rotor67(50%叶高)

(d) 优化(50%叶高)



(e) Rotor67(90%叶高)

(f) 优化(90%叶高)

图 11 Rotor67 与优化叶片 S1 流面马赫数分布

说明所受负荷较大,整个弦长上优化叶片比 Rotor67 叶片所受负荷更加均匀。90% 叶高处, Rotor67 叶片激波强度更加明显,优化叶片通过几道激波分散激波强度。激波损失是 Rotor67 叶片的主要损失,从叶中到叶尖部分,优化叶片的激波强度均小于 Rotor67 叶片,故优化叶片效率高于 Rotor67 叶片效率。

3.2 NASA Rotor37 转子优化设计

采用上述优化设计方法对 NASA Rotor37 转子进行优化设计。利用联想深腾 1800 服务器上 5 个计算节点 40 个核上满负荷工作,消耗总时间约 68h。最优个体优化迭代曲线如图 12 所示。

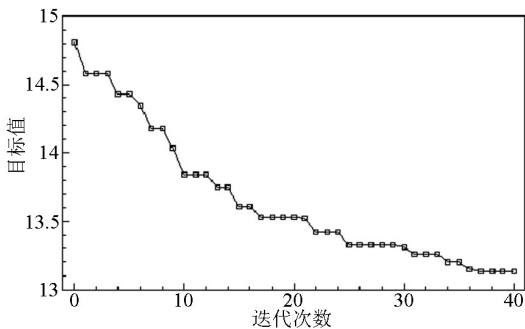


图 12 Rotor37 叶轮优化迭代过程

图 13 为 Rotor37 的优化叶片造型,从中可以看出优化叶片积叠线的轴向前缘线、后缘线几乎与 Rotor37 叶片前缘线重合。Rotor37 叶片积叠线切向几乎不弯曲,优化叶片叶尖向压力面弯曲,叶中向吸力面弯曲。优化叶片弦长沿径向分布相比于 Rotor37 叶片弦长从叶根到叶尖几乎不变。总体看,优化叶片整体向 y 反方向移动,特别是叶尖部分。

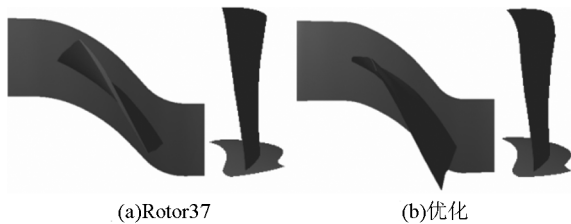


图 13 Rotor37 与优化叶片造型

图 14 给出 Rotor37 和优化叶轮的总体性能曲线。计算结果显示优化叶轮在整个流量区间等熵效率有较大提高,效率提高约 1.4%;同时,优化叶轮与 Rotor37 叶轮相比,总压比近似不变,基本满足设计目标;优化叶轮的堵点流量也近似不变。

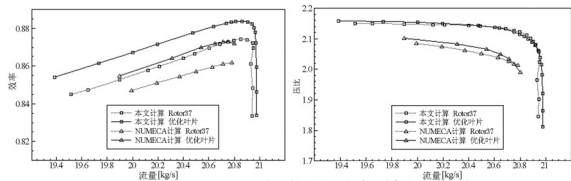


图 14 Rotor37 与优化叶轮特性曲线

4 结论

本文风扇/压气机的数值气动优化设计重点研究四个关键技术:具有耗时少、计算较准确的叶片通道流场数值计算方法;具有良好寻优能力的数值最优化方法;利用计算机辅助几何设计技术,研究三维叶片造型的参数化方法;研究以气动性能为目标的多目标函数构建方法。并将风扇/压气机优化设计各个关键技术研究形成的模块整合成优化设计软件。软件各模块通过全局变量执行数据传输,既保证了各模块的相对独立,又便于软件编写、调试和功能扩展。软件具有使用简便的用户界面;具有二维、三维叶片并行优化设计功能;并有较丰富的计算结果后处理及结果图形显示能力。

从多个二维叶型和三维叶片的优化算例验证可知:该软件用来设计高气动性能叶片,其设计结果较可靠、设计效率较高,能节约设计成本、缩短设计周期。

参考文献:

[1] Egartner W. Working range optimization for turbine and compressor blading[R]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 120(3): 59-65.

[2] Pierret S, Van den Braembussche R. A Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[R]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 326-332.

[3] Shahrokkhi A, Jahangirian A. Airfoil shape parameterization for optimum Navier-Stokes design with genetic algorithm[R]. Aerospace Science and Technology, 11(2007): 243-250.

[4] Oyama A, Liou M S, and Obayashi S. High-Fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm[R]. AIAA2003-4091.

[5] Benini E. Three-Dimensional Multi-Objective Design Optimization of a Transonic Computer Rotor[R]. AIAA2003-4090.

[6] Stéphane Burguburu, Arnaud le Pape. Improved aerodynamic design of Turbomachinery bladings by numerical optimization[J], Aerospace Science and Technology 7(2003): 277-287.

[7] Yongsheng Lian, Meng-Sing Liou. Multi-objective Optimization of a Transonic Compressor Blade using Evolutionary Algorithm[J], AIAA-2005-1816.

[8] S. S. Ra 著, 祁载康, 万耀青, 梁嘉玉等译. 工程优化原理

(下转第 28 页)

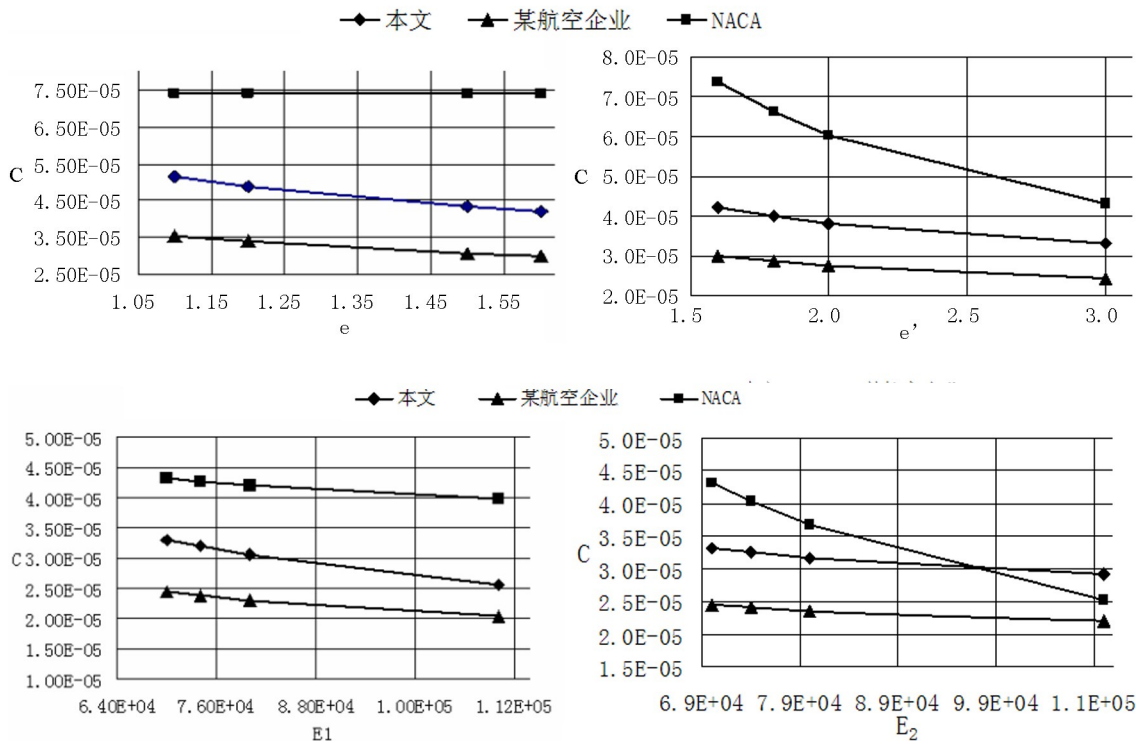


图 5 三种方法计算紧固件柔度系数的比较(板参数变化)

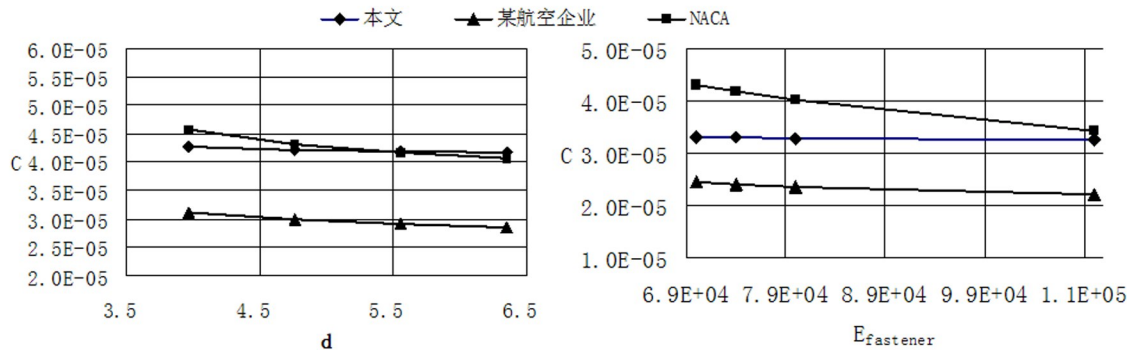


图 6 三种方法计算紧固件柔度系数的比较(紧固件参数变化)

参考文献:

[1] S. 铁木辛柯, J. 盖尔. 材料力学[M], 科学出版社, 562.
[2] K. L. Johnson 著, 徐秉业等译. 接触力学[M]. 高等教育出版社, 16-19.
[3] Geoff Morris. Defining a standard formula and test-method for fastener flexibility in lap-joints[J]. DELFT AEROSPACE, FACULTY of AEROSPACE ENGINEERING, April 19, 2004, 11.
[4] 徐芝纶, 弹性力学简明教程[M], 第二版, 高等教育出版社, 63-65.
[5] Manford BTate, Samuel J. Rosenfeld. Preliminary Investigation of the Loads Carried by Individual Bolts in Bolted Joints[R], NACA Technical Note No. 1051, Washington, NA-CA, May 1946.
[6] Jang M. Genetic algorithm based design of transonic airfoils using Euler equations[R]. AIAA2005-1584.
[7] Terry L. Aerodynamic shape optimization using a real-number-encoded genetic algorithm[R]. AIAA2001-2473.
[8] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
[9] Oyama A., Liou M. S., Obayashi S. High-Fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm[C]. AIAA-2003-4091.
[10] Benini E. Three-Dimensional Multi-Objective Design Optimization of a Transonic Compressor Rotor[C], AIAA-2003-4090.

2004, 11.
[4] 徐芝纶, 弹性力学简明教程[M], 第二版, 高等教育出版社, 63-65.
[5] Manford BTate, Samuel J. Rosenfeld. Preliminary Investigation of the Loads Carried by Individual Bolts in Bolted Joints[R], NACA Technical Note No. 1051, Washington, NA-CA, May 1946.
[6] Jang M. Genetic algorithm based design of transonic airfoils using Euler equations[R]. AIAA2005-1584.
[7] Terry L. Aerodynamic shape optimization using a real-number-encoded genetic algorithm[R]. AIAA2001-2473.
[8] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
[9] Oyama A., Liou M. S., Obayashi S. High-Fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm[C]. AIAA-2003-4091.
[10] Benini E. Three-Dimensional Multi-Objective Design Optimization of a Transonic Compressor Rotor[C], AIAA-2003-4090.