

大涵道比风扇叶片气动优化设计

张金环, 周正贵, 周 旭

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 应用自动优化方法进行大涵道比风扇叶片三维气动设计,数值最优化采用遗传算法,并利用网络通讯协议实现多CPU并行优化,大幅度缩短优化耗时。对风扇叶片型面、叶片积叠线、子午面流道、叶型安装角和叶型弦长采用基于修改量的参数化方法、结合遗传算法设计参数范围限制,以达到优化过程生成个体的可控制、合理性。采用Denton黏性体积力方法进行流场计算,较大程度减少流场计算耗时,进一步缩短优化时间。以提高设计点风扇效率、保持设计点总压比和流量不变为优化目标,并对非设计点性能进行全工况校核。通过两次不同设计参数设置的优化,最终优化风扇效率由0.9463提高到0.9560;稳定裕度由11.2%增加到21.9%。最终优化风扇叶尖处激波前马赫数略有下降,且激波向通道内倾斜,因此激波及激波造成的附面层损失下降,且稳定裕度增加。

关 键 词: 气动优化; 大涵道比风扇; 并行遗传算法; 流场计算; 参数化方法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Aerodynamic optimization design of high bypass ratio fan blades

ZHANG Jin-huan, ZHOU Zheng-gui, ZHOU Xu

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The automatic optimization method was applied to 3-D aerodynamic design of a high bypass ratio fan blade. A genetic algorithm was used as numerical optimization method, and multi-CPU parallel optimization was realized by using network communication protocol to greatly shorten the optimization time. The fan blade profiles, stack line, the flow passage in meridian plane, installation angle and chord length were set as design variables. The parameterization method based on modifications to these design variables was combined with the range limit of the design variables in the genetic algorithm, and it controlled and rationalized the individuals generated in optimization process. Denton's viscous volume force method was applied to flow field calculation of the fans, decreasing the calculation time and further reducing the optimization time. The optimization goal was set to improve the fan efficiency and keep total pressure ratio and mass flow rate unchanged at the design point, and the optimized fan's performance at off-design points was checked. The original fan was optimized in two steps, in which the design parameters were adjusted according to aerodynamic characteristics of the fan to be optimized. The final optimized fan's efficiency increased from 0.9463 to 0.9560, and stability margin increased from 11.2% to 21.9%. Mach number of

收稿日期: 2015-04-17

作者简介: 张金环(1989—),女,博士生,主要从事叶轮机机械气体动力学研究。

通讯作者: 周正贵(1962—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机机械气体动力学研究。

引用格式: 张金环,周正贵,周旭. 大涵道比风扇叶片气动优化设计[J]. 航空动力学报,2017,32(1):239-247. ZHANG Jinhuan, ZHOU Zhenggui, ZHOU Xu. Aerodynamic optimization design of high bypass ratio fan blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 239-247.

shock wave at blade tip section of the final optimized fan decreased slightly, and the shock wave leaned to the blade passages. Therefore, loss of the shock wave and its effect on boundary layer decreased, and the stability margin increased.

Key words: aerodynamic optimization; high bypass ratio fan; parallel genetic algorithm; flow field calculation; parameterization method

由于涡扇发动机耗油率低于涡喷发动机,从 20 世纪 60 年代开始,涡扇发动机逐渐成为民用飞机的主要动力装置^[1]. 大涵道比涡扇叶片经历了从窄弦二维气动设计向宽弦复合弯掠三维气动设计发展. 大涵道比涡轮风扇叶片三维气动外形特征主要体现在:叶片中部后掠以实现通道内激波后掠,降低激波损失;叶片顶部前掠以及宽弦设计提高风扇稳定裕度^[2]. 风扇三维叶片气动设计是多目标、多变量设计,涉及到主要设计目标为:设计点流量、总压比、效率以及稳定裕度;涉及到设计变量主要包括:沿径向若干个型面、叶片积叠线弯掠、上下子午面流道. 因此采用正问题方法进行叶片气动设计,需要设计人员有丰富的设计经验积累.

随着计算机技术的快速发展,自动优化逐步应用于压气机/风扇叶片气动设计^[3-5]. 该方法将数值优化技术与流场数值计算相结合,由数学过程代替设计人员经验,控制叶片设计修改方向,可大幅度降低对人员的依赖性,提高压气机/风扇设计性能,缩短设计周期. 三维叶片优化设计变量多,每个设计变量需要用多个设计参数表达,寻优空间大;并且流场数值计算为求解非线性三维 N-S 方程组,设计参数与目标函数之间呈现高度非线性关系. 因此三维叶片气动优化设计必然为多峰值寻优问题,需要采用具有全局寻优能力的方法. 遗传算法^[6]因其具有较强的全局寻优能力而被广泛应用.

采用遗传算法,对于大空间寻优问题,为了有较好的寻优效果,需要遗传进化群体有较多个体数. 对于大涵道比风扇设计,每一个个体目标函数计算都要进行风扇三维流场计算,因此优化耗时很长. 比如:群体取 500 个个体,一个三维流场计算耗时 1 h,优化 20 代,则需要总耗时 10 000 h(约 400 天);如此长优化时间,将失去应用可行性. 为了缩短优化时间,一些研究只对三维叶片的某些变量进行优化(比如:叶片积叠线弯掠),这样可大幅度减小寻优空间,进而可减少遗传进化群体个体数;再应用响应面插值进一步减少流场计算次数. 比如:文献[7-9]应用商用软件 Numeca 中的

Design 3D 模块,首先生成样本点数据库再应用神经网络法响应面插值求目标函数值,进行压气机叶片积叠线优化.

采用响应面插值优化虽然节约了优化时间,但也降低了优化效果. 在对 NASA Rotor67 的优化中,Oyama 等^[10]直接采用 CFD 求解函数值,优化使得转子效率提高了 1.25%;而 Lian,ZHENG Rongye 等^[11-12]在优化中采用响应面技术,转子效率仅分别提高了 0.6%,0.4%. 对比优化结果可发现,基于响应面的优化是以牺牲优化效果换取优化时间. 造成这种差别的原因是拟合得到的目标函数关于设计参数空间分布与真实分布之间存在误差,误差的大小取决于样本点数和寻优空间样本分布. 考虑叶片型面、叶片积叠线、子午流道的风扇叶片三维优化设计具有超大寻优空间和多峰值特点,采用响应面插值必须在寻优空间中分布很多样本点,才能保证构造的响应面具有足够精度. 样本点数量大幅度增加意味着流场计算次数的大幅度增加,并且会大幅度增加响应面构造时间^[13]. 因此对于多变量三维叶片优化,采用响应面插值不是解决优化耗时过长有效方法.

为解决采用遗传算法进行三维风扇叶片气动优化耗时过长问题,本文作者提出利用遗传算法固有的并行特征,借助网络通信协议实现并行优化以缩短优化耗时. 其基本思想是首先建立多台计算机组成的局域网或利用计算机集群自身的网络,按网络中的计算机台数将遗传算法每一代个体分组,将各组个体(风扇造型数据)分发至各台计算机进行流场计算;再收回计算所得性能指标(总压比、流量、效率). 由于优化过程中网络传输数据量少,数据传输时间相对于流场计算时间很短,因此优化耗时大致与参与优化的计算机台数成反比(如果 10 台计算机参与优化,优化耗时为 1 台的 1/10).

本文采用并行遗传算法三维压气机/风扇叶片优化软件平台^[14]应用于大涵道比风扇叶片优化设计,设计变量包括部分叶片型面、叶片积叠线、叶型安装角、叶型弦长、子午面流道,并对设计

结果采用 Numeca 软件进行初步检验。

1 优化设计软件简介

本文大涵道比风扇叶片设计应用课题组自主研发的优化软件,该软件可进行二维叶型/三维叶片参数化生成、二维平面/回转面叶型优化设计^[15-17]、三维叶片优化设计^[18-20]。优化设计软件主要包括:数值最优化模块、流场数值计算模块、叶片参数化模块和目标函数设置模块^[20]。三维叶片优化设计与二维叶型优化设计共用并行遗传算法数值最优化模块^[20];三维流场计算采用 Denton 黏性体积力流场计算方法^[21],该方法计算速度快,且有较好的计算精度^[22],适用于作为优化软件中的流场数值计算模块。以下着重对三维叶片参数化和目标函数设置模块进行介绍。

1.1 三维叶片参数化方法

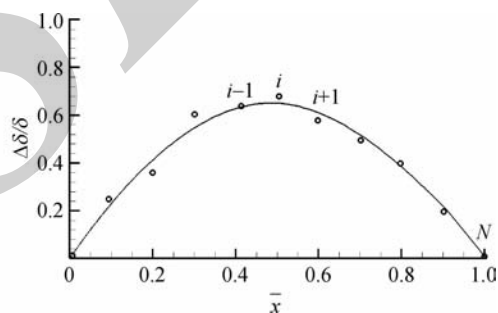
采用自动优化方法设计风扇叶片,需要对叶片进行参数化描述,要达到用较少的设计参数确定出定性合理、可控性较大的叶片造型。叶片参数化主要有两种方法:一种以叶型的结构参数作为设计参数,然后沿径向叠加叶型生成叶片;另一种是对已有叶片造型叠加修改量得到新的叶片,即基于修改量的参数化方法。采用基于修改量的参数化方法,结合遗传算法设计参数范围给定可保证优化过程中生成叶片可控性、合理性。由于原始叶片和遗传算法中设计变量范围共同决定优化过程生成叶片范围,所以原始叶片优劣会影响优化结果。因此也可认为基于修改量参数化方法是自动设计与人工经验的有效组合。

目前三维叶片都是采用 S_1 流面若干个二维叶型按照一定积叠规律沿径向叠加形成,因此三维叶片的参数化,实际上还是以 S_1 流面叶型参数化为基础,再加入积叠线和子午面流道的参数化。叶片型线、子午面流道属于二维曲线;叶片积叠线则属于三维曲线,该三维曲线的参数化可以分解为两个二维曲线进行参数化,即弯和掠。因此三维叶片的参数化方法归结起来还是若干二维曲线的参数化方法。因此本文中对于不同设计变量采用相同的参数化方法,以下以叶型为例对参数化方法进行说明。

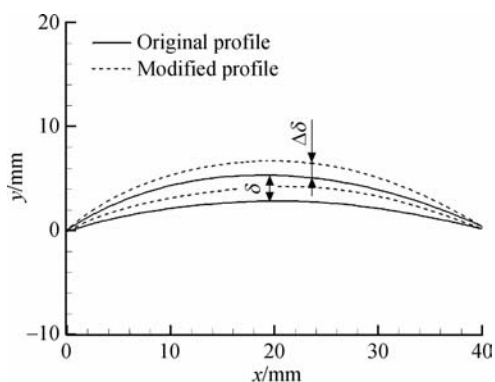
采用基于修改量参数化方法对叶型进行参数化,就是在原始叶型型面上叠加修改量,修改量采用贝塞尔曲线描述,并利用叶型当地厚度进行无量纲化。如图 1(a)和图 1(b)所示,修改位置 $\bar{x}$ 为无量纲弦线方向,区间为 $[0, 1]$,前缘为 0,尾缘为

1;叶型当地厚度为 δ ,厚度修改量为 $\Delta\delta$,无量纲修改量为 $\Delta\delta/\delta$ 。在图 1(a)中给出 N 个点,即给出 N 个修改位置与对应的修改量,可确定 $\Delta\delta/\delta$ 关于 $\bar{x}$ 的贝塞尔曲线;将修改量叠加到原始叶型上即可得到修改叶型(图 1(b))。在本文中, N 个点的修改位置作为给定值,对应该 N 个点的修改量 $\Delta\delta/\delta$ 作为设计参数,因此设计参数个数为 N 。当设计参数值变化时,整个叶型曲线跟着变化,达到以点控制曲线的目的,即以设计参数控制叶型造型。

叶片积叠线弯掠修改位置为相对叶高,叶根为 0,叶尖为 1;修改量采用叶片进口半径无量纲化。子午面流道修改位置采用叶片前后缘与流道相交点之间长度无量纲化,即:前缘点为 0,后缘点为 1。此外还增加叶型安装角和叶型弦长作为变量,以此实现三维流场中叶型攻角和稠度调整,安装角修改量为叶型安装角的绝对值;弦长采用当地弦长无量纲化,该两变量的无量纲修改位置与叶片积叠线弯掠相同。



(a) 叶型修改量



(b) 原始叶型与修改叶型

图 1 叶型参数化示意

Fig. 1 Sketch of blade profile parameterization

1.2 目标函数

本文优化是对现有大涵道比风扇进行改进设计,优化目标是保持设计点流量、总压比不变,提高效率 and 稳定裕度。为此,构造目标函数 f 如式(1)所示,寻求目标函数最大值。

$$f = C_1 \left(1 - \left| \frac{\dot{m} - \dot{m}_{obj}}{\dot{m}_{obj}} \right| \right) + C_2 \left(1 - \left| \frac{\pi_k^* - \pi_{k,obj}^*}{\pi_{k,obj}^*} \right| \right) + C_3 (\eta_k^* - 0.5) \quad (1)$$

式(1)右边有 3 项,第 1 项保证优化风扇流量 $\dot{m}$ 尽可能与原型风扇流量(目标流量) $\dot{m}_{obj}$ 相同;第 2 项保证优化风扇总压比 π_k^* 尽可能与原型风扇总压比(目标总压比) $\pi_{k,obj}^*$ 相同;第 3 项保证优化风扇效率 η_k^* 尽可能高; C_1, C_2, C_3 为权重系数. 由于达到流量和总压比的目标较容易、而提高效率较难,因此权重系数 C_3 取值相对较大, C_1, C_2 取值较小. 但具体数值需要通过多次优化测试确定,本文中 $C_1 = 5, C_2 = 5, C_3 = 6\,000$. 目标流量 $\dot{m}_{obj} = 210\text{ kg/s}$,目标总压比 $\pi_{k,obj}^* = 1.545$. 在目标函数中未包括稳定裕度,因为要计算风扇稳定裕度需要计算完整特性,计算工作量很大,会导致优化时间过长. 本文中,通过对设计结果检验考核稳定裕度;如果稳定裕度偏低,再采用人工经验对叶片积叠线进行调整以提高稳定裕度.

2 结果分析

本文所要优化改进的原型风扇主要参数见表 1. 由该表可知:该风扇近于等外径,设计点载荷偏轻(载荷系数为 0.284);但设计点已有较高效率(0.9463),因此在保证设计点总压比、流量不变的前提下进一步提高效率难度较大. 原型风扇流动特点分析融合在后面的优化风扇与原型风扇比较中.

表 1 原型风扇主要参数
Table 1 Major parameters of original fan

参数	数值
载荷系数	0.284
稠度(叶根/叶尖)	2.184/1.176
展弦比	1.750
转速/(r/min)	3570
流量/(kg/s)	213.09
轮毂比(进口/出口)	0.302/0.393
叶尖直径(进口/出口)/m	1.950/1.930
叶尖间隙/m	0.005
效率	0.9463
总压比	1.535

原型风扇在 70%叶高以上效率相对较低,因此第 1 次优化尝试仅对风扇 70%叶高以上叶片进行改进设计. 设计参数如下:设置在 70%叶高

和 90%叶高处的叶片压力面和吸力面型线为变量,每条线上均设置 5 个参数(参数位置见表 2),共 4 条线 20 个设计参数;60%叶高至叶尖的叶型安装角、叶型弦长、叶片积叠线弯掠为变量,各设置 4 个参数(参数位置见表 3 和表 4),共 4 条线 16 个设计参数. 因此本次优化有 8 个设计变量、36 个设计参数.

表 2 叶片型面变化范围
Table 2 Range variation of blade profiles

位置	$\bar{x}$	型面修改量	
		上限	下限
吸力面	0	0.5	-0.5
	0.25	0.5	-0.5
	0.50	0.5	-0.5
	0.75	0.5	-0.5
	1.00	0.5	-0.5
压力面	0	0.5	-0.5
	0.25	0.5	-0.5
	0.50	0.5	-0.5
	0.75	0.5	-0.5
	1.00	0.5	-0.5

表 3 叶型弦长和安装角变化范围
Table 3 Range variation of chord length and installation angle of blade

相对叶高/%	弦长修改量		安装角修改量/(°)	
	上限	下限	上限	下限
60	0	0	0	0
70	0.05	-0.05	5	-5
90	0.05	-0.05	5	-5
100	0.05	-0.05	5	-5

表 4 叶片积叠线变化范围
Table 4 Range variation of stack line

相对叶高/%	弯修改量		掠修改量	
	上限	下限	上限	下限
60	0	0	0	0
70	0.02	-0.02	0.05	-0.05
90	0.02	-0.02	0.05	-0.05
100	0.02	-0.02	0.05	-0.05

36 个设计参数即为 36 维空间,属超大空间寻优问题,遗传进化群体个体数取 384,在计算机集群上取 12 个节点(每个节点 8 个核)参与优化,每一代优化向每个节点平均发送 32 个个体,即进行 32 次风扇三维流场计算.进化 5 代最优个体近于不变(图 2(a)),进化至 15 代中止,耗时约 50 h.

为了进一步提高风扇性能,以第 1 次优化风扇为原型风扇再进行第 2 次优化,此次优化设计参数设置如下:叶片积叠线弯掠、叶型弦长、叶型安装角沿整个叶高变化,上子午面流道在叶片范围内变化,以期实现全叶高范围内性能进一步提高,积叠线弯、积叠线掠、叶型安装角、叶型弦长各设置 6 个设计参数,共 24 个设计参数;上子午面 4 个设计参数;因此一共 28 个设计变量.遗传算法设置与第 1 次优化相同.图 2(b)为第 2 次优化最优个体进化曲线,优化耗时约 150 h.

图 3 给出原型和第 1 次、第 2 次优化风扇叶

片三维造型.图 4 为弯掠对比,其中原型风扇叶片为 original blade,第 1 次优化风扇叶片为 optimized blade-1,第 2 次优化风扇叶片为 optimized blade-2.原型风扇基本没有弯(图 4(a));但有明显的叶中偏上后掠和叶尖处前掠(图 4(b)).第 1 次、第 2 次优化风扇 70% 叶高以上存在 S 形弯,

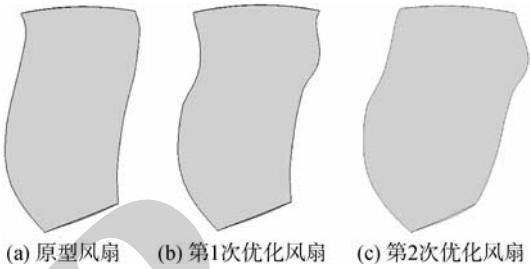
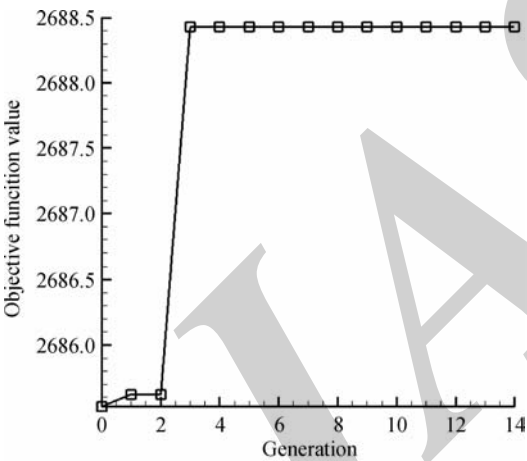
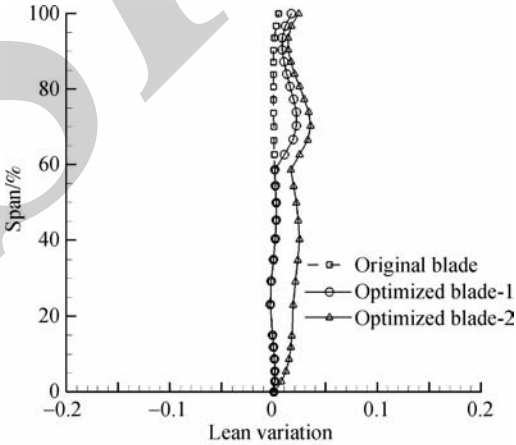


图 3 原型与优化风扇叶片三维造型

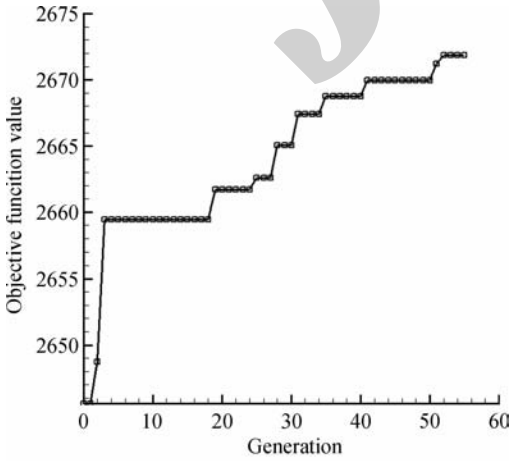
Fig. 3 Three-dimensional profile of original and optimized fan blades



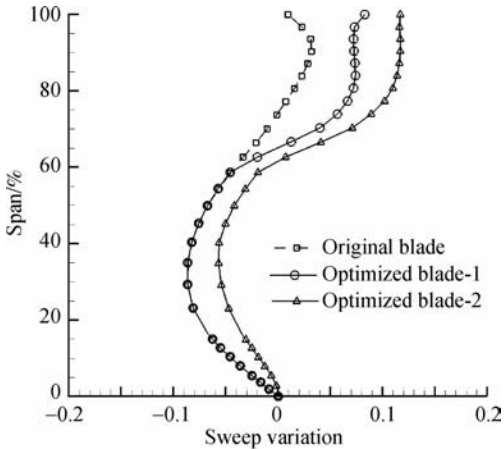
(a) 第1次优化



(a) 弯



(b) 第2次优化



(b) 掠

图 2 最优个体进化曲线

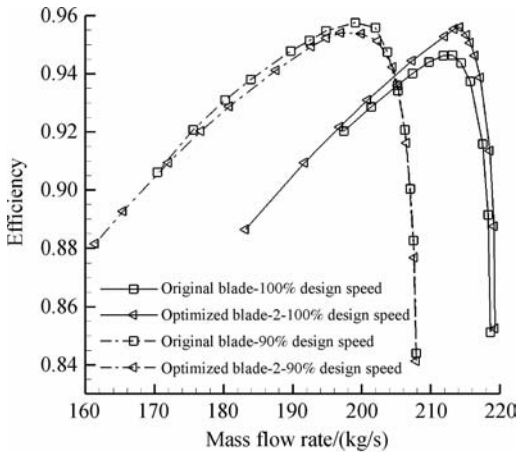
图 4 原型风扇与优化风扇叶片的弯掠对比

Fig. 2 Evolutionary curve of the best individual

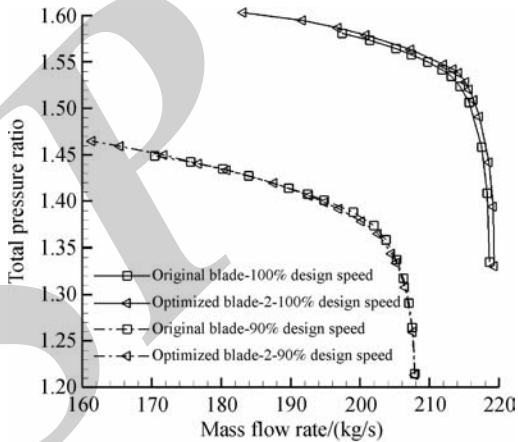
Fig. 4 Comparison of lean and sweep of original and optimized fan blades

但相对于掠,弯的程度较小. 由于叶片弯(尤其是对大涵道比风扇长叶片)会给强度带来不利影响;因此在表 4 中弯的变化范围小于掠的变化范围. 现阶段只是气动设计,设计结果能否满足强度要求还需要进行强度校核. 图 4(b)表明,第 1 次、第 2 次优化风扇叶中偏上有更大程度后掠、叶尖处前掠减小.

图 5 为原型风扇与第 1 次优化风扇在 100% 设计转速、原型风扇与第 2 次优化风扇在 100% 设计转速和 90% 设计转速特性图. 为了验证优化结果的可靠性,对原型风扇和第 1 次优化风扇进行了 Denton 方法计算结果和商用软件 Numeca 计算结果对比. 两个风扇 Numeca 软件计算基本设置相同:50 万左右网格单元、三维雷诺平均 N-S 方程方法、中心差分离散格式、SA(Spalart-Allmaras)湍流模型. 图 5(a)表明,在最高效率点附近同流量下,对于同一台风扇,Denton 方法计算效率比 Numeca 软件计算效率低约 0.015,总压比也略低(图 5(b)),但总体上一致性较好. 特别



(c) 原型风扇和第2次优化风扇效率特性



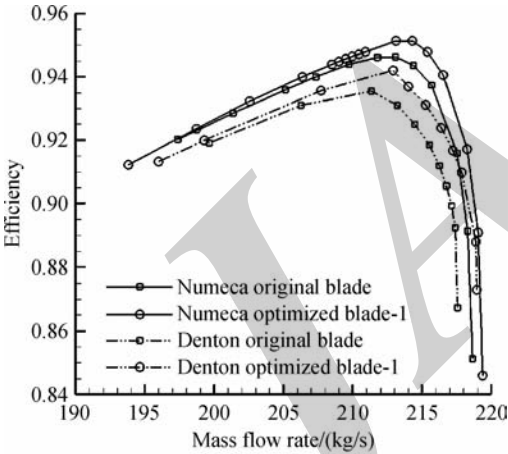
(d) 原型风扇和第2次优化风扇总压比特性

图 5 原型风扇与优化风扇效率与总压比

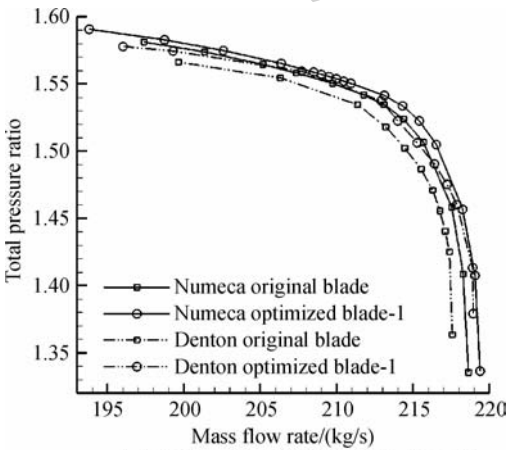
Fig. 5 Efficiency and total pressure ratio of original and optimized fans

是原型风扇与优化风扇相对差一致性很好,比如:图 5(a)中优化风扇堵点流量大于原型风扇,喘点流量小于原型风扇,最高效率点附近效率高于原型风扇,并且这些差别数值的一致性也较好. 图 5(c)、图 5(d)表明,在 100% 设计转速和 90% 设计转速下,第 2 次优化风扇总压比近于不变,第 2 次优化风扇在 100% 设计转速下效率明显高于原型风扇,在 90% 转速下略低于原型风扇. 表 5 给出原型风扇与第 1 次、第 2 次优化风扇设计点性能参数(Numeca 计算结果). 表明两次优化都可保持设计点总压比、流量近于不变,效率提高,稳定裕度增加;最终设计点效率由 0.946 3 提高到 0.956 0,稳定裕度由 11.2% 增加到 21.9%. 由于原型风扇效率较高,提高难度较大,优化风扇效率提高的幅度不大,但数值较高.

由图 6(a)看出两次优化都较明显提高了叶尖附近效率;而原型风扇叶中、叶根区域效率很高,两次优化对该区域效率几乎没有影响. 此外由



(a) 原型风扇和第1次优化风扇效率特性
(100%设计转速)



(b) 原型风扇和第1次优化风扇总压比特性
(100%设计转速)

图 6(b),可看出优化对总压比沿叶高分布影响很小,可解释如下. 在本文两次优化中,涉及到以下优化变量:叶片型面、叶片积叠线、子午面流道、叶型弦长、叶型安装角,其中叶片积叠线、叶型弦长、子午面流道对风扇设计点总压比影响较小,因此第 2 次优化总压比沿叶高变化较小. 叶片型面和叶型安装角对当地总压比应有明显影响,进而影

响总压比沿叶高分布;但是第 1 次优化是针对 70%叶高以上的局部优化,因为总压比的约束、设计参数范围限制和总流量的约束,造成当地总压比不能产生较大变化. 总流量对总压比的约束是因为在相同出口反压下,风扇总压比增加,流量相应增加;因此总流量约束对总压比产生附加约束、间接约束总压比沿叶高分布.

由于优化效果体现在叶尖区域,因此对叶尖区域优化风扇与原型风扇流动进行比较. 图 7 表明,在 90%叶高处,原型风扇和两次优化风扇都有一道位于风扇进口处激波,该激波近于正激波,

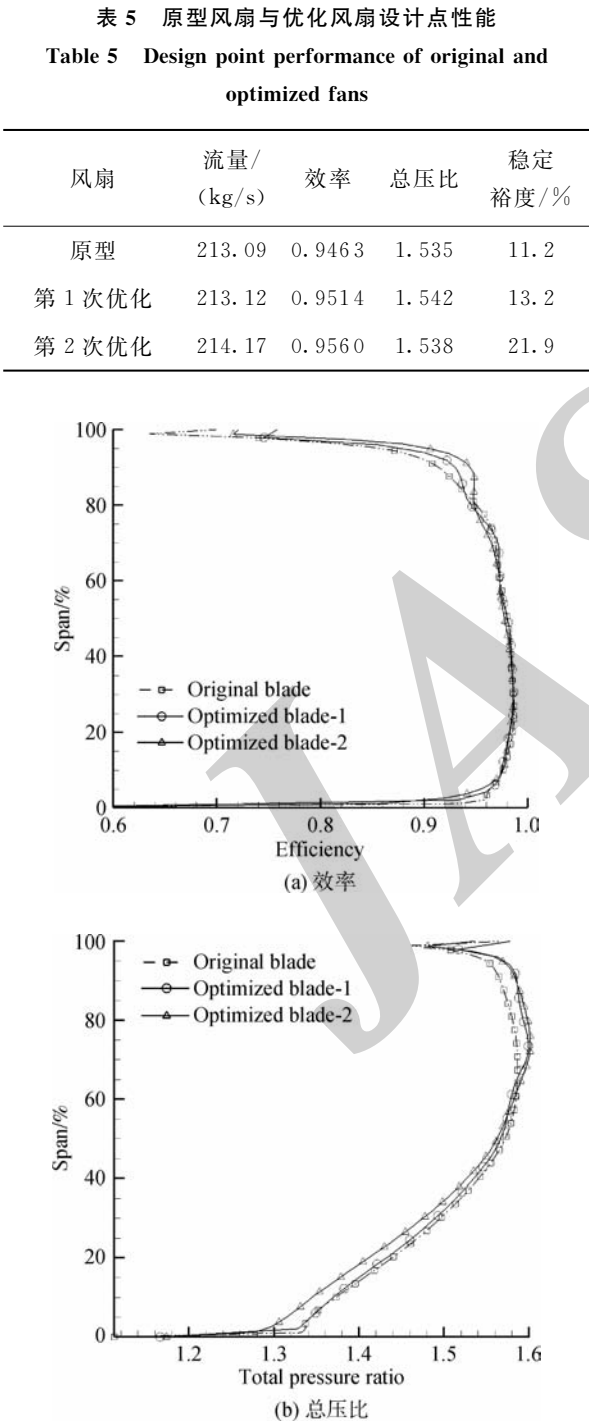


图 6 出口切向平均参数沿叶高分布

Fig. 6 Outlet tangential average parameters distribution along span

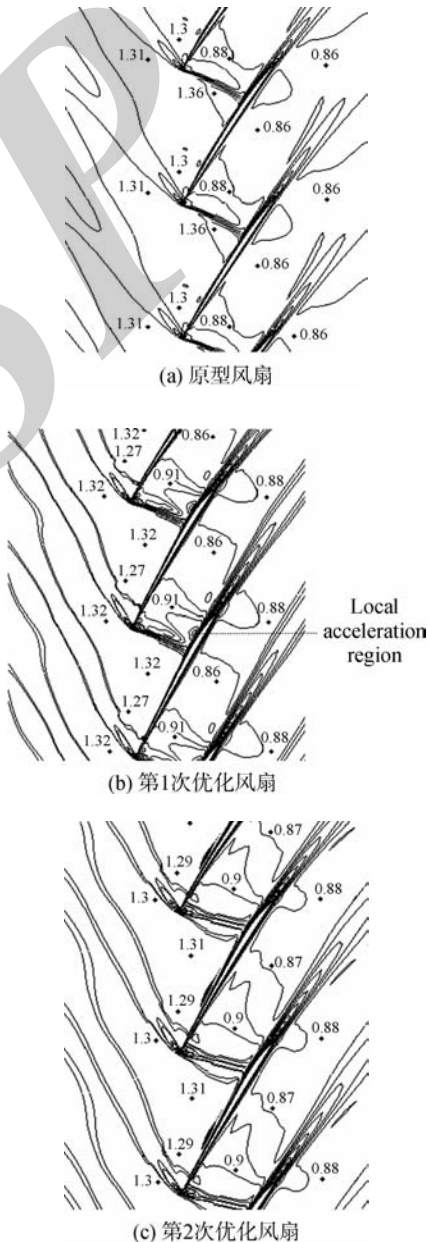


图 7 90%叶高 S_1 流面马赫数云图

Fig. 7 Mach number contours on S_1 stream surface at 90% span

波前马赫数为 1.31~1.36,因而激波强度较弱,损失较小.相对与原型风扇,第1次、第2次优化后该激波强度略有减弱且第2次优化激波向通道内倾斜.这些与吸力面对应位置压力梯度变化一致(图8),图8(a)还可看出,在激波造成较大幅度压升后有一明显的减压区(该区域对应于图7(b)中激波后局部加速区),可抑制激波诱导附面层增厚/分离.

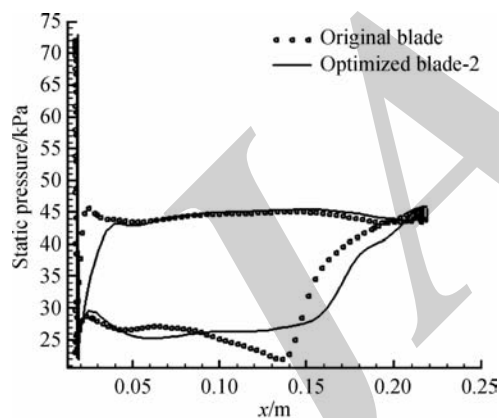
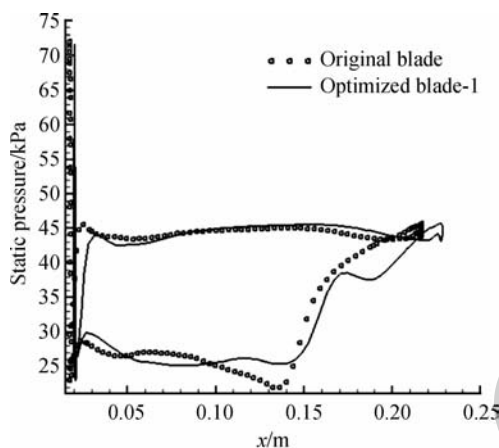
较大程度减少流场计算耗时、进一步缩短优化时间.以提高设计点风扇效率、保持设计点总压比和流量不变为优化目标,并对非设计点性能进行全工况校核.

2) 与原型风扇相比,通过两次优化所得的风扇设计点总压比、流量近似不变,并保持总压比沿叶高分布近似相同;效率由 0.946 3 提高到 0.956 0;稳定裕度由 11.2% 增加到 21.9%.由于原型风扇效率较高,提高难度较大,优化风扇效率提高的幅度不大,但数值较高.

3) 优化风扇效率提高主要源于对原型风扇叶尖部分流动的改进.通过 90% 叶高处流动分析可知,最终优化风扇叶尖处激波前马赫数略有下降,且激波向通道内倾斜,因此激波及激波造成的附面层损失下降,且稳定裕度增加.

参考文献:

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等.大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J].航空动力学报,2008,23(6):976-980.
LIU Daxiang, JIN Jie, PENG Youmei, et al. Summarization of development status and key technologies for large airplane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):976-980. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] Ahn C S, Kim K Y. Aerodynamic design optimization of a compressor rotor with Navier-Stokes analysis[J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(2):179-183.
- [4] Benini E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(3):559-565.
- [5] Lian Y S, Liou M S. Multi-objective optimization of transonic compressor blade using evolutionary algorithm[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(6):979-987.
- [6] 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.
- [7] 张晨凯,胡骏,王志强,等.低速轴流压气机转子叶片三维优化的数值研究[J].航空动力学报,2015,30(2):483-490.
ZHANG Chenkai, HU Jun, WANG Zhiqiang, et al. Numerical study on three-dimensional optimization of low-speed axial compressor rotor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2):483-490. (in Chinese)
- [8] 黄磊,楚武利,邓文剑,等.轴流压气机三维叶片周向积叠的多目标优化[J].机械科学与技术,2009,28(6):716-780.
HUANG Lei, CHU Wuli, DENG Wenjian, et al. Multi-ob-



(b) 第2次优化

图8 90%叶高 S_1 流面叶片表面静压分布

Fig. 8 Blade static pressure distribution on S_1 stream surface at 90% span

3 结论

1) 本文应用自动优化方法进行大涵道比风扇叶片三维气动设计,数值最优化采用遗传算法,并利用网络通讯协议实现多CPU并行优化,大幅度缩短优化耗时.对风扇叶片型面、叶片积叠线、子午面流道、叶型弦长和叶型安装角采用基于修改量的参数化方法,结合遗传算法设计参数范围限制,以达到优化过程生成个体的可控制、合理性.采用Denton黏性体积力方法进行流场计算,

- jective optimization of the circumferential stacking of axial compressor 3D blades[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(2): 716-780. (in Chinese)
- [9] 王志强, 胡骏. 风扇转子叶片周向积叠的三维气动优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(2): 8-12.
- WANG Zhiqiang, HU Jun. Three-dimensional aerodynamic design optimization on circumferential stacking of fan blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(2): 8-12. (in Chinese)
- [10] Oyama A, Liou M S. High-fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm [R]. AIAA-2003-4091, 2003.
- [11] Lian Y S, Liou M S. Multiobjective optimization using coupled response surface model and evolutionary algorithm [J]. AIAA Journal, 2005, 43(6): 1316-1325.
- [12] ZHENG Rongye, XIANG Jianhua, SUN Jinju. Blade geometry optimization for axial flow compressor[R]. ASME Paper GT2010-22229, 2010.
- [13] 邱名. 高级压比轴流压气机转子通道内激波控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- QIU Ming. Research the shock control law in high stage pressure-ratio compressor rotor channel [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [14] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [15] 周正贵, 邱名, 徐夏, 等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1987-1997.
- ZHOU Zhenggui, QIU Ming, XU Xia, et al. Automatic optimization design of compressor/fan 2D blade profiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1987-1997. (in Chinese)
- [16] 刘龙龙, 周正贵, 陶胜. 基于遗传算法的2维叶型优化设计[J]. 航空发动机, 2014, 40(5): 50-56.
- LIU Longlong, ZHOU Zhenggui, TAO Sheng. Optimization design on 2D blade profiles based on genetic algorithm [J]. Aeroengine, 2014, 40(5): 50-56. (in Chinese)
- [17] 陶胜, 周正贵, 严欣, 等. 三维环境下离心/斜流压气机二维叶型优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(12): 2095-3002.
- TAO Sheng, ZHOU Zhenggui, YAN Xin, et al. Optimization design of centrifugal/oblique flow compressor two-dimensional blade profiles in three-dimensional environment [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2095-3002. (in Chinese)
- [18] 邱名, 周正贵. 优化方法在轴流压气机转子叶片气动设计中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(1): 75-81.
- QIU Ming, ZHOU Zhenggui. Application of numerical optimization method in aerodynamic design of axial compressor rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(1): 75-81. (in Chinese)
- [19] 安志强, 周正贵, 张益豪. 轴流压气机叶片准三维自动优化设计[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 485-491.
- AN Zhiqiang, ZHOU Zhenggui, ZHANG Yihao. Axial compressor blade automatic optimization design based on a quasi three-dimensional approach[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4): 485-491. (in Chinese)
- [20] 汪光文. 基于并行遗传算法风扇/压气机叶片气动优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- WANG Guangwen. Research on aerodynamic optimization design of fan/compressor blade using parallel genetic algorithm[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [21] Denton J D. The calculation of three dimensional viscous flow through multistage turbomachines[J]. ASME Paper 90-GT-19, 1990.
- [22] Dickens T, Day I. The design of highly loaded axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 133(3): 57-67.

(编辑: 陈 越)