

文章编号:1000-8055(2012)03-0635-09

涡轮多学科优化中的气动设计技术探讨

潘尚能, 罗建桥

(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 通过对涡轮多学科优化的分析, 讨论了多学科优化中的气动设计技术. 提出了基于叶栅特征参数和贝塞尔函数的二维叶栅参数化造型方法, 并结合积叠轴的掠、弯形成三维复杂几何叶片成型技术. 通过对气动优化过程中的数学模型分析, 给出了一般要求的约束条件, 并根据不同阶段的气动设计和约束条件提出了分阶段嵌套优化方法. 针对三维气动计算, 对商用软件 CFX 进行了二次开发, 实现了三维计算的自动分网、建模、求解和后处理. 最后, 结合具体算例完成的优化设计结果表明, 其涡轮效率提高了约 2.3%, 工作叶片数减少 13.21%, 叶片叶身总质量下降 8.96%.

关 键 词: 多学科优化; 涡轮; 气动设计; 叶片造型; 三维计算

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Aerodynamic design technology in multidisciplinary optimization for turbine

PAN Shang-neng, LUO Jian-qiao

(China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Aerodynamic design technology in multidisciplinary optimization was discussed in this paper through the analysis of multidisciplinary design optimization (MDO) for turbine. Complex three-dimensional (3-D) blade profile generation technique was proposed by incorporating the swept stacking axis method and a two-dimensional cascade parametric modelling method based on cascade characteristic parameters and Bezier spline. General restrictions were given through the analysis of the mathematic model used in aerodynamic optimization. And an optimization method was also proposed according to the aerodynamic design and restrictions at different stages. For 3-D aerodynamic simulation, tgrid generation, modelling, solving and post processing can be completed automatically by further programming based on CFX. The optimization results show that an increase of 2.3% in turbine efficiency has been reached, the number of rotating blades reduces by 13.21% and the overall mass of blade decreases by 8.96%.

Key words: multidisciplinary design optimization; turbine; aerodynamic design; blade profile generation; three-dimensional computational

涡轮部件作为高速旋转的高温做功部件, 在设计上追求的是高气动效率、轻结构质量和少的零部件数量, 同时要求其具有高的结构可靠性和较长的工作寿命. 涡轮部件设计涉及到气动设计、空气系统和冷却设计、结构强度和寿命设计等多

个学科的综合, 涡轮设计水平的提高也是涡轮气动设计、空气系统和冷却设计以及结构材料和强度寿命设计等各个方面得到优化和综合平衡的过程.

在燃气涡轮发动机和涡轮部件设计和发展过程中, 优化设计一直都很受人们的重视, Asea

收稿日期: 2011-04-07; 修订日期: 2011-08-14

作者简介: 潘尚能(1980—), 男, 湖南永州人, 工程师, 硕士, 主要从事涡轮气动设计和多学科优化.

Brown Boveri(ABB)公司的 Blazek J 和 General Electric 公司的 Goel S 较早的开展了涡轮叶栅的优化设计^[1-2],随着计算软、硬件水平的提高和设计系统集成以及先进的优化方法和工具应用,全三维、多学科的优化设计成为研究重点. Dulikravin G S, Martin T J, Dennis B H, Egorov I N, Petrovic M V 等人结合工程实际对于冷气涡轮叶片的气、热、固多学科多目标优化以及多级涡轮设计优化开展了大量研究工作,获得较好的结果^[3-4]. Talya 等也开展了气膜冷却叶片的三维优化设计^[5]. Rolls-Royce, Pratt & Whitney 等公司也将涡轮多学科优化设计作为研究重点纳入到了其发动机多学科优化设计体系中^[6-7]. 国内针对涡轮部件的多学科优化设计也开展了大量工作,西北工业大学岳珠峰、虞跨海、韩永志等人^[8-9],北京航空航天大学舒彪、韩前鹏、邓家提^[10]以及杨俊杰、王荣桥等人^[11]从涡轮叶片参数化造型、气动设计、传热、结构等涡轮多学科设计优化各个方面和不同角度进行了研究. 中航工业航空动力机械研究所由尹泽勇领导的团队,

从工程应用的设计出发,将涡轮多学科优化设计作为航空发动机多学科设计优化重要部分进行了整体优化研究,并取得了一定成果^[12-13].

1 涡轮多学科优化的气动设计流程

本文所讨论的涡轮部件多学科优化设计主要是涡轮流道件的多学科优化设计,它以涡轮叶片设计为主,是一种正问题的气动、传热、强度、振动、寿命等多学科数值分析和优化设计方法,是在满足一定几何约束、气动约束以及结构强度约束等条件下的多目标极值求解问题. 它根据涡轮性能和结构的需要,以涡轮叶片的参数化建模和造型为基础,以包含经验方法的数值模拟为主要分析手段,改进分析过程,在涡轮设计循环和分析过程中通过建立适当的分析模型、约束条件和目标函数,引入优化算法,由其根据数值模拟结果不断修改叶型几何参数,也就是使“设计——数值分析——改进设计”的过程自动化,构成多学科的数值优化设计体系,其设计优化流程如图 1 所示.

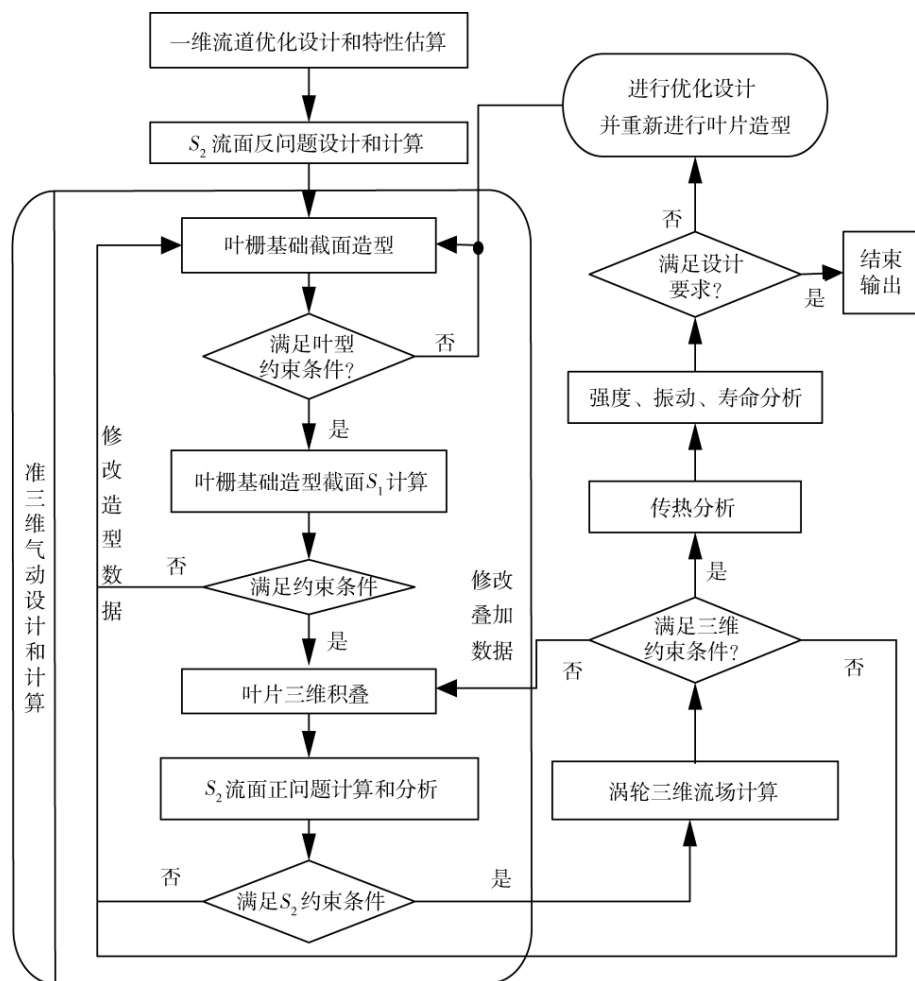


图 1 涡轮流道件的多学科优化流程图

Fig. 1 Flow chart of Multidisciplinary optimization of turbine

2 适合多学科优化的气动设计技术讨论

气动设计是涡轮设计的基本要素, 涡轮气动参数的选择以及气动设计会直接影响涡轮空气系统和叶片冷却的设计进而影响涡轮叶片的热载荷, 涡轮叶片气动参数直接决定气动载荷, 其气动外形还直接影响叶片的结构设计和应力水平。

对于涡轮气动设计来说, 要使“设计—数值分析—改进设计”的过程自动化, 结合优化算法, 构成收敛快、鲁棒性好的多学科数值优化设计体系, 达到工程实用的目的, 需要解决以下几个技术问题。

2.1 叶片的参数化建模和造型技术

叶片是涡轮部件最重要和最主要的部件之一, 在针对涡轮流道件进行多学科优化时, 涡轮叶片设计和优化是其核心内容。叶片/叶型的参数化定义方法不仅影响到几何搜索范围, 而且影响控制变量的数目以及几何对控制参数的灵敏度同时还影响着优化效率。发展一种利用适当的几何参数和较少的控制点灵活高效的控制叶片几何型面的方法是实现涡轮多学科优化工程应用的关键技术之一。

叶片/叶型的参数化定义方法一般要求: 自由参数少; 叶型变化范围大, 并且能够描述传统和未知合理叶型; 优化参数的变动直接反映叶型几何的修改。主要包含二维叶型/叶栅造型和三维积叠两个方面的内容, 采用以下方法实现:

1) 基于叶栅特征参数和 Bezier 函数的二维叶型几何参数化定义方法, 如图 2 所示。

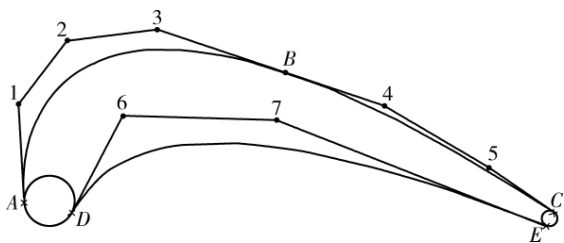


图 2 叶栅参数造型贝塞尔折线和控制点示意图

Fig. 2 Bezier curves and control points used in turbine airfoil design

2) 通过积叠轴的掠、弯, 以及基元叶型围绕积叠轴的周向旋转, 实现三维叶片几何的控制, 采用多种形式的插值方法, 完成基础叶栅到三维叶

片的插值与积叠。

下面分别对这两方面的内容和方法进行简要描述。如图 2 所示, 二维叶栅的参数化造型的实质是在型面的叶背和叶盆面采用贝塞尔函数对型面曲线进行描述, 其中叶背面采用两段贝塞尔曲线, 叶盆面采用一段贝塞尔曲线。其关键在于 Bezier 函数参数化定义, 在此, 采用了结合叶栅特征参数和移动控制点位置方法, 它既能很好的确定 Bezier 折线方向和控制点位置, 又能准确、直观的体现叶栅特征。

叶栅主要特征参数, 如图 3 所示, 除了弦长 l 和叶栅最大厚度 C_{max} 与叶栅其他特征参数以及型面有关外, 其他参数均作为叶栅造型的独立特征参数。利用这些独立的特征参数经适当的几何运算可以确定图 2 中 A, B, C, D, E 的位置和直线 $A1, 3B4, C5, D6, E7$ 方向以及前后缘直径, 结合贝塞尔折线的其他控制参数, 利用 Bezier 曲线的保凸性特点, 从而获得高精度的拟合叶型。

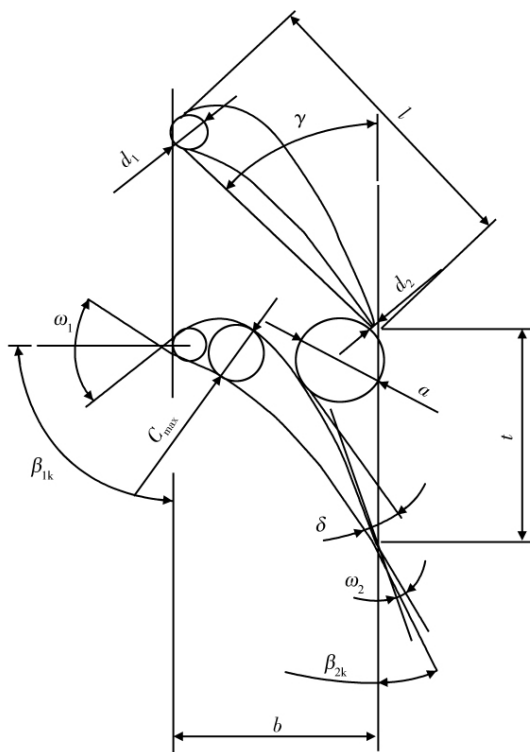


图 3 叶栅主要特征参数图

Fig. 3 Key characteristic parameters of turbine cascade

叶片的三维积叠是通过基元叶栅的积叠位置和积叠轴按照一定的插值规律来实现的。如图 4 所示, 基元叶栅通常为 2~3 个截面, 积叠位置可以选择为叶栅的前缘圆心、尾缘圆心、质心、最大

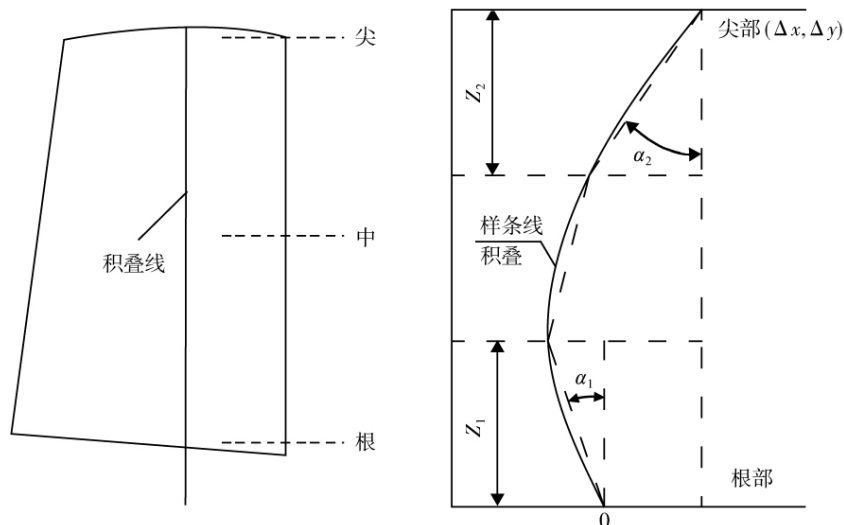


图 4 三维叶片积叠轴及掠、弯示意图

Fig. 4 Bowed and leaned central line of three-dimensional (3-D) blade

截面圆心等,三维叶片的掠、弯可以通过控制和调整基元叶栅的位置和图 4 中积叠轴的弯掠角 α_1 , α_2 角和积叠轴的弯掠高度 Z_1 和 Z_2 来实现。

2.2 优化过程的约束条件合理选取

优化过程的约束条件是获得多学科优化的必要条件,广义上的优化过程约束条件还应当包括自变量参数的优化范围。在叶片造型、 S_1 流面分析、 S_2 正问题计算以及全三维计算分析等各个阶段均需对某些参数进行约束,一方面是为了提高优化效率,减少劣解的产生;另外一方面由于涡轮的叶片造型、 S_1 流面分析和 S_2 正问题计算均与设计经验相关,合理的约束条件可以防止求解所得的目标函数失真或失效。在涡轮多学科优化过程中,气动设计可以采用多类型约束条件与气动性能分阶段嵌套优化相结合的技术,表 1 给出了典型涡轮气动优化数学模型,包括各阶段的主要约束条件,将这些约束条件与分层嵌套优化方法相结合,可以实现以准二维设计优化参数为约束、全三维优化结果为目标参数的工程可用快速优化。

优化自变量的参数范围通常是在一个有效解或者原始解的基础上进行,根据气动、冷却、结构等多方面要求对需优化自变量的参数进行理论分析和分类,给定恰当的范围。表 1 中可以看到,针对气动设计和分析主要包括叶片造型、 S_1 流面计算、 S_2 流面计算和三维计算流体动力学 (computational fluid dynamics, 简称 CFD) 计算等主要过程,当然作为多学科的优化设计,诚如前文所述,

气动设计参数也是同传热分析以及强度、振动等约束条件相关的,例如表中的最大厚度、截面面积比、叶片重量、轴向力等。

对于常规涡轮,在叶片造型 (包括叶栅基础型面造型和三维叶片积叠) 阶段,通过合理约束其叶栅几何参数,如最大厚度、叶型面积、截面面积比、喉部面积等参数,可以最大程度的保证优化叶栅能够满足涡轮设计的总体性能和结构强度需要;结合 S_1 流面分析技术,合理选择约束条件和目标函数,能够快速的进行叶栅型面的优化设计,提高优化效率;采用 S_1 计算和经验的 S_2 正问题气动分析方法并结合一维热分析技术以及有限元强度、振动分析手段,可以快速、准确获得一个基本可行的优化解。这个阶段过程可以看成是准三维设计层面的涡轮多学科优化设计,它能够在普通工作站上数十小时内完成。在此基础上,采用全三维 CFD 计算技术,能够获得更多气动性能参数以及速度分布、矢量、极限流线、漩涡强度等详细流场信息,可以对优化结果做出更为准确的判断,从而构成更加完善、准确和可靠的涡轮多学科优化设计体系和平台。

2.3 三维气动计算自动分网、建模、求解和后处理技术

三维气动计算是整个涡轮叶片多学科优化中耗时最长的过程,要想较为准确的预估涡轮性能,必须计及涡轮转子叶尖泄露以及附面层等复杂流动影响,这同时提高了计算模型的网格质量、流动模型、后处理的要求。因此,在多学科优化的几何

表 1 典型的涡轮气动优化数学模型

Table 1 Typical mathematical model for turbine aerodynamic optimization

优化自变量参数		约束条件		目标函数
叶栅 基础 造型面 参数	叶片数	阶段	内容	全三维 计算的 涡轮 效率、 叶片 质量
	叶片轴向弦长		叶栅稠度、Zweifel 系数	
	叶片喉道宽度		叶栅通道收敛度 $K = \sin\beta_1 / \sin\beta_2$ ，如图 5 所示	
	叶片前后缘圆半径		喉部面积	
	叶片尾缘弯折角		最大厚度	
	叶片前后缘楔角		截面面积	
	叶片前后缘构角		根中尖截面面积比	
			叶片质量	
			最大 $Ma(Ma_{\max})$	
		最小 $Ma(Ma_{\min})$		
	叶片安装角	S_1 计算和 分析	进口扩散度 $k_s = \frac{Ma_1 - Ma_{\min}}{Ma_1}$	
	型线贝塞尔 控制点位置		出口扩散度 $k_m = \frac{Ma_{\max} - Ma_2}{Ma_2}$	
三维 积叠 参数	积叠点位置	S_2 计算和 三维 CFD 计算	叶栅损失系数	
	积叠线的弯掠高度		S_2 计算的效率	
	积叠轴的弯掠角		进口流量	
			涡轮膨胀比	
	型面插值方式		出口气流角和马赫数	
			反力度	
			轴向力	

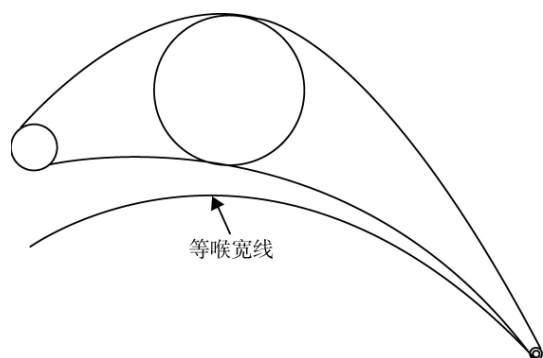


图 5 典型的叶栅通道收敛图

Fig. 5 Typical convergent cascade

模型复杂多变的情况下,为保证较快的计算速度和较为精确的计算结果,必须要选择一种鲁棒性好、适合叶型变化的网格重构技术,并与前处理、

物理模型求解、精确的后处理技术结合起来,快速、高效、准确地完成三维气动计算。

本文在三维计算采用了商用 CFX 软件,并在此基础上进行了二次开发,三维计算的主要流程如图 7 所示。在网格重构技术、物理模型建模和求解上主要采用了宏命令和模板并结合命令行来实现,后处理通过对 CFX 进行二次开发,采用 CFX 自带的宏命令语言 CFX command language (CCL) 以及 CFX expression language (CEL) 结合 Perl 脚本语言开发一套适合涡轮多学科优化自动运算和后处理的宏命令。采用模板和宏命令的形式,可以保证在优化过程中三维计算物理模型的一致性,减少计算模型的误差,同时方便外接程序的调用。为适合快速自动划分复杂多变几何模型的网格,以较小的网格获得较高的网格质量,

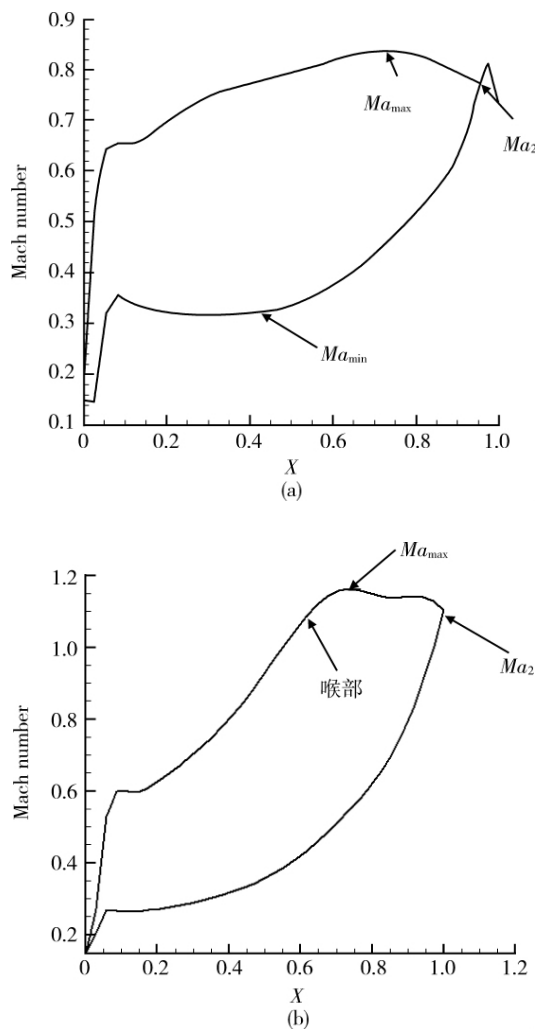


图 6 典型亚声速和跨声速叶型表面等熵马赫数分布
Fig. 6 Isentropic mach number distribution of typical subsonic and transonic cascade

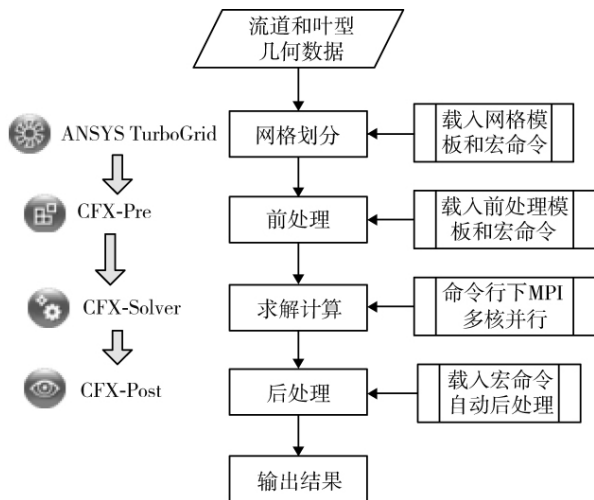


图 7 适合优化的三维气动计算流程图

Fig. 7 Typical flow chart for 3-D CFD simulation used in optimization

在网格拓扑结构上采用分区块的结构化网格,叶身附面层近壁面采用了贴体的 O 型网格,典型的气动计算网格如图 8 所示. 在求解技术采用了多处理器的 MPI(message passing interface)并行方式,可以快速高效完成三维流场计算和分析.

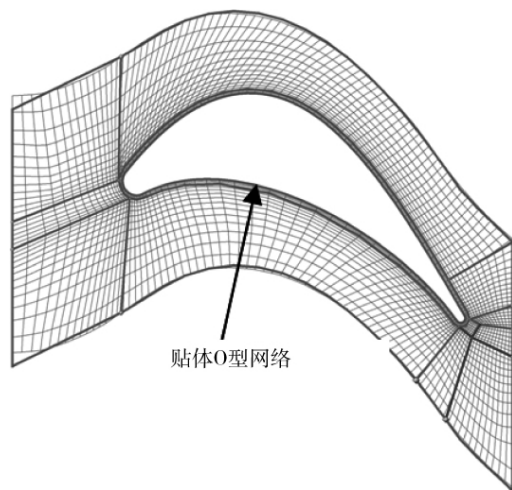


图 8 三维气动计算典型网格

Fig. 8 Typical mesh used in 3-D computational fluid dynamics (CFD) calculation

3 优化设计算例

某单级跨声涡轮, 在保持结构布局基本不变(流道及叶片相对位置保持不变)的条件下, 采用上述气动设计技术, 结合遗传算法, 在满足其他学科的要求下, 通过优化叶片的几何型面提高了气动效率.

图 9、图 10 给出了导向叶片和工作叶片优化前后的负荷分布, 可以看到优化后的负荷有较大改善. 图 11 为优化前后涡轮导向叶片的局部流动图, 从图中可以看到, 优化后导向叶片局部分离、旋涡流动消失了.

图 12 为优化前后的效率对比, 采用准三维气动设计优化方法, 相同状态下涡轮效率提高约 1.5%. 结合全三维气动设计优化, 最终优化后的涡轮效率提高了约 2.3%. 可见, 采用全三维气动设计优化能够获得比准三维气动优化设计更高的效益.

表 2 给出了优化前后的涡轮工作叶片数及质量变化. 可以看到, 通过全三维气动优化与传热、结构强度多学科优化相结合, 虽然单片叶片叶身质量增加了 4.89%, 但由于叶片数减少达 13.21%,

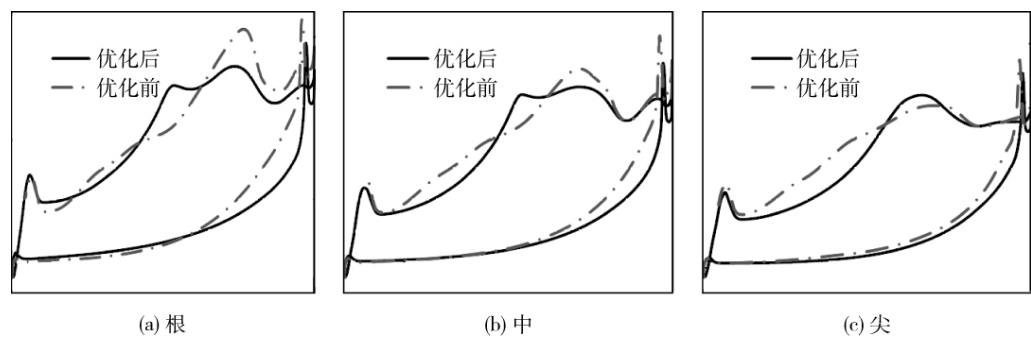


图 9 导向叶片根、中、尖

Fig. 9 Root,middle and tip section of the vane blade

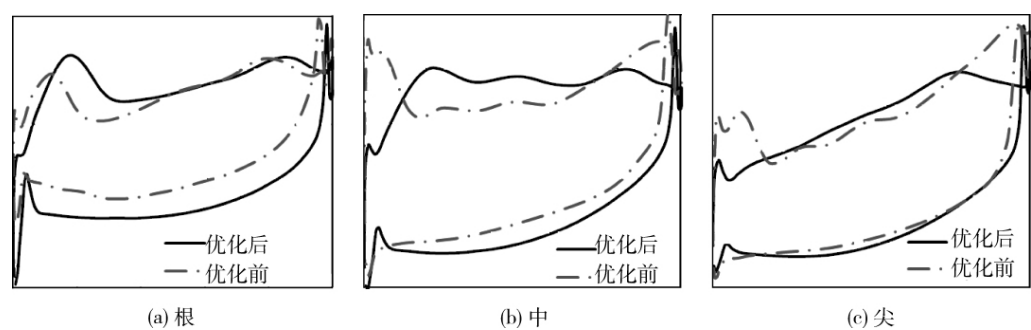


图 10 工作叶片根、中、尖

Fig. 10 Root,middle and tip section of the rotor blade

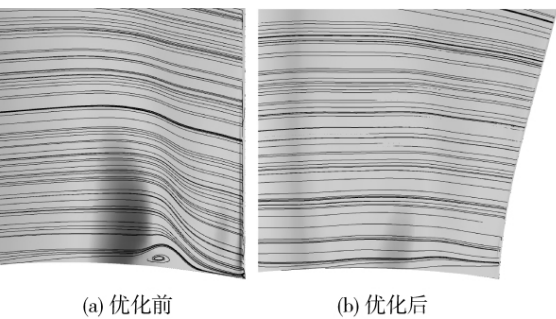


图 11 优化前后涡轮导向叶片局部流动

Fig. 11 Detailed flow field of the vane for original and optimized design

表 2 优化前后工作叶片数量和叶身质量

Table 2 Number of blades and mass of blade for original and optimized design

	叶片数	单片质量/g	叶片总质量/g
优化前	106	4.5705	484.473
优化后	92	4.794	441.048
相对变化量	-13.21%	4.89%	-8.96%

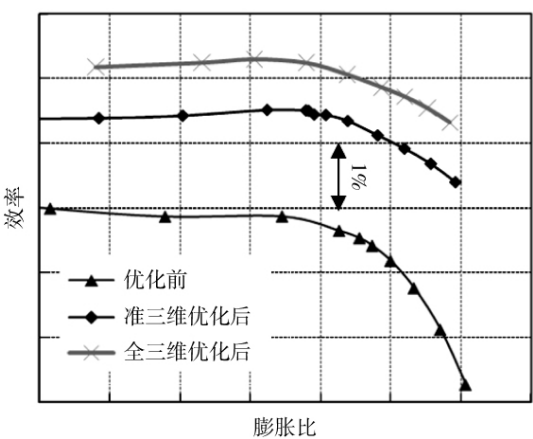


图 12 优化前后涡轮效率变化

Fig. 12 Turbine efficiency evolution

因而,叶片叶身总质量也下降达 8.96%. 并且采用整体叶片盘结构,因此,叶片叶身总质量的下降,无疑可以减少叶身应力,提高叶片盘强度和寿命. 图 13 给出了多学科优化前后的涡轮工作叶片和叶片盘应力. 由于单片叶身质量的增加,因此,优化后叶身最大应力略有增加,但叶身最大应力区域明显减少.

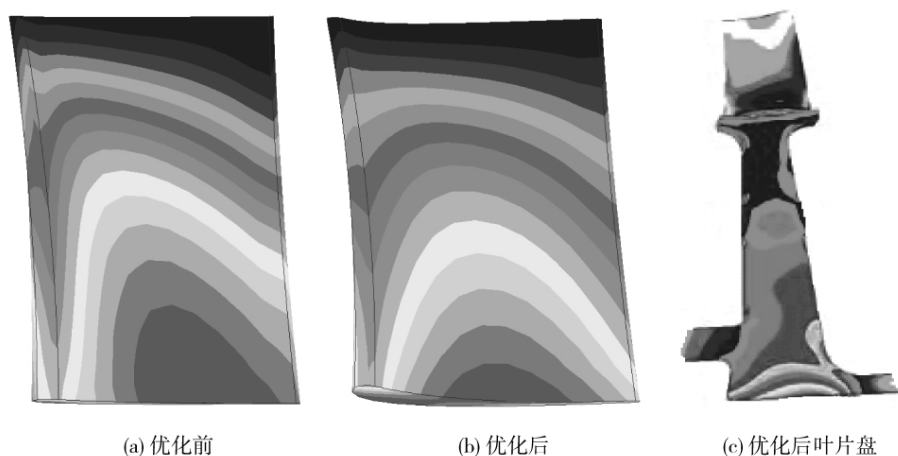


图 13 优化前后涡轮叶片及叶片盘应力

Fig. 13 Stress of the turbine blade and blade disc for original and optimized design

4 结 论

通过分析涡轮的多学科优化设计过程,阐述了适合多学科优化的涡轮气动设计方法:

1) 提出了新的叶片参数化建模和造型技术,建立了基于叶栅特征参数和贝塞尔函数的二维叶栅参数化造型方法,通过积叠轴的掠、弯,以及基元叶型围绕积叠轴的周向旋转,采用多种插值方法,实现了三维复杂几何叶片参数化建模和造型。

2) 采用分阶段嵌套优化方法,分析了多类型涡轮优化约束条件,与气动性能阶段优化相结合,可以在涡轮准三维设计循环和分析过程中引入先进优化算法,能够构筑一个快速、高效、可靠的准三维设计层面的涡轮多学科涡轮设计优化平台。

3) 通过对商业三维计算软件 CFX 的二次开发,实现了三维计算的自动分网、建模、求解和后处理,结合分阶段嵌套优化方法,可以实现全三维气动计算和分析软件在多学科优化设计体系集成。

最后,结合具体算例分析,证实在涡轮多学科优化中采用上述气动设计和分析技术具有工程实用性,能够获得较大的收益。

参考文献:

- [1] Blazek J. Aerodynamic shape optimization of turbomachinery cascades[R]. AIAA-97-2131, 1997.
- [2] Goel S, Cofer J I, Singh H. Turbine airfoil design optimization[R]. ASME Paper 96-GT-158, 1996.
- [3] Dulikravich G S, Martin T J, Dennis B H. Aero-thermal-elasticity-material optimization of cooled gas turbine blades; summary[R]. European 05-Evolutionary and Deterministic

Methods for Design, Optimization and Control with Applications to Industrial and Societal Problems, 2005.

- [4] Petrovic M V, Dulikravich G S, Martin T J. Maximizing multistage turbine efficiency by optimizing hub and shroud shapes and inlet and exit conditions of each blade row[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2000, 17 (4): 267-278.
- [5] Talya S S, Rajadas J N. An integrated multidisciplinary design optimization procedure for cooled gas turbine blades [R]. AIAA-2000-1664, 2000.
- [6] Jones M J, Bradbrook S J, Nurney K. A preliminary engine design process for an affordable capability[C]// RTO MP-89. Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modelling and Virtual Simulation. Paris, France: The RTO/NATO AVT Symposium, 2002: 1-11.
- [7] Panchenko Y, Moustapha H, Mah S. Preliminary multi-disciplinary optimization in turbomachinery design[C]// RTO MP-89. Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modelling and Virtual Simulation. Paris, France: The RTO/NATO AVT Symposium, 2002: 1-22.
- [8] 虞跨海, 岳珠峰. 涡轮冷却叶片参数化建模及多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1346-1351.
YU Kuahai, YUE Zhufeng. Parametric modeling and multidisciplinary design optimization for cooling turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1346-1351. (in Chinese)
- [9] 韩永志, 高行山, 李立州, 等. 基于 Kriging 模型的涡轮叶片多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1055-1059.
HAN Yongzhi, GAO Hangshan, LI Lizhou, et al. Kriging model-based multidisciplinary design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1055-1059. (in Chinese)

- [10] 舒彪, 韩前鹏, 邓家提. 基于多学科涡轮叶片气动设计优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 714-719.
SHU Biao, HAN Qianpeng, DENG Jiati. Aerodynamic design optimization of turbine blade based on multidiscipline[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 714-719. (in Chinese)
- [11] 杨俊杰, 王荣桥, 樊江, 等. 涡轮叶片的气动-热-结构多学科设计优化研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 617-622.
YANG Junjie, WANG Rongqiao, FAN Jiang, et al. Multidisciplinary aero-dynamic-thermal-structure design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 617-622. (in Chinese)
- [12] 尹泽勇, 米栋, 吴立强, 等. 航空发动机多学科设计优化技术研究[J]. 中国工程科学, 2007, 9(6): 1-10.
YIN Zeyong, MI Dong, WU Liqiang, et al. Study on multidisciplinary design optimization of aero-engine[J]. Engineering Science, 2007, 9(6): 1-10. (in Chinese)
- [13] 吴立强, 尹泽勇, 蔡显新. 航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 795-801.
WU Liqiang, YIN Zeyong, CAI Xianxin. MDO technology applied to the aero-engine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 795-801. (in Chinese)