吸附式风扇 / 压气机叶型自动优化设计

苗雨露,周正贵,邱 名 (南京航空航天大学能源与动力学院,南京 210016)



苗雨露(1987),男,硕士,研究方向为 风扇/压气机气动优化设计。 收稿日期:2012-04-09 摘要:在无吸气叶型优化设计平台的基础上,对叶栅流场计算程序中吸气位置处 边界条件进行处理,建立了吸附式风扇/压气机叶型优化设计平台。应用该优化设计平 台对某高亚声速叶型进行了优化,优化过程中叶型参数化采用初始叶型叠加修改量方 法,除将叶型参数化中的叶型控制参数作为设计变量外,吸气位置也作为设计变量,吸 气系数为 0.01 且保持不变。NUMECA 计算结果表明:优化叶型的总压损失系数为 0.01 95,扩散因子为 0.676;与优化前相比,优化后总压损失系数减小了 54%,扩散因子保 持不变。该优化叶型压力面尾部出现拐点,拐点前流动加速减压,缺点是减小了叶型尾 部负荷,但也抑制了流动分离,减少了损失。

关键词:吸附式风扇/压气机;附面层吸气;优化设计;低损失;拐点

Optimization of Axial Aspirated Fan/Compressor Profiles MIAO Yu-lu, ZHOU Zheng-gui, QIU Ming

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: By modifying the cascade flow solver to consider the effect of suction, an optimization design tool existed for profiles without suction can be used to design axial aspirated fan/compressor profiles. A high-subsonic profile is optimized by the tool, during the optimization, new profiles are created by adding smooth perturbations to the original profile and suction hole location as well as variables related to profile parameterization is served as design variables while the ratio of suction mass flow to inlet mass flow is kept 0.01. Results from NUMECA show that the optimum profile with total pressure loss coefficient of 0.0195 and diffusion factor of 0.676 is obtained and that total pressure loss coefficient is reduced by 54% and diffusion factor kept the same compared to the original profile. One notable feature of the optimum profile is the inflection point at the back part of pressure surface, which contributes to the low loss and the negative aft loading.

Key words: axial aspirated fan/compressor; boundary layer suction; optimization design; low-loss; inflection point

0 引言

现代航空发动机设计要求风扇/压气机具有更高的单级压比。在通常情况下,提高单级压比可采用 增加转子转速、改善叶片造型等方法,但是对于更高 单级压比风扇/压气机的设计,仅仅采用上述方法很 难避免附面层的分离,从而使级负荷和效率受到限 制。为了更好地控制附面层,麻省理工学院(MIT, Massachusetts Institute of Technology)对吸附式风扇/ 压气机进行了深入研究,在叶片、轮毂和机匣表面开 孔/槽,通过吸除附面层内低能量流体达到抑制流动 分离的目的。到目前为止,MIT 已经成功设计并制造 出3台吸附式风扇/压气机级试验件,其高、低转速 吸附式风扇级试验件的作功能力达到传统设计的 2 倍^[1-2]。

由于吸气在提高作功能力的同时可能会对发动 机系统的效率产生影响,所以在设计过程中要求充分 发挥吸气的潜力^[3],这就要求叶型的设计必须与吸气 相耦合。目前,反问题设计方法已经较成功地应用于 吸附式风扇/压气机叶型的设计。MIT 建立了1套基 于 MISES 的吸附式风扇/压气机设计系统^[4];Dang 等 人提出了1种吸附式风扇/压气机叶片的3维反问 题设计方法^[5];国内应用 MISES 软件也设计出吸附式 压气机叶型^[6-7]。但是应用优化设计方法进行吸附式风 扇/压气机叶型的设计目前还未见报道。为了验证该 方法的可行性并进行吸附式风扇 / 压气机叶型的设 计,在实验室建立了 1 套吸附式风扇 / 压气机叶型优 化设计平台。

本文简要介绍了该吸附式风扇/压气机叶型优 化设计平台,并通过1个吸气叶栅算例对叶栅流场计 算程序的有效性进行了验证,应用该优化设计平台对 某高亚声速叶型进行了优化。

1 叶型优化设计平台

在实验室已有的无吸气叶型优化设计平台¹⁸⁻⁹的基础上,对叶栅流场计算程序中吸气位置处边界条件作处理,建立了吸附式风扇/压气机叶型优化设计平台。该优化设计平台基于数值最优化与流场正问题计算相结合的方法,优化算法为遗传算法;叶栅流场计算程序由实验室自编;叶型参数化采用初始叶型叠加修改量方法,初始叶型通过中弧线叠加厚度分布生成¹⁰⁰;在目标函数中引入权重系数将多目标优化问题转化为单目标优化问题。

为使该优化设计平台适用于吸附式风扇/压气 机叶型的设计,对叶栅流场计算程序中吸气位置处边 界条件进行了处理,参考了 Dang 等人的工作^[5],用叶 型表面的1段曲线模拟吸气孔,此时网格的生成与无 吸气情况下的相同,且当吸气边界处流动为亚声速 时,在吸气边界上指定均匀分布的流量通量。

当应用于平面叶栅流场时,叶栅流场计算程序对 进口边界的处理有2种方法:(1)进口给定相对总压、 总温和气流角,例如本节的算例;(2)进口边界给定绝 对总压、总温和气流角,例如本文优化算例中的流场 计算。当给定进口边界绝对量时,处理方法为:通过外 插获得当前时刻进口边界的相对速度,然后通过绝对 总压、总温和气流角、相对速度和指定的轮缘速度确 定进口边界的所有参数。

考虑到没有试验条件,无法给出叶栅试验数据, 将 NUMECA 的计算结果作为有效性验证的参考数 据。以某带吸气的高亚声速叶型为例,叶栅流场计算 程序(CFDTM_DT2)与 NUMECA 预测的气动性能参 数和壁面等熵马赫数分布见表 1,并如图 1 所示。可 见,二者预测的进口相对马赫数和进口相对气流角基 本一致(进口相对气流角在计算时给定);总压损失系 数、扩散因子、静压比和气流转角的相对偏差都在 5%以内;壁面等熵马赫数分布吻合得较好。

表 1 CFDTM_DT2 与 NUMECA 预测的气动性能参数对比

CFDTM_DT2 NUMECA			CFDTM_DT2 NUMECA			
进口相对	0.918	0.930	扩散因子	0.918	0.930	
马赫数			静压比	46.8	46.8	
进口相对	16.9	16.9	气流转角/	(°) 0.0444	0.0427	
气流角 /(°)	40.8	40.8				
总压损失	0.0444	0.0427				
系数						



分布对比

2 自动优化设计

2.1 优化设定

优化目标是优化出总压损失系数更小、扩散因子 更高的叶型,因此目标函数设为

 $f=-C_{1}(\omega-\omega_{ref})/\omega_{ref}-C_{2}|DF-DF_{ref}|/DF_{ref}$ (1) 式中: ω_{ref} 为参考损失,取 0.03;DF_{ref}为扩散因子,取 0.70;C_{1}和 C_{2}为权重系数,C_{1}/C_{2}=2。

在优化时,将叶栅流场计算程序验证时的叶型作 为初始叶型;将吸气位置和叶型控制参数作为设计变 量,吸气系数为0.01 且保持不变;将绝对总压、总温、 气流角作为叶栅流场计算程序的进口边界条件,在出 口边界给定背压。

2.2 优化结果分析

由于没有试验条件,只给出了 NUMECA 的计算 结果。优化前后的总体性能参数见表 2。与优化前相 比,优化后的扩散因子保持不变,而总压损失系数减 小了 54%。对比优化前后的叶栅通道内马赫数等值 线(如图 2 所示)发现,总压损失系数的减小与优化后 叶型尾缘的流动分离消失有关。在优化前,吸力面尾 缘处出现较大分离,优化之后流动分离消失。结合优

表 2 优化前后的气动性能参数对比								
全步	初始	优化	分数	初始	优化			
参 奴	叶型	叶型	麥奴	叶型	叶型			
相对吸气位置	0.40	0.64	总压损失系数	0.0427	0.0195			
吸气系数	0.01	0.01	扩散因子	0.676	0.676			
静压比	1.483	1.571	气流转角 /(°)	38.7	33.7			
进口相对			进口相对					
马赫数	0.93	0.98	气流角 /(°)	46.8	45.3			



图 2 优化前后的通道内马赫数等值线

(a)初始叶型

(b)优化叶型

化前后的叶型(如图3所 示)可知,叶型的改善导致 了上述流动分离的消失。 与优化前相比,优化叶型 尾部向上翘起,使得吸力

面后端变得较为平坦,压

力面尾部出现拐点。较为



图 3 初始和优化叶型

平坦的吸力面尾部减小了尾部的负荷,而压力面的拐 点导致了加速减压过程,也减小了尾部负荷。较小的尾 部负荷有利于抑制流动分离,对减少损失有一定好处。 优化前后的壁面等熵马赫数分布如图4所示。



从图 4 中可见,与优化前相比,优化后叶型中部 的负荷变得较大,但是两端的负荷变得较小,其中尾 部的负荷减小为负值。前端负荷的减小是由优化后相 对进气角的减小导致,优化前、后相对进气角分别为 46.8°和45.3°。尾部负荷的减小是由于压力面拐点的 存在,以及优化后吸力面吸气位置前后的等熵马赫数 减小幅度较大而造成的。吸力面吸气位置前后的等熵 马赫数减小幅度较大表明了吸气量较大。

3 结论

(1)应用吸附式风扇 / 压气机叶型优化设计平台 获得了扩散因子超过 0.6、总压损失系数低于 0.02 的 叶型,与优化前相比,总压损失系数减小了 54%,扩 散因子保持不变,达到了预期的优化效果。

(2)优化叶型的压力面出现拐点,流动在拐点前 加速减压,在拐点后减速增压,这是此叶型区别于常 见叶型的1个显著特征。拐点的存在减小了叶型尾部 负荷,从而抑制了流动分离。因此,在低损失叶型的设 计过程中,拐点或许可以作为1个自由度,即可通过 调整拐点的位置来平衡叶型负荷和总压损失系数,以 获得最合适的叶型。

参考文献:

- Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor [J]. ASME: Journal of Turbomachinery, 2005, 127:340–348.
- [2] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage [J]. ASME: Journal of Turbomachinery, 2005, 127:43–51.
- [3] Kerrebrock J L. The prospects for aspirated compressors [R]. AIAA-2000-2472.
- [4] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stages [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [5] Dang T Q, Rooij M V, Larosiliere L M. Design of aspirated compressor blades using three–dimensional inverse method[R]. NASA-TM-2003-212212.
- [6] 罗建枫,朱俊强,卢新根.吸附式跨声速压气机参数化设计研究[J]. 燃气轮机技术,2008,21(3):29-32.
 LUO Jianfeng, ZHU Junqiang, LU Xingen. Optimization and analysis of aspirated transonic compressors [J]. Gas Turbine Technology, 2008, 21(3):29-32. (in Chinese)
- [7] 葛正威. 跨音速吸气式轴流压气机设计及数值模拟研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所,2007.

GE Zhengwei. Design and numerical investigations of axial aspirated transonic compressor stage [D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics, 2007. (下转第58页)