

轴流压气机可控扩散叶型的 数值优化设计

西北工业大学 刘 波 周新海 严汝群

【摘要】 本文采用数值优化技术进行轴流压气机可控扩散叶型设计, 选择叶栅总压损失系数为目标函数, 对初始叶型在设计与非设计状态的全部工况范围内的气动性能, 进行优化计算。应用该数值优化设计系统完成了高进口马赫数、大弯度压气机静子叶栅的试验件设计。实验结果表明, 在设计与非设计工况下, 所设计的叶栅气动性能良好, 达到了预定的设计目标, 验证了本文方法的可靠性与适用范围。

一、叶型数值优化设计系统的构成

本文的主要目的是建立一种可控扩散叶型数值优化设计系统, 要求能够进行全工况范围内的气动性能优化计算, 使最终得到的叶型不仅在设计工况下具有良好的性能, 而且保证有较宽广的小损失工作范围。

本文叙述了叶型数值优化设计系统的构成, 探讨了设计叶栅的目标函数提法, 并就设计变量、约束条件和采用的优化程序进行了分析。最后完成了一个可控扩散叶型试验件的设计。所设计的叶栅进行了吹风实验, 并与常规叶型进行了性能对比。结果表明本叶型优化设计系统是有效和实用的。

本研究的基本设想为: 从附面层分析得到的最佳速度分布出发, 采用势、流函数法给出设计状态的初始叶型, 然后以叶栅总压损失为目标函数, 对其进行非设计状态优化计算, 以达到规定的设计目标。因此, 数值优化设计系统可由以下几部分组成:

(1) 叶型设计计算的势、流函数反方法^[1]; (2) 叶栅流场分析计算的正方法 (包括无粘流—附面层迭代)。其中无粘流计算采用全位势方程的人工密度解法, 附面层计算则采用 Catrer 的微分反方法^[2]; (3) 数值优化程序。叶型优化设计系统的构成如图 1 所示。

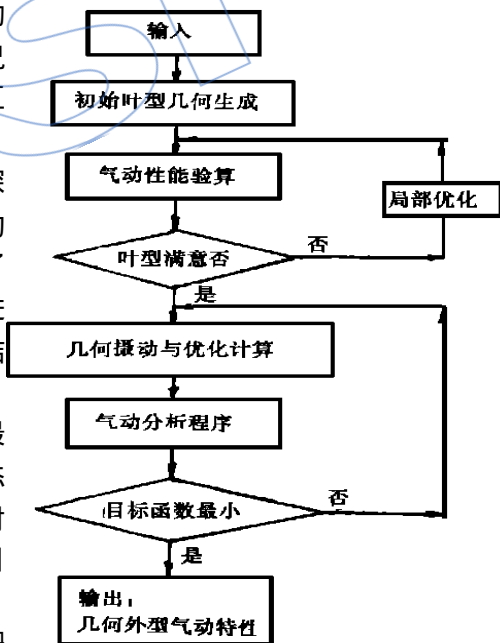


图 1 叶型优化设计系统

二、目标函数选择

在叶栅优化问题中,常用到的目标函数表达式多为总体性能指标,如效率最高,附面层分离可能性最小,以及表征激波强度的波前马赫数等。对于跨音速压气机叶栅,由于叶栅槽道中的激波及相应的附面层干扰几乎不可避免(尤其在非设计状态下),因此导致损失大幅度增加。为了控制叶栅损失,本文选取叶栅总压损失系数 $\bar{\omega}$ 作为目标函数。

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}_1 + \bar{\omega}_2$$

$\bar{\omega}_1$ 为激波损失(与波前 Ma 数有关), $\bar{\omega}_2$ 为叶型损失,其计算公式^[3]是:

$$\bar{\omega}_2 = Ma_1 (\sin \beta_1 / \sin \beta_2)^2 \cdot \Theta_2 \cdot (1 - \Theta_2 H_2)^{-3} \cdot 4H_2 / (3H_2 - 1)$$

式中 Ma_1 为栅前马赫数参数, β_1 、 β_2 分别为气流进、出口角, Θ_2 为尾迹附面层动量厚度参数, H_2 为形状因子。以上参数均可通过附面层计算得到。

三、优化命题和优化程序

$\bar{\omega}$ 与来流条件和叶型几何形状有关。对于来流条件,可用进气角变化来反映叶栅的工作范围;对于叶片型面,当保持横坐标 X 不变时,叶型几何形状的变化取决于 Y 坐标。于是可取进气角的变化 $\Delta\epsilon$ 和型面 Y 坐标作为设计变量,附加必要的约束条件后,本文的优化命题可归纳如下:

目标函数:

$$\bar{\omega} = f(\Delta\epsilon, Y_s, Y_p)$$

约束条件:

$$\Delta Y_{\min} \leq (Y_{si} - Y_{pi}) \leq \Delta Y_{\max}, \quad \lambda_{si} \leq \lambda_{s, \max}$$

下标 s, p 分别代表吸力面和压力面, λ 为速度系数, $i = 1, 2, \dots, n$, n 表示型面上网格节点数目。将上述约束条件转化之后,采用变尺度法(DFP)求解。为简单起见,在计算过程中可先保持某一型面固定不变(如压力面),对另一型面进行几何摄动,反之亦然。

四、可控扩散叶型试验件优化设计和实验研究

可控扩散叶型试验件优化设计 为了验证前述叶型数值优化设计系统的有效性,本文对亚、跨音速范围内的多种叶型进行了优化设计的数值试验,获得了令人满意的结果^[4]。在此基础上,本文进行了跨音速可控扩散叶型(简称 CDA)试验件设计。首先确定可用来进行性能对比的常规叶型,以便在设计条件和叶型叶栅几何参数保持一致的情况下,能够对设计的 CDA 与常规叶型进行实验性能对比。本研究选取某型压气机第四级静子根部截面叶型作为比较对象。该叶型属高负荷静子截面,弯度和稠度较大($\theta = 46^\circ$, $b/t = 1.779$),在叶型吸力面具有超音速区。根据对比叶型的进、出口条件和几何参数,确定试验件设计参数为:

$$Ma_1 = 0.75, \quad \beta_1 = 40.53^\circ$$

$$\beta_2 = -4.47^\circ, \quad i_d = 0^\circ, \quad b/t = 1.779$$

其中 Ma_1 为来流马赫数, i_d 为设计冲角, b/t 为叶栅稠度。设

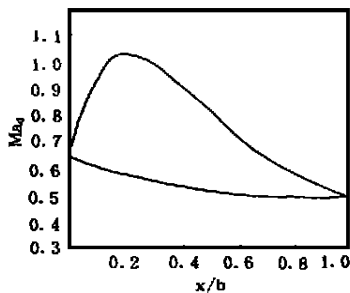


图2 设计叶型表面速度系数分布



图3 可控扩散叶型形状

计时, 先由反问题计算得到初始叶型, 进行局部优化后, 开始设计状态下的优化计算, 并对非设计工况进行气动验算, 通过参数调整以达到全局优化。图 2 给出了设计状态下速度系数 λ 沿叶型表面的分布。最终得到的可控扩散叶型试验件形状如图 3 所示。

可控扩散叶型的实验研究 对所设计可控扩散叶型及对比叶型进行了实验研究, 实验是在燃气轮机研究所的超、跨音速平面叶栅风洞上进行的。

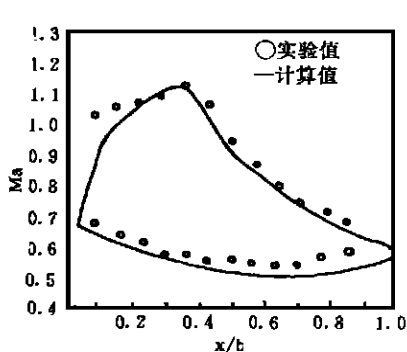


图 4 CDA 表面 Ma 分布计算与实验对比

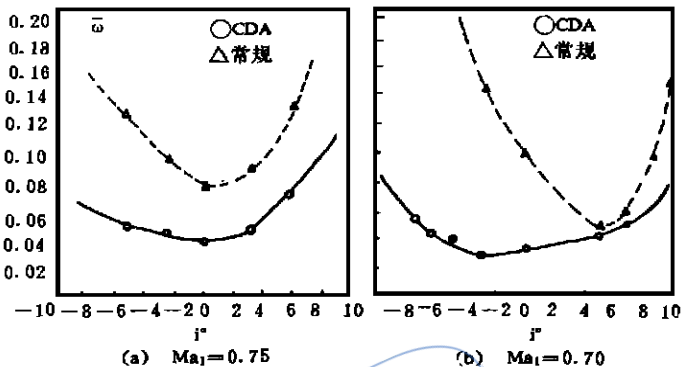


图 5 CDA 与常规叶型 $\bar{\omega}$ 比较

1. CDA 叶栅设计状态实验结果分析 由实验得到的设计状态下叶型表面马赫数分布如图 4 所示。可见, 在叶型表面大部分区域内, 马赫数分布的计算值与实验值之间吻合较好。整个分布曲线表明: 叶背气流的扩压程度是合理的, 具有典型的 CDA 表面速度分布特点, 即气流从前缘起迅速加速, 在约 20% 弦长处达到峰值 ($Ma_{s, max} = 1.17$), 随后较平缓减速至叶片尾缘, 叶背上 Ma 数分布无突跃现象, 表明无激波产生。

在设计状态下测量得到的叶栅主要性能参数为: $\bar{\omega} = 0.037$, $\Delta\beta = 41.32^\circ$; 落后角 $\delta = 3.68^\circ$ 。可见, 在满足气流较大转折且流场存在局部超音区的情况下, CDA 叶栅总压损失仍具有相当低的水平。由于所设计的叶型在设计状态下不仅达到了无激波、低损失, 而且马赫数分布的计算值与实验值之间吻合较好, 因此可以认为叶型的设计方法是成功的。

2. CDA 与常规叶型性能对比 为了进一步验证 CDA 的性能, 在图 5 中给出了进口马赫数分别为 0.70、0.75 时, 两种叶型的总压损失系数 $\bar{\omega}$ 随来流冲角的变化。显然, 与常规叶型相比, CDA 的总压损失具有较低的水平, 小损失工作范围也明显扩大, 而且从图 5(b) 来看, 其低速性能也比较理想。

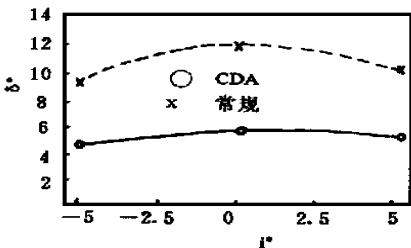


图 6 δ 实验结果对比

图 6 中表示了两种叶型在相同工况下气流落后角 δ 随冲角 i 的变化, 可见 CDA 的落后角小于对比叶型。说明在相同工况下, CDA 有较大的气流转折角, 承载能力提高。

图 7 分别给出了 $Ma_1 = 0.7$ 、0.8 时, CDA 与对比叶型在 $i = 0^\circ \pm 5^\circ$ 下的表面马赫数分布曲线。由图 7(a) 可见, 对比叶型吸力面气流在约 40% 弦长处有较强的分离产生, 导致整个流动恶化, 使气流损失增大。而 CDA 的速度分布则较为理想, 峰值后的扩散较为合理, 无较强激波产生。图 7(b) 所示的对比叶型表面马赫数分布呈“尖峰状”; 流速在峰值后急剧减小, 造成较大的逆压梯度。而 CDA 的表面马赫数分布较好, 峰值后的速度扩散程度合理。在图 7

(c) 中, 对比叶型表面马赫数分布的峰值在约 45% 弦长处, 峰值马赫数较高 ($Ma_{as, max} \approx 1.53$), 其后气流扩散程度较大, 有较强的激波产生。在前缘附近, 叶盆表面马赫数局部超音, 而 CDA 的表面马赫数分布仍很理想。

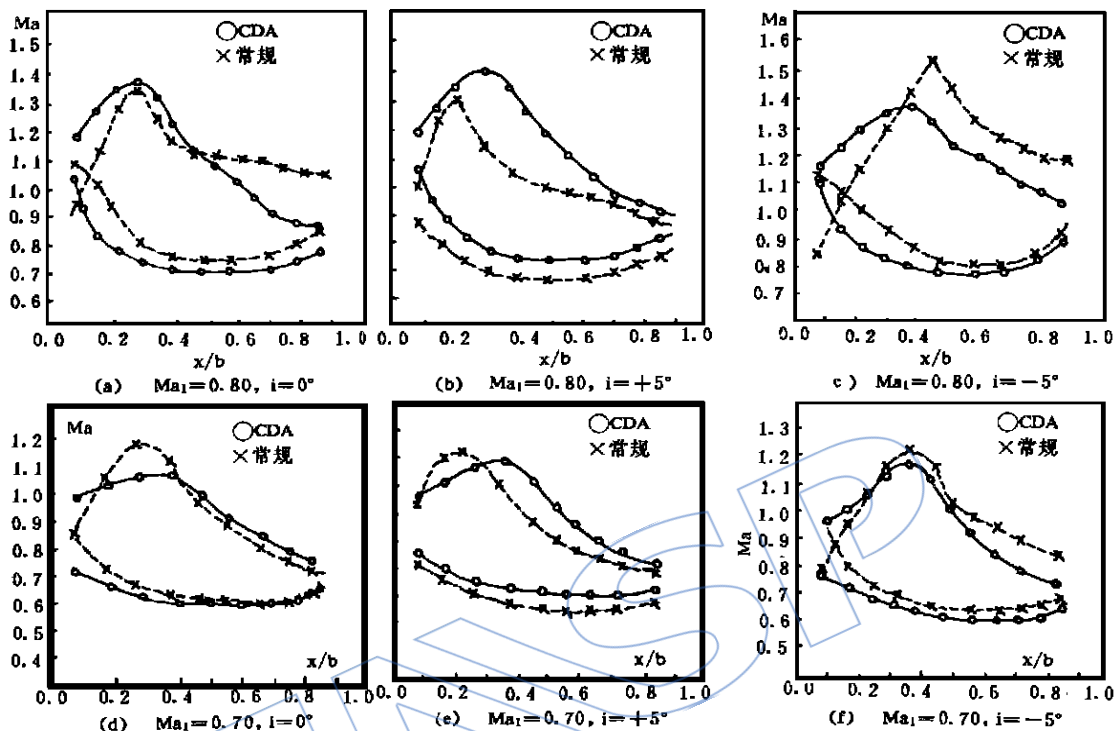


图7 两种叶型表面 Ma 分布实验结果对比

当来流马赫数为 0.70 时, CDA 的表面马赫数分布了也同样优于对比叶型 (见图 7 中 (d)、(e)、(f))。

结论: 本文提出了一种轴流压气机可控扩散叶型的数值优化设计系统。其特点是: 从附面层分析得到的最佳叶面速度分布出发, 首先用反方法得到设计状态的初始叶型, 通过引入数值优化技术, 在选择气流总压损失为目标函数的条件下, 对叶型进行非设计状态优化计算, 以达到规定的设计目标。

在超、跨音速平面叶栅风洞上完成了所设计的高负荷可控扩散叶型的实验研究, 并与相应的常规叶型进行了性能对比, 验证了所提出的设计方法的有效性。实验结果表明, 在设计状态下, 所设计的 CDA 具有无激波、低损失的优点; 在非设计状态下, 其性能也优于常规对比叶型, 小损失工作范围增大, 落后角明显减小, 基本上达到了预定的设计目标。

作为迅速掌握可控扩散叶型设计技术的尝试, 本文的工作有进一步完善和深入的必要, 以便为研究考虑端部流动影响的第二代可控扩散叶型创造条件。

参 考 文 献

- [1] 刘波, “势、流函数法的人工密度格式在叶型设计中的应用”, 航空动力学报, Vol. 3, No. 3, 1988 年。
- [2] Carter, J. E., “Inverse Boundary Layer Theory and Comparison with Experiment”, NASA TP 1208, 1978.
- [3] 严汝群, 钱肇琰, “高亚音速二元叶栅损失的实验研究和理论分析”, 工程热物理学报, Vol. 2, No. 1, 1981 年。
- [4] 刘波, 周新海, 严汝群, “轴流压气机可控扩散叶型 (CDA) 数值优化设计”, 中国航空学会第二届动力年会宣读论文, 1989 年 11 月。

NUMERICAL OPTIMIZATION PROGRAM FOR DESIGNING CONTROLLED DIFFUSION COMPRESSOR BLADING

Liu Bo, Zhou Xinhai, Yan Ruqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A numerical optimization design procedure has been worked out for generation of the Controlled Diffusion Airfoil (CDA) of axial-flow compressors. The cascade total pressure loss coefficient is chosen as an objective function. The numerical optimization design procedure is composed of four programs, i. e., the program for optimization of the prescribed velocity distribution, the initial blade profile generation program, the program for compressible, inviscid flow computation and the program for inverse boundary layer computation. At first the initial blade shape is generated, then the design procedure can be used to optimize the initial blade profile at design and off-design conditions until the final shape of the blade is satisfactory. In order to demonstrate the feasibility of the procedure, the numerical optimization design program was carried out for a compressor stator blade at hub section with high loading and large flow turning angle. The designed cascade has been tested. The test data show that the flow at design conditions is shock-free. Compared with the conventional cascade, the Controlled Diffusion Airfoil (CDA) cascade designed can enlarge the incidence angle range, increase critical Mach number and strengthen the tail edge of the blade. Besides, the CDA cascade has much smaller losses and deviation angle than the conventional cascade. It is verified that the design procedure is feasible for the generation of the Controlled Diffusion Airfoils.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF TURBULENT DRAG REDUCTION IN COMPRESS CASCADE

Miao Runtian and Wang Liangui

(*Shenyang Aeroengine Manufacture Company*)

Gao Ge and Tang Zhiming

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Recent researches of theory and experiments indicate that turbulent drag is directly related to tiny coherent (organized) structure inside the turbulent boundary, and in turbulent flow field the flow drag of the specially designed non-smooth surface can be less than that of smooth surface. Based upon the above mentioned theory, six compressor cascades with different patterned surfaces have been experimented. The profile of the cascades was chosen from a stator vane of a reference compressor. The experiments have been performed in a near-sonic wind tunnel. The results obtained at the same Mach number as the reference compressor works indicate that the appropriate patterns on the surface improve the performances of cascades. Compared with the reference smooth cascade, the best one of six tested cascades raised the critical Mach number by 7.3 percent. The air flow