

文章编号: 1000-8055(2002)02-0183-05

高负荷跨音压气机转子 ATS-3 气动设计

李泯江, 祁 祎, 邓宝洋, 敬荣强, 桂幸民
(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: ATS-3 的设计工作是在已有的设计较为成功的风扇压气机 ATS-2 的基础上, 进行细致的优化, 主要是想提高失速裕度, 也为高负荷、高压比跨声速压气机的设计提供更为直接、有用的设计数据。优化设计的重点是在根部应用可控扩散叶型的思想进行二维反问题优化, 并对整体的安装角进行调整。其特性的数值模拟结果表明 ATS-3 较 ATS-2 有更大的失速域度, 效率有所提高, 但设计点的压比和流量略微有所降低。

关键词: 气动设计; 跨声速压气机; 数值模拟

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Aerodynamic Design of High Load Transonic Compressor Stage

L I M in-jiang, Q I Y i, D E N G B ao-yang, J I N G R ong-qiang, G U I X ing-m in
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A design method combining three-dimensional direct analysis with two-dimensional inverse design is applied to a high load transonic compressor stage. First, the flow structures of the available stage ATS-2 (Advomced Transonic Stage) were analyzed by the 3D N-S code in order to find out the existing problems. Secondly, aerodynamic numerical optimization is used to redesign the hub of the original rotor. Furthermore, the new flow structure is checked by using the 3D code. The numerical analysis indicates that the optimized stage is improved both in flow structure and performances, especially the stall margin.

Key words: aerodynamic design; transonic compressor; numerical analysis

1 背景

高负荷跨音压气机 ATS-2 实验结果表明已经达到预研课题所提出指标, 只是在实壁机匣的情况下失速域度偏低。进行 ATS-3 的设计工作是希望能在 ATS-2 的基础上, 进行类似 HTFC ROTOR 1~7 系列转子的大量细致工作, 为有关厂、所提供更为直接、有用的设计数据库。

ATS-3 的设计工作是在性能比较优良的跨音单级风扇 ATS-2 的基础上进行局部的优化。特别是根部借鉴可控扩散叶型的思想, 从反问题入手, 根据给定的叶型表面静压分布, 修改原始转子

叶片叶型几何值, 而使得修改后的叶片内部流场更为合理, 这种合理性也直接使得转子效率得到提高。

总体上看 ATS-3 设计方法、设计参数的选择和 ATS-2 差别不大, 文中略去 ATS-3 设计方法和参数选择部分, 只是着重把在叶片根部局部优化中用到的可控扩散叶型、反问题设计思路加以说明。

2 设计思路

ATS-3 设计体系是由基于 S_{2m} 流线曲率通流法, 配以任意回转面上的任意叶片造型的方法, 堵

收稿日期: 2001-03-12; 修订日期: 2001-10-22

基金项目: 国家 863 资助项目 (863-2-2-2-3)

作者简介: 李泯江 (1976-), 男, 四川重庆人, 北京航空航天大学动力系博士生

塞检查、三维流场数值分析、强度验算和叶片颤振验算所构成。气动方面的叶片造型方法,不仅在叶片的进口、出口与气动设计较为符合外,而且在叶片内部流场中留有自由度,以满足特定加功量或环量的分布,从而进行气动优化设计。由于叶片任意造型方法是在通过叶片排内部相对气流角拟合得到叶型中弧线后,用经验厚度分布生成基元叶型,得到基元叶型坐标值,所以对 S_1 流面内的静压分布不能做较好的优化。通过对 ATS-2 叶片三维流场数值分析发现,根部亚音叶型表面的静压分布形状不是很饱满,并且在叶型前缘吸力面和压力面上的静压存在较大差值,以及从叶片前缘等马赫数线形成的小鼓包的位置,都能看出前缘存在一定的正攻角。如借鉴可控扩散叶型的思想,从反问题入手,根据给定的叶型表面静压分布,优化原始转子基元叶型几何外形,则可使优化后的叶片内部流场更为合理,这种合理性也直接使得转子效率得到提高,失速裕度增加。国内已有不少研究者开展了这方面的研究,如文献[1, 2]。

2.1 可控扩散反问题设计方法

反问题与正问题的区别在于边界条件已知和求解的内容相反,反问题一般是在给定吸力面与压力面上速度/静压分布的情况下,求解叶片几何

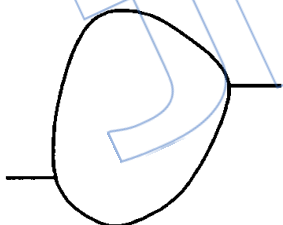


图 1 亚音叶型静压分布形状

Fig. 1 Pressure distribution of subsonic aerofoil

外形,正问题恰好相反。在反问题设计中,如何给出吸力面与压力面上的速度/静压分布形状,使得压气机在具有较好性能的基础上三维流动情况更加通畅是一个较复杂的问题,也是值得不断探索研究的课题。在如何给定叶型表面静压分布形状上,本设计吸收了 Wennerstrom 提出的一种分布形式,认为在亚音叶型的吸力面和压力面上的静压分布曲线最好是“平屋顶式”(如图 1 示)。这样气流在吸力面前缘区域加速,在压力面前缘区域减速后,在静压最大值与最小值处不出现陡峭的变化,并且在峰值点后的静压应接近于线性变化而达到尾缘。这样既保证有足够的加功量,又不至于产生过大的分离。

本文的反问题设计方法是在 S_1 流面上用流线曲率法发展二维程序,引入中心流线的概念,对叶型进行优化设计。把代表叶栅通道 1/2 流量的流线形状和其上的速度分布与叶型吸、压力面上的速度分布、几何分布相关联,通过经验公式修改中心流线的形状和速度分布,逐次迭代接近要达到的叶型吸、压力面上的速度/静压分布,最终得到迭代收敛的叶型几何形状。

$$w_m^{j+1} = w_m^j + \alpha_w \frac{w_s^j + w_p^j - w_s^j - w_p^j}{2} \quad (1)$$

$$\beta_n^{j+1} = \beta_n^j + \alpha_\beta \frac{(w_s^j - w_p^j) - (w_s^j - w_p^j)}{w_m^j (\Delta y_s^j - \Delta y_p^j) \cos^2 \beta_n^j} \quad (2)$$

具体地说,在已知叶栅通道的几何形状后,通过正问题计算可得到中心流线的形状(即知道 β_n^j)和其上的速度分布 w_m^j ,以及吸、压力面速度分布 w_s^j, w_p^j 。当吸、压力面速度分布不符合希望的吸、压力面速度 w_s, w_p 分布时,就用经验公式(1)和(2)对 β_n^j 和 w_m^j 进行修改。当叶型两侧速度的平均值低于应有的平均值时,提高中心流线上的速度值 w_m^j ,见公式(1);当叶型两侧的速度差小于应有值时,就提高中心流线的曲率值以提高叶型两侧的速度差,见公式(2),其中 α_w, α_β 是适当选取的松弛因子。再通过流量方程求出叶栅通道几何形状。如此逐步优化得到满足一定壁面速度分布的叶型。中心流线的方法同时兼顾叶型吸、压力面速度的变化,计算控制变量少,物理概念简单、清晰,通过试算这种方法是可行的。

2.2 叶片根部亚音型面优化设计

已有的 ATS-2 转子叶片是适度后掠,对其数值流场进行分析可发现,叶根处叶型表面静压分布形状不是很饱满,吸力面进口段上静压值较平坦;在叶型前缘吸力面与压力面的静压分布曲线不闭合,并且压力面开始处的静压值低于吸力面的静压值,见图 2。另外从图 3 叶型壁面马赫数的分布和图 4 中等马赫数线分布图中叶片前缘的小鼓包的位置,都表明叶片前缘存在一定的正攻角(P_0 为标准大气压力, L_0 为参考长度)。在 20.12% 叶高处的图 5、图 6、图 7 中也都能够看出这些流动情况。这样的流动情况可能产生的结果是:(1)前缘的正攻角存在,虽然使得根部的加工量可能较大,但是气流拐弯也较大,容易造成根部区域的分离堵塞;(2)压力面前缘的缓慢加速并没有改善叶型尾缘区域的急剧减速增压,这样容易产生气流分离,造成根部的损失增加,没达到有效增压的目的。

针对这些问题, 基于提高转子失速裕度这个

进行了优化。优化前后根部叶型的对比如图 8、图 9 所示。

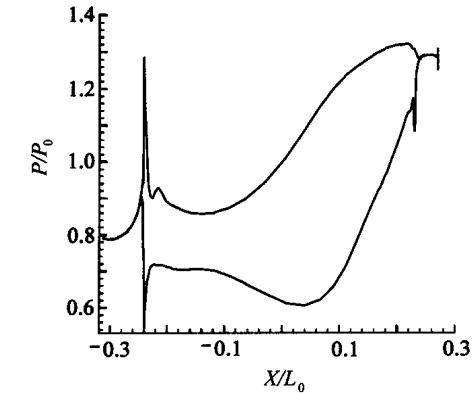


图 2 原始叶片 4.36% 叶高处壁面静压分布

Fig 2 Pressure distribution at 4.36 percent span of original blade

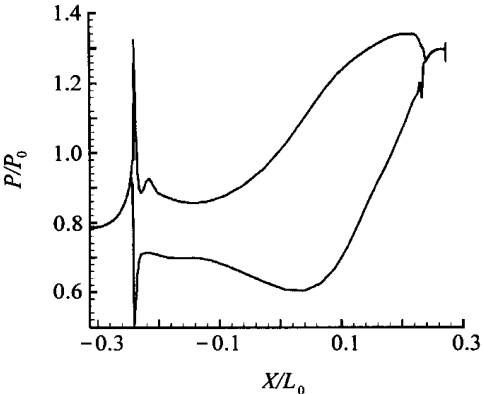


图 5 原始叶片 20.12% 叶高处壁面静压分布

Fig 5 Pressure distribution at 20.12 percent span of original blade



图 3 原始叶片 4.36% 叶高处壁面马赫数分布

Fig 3 Mach number distribution at 4.36 percent span of original blade

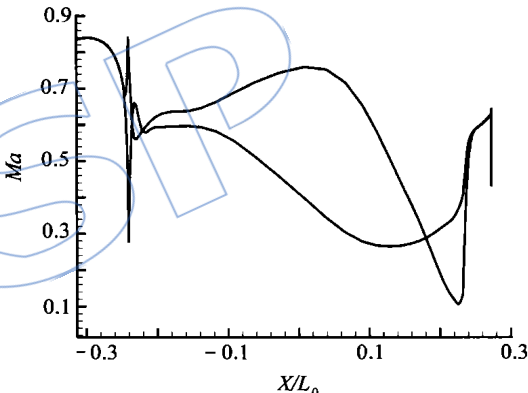


图 6 原始叶片 20.12% 叶高处壁面马赫数分布

Fig 6 Mach number distribution at 20.12 percent span of original blade

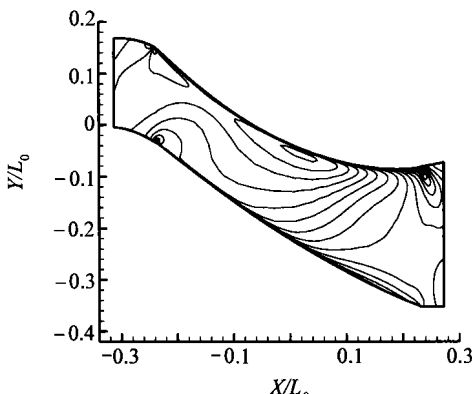


图 4 原始叶片 4.36% 叶高处 S_1 流面等马赫线图

Fig 4 Element Mach number contour at 4.36 percent span of original blade

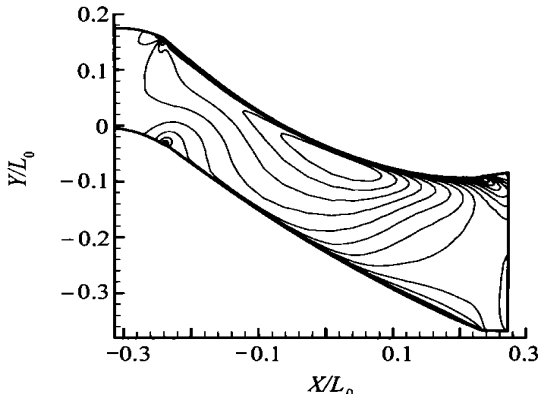


图 7 原始叶片 20.12% 叶高处 S_1 流面等马赫线图

Fig 7 Element Mach number contour at 20.12 percent span of original blade

出发点, 根据可控扩散叶型的特征给定的速度/静压分布, 用反问题程序对原始叶片根部亚音叶型

从图中可以看出根部区叶型改动并不大, 只是优化后前缘中弧线切线方向更加适应来流方

向。整个优化过程仅对根部的亚音叶型进行,在超音的中、尖部区域仍然保持原有的任意中弧叶型和定制叶型,以避免在生成新叶片时出现不光滑的波纹;另一方面也是由于受到已有转子毛坯的限制,所以对流面叶型的几何改动量不能太大。

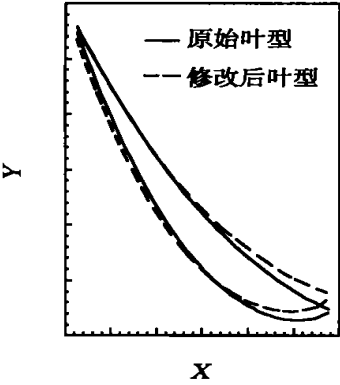


图 8 4.36% 叶高处原始叶型与优化叶型比较
Fig. 8 Comparison between original and optimized aerofoil at 4.36 percent span

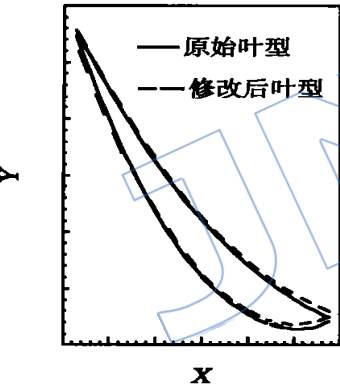


图 9 20.12% 叶高处原始叶型与优化叶型比较
Fig. 9 Comparison between original and optimized aerofoil at 20.12 percent span

2.3 三维流场验算

用三维粘性程序对优化后的叶片进行数值分析,得到优化后的叶片根部壁面静压分布图 10、图 11;壁面马赫数分布图 12、图 13 和叶栅通道内等马赫数线分布图 14、图 15。与原始叶片的流动情况进行对比分析可得到以下结论: (1) 叶型前缘的吸、压力面静压差值明显减小,在叶型前缘区域静压分布曲线与原有曲线相比,显得较为饱满,但围成的面积要小些,这意味着加功量较小。压力面静压分布曲线在前缘区域改善了“下凹”的分布形状,在吸力面上静压分布也比较光滑,吸力面马赫数分布曲线也没有了明显的“下凹”现象; (2) S_1

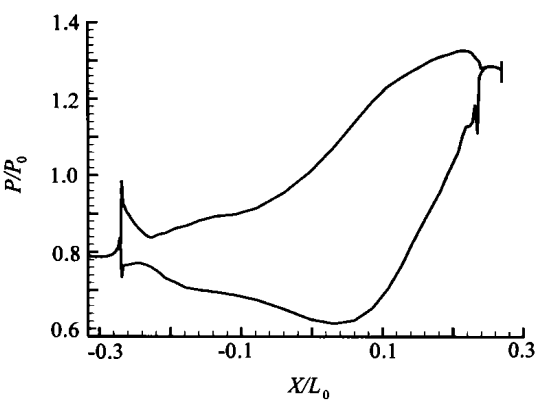


图 10 优化后 4.36% 叶高处壁面静压分布
Fig. 10 Pressure distribution at 4.36 percent span of optimized blade

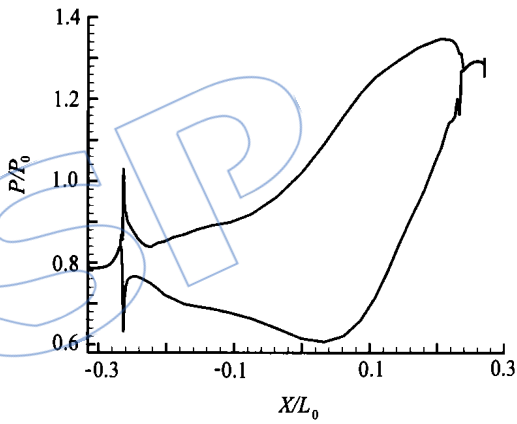


图 11 优化后 20.12% 叶高处壁面静压分布
Fig. 11 Pressure distribution at 20.12 percent span of optimized blade

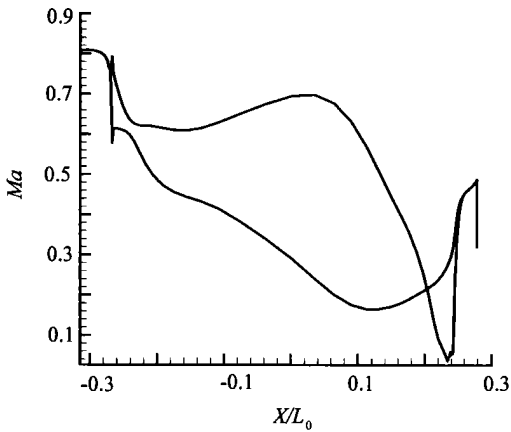


图 12 优化后 4.36% 叶高处壁面马赫数分布
Fig. 12 Mach number distribution at 4.36 Percent of optimized blade

流面等马赫数图中吸力面上的前缘小鼓包基本消失,说明叶型正攻角得到明显改善,流动更加通

畅, 气流不易分离, 损失减小, 使得效率有所提高。

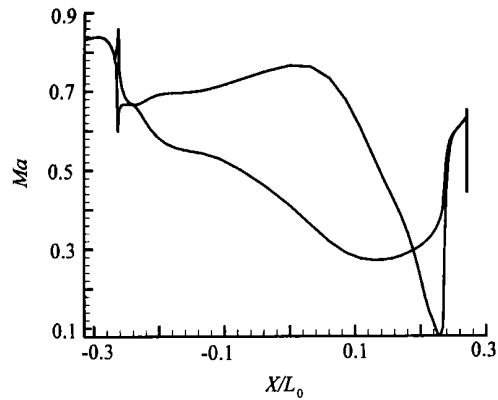


图 13 优化后 20.12% 叶高处壁面马赫数分布

Fig 12 Mach number distribution at 4.36 Percent of optimized blade

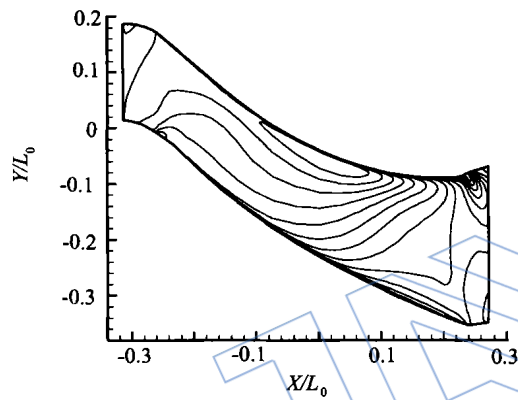


图 14 叶片 4.36% 叶高处 S_1 流面等马赫线图

Fig 14 Element Mach number contour at 4.36 percent span of optimized blade

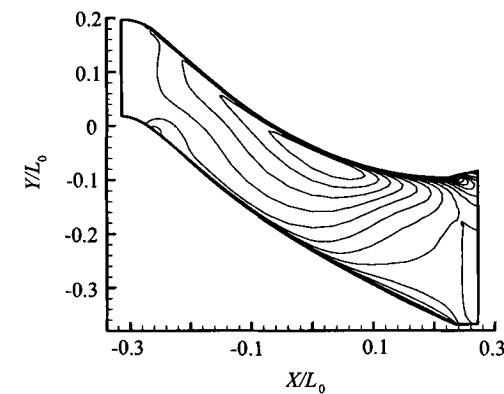


图 15 叶片 20.12% 叶高处 S_1 流面等马赫线图

Fig 15 Element Mach number contour at 20.12 percent span of optimized blade

用三维 N-S 程序对设计结果进行数值模拟检验已经成为叶轮机械设计优化过程中不可缺少的 1 个组成部分。考虑到本次优化在原有设计较

为成功的 ATS-2 转子的基础上进行的, 所以只进行了三维数值验算, 没有再做参数调整, 从计算结果看设计点的效率有所提高; 压比、流量略有降低。但从设计点状态尖部区域的等马赫数线看, 吸力面激波驻点位置基本在 70% 弦长附近, 这说明本设计高压转子还是有相当裕度存在。转子特性的数值模拟结果也显示出 ATS-3 较 ATS-2 有更大的失速域度。相信对实壁机匣时, 失速域度较低的状况有所改观。另外受到已有转子毛坯的限制, 叶型没有作较大的调整, 进一步的工作将对现有的设计结果做较大的改动, 以完全实现可控扩散叶型反问题的设计思路, 最终达到比较满意的设计结果。三维计算最终流场结果参见文献[3]。所有三维数值结果是在中国燃气涡轮研究院计算中心计算得到的。ATS-2 和 ATS-3 设计点性能参数比较如表 1 所示。

表 1 ATS-2,ATS-3 性能参数比较

	ATS-2	ATS-3
质量流量/(kg/s)	26.3235	26.1734
级总压比	2.252	2.235
级绝热效率	0.8655	0.8806
级总温比	1.295	1.293
失速裕度	10.1	12.2

3 结 论

(1) 对根部亚音基元进行优化, 改善了亚音基元的流动情况, 分离损失减小, 效率有所提高。为了增大失速裕度, 根部消除了正攻角, 但同时加工量也减小, 使得转子压比略有下降。(2) 用可控扩散的思想, 从反问题入手对高压比转子叶片型面进行优化后, 可以改善流动情况, 提高了其综合性能, 因此将可控扩散的思想应用于转子气动设计中, 是一个值得研究的方向。(3) 由于受原有毛坯的限制只能进行较小的改动, 无法完全实现优化设计的思想, 使得失速裕度, 效率提高不明显。

参考文献

[1] 祁祯. 跨音转子叶片型面优化设计探索[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999

[2] 程荣辉, 姜正礼, 周拜豪, 等. 跨音速可控扩散叶型设计与试验研究[A]. 中国航空学会第七届叶轮机会议文集[C]. 1994

[3] 单鹏, 桂幸民. ATS-2 叶尖动态压力测试与 ATS-3 转子气动设计报告[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2001

(责任编辑 杨再荣)