

文章编号: 1000-8055(2009)03-0626-08

某复合掠形风扇设计与内外函数数值模拟研究

丁建国^{1,2}, 胡骏¹, 蔡显新²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 采用任意中弧线叶片造型程序, 将某单级跨声、常规设计的风扇改进为复合掠形设计. 在改进设计过程中, 通过调整风扇关键设计参数的分布, 从设计上降低了激波及其关联的损失, 克服了该风扇高相对马赫数与低损失、高效率的矛盾. 内外函数数值模拟结果表明, 设计转速的风扇效率略微降低, 但起飞转速的风扇效率得到显著提高, 并且有效地改善了风扇/增压级的内外函气动性能匹配.

关 键 词: 跨声; 复合掠形; 风扇; 设计; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Design and core and bypass numerical simulation of a compound swept fan

DING Jianguo^{1,2}, HU Jun¹, CAI Xianxin²

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: An arbitrary airfoils blade design procedure was adopted to redesign a transonic fan with compound swept. by adjusting the distribution of crucial design parameters in the process of redesign, the loss of shock was depressed, the conflict of the high relative Mach number and low loss/high efficiency was overcome. Numerical simulation core and bypass indicate that, the efficiency of design point falls little, but the efficiency of take off point improves significantly, and the matching of core and bypass of the fan and booster is also promoted efficiently.

Key words: transonic; compound swept; fan; design; numerical simulation

随着对发动机推重比的不断提高, 对跨声风扇性能的要求越来越高. 在认可的失速裕度范围内, 达到更高的负荷和总压比是这类风扇气动设计的追求目标. 在这类风扇转子内部, 通道激波以及可能出现的通道后激波是高负荷跨声风扇转子内部十分关键的流动现象. 它直接影响到跨声风扇的总体性能. 自 Wennerstrom (1976^[1-2]) 首次实现小展弦比高负荷转子叶片设计以来, 小展弦

比弯掠叶片的概念已被众多的业内人士研究和采纳.

某中小型涡扇发动机的低压压气机部件原始设计采用不带进口导叶的单级中高压比、跨声、小展弦比设计的内外函风扇加两级内函增压级构成 (见图 1). 整机和部件试验验证表明, 风扇/增压级内函压比和效率较好地达到了设计要求, 而外函效率与设计要求有较大的差距, 并且低转速的

收稿日期: 2008-02-27; 修订日期: 2008-03-31

作者简介: 丁建国(1971-), 男, 湖南醴陵人, 中国航空动力机械研究所高级工程师, 南京航空航天大学博士生, 主要从事风扇/增压级和轴流压气机气动性能设计研究. E-mail: djg608@yahoo.com.cn

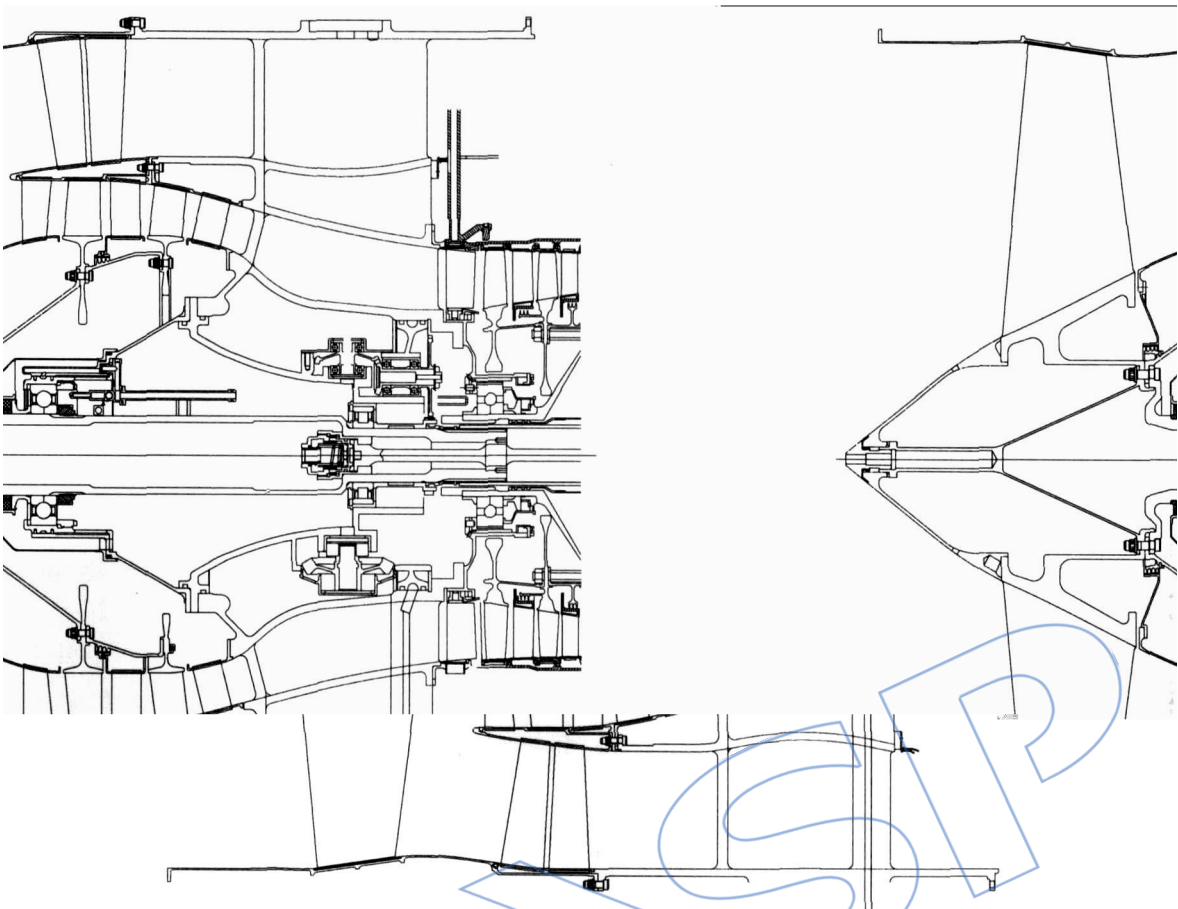


图 1 风扇/增压级
Fig. 1 Fan and booster

外函喘振裕度也低于设计要求, 因此采用先进的复合掠形叶片对风扇进行改进设计, 以期提高外函的效率和喘振裕度, 改进后的风扇主要气动设计参数见表 1.

表 1 风扇设计参数
Table 1 Fan design parameters

参 数	数值
叶尖周向速度/(m/s)	501.8
风扇压比	1.85
进口流量/(kg/s)	85.2
涵道比	3.3
风扇产风量/(kg/(s · m ²))	190
进口轮毂比	0.30
进口叶尖相对马赫数	1.695
平均轮毂斜角/(°)	26.4
平均展弦比	1.567
尖/ 中/ 根叶栅稠度	1.41/ 1.92/ 2.44

1 设计原理和方法

跨声风扇转子内部的三维激波结构具有明显的双重性和优化特征. 一方面, 通道激波对跨声转子的负荷存在有利的一面; 另一方面, 过强的通道激波又将产生严重的激波损失和激波/ 附面层干扰损失. 长期以来, 通道激波结构一直受到研究人员的重视, 并试图在跨声叶轮机的气动设计中计入通道激波结构的影响. 关于探讨二维激波结构模型的工作可以追溯到 30 年前, 如 Creveling 和 Carmody (1968^[3]), Koch 和 Smith (1976^[4]), Dunker(1987^[5]), Miller et al. (1961^[6]) 等. 其中, 广泛被引入设计计算的激波损失模型是 Miller et al. (1961) 提出的 M-H-L 模型^[6]. 该模型由 Puterbaugh 和 Wennerstrom(1982^[7]) 发展为三维激波损失模型, 并在叶轮机设计中得到应用(Puterbaugh, et al., 1997^[8]).

跨声叶轮机设计中, 上述激波模型均被用来计算激波损失, 进一步叠加叶型损失得到熵增. 但是, 激波本身对流场的影响更大. 因此, 在准三维

设计情况下,如何计入三维激波对 S_2 流场参数的影响是设计工程师试图解决的问题. Smith 的方法是基于周向平均概念(1966^[9]). Smith 的工作假设了周向不均匀性具有线性特征. 在周向平均的假设下,回转面上任何参数均从压力面(p)到相邻叶片吸力面(s)进行通道平均(图2),即任意参数的周向平均结果为

$$\bar{q} = \frac{1}{\Delta\varphi} \int_{\varphi_p}^{\varphi_s} q d\varphi \quad (1)$$

式中

$$\Delta\varphi = \varphi_s - \varphi_p = \frac{2\pi B}{N}$$

B 为叶片堵塞因子, N 为转子叶片数.

而

$$q = \bar{q} + q', \quad \bar{q'} = 0 \quad (2)$$

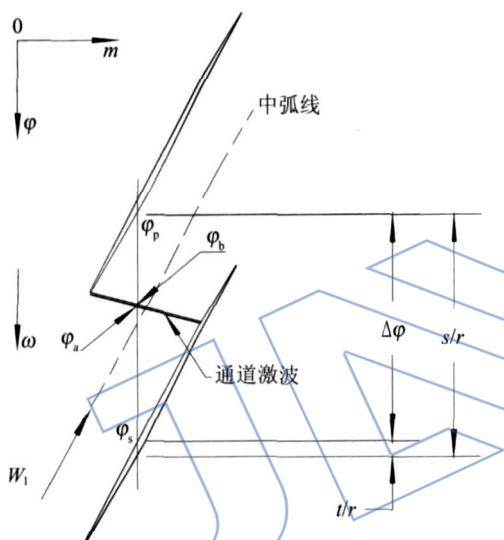


图2 通道平均

Fig. 2 Passage average

在通道平均的基础上, Hirsch 和 Warzee (1976^[10], 1979^[11]), Jennions 和 Stow (1985^[12]), Hirsch 和 Dring (1987^[13]), Dring 和 Oates (1990^[14]) 等采用了密度平均和质量平均的概念. 任意参数的密度平均量可以定义为

$$\bar{q} = \frac{\bar{\rho} q}{\bar{\rho}} \quad (3)$$

$$q = \bar{q} + q', \quad \bar{q'} = 0 \quad (4)$$

$$\bar{\rho} q_1 q_2 = \bar{\rho} q_1' q_2' = \bar{\rho} q_1' q_2 + \bar{\rho} q_1 q_2' \quad (5)$$

该方法能够反映周向不均匀性对平均流面流动的影响,但无法计入激波间断特性. 而三维通道激波流动参数具有不连续性,同时也具有周向不均匀性. 本风扇的设计是在周向平均概念基础上引入三维激波的间断特性,并推导出具有激波间

断特性影响的平均流基本方程. 通过对这些方程的求解,得到受激波力作用的 S_{2m} 流场特性.

在叶片造型之前,通过轴对称流计算获得任意回转面上气流和叶片角参数,然后利用造型程序在任意回转面上形成叶型截面,叶型的厚度分布根据给定的最大相对厚度和最大厚度位置用解析函数给出,保证了叶型表面的曲率光滑. 本风扇为适应高来流马赫数将叶片设计成复合掠. 三维叶轮机流场分析程序是 CFX10 软件,用时间推进求解守恒参量的方法求解平均的 N-S 方程,标准 $k-\varepsilon$ 紊流模型,定常流, Modified linear profile 二阶精度的离散格式,级间采用 Stage 掺混面.

2 关键设计参数选择

进口轮毂比: 低的进口轮毂比对气动性能有好处,可以获得更高的效率,但不利结构强度,对于单级整体式叶片盘风扇,进口轮毂比一般在 0.3~0.4 的范围内选取,本设计选取 0.30 的进口轮毂比.

风扇产风量: 本文引入一个产风量的概念,产风量为风扇进口流量与风扇进口全通道面积之比(不考虑轮毂直径,与进口迎风面积流量在此存在差异),对于该流量级的风扇,产风量一般取为 $190 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$ 比较合适,本设计即取风扇产风量为 $190 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$.

进口叶尖周向速度: 对于 1.85 的风扇设计压比,最佳的进口叶尖周向速度为 475 m/s , 小于该数值,由于负荷的增加,效率因此降低;大于该数值,虽然负荷降低,但是激波却增强,由此带来的激波损失以及激波与附面层干扰产生的损失增加,效率也成降低的趋势. 由于与低压涡轮匹配的缘故,本设计选取了一个非常高的进口叶尖周向速度 501.8 m/s , 如此高的风扇叶尖周向速度,导致风扇叶尖马赫数非常高,带来风扇叶尖强激波损失及强激波与机匣附面层干扰的损失,以致达到风扇所需的高效率要求是一个极大的挑战,并且给风扇设计点和起飞点两个状态的设计参数取舍带来非常大的难度.

机匣的流路设计: 风扇转子叶尖流路沿轴向线性下压,造成转子尖部前缘子午流线正曲率,以降低当地马赫数,而出口为负曲率,以缓解当地的流动堵塞.

叶片展弦比: 叶片的展弦比小对气动一般是有利的. 但另一方面过小的展弦比在气动上会增大根部的堵塞,对内函流动不利. 同时意味着单个

叶片的尺寸和重量增大,相应的轮盘要增厚,这将增大结构设计的难度.机匣的包容设计也将更为困难,风扇单元体的重量增加.因此在能够保证气动性能的前提下,尽量用稍小的叶片弦长.

叶片数和叶栅稠度:根据经验,风扇转子叶尖稠度一般与叶尖最大相对马赫数相对应,本风扇转子叶片数取偶数为16片,为避免叶根的堵塞,根部稠度为2.44,叶尖稠度取1.41;基于内外函静子与风扇转子共振基频的考虑,外函整流器为串列叶栅,每排静子叶片数取67,内函静子叶片数取72片.

风扇转子压比沿展向的分布:设计点风扇转子沿展向为变压比分布,在叶尖附近最大为1.90,从叶尖至叶根逐步减小,叶根为1.75.采用该分布主要是为了提高起飞点风扇转子的效率,由于起飞转速与设计转速存在较大差值,风扇在起飞转速处于正攻角下工作,叶尖激波强,并且激波基本处于风扇叶栅喉道的封口位置,起飞点风扇压比沿径向即变为等压比分布.

叶型最大相对厚度和前后缘厚度:最大相对厚度由强度决定,为防止风扇叶片颤振,按经验在叶片根部取12%叶型最大相对厚度这一偏保守的设计,然后沿叶高逐渐减少.在叶尖由于马赫数很高,希望厚度越小越好,由于此风扇的尖根弦长比达到1.536,并且风扇叶尖弦长达到207.4 mm,由此取叶尖最大相对厚度为1.1%,绝对厚度仍然达到2.28 mm.前缘和尾缘厚度考虑外物损伤和沙尘磨损,按经验取值叶尖为0.228 mm(即为叶型最大厚度的10%),叶根为0.516 mm,完全可以满足强度和抗外物损伤要求.

弯度分布和最大弯度位置:弯度分布决定负荷的弦向分布.本风扇设计成根部前加载,尖部后加载的展向负荷分布,有助于激波的后掠,降低激波损失.同时叶尖部后加载有利于提高转子的稳定性裕度.而根部前加载可以增强根部的流通能力,降低转子的堵塞流量,扩展转子的有效工作范围.尖部截面因马赫数高而采用部分负曲率,即弯度分布在弦长的前部分为负弯,以此造成激波前的预压缩以降低波前马赫数.根据负荷分布“根前尖后”的设计原则,最大弯度位置从根到尖从前向后移动,从根部的0.55线性变化到叶尖的0.65^[5].

3 设计结果

改进设计后的风扇采用复合掠形设计(见图3),图3为改进设计后的风扇/增压级S₂子午流

路叶型投影,改进后的风扇叶片与改进前相比,最大的区别在于子午叶型投影的前后缘,改进前的风扇叶片前缘为一空间直线,而改进后的风扇叶片前缘为一空间三维曲线.由于改进后的风扇叶片叶尖前掠,造成机匣流路存在局部差别,叶尖流路下压坡度从8°变为5.7°.图4为风扇流面叶型,图5为风扇叶片盘的三维UG模型,从中可以看出叶片高度扭转并且具有典型复合掠的特点.图6为风扇叶片应力云图,叶片的最大应力位置在叶身中部,其值为391.1 MPa.

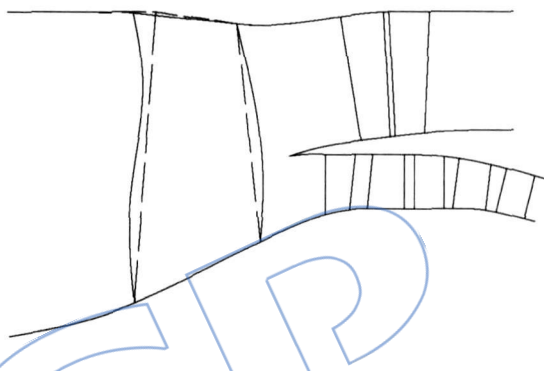


图3 风扇/增压级

Fig. 3 Fan and booster

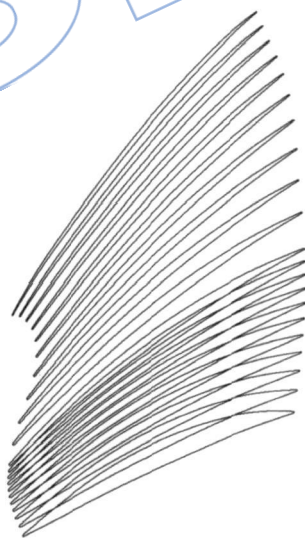


图4 风扇流面叶型

Fig. 4 Fan profile

图7~图10分别为风扇叶型最大弯度位置 $\bar{x}_t$ 、最大相对厚度 $\bar{C}_{\max}$ 、叶栅稠度 τ 、弦长 b 沿展向相对叶高 $\bar{R}$ 的分布.图中风扇叶型最大相对厚度自根部至叶尖从12%以抛物线形式递减至1.1%,而最大弯度位置从根到尖由前向后移动,在叶根为55%轴向弦长位置,到叶尖后移至65%.这一安排,与负荷的从根到尖由前向后移动

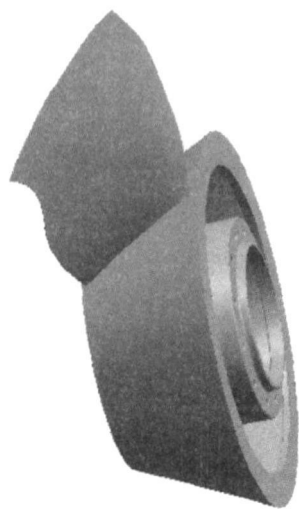


图 5 风扇叶片盘
Fig.5 Fan blisk

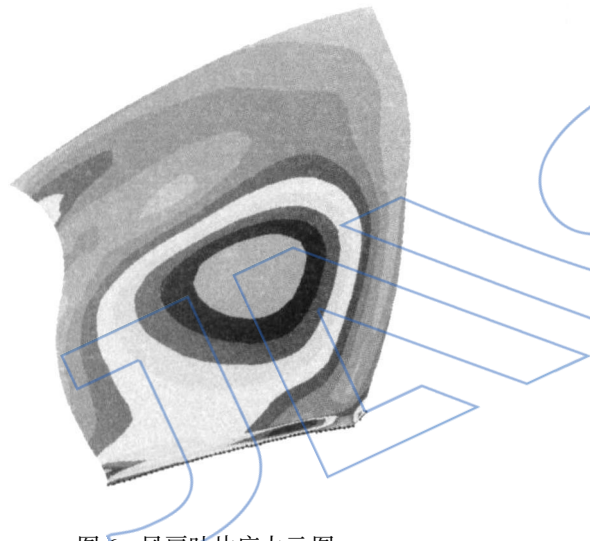


图 6 风扇叶片应力云图
Fig.6 Fan blade stress contour

的设计意图相对应,在根部叶片有强的前加载,而负荷在尾缘变得很小.此分布随叶高逐渐反转过来,到叶中以上至叶尖变为中、后加载.

风扇/增压级三维内外函联算采用 CFX10 软件,改进后的风扇起飞状态的外函效率提高了 2.6%,而巡航状态的外函效率只下降 0.8%;内函效率不论起飞状态还是巡航状态,效率的下降仅仅为 0.3%~0.4%.

从图 11 和图 12 为改进前后风扇设计点压比与效率的展向分布,可以看出,在改进设计时,在设计点(巡航状态)重新调整了风扇压比沿径向的分布,有意提高了风扇近叶尖和近叶根部分(80%以上和 40%以下的展向位置)的压比,同时风扇中部(40%~80%的展向位置)的压比略微降低.

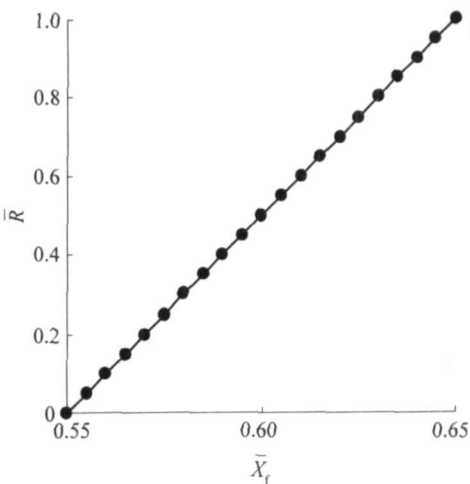


图 7 叶型最大弯度位置
Fig.7 Relative location of max camber

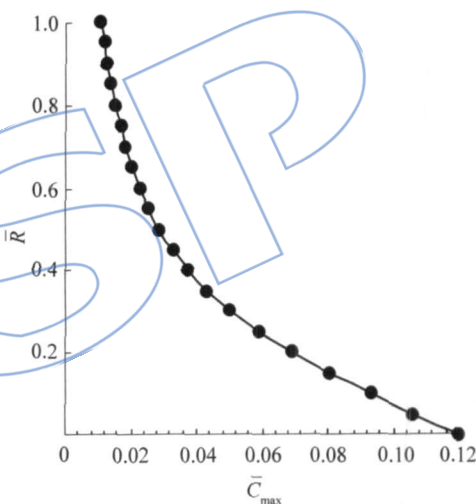


图 8 叶型最大相对厚度
Fig.8 Max relative thickness airfoils

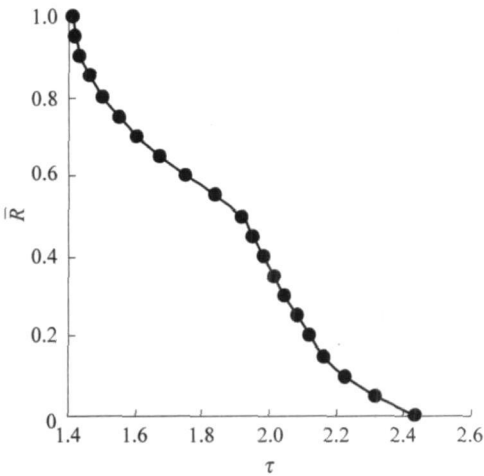


图 9 叶栅稠度
Fig.9 Solidity

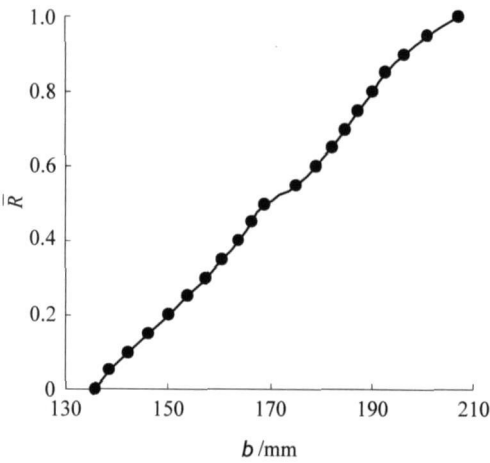


图 10 叶型弦长
Fig. 10 Chord

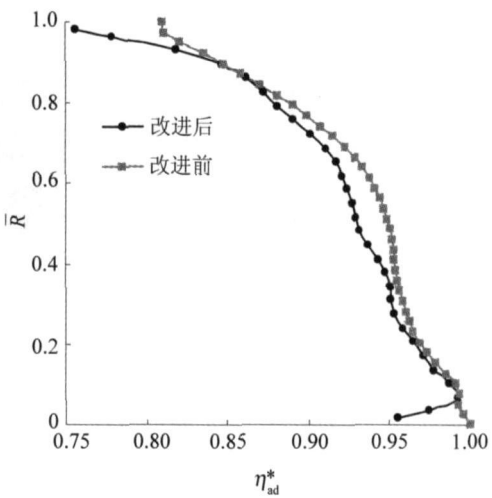


图 12 风扇效率沿径向分布(设计点)
Fig. 12 Spanwise efficiency distribution (Design point)

这种压比沿径向的调整造成风扇效率沿径向发生了改变,叶尖(90%以上的展向位置)效率降低较多,风扇中部(40%~80%的展向位置)的效率略微降低,但是叶根部分的效率维持不变.

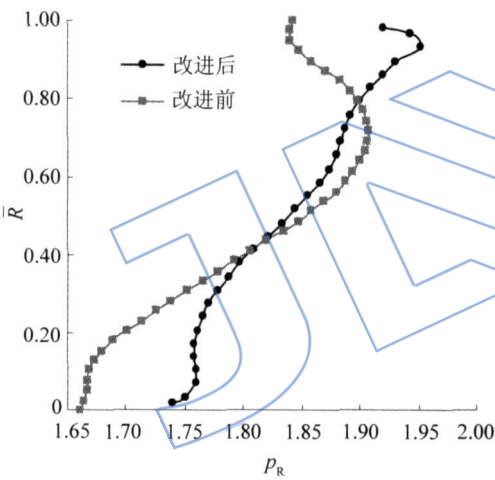


图 11 风扇压比沿径向分布(设计点)
Fig. 11 Spanwise pressure ratio distribution
(Design point)

图 13 和图 14 为改进前后风扇起飞点压比与效率的展向分布,可以看出,设计状态的压比分布改变后,起飞点(起飞状态)的风扇压比和效率沿径向的分布发生了很大改变.起飞状态风扇压比略有提高,但是从叶根到叶尖,基本为等压比分布,压比分布的改变以及风扇叶片的掠形造成风扇 50% 以上的展向位置的效率有较大幅度的上升,因此,起飞状态的风扇外函效率有较大幅度的提高.

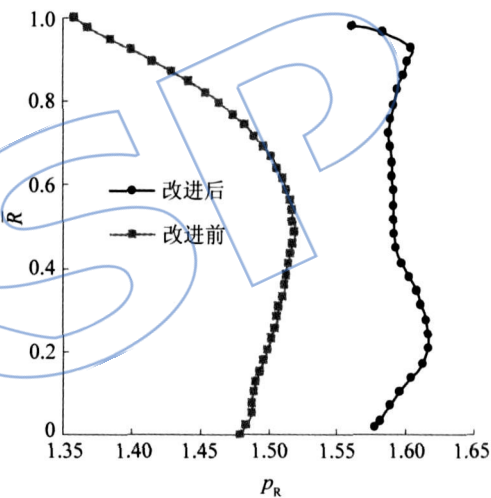


图 13 风扇压比沿径向分布(起飞点)
Fig. 13 Spanwise pressure ratio distribution
(Take off point)

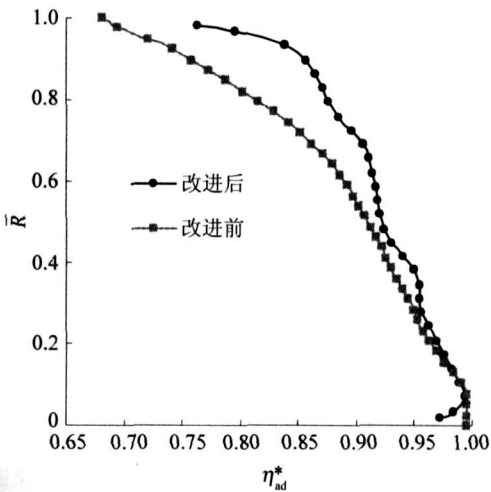


图 14 风扇效率沿径向分布(起飞点)
Fig. 14 Spanwise efficiency distribution (Take off point)

设计点的风扇/增压级三维流场见图 15. 在

设计状态吸力面激波较大后掠. 由于高叶片速度

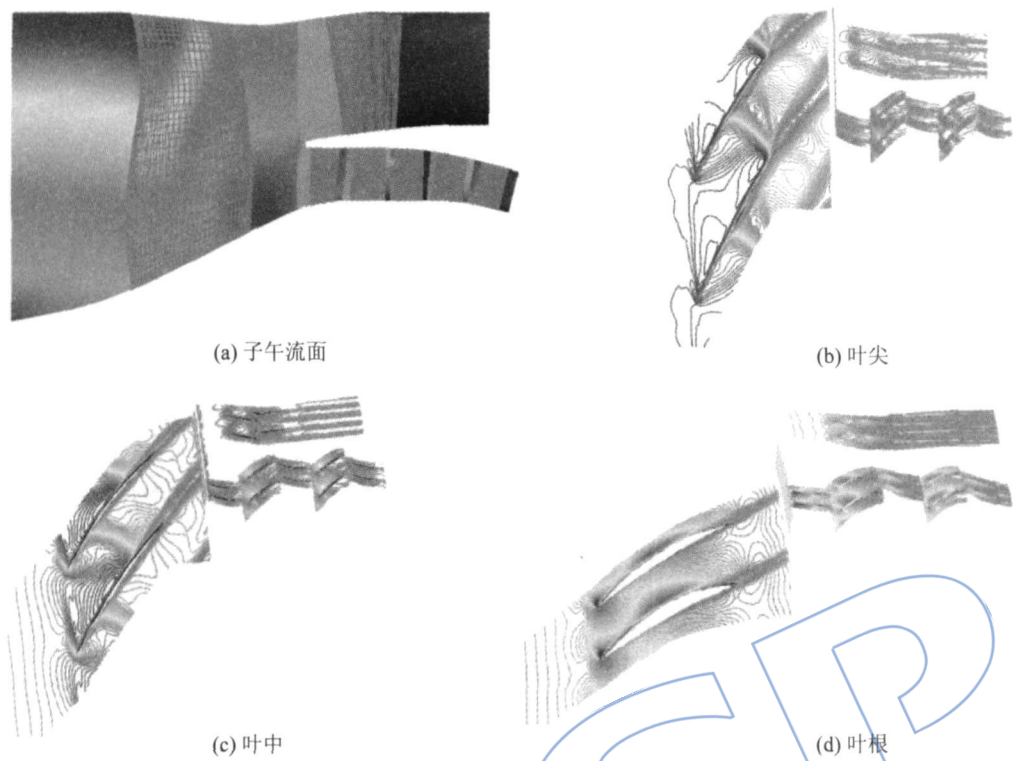


图 15 风扇/增压级内外函马赫数云图(设计点)
Fig. 15 Mach number contours of fan and booster (Design point)

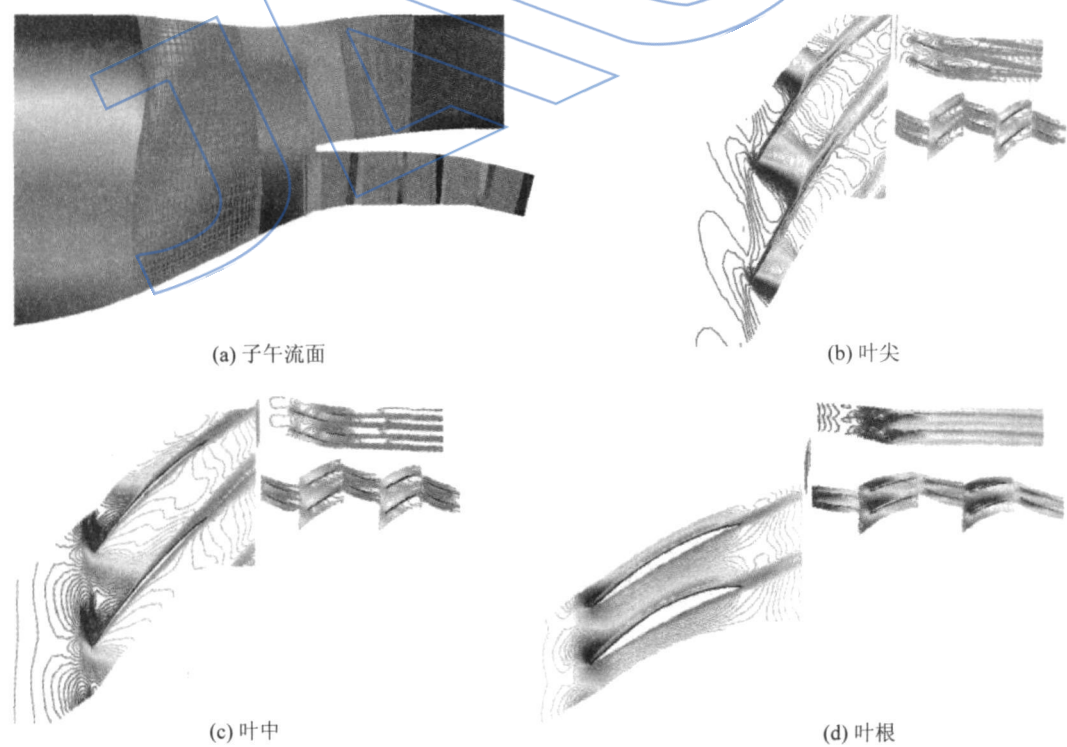


图 16 风扇/增压级内外函马赫数云图(起飞点)
Fig. 16 Mach number contours of fan and booster (Take off point)

和低设计压比,叶尖截面的叶型基本没有弯度,增压几乎完全靠激波.从转子出口绝热效率沿展向的分布可以看出叶片下部除很薄的附面层外,基本上没有什么损失,主要损失集中在叶尖部分.叶尖的高损失区基本上由急剧增厚的叶片表面附面层和近机匣处高损失区构成.具有较大后掠角的三维激波结构实现了利用三维斜激波并降低激波损失的设计意图.尽管通过限制叶尖部分的压比和流量降低了叶尖部分的轴向马赫数,相对马赫数在叶尖处还是达到了1.695,这给尖部叶型的设计优化带来了很大的困难.

起飞点的风扇/增压级三维流场见图16.叶尖激波基本处于叶栅喉道的封口位置,而叶中激波已被推出喉道位置,虽然起飞转速较设计转速有较大的下降,并且通过调整压比的径向分布降低了叶尖部分的轴向马赫数,相对马赫数在叶尖处还是达到了1.468,这给尖部叶型的设计优化以提高效率带来了很大的困难.

4 结 论

采用与计入三维激波结构轴对称流设计程序相匹配的任意中弧线叶片造型程序,成功地完成了某复合掠形内外函风扇设计.

在设计过程中,通过调整风扇转子进出口轮毂比、叶尖线速度、机匣流路、进口流量、压比、叶片最大相对厚度和前后缘厚度等参数沿展向的分布,以及弯度和最大弯度位置沿弦向的分布,从设计上降低了激波及其关联的损失,克服了该转子叶尖高相对马赫数和低损失、高效率的矛盾.

改进设计后,风扇起飞状态的外函效率提高了2.6%,而巡航状态的外函效率只下降0.8%;内函效率不论起飞状态还是巡航状态,效率的下降仅仅为0.3%~0.4%.

强度和振动计算表明,叶片盘应力满足标准,在正常工作状态和超转状态下处于弹性范围内;风扇叶片的频率裕度满足叶片共振标准.

参考文献:

- [1] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1500 ft/sec, transonic, high through flow, single stage axial flow compressor with low hub/tip ratio[R]. AFARL TR 76-92 (AD B016386), 1976.
- [2] Wennerstrom A J. Investigation of a 1500 ft/sec, transonic, high through flow, single stage axial flow compressor with low hub/tip ratio[R]. AFARL TR 76-92 (AD B016506), 1976.
- [3] Creveling H F, Carmody R H. Axial flow compressor design computer programs incorporating full radial equilibrium, Part II[R]. NASA CR-54531, 1968.
- [4] Koch C C, Smith L H Jr. Loss sources and magnitudes in axial flow compressors[J]. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, 1976: 411-424.
- [5] Dunker R J. A shock loss model for supersonic flows in transonic axial flow compressors[R]. AGARD-CP 401, 1987, 27: 1-15.
- [6] Miller G R, Lewis G W, Hartmann M J. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. Transactions of ASME, 1961, 83(Series 4): 235-242.
- [7] Puterbaugh S L, Wennerstrom A J. Revision of the shock loss re-estimation procedure of program UD0300 utilizing a three dimensional shock model[R]. AD A124928, 1982.
- [8] Puterbaugh S L, Copenhaver W W, Hah C, et al. A three dimensional shock loss model applied to an aft swept, transonic compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997: 452-459.
- [9] Smith L H Jr. The radial equilibrium equation of turbomachinery[J]. Transactions of the ASME (A), Journal of Engineering for Power, 1966: 1-12.
- [10] Hirsch C, Warzee G. A finite element method for through flow calculations in turbomachines[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 1976: 403-421.
- [11] Hirsch C, Warzee G. An integrated quasi 3D finite element calculation program for turbomachinery flows[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1979: 141-148.
- [12] Jennions I K, Stow P. A quasi three dimensional turbomachinery blade design system: Part I - Throughflow analysis[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 301-306.
- [13] Hirsch C, Dring R P. Through flow models for mass and momentum averaged variables[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109: 362-370.
- [14] Dring R P, Oates G C. Throughflow theory for nonaxisymmetric turbomachinery flow: Part I - Formulation[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 320-327.
- [15] 丁建国, 胡骏. 某掠形跨声风扇设计与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 54-59.
DING Jianguo, HU Jun. Design and numerical simulation of a transonic swept fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 54-59. (in Chinese)