

民用通风机气动设计新特点 及设计方法的新发展

北京航空航天大学 李秋实* 陆亚钧 冯毓诚 于 清

【摘要】 本文通过对一种新型高性能矿用局部通风机的设计、制造及试验全过程的综述,展现了新的先进设计体系在民用通风机上的成功运用,其研制特点是:(1)在叶片气动设计中为了降低叶根及叶尖区二次流损失,采用可控涡扭向规律设计,样机实测的高性能验证了这种方法的可行性和高效性;(2)在设计方法中采用较精确的数值反验算,获取最优设计方案,大大提高设计的准确性和成功率,并缩短了设计试制周期;(3)在设计过程中发展了计算机辅助三维叶片造型新方法,可以根据设计需要简便快捷地对叶片进行“前倾”、“倾掠”或“穹掠”造型,这些造型对减小各种二次流损失、扩大稳定工况范围和控制叶轮机气动噪声源起到了非常好的作用。

主题词: 风机 气动 设计 三维 叶片造型

分类号: TH38.43

1 引 言

北航承担研制的这种新型通风机要在以下几方面达到或超过国内外目前的一流水平:(1)设计工况点流量 450,全压 450 mm H₂O;(2)全压效率不低于 85%;(3)噪声水平不高于 85+3dB(A)。为了达到这个“大容量、高负荷、低噪高效”的设计要求,经过众多方案的反复筛选,最终确定采用轴流对旋式,叶轮外径定为 $\varnothing 650$ mm,轮毂比为 0.68,两级动叶叶片数分别为 13 片和 8 片,叶片采用低速性能很好的 C4 叶型,转速为 2900 r/min^[1]。其最大优点是仅用两排对旋的动叶就可实现传统动静叶系统两级四排叶片的作用,另外,本风机结构设计采用了前后级机匣系统完全对称的对接方案,减少了加工模具,使加工周期缩短,生产成本大幅度降低。但对旋风机的噪声较大(超过 100 dB(A)),并且兼有宽频特性,其降噪措施除了要采用组合型消声器外,还必须通过多功能的气动设计、特殊的叶片造型以及适当的端部处理技术来改善其声学性能^[2]。

2 气动设计

在民用通风机叶片气动设计方法中,国内曾普遍采用等环量或者叫等功分配原则。但在本文设计中,我们主要考虑要尽量减少叶轮上气流流动的各种损失,提高整个叶片的加功效率,并且由于对旋叶轮级间干扰的强烈和紊乱,使叶尖、叶根与固体壁面相近的区域,会产生更为复杂和强烈的分离旋涡损失,使做功效率大大下降^[3]。为此提出了沿叶高按“凸”型的加功分配

规律,即“叶片中部加功量大,叶尖、叶根区的加功量小”,它与等环量分配规律的比较见图 1 和图 2。试验结果表明这种设计在对旋风机上的应用是非常成功的。

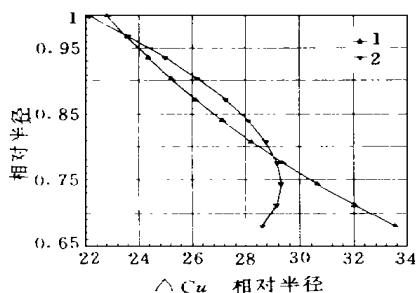


图1 沿叶高“凸”型设计与等环量设计的比较

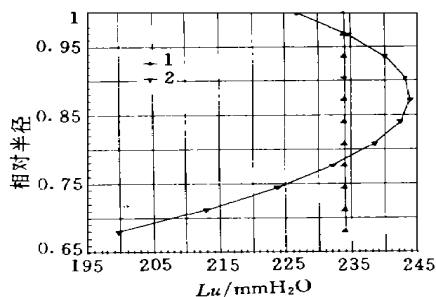


图2 沿叶高“凸”型设计与等环量设计加功量的比较

对此设计结果,进行了数值反验算。反验算方法采用正问题计算的流线曲率管流法,着重进行验证风机总体设计的合理性,叶片加功变化规律与设计思想是否吻合,风机全流场是否均匀、有无明显分离等。图 3 表现的是前级动叶沿叶高各气流参数的分布变化图。

图 3 中(a)表现了沿叶高总焓的变化,即加功量的分布情况,这里能反映出呈明显的按“凸”型分布;(b)表现了沿叶高静压值的变化;(c)表现了叶片前后缘气流相对马赫数沿叶高的分布情况;(d)表现了相对子午面流速沿叶高的变化规律,可以注意到叶尖区前后缘流速变化不大,甚至反而加速,这可能是因为受端壁附面层影响,端壁附近的子午面流线向下偏离,使端壁附近的 S_2 流面上叶栅通道由扩张通道变

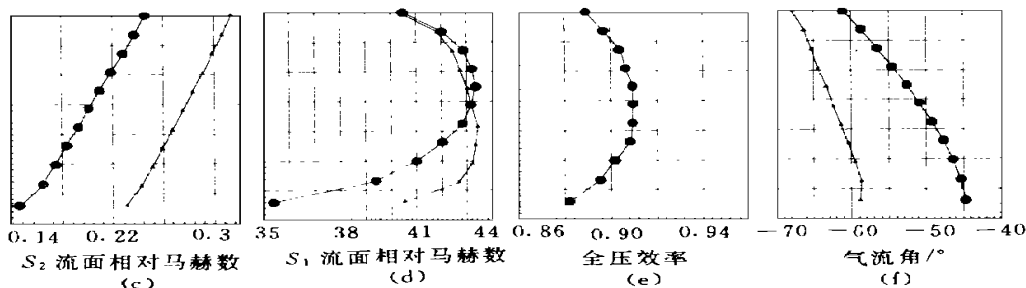
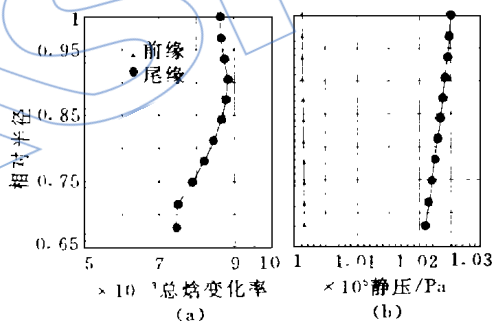


图3 前级动叶气动性能参数沿径向的变化(▲——前缘;●——后缘)

成了收缩通道;(e)是效率沿叶高的分布变化,前级动叶的最高效率超过 91%,并且叶片中部的效率最高,与设计时的设想十分吻合;(f)表现了气流角沿叶高的变化。

风机整个流场性能的反验算结果也表明了设计的合理性,如质量流量 9.18 kg/s ,即体积流量 $449.3 \text{ m}^3/\text{min}$,风机进出口增压比是 1.0547 ,即全压 $543 \text{ mm H}_2\text{O}$,气动功率为 47.531 kW ,全压效率为 85.78% 。性能测试结果表明,在设计工况点(效率最高点)风机流量 $450\sim 460 \text{ m}^3/\text{min}$,全压 $460\sim 470 \text{ mm H}_2\text{O}$,效率 90% 左右,总的电机输出功率为 41 kW 。总的来说,这两组数据相差不是很大,试验结果更好一些,这可能同反验算过程中选用了压气机低速叶栅 D 因子损失模型有关,因为在设计中考虑了减少叶尖和叶根的损失,而反验算中采用的 D 因子损失模型则没有加以考虑。另外,两级对旋动叶级间的这种强烈干扰对总体性能影响多大,我们也无法在反验算中得到一个较为确切的估计。

对于可控涡加功分配规律的选取和确定,可以通过“初步设计计算—数值反验算—重新设计—计算机辅助三维造型”的方法选出最优结果。本文研制风机正是在这样一个由计算程序块系统中反复筛选而得到的一个优解,这样,提高了设计成功率,减少了盲目性,并为新颖设计思想付诸实践提供了一个便捷、低风险的道路。图 4 是这个计算机辅助设计系统的流程图。

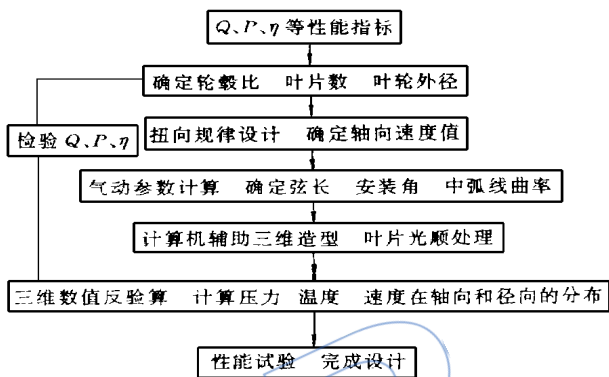


图 4 对旋风机气动设计 CAD 系统构成图

3 计算机辅助三维叶片造型

本文研制的对旋风机叶片造型采用了由计算机计算并光滑各基元级叶型曲线,然后自动生成三维实体图,在三维实体图上可以根据实际设计需要对叶片采取“前掠”、“倾掠”或“弯掠”设计,对已经调整好的叶片可通过计算机直接生成数控铣床加工程序,以加工样片。

在基元级叶型曲线光滑数学模型中,采用样条插值法,控制条件是叶背曲线二阶导数不变号,边界条件是与前缘、尾缘圆弧段相切。基元级积叠方式采取四种方案:(1)按前缘点积叠:只需在各基元级叶型坐标值中减去前缘点坐标偏移量,即可获得叠加之后的三维空间点坐标;(2)按重心积叠:需要计算出每一个基元级叶型重心坐标,然后按各基元级叶型重心坐标的偏移量,计算出按重心积叠后的叶片三维空间点坐标;(3)按叶片气动力与每个基元级所受离心力在叶片根部产生弯矩平衡的规律积叠:是在前面两种叠加的基础上,把每一个基元级叶型看作一个重心位置上的质点,计算其所受到的气动力弯矩和离心力弯矩,再进一步计算出要使这两类弯矩平衡抵消所要求的心坐标偏移量。然后按这个偏移量计算积叠后的叶片三维空间点坐标;这样设计出的叶片造型能改善叶片的受力情况,并改善其颤振边界;(4)按其它形式进行基元叶型的径向叠加,使叶片前掠、后掠以及叶片轴向前倾,使叶片气动性能能得到相应改善。以上各种方案均可自由选择并由计算机程序自动完成。

本设计对后级动叶采取前倾方案积叠。由于后级叶片的流场是前级叶片的出口流场发展的,二次流动特征非常显著,采用这种方式造型可以提高后级叶片的作功效率和降低噪声。前倾叶片可以改善叶尖区流动,使叶尖区的进气角和落后角与设计值靠近;并且可以减小旋涡噪

声,使失速点左移。叶片前倾还可以对通道涡的产生起抑制作用,减小叶片附面层的径向潜移,从而减少二次流和叶片附面层的分离损失^[4]。对前级动叶采取了叶根、叶中区前倾,而叶尖区明显后掠的积叠方案,这种设计也是对尽量降低前后级动叶对旋产生复杂干扰声源的尝试。

4 试验结果

为了验证研制风机的空气动力性能特性,并为新产品鉴定提供性能测试依据,1996年10

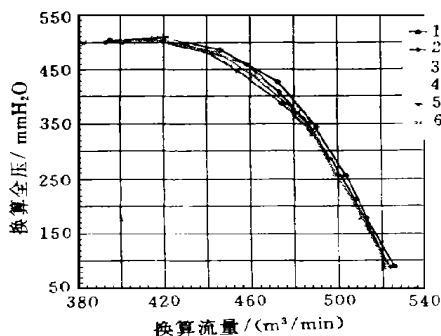


图5 换算全压与换算流量特性

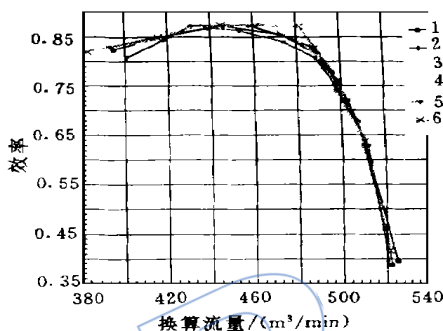


图6 全压效率与换算流量特性

月31日至1996年11月10日在北京航空航天大学对这种新型矿用局部通风机进行了多次性能测试,全部试验规程、设备布置均按照国家标准 GB 1236-85《通风机空气动力性能试验方法》和 GB 2888-91《风机和罗茨鼓风机噪声测量方法》执行。各次性能测试中,设计工况点(流量 $450 \text{ m}^3/\text{min}$ 和全压 $450 \text{ mm H}_2\text{O}$)的A声级噪声水平平均为 $84 \sim 85 \text{ dB(A)}$,达到了设计要求。图5和图6给出了风机全压和全压效率特性曲线,图中序号分别是6次试验的代号。

5 结论

从以上反复性能试验得到的结果说明:(1)为了减小叶片根尖处损失、提高风机整体气动性能和声学性能,采用沿叶高按“凸”型加功分配规律进行可控涡设计是成功的,确实能大幅度提高风机总体性能;(2)计算机CAD/CAM提高了风机关键零部件(叶片)的设计和加工精度,为提高风机性能提供了可靠保证;(3)整套设计计算程序可靠、简捷,为各类风机设计提供了有效、快速的设计手段;(4)根据查新报告,所设计的新风机气动性能、声学性能确实达到和超过了当前国内外的先进水平。

参考文献

- 1 李秋实. 新型对旋式矿用局部通风机的设计试制及试验研究: [硕士学位论文]. 北京航空航天大学, 1997
- 2 Bhaskar Roy, etc, Flow Studies in Ducted Twin- Rotor Contra- Rotating Axial Flow Fans, ASME- 92- GT- 90
- 3 Sharma P B, etc, A Study of Some Factors Affecting The Aeroacoustic Performance of A Ducted Contra- Rotating Axial Flow Fan Stage, AIAA- 87- 2730
- 4 韩明会. 低噪高效前倾叶片式低压轴流通风机的设计制造和研究: [博士学位论文]. 北京航空航天大学, 1989

(责任编辑 王震华)

leads to intense exhaustion of the vortex due to its strong interference. As a result, the strength of the vortex in thick boundary layer became smaller than that in thin boundary layer, and the radius of vortex core became larger, and the effective distance of the vertex lessened.

Key Words Swirler Vortex Experiments

A NEW PROGRESS IN AERODYNAMIC DESIGN OF DRAFT FAN

Li Qiushi, Lu Yajun, Feng Yucheng, Yu Qing

(4th Dept. *Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing* 100083)

ABSTRACT

A new aerodynamic design system developed by authors for draft fan with enhanced efficiency, suppressed noise, enlarged flux and high load. The new design system features: A twist regulation for vortex control is employed in designing to lessen the secondary flow loss in the blade tip and hub; The feasibility and high efficiency of this procedure has been verified by the tests of the prototype fan; A new computer-aided 3D blading is used to optimize the blade; Numerical inverse checking is adopted to enhance accuracy in designing and cut down the period of the designing and production. This design system can make the optimized blade with 'forward inclination', 'inclining sweep', 'bending sweep', to minimize the various secondary flow losses, to expand the steady working range of the fan, and to suppress the aerodynamic noise source.

Key Words Fan Aerodynamics Design Three-dimensional Blading

INFLUENCE OF GEOMETRIC VARIATION ON PERFORMANCE OF VGE

Zhu Zhili and Li Dong

(4th Dept. *Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing* 100083)

ABSTRACT

A model based on the characteristic maps of the variable geometric components is applied to performance estimation of Variable Geometry turbofan Engine (VGE). The influences of readjusting the geometric parameters, such as the variable guide vanes of fan and compressor, and variable turbine throat areas, on the installed and uninstalled performance have been researched for a VGE with high thrust-weight ratio. The results show that a significant influence on the engine performance is exerted by shifting the fan variable vanes, but a less influence by adjusting the other three parameters under the calculation conditions selected. But if the four parameters could be readjusted coordinatively, the components will be controlled with high efficiency to ensure the high performance of VGE.

Key Words Variable geometry jet engines Performance Regulation