

文章编号: 1000-8055(2009)11-2577-07

一种直升机用斜流风机的设计方法

李 明¹, 高红霞¹, 余建祖¹, 常 莉²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 斜流风机的好设计对提高直升机滑油冷却系统运行效率具有重要意义. 针对直升机用斜流风机小尺寸、高转速、高压头的特点, 根据准三元流动理论及相关设计思想, 提出了这种风机进行结构优化和增压设计的准则, 进而采用叶片径向平衡方程和约束条件求解子午面速度, 最后基于气动力基本方程和自由涡理论进行回转面气动数据计算和风机造型. 设计结果表明, 在相同的直升机冷却风机运行工况下, 斜流风机相对于轴流、离心风机, 具有效率高、静压高和耗功少的优点.

关 键 词: 直升机; 斜流风机; 设计; 准三元流动理论

中图分类号: V231. 1

文献标识码: A

A design method of mixed flow fan for helicopters

LI Ming¹, GAO Hong-xia¹, YU Jian-zu¹, CHANG Li²

(1. School of Aeronautical Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Chinese Helicopter Research and Development Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: The excellent design of mixed flow fan is a key to the performance of oil cooling system of helicopter. Based on quasi-three dimensional flow theory and related design ideas, the principle of configuration optimization and pressurization design was provided for the mixed flow fan, which has characteristics of small size, high rotating speed and high pressure. Then, the radial balance equations and the constraint conditions were employed to calculate the meridional velocity. And finally the aerodynamic data were calculated and the geometry of fan was built based on the aerodynamic fundamental equation and the free vortex theory. Compared with axial flow and centrifugal fan, the design results show that the mixed flow fan has the advantages of high efficiency, high static pressure and power saving under the same work condition of lubrication cooling system of helicopter.

Key words: helicopter; mixed flow fan; design; quasi-three dimensional flow theory

风机是直升机滑油冷却系统的重要部件. 与一般民用风机相比较, 直升机用风机具有流量小、转速高和压头高的特点, 这导致在风机叶片的设计过程中无法直接利用民用风机丰富的平面叶栅吹风试验数据, 而必须在充分研究民用风机设计

理论和设计技术的基础上, 针对直升机的工况特点, 提出新的设计方法, 或对民用风机的设计理论和技术予以改进. 例如, 高红霞^[1]和李琳^[2]分别对直升机滑油冷却系统中的轴流风机和离心风机进行了设计研究, 两者在叶片气动设计和结构确定

收稿日期: 2008-11-06; 修订日期: 2009-02-09

基金项目: 凡舟基金(20070506)

作者简介: 李明(1983-), 男, 四川眉山人, 博士生, 主要从事叶轮机械、直升机滑油系统研究.

过程中都充分考虑了直升机工况的影响,对民用风机的设计方法作了有效的改进,取得了较好的设计结果,并经过试验验证.然而有些机型的滑油冷却系统要求风机工况对应的比转速可能落在轴流和离心风机适用的范围之间,这种情况下若仍采用轴流或离心式风机,则有可能会使风机效率降低,噪声增大,高效运行区域变窄,直接影响直升机滑油冷却系统的工作效果,而此时采用斜流风机设计,则可兼有轴流风机和离心风机的优点,即具有较高的工作效率,较宽的高效运行区,并降低噪声.因此,进行高压头、高效率、低噪声斜流风机的设计研究,充分掌握其工作特性,将有助于进一步提高直升机滑油系统的运行效率和部件选择的灵活性,减轻系统重量,具有十分重要的理论和工程应用价值.

准三元流动理论是叶轮机械设计的理论基础,它巧妙地将复杂的三元流动分解到两个流面上,提出了先进子午面设计再进行回转流面上叶栅设计的思路.基于这一设计思想,研究人员针对不同的叶轮机械,发展了多种设计理论和设计方法,使这些叶轮机械的叶片气动设计和造型得到了简化并获得了高性能.上世纪 80 年代,蔡兆林、吴克启^[3]等针对基于轴流延长的斜流风机进行了一系列研究,提出了斜流叶轮回转流面的简化设计方法——等价三角形理论及其工程设计法.但他们采用的设计工况点全压、转速都比较低,不适用于直升机滑油系统.

表 1 所示为某直升机滑油冷却风机的设计工况、技术指标及相应的无量纲参数.

表 1 斜流风机的设计工况、技术指标和无量纲参数

Table 1 Designed working condition, technical indexes and dimensionless parameters of the mixed flow fan

参数		数值
设计 工况	风机全压 p/Pa	8000
	风机转速 $n/(\text{r}/\text{min})$	16014
	气体质量流量 $q_m/(\text{kg}/\text{s})$	0.9
	进口温度/ $^{\circ}\text{C}$	95
	进口压力/ Pa	95000
技术 指标	质量/ kg	≤ 1.8
	功率 P/kW	≤ 12
	尺寸/ cm	长 ≤ 40 ; 宽 ≤ 20 ; 高 ≤ 40
无量纲 参数	比转数	80.2
	流量系数	0.306
	压力系数	0.833

由表 1 可知,该工况具有流量小、转速高、压头高的特点,导致周向速度比子午速度要大得多,风机速度三角形中的进出口气流角都比较小(尤其是在叶顶面附近),容易超出翼型叶片图表资料的使用范围.此外,由于直升机斜流风机由斜流叶轮和蜗壳组成,结构较复杂,设计参数较多且不易寻优,而国内相关的设计和制造经验不足,很少有相关研究文献发表,难以找到可以借鉴的资料和数据.

因此,针对直升机用斜流风机小尺寸、高转速、高压头的特点,本文根据准三元流动理论及相关设计思想,提出了这种风机进行结构优化和增压设计的准则,进而采用叶片径向平衡方程和约束条件求解子午面速度,最后基于气动力基本方程和自由涡理论进行回转面气动数据计算和风机造型.

1 子午面设计

作为叶轮准三元设计的第一步,子午面设计中采用了两个假设:①叶片区的流线为直线;②近似认为子午面上的前后缘点是基元叶型中弧线端点的子午投影,而不是叶型前后缘点的投影.

图 1 所示为斜流风机子午面几何结构及前缘准正交线 q 示意图.以前缘为例,将斜流风机的叶根面和叶顶面设计为倾斜锥面,这样其母线在子午面内必定会有交点 S ,而且叶根和叶顶锥面的共用锥底半径为 R_s , α 与 α_h 分别为叶顶、叶根两锥面与锥底的夹角, v 为垂直轴线方向, q 为叶片前缘即准正交线所在方向, n 为流线法线方向, ε 为流线法向与 q 的夹角, ϕ 为流线与轴线的夹角, λ 为叶片前缘与径向线的夹角, r_1 和 r_2 分别为流线在叶片进、出口处半径值, R_x 为流线上的任一点到点 S 的距离.

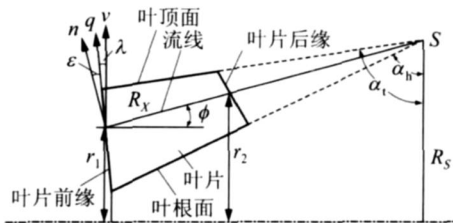


图 1 子午面几何结构及前缘准正交线 q 示意图

Fig. 1 Geometry structure of the meridional surface and quasi-orthogonal at the leading edge

在子午面上,从叶顶到叶根将两锥面夹角 $(\alpha - \alpha_h)$ 8 等分,得到 8 个通道,共 9 条流线,即 9 个回转面,据此进行子午面设计.以 S 为圆心,不同半径 R_x 在 $(\alpha - \alpha_h)$ 之间划出不同的与子午流线正交的圆弧,这些圆弧绕转轴旋成的面积可以

衡量子午通道有效通流面积 F 。

1.1 子午面结构设计与增压设计

1) 结构设计

R_s 的大小直接影响到叶轮外径和风机外形尺寸,而 α 和 α_h 则影响到回转面内气流的流向。本文根据斜流风机外形尺寸的要求,取 $R_s = 0.3\text{ m}$ 。在 $\alpha = 60^\circ \sim 65^\circ$, $\alpha_h = 40^\circ \sim 50^\circ$ 的范围内,将 α 和 α_h 一一组合进行了风机效率最大化的寻优,获得该工况下的最佳结构参数为 $\alpha = 61^\circ$, $\alpha_h = 41^\circ$ 。

按自由涡理论进行斜流叶片的气动设计时,轮毂比与气流轴向速度及叶轮叶顶圆周速度成反比^[4]。考虑到直升机工况下风机转速较高情况,选取进口轮毂比为 0.25,出口轮毂比为 0.67。

2) 增压设计

滑油系统的运行需要风机提供尽可能高的静压,这可以通过逐渐增大流道截面,使斜流叶轮流道内部流动减速来实现。子午通道有效通流面积 F ^[3] 为

$$F = 2\pi R_x [R_s(\alpha - \alpha_h) - R_x(\sin\alpha - \sin\alpha_h)] \quad (1)$$

由式(1)可知, F 沿流向增大或减小,取决于参数 α , α_h 和 R_s 的值。对这 3 个值进行调整,可使 F 沿流向增加,气流速度逐渐降低,从而增大气流流过风机产生的静压升。若要使 F 随 R_x 减小而增大,即应有 $\partial F / \partial R_x < 0$,沿流向对 F 求导并整理,可得斜流风机的增压判断准则式

$$R_x > \frac{R_s(\alpha - \alpha_h)}{2(\sin\alpha - \sin\alpha_h)} \quad (2)$$

本文子午面设计中取 $R_s = 0.3\text{ m}$, $\alpha = 61^\circ$, $\alpha_h = 41^\circ$,则当叶轮出口处 $R_x > 0.28$ 时即可满足增压要求。而计算出 R_x 值在 0.35~0.42 之间,说明 F 沿流向,即随 R_x 减小而增大(如图 2 所示),风机符合增压要求。

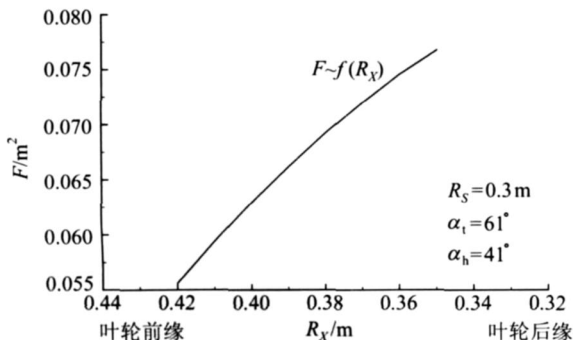


图 2 斜流风机的流道通流面积变化曲线

Fig.2 Area of the mixed flow fan's flow passage

1.2 叶片前、后缘处子午速度

子午面上叶片前缘和后缘为直线时,前、后缘的准正交线 q 选在叶片前缘和后缘上,此时 q 与径向线的夹角 λ 为常数,如图 1 所示。以叶片前缘为例,若进口气流均匀、无预旋,所选涡型为自由涡且忽略损失,可得沿 q 的平衡方程^[3]

$$\frac{dc_m^2}{dq} + 2\left[\frac{\sin\phi\sin\epsilon}{r} + \frac{d\phi}{dq}\tan\epsilon\right]c_m^2 = 0 \quad (3)$$

式(3)中 c_m 为子午面前、后缘处子午速度。

叶片前、后缘的连续性方程为

$$Q = 2\pi K \int_{q_1}^{q_2} c_m \cos\epsilon \cdot r \cdot dq \quad (4)$$

式中 Q 为气体体积流量, K 为积分系数, q_1 , q_2 分别为叶片沿 q 方向的长度。

通过求解式(3)和式(4)得到叶片前、后缘处子午速度 c_{1m} , c_{2m} ,从而可确定进、出口相对气流角,进而对回转面进行设计。如图 3 所示, c_{1m} 和 c_{2m} 都是从叶顶到叶根逐渐变小,这是由于叶根处进口气流转向的角度比叶顶处要大,因而流动损失相对要大一些的缘故。

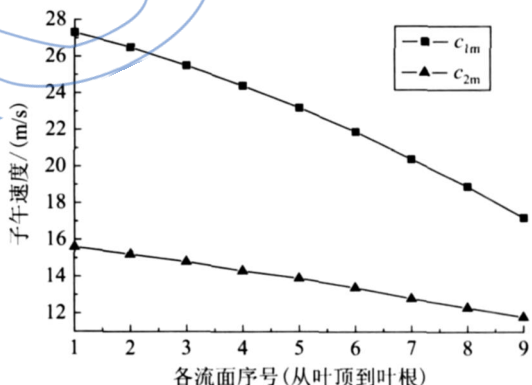


图 3 叶片前、后缘处子午速度

Fig.3 Meridional velocity at leading edge and after edge of the blade

气流流经叶栅时在叶片根部截面的相对速度增速比 w_2/w_1 与叶片流道扩散度成反比。 w_2/w_1 过小,则叶道扩散度过大,容易产生气流分离。为此应保证 $w_2/w_1 \geq 0.61$ 。经校核,本文设计的斜流风机, $w_2/w_1 = 1.36$,满足要求。

2 回转面设计

2.1 气动设计

在风机设计中,叶片设计的一个重要原则是尽可能提高叶片升力,降低叶片阻力,即叶片有尽

可能大的升阻比. 要达到这个目的, 其关键在于设计一个升阻比高的风机叶栅, 包括各剖面的参数, 如弦长、弯度、厚度等. 考虑叶型阻力损失的叶栅气动基本方程^[5]包括

$$c_l b = \frac{2p}{\rho z n w_m \eta} \quad (5a)$$

$$c_d \sigma = \frac{2p \sin \beta_m}{\rho w_m^2} \quad (5b)$$

式中 c_l, c_d 分别为叶型升力系数、阻力系数; b 为弦长; w_m 为平均气流相对速度; z 为叶片数; η 为风机效率; σ 为叶栅稠度. c_l, c_d 和 σ 可结合叶栅气动参数和结构参数迭代求解.

各流面 c_l, c_d 如图4所示. 可以看出 c_l, c_d 都是沿叶顶向叶根逐渐增加.

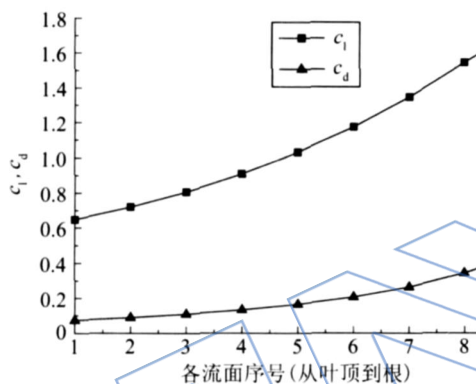


图4 从叶顶到叶根的 c_l, c_d 变化曲线

Fig. 4 c_l and c_d from blade tip to hub

2.2 结构设计

1) 进、出口相对气流角 β_1, β_2 ^[3]

斜流风机进口气流速度三角形如图5所示. 图5中, u_1, u_2 分别为进口气流圆周速度, w_1, w_2 分别为进口气流相对速度, c_{1u}, c_{2u} 分别为进、出口扭速; 假设进口处气流均匀、无预旋, 取 $c_{1u} = 0$, c_{2u} 按自由涡理论取为 $p/(\rho u_2 \eta)$. 将各流面映像在以 $r^* = (r_1 + r_2)/2$ 为半径的圆柱展开面 $X-Y$ 上, 则映像面 $X-Y$ 上的等价速度三角形如图6所示. w_{1X}, w_{2X}, w_{1Y} 和 w_{2Y} 分别为映像面上的进、出口轴向和周向速度.

$$w_{1X} = \frac{r_1}{r^*} c_{1m}, w_{1Y} = \frac{r_1}{r^*} u_1 \quad (6)$$

$$w_{2X} = \frac{r_2}{r^*} c_{2m}, w_{2Y} = \frac{r_2}{r^*} (u_2 - c_{2u}) \quad (7)$$

根据等价速度三角形可求得 β_1, β_2

$$\tan \beta_1 = (w_{1X} + w_{2X}) / 2 w_{1Y} \quad (8)$$

$$\tan \beta_2 = (w_{1X} + w_{2X}) / 2 w_{2Y} \quad (9)$$

本文所设计风机转速很高, u_2 较大, 而 c_{2u} 较小, 因而当 c_{2u} 沿叶高逐渐减小时, 能保证 β_2 不会出现大于 90° 的情况, 这样就不会出现通道前部因扩压度过大导致气流分离, 而后部出现收敛通道, 气流转为膨胀, 造成总损失增加的问题.

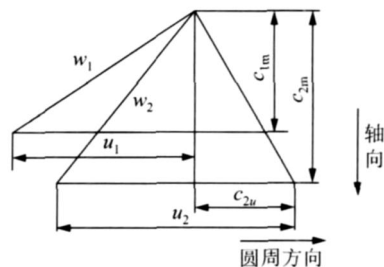


图5 叶轮进口气流速度三角形

Fig. 5 Velocity triangle of air flowing through the inlet and outlet of the impeller

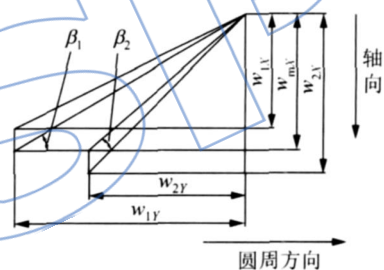


图6 映像面(X-Y)上的等价速度三角形

Fig. 6 Equivalent velocity triangle of the image surface(X-Y)

2) 进口几何角 β_a

$$\beta_a = \beta_1 + i \quad (10)$$

冲角 i 是设计时的选择值, 一般为保证进口损失最小, 取 $i = 0^\circ$.

3) 出口几何角 β_a

$$\beta_a = \beta_2 + \delta \quad (11)$$

对于一般的扩压叶栅, 落后角 $\delta \approx 3^\circ \sim 5^\circ$. 霍维尔根据康斯坦特经验, 建议按下述经验公式确定额定气流落后角^[4]

$$\delta = m \theta \sqrt{t/b} \quad (12)$$

式中 $m = 0.92 \left(\frac{1}{d} \right)^2 - 0.002 \beta_2 + 0.18$. $\bar{a}$ 为最大挠度距前缘的距离与弦长的比值, 一般可取 $0.4 \sim 0.5$.

4) 翼型弯曲角 θ ^[4]

$$\theta = \frac{\beta_2 - \beta_1 - i}{1 - m \sqrt{t/b}} \quad (13)$$

5) 叶片安装角 β_a ^[4]

$$\beta_a = 90 - \frac{(90 - \beta - i) \tan(23 + 9\sigma_m) + 90 - \beta_{th}}{1.365 + 0.28\sigma_m + 0.005 C} \tag{14}$$

式中 β, i, β_{th} 均以 $(^\circ)$ 为单位, σ_m 指平均叶栅稠度,以 rad 为单位, C 为翼型相对厚度.

6) 翼型最大相对弯度 $\bar{f}$ (%)^[4]

$$\bar{f} = \frac{(90 - \beta - i) \tan[44.6 + (0.3 + 8 C) \sigma_m] - (90 - \beta_{th})}{3.17 + 0.45\sigma_m + 0.016 C} \tag{15}$$

式中参数的符号与式(14)一致.

7) 翼型相对厚度 C (%)

为保证既有较高的压力和效率,又有较高的升阻比 c_l/c_d 且叶片扩压区域中的附面层不发生分离,一般采用相对厚度为 0.05~0.12 的中等厚度翼型^[4].按自由涡理论设计叶片时,叶片根部的空气动力负荷系数最大,可选用较大的 C ,故本文取 C 值为 0.06~0.1,从叶顶到叶根均匀增加.

各流面 β_1, β_2 和 β_a 和如图 7 所示.

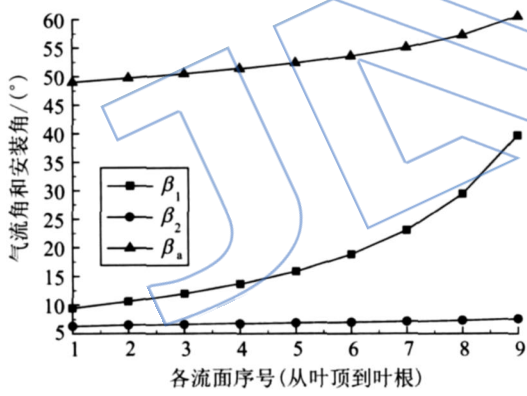


图 7 各流面 β_1, β_2 和 β_a

Fig. 7 β_1, β_2 and β_a of each stream surfaces

由图 7 可知,叶轮各流面 β_1, β_2 和 β_a 都从叶顶到叶根逐渐增大,叶片从叶顶到叶根有一定扭曲,而 β_2 和 β_a 相差都不大,叶片内流动比较平稳,流动损失不大.由此可见,合理的进、出口叶片角能减小入口冲击损失,还能保证出口能量分布均匀.

3 斜流风机叶片成型

叶片成型采用在圆弧中线上叠加 C-4 翼型的形式,通过锥平面投影、柱坐标转换,以及重心积迭实现.图 8 为利用 OpenGL 工具实现的斜流风机三维图.

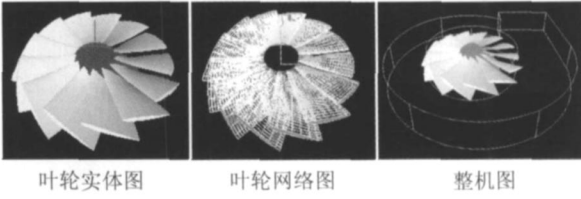


图 8 斜流风机的三维图

Fig. 8 Three-dimensional graphics of the mixed flow fan

4 风机结构尺寸及效率

4.1 风机结构尺寸

蜗壳的任务是将离开叶轮的气体导向蜗壳出口,并将部分动压转变为静压.根据文献[2]计算得到的叶轮和蜗壳结构尺寸的结果如表 2 所示.

4.2 风机效率计算

斜流风机的叶轮损失主要包括翼型相对损失和二次流相对损失,蜗壳引起的损失包括蜗壳内损失、蜗壳出口扩压损失和泄漏损失.采用改进损失模型计算叶轮损失^[1],先将两种损失表达为入口气流动能乘以一损失系数,然后将翼型损失和二次流损失沿叶高各截面按流量加权平均.这种计算方法能够较准确地反映不同叶片气动设计方式下的动叶效率.斜流风机的主要损失及其计算结果见表 3. 风机效率 $\eta = 0.815$. 其中,叶轮内的损失占 8.7%;而蜗壳引起的损失占 9.8%.

表 2 斜流风机的结构尺寸

Table 2 Physical dimension of the mixed flow fan

结构参数	数值
长×宽×高	38.7cm×15.7cm×33.3cm
蜗壳出口长×宽	14.2cm×15.7cm
叶轮外径/cm	25.6
进口轮毂比	0.25
出口轮毂比	0.67

表 3 斜流风机的主要损失

Table 3 Main loss of the mixed flow fan

动叶损失		蜗壳引起的损失		
翼型相对损失/ %	二次流损失/ %	蜗壳内损失/ %	蜗壳出口扩压损失/ %	泄漏损失/ %
4.5	3.2	3.1	4.2	2.5

5 三种风机计算结果比较

在与本文相同的运行工况下,根据文献[1]和

[2]对轴流和离心风机也进行了设计和性能计算,以便与斜流风机进行比较.两种风机与斜流风机的设计计算结果对比如表 4 所示.其中,文献[1]和[2]中的设计方法均已经过试验验证满足工程

设计的需要,并已用于工程实际.本文斜流风机的相关数据均为设计计算结果,其试验性能及三维黏性数值仿真的理论性能计算将在下一步工作中进行.

表 4 三种风机的尺寸、质量、输入功率及效率的对比

Table 4 Comparison of dimension, weight, input power and efficiency of the three types of fan

风机形式	尺寸/cm	质量/kg	功率/kW	全压效率
离心风机	29.7 cm ×20.7 cm ×28.0 cm	1.416	11.2	0.714
轴流风机	轴向:16.9;风机管道直径:25.6	1.602	9.97	0.827
斜流风机	38.7 cm ×15.7 cm ×33.3 cm	1.354	9.88	0.815

由表 4 可知,在同一工况下,斜流风机输入功率最小,效率较高,尺寸较小,质量较轻,应用于本直升机工况更具优势.

三种风机叶轮出口处的绝对速度及静压值比较如表 5 所示.所示值均为沿叶片高度按流量加权平均值.由于轴流风机和斜流风机都是按自由涡理论设计的,将其出口处沿叶高各截面的子午速度及扭速、静压值进行对比,如图 9、图 10 所示.

表 5 三种风机叶轮出口处的绝对速度及静压值的对比

Table 5 Comparison of absolute velocity and static pressure at outlet of the three types of fan

风机形式	离心风机	轴流风机	斜流风机
出口子午速度 $c_{2m}/(\text{m/s})$	15.4	36.6	14.1
扭速 $c_{2u}/(\text{m/s})$	68.1	67.6	61.6
绝对速度 (m/s)	69.8	76.9	63.2
动压/Pa	2386	2892	1953
静压/Pa	5614	5108	6047

由表 5 和图 9、图 10 可知,在本直升机工况下,相对于离心风机和轴流风机,斜流风机出口处绝对速度值最小,动压值最小,静压值最大,能使流过风机的气体产生最大的静压升.这是由于气流从其轴向进口逐渐变为斜向进入流道,流道内气流逐渐圆滑地过渡,叶轮内部流动均匀、圆滑,涡流损失少.一般从叶轮出口出来的高速气流,在后置蜗壳内或扩压器中通过降速来回收静压时,由于流动比较复杂而损失较大.因此,叶轮出口速度越低,静压升越高(即反作用度越大),效率也就越高.

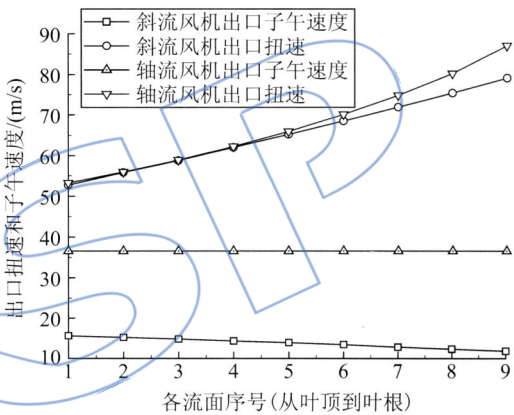


图 9 风机出口各截面的子午速度及扭速分布
Fig. 9 Meridional velocity and torsional velocity of each section at after edge of the blade

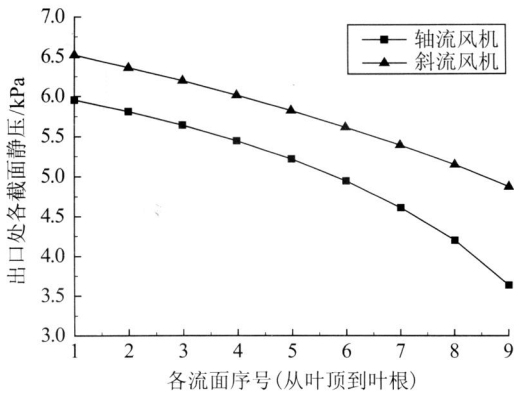


图 10 风机出口各截面的静压分布
Fig. 10 Static pressure at outlet of the three types of fan

6 结 论

本文基于准三元流动理论及相关设计思想,提出了直升机用新型后置蜗壳式斜流风机的一套

设计方法.该方法针对直升机工况特点,采用叶栅气动力基本方程和自由涡理论进行了斜流风机叶片气动设计.设计结果表明,这种方法实用性较强,所设计的风机理论性能较高.本文还进行了同一直升机工况下三种风机尺寸、质量、输入功率及效率的对比,结果表明斜流风机的综合性能最高,尤其是静压升的提高效果最优.

参考文献:

- [1] 高红霞,余建祖,谢永奇.直升机用高转速、小流量轴流风扇设计[J].航空动力学报,2006,21(1):119-124.
GAO Hongxia, YU Jianzu, XIE Yongqi. Design of a high rotating speed, low flow rate axial flow fan used on helicopters[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 119-124. (in Chinese)
- [2] 李琳,余建祖,谢永奇.直升机用小型高压离心式风机的设计[J].北京航空航天大学学报,2003,29(3):244-247.
LI Lin, YU Jianzu, XIE Yongqi. Design of small size and high pressure centrifugal fans used in helicopters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(3): 244-247. (in Chinese)
- [3] 蔡兆林,吴克后,区颖达.斜流叶轮的工程设计法[J].流体机械,1986,10:17-21, 65.
CAI Zhaolin, WU Keqi, QU Yingda. Engineering design method of mixed flow impellers [J]. Fluid Mechanics, 1986, 10: 17-21, 65. (in Chinese)
- [4] 昌泽舟.轴流式通风机实用技术[M].北京:机械工业出版社,2004.
- [5] 李庆宜.通风机[M].北京:机械工业出版社,1981.