

文章编号: 1000-8055(2010)04-0877-07

直升机用轴流风机内部流动分析

李 明, 高红霞, 余建祖, 周 懿
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过理论分析、数值仿真与试验比较相结合的方法, 对某型直升机用轴流风机不同工况下的内部流动进行了分析. 结果表明, 叶轮内部相对速度分布的理论假设适用于额定工况, 但不适用于小流量工况. 当直升机高空飞行时, 风机工作流量低于额定工况, 叶顶处容易出现回流, 二次流损失加剧; 同时飞行高度增加还易导致边界层分离、射流尾迹区域扩大, 从而使风机效率进一步降低; 低能流体的集中, 促使叶轮失速往往首先从叶顶处出现. 在设计直升机滑油系统用轴流风机时, 应注意对其变工况性能进行研究, 对影响变工况下叶轮内部流动损失的主要气动参数进行优化设计, 以提高系统高空工作的稳定性.

关 键 词: 轴流风机; 数值分析; 变工况性能; 高空性能; 流动损失

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Off-design performance study of axial flow fan in helicopter

LI Ming, GAO Hong-xia, YU Jian-zu, ZHOU Yi

(School of Aeronautic Science and Engineering,

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

Abstract: This paper analyzed inner flow of an axial flow fan in helicopter at different work conditions by the ways of theoretical analysis, numerical simulation and experiment. The results show that, theoretical hypothesis of relative velocity in the impeller is applicable for rated condition but not for surge condition. When the helicopter flies at high altitude and the fan works at low flow rate condition, backflow will appear firstly in blade tip region and the secondary flow loss increases; increment of helicopter flight altitude also causes separation of boundary layer and widening of jet wake area, thus the fan efficiency further decreases; stalling will first appear in tip clearance area in the event of gathering of low speed flow. So it is important that research on off-design performance should be performed to optimize main aerodynamic parameters influential to fan loss, and also to improve the stability of altitude performance when designing axial flow fan for lubrication system of helicopter.

Key words: axial flow fan; numerical analysis; off-design performance; altitude performance; flow loss

轴流风机是直升机滑油冷却系统的重要部件. 它驱动冷空气通过滑油散热器, 带走冷却过传动装置的滑油热量, 保证直升机主减系统的正常工作, 其性能的好坏对滑油散热器以至整个滑油系统的效率起着至关重要的作用. 我国幅员辽阔, 地形复杂, 灾害频发, 需要大量直升机在各种严酷

自然环境中进行抢救工作. 当直升机在高原作业时, 随高度增加, 由于大气稀薄, 风机质量流量越来越小, 全压、效率等性能参数都会受到很大影响. 要想提高直升机用轴流风机的效率和高空工作性能, 必须对其叶轮内部的流动特性和能量损失机理进行深入的研究. Oro J M F 等^[1]通过试

收稿日期: 2009-09-10; 修订日期: 2010-02-04

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.

验研究了不同工况对转子出口处湍流强度的影响,发现流量减小会引起尾迹区域变宽等不稳定现象。Myung H J 等^[2]测量了一前掠轴流风扇出口流场,发现在大流量工况下,由于叶顶泄漏流的影响,在压力面和吸力面附近存在指向叶根的径向流动,而在额定和小流量工况下则因为轮毂涡产生指向叶根的径向流动,由此产生的尾迹与轮毂涡相互作用使得靠近轮毂区域的尾迹衰减速度很快。Vad J 等^[3]在试验过程中测量了轴流转子出口径向速度对风机内部二次流动的影响,并采用 CFD(计算流体动力学)仿真软件对这一现象进行了分析,结果表明径向速度对二次流影响明显。Nφrtoft S D 等^[4]深入分析了影响轴流风机转子效率的各种参数,包括叶型中线、最大厚度、叶型中线最大弯度、叶型的弯折角、栅距等,讨论了效率最大化与叶轮尺寸之间的矛盾。Lakshmi narayana B 等^[5]测量了叶顶泄漏流场结构,提出了一个叶顶泄漏涡与主流耦合干涉的模型。刘富斌、钟芳源^[6]的研究小组也在弯掠叶片轴流风机的气动性能和变工况性能方面进行了大量研究工作。

在某型直升机的高空飞行试验中,研究人员发现经过高空飞行的滑油系统,其滑油温度比地面工况要高出 5~10℃。这显然是由于在高空飞行时,进入风机的气流质量流量减小,导致气流带走的滑油热量减少的缘故,这对滑油系统的持续高效工作是不利的。本文针对直升机用轴流风机流量小、压力高、转速高和高空变工况工作的特点,通过理论分析、数值计算和试验验证,对风机内部影响叶轮气动特性的各种复杂流动现象,如叶片表面边界层、二次流、射流尾迹等进行综合分析,研究结果将用于指导直升机用轴流风机气动性能和变工况性能的优化设计工作。

本文研究的轴流风机采用前导叶+叶轮的型式,地面额定工况为:空气温度 25℃,流量 2.54 kg/s,转速 8 873 r/min,全压 4 571 Pa,功率 15.6 kW。风机静叶和动叶叶片数分别为 13, 15, 风筒外径为 0.25 m。动叶结构参数如表 1 所示。

表 1 动叶的结构参数

Table 1 Structural parameters of the rotor

不同 截面	轮毂 比	叶栅稠 度 σ	叶片弦长 b/m	叶片弯 曲角/(°)	叶片安 装角/(°)
叶根	0.61	1.52	0.048	30.58	50.88
叶中	0.81	1.26	0.052	19.93	42.39
叶顶	1.00	1.09	0.057	16.03	37.67

1 轴流风机内部流动的理论分析

1.1 叶片出口气流边界层厚度的计算

本文采用利布莱因边界层理论计算边界层相对动量厚度 δ^* ^[7]

$$\frac{\delta^*}{b} = \frac{0.004}{1 - 1.17 \ln D_{eq}^*}$$

(1)

式中 b 为叶片弦长, D_{eq}^* 为当量扩散系数^[8,9]

$$D_{eq}^* = \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \cdot$$

$$\left[1.12 + K + 0.61 \frac{\cos^2 \beta_1}{\sigma} (\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \right]$$

(2)

式中 β_1, β_2 分别为叶轮进出口气流角。

风机流量大于等于额定工况时($\alpha < \alpha^*$), $K = 0$; 风机流量小于额定工况时($\alpha > \alpha^*$), $K = m(\alpha - \alpha^*)^{1.43}$, α 为进口冲角, α^* 为设计冲角。对于 C4 翼型 $m = 0.007$; 对于 NACA65 翼型, $m = 0.0117$ 。 D_{eq}^* 越大, 流道内气流边界层分离情况越严重。

本文还用适用于具有压力梯度的不可压流体边界层的楚肯布洛特方程^[10]进行了 δ_2 的计算。

$$\frac{\delta_2}{b} = \frac{2.865}{Re^{\frac{1}{2}}} \left(\frac{A}{4 + \frac{2}{n}} \right)^{\frac{n}{n+1}} \left[\frac{1 - \left(\frac{1}{\mu} \right)^{\left(4 + \frac{2}{n} \right)}}{1 - \frac{1}{\mu}} \right]^{\frac{n}{n+1}}$$

(3)

式中 Re 为流道中的雷诺数; A, n 为取决于流动类型的常数; $\mu = w_2/w_1$, 即叶轮出口与进口相对速度比。对于湍流情况, $A = 0.0076, n = 6$ 。

计算表明,叶片流道中压力面上的边界层厚度远小于吸力面处,吸力面边界层更易发生分离。因此,本文分别采用利布莱因方法和楚氏方法对叶片流道出口处叶顶、叶中和叶根处吸力面上的 δ_2 进行了计算,得到 δ_2 随流量变化的曲线如图 1 所示。图 1 中的曲线变化情况与文献[11]类似,其中利布莱因方法的计算结果稍大。由图可知, δ_2 在大部分流量区域都保持在几毫米的范围内,且均从叶顶到叶根逐渐减小。这是因为随着流量增大, δ_2 逐渐减小,此时虽然由于气流速度剧降吸力面上也会产生边界层分离,但因 δ_2 相对于流道宽度其值甚小,边界层分离引起的损失一般较小,因此 D_{eq}^* 在大流量范围内变化不大。但随着流量减小,边界层内压力面向吸力面的流动加剧,吸力面叶顶区域 δ_2 增大较快,边界层内流速降低,趋近于零,在与主流方向相反的压差作用下产生回

流, 回流与主流逆向流动, 形成旋涡, 即产生边界层分离现象。流量越小, 低速气流在叶片附面层特别是叶顶区域的堆积现象越严重, 分离现象就越明显, 损失随之急剧增加。

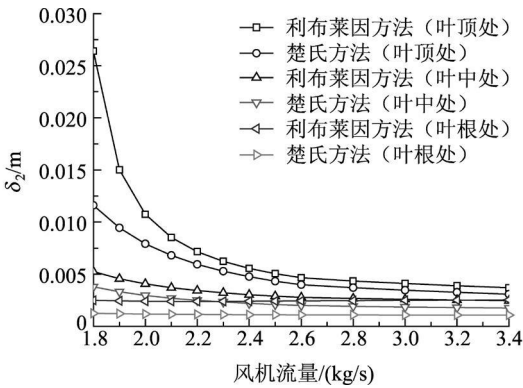


图 1 两种方法计算的边界层厚度

Fig. 1 Boundary layer thickness for two methods

1.2 回转面相对流速分布对二次流的影响

二次流是由于叶片表面和叶顶、叶根边界层内流体微团速度比主流区小很多, 所形成的惯性力不能与由流体微团的圆周运动及叶片曲率形成的惯性力相平衡, 而产生的垂直于主流方向的边界层内压力面向吸力面的流动^[10]。对二次流的分析, 本文采用如下假设条件:

- 1) 二次流由叶片压力面和吸力面之间的压差产生, 此压差可根据边界层外主流区中相对运动的能量方程求得, 二次流损失等于该压差所做的功^[12];
- 2) 二次流仅产生于环壁边界层内, 沿圆周方向由叶片的压力面流向吸力面;
- 3) 相对速度 w 由叶片吸力面至压力面呈线性递减分布。

对于轴流叶轮回转面, 叶片两面的压差即叶片负荷 Δp 为

$$\Delta p = p_p - p_s = \int_{\theta_s}^{\theta_p} \rho c_z \frac{d(rc_u)}{dl} \quad (4)$$

式中 p 为叶片表面静压, 下标 s, p 代表吸力面和压力面, rc_u 为出口处气体涡, l 为流道方向长度, θ 为一个叶轮流道中同一个轴向位置上两个面所在的圆心角角度, 一个叶轮流道所占角度 $\theta_p - \theta_s$ 为 $2\pi/Z$, 其中 Z 为叶片数。

如果不计损失, 则由相对运动的能量方程可得同一半径处叶片两侧压力差为

$$\Delta p = p_p - p_s = \frac{1}{2} \rho (w_s^2 - w_p^2) \quad (5)$$

式中 w 表示相对速度。

为方便研究, 本文假设各回转面上, w 由叶片吸力面至压力面呈线性递减分布, 则平均相对速度 w_m 和叶片两面相对速度差 Δw 分别为

$$w_m = \frac{1}{2}(w_s + w_p), \quad \Delta w = w_s - w_p$$

则由式(5)可得

$$\Delta p = \rho \Delta w \cdot w_m$$

由于轴向速度 $c_z = w_m \sin \beta$, 则

$$\Delta w = \frac{2\pi}{Z} \sin \beta \frac{d(rc_u)}{dl} \quad (6)$$

式中 β 为该流面上的平均气流角。

由以上分析可得压力面上的 w_p 分布为

$$w_p = \frac{c_z}{\sin \beta} - \frac{\pi}{Z} \sin \beta \frac{d(rc_u)}{dl} \quad (7)$$

由式(7)可知, 当流量降低到某一数值时, α 随之降低, $w_p < 0$, 流道内将出现回流, 边界层分离和二次流加剧引起的损失随之增加, 导致风机脱离合理工作区域, 从而影响风机的工作性能。设计时控制好 rc_u 沿流线的分布, 可以较好的控制 w_p 。

2 轴流风机内部流动的数值模拟

2.1 数值计算模型

数值模拟首先要根据所研究的轴流风机的结构参数进行风机三维造型, 为简化风机数值仿真模型, 对一组静叶和动叶采用单流道模型建模, 如图 2 所示。对流道中的气流模拟区域采用 H 型网格进行离散化, 对叶片、轮毂和轮盖壁面处的网格进行了局部加密, 以捕捉壁面处的复杂流动现象。借助计算精度较高的 SST (shear stress transport) 模型封闭湍流控制方程, 采用 high resolution 方法求解连续方程、动量方程、湍流动能和湍流能耗散率方程, 残差精度要求为 $\leq 10^{-5}$ 。

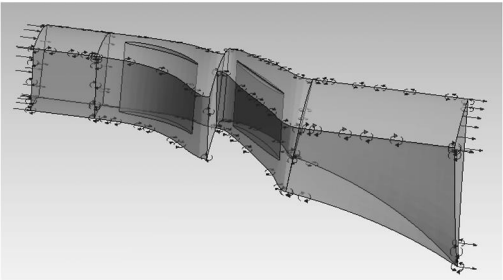


图 2 轴流风机的计算模型

Fig. 2 Computational modal for axial flow fan

对于边界条件, 计算域进口处给定总温总压, 出口处给定流量, 壁面均采用无滑移边界条件, 叶栅前后设置延伸段以获得均匀的来流、出流条件, 转子与静子的交界面采用 Stage 模型, 其余交界面采用周期边界条件。

2.2 数值计算结果与试验结果比较

采用排气试验装置, 对某型直升机滑油冷却风扇进行了测试。功率采用功率表测量, 联轴器经过动平衡校正以避免振动引起误差; 出口静压采用 U 型管压力计测量; 采用差压变送器和单输入通道数字式智能仪表测量和显示出口动压, 进而计算流量, 采用数字温度显示仪测量风扇出口气流温度。

为保证测点均匀, 按流量等分来分布测点。每一工况测量前, 需有足够时间确保压力、流量和温度的稳定, 通过调节控制风扇流量由大到小或由小到逐渐变化, 逐点测试风扇的动压、静压和功率。由于风扇在喘振点的压力和流量极不稳定, 难以准确测量, 在小流量工况区进行了多次测量。实验中通过节流阀调节流量, 测量了喘振点 (1.84 kg/s 左右) 和最大流量点 (3.36 kg/s 左右) 之间一系列流量对应的风机性能值, 如图 3 所示。风机最高效率为 0.73, 高效工作区域为 $2.24 \sim 3.06 \text{ kg/s}$ 。

由图 3 可知, 试验测量和数值仿真得到的风机全压-流量曲线、静压-流量曲线和效率-流量曲线, 结果均比较吻合, 证明了数值仿真计算的可靠性。

2.3 数值计算结果的分析

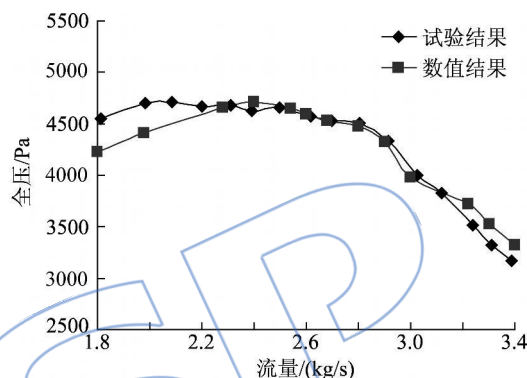
图 4 为三个工况叶轮转子内的流线图。如图 4(b) 所示, 风机工作在额定工况 2 时, 气流流线平稳, 由于压力面侧和吸力面侧压差较高, 叶顶处存在泄漏流动; 而当风机工作在最大流量点 (工况 1) 时, 由于吸力面侧静压降低, 叶顶处压力面侧和吸力面侧的压差和泄漏量都比额定工况时大。

图 4(a) 着重展示由泄漏流在吸力面叶顶附近引起的一股卷流, 可以看出, 气流泄漏量较额定工况大, 且泄漏点前移。

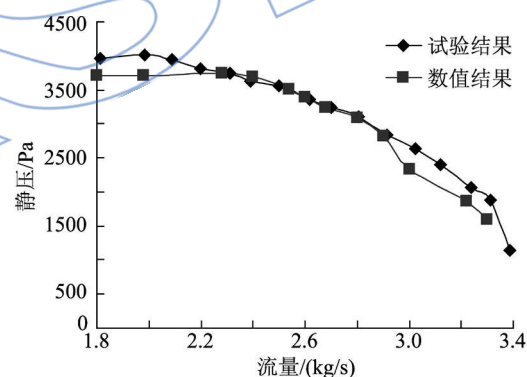
当风机工作在喘振点 (工况 3) 时, 叶顶区域出现回流, 仅在压力面附近有少量气流流向出口, 叶顶区出口流量变小, 出口角比叶中和叶根区域小。这是由于边界层内压力面向吸力面流动, 引起吸力面边界层加厚和分离, 加之出口处叶顶区域低速流体压力较高, 使吸力面叶顶处出现局部回

流。在边界层内的气体从压力面向吸力面的流动过程中, 流道中产生垂直于流动方向的二次流旋涡, 导致流动损失加大。如流量进一步降低, 二次流对风机气动性能的影响更大。

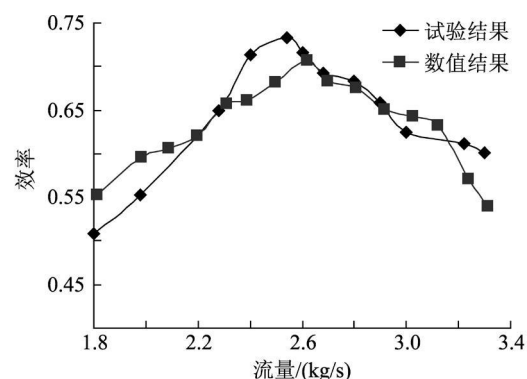
图 5 为三个工况的流道子午面矢量图。由图 5 可以看出, 风机工作在工况 1 和工况 2 时, 流线近似平行于风机轴。在工况 3 时, 叶顶处气流往叶根处倾斜, 在叶顶处形成回流和旋涡, 且沿着流向逐渐扩大。叶片顶部的旋涡使出口压强下降。如果流量进一步减小, 出口压强将随之减小。



(a) 全压-流量曲线



(b) 静压-流量曲线



(c) 效率-流量曲线

图 3 数值计算与试验求得的性能曲线

Fig. 3 Performance curve for numerical simulation and experiment

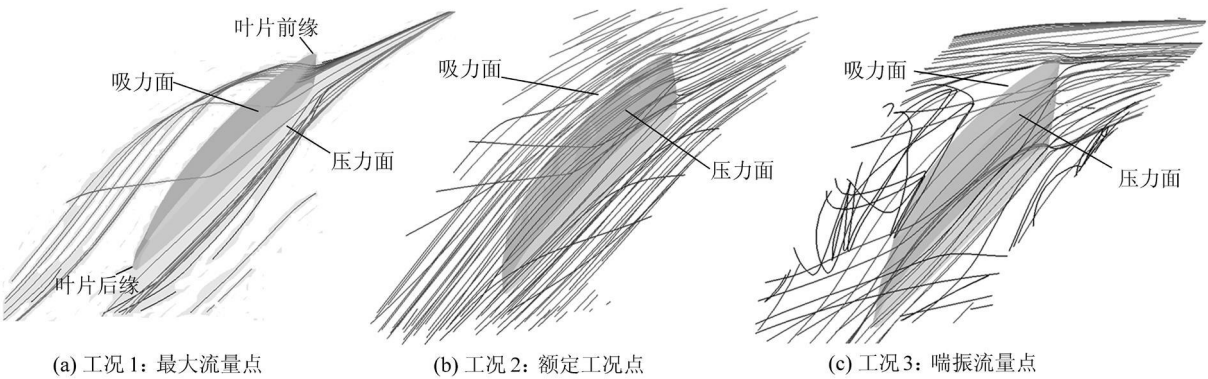


图 4 三个工况时叶轮转子内的流线图

Fig. 4 Streamlined diagram in the rotor for three conditions

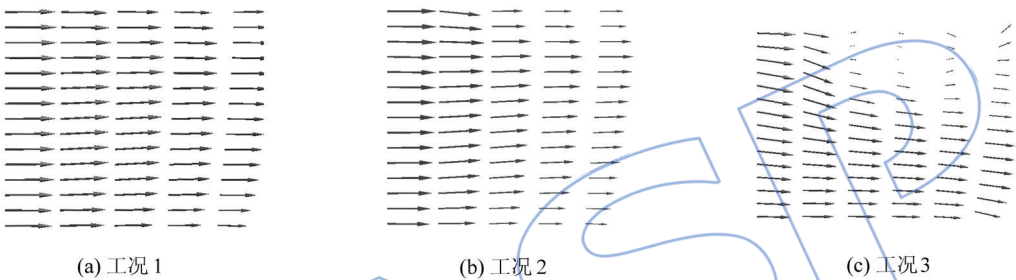


图 5 三个工况的流道子午面矢量图

Fig. 5 Vectorgraph for meridional plane of the flow passage

图 6、图 7 分别为工况 2、工况 3 时, 沿流动方向, 流道中三个垂直于流向截面处的相对速度云图。

如图 6(a) 所示, 流道进口处, 速度最高处 1 在吸力面一侧, 而速度最低处 2 在压力面一侧, 这证实了理论分析中相对速度 w 分布假设的合理性。图 6(b) 中, 吸力面一侧高速区继续增大, 而压力面一侧速度较进口处有所增加, 受流道两侧压力差和叶顶泄漏气流的影响, 低能流体开始聚集于叶顶处, 这是由于叶片表面受到边界层作用, 在靠近壁面处气流的压强与主流压强相同, 而流速很低, 所产生的离心力不足以克服压力面与吸力面间的压差而向吸力面流动, 从而形成二次流。二次流将压力面的低能流体往吸力面输送, 使得叶顶处出现低速区。图 6(c) 中, 压力面速度继续增大, 在叶顶附近形成一个局部高速区; 整个吸力面上速度都有所降低, 成为低速区。流道中心速度较高, 而往叶顶、叶根两侧速度则逐渐降低, 这说明二次流将压力面的低速气流输送到吸力面, 吸力面边界层在叶片尾部的堆积形成低速区即尾迹区, 而压力面附近被挤压形成高速区即射流区。在

除去压力面和吸力面附近的大部分流道区域内, w 分布假设仍然成立, 说明该假设适用于额定工况时整个流道的分析。

图 7(a) 中的流道进口处, 吸力面叶顶处出现回流, 气流往叶根侧偏移, 吸力面侧的高速区也相应地向叶根侧偏移。叶顶侧气流流量减小, 入口处冲击损失增大。进口处相对速度分布基本满足 w 分布假设。图 7(b) 中, 叶顶处回流情况加剧, 气流主要通过压力面一侧流向出口, 且往叶顶处偏移。压力面一侧速度逐渐增加, 在叶顶处形成高速区。

图 7(c) 中, 回流区和叶顶低速区继续扩大, 通道中的高速区域偏移到叶根区域。此时, 风机出口处的尾迹区和射流区都较额定工况扩大很多。如果流量继续减小, 尾迹区和射流区将继续扩大, 将对风机造成危害。此时出口处 w 分布与假设相差很大。

采用理论方法和数值方法计算得到的叶顶、叶中和叶根截面流道内的 D_{eq}^* 值分布有着相同的趋势, 如图 8 所示, 这与文献[8]的计算结果趋势相符。在整个流量范围内, D_{eq}^* 在叶顶处最低, 在叶根处最高。在流量小于 2.12 kg/s 的范围内, 随

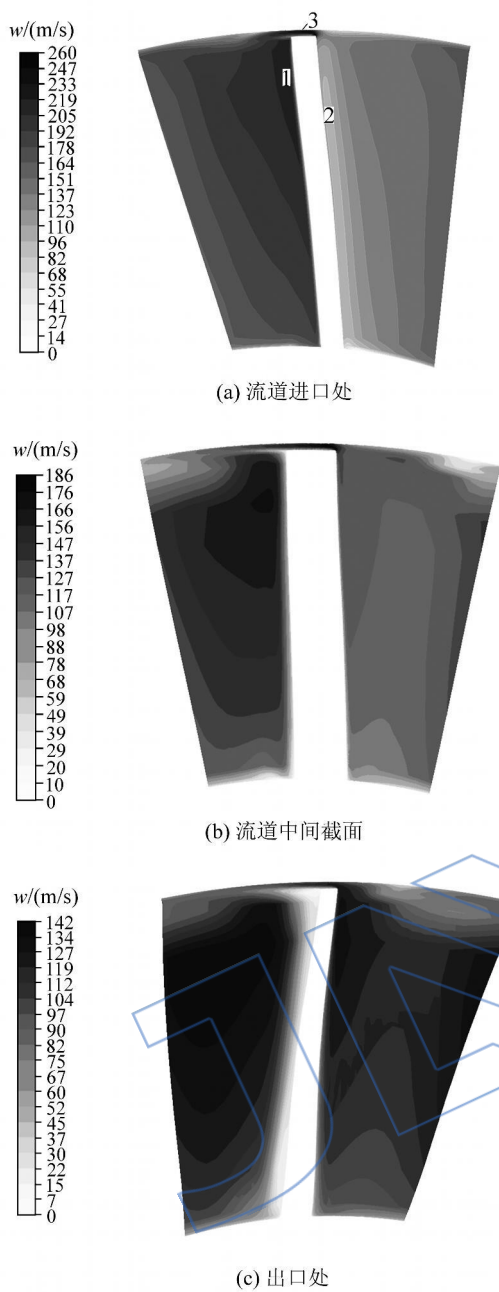


图 6 相对速度云图(工况 2)

Fig. 6 Contours of relative velocity (condition 2)

流量减小, 叶根处首先出现 D_{eq}^* 大于 2.0 的情况, 然后再是叶中、叶顶处. 而由于叶顶处压力较高、低速气流较多, 边界层易发生分离现象, 故损失也较叶中和叶根处大. 图 9 为工况 3 时流道内 80% 叶高截面处的流线图. 此时吸力面附近充满较大的旋涡, 说明此处已经发生气流分离, 风机损失较大. 直升机在高空运行时, 风机叶顶处转速高、气流角小, 大部分气流流向压力面, 而在吸力面一侧形成分离区, 且分离区沿流向逐渐扩大. 飞行高度越高, 风机流量越小, 损失越大, 性能越低, 对整个滑油系统的危害就越大.

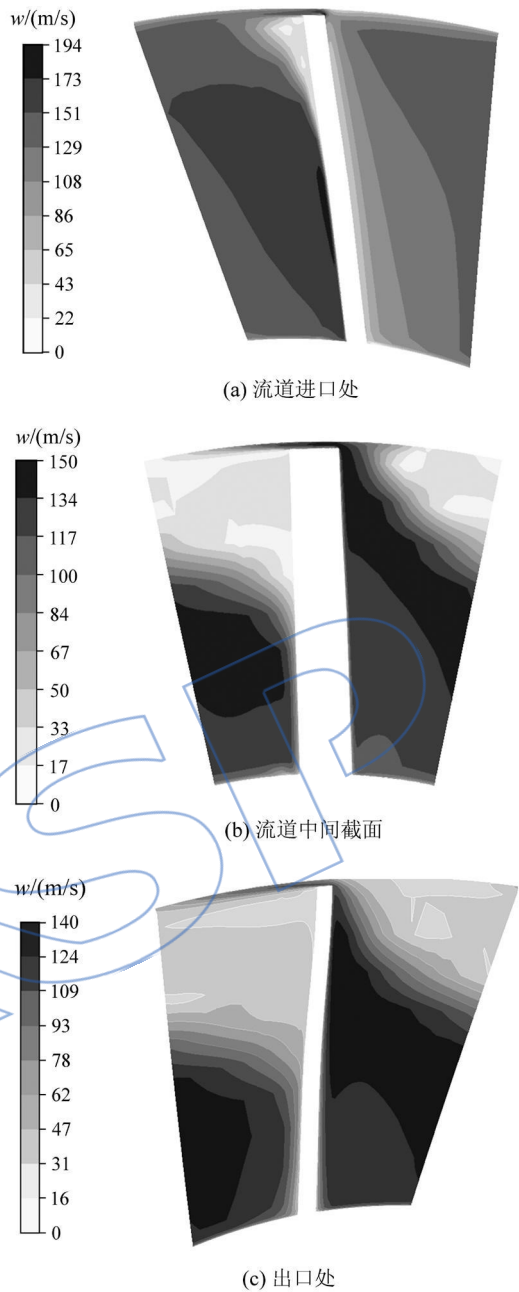


图 7 相对速度云图(工况 3)

Fig. 7 Contours of relative velocity (condition 3)

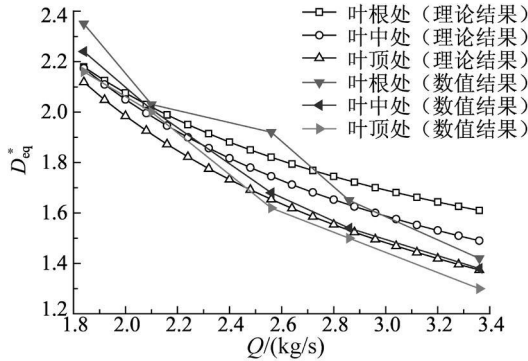


图 8 D_{eq}^* 值分布

Fig. 8 Distribution of D_{eq}^*

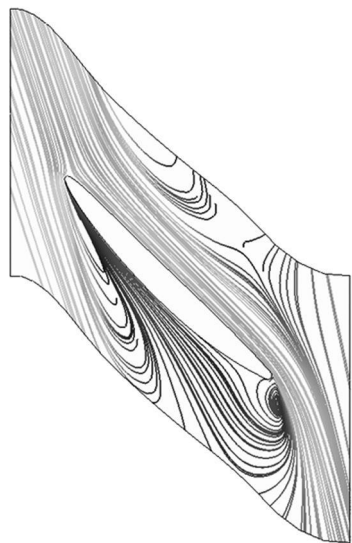


图9 叶顶处的气流流线

Fig.9 Streamline for the cross section of blade tip

3 结 论

本文采用理论分析、数值计算和试验研究相结合的方法,对某型直升机用轴流风机在不同工况下的内部流动进行了比较分析,得到以下结论:

1) 理论分析中关于相对速度分布的假设适用于额定工况下整个叶轮流道和小流量工况下进口处的流动分析。但由于二次流和边界层增厚、分离引起的“射流-尾迹”等不稳定因素,小流量工况下出口处相对速度分布则呈现与理论分析相反的情况。

2) 直升机滑油系统用轴流风机流量较小、压力较高,随着飞行高度增加,空气密度降低,系统质量流量减小。流道中边界层厚度增加,如流量过小,易导致边界层分离,射流-尾迹区域扩大,造成风机内部速度分布不均和效率下降。

3) 直升机高空飞行时,二次流将压力面的低能流体输送到吸力面,使得叶顶处出现低速区,流量越小,二次流损失越大。叶顶处低能流体越多,风机越容易出现失速喘振,这不利于直升机高空飞行时滑油系统的稳定性。

4) 在设计直升机滑油系统用轴流风机时,应注意对其变工况性能进行研究,对影响变工况下叶轮内部流动损失的主要气动参数进行优化设计,以提高系统高空工作的稳定性。

参考文献:

- [1] Oro J M F, Ballesteros-Tajadura R, Marigorta E B, et al. Turbulence and secondary flows in an axial flow fan with variable pitch blades[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(4): 041101(11 pages).
- [2] Myung H J, Baek J H. Mean velocity characteristics behind a forward swept axial flow fan[J]. JSME International Journal, Series B, 1999, 42(3): 476-488.
- [3] Vad J, Bencze F, Corsini A, et al. Nonfree vortex flow effects in an axial flow rotor[J]. Mechanical Engineering, 2001, 45(2): 201-216.
- [4] Nørtoft S D, Thompson M C, Nørkær S J. Toward improved rotor-only axial fans: Part III- Design optimization for maximum efficiency[J]. Journal of Fluids Engineering, 2000, 122: 324-329.
- [5] Lakshminarayana B, Zaccaria M, Marathe B. The structure of tip clearance flow in axial flow compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117(3): 336-347.
- [6] 刘富斌, 钟芳源, 杜朝辉. 前弯动叶片变工况性能的估计方法[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 36-39.
LIU Fubin, ZHONG Fangyuan, DU Zhaohui. A modified estimation method for off design performance prediction of forward skewed rotor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2): 36-39. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] Jang C M, Sato D, Fukano T. Experimental analysis on tip leakage and wake flow in an axial flow fan according to flow rates[J]. Journal of Fluids Engineering, 2005, 127: 322-329.
- [9] 吴克启. 透平压缩机械[M]. 北京: 机械工业出版社, 1989.
- [10] 成心德. 离心通风机[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [11] 李宝宽, 成心德. 求解边界层计算离心风机叶道内的摩擦损失[J]. 东北工学院学报(自然科学版), 1990, 11(5): 490-496.
LI Baokuan, CHENG Xinde. Boundary layer theory used to calculation skin friction loss in flow passage of centrifugal impeller[J]. Journal of Northeast University of Technology (Natural Science), 1990, 11(5): 490-496. (in Chinese)
- [12] 张景松, 步天浚. 子午加速轴流风机叶轮损失沿径向分布的计算及研究[J]. 东北工学院学报(自然科学版), 1986(4): 63-69.
ZHANG Jingsong, BU Tianjun. Calculation of radial loss distribution on meridionally accelerated impellers[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 1986(4): 63-69. (in Chinese)