

文章编号: 1000-8055(2006)01-0119-06

直升机用高转速、小流量轴流风扇设计

高红霞, 余建祖, 谢永奇
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘要: 小流量、高转速、小尺寸轴流风扇的设计是高性能直升机滑油冷却系统的关键技术之一。针对直升机用轴流风扇的特点, 进行了基本结构型式的分析和参数的优化计算; 采用简化的三元流动设计理论得到叶轮叶片气动设计径向平衡方程式和求解约束条件, 进而引入了控制涡设计理论进行风扇叶片造型, 获得了优良的气动性能; 采用“改进损失模型”的效率计算方法, 为叶片气动方案的优化选择提供了理论依据。应用于某型号直升机用滑油冷却轴流风扇的设计计算, 所得结果与试验结果吻合较好。

关键词: 航空、航天推进系统; 直升机; 轴流风扇; 设计; 控制涡
中图分类号: TP305 **文献标识码:** A

Design of a High Rotating Speed, Low Flow Rate Axial Flow Fan Used on Helicopters

GAO Hong-xia, YU Jian-zu, XIE Yong-qi
(School of Aeronautical Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In the oil cooling system of a high performance helicopter, the low mass flow, high rotating speed and small size axial flow fan design is a key task. This special fan's structure was analyzed, and optimization of the relevant parameters was conducted. To obtain good aerodynamic characteristics, the radial aerodynamic balance equations were adopted to build the fan's rotating blades, which were evolved from the simplified three dimensional flow theories, the constraint conditions and the control vortex theory. The improved loss computing method was used to calculate the fan's efficiency, and to optimize design schemes. There is a good agreement between the design results and the experimental data while the design method is applied to an axial flow fan design for a helicopter.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; axial flow fans; design; control vortex

符号说明

C10

叶片弯度

$c/(m/s)$	绝对速度
$G/(kg/s)$	质量流量
K	前导叶预旋系数的倒数

收稿日期: 2005- 01- 24; 修订日期: 2005- 04- 26

协作课题: 国防重大项目协作课题

获奖项目: 本文的研究成果获得国防科工委科技成果三等奖(2003GFJ3382)

作者简介: 高红霞(1977-), 女, 河南卫辉人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院博士生, 主要从事航空动力润滑系统热控制及航空电子设备热控制的研究

$H/(J/kg)$	风机全压
ΔL	相对损失
n	速度环量指数
n_s	比转速
r/m	半径
t/b	相对栅距
$u/(m/s)$	圆周速度
$w/(m/s)$	相对速度
x_b	轮毂比
$\beta/(\circ)$	相对速度与圆周速度之间的夹角
δ/m	叶轮顶端间隙,
η	效率
ξ	损失系数
$\rho/(kg/m^3)$	密度
σ	叶栅稠度
$\omega/(rad/s)$	风机旋转角速度
下标:	
0	前导叶进口
1	动叶轮进口, 前导叶出口
2	动叶轮出口, 后导叶进口
4	扩散筒出口
D	扩散筒出口
h	叶根
i	沿叶高的某截面处
m	平均值
p	翼型
R	动叶轮
S	前导叶
SW	出口旋流
s	二次流
t	叶尖顶端
th	理论值
u	叶轮周向
z	叶轮轴向

轴流式风扇是高性能直升机滑油冷却系统的重要组成部分。它的主要作用是给冷却气流提供动力, 并使其能够以足够的流量通过滑油散热器, 带走冷却过传动系统的滑油的热量, 保证各级减速器安全可靠工作, 并获得满意的工作寿命。轴流风扇的合理设计对滑油冷却系统乃至整个传动系统的性能和寿命起着至关重要的作用。

轴流式风扇作为民用产品, 其设计已经发展的比较成熟, 但作为直升机滑油冷却系统冷却气流的动力部件, 目前未见有公开研究文献发表。直

升机滑油冷却轴流风扇具有转速高(5 500~ 11 800 r/min)、流量小(1 000~ 8 000 m³/h)和体积小等有别于一般民用轴流风扇的特点, 其设计具有一定难度, 我国直升机用滑油冷却风扇过去一直是依赖进口, 这不能适应我国直升机事业发展的形势。受中国直升机设计研究所的委托, 开展了直升机用滑油冷却轴流风扇设计技术的研究。本文针对直升机用轴流风扇的特点, 提出了一套较科学和系统的设计方法, 在此基础上开发的CAD软件, 已成功应用于工程实际。

1 风扇的结构设计

1.1 基本结构型式的确定

根据直升机滑油冷却轴流风扇的特点, 主要采用叶轮前设置导叶的结构型式^[1], 如图1所示。气流沿轴向进入前导叶, 经导叶后产生与叶轮旋转方向相反的旋转速度。相对于单独叶轮, 后置导叶和前后均设置导叶的结构, 前置叶轮具有以下优点:

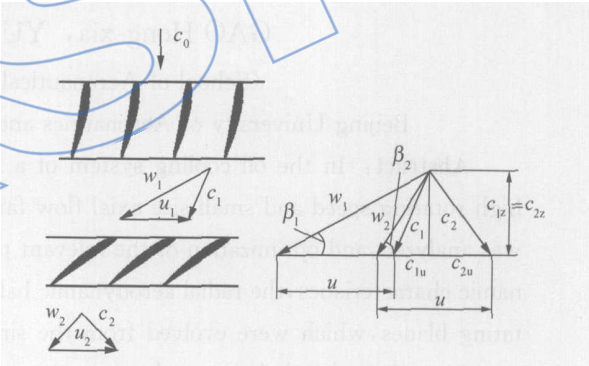


图1 进出口速度三角形

Fig 1 inlet and outlet velocity triangles

(1) 在转速和叶轮尺寸相同时, 前导叶使叶轮进口产生反预旋, 可使增加, 获得的能量较高。如果气流获得相同能量时, 则前导叶型的叶轮直径可以稍小, 因而体积小, 可以减轻重量。

(2) 工况变化时, 冲角的变动较小, 因而效率变化较小。

(3) 当反预扭使叶轮进、出口绝对速度相等, 方向相反($c_1 = -c_2$)时, 前导叶中气流只有方向的改变(纯导流作用), 而没有扩压任务, 所以前导叶在结构和制造工艺上的要求就可以低些。

1.2 轮毂比

轮毂比对风扇性能影响较大, 过小的值会使叶根处的相对栅距过小, 使该处叶栅产生相互干

涉现象,引起性能下降。另外,小的轮毂比也将使叶片过长,结构上不允许。若过大,则叶片过短,叶片壁面摩擦损失增加,效率亦降低。民用轴流风扇设计普遍利用与比转速的统计关系确定,但在直升机滑油冷却风扇的工况下这种方法并不适用,由于转速较高,确定的往往过大。所以设计中对不同的轮毂比方案,根据最高效率和性能参数计算结果的合理性进行寻优。实例计算表明这是一种有效的方法。

2 叶轮气动设计

叶轮叶片的气动设计一直是轴流风扇设计的重点,采用一种好的设计方案可以明显提高风扇的效率,对于对效率要求较高的直升机用轴流风扇来说,则更为重要。

2.1 径向平衡方程式

在叶轮叶片气动设计中采用简化的三元流动设计^[2],假定气体流动是理想的稳定流动,与外界没有热交换,略去气体重力;并把气体流动简化为径向分速为零的圆柱层分层的流动,即认为流体的流面为圆柱面,只有圆周分速 c_u 和轴向分速 c_z ,各相邻圆柱面上的流动互不相关。叶轮轴向间隙中,沿径向 H_{th} 及 c_u 和 c_z 变化关系的径向平衡方程式为:

$$\frac{dH_{th}}{dr} = \frac{1}{2} \rho \left[\frac{1}{r^2} \frac{d(r \cdot c_u)^2}{dr} + \frac{dc_z^2}{dr} \right] \tag{1}$$

若沿径向不变,即等加功量,则有:

$$\frac{1}{r^2} \frac{d(r \cdot c_u)^2}{dr} + \frac{dc_z^2}{dr} = 0 \tag{2}$$

为了满足径向平衡要求, $r \cdot c_u$ 沿叶高分布的规律必须和轴向速度 c_z 沿叶高的分布规律相配合。

2.2 约束条件

求解最佳叶片扭曲规律的两个约束条件^[2]:
流量:

$$G = \int_h 2\pi r \cdot c_z \cdot \rho \cdot dr \tag{3}$$

理论全压:

$$H_{th} = (1/G) \cdot \int_h 2\pi r \cdot \rho \cdot c_z \cdot \rho \omega \cdot r \cdot K_{cu} \cdot dr \tag{4}$$

其中:理论全压沿叶片高度进行了流量加权平均。

2.3 叶片扭曲设计规律

民用轴流风扇多采用经典的自由涡(即速度

环量 $r c_u$ 为常量)叶片扭曲规律进行叶轮叶片的气动设计。而在直升机设计工况下,采用这种扭曲规律往往会造成叶根出口气流扭速过大,增大叶片负荷,恶化叶根处的气动性能,所以我们在设计中引入了控制涡设计理论,采用如速度环量指数 $n=0.5$ 的扭曲规律^[1],从根本上解决了这一问题。

设计认为沿叶片径向:

$$r^n c_u = \text{Const} ; \quad n = 0.5 \tag{5}$$

控制涡设计中还有一种叫抛物线扭曲规律^[3],即 $r c_u$ 沿叶片径向为抛物线分布, H_{th} 沿叶片径向按“凸”型分布,即叶片中部加功量大,叶尖、叶根区的加功量小,这样可以尽量减少叶轮上各种气流流动损失,但这种扭曲规律适用范围较窄。

例如在某型直升机用滑油冷却风扇的设计中,利用径向平衡方程、叶片扭曲规律和流量、理论全压的约束条件之间的关系,分别采用自由涡、 $n=0.5$ 和抛物线3种扭曲规律进行了叶片气动设计,得到3种叶片沿高度变化的性能曲线如图2所示。

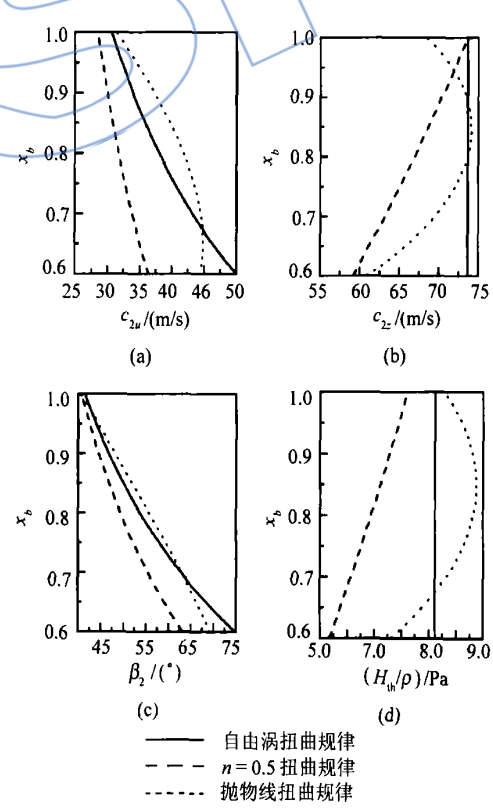


图2 3种叶片扭曲规律主要性能曲线比较
Fig 2 Main performance curves comparison in three blade twist rules

图2(a)中,按自由涡和抛物线扭曲规律设计的叶根区域的 c_{2u} 大。 c_{2u} 越大,叶片扭曲的就越厉

害,这对叶片的制造、强度和振动是不利的;其次, c_{2u} 越大,叶轮出口处气流的旋流损失就越多,导致风扇效率降低。图2(b)中,虽然抛物线扭曲规律下的 c_{2z} 沿叶高的分布比较符合实际情况,但是它和自由涡扭曲规律的速度值都比较高,增加了气流流过叶轮时的损失。图2(c)中,自由涡与抛物线扭曲规律的 β_2 大,说明该处气流转折大,发生气流分离的可能性增大,能量损失增加。图2(d)中,抛物线扭曲规律的 H_{th} 最大。 H_{th} 越大,气流扩压越大,气流与壁面附面层的分离也越严重,进而引起较大的气流损失。

以上各曲线的综合分析比较说明,选择速度环量指数 $n=0.5$ 是一种较好的叶片扭曲规律,可以保证较好的风扇性能,而在民用风扇中使用较多的自由涡扭曲规律和使用效果较好的抛物线扭曲规律用于小叶轮外径的直升机滑油冷却轴流风扇的叶轮气动设计,得到的风扇性能并不是最理想的。

3 风扇效率计算

主要对风扇流动效率进行详细计算,计算公式为:

$$\eta = 1 - \Delta L_R - \Delta L_S - \Delta L_{SW} - \Delta L_D \quad (6)$$

3.1 动叶损失计算

对风扇的动叶损失进行计算时有两种损失模型,常规损失模型和改进损失模型^[4]。

常规损失模型的计算只涉及到了少数几个气动参数和叶轮参数,并不能正确的表达各种叶片扭曲规律下的实际损失。因为在不同的扭曲规律下,它们的区别主要反映在沿叶高气流出口处具有不同的扭速、轴速、气流角、叶片安装角和叶片弯曲角等,只靠前面几个参数是不能真实反映它们的效率差别的。另一方面,该模型的损失计算是取叶片平均半径处的叶栅参数来进行的,这样的计算结果也不能正确反映不同扭曲规律对效率的影响。

改进损失模型是先将3种损失表达为入口气流动能乘以一损失系数,然后用翼型损失和二次流损失沿叶高的各截面按流量加权平均。这种损失模型能够较准确的反映不同叶片扭曲规律下的动叶效率。所以,在对叶片进行详细设计时采用了改进损失模型计算动叶损失。

(1) 翼型相对损失

$$\Delta L_{Rpi} = (0.5 \rho W_1^2 \cdot \eta_k \cdot \xi_p / H_{th})_i \quad (7)$$

采用利不莱因(Lieblein)边界层理论,用求得的全压损失系数来估算轴流叶轮的翼型损失系数 ξ_p ^[5]。

按流量加权平均得:

$$\Delta L_{Rp} = (1/G) \cdot$$

$$\int_h 2\pi r \cdot \rho \cdot c_{2m} \cdot \Delta L_{Rpi} \cdot dr \quad (8)$$

(2) 二次流相对损失

与翼型相对损失计算相同,只是二次流损失系数:

$$\xi_{si} = (acy)_i \quad (9)$$

式中: a 为一系数,对于翼型叶片, a 通常取0.013,对于等厚度平板叶片, a 通常取0.02。

(3) 顶端间隙相对损失

$$\Delta L_{Rt} = 0.5 \rho W_1^2 \cdot \eta_k \cdot \xi_t / H_{th} \quad (10)$$

其中:

$$\xi_t = \frac{4\sqrt{2}}{5} \frac{\delta w_{1t}}{r_t c_z} \frac{2\alpha}{1+x_b} c_{10,t}^{1.5} \quad (11)$$

(4) 动叶相对损失

$$\Delta L_R = \Delta L_{Rp} + \Delta L_{Rs} + \Delta L_{Rt} \quad (12)$$

(5) 动叶效率

$$\eta_k = 1 - \Delta L_R \quad (13)$$

式中: η_k 可以通过(7)~(13)式的迭代求得。

3.2 前导叶损失计算

前导叶损失 ΔL_S 包括翼型损失 ΔL_{Sp} 和二次流损失 ΔL_{Ss} 两项。这两项中损失的计算关系式同动叶叶片中的相应关系式,只是式中的参数值不同。

3.3 出口旋流损失计算

当动叶后没有装置后导叶时,动叶出口的偏转气流的动能不能转变为静压能,并以各种形式损失掉,其相对损失在不同截面处的表达式为:

$$\Delta L_{SWi} = (0.5 \rho c_{2u}^2 \cdot \eta_k / H_{th})_i \quad (14)$$

按流量加权平均得:

$$\Delta L_{SW} = (1/Q) \cdot$$

$$\int_h 2\pi r \cdot \rho \cdot c_{2z} \cdot \Delta L_{SWi} \cdot dr \quad (15)$$

3.4 出口扩压损失计算

对于直升机用滑油冷却风扇的等直径扩散筒和部分流线型整流体,取扩压效率 η_b 为0.78。

$$\Delta L_D = (1 - \eta_b) \cdot \eta_k \cdot 0.5 \rho (c_4^2 - c_z^2) / H_{th} \quad (16)$$

表1 3种叶片扭曲规律间各种损失和效率的比较

Table 1 Losses and efficiency comparison in three blade twist rules

比较项目	动叶轮相对损失/%	前导叶相对损失/%	旋绕速度损失/%	气流出口扩压损失/%	风扇流动效率/%	风扇效率/%
自由涡	7.3	1.2	11.3	12.5	67.7	65.6
$n=0.5$	6.1	1.0	7.6	13.6	71.7	69.5
抛物线	7.9	1.1	11.8	12.4	66.8	64.8

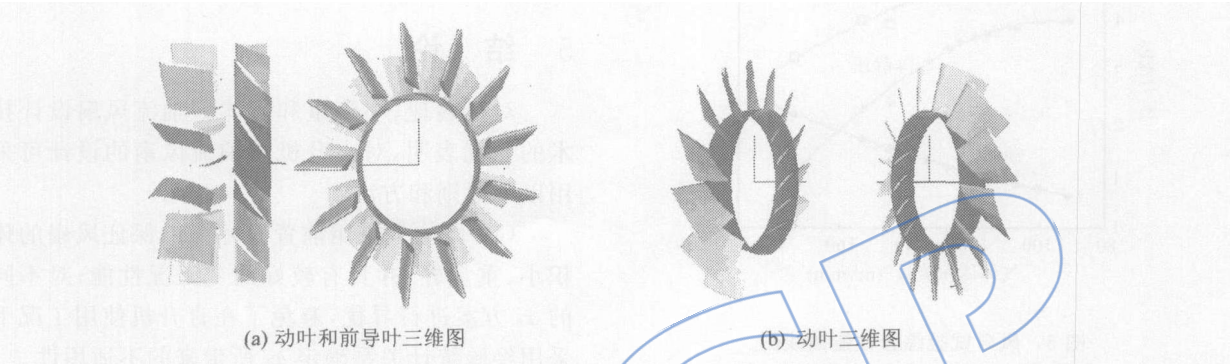


图3 直升机用滑油冷却轴流风扇叶片三维图显示

Fig 3 3-D display of the axial fan's blades used for oil cooling on helicopter

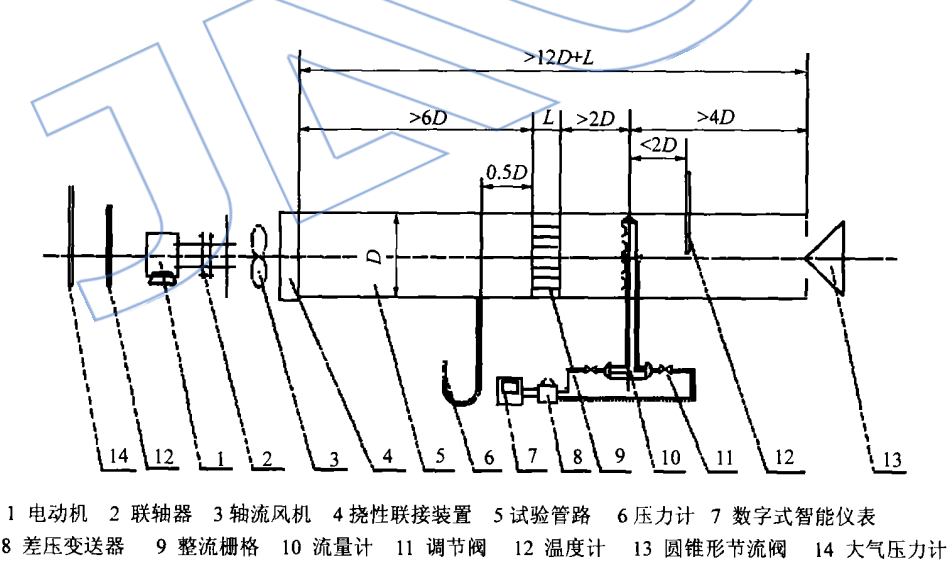


图4 试验装置示意图

Fig 4 View of the expriment apparatuses

3种叶片扭曲规律下风扇的各种相对损失和效率,以及它们之间的比较如表1所示,表中的各项数据与前面对主要气动性能曲线的分析吻合,证明“改进损失模型”的效率计算方法,可为叶片气动优化选择提供有力依据。

在上述设计技术研究的基础上,开发了直升机滑油冷却轴流风扇CAD软件,并用软件对某型

号直升机用滑油冷却轴流风扇进行了设计,设计结果如表2所示。根据计算获得的叶片参数,由OpenGL实现的 $n=0.5$ 扭曲规律下的前导叶和动叶三维图如图3(a)和(b)所示。

4 设计结果及与试验结果比较

根据滑油冷却风扇在直升机上的安装、工作

情况以及GB 1236-85 要求采用排气试验装置测试
风扇性能, 试验装置示意图如图 1 所示, 试验所获
得综合性能曲线如图 5 所示。

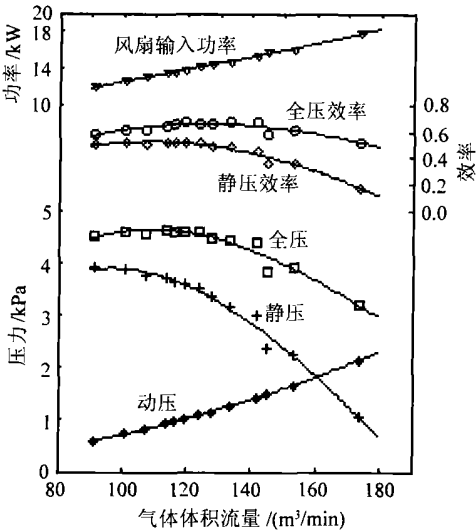


图 5 风扇试验综合性能曲线图

Fig 5 The measured overall performance curves
of the axial fan

表 2 直升机用滑油冷却轴流风扇的设计结果及其与
试验结果的比较

Table 2 The designed outcome and comparison with
the measured of the axial fan used
for oil cooling on helicopters

设计 工况	全压/Pa	流量/(m ³ /min)	转速/(r/min)
	5 000	127.0	8 873
置导叶、装备有部分整流芯体、 采用 $n=0.5$ 叶片扭曲规律			
实体 结构	叶轮外径	轮毂比	叶片数
	246 mm	0.61	15
	轴向总长	动、导叶重量	动叶轮材料
	0.231 m	0.735 kg	ZL 105
比较 项目	风扇全 压/Pa	风扇输入 功率/kW	风 扇 效 率
试验结果	4 751.4	15.6	0.645
理论计算	5 000	14.88	0.696
相对误差	5.23%	4.62%	7.75%

表 2 的设计工况、实体结构和比较项目栏分
别罗列了该风扇的设计工况, 设计获得的实体结

构以及设计得到的性能参数与试验结果间的比
较。可以看出: 在设计工况栏所示的设计工况流
量下, 风扇设计全压相对于试验结果的误差为
5.23%, 风扇输入功率的相对误差为 4.62%, 风
扇效率的相对误差为 7.75%。理论设计中的模
型简化、经验计算方法的引用以及试验中的测
量误差等都是产生相对误差的主要因素, 在可接
受的工程应用误差范围内, 可以认为本设计计
算结果与试验结果能够较好的吻合, 完全满足
工程设计的需要。

5 结 论

对高转速、小流量和小体积轴流风扇设计技
术的研究表明, 对直升机用轴流风扇的设计可
采用以下原则和方法:

(1) 结构上采用前置导叶可以保证风扇的体
积小、重量轻, 并具有较好的变工况性能; 对不
同的 x_b 方案进行寻优, 避免了在直升机使用工
况下采用经验统计关系确定 x_b 所带来的不适
用性。

(2) 在叶轮气动设计上采用控制涡理论中速
度环量指数 $n=0.5$ 的叶片扭曲规律对叶片进
行造型, 可以保证较好的风扇性能。

(3) 采用“改进损失模型”计算风扇效率具
有一定的准确性, 可为叶片气动方案的优化选
择提供有力依据。

参考文献

[1] 乐志成. 轴流式压缩机[M]. 北京: 机械工业出版社, 1980

[2] 吕文灿. 轴流式风机三维设计中的控制涡研究[J]. 华中理工大学学报, 1993, 21: 64~68

Lu Wen-can. An Investigation of Controlled Vortex in the 3-D Design of the Axial Flow Fan [J]. Journal of HuaZhong University of Science and Technology, 1993, 21: 64~68

[3] 李秋实, 陆亚钧, 冯毓诚, 等. 民用通风机气动设计新特点及设计方法的新发展[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 31~34

Li Q iushi, Lu Yajun, Feng Yucheng, et al. A New Progress in Aerodynamic Design of Draft Fan. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 31~34

[4] 张师帅, 蔡兆林. 轴流通风机动叶损失的一种计算方法[J]. 风机技术, 2000, (3): 12~14

Zhang Shisuai, Cai Zhaolin. A Calculating Method for Rotary Blade Loss of Axial Fan [J]. Compressor Blower & Fan Technology, 2000, (3): 12~14

[5] 秦鹏译. 轴流压气机气动设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975