

升力风扇唇口特征几何与其气动性能关联性分析

王思维¹, 王掩刚¹, 刘汉儒¹, 陈延俊¹, 刘淑丽²

(1.西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072; 2.中国航空工业空气动力研究院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要:悬停状态下,唇口可为升力风扇提供接近一半的升力,是垂直起降飞行器动力装置的重要气动部件。以挖掘影响升力风扇唇口性能的几何参数为目标,针对某升力风扇应用需求设计了4种唇口,采用经过试验验证的数值分析方法研究了造成唇口性能差异的流场及几何因素,在此基础上研究了唇口几何参数与气动性能的关联关系并进行了验证。结果表明:10 000 r/min的风扇转速下,双扭线唇口比基于NACA65设计唇口的无量纲升力和无量纲流量分别提高33%与9.5%;对于文中研究对象,当唇口内表面斜率等于2倍双扭线斜率时,唇口的性能参数最优,大于或小于2倍双扭线斜率时,唇口性能均会降低;10 000 r/min的风扇转速下,与双扭线唇口相比,基于2倍双扭线斜率设计的唇口可使升力风扇的总升力提高5.6%。

关键词:涵道唇口;升力风扇;曲线斜率;流场结构

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2023)04-0740-10

随着航空电气化及民用航空动力的不断发展,未来城市交通系统必将由地面延伸至广阔的空域以缓解当前的城市交通压力。这一应用前景对未来城市空中交通工具提出了严苛的要求,既要具备垂直起降功能又要限制噪音水平^[1]。与开式螺旋桨相比,涵道风扇在低速领域中优秀的气动性能^[2-3]以及更低的噪音水平得到了国内外学者的广泛关注^[4-7]。当飞行器处于悬停或垂直起降状态时,涵道风扇将为飞行器提供升力从而被称为升力风扇^[8-9]。涵道唇口作为升力风扇的关键气动部件,理想情况下可以为升力风扇提供50%的升力^[10-12],因此对涵道唇口的深入研究有利于进一步推进未来航空动力的发展^[13-14]。

涵道唇口的增升效应,最早是由Stipa^[15]在1932年通过试验研究得到的,研究发现给螺旋桨外加装环形翼型的涵道之后可以提高静止状态下的升力。后来Platt^[6]在静态试验中测得,安装环形翼型的涵道后,风扇的升力提高了一倍。Zhang等^[16]通过理论分析指出,等直径的升力风扇,在提供相同升

力时,其功率仅为同直径螺旋桨的70%,在消耗相同功率时,其升力为同直径螺旋桨的1.26倍,这一结论体现了升力风扇的性能优势。

Taylor^[17]以涵道螺旋桨为研究对象,用试验方法研究了圆形唇口半径对升力的影响,得出圆形唇口半径是影响唇口升力的主要参数之一。当唇口半径大于螺旋桨直径的6%时,唇口升力保持不变,小于6%时,唇口升力开始降低。Graf等^[18]以椭圆、圆等几何形状作为唇口截面曲线,设计了5种唇口并分别研究了它们的力学特性,结果表明大半径的唇口在悬停状态下有更好的升力性能,小半径的唇口在横风的状态下有更好的气动稳定性。Deng等^[19]通过试验方法测得升力风扇双扭线唇口的压力分布,指出转子在风扇唇口诱导的低压区使唇口产生了升力。

虽然唇口升力与其前缘的半径有关,但是在工程应用中,唇口的厚度和高度直接影响着升力风扇的径向尺寸及轴向长度^[20]。因此如何在有限唇口厚度和高度约束下实现升力的最大化,成为了研究

收稿日期:2022-09-06

作者简介:王思维(1997—),西北工业大学博士研究生,主要从事高性能叶轮机械设计技术研究。

通信作者:王掩刚(1976—),西北工业大学教授,主要从事高性能叶轮机械设计技术与内流流动控制研究。

e-mail:wyg704@nwpu.edu.cn

人员必须面对的问题之一。Wang等^[10]应用面元方法对升力风扇唇口进行了优化设计。叶坤等^[21]采用动量源方法进行了涵道气动力的计算,分别用响应面模型和神经网络模型对涵道进行优化设计。但是他们的优化方法均是通过不断调整唇口截面曲线控制点位置,并基于优化算法完成唇口的优化工作。这种方法虽然可以完成唇口的优化,但是其优化结果都是基于大量样本及优化策略。为了在进行唇口的优化设计之前可以确定性能更好的基础唇口,以提高唇口优化效率,需要建立升力风扇唇口特征几何与其气动性能的关联性。

本文从构成涵道唇口的特征几何出发,设计了4种唇口,在试验校核的基础上,采用数值计算方法对比研究了4种唇口在悬停状态下的性能差异并进行了流动分析。唇口升力由气流在其表面各微元面积处气动力轴向分量的合力产生,斜率反映了各微元轴向分力占气动力的比值。因此,以斜率对4种唇口截面曲线进行参数化表示,研究了曲线斜率对性能参数的影响规律,并对这一规律进行了验证。以此规律设计了新的唇口曲线,并研究了新唇口对升力风扇的总升力贡献,从而确认了研究成果的工程应用价值。

1 研究方法 with 对象

1.1 计算方法校核

升力风扇动力装置作为一个整体,各部件在共同工作中存在着相互耦合关系,唇口为转子提供良好的进气条件的同时,转子驱动气流在唇口表面绕流使唇口产生升力。因此,本文以某升力风扇作为计算方法的校核对象,采用内外流同时求解的方式对其进行数值计算,以获取更加贴合真实流动的仿真结果。升力风扇周围流场沿周向均匀分布,因此为了降低网格数量以提高计算效率,采用图1a)所示的计算域,仅对1/2的静止域进行数值计算,并且对转风扇叶片所在旋转域采用单通道的计算域。

为了使升力风扇周围的流场充分发展,上游总压进口边界、侧面的进出口边界和下游静压出口边界与升力风扇的距离分别为8倍、5倍和12倍的涵道直径。其中对转风扇叶片所在空间为旋转计算域,外流场计算域为静止计算域,采用混合平面模型处理动静交界面和动动交界面的数值传递问题。具体参数设置上,环境总温设置为300 K,参考压力为

101 325 Pa,计算采用二阶中心格式结合SST $k-\omega$ 湍流模型。使用结构化网格分别对对转风扇及远场计算域进行空间离散,第一层网格划分保证了 y^+ 值小于2。转子域网格划分时考虑0.5 mm转子叶顶间隙的影响。

调整风扇叶片与唇口表面的网格尺寸,分别划分了350万、400万、500万以及600万的网格数量进行网格无关性验证。设置 R_1 与 R_2 计算域的旋转速度分别为10 000 r/min与-10 000 r/min。计算结果如图1b)所示,随着网格数量的增多,唇口升力及涵道流量均逐渐增大,定量来看,当网格数量由400万增加到500万时,唇口升力与涵道流量分别增大了1.2%与0.7%。网格数量增多会伴随着计算资源的大量消耗,为了平衡计算精度与计算资源之间的矛盾,选择500万网格的配置策略作为本文后续的网格划分依据。

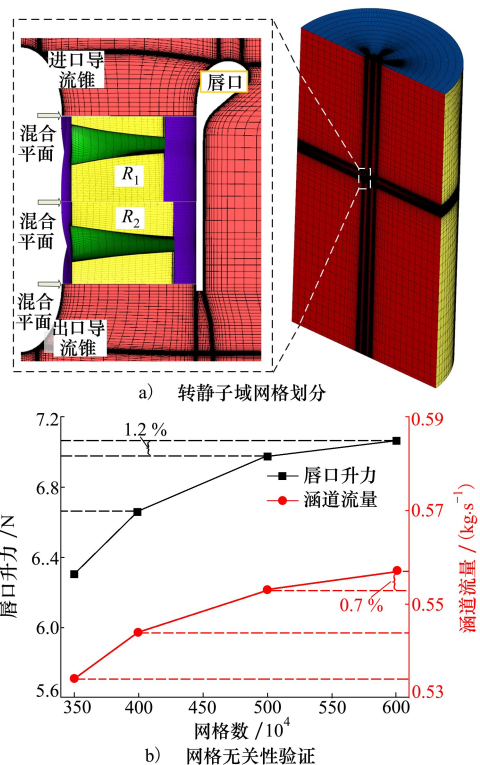


图1 计算方法校核

上文所述的校核方法虽然保证了网格划分策略的准确性,但是计算方法的正确性仍需要进一步验证。采用图2所示的试验装置完成升力风扇的升力测量。唇口与涵道壳体之间留有2 mm的安装间距,采用柔性薄膜将两部分结构进行连接,从而既保证了流道的完整性,又留有涵道与唇口间的变形余

量,使两部分结构因受力产生轴向变形时不会进行力的传递。使用 ATI Mini40 和 ATI Mini45 高精度力学天平分别采集唇口及涵道主体的升力值。试验时通过 PID 调节使 R_1 与 R_2 保持同一转速,因此下文仅用一个转速描述对转风扇的旋转速度。

数值计算与试验总计对比了 8 000, 9 000, 10 000 r/min 这 3 组转速下的唇口升力。结果对比

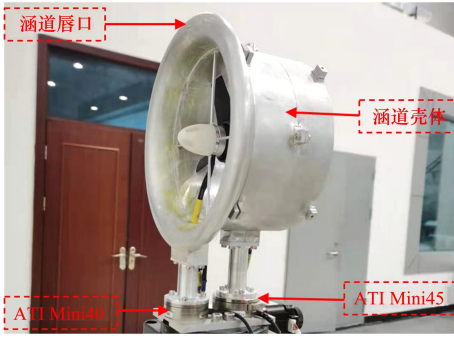


图 2 唇口升力试验

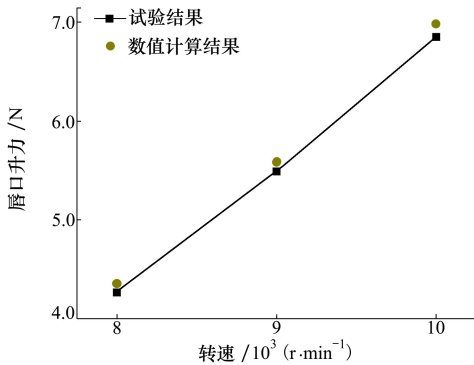


图 3 唇口升力结果对比

如图 3 所示,3 组转速的数值计算与试验结果的差异均在 3% 以内。由此进一步验证了前文所述的网格划分策略及数值计算方法的正确性。

1.2 研究对象

从以往的研究中可发现,研究人员常常选取 3 种类型的几何形状作为唇口截面曲线。Stipa^[15] 和 Platt^[6] 选择翼型作为唇口的截面曲线, Wang^[10] 和 Deng^[19] 选择双纽线作为唇口的截面曲线, Taylor^[17] 和 Graf^[18] 选择椭圆或圆作为唇口的截面曲线。本文则同时选取以上 3 类几何形状作为唇口截面曲线。以往的研究中各位学者选择的翼型不尽相同,本文使用的翼型选择为 NACA0012 及 NACA65。

各唇口截面曲线的原始及最终几何形状如图 4 所示,为了使 NACA0012 及 NACA65 翼型满足厚度及高度的约束条件,本文仅选取翼型前缘处满足厚度与高度比值的一段作为唇口的截面曲线形状。选取四分之一双纽线、二分之一椭圆作为唇口截面的部分曲线,其余部分用曲线光滑过渡至直线段。为了明确各构成唇口截面曲线的原始形状,下文均采用 NACA0012、NACA65、双纽线和椭圆指代所设计的 4 种唇口。

为了避免唇口厚度及高度差异对结果的影响,设计时保证 4 种曲线的厚度及高度分别为 20 mm 和 31 mm。本文的研究对象,除了唇口截面曲线存在差异外,进口导流锥、转子以及涵道壳体的几何参数均保持一致。详细参数如图 4 和表 1 所示。

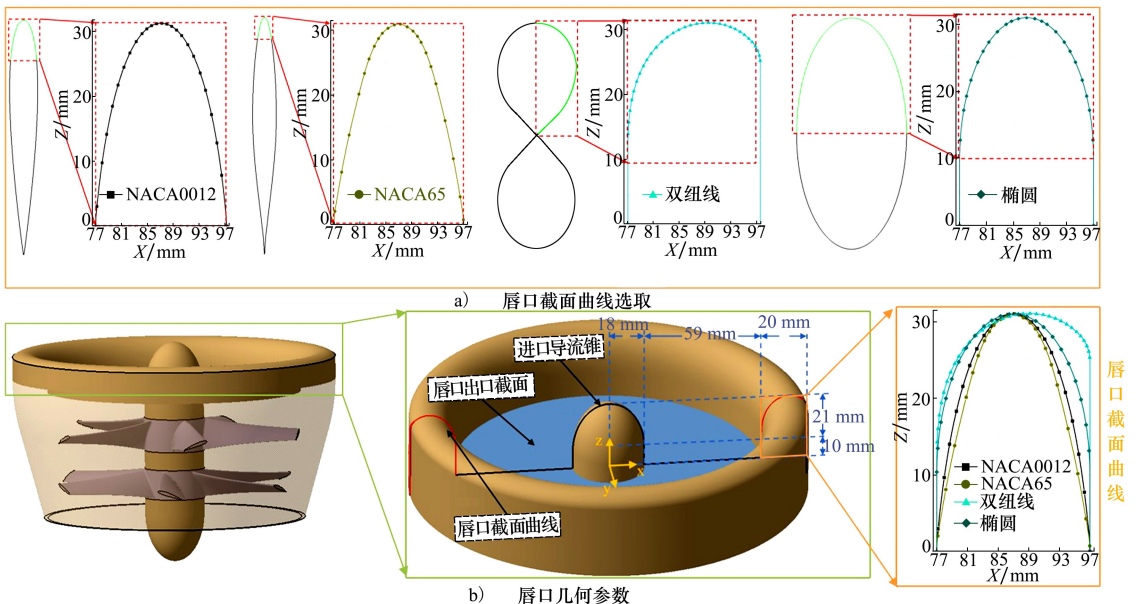


图 4 4 种唇口设计

表 1 涵道唇口几何参数

参数	值
进口导流锥截面形状	椭圆
唇口内表面距中轴线距离/mm	77
唇口厚度/mm	20
唇口高度/mm	31

2 结果与讨论

针对所设计的 4 种唇口,应用经过试验校验的数值分析方法,开展了无来流条件下唇口性能参数及流动研究。使用无量纲升力 L_{ND} (non-dimensional lift) 及无量纲流量 Q_{ND} (non-dimensional mass flow) 对唇口性能进行定量表示。

$$L_{ND} = \frac{L_n}{L_{ref,n}} \quad (1)$$

$$Q_{ND} = \frac{Q_n}{Q_{ref,n}} \quad (2)$$

式中: L_n 及 $L_{ref,n}$ 分别是转速为 n 时唇口的实际升力与参考升力,升力方向沿涵道轴向; Q_n 及 $Q_{ref,n}$ 分别是转速为 n 时通过唇口的实际流量与参考流量。

参考升力及参考流量的定义为

$$V_{e,n} = \sqrt{\frac{-2p_n}{\rho}} \quad (3)$$

$$L_{ref,n} = \frac{1}{2}\rho AV_{e,n}^2 \quad (4)$$

$$Q_{ref,n} = \rho AV_{e,n} \quad (5)$$

式中, p_n 为唇口出口截面处的平均相对静压力。

2.1 结果分析

在数值计算方法被充分验证的基础上,得到图 5 所示的无量纲流量及无量纲升力特性曲线。无量纲流量与无量纲升力结果均表明,双纽线唇口无量纲参数最高,其次是椭圆唇口,最后是 NACA0012 和 NACA65 唇口。在 10 000 r/min 的转速下,椭圆唇口的无量纲升力与无量纲流量比 NACA65 唇口分别提高 33%与 9.5%。

翼型之所以不适合作为升力风扇的唇口曲线,是因为唇口流动结构与二维机翼的流动结构完全不同。二维机翼的流场为气流在机翼前缘处分开,沿机翼上下表面流动并在尾缘处汇集,是一种由前缘向尾缘的流动。而气流在升力风扇唇口表面的流动为气流由唇口外表面出发,流过唇口前缘并向内表面流动,是一种绕前缘的流动。除上述原因之外,也

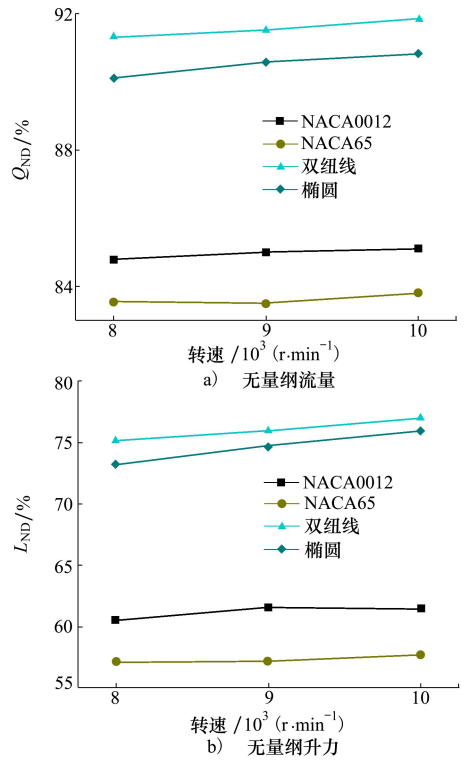


图 5 性能参数

不排除因为本文仅选取了翼型的前缘区域用于研究从而使翼型唇口性能参数降低的可能性。但这一问题并不是本文研究重点,后续不再进行深入讨论。

对于升力风扇唇口,气流沿唇口周向均匀分布,因此仅需分析通过中轴线截面上的流动信息即可。10 000 r/min 的转速下,各唇口截面速度云图如图 6 所示。

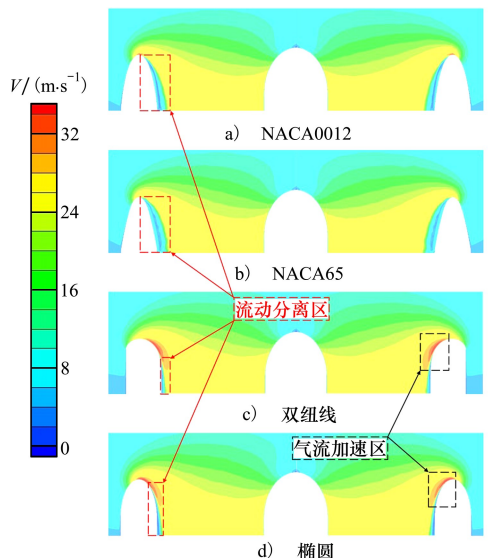


图 6 截面速度云图

气流在双扭线及椭圆唇口表面形成了明显的加速区,两者加速区的差异在于椭圆唇口表面的高速区位于唇口前缘附近,而双扭线唇口表面的高速区更靠近唇口内部。相比于双扭线和椭圆唇口,气流在 2 种翼型唇口表面的加速作用明显减弱,气流加速区范围明显减小。正是气流在唇口表面加速作用的差异引起了无量纲升力的差异。

从图 6 中同样可以看出,4 种唇口内表面均形成了流动分离区。其中 NACA65 和 NACA0012 唇口表面分离区最强,椭圆和双扭线唇口最弱,这一趋势与唇口性能参数趋势相一致。说明唇口内表面的流动分离影响着性能参数的变化,但是流动分离的产生原因仍需进一步研究。

流动分离一般由逆压梯度产生,图 7 显示了各唇口表面的相对静压力分布,4 种唇口外表面的压力分布几乎一致,说明了唇口外表面曲线差异不会对其流动产生影响。

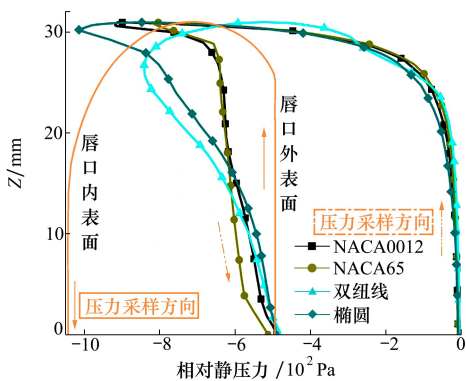


图 7 唇口表面压力分布

椭圆、NACA0012 以及 NACA65 唇口的压力峰值均位于唇口前缘顶点处,双扭线唇口的压力峰值则更靠近唇口内部。因此,气流在椭圆、NACA0012 以及 NACA65 唇口内表面的逆压流动自前缘顶点开始。而双扭线唇口表面的逆压流动更靠近唇口内部,这一流动现象延缓了双扭线唇口内表面的流动分离,由此解释了双扭线唇口气流加速区更靠近唇口内部的原因。

双扭线唇口的气流加速区及分离起始位置更靠近唇口内部,低压区覆盖更大的面积,使其升力高于其他 3 种唇口。对于均从前缘顶点开始具有逆压流动的 NACA0012、NACA65 及椭圆唇口,压力峰值越大说明了在唇口可提供更大的升力,因此压力峰值的大小也表示了升力的大小,图 7 中压力峰值与升

力由大到小分别为椭圆、NACA0012 和 NACA65。

唇口可为升力风扇提供两方面的作用,一方面是提供升力,另一方面则是对进口气流进行整理,改善转子的进气品质。进口气流的均匀性越好意味着进气品质越高,为了对比各唇口对进口气流均匀性的影响,从图 8 所示的唇口出口处轴向速度沿径向的分布可以看出,气流在唇口出口截面处的速度差异仅存在于唇口内表面附近,由于黏性的作用,唇口内表面处的气流速度将降至 0。结合图 6 中的云图可以得到,流动分离使靠近各唇口内表面附近的速度分布产生了差异,并且分离区的存在减小了涵道的有效流通面积,降低了气流流通能力,使各唇口的无量纲流量产生差异。

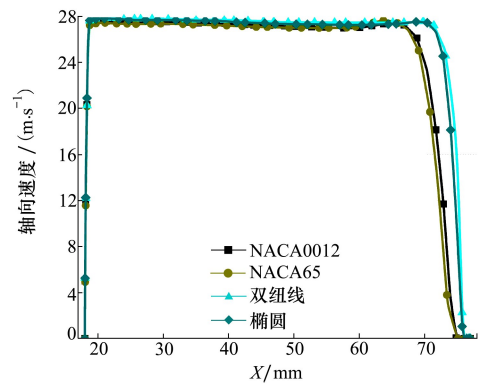


图 8 出口截面轴向速度沿径向分布

完成对 4 种唇口的性能参数及流动现象的分析,得到了影响唇口性能参数的流场信息。但是,无法得出唇口特征几何与其气动性能的影响关系。

结合图 4~5 可以发现唇口性能参数与几何形状之间存在着关联性,可以定性看出,在唇口顶部,唇口截面内表面曲线越高,其无量纲流量与无量纲升力越大。而唇口截面内表面曲线越高,意味着自唇口顶部开始,其截面曲线切线与 X 轴夹角的变化率越小。在数学中,斜率表示了曲线的切线关于横坐标的倾斜程度,因此,本文提出以斜率对唇口截面曲线进行参数化表示,研究斜率与性能参数之间的关联性。

2.2 斜率对唇口性能参数的影响分析

唇口升力为唇口表面的各微元面积处产生的力在涵道轴线方向分力的合力,而各微元面积处沿轴向的力则是由唇口表面压力及曲线切角决定,表达式为

$$L_{lip} = \sum \Delta p \cdot \Delta s \cdot \cos\theta \quad (6)$$

式中: Δp 为微元上的相对静压力; Δs 为微元面积; θ 为微元处的切线与涵道径向的夹角。

唇口曲线斜率

$$k = \tan\theta = \frac{dZ}{dX} \quad (7)$$

式中, dZ 与 dX 分别为唇口曲线在 Z 与 X 方向上的微分。

对于唇口曲线, θ 满足 $-90^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$, 同时满足

$$\tan\theta = \sqrt{\frac{1}{\cos^2\theta} - 1} \quad (8)$$

因此可用斜率 k 即 $\tan\theta$ 的相对大小对唇口曲线进行参数化表示, 进而研究其对唇口性能参数的影响规律。

由 2.1 节的研究发现, 当 Z 小于等于 24 mm 时, 4 种唇口均已产生流动分离现象, 所以分离的起始位置均位于 Z 大于 24 mm 处。根据公式(7) 计算得到唇口曲线斜率, 如图 9 所示。唇口外表面曲线不会对其流动产生影响, 因此下文仅关心唇口内表面曲线斜率(大于等于 0 部分) 与其性能参数之间的影响关系。

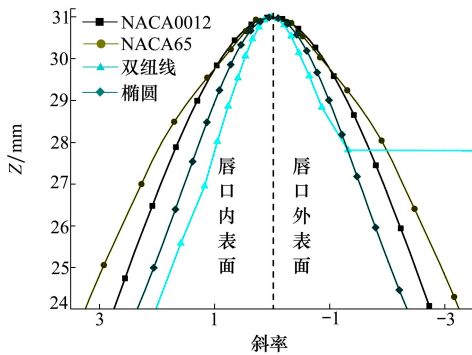


图 9 唇口曲线斜率

从图 9 中可以看出, 唇口内表面斜率由大到小分别为 NACA65 唇口、NACA0012 唇口、椭圆唇口和双纽线唇口, 这一结果与唇口性能参数形成了一定的关联性, 即唇口内表面曲线斜率越小, 其性能越好。对于关系式(6) 而言, 唇口斜率越小意味着 $\cos\theta$ 越大, 同样也会使唇口升力增大。

2.3 斜率对唇口性能参数影响规律验证

由于上文的结论是在 4 组有限数据的基础上得到的, 结果不具有普适性。为了验证上述猜想, 以双纽线为基础, 设计多组不同斜率的唇口截面曲线对

其进行对比研究。新曲线的设计依据为, 保证唇口外表面曲线不变, 即图 10 中 C 区域 ($89 < X < 97$) 内的曲线保持不变, 改变 B 区域 ($78 < X < 89$) 曲线的斜率, 通过调节 A 区域 ($77 < X < 78$) 内曲线的斜率保证新设计唇口高度与双纽线唇口一致。

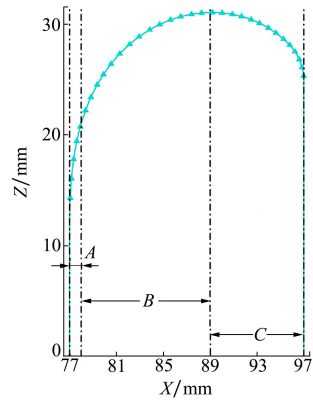


图 10 双纽线唇口区域划分

使用公式(9) 中的 n 次多项式对双纽线 B 区域的斜率进行表示

$$f' = b_0 + b_1x + b_2x^2 + \dots + b_nx^n \quad (9)$$

新设计的唇口曲线斜率由系数 λ 确定, 即新曲线在 B 区域的斜率表达式为

$$f'_b = \lambda(b_0 + b_1x + b_2x^2 + \dots + b_nx^n) \quad (10)$$

新设计的唇口曲线在 B 区域的表达式为

$$f_b = \lambda \left(\beta + b_0x + \frac{1}{2}b_1x^2 + \frac{1}{3}b_2x^3 + \dots + \frac{1}{n+1}b_nx^{n+1} \right) \quad (11)$$

其满足边界条件 $f_b(89) = 31$ 。

新设计的曲线在 A 区域的表达式由公式(12) 中的 3 次多项式进行参数化

$$f_a = \alpha + a_0x + a_1x^2 + a_2x^3 \quad (12)$$

其满足边界条件 $f_a(77) = 0, f_a(78) = f_b(78)$ 。

在 A 区域和 B 区域的连接处即 $X = 78$ 处, 保证两段曲线一阶导和二阶导连续, 则 $f'_a(78) = f'_b(78), f''_a(78) = f''_b(78)$ 。

采用上述方法, 令系数 λ 分别等于 $4/7, 6/7, 8/7, 10/7, 12/7, 14/7, 16/7$, 得到新的曲线斜率及曲线几何如图 11 所示。当 $\lambda = 16/7$ 时, 新设计的曲线斜率大于椭圆唇口斜率, 当 $8/7 \leq \lambda \leq 14/7$ 时, 曲线斜率位于椭圆唇口及双纽线唇口斜率中间, 当 $\lambda \leq 6/7$ 时, 曲线斜率小于双纽线唇口斜率。

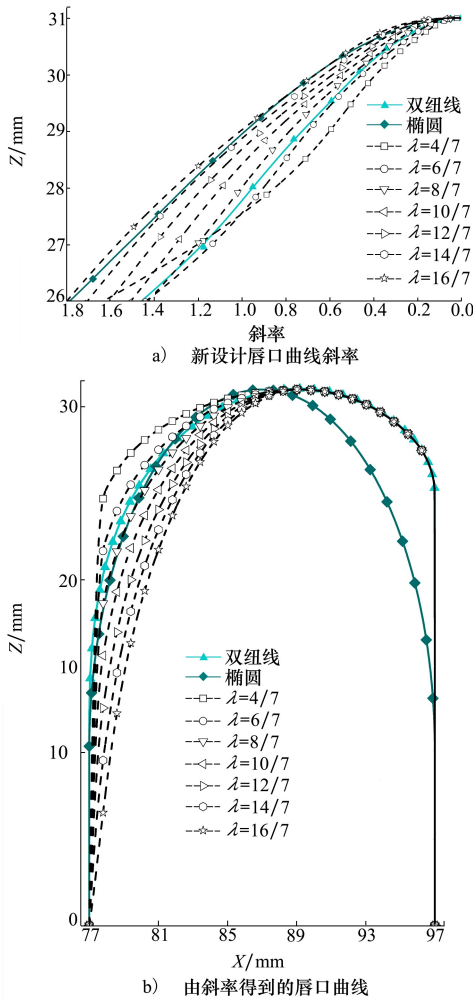


图 11 新唇口设计

新设计唇口的性能参数对比结果如图 12 所示,可以看出,当唇口内表面斜率小于双纽线斜率时,唇口性能参数均差于原始的双纽线唇口。当唇口内表面斜率大于双纽线斜率时,唇口性能参数均好于原始的双纽线唇口,且随着唇口斜率的增大,其性能参数逐渐变好。但是,当系数 $\lambda \geq 14/7$ 时,新设计的唇口性能参数不再有明显提升,甚至当 $\lambda = 16/7$ 时,其无量纲升力低于 $\lambda = 14/7$ 时的值。

结合 2.2 节内容可以得到,对于本文的研究对象,双纽线及椭圆唇口的曲线斜率之间存在最优的唇口曲线斜率,这一唇口曲线斜率为 2 倍双纽线唇口斜率。当唇口内表面斜率大于该斜率时,随唇口内表面斜率的减小唇口性能参数逐渐变好,当小于该斜率时,随唇口内表面斜率的减小唇口性能参数逐渐变差。

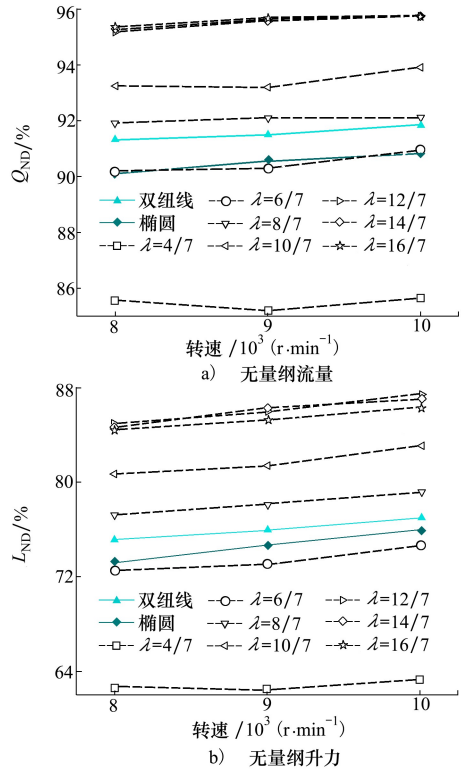


图 12 新设计唇口性能参数对比

上述研究仍留有一个问题需要解决,即当 $\lambda = 14/7$ 和 $16/7$ 时,椭圆唇口曲线斜率位于新设计的唇口曲线斜率之间,但是其性能参数明显差于新设计的唇口曲线,那么上文中提到的斜率与性能间的影响规律是否成立需要进一步分析。为了分析该现象的产生原因,获取 $\lambda = 4/7, 8/7, 14/7, 16/7$ 唇口与椭圆唇口表面相对静压力分布,进行如图 13 所示的对比。可以看到, $\lambda = 14/7$ 和 $16/7$ 时的唇口内表面压力分布与椭圆唇口几乎重合。由此可以得到,唇口斜率直接影响了内表面压力分布,进而影响着性能参数的变化。

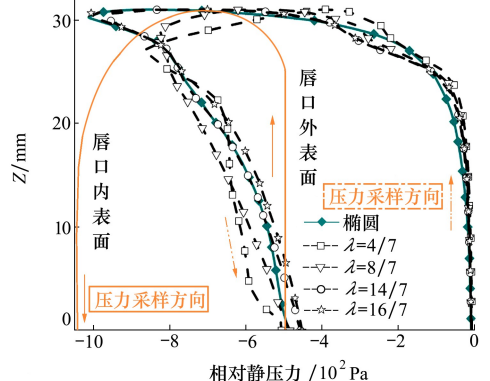


图 13 唇口表面压力分布对比

虽然 $\lambda = 14/7, 16/7$ 与椭圆唇口曲线的斜率和压力分布几乎一致,但是从图 11b) 中可以看出, $\lambda = 14/7, 16/7$ 唇口前缘顶点位于椭圆唇口前缘顶点右侧,说明 $\lambda = 14/7, 16/7$ 唇口内表面占据更大的 X 方向上的长度,从而使其 Δs 比椭圆唇口更大,这也就是 $\lambda = 14/7, 16/7$ 唇口性能参数好于椭圆唇口的原因。从这一结果中可以得到启示,在进行升力风扇唇口设计时,可以适当压缩唇口外表面所占的厚度(X 方向上的长度),即尽可能将唇口前缘顶点向唇口外侧移动以增大内表面面积从而提高其性能参数。

对比分析 $\lambda = 4/7, 8/7, 14/7$ 这 3 种唇口的压力分布可以看出,唇口斜率对其内表面压力分布的影响规律为:随着斜率的减小,压力峰值会逐渐降低,同时伴随着压力峰值逐渐向唇口内部移动。这一结果将有助于从曲线斜率出发对唇口表面压力梯度进行控制,从而控制流动分离现象。

2.4 唇口对升力风扇的升力贡献

虽然上文发现并验证了斜率对唇口性能参数影响规律,但是升力风扇作为一个整体的动力单元,当唇口的升力贡献发生改变时,其对升力风扇的升力又会产生何种影响需要进行进一步的验证。

图 14 为采用 2 种唇口升力风扇各部件的升力贡献,可以看出,当升力风扇采用基于 2 倍双纽线斜率设计的唇口时,其总升力和唇口升力均高于采用双纽线唇口升力风扇的总升力和唇口升力,且在 10 000 r/min 的转速下,其总升力比双纽线唇口升力风扇的总升力提高 5.6%。

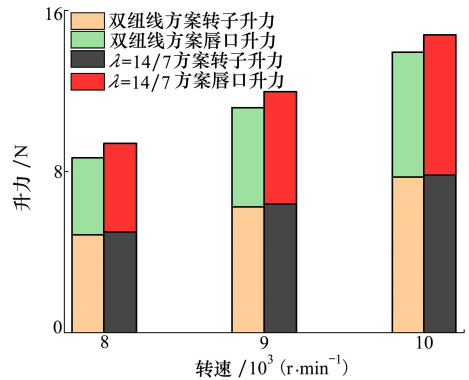


图 14 升力风扇各部件升力贡献

3 结论

本文对构成升力风扇唇口的截面曲线进行研究,分析了 4 种唇口曲线的性能参数差异,使用斜率对唇口进行参数化表示,研究了斜率与唇口性能参数的关联关系,得到了以下结论:

1) 对双纽线、椭圆、NACA0012 和 NACA65 作为截面曲线的唇口性能参数进行了对比研究,结果表明,在 10 000 r/min 的转速下,双纽线唇口的无量纲升力与无量纲流量分别比 NACA65 唇口提高 33% 与 9.5%。

2) 唇口内表面曲线斜率与性能参数的关联关系为:存在 2 倍双纽线斜率的最优唇口斜率,当唇口内表面斜率大于或小于该斜率时,唇口的性能参数均会降低。

3) 与基于双纽线设计的唇口相比,基于 2 倍双纽线斜率设计的唇口,可使升力风扇在 10 000 r/min 转速下的总升力提高 5.6%。

参考文献:

- [1] 郭佳豪,周洲,李旭.一种涵道螺旋桨桨叶高效设计方法[J].航空学报,2022,43(7):89-99
GUO Jiahao, ZHOU Zhou, LI Xu. An efficient design method for the blade of ducted propeller[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 89-99 (in Chinese)
- [2] PEREIRA J L, CHOPRA I. Hover tests of micro aerial vehicle-scale shrouded rotors, part I: performance characteristics[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(1): 18-45
- [3] 李建波,高正,唐正飞,等.涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J].南京航空航天大学学报,2004,36(2):164-168
LI Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(2): 164-168 (in Chinese)
- [4] TOBIAS E, HORN J. Simulation analysis of the controllability of a tandem ducted fan aircraft[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2008

- [5] KRUGER W. On wind tunnel tests and computations concerning the problem of shrouded propellers[R]. NACA-TM-1202, 1949
- [6] PLATT R J. Static tests of a shrouded and an unshrouded propeller[R]. NACA-RM-L7H25, 1948
- [7] 张阳, 周洲, 郭佳豪. 分布式涵道风扇喷流对后置机翼的气动性能影响[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 431-444
ZHANG Yang, ZHOU Zhou, GUO Jiahao. Effects of distributed electric propulsion jet on aerodynamic performance of rear wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 431-444 (in Chinese)
- [8] 刘凯, 叶赋晨. 垂直起降飞行器的发展动态和趋势分析[J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 127-138
LIU Kai, YE Fuchen. Review and analysis of recent developments for VTO vehicles[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 127-138 (in Chinese)
- [9] 昌敏, 周洲, 郑志成. 升力风扇垂直起降飞机过渡态总体参数分析[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(3): 406-412
CHANG Min, ZHOU Zhou, ZHENG Zhicheng. Analysis of conceptual parameters of lift-fan VTOL aircraft in transition[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(3): 406-412 (in Chinese)
- [10] WANG H T, WANG Y G, WANG S W, et al. Optimization strategy for performance improvement of a lift fan cowl lip based on panel method[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2021, 35(7): 2961-2970
- [11] MARTIN P, BOXWELL D, NYGAARD T, et al. Design, analysis, and experiments on a 10-inch ducted rotor VTOL UAV[C] // American Helicopter Society 2005 Forum, 2005
- [12] 邓阳平, 米百刚, 张言. 涵道风扇气动特性影响因素数值计算研究[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(6): 1045-1051
DENG Yangping, MI Baigang, ZHANG Yan. Research on numerical calculation for aerodynamic characteristics analysis of ducted fan[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(6): 1045-1051 (in Chinese)
- [13] 王海童, 王掩刚, 周芳, 等. 基于面元法的分布式涵道推进系统进气道优化设计[J]. 推进技术, 2021, 42(11): 2465-2473
WANG Haitong, WANG Yangang, ZHOU Fang, et al. Optimization design of inlet for distributed ducted fan propulsion system based on panel method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(11): 2465-2473 (in Chinese)
- [14] 王春阳, 周洲, 王睿, 等. 涵道式垂直起降固定翼无人机纵向稳定性研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(4): 712-720
WANG Chunyang, ZHOU Zhou, WANG Rui, et al. Study on longitudinal stability of ducted vertical take-off and landing fixed-wing UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(4): 712-720 (in Chinese)
- [15] STIPA L. Experiments with intubed propellers[R]. NASA-TM-655, 1932
- [16] ZHANG T, BARAKOS G N. Review on ducted fans for compound rotorcraft[J]. Aeronautical Journal, 2020, 124(1277): 941-974
- [17] TAYLOR R T. Experimental investigation of the effects of some shroud design variables on the static thrust characteristics of a small-scale shrouded propeller submerged in a wing[R]. NASA-TM-4126, 1958
- [18] GRAF W, FLEMING J, NG W. Improving ducted fan UAV aerodynamics in forward flight[C] // AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2013
- [19] DENG S H, WANG S W, ZHANG Z. Aerodynamic performance assessment of a ducted fan UAV for VTOL applications[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 103: 105895
- [20] 张阳, 周洲, 王科雷, 等. 分布式动力系统参数对翼身融合布局无人机气动特性的影响[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 17-26
ZHANG Yang, ZHOU Zhou, WANG Kelei, et al. Influences of distributed propulsion system parameters on aerodynamic characteristics of a BLI-BWB UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 17-26 (in Chinese)
- [21] 叶坤, 叶正寅, 屈展. 涵道气动优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1828-1835
YE Kun, YE Zhengyin, QU Zhan. Aerodynamic optimization method for duct design[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1828-1835 (in Chinese)

Correlation analysis of lift fan lip feature geometry and aerodynamic performance

WANG Siwei¹, WANG Yangang¹, LIU Hanru¹, CHEN Yanjun¹, LIU Shuli²

(1.School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China)

Abstract: In hover, the lip of a lift fan plays a crucial role, contributing to nearly half of the lift for the VTOL aircraft power plant. Thus, investigating the geometric parameters that influence lip performance is of significant importance. In this study, four types of lift fan lips were designed, tailored to meet specific application requirements. Numerical analysis, validated through experimental data, was employed to examine the flow field and the geometric factors that lead to variations in lip performance. Based on the findings, the relationship between lip geometric parameters and aerodynamic performance was thoroughly investigated and confirmed. The results demonstrate that, at a rotational speed of 10 000 r/min, the non-dimensional lift and non-dimensional mass flow of the lemniscate lip exhibit improvements of 33% and 9.5%, respectively, compared to lips designed based on NACA65. Among the various lip configurations, it is found that the performance parameters of the lip are optimal when the slope of the inner surface equaled twice the slope of the lemniscate. On the other hand, when the slope deviated from this optimal value, whether greater or lesser, a reduction in lip performance was observed. Specifically, at a rotational speed of 10 000 r/min, the lip designed based on a lemniscate slope could increase the total lift of the lift fan by 5.6% when compared to the lemniscate lip.

Keywords: duct lip; lift fan; slope; flow field structure

引用格式:王思维,王掩刚,刘汉儒,等.升力风扇唇口特征几何与其气动性能关联性分析[J].西北工业大学学报,2023,41(4):740-749

WANG Siwei, WANG Yangang, LIU Hanru, et al. Correlation analysis of lift fan lip feature geometry and aerodynamic performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(4): 740-749 (in Chinese)