

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.002

用于 BVI 噪声试验的新型涡发生器设计与分析

唐朝 招启军 王博 彭宁航 朱小林

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:针对直升机特有的旋翼桨/涡干扰(Blade vortex interaction,BVI)噪声计算精度低且试验数据缺乏问题,也为了开展旋翼气动噪声特性分离方法的验证试验研究,本文设计了一种能够用于 BVI 噪声试验的新型多段翼型组合式涡发生器。首先通过 CATIA 软件建立涡发生器出口端翼型段在不同迎角下的试验模型,再使用 FLUENT 软件建立涡发生器的流场仿真计算模型,比较分析了不同翼型段迎角下的涡流流场。随后用粒子图像测速法(Particle image velocimetry,PIV)技术系统测量了不同翼型段迎角、距离涡发生器出口端的长度及流速等参数变化下的涡流流场,对不同试验状态下的涡核、涡强等参数进行了对比分析。针对涡量偏弱的缺点,对传统单级涡发生器进行了改进,设计研发了双级涡发生段。试验证明其能产生更强且稳定的涡,为 BVI 噪声试验提供了模拟的桨尖涡,试验结果表明了涡发生器的有效性。

关键词:旋翼;涡流发生器;桨/涡干扰;噪声试验;粒子图像测速法

中图分类号:V211.52 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)02-0157-10

Design and Analysis of New Type Vortex Generator for BVI Noise Experiment

TANG Chao, ZHAO Qijun, WANG Bo, PENG Ninghang, ZHU Xiaolin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Aiming at the low precision and lacking of test data of blade vortex interaction (BVI) noise, and in order to conduct an experimental research about the separation of rotor noise, a new multi-airfoil vortex generator is designed. Firstly, a model of vortex generator of different angles of attack of airfoil section by CATIA software is established. Secondly, flowfield of vortex generator is simulated by FLUENT software in order to analyze the influence of different angles of attack. By the particle image velocimetry (PIV) technology, the flowfield of airfoil with different angles of attack and different distances to the vortex generator of different flow velocity are measured, then the experimental results are analyzed. Aiming at the weak vortex core and density, the traditional one-stage vortex generator is improved by increasing an airfoil section and it can produce steadier and stronger vortex than one-stage vortex generator proved by PIV test. The new vortex generator is successfully used in the BVI noise experiments.

Key words: rotor; vortex generator; blade vortex interaction; noise experiment; particle image velocimetry(PIV)

直升机具有一般固定翼飞机无法替代的飞行状态,如空中悬停、垂直起降等。近年来,随着对直

升机可靠性和舒适性的要求不断提高,直升机的噪声大成为其设计中的瓶颈之一,这也是制约其更大

基金项目:国家自然科学基金(11572156)资助项目。

收稿日期:2017-12-15;**修订日期:**2018-02-15

通信作者:招启军,男,教授,博士生导师,E-mail: zhaojun@nuaa.edu.cn。

引用格式:唐朝,招启军,王博,等.用于 BVI 噪声试验的新型涡发生器设计与分析[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):157-166. TANG Chao, ZHAO Qijun, WANG Bo, et al. Design and analysis of new type vortex generator for BVI noise experiment[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2):157-166.

规模应用的重要因素。在民用方面,交通枢纽机场、通用航空空域以及人口稠密城区等都需要噪声低的环保型直升机,以减小直升机的内部和外部噪声污染;而在军用方面,直升机较强的外部噪声辐射也会明显损失其隐身性能,不利于其在战争状态下的生存能力和作战效能。所以目前直升机的噪声问题已经成为直升机技术领域的重要研究课题。其中,旋翼作为直升机的核心部件,为直升机提供飞行所需的升力、推进力以及操纵力,同时也是直升机主要的噪声来源,所以旋翼噪声是直升机噪声最主要的研究对象。

旋翼是直升机主要的噪声源之一,它在高速旋转时会在桨尖产生桨尖涡,而逸出的桨尖涡与后续桨叶发生干扰,会产生桨/涡干扰(Blade vortex interaction, BVI)噪声。而且桨尖涡会导致桨叶的诱导速度发生剧烈变化,从而影响桨叶剖面上的迎角和气动载荷。BVI噪声不仅会严重影响军用直升机的声隐身性能和直升机飞行员的驾驶舒适性,还会限制民用直升机在城市的大规模使用。因此,旋翼BVI噪声的研究一直是直升机噪声抑制理论的重点研究方向,准确把握旋翼BVI噪声的产生机理有助于更有效率地控制直升机的噪声水平^[1-3]。

旋翼BVI噪声的机理复杂,理论研究不够完善,数值模拟也并不能足够精确地捕捉到涡以及BVI噪声,所以需要通过试验研究来可靠地得到BVI噪声的规律,并将试验研究和理论数值模拟相结合,能更好地完善直升机BVI噪声的发声机理和特性。

自20世纪以来,BVI噪声研究在理论和试验研究方面都取得了很大的进展,一些学者通过建立非定常气动模型或使用自由尾迹的方法来计算桨叶表面压力的变化,进而估算旋翼的三维BVI噪声。近年来一些研究者也尝试使用CFD方法来对BVI噪声进行数值模拟,但是准确计算BVI的气动特性是很困难的,它主要取决于涡的强度、涡与桨叶的相遇距离以及干扰方式等参数,而且旋翼BVI对这些参数的变化非常敏感,从而增加了数值模拟的难度。为了方便试验研究旋翼BVI噪声的规律,许多学者简化了试验方法,采用自主设计的专门的涡发生装置^[4],通常称之为涡发生器,这极大地简化了直升机旋翼BVI噪声试验。涡发生器通过内部翼型段可以产生旋涡,虽然不完全等同于旋翼桨尖涡,但是利用它仍可以简单直接地模拟BVI试验,并且可以通过控制涡发生器影响参数来控制产生涡的强度和方向,方便试验安装及操作。而上述学者在试验中采用的涡流发生器,一般是在桨叶入流处固定一段垂直的翼型段,其产生的旋涡

作用于桨叶,以此模拟BVI噪声并研究其发生机理,如图1所示。

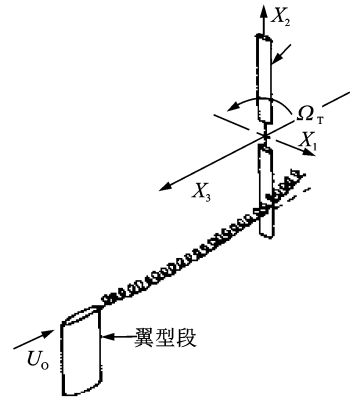


图1 翼型段式涡发生器示意图

Fig. 1 Diagram of single-section airfoil vortex generator

然而,图1这种单段式涡流发生器产生的涡较弱且不稳定易耗散,对于低转速旋翼适用,但对于高转速的情况却无法排除旋翼本身带来的气动干扰。涡流发生器产生的涡不能精确地作用于桨叶,并产生BVI噪声,且噪声试验中传声器在测量声压时会受气动干扰影响了测量的精确性。其次,这种结构也给试验各部分的安装协调带来了不便。为此,在借鉴前人对涡发生器设计研究的基础上^[5-6],本文提供了一种新型的能够应用于BVI噪声试验的涡流发生器设计方法,并应用粒子图像测速法(Particle image velocimetry, PIV)技术对其产生的涡流场进行测量,随后成功将其应用于BVI噪声试验中,试验数据表明该涡流发生器有效可行。

1 涡发生器总体设计方案

1.1 基于FLUENT仿真的涡发生器流场初步分析

初步设想涡发生器入风口通过PVC钢丝软管与鼓风机相连,出风口安装4片翼型段,入口与出口之间加装一段气流收缩段用于加速气流,加速后的气流作用于翼型段可产生旋涡。

为了后续的BVI噪声试验尽量不受其他噪声的影响,本次设计的涡发生器需要使用低噪声风源,风速也不会太大以免影响试验结果。为使涡发生器在较低风速下能产生强度大的涡,同时翼型段具备使气流通畅的特点,所以翼型应具备长、薄的特点。本次设计选用某航空发动机叶片的翼型,如图2所示。

1.1.1 CATIA模型建立

考虑BVI噪声试验中桨叶半径800 mm,弦长60 mm,涡发生器的翼型段弦长定为35 mm,翼型段端部间距取8 mm,涡发生器入口直径150 mm,出口直径为80 mm。

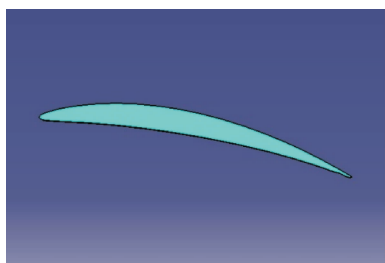
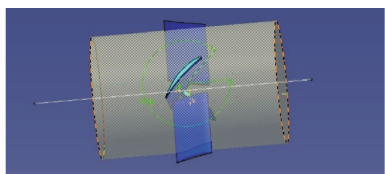


图 2 涡发生器翼型段

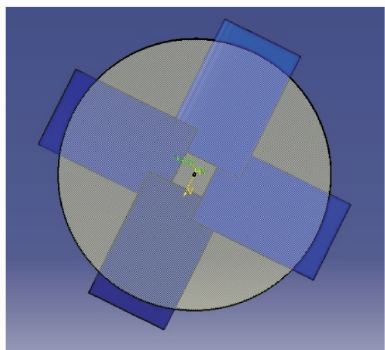
Fig. 2 Airfoil section of vortex generator

运用 CATIA 对涡发生器出口段进行建模,为尽量产生强度大的涡,在查阅涡发生器设计的相关论文后^[7],本文涡发生器设计采用 4 片翼型段且它们呈中心对称分布,翼型段与圆柱轴线夹角分别为 30° , 45° 和 70° ,随后将其分别导入 ICFM CFD 进行网格划分,再将网格导入 FLUENT 软件进行计算仿真。

图 3 展示了 CATIA 模型建立的涡发生器出口段模型,图 3(a)给出了 4 片翼型段的安装角,图 3(b)展示了涡发生器出口段沿轴向正视图。



(a) Blade incidence of outlet of vortex generator



(b) Axial picture of outlet of vortex generator by CATIA

图 3 涡发生器出口段 CATIA 模型

Fig. 3 CATIA model of outlet of vortex generator

1.1.2 涡发生器工作原理

由 CATIA 模型可知,每一段翼型段上都可以产生一个翼尖涡,而当 4 片翼型段的端部距离稍近时,考虑其压力分布,相邻的翼型段由于空气动力学效应产生的压差使得两边的气流翻转,从而形成涡。本次涡发生器设计即采用这样的涡的形成方式,而且多段翼型段式的组合比单段式能产生更强的涡。图 4 展示了 4 段翼型段组合的涡发生器速度矢量分布,观察截面取垂直于涡线的方向。

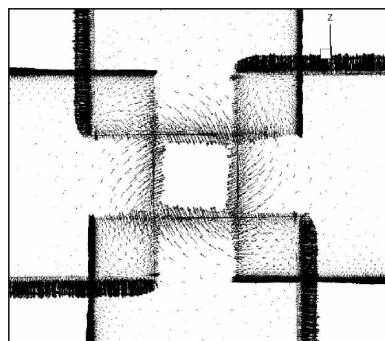


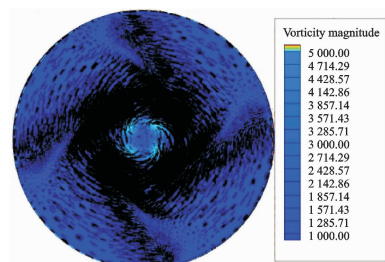
图 4 四段翼型段速度矢量图

Fig. 4 Velocity vector of four-section airfoils

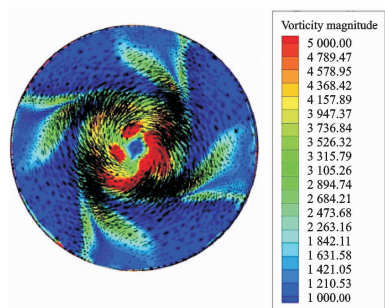
由图 4 可以看出,在 4 段翼型段各自产生翼尖涡的加和效应叠加下,产生了一个明显的涡流场,接下来将对不同迎角下的 4 片翼型段进行 FLUENT 仿真,确定产生涡最强的翼型段安装方式。

1.1.3 FLUENT 流场仿真计算分析

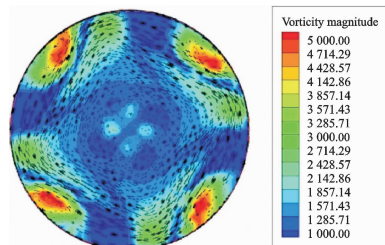
在 3 种不同翼型迎角下,应用 FLUENT 软件对其进行流场仿真分析,截面位置都取为距离出口 50 mm 处,计算得涡流场分布如图 5 所示。



(a) 30°



(b) 45°



(c) 70°

图 5 不同翼型段安装角 FLUENT 流场仿真涡量图

Fig. 5 Flow field simulation by FLUENT of different airfoil section angles

由 FLUENT 仿真分析结果可以看出, 30° 和 45° 迎角下涡量强度适中且能看到产生了明显涡, 而迎角 70° 下出口中心处涡量弱且速度场分布不明显, 原因是大迎角导致翼型段对出口的阻塞效应加强, 阻碍了涡的逸出, 从而导致出口段涡量减弱。考虑到后续 BVI 噪声试验所需涡量, 接下来的 PIV 试验将分别针对 30° 和 45° 迎角进行。

1.2 涡发生器流场测量与分析

PIV 是目前国际上实验流体力学的热门实验技术, 它既能克服流场单点测量局限, 又能进行全场瞬时、非接触测量的测试技术。

本次试验的主要目的是使用 PIV 激光测速系统(图 6)测量不同风速和不同出口距离截面的涡流场分布, 对比分析试验结果, 并择优选择后续 BVI 噪声试验所需涡的最佳状态对应的涡发生器结构参数。

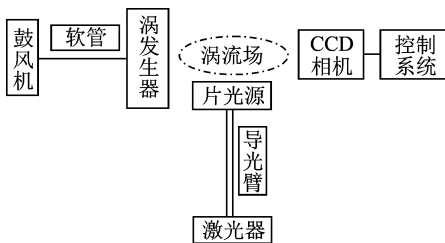


图 6 涡发生器 PIV 试验示意图

Fig. 6 Diagram of PIV experiment of vortex generator

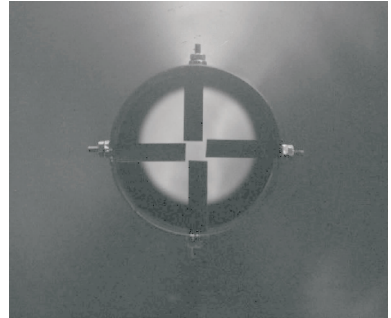
考虑到使涡发生器尽量产生强度大的涡, 风源装置选用亚士霸 HG-7500S 型风机, 质量 69 kg, 功率 7 500 W, 圆形出口, 进出风管口径为 76 mm, 电压 380 V, 最大风压 56 kPa, 最大吸压 51 kPa, 风量 $550 \text{ m}^3/\text{h}$, 风速可通过变频器调节。为尽量降低鼓风机噪声的影响, 鼓风机和涡发生器之间用 4 m 长的内部光滑的 PVC 透明钢丝软管相连, 由于涡发生器入风口直径为 150 mm, 故软管的口径选用 151 mm, 将其与涡发生器入风口用卡箍嵌套夹紧; 鼓风机的出口直径为 76 mm, 故还需选购 80~150 mm 口径的变径圈, 同时也将其通过卡箍与鼓风机出风口嵌套夹紧。具体试验台结构安装细节图及试验现场如图 7 所示。



(a) Test equipment installation



(b) PIV test process



(c) Real shot of outlet of vortex generator

图 7 涡发生器 PIV 试验现场图

Fig. 7 PIV test of vortex generator

2 PIV 试验数据处理及结果分析

本试验采用的测量方案为: 通过改变涡流发生器的入口风速及翼型段安装角, 调节产生的涡的强度, 并利用 PIV 技术测量涡的强度随流场空间位置的变化。试验状态和参数为: 不同涡强、不同位置和不同测量空间方向等。拟观察距离涡流发生器出口 5~20 cm 处, 以涡发生器轴线为 Y 轴, 测量观测点处涡流在不同平面(空间方向)上的涡强度和空间分布。

考虑到后续噪声识别试验中的 BVI 噪声分离识别, 需要对试验状态下的旋翼产生的桨尖涡进行数值模拟, 根据结果来判断涡发生器产生涡的强度是否满足试验要求, 以求能尽可能模拟旋翼真实工作状态下的 BVI。

本次 BVI 试验采用的是 NACA0015 对称翼型矩形桨叶(2 片), 桨叶半径 80 cm, 弦长 6 cm, 总距角 8° , 桨尖马赫数为 0.64。采用运动嵌套网格技术^[8], 计算得桨尖涡流场如图 8 所示。PIV 试验测得的涡流发生器产生的涡强度应与该计算结果算得的涡强度基本一致, 才能在后续的噪声试验中模拟出真实的 BVI 噪声产生环境。

对于单级的涡发生器, 分别选用迎角为 30° , 45° , 70° 的翼型段, 通过变频器改变鼓风机转速来控制涡发生器入口处风速, 设定变频器频率分别为 5, 10, 15, 20 Hz, 并在距离涡发生器出口 50, 100 mm 处分别进行初次 PIV 试验, 测量该截面位

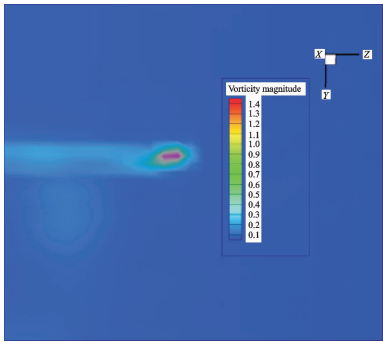


图 8 模型旋翼悬停桨尖涡的 CFD 计算结果

Fig. 8 Blade tip vortex of model rotor by CFD in hover

置的涡流场分布。

以 30°迎角的单级涡发生器为例,在距离涡发生器出口 50, 100 mm 截面处的涡流场如图 9 所示。

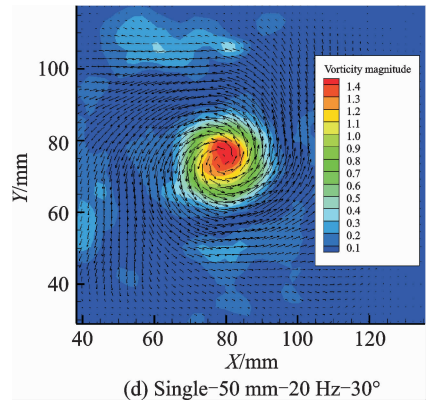
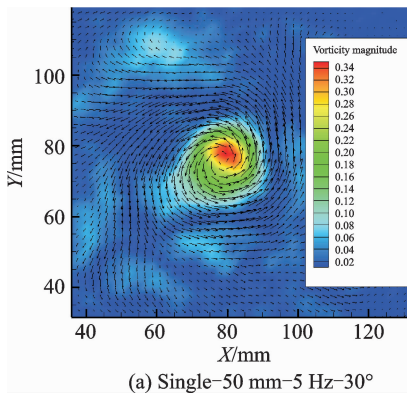


图 9 30°迎角单级涡发生器不同流速下涡量图

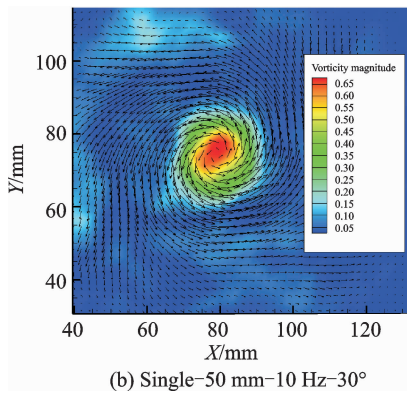
Fig. 9 Vorticity magnitude of single vortex generator of 30°

由图 9(a~d)可以看出,增大变频器频率从而增大鼓风机转速(即增大流速),可以明显增大涡强,同时涡流场更为稳定和集中。

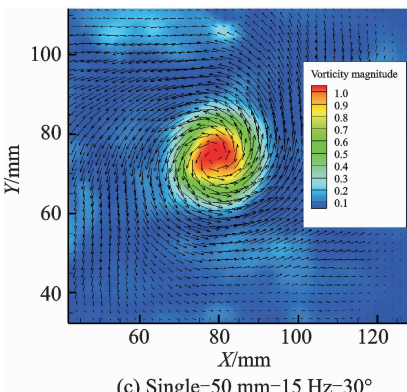
45°和 70°迎角下单级涡发生器产生涡流场分布如图 10 所示。



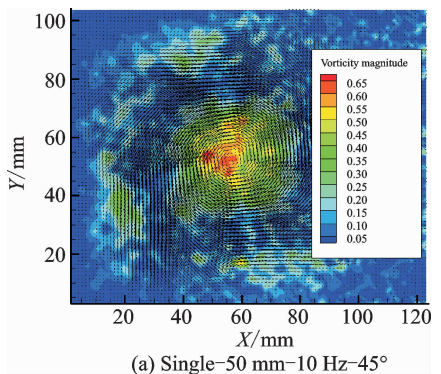
(a) Single-50 mm-5 Hz-30°



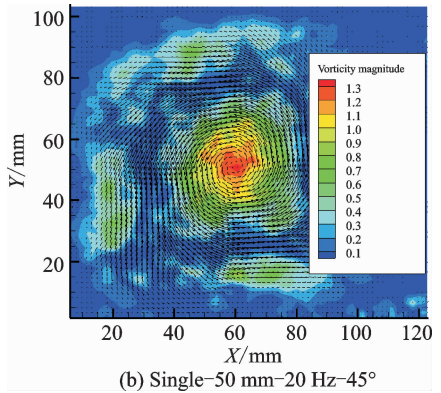
(b) Single-50 mm-10 Hz-30°



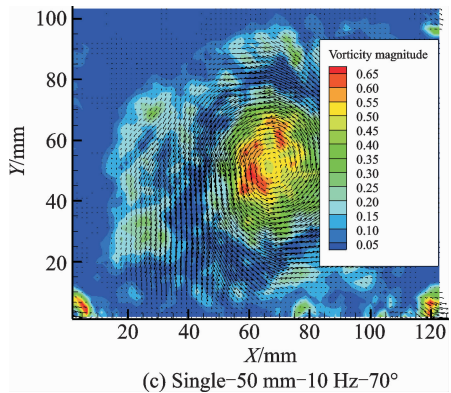
(c) Single-50 mm-15 Hz-30°



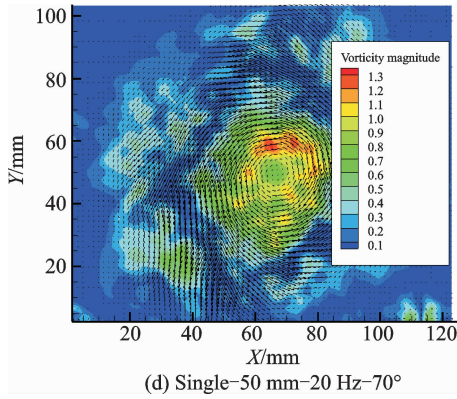
(a) Single-50 mm-10 Hz-45°



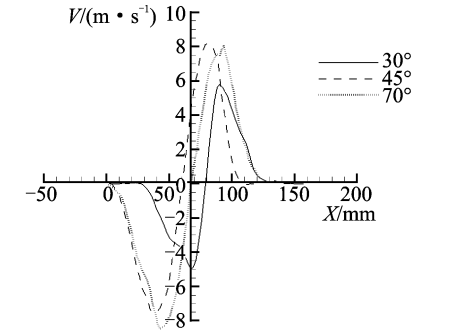
(b) Single-50 mm-20 Hz-45°



(c) Single-50 mm-10 Hz-70°



(d) Single-50 mm-20 Hz-70°



(e) Profile velocity distribution of different angles of attack of single vortex generator

图 10 不同迎角及流下单级涡发生器涡量及剖面速度分布图

Fig. 10 Vorticity magnitude of one-stage vortex generator of different angles of attack and profile velocity distribution

由于后续 BVI 噪声试验采用的桨叶弦长为 6 cm, 则涡发生器产生涡的理想涡核半径在 $0.1c \sim 0.2c$ 之间即 6~12 mm。由图 10 可以看出, 3 种迎角下的涡核半径均满足要求, 但在迎角 45° 和 70° 情况下, 同样条件下产生的涡强不如 30°, 且涡耗散相对严重, 不稳定, 所以暂定采用 30° 迎角下的 4 片翼型段单级涡发生器。

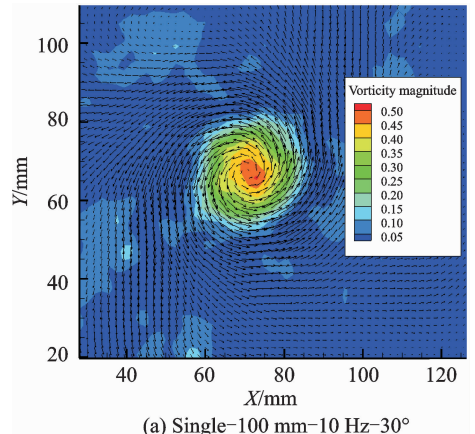
由前文分析可知, 涡发生器采用 30° 迎角时产生涡量最强且较为稳定, 继续进行试验, 在距离涡发生器出口 100 mm 处测量当地涡流流场, 结果如图 11 所示。容易看出, 随着变频器频率的增加, 涡流发生器产生的涡量逐渐增强, 且更稳定, 说明了 30° 迎角的有效性及其可行性。

3 涡发生器改进设计

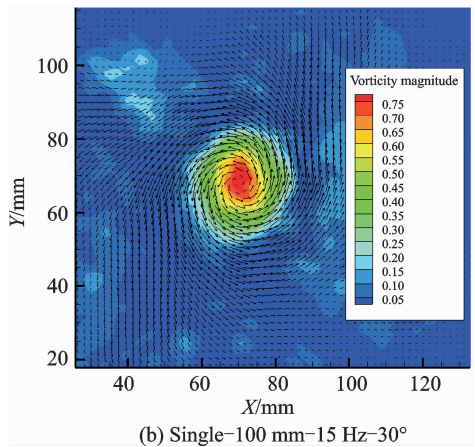
由试验结果图 11 可以看出, 随着频率的增大, 涡的最大周向速度和涡核半径随之增大, 但是距离涡发生器出口 100 mm 处涡已经开始耗散且不稳定, 并且涡的强度也无法达到前述数值模拟计算所得的试验状态需要的桨尖涡强度。同时后续 BVI 噪声试验中涡与桨叶的距离不宜太近, 以 100~200 mm 距离为宜, 所以, 涡发生器还需增强其产

生的涡强度及稳定性。

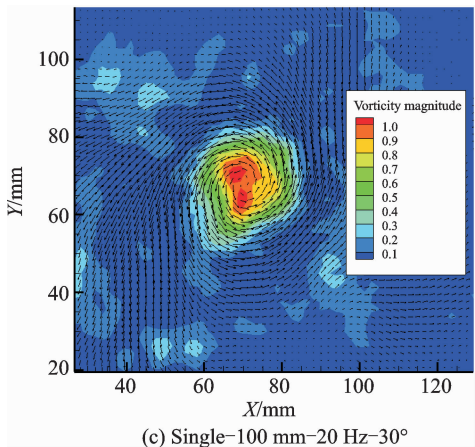
为了增强涡的强度, 设想在涡发生器出口段增加一级, 即两级涡发生器, 且第二级仍采用 4 片翼



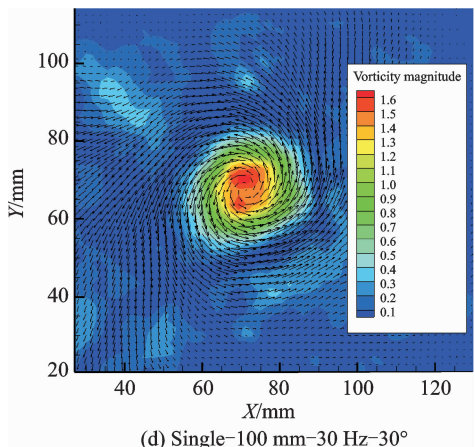
(a) Single-100 mm-10 Hz-30°



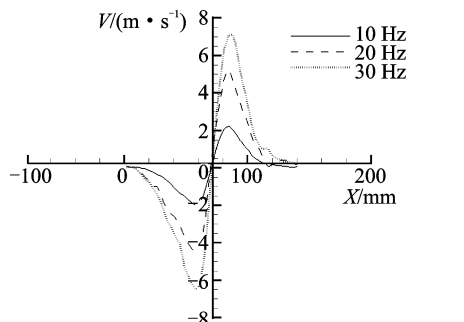
(b) Single-100 mm-15 Hz-30°



(c) Single-100 mm-20 Hz-30°



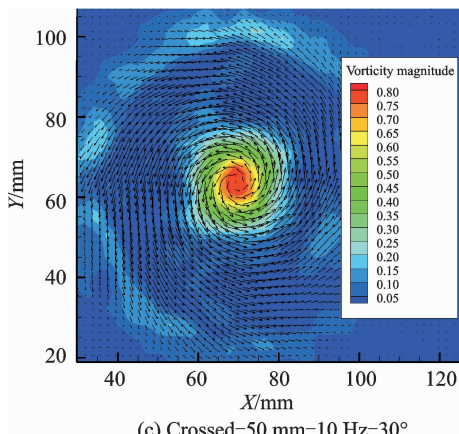
(d) Single-100 mm-30 Hz-30°



(e) Profile velocity distribution of single vortex generator of different flow velocities

图 11 不同流速下单级涡发生器涡量及剖面速度分布图

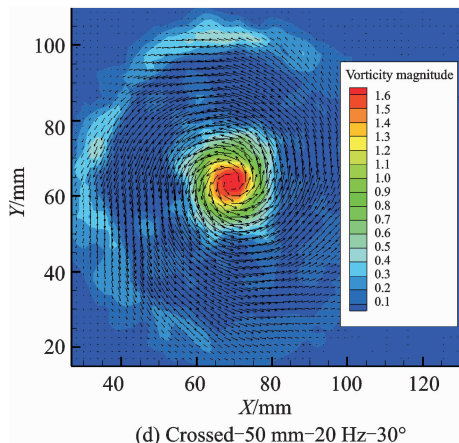
Fig. 11 Vorticity magnitude of single vortex generator of different flow velocities and profile velocity distribution



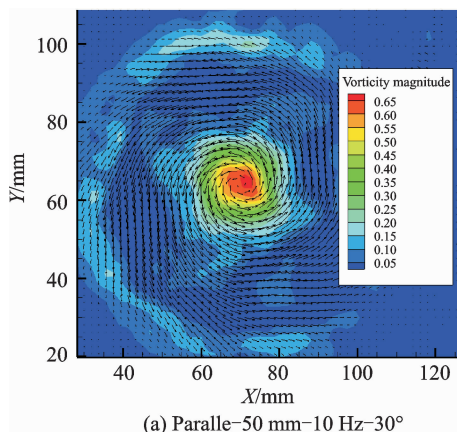
(c) Crossed-50 mm-10 Hz-30°

型段,按 30°迎角设置,与第一级翼型段的安装位置关系可以有平行和交叉两种,所以接下来对这两种情况分别进行 PIV 试验,试验状态仍然为:距离涡发生器出口距离 100,150,200 mm 位置处,变频器设置鼓风机频率为 5,10,15,20,25,30 Hz。先比较平行和交叉两种装配方式产生涡的强度及稳定性,试验结果如图 12 所示。

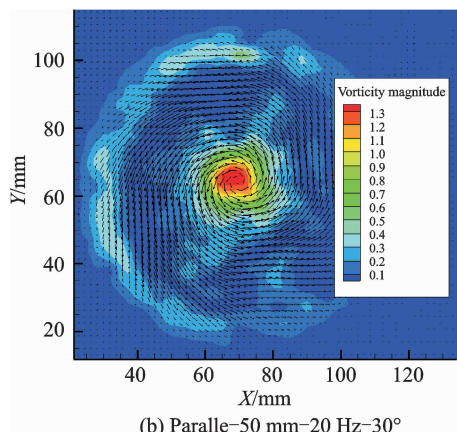
由图 12 可知,在其他条件相同的情况下,4 片翼型段交叉放置比平行放置产生的涡量更强,同时也更为稳定,而且交叉比平行产生涡的最大周向速度大。所以采用翼型段交叉放置的方案,继续增大



(d) Crossed-50 mm-20 Hz-30°



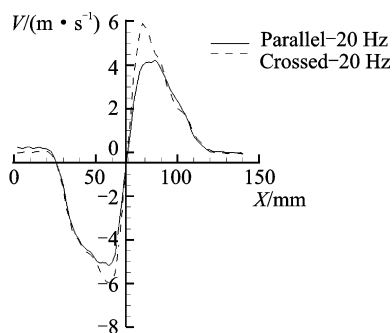
(a) Paralle-50 mm-10 Hz-30°



(b) Paralle-50 mm-20 Hz-30°

图 12 不同流速下双级涡发生器涡量及剖面速度分布图

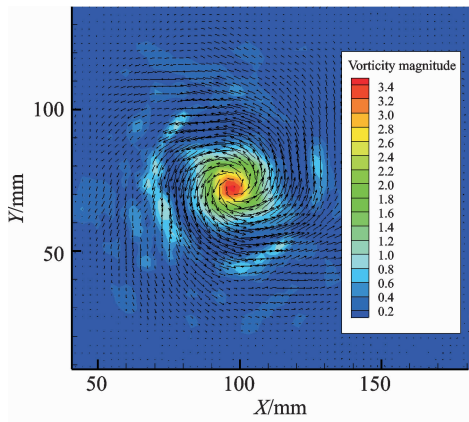
Fig. 12 Vorticity magnitude of two-stage vortex generator of different flow velocities and profile velocity distribution



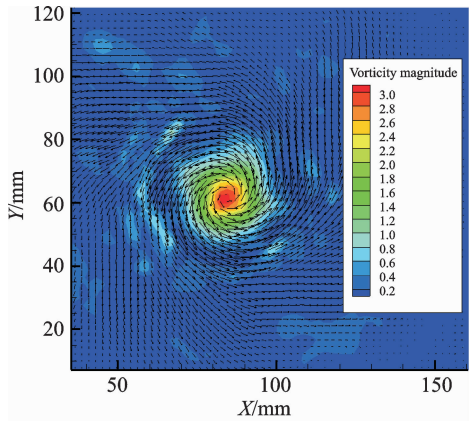
(e) Profile of velocity distribution of two-stage vortex generator of different flow velocities

鼓风机频率和涡发生器出口的距离,进行 PIV 试验,试验结果如图 13 所示(考虑到文章篇幅限制,这里只选取几个代表性的试验结果图)。

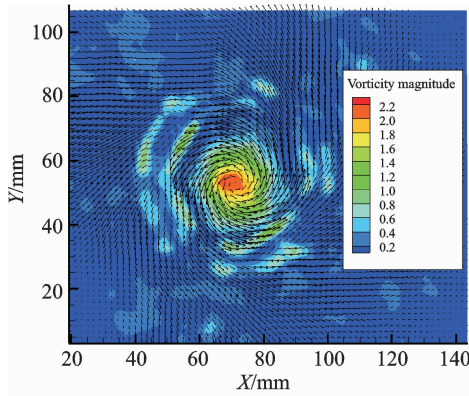
由图 13 可以看出,同样频率下,距离涡发生器出口越远,涡强越弱且耗散更明显,最大周向速度也开始减小。所以为了产生试验所需的涡,需要对变频器频率(即鼓风机转速)和距离涡发生器出口截面位置进行适当的选择。同时,由图还可以看出,涡核半径均在 12 mm 左右的范围内,满足后续 BVI 噪声所需涡的涡核半径。



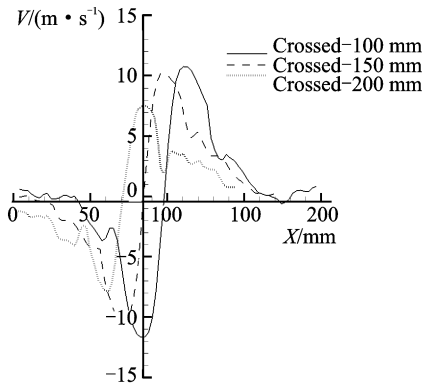
(a) Crossed-100 mm-40 Hz-30°



(b) Crossed-150 mm-40 Hz-30°



(c) Crossed-200 mm-40 Hz-30°



(d) Profile of velocity distribution of two-stage vortex generator of crossed airfoil section

图 13 翼型段交叉放置的双级涡发生器产生涡量及剖面速度分布图

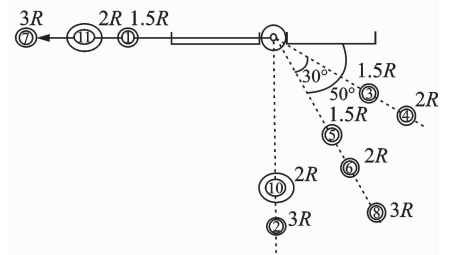
Fig. 13 Vorticity magnitude of two-stage crossed vortex generator and profile velocity distribution

4 涡发生器应用于 BVI 噪声试验

在对自主设计的涡流发生器完成涡流场测量后,将其应用于悬停状态下的模型旋翼 BVI 噪声试验中,在借鉴其他悬停噪声试验安装布置情况后^[9-12],试验现场各设备布置如图 14(a)所示。其中,为尽量减少噪声反射的干扰,在电机、涡流发生器、台架、风管等表面都包装了吸音海绵。现场一共布置了 11 个声压传声器,各测试点布置如图 14(b)所示,图中 R 为旋翼半径。涡流发生器是通过 PVC 管与室外的鼓风机相连,由鼓风机为其提供所需的风量,而鼓风机由变频器控制其风量及风速。涡流发生器放置于旋翼桨叶一端,其出口位于距桨尖 150 mm 处,轴线与桨叶四分之一弦线对齐。



(a) Equipment installation of noise test



(b) Schematic diagram of test point

图 14 噪声试验现场图

Fig. 14 Noise test

试验参数为:两片桨叶(桨叶半径 800 mm),桨尖马赫数最大为 0.64;旋翼最大转速对应为 2 178 r/min^[13],试验过程中从 1 378 r/min 开始,间隔 400 r/min 取不同转速进行试验,控制鼓风机的变频器频率为 30, 40, 50 Hz,涡流发生器出口距离桨尖 150 mm。试验结果如图 15 所示。其中图 15(a~c)为厚度噪声声压(Sound pressure, SP)时间历程图,图 15(d~f)为相同转速下对应的 BVI 噪声声压时间历程图。

BVI 噪声本质上是一种周期性的载荷噪声,而从试验结果图容易看出,在同样的观测点,涡发生

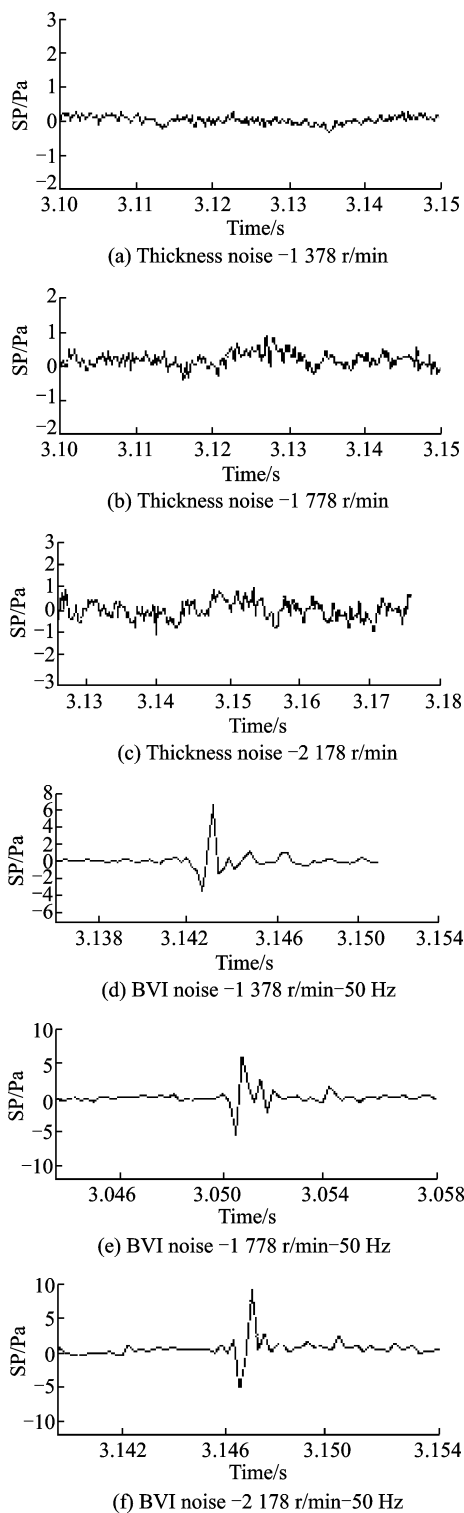


图 15 部分噪声试验结果图

Fig. 15 Several results of noise test

器不工作时测得的是厚度噪声(图 14(a,b)),涡发生器工作时则可测得 BVI 噪声并具有明显的周期性,且在不同旋翼转速下涡流发生器产生的涡与旋翼桨叶作用均能产生明显的 BVI 噪声,这与国外学者对 BVI 噪声的研究的声压时间历程图趋势也基本一致^[2,13](图 16),这也证明了本文设计的涡流发生器的有效性及可行性。

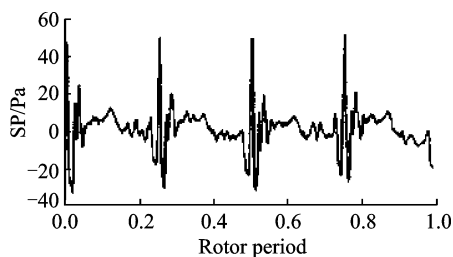


图 16 一般 BVI 噪声声压时间历程图

Fig. 16 Normal time period of BVI noise

5 结 论

本文设计了一种用于 BVI 噪声试验的新型涡流发生器,首先用 CATIA 建立试验模型并对其进行 FLUENT 软件仿真,随后对涡发生器产生涡进行 PIV 测量。结果证明该发生器能较好地模拟出旋翼产生的桨尖涡,并能成功应用于 BVI 噪声试验,产生了明显的 BVI 噪声。试验研究中得到了如下结论:

(1) 在设计涡发生器出口时翼型段的安装迎角不宜过大,以防止阻塞效应减弱涡的形成。

(2) 本文设计的发生器产生的涡强以及涡的传播距离都比单级涡发生器好,因此,适当地增加涡发生段的级数可增强涡的强度。

(3) 涡发生器中,不同级翼型段之间交叉安装放置产生的涡的强度和传播距离相对更好。

(4) 噪声试验能够模拟出 BVI 噪声特性,证明了在模型旋翼悬停状态下使用涡流发生器与桨叶发生作用能够较好地模拟 BVI 噪声,大大减少了直升机前飞或斜下降状态测量模拟 BVI 噪声的工作量及危险性,也证明了该试验方案的有效性和可行性。

参考文献:

[1] SCHLINKER R H, AMIET R K. Rotor vortex interaction noise[R]. NASA Contractor Report 3744, 1983.

[2] YUNG H Y. Rotor blade vortex interaction noise [J]. Aerospace Sciences, 2000, 36:97-115.

[3] HARDIN J C, LAMKINT S L. Concepts for reduction of blade/vortex interaction noise[J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(2):120-126.

[4] KENNETH W M, JAMES T H. Measurements of the early development of trailing vorticity from a rotor[R]. NASA/TP-2002-211848, 2002.

[5] SUTTIE D R, COTON F N, GALBRAITH R A M. Development of an indicial model of helicopter tail rotor orthogonal blade vortex interaction [C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Re-

- no, Nevada; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [6] SCHLINKER R H, AMIET R K. Tail rotor blade vortex interaction noise[R]. AIAA-83-0720, 1983.
- [7] 李伯舒, 王华明. 一种用于桨/涡干扰噪声研究的涡发生器设计和分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.
- LI Boshu, WANG Huaming. Design and analysis of a vortex generator used in BVI noise study[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [8] 招启军, 徐国华. 直升机计算流体动力学基础[M]. 北京: 科学出版社, 2016.
- ZHAO Qijun, XU Guohua. Basic computational fluid dynamics of helicopter[M]. Beijing: Beijing Science Press, 2016.
- [9] 徐国华, 高正. 悬停状态下模型旋翼噪声试验初步研究[J]. 空气动力学报, 1996, 14(1): 68-72.
- XU Guohua, GAO Zheng. Preliminary research on noise test of model rotor in hover[J]. Acta Aerodynamica, 1996, 14(1):68-72.
- [10] 王华明, 张强, 胡章伟, 等. AS350B2 直升机飞行噪声的试验研究[J]. 声学学报, 2003, 28(2):177-181.
- WANG Huaming, ZHANG Qiang, HU Zhangwei, et al. Experimental study on helicopter flight noise of AS350B2[J]. Acta Acustica, 2003, 28(2):177-181.
- [11] KITAPLIOGLU C. CAA study of helicopter main rotor noise in hover[R]. AIAA-86-1858, 2006.
- [12] KOUSHIK S, SCHMITZ F H. Understanding in-plane helicopter blade-vortex interaction(BVI) noise [R]. MD 20742, 2012.
- [13] FEINERMAN J, KOUSHIK S, SCHMITZ F H. Effect of leading-edge serrations on helicopter blade-vortex interaction noise[R]. MD21386, 2011.

(编辑:孙静)

