

对转升力风扇地面效应的力学及喷流频谱特性研究^{*}

王海童, 王掩刚, 邓双厚

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为进一步了解升力风扇工作特性, 以自行设计的20kg推力对转升力风扇为研究对象, 设计和发展了对转涵道风扇测控系统, 研究不同转速条件、不同离地距离(1.1D, 2D, 3D, D为转子直径)对升力风扇各部件力学特性的影响效应, 结合动态压力传感器阵列测量技术及功率谱密度分析方法, 获得了升力风扇的喷流频谱特性。结果表明: 相比于3.0D工况, 在设计转速下当离地高度降低到1.1D时, 升力风扇总推力提高11%但需求功率基本不变, 其中涵道唇口推力下降3%, 转子推力上升25%, 出现了明显的“气垫效应”; 上、下游转子叶片尾迹能量较小, 未能监测到明显的叶片通过频率, 风扇喷流动态特性与前后级转子间动-动非定常干涉效应有明显相关性, 其一阶频率为上、下游转子通过频率之和。

关键词: 升力风扇; 地面效应; 对转; 功率谱密度; 实验研究

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 12-2703-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.12.008

Experimental Study of In-Ground-Effect on Force and Spectrum Characteristics of a Contra-Rotating Lift Fan

WANG Hai-tong, WANG Yan-gang, DENG Shuang-hou

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to further study the working characteristics of lift fan, present study conducted an experimental investigation on the in-ground-effect aerodynamic characteristics of a contra-rotating lift fan in terms of force generation and pressure spectrum. An experimental system including the control and measurement system is designed, in which the aerodynamic properties are revealed with different RPM and the distance of fan exit to ground(1.1D, 2D, 3D where D is the diameter of the lift fan). The spectrum characteristics of the exit jet flow have been investigated by means of high-response dynamic pressure sensors. Results revealed that the ‘air cushion’ effect occurred when the ground distance approaches to 1.1D. Compared with the 3.0D condition, the total thrust of lift fan increases by 11% but the demand power is almost the same when the ground distance of the lift fan is lowered to 1.1D, lift generated by the ducted lip was reduced by 3% while the lift from the contra-rotating rotors increased by 25% at the design speed. However, the power consumption did not show a noticeable variation at different ground distance. The dynamic pressure spectrum showed that a new signal dominate the characteristics of the jet flow due to the strong interaction between the contra-rotating rotor rows. The first order frequency is identical to the sum of the blades for both rotor rows. Besides, the fluctuation of the wake from the rotors cannot be observed clearly.

Key words: Lifting fan; Ground effect; Contra-rotating; PSD (Power spectral density); Experimental study

^{*} 收稿日期: 2017-10-12; 修订日期: 2017-11-20。

基金项目: 国家自然科学基金 (51376150)。

作者简介: 王海童, 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械复杂流动机理及优化。E-mail: whtnwpu@foxmail.com

通讯作者: 王掩刚, 男, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wyg704@nwpu.edu.cn

1 引 言

短距/垂直起降飞行器(S/VTOL)由于具有灵活的战场部署能力而引起各国的重视。但该类飞行器在起降时的近地面阶段,地面效应影响最为显著,导致飞行器操控稳定性下降,形成较大的安全隐患。深入理解地面效应流动机理和流动特性对于设计更可靠的飞行器控制系统,保证飞行器安全有重要的工程实际应用意义^[1]。

早期对于地面效应的系统研究出现在旋翼飞行器领域, Hayden等^[2]主要从拉力以及功率等测量入手初步研究了旋翼受地面效应影响状况。Curtiss等^[3]利用烟流可视化手段定性捕捉到了低前进比工况下旋翼在地面效应状态下的流场结构,并发现两个主要流动特征:(1)旋翼前进方向的循环流动结构;(2)旋翼迎风侧形成的地面涡结构。Light^[4]研究了直升机升力、旋翼桨尖涡的结构与离地高度之间的关系。近些年随着PIV(Particle image velocimetry)等非接触式流动可视化技术的发展, Ganesh等^[5]在Curtiss等^[3]研究的基础上进一步精确地测量了流场结构,发现地面涡强度大于叶尖涡强度,地面涡结构来自于叶尖涡流动在地面的累积效果。这些研究结果极大地加深了设计人员对旋翼飞行器在存在地面效应情况下流动机理的认识,较好地保证了旋翼飞行器近地面可靠性,但有关旋翼飞行器的地面效应研究结果是否可以直接用于短垂起降飞行器还有待进一步考察。

随着垂直起降飞行器的发展,近地面工况下的机体烧蚀以及升力发动机失速问题引起科研人员关注^[6]。Vanoverbeke^[7]对类似“鹞”式垂直起降飞行器在近地面状态下进气道温度畸变特性进行了数值仿真, Johns等^[8,9]对“鹞”式的缩比模型开展了实验研究,发现主要由两股气流造成了发动机进气道温度畸变,其一来自于产生升力的各个喷口喷出的高速气流在地面相互作用形成了“喷泉效应(Fountain effect)”,导致高温废气被直接吸入进气道;另一热源来自于沿地面流动的热气发生分离并卷起,进而被进气道吸入。从实验结果中可以看出,由各个喷口之间产生的喷泉效应对飞行器的影响最为直接,随着垂直起降飞行器的发展,以F-35B为典型的双喷流喷泉流动得到了较为广泛的研究。Cabrita等^[10,11]利用两股气源模拟飞行器喷口之间流场的相互作用,并利用PIV手段寻找其不同工况下的流动模式。刘帅等^[12,13]从飞行器总体的角度出发,以类F-35B升

力布局为研究背景,利用响应面方法研究了近地面条件下,升力损失随喷管落压比、离地高度以及自由来流速度等因素之间的相互关系并得出其响应面回归模型。研究表明飞行器在近地面状态下,前后喷管之间形成了喷泉效应,该效应作用在机身下表面并形成向上升力。另外,喷气的引流效应对机身下表面形成了向下的吸力,两种力量均随着离地高度的改变而改变,共同影响了飞行器升力损失。

以往的研究经验表明,飞行器在近地面工况下不论是对飞机的机翼、直升机的旋翼还是短距垂直起降飞行器的机体均存在复杂的气动作用效果。对于升力风扇随着离地距离的降低,飞行器下表面静压力逐渐增强,客观上将对升力风扇产生节流作用进而改变其升力特性。但在已有的实验以及数值分析中,仍然缺乏对升力风扇这一部件在地面效应状态下的研究工作。在当前技术条件下,数值模拟是地面效应、叶轮机械畸变等特征的有效手段,通常采用激励盘或体积力模型代替升力风扇真实几何的气动效果^[14],但一定程度上忽略了复杂的地面效应对升力风扇的性能影响。采用实验技术则是获取升力风扇近地面工况下真实气动性能最直接的方式,了解其工作特性具有重要意义。

本文以自行设计的对转升力风扇为研究对象,设计了对转涵道风扇测控系统,试验研究了不同转速条件、不同离地距离对风扇升力部件力学特性的影响规律。

2 对转升力风扇实验平台设计

对转升力风扇叶片采用教研组基于升力线理论的自编程序设计,采用CFX软件校核气动性能并结合优化平台精细化设计得到最终几何。主要参数:上、下游转子叶片数分别为6、7,叶轮直径300mm,叶顶间隙均为1.5mm,上、下游转子按照等扭矩设计,转速5kr/min,设计总推力20kg,其中转子11kg,唇口9kg。对转升力风扇实验台系统配置如图1所示,对转转子分别由两台直流无刷无感电机独立驱动,在电机尾部安装扭矩传感器以实时测量电机输出功率,扭矩传感器固定于上、下游支板,支板分别安装测力传感器用以独立测量上、下游转子推力贡献,透明机匣及涵道唇口独立悬挂在支架上,支架连接另一组测力传感器测量涵道唇口推力贡献。为精确控制转子转速,需要控制系统对电调工作状态进行实时调整。基于STM32F4开发板搭建了电机转速闭环控制系统,控制系统包括直流稳压电源、电子调速器

(ESC)、基于电势的转速传感器、开发板、工控机以及电机。两台 50V 直流电源通过电调驱动电机,电机转速通过自行开发的两路 PWM 波精确控制。在涵道风扇下游安装高度可调亚克力平板,并安装动态压力传感器阵列,用以测量不同工况条件下风扇喷流动态压力特征。

2.1 力学测量系统

为获得详细的对转升力风扇性能参数,实验采用了多套测量装置,主要包括力学以及地面压力传感器阵列测量系统。其中力学测量系统原理如图 2 所示。上、下游转子以及涵道机匣之间无任何接触,通过滑轨滑块结构将自身重力作用到相对应的测力传感器上,此时可以分别测得上游转子、涵道机匣、下游转子重力 G_1, G_2, G_3 。升力风扇启动时,系统获得向上的升力,从而抵消部分系统重力(为保证重力可以测得以及安全性考虑,试验器加入配重以保证升力始终小于重力)。测量得到此时各单元重力 G_4, G_5, G_6 。可以得到对转升力风扇各个部件的升力为

$$F_{\text{rotor1}} = G_1 - G_4 \quad (1)$$

$$F_{\text{shroud}} = G_2 - G_5 \quad (2)$$

$$F_{\text{rotor2}} = G_3 - G_6 \quad (3)$$

扭矩测量使用静态扭矩传感器完成,结合转速控制系统所提供的转速以及稳压电源的功率数据,可得电机输出轴功率以及电驱动系统效率。

2.2 地面动态压力传感器阵列测量系统

地面压力传感器阵列的测量系统由 32 个高频动态压力传感器 (WMS-52), 动态信号分析仪 (DH5923N) 以及配套的采集分析软件构成。传感器呈正方形阵列排布如图 3, 阵列传感器间距 100mm, 图中圆形为升力风扇涵道机匣在地面压力传感器阵列的投影, 且该圆心与正方形形心重合。动态压力传感器响应频率为 30kHz, 远高于下游转子设计转速下的通过频率 583 Hz。测量端为 M6 外螺纹, 实验时将传感器旋入用于模拟地面的亚克力板中, 并保证传感器压力测量端与亚克力板平齐。实验台地面压力阵列可以沿着轴向运动以模拟不同的升力风扇离地距离。采用傅里叶变换结合功率谱 (PSD) 分析手段对所测得的高频信号进行处理, 以研究升力风扇喷流动态特性。

3 近地面工况升力风扇力学性能研究

相比于其它推进系统, 升力风扇系统排气方向正对地面, 会受到显著的地面效应干扰。升力风扇喷口与地面的距离是地面效应影响的敏感参数, 因此实验分别测量风扇出口离地高度 $3D, 2D$ 以及 $1.1D$ 下的地面效应特征, 实验过程中前后级转子同转速变化。

图 4 给出了各级转子推力随离地距离的变化曲线, 可以看出不同高度条件下, 前后级转子推力并非同步变化。其中上游转子推力大幅上升约 58.7%, 接

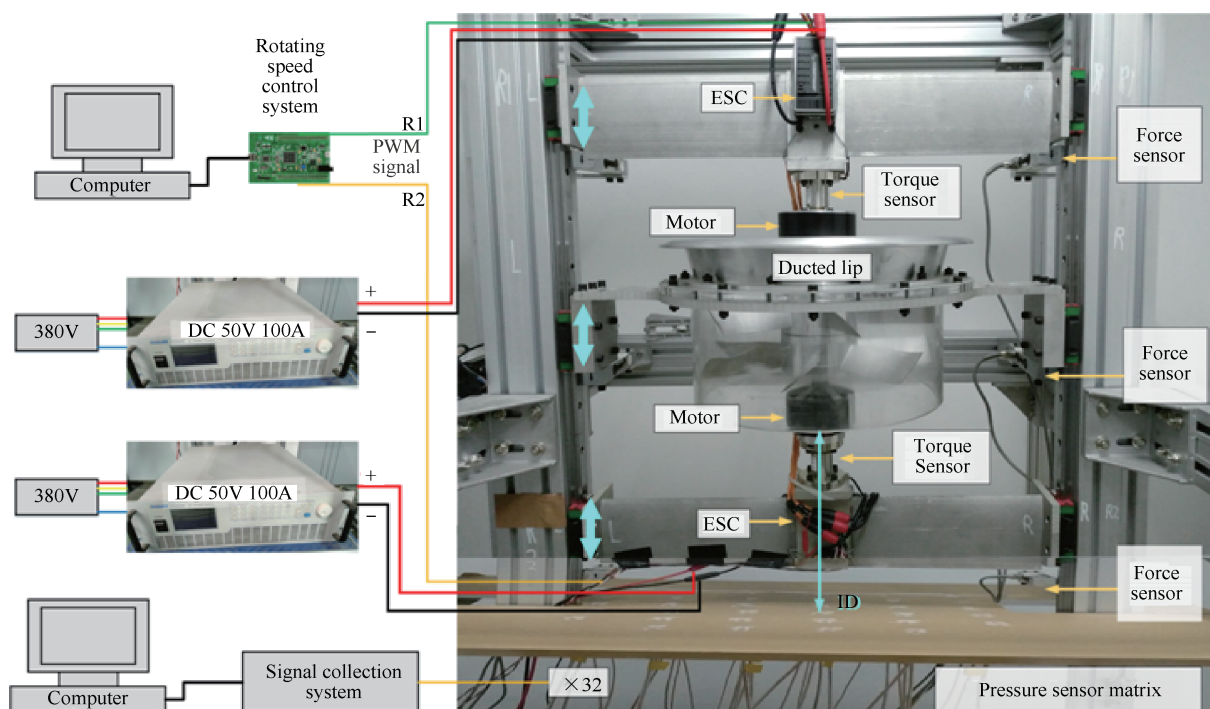


Fig. 1 Experimental setup of contra-rotating lift fan

着略有下降到 50.8%;下游转子推力略下降后,最后上升 12.9%。将各级转子推力求和,最终转子总推力变化趋势表现为:在设计转速下,相比于 3D 离地距离工况,转子总推力在 2D 工况点提高到 15.2%,最终在 1.1D 工况点提高到 25.2%,

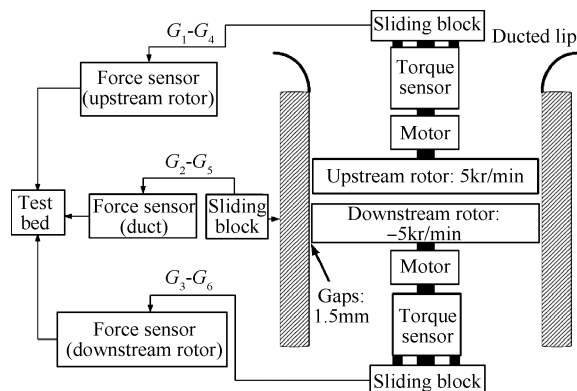


Fig. 2 Principle of aerodynamic force measurement system

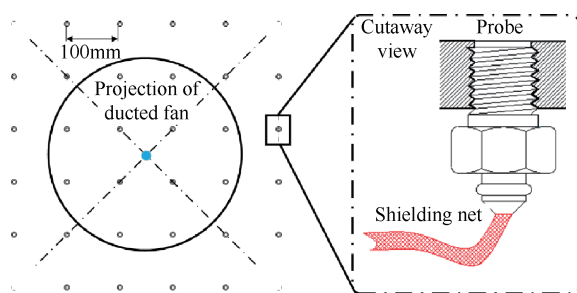


Fig. 3 Pressure sensor matrix

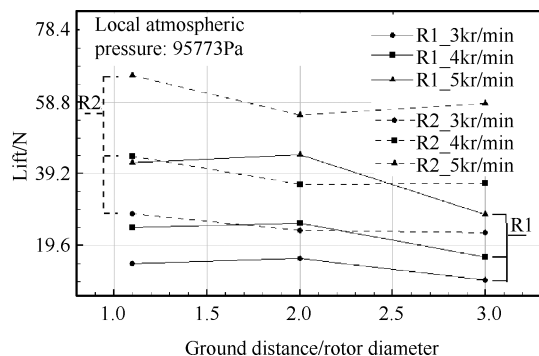


Fig. 4 Lift production for each rotor with different ground distance

图 5 可以看出,与转子推力提高相反,随着升力风扇离地高度的降低,涵道推力略下降。但由于转子推力提升显著,升力风扇总推力仍然表现为上升趋势。因此可以推测,地面效应的逐渐增强导致风扇出口静压分布发生了较大改变:升力风扇喷出的高速尾流冲击地面导致轴向流动速度降低,形成高静压环境,该高静压区域驱动气流转向,沿地面附近

向四周扩散;随着升力风扇与地面间距离减小,该高压区逐渐蔓延至升力风扇出口处,因此涵道出口背压上升,造成流量略有降低,同时唇口升力随着流量降低而略有下降。另一方面由于升力风扇出口背压提高,等效于提高了转子叶片前后压差,对升力风扇产生了额外推力。

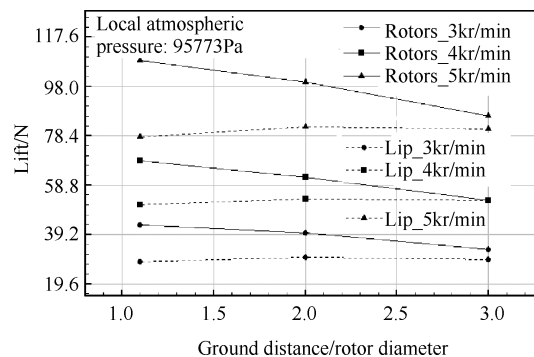


Fig. 5 Lift production for each component with different ground distance

为进一步了解在地面效应状态下,风扇转子推力增加时转子消耗功率的变化情况,图 6 给出了转子实际轴功率随地面效应变化趋势,并给出了对应推力时的转子理想功率消耗(理想功率由动量法估算,且无地面效应),可以看出随着升力风扇离地高度的降低,实验测得的转子轴功率基本保持不变。这一现象说明从 3D 地面高度变化到 1.1D 地面高度的过程中,升力风扇出口背压上升并未导致转子轴功率的上升,而高静压区对转子的增升“气垫效应”作用效果明显。以无地面效应状态下,产生某一推力的理想功率消耗曲线为参考,可以看出在这一高度区间内,甚至出现实际消耗轴功率小于无地面效应状态下的理想功率消耗。

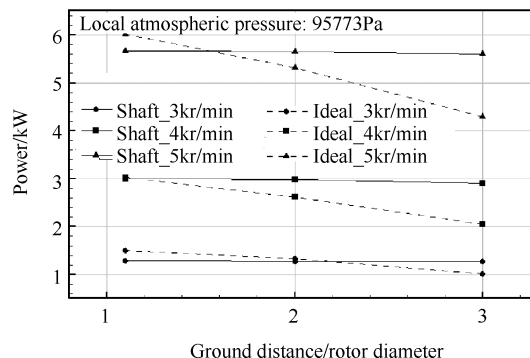


Fig. 6 Power consumption for lift fan with different ground distance

需要说明的是,某一推力下的最小功率消耗基于无地面效应推导,而地面效应的出现则表现为地

面以空气这一介质将一定的轴向支持力传递给升力风扇,而这一额外支持力表现在转子推力的提高而不需要额外的能量消耗。为详细说明地面以空气为介质为升力风扇带来支持力的过程,假设如下特殊工况如图7,存在一个单面开放的箱体,其开放面与地面接触形成空腔,提高空腔内大气压使得空腔内空气压力恰好等于箱体重量,而箱体与地面接触面绝对平整,因此接触面之间恰好接触而又无接触应力的情况下可保证腔内气体密封而不外泄。这样空腔内气体可以视为地面对箱体支撑的“介质”,而箱体与地面接触而无应力可以视为距离为零的悬浮工况,此时观察该系统,发现不需要额外的能量输入可以实现箱体悬浮。以上分析说明,气垫效应为升力风扇带来的额外推力是“压差推力”,与需要改变物质动能形成推力的“动量推力”存在不同。

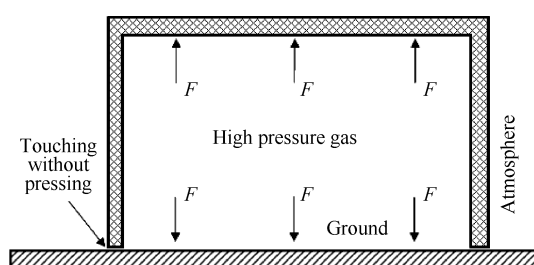


Fig. 7 Force model undergoing in-ground-effect

但是应当注意,随着地面距离的进一步缩小,地面的节流效应将逐渐占据主导作用,最终使得升力风扇气动效率降低,无法驱动在近地面形成气垫效应;另一方面这一效应对前后级转子影响作用并不一致,表现为同转速下一个转子载荷下降另一转子载荷提高,这对前后级转子的驱动电机提出一定的设计挑战:要求在电机在某一转速下,具有较为宽广的扭矩输出范围。

4 近地面工况升力风扇频谱特性研究

升力风扇系统最终需要安装于垂直起降飞行器内实现其功能,因此在实际工作中将会有更为复杂的地面-机体-升力风扇气动耦合效应。通过前文的力学测量测量结果,可以间接地推得升力风扇在不同转速、不同离地距离条件下流量-压升特性,风扇喷流动态特性作为地面效应的重要参数也值得关注,本文在升力风扇力学特性测量的基础上,应用动态压力传感器阵列,获得了不同离地距离条件下风扇喷流动态压力数据,以分析升力风扇喷流动态压力特征。

从上一节分析中可以看出,从2D开始出现较为明显的地面效应影响,因此对2D, 1.1D地面效应工况,分别测量低转速3kr/min以及设计转速5kr/min下的地面流动压力及频率特征。图8给出了各个工况下的地面压力时均结果,图中黑色圆圈为涵道机匣内径在地面的投影,图中数字为压力传感器阵列编号。从趋势上可以看出,地面静压随着转速的提高以及距离的降低而显著提高,但随着地面效应的增强,高静压区的面积并没有出现增长趋势,反而向投影圆内集中且出现了明显的高压与低压的分界线。这一现象说明恰好符合图7中所描述的,盒体内为高压,而盒体外为环境压力。同时这一高压压力区域的压强及其分布面积将有望为升力风扇地面效应强度,提供定量描述的依据。

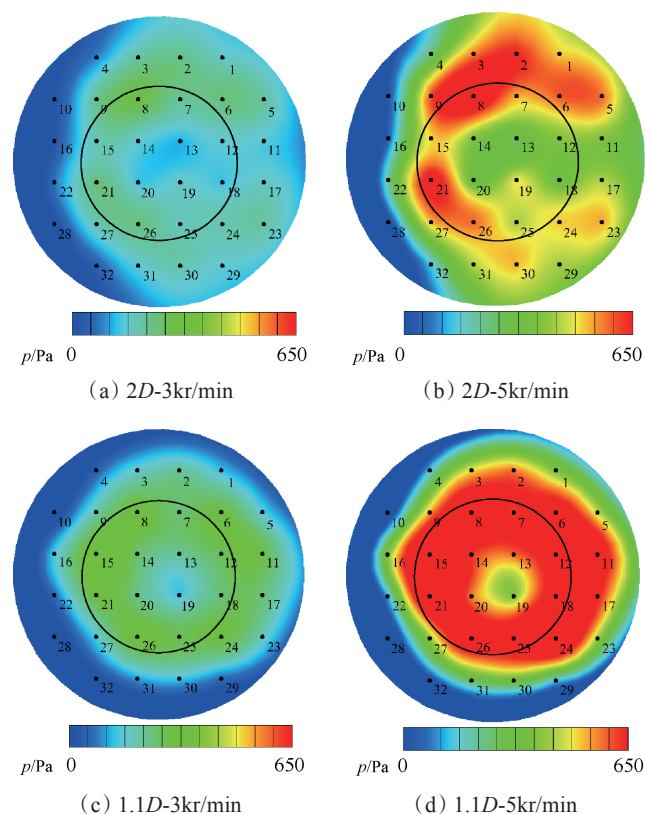


Fig. 8 Time-averaged static pressure distributions

对压力阵列上各个测量点的信号进行功率谱分析(PSD),得到信号能量在频域上的分布。如图9可以看出,测量通道均发现其中存在明显的13倍转子旋转频率 f_{rot} ,且各工况下均不存在各级转子叶片通过频率,即6倍以及7倍转子旋转频率。

为解释这一现象,图10将上、下游转子及其旋转一圈后形成的尾迹沿周向展开,在下游某点布置一个压力传感器,测量所有尾迹形成的压力脉动。随

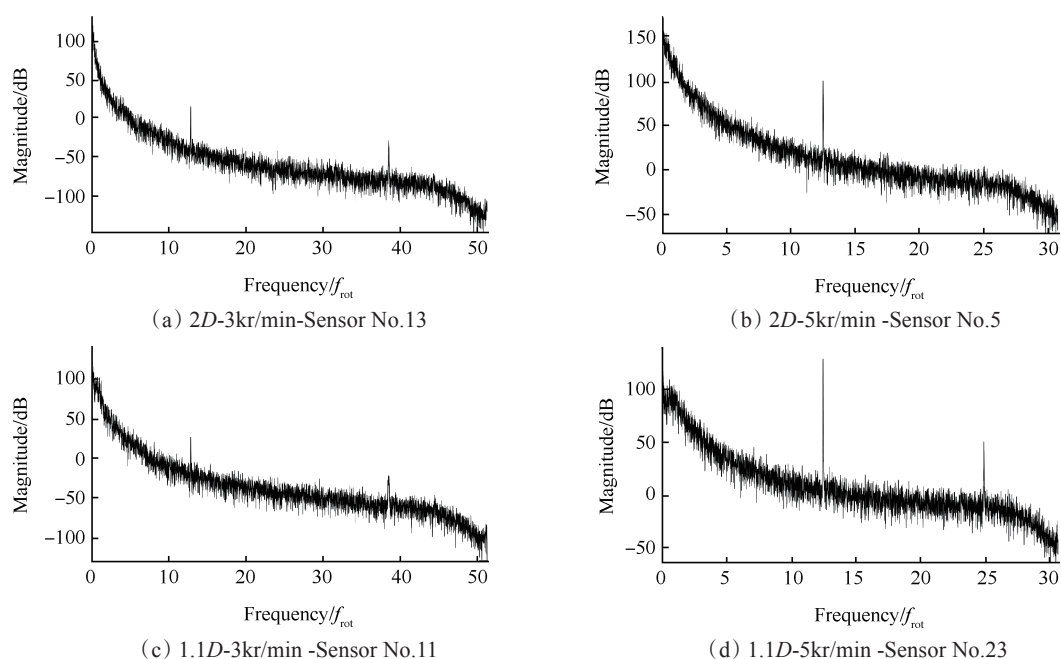


Fig. 9 Power spectral density (PSD)

着时间的推移,尾迹向下游移动,显然在一个旋转周期内,传感器将测量到13次压力脉动。可以推断实验中得到的13倍转子频率即是有上、下游转子交错形成的复杂压力脉动。然而传感器并没有测量到上游转子甚至下游转子自身的转子通过频率,即6倍旋转频率及7倍转子频率。这一现象说明在1.1D涵道直径距离内,上、下游转子尾迹经过掺混已经消散,而前后级转子间动-动干涉成为升力风扇出口的主频率。该频率恰好为上下游转子频率之和的原因可以借鉴Liu等^[15]对相同叶片数及转速的对转风扇转子干涉模态的研究工作,并用动-动干涉轮辐模型来解释(如图11),用带有对应叶片数量的轮辐分别代替前后级转子叶盘,当两个轮辐同相位时即发生动干涉,则当两个轮辐反向旋转1周时,干涉点恰好旋转13周。

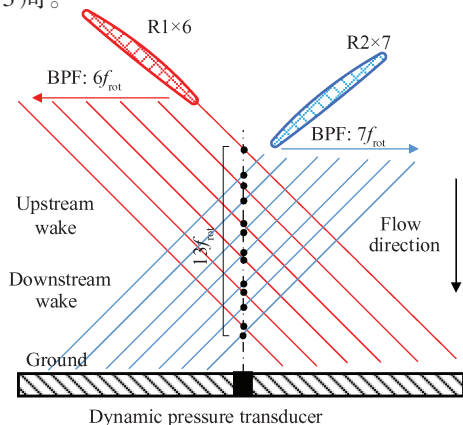


Fig. 10 Wake interaction model

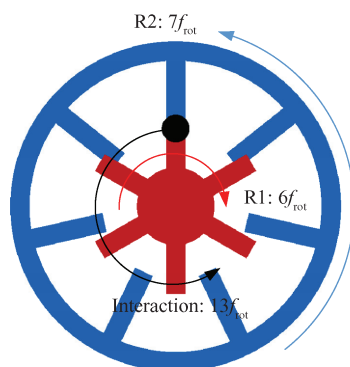


Fig. 11 Rotor-rotor interaction model

5 结 论

本文以自行设计的总推力20kg的对转升力风扇试验台为研究对象,利用实验手段研究了对转升力风扇的近地面力学特性,结果表明:

(1)在设计转速区间,地面高度不低于1.1D情况下,气垫效应为主作用效果,表现为在不消耗额外转子功率的基础上,总推力明显提高11%,具体贡献为涵道唇口推力下降3%,但对转转子推力提升25%。其中对转转子推力并非同步提升,而是上游转子推力先增长,随后下游转子推力提高。

(2)对转升力风扇前后级转子强烈的动-动非定常耦合干涉在风扇出口形成新频率特征的非定常流动,其频率是上下游转子通过频率之和,上、下游转子尾迹已经充分掺混,叶片尾迹扫掠频率的非定常

流动不再是风扇出口的主要非定常流动特征。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献:

- [1] 彭润艳,王和平,林 宇.带升力风扇飞机的短距起飞建模和仿真研究[J].计算机仿真,2008,25(4):46-49.
- [2] Hayden J S. The Effect of the Ground on Helicopter Hovering Power Required [C]. *Washington D C: Proceedings of the 32nd American Helicopter Society Forum*, 1976.
- [3] Curtiss H C, Sun M, Putman W F, et al. Rotor Aerodynamics in Ground Effect at Low Advance Ratios [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1984, 29(1): 48-55.
- [4] Light J S. Tip Vortex Geometry of a Hovering Helicopter Rotor in Ground Effect[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1993, 38(2): 34-42.
- [5] Ganesh B, Komerath N. Study of Ground Vortex Structure of Rotorcraft in Ground Effect at Low Advance Ratios[C]. *San Francisco:24th Applied Aerodynamics Conference*, 2006.
- [6] Bevilaqua P. Inventing the F-35 Joint Strike Fighter [R]. *AIAA* 2009-1650.
- [7] Vanoverbeke T J. A Numerical Study of the Hot Gas Environment around a STOVL Aircraft in Ground Proximity [R]. *AIAA* 88-2882.
- [8] Johns A, Flood J, Strock T, et al. Hot Gas Ingestion Testing of an Advanced STOVL Concept in the NASA Lewis 9-by 15-Foot Low Speed Wind Tunnel with Flow Visualization[R]. *AIAA* 88-3025.
- [9] Johns A, Neiner G, Flood J, et al. Engine Inlet Distortion in a 9.2 Percent Scaled Vectored Thrust STOVL Model in Ground Effect[R]. *AIAA* 89-2910.
- [10] Cabrita P M, Saddington A J, Knowles K. Unsteady Features of Twin-Jet STOVL Ground Effects[R]. *AIAA* 2002-6014.
- [11] Saddington A, Knowles K, Cabrita P. Flow Visualization and Measurements in a Short Take of Vertical Landing Fountain Flow[R]. *AIAA* 2007-1402.
- [12] 刘 帅,王占学,周 莉,等.基于响应面法的短距/垂直起降飞机近地面升力损失[J].航空动力学报,2017,32(4):874-881.
- [13] 刘 帅,王占学,周 莉,等.三轴承旋转喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J].推进技术,2015,36(5):656-663. (LIU Shuai, WANG Zhan-xue, ZHOU Li, et al. Three Bearing Swivel Nozzle Vector Deflection Law Study and Fluid Field Calculation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(5): 656-663.
- [14] 尹 超,胡 骏,严 伟,等.多级轴流压气机进气畸变模型研究[J].推进技术,2016,37(12):2278-2287. (YIN Chao, HU Jun, YAN Wei, et al. Investigation of Multistage Axial Compressor Distortion Analysis Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2278-2287.)
- [15] Liu J, Holste F, Neise W. On the Azimuthal Mode Structure of Rotating Blade Flow Instabilities in Axial-Turbomachines[R]. *AIAA* 96-1741.

(编辑:朱立影)