DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.06.039

微型轴流风扇叶尖非定常流动控制的参数研究

黄嘉鑫,黄国平,张呈

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘　要:在微型涡扇发动机中,由于发动机尺寸的减小,风扇中以叶尖泄漏涡系为主的流动损失问题较为突出,影响了风扇的稳定工作范围。采用一种被动式非定常流动控制方式,即机匣开孔并通过自循环引气方式实现非定常激励来改善风扇叶尖流场;通过 CFD 数值模拟的方法研究激励频率与激励强度等主要激励参数对控制效果的影响规律。研究结果表明:当激励频率为泄漏涡主频时能得到最佳的扩稳效果;在有效的控制方案下,激励流量仅为主流的 0.06%时,可使压气机综合稳定裕度提升 31%,同时峰值效率只损失 0.37 个百分点,为高性能微型涡扇发动机的发展探索了道路。

关键词:自循环机匣处理;非定常流动控制;激励参数;微型轴流风扇;微型涡扇发动机

中图分类号:V231.3　　**文献标志码**:B　　**文章编号**:1671-5276(2024)06-0196-05

Parametric Investigations on Unsteady Flow Control of Micro Axial Fan Blade Tip

HUANG Jiaxin, HUANG Guoping, ZHANG Cheng

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Due to the reduction of micro turbofan engine size, the flow loss mainly caused by tip leakage vortex in the fan is quite serious, which affects the stable working range of the fan. A passive unsteady flow control method is adopted, namely, unsteady excitation is realized through casing opening and self-circulation air entraining to improve the fan tip flow field. The influence law of major excitation parameters such as excitation frequency and intensity on the control effect is studied by CFD numerical simulation. The results show that the optimal stability expansion effect can be obtained when the excitation frequency is the main frequency of the leakage vortex. With the effective control scheme, when the excitation flow rate is only 0.06% of the main flow rate, the compressor's comprehensive stability margin can be increased by 31%, and the peak efficiency can only lose 0.37 percent point, which explores the way for the development of high performance micro turbofan engine.

Keywords: self-circulating casing processing; unsteady flow control; excitation parameter; micro axial flow fan; miniature turbofan engine

0　引言

近年来,随着航空宇航科学技术的快速发展,各类无人机、微小型无人设备受到各个国家的重视[1-2],在军事与民用领域发挥越来越重要的作用。微型涡扇发动机作为微型无人设备的动力装置,相比于涡喷、涡桨发动机在耗油率、推重比等方面具有显著的优势,极具发展潜力。压气机转子由于叶尖间隙的存在,在叶顶区域会产生复杂的涡系结构[3]。随着发动机尺寸的减小,会使得叶顶间隙占流通截面的比例增大,增大了相对叶顶间隙,带来更大的叶顶泄漏损失,并且降低了风扇/压气机的稳定工作范围。因此,为了改善其气动性能,采用有效的流动控制方式十分必要。自循环机匣处理作为一种流动控制方式能够有效地控制流动分离[4-6],改善气动性能;非定常流动控制作为当前流动控制技术发展的前沿领域[7],得到学者们的广泛关注与研究[8-9]。现有针对轴流转子的流动控制方法在拓宽稳定工作范围的同时势必伴随一定程度的效率损失,而对于微型转子的流动控制研究则较为缺乏。

本文以本课题组设计的微型涡扇发动机风扇转子为研究对象,采用一种自循环被动式周期激励机匣的非定常流动控制方法对叶尖流场进行调控,探索激励频率、激励强度等控制参数对微型风扇转子稳定工作范围的影响。

1　研究对象及数值方法

1.1　研究对象

本文研究对象为本课题组设计的微型涡扇发

基金项目:基础加强计划项目(2022-JCJQ-ZD-193-12)

第一作者简介:黄嘉鑫(1998—),男,江西南昌人,硕士研究生,研究方向为内流流动控制,755276911@qq.com。

动机的风扇转子,表 1 给出了该风扇转子的几何参数,风扇转子模型如图 1 所示。

表 1　风扇转子几何参数

参数	数值
进口叶尖直径/mm	124.8
进口叶根直径/mm	37.4
叶尖相对几何进气角/(°)	68.2
叶根相对几何进气角/(°)	43.5
转速/(r/min)	75 000
叶片数	10
出口叶尖直径/mm	124.8
出口叶根直径/mm	57.5
叶尖相对几何出气角/(°)	67.1
叶根相对几何出气角/(°)	20.0
最大轴向弦长/mm	26.24
叶顶间隙/mm	0.3

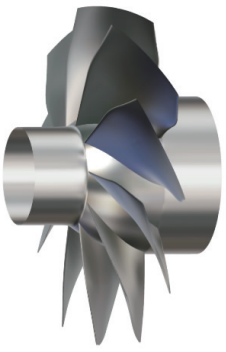


图 1　风扇转子几何模型

1.2　微型风扇转子计算方法及验证

本文数值研究中网格划分采用 Numeca 软件包中的 Autogrid5 模块自动生成结构化网格,并采用默认的 Default 拓补结构。对近壁面及叶片前缘、尾缘网格进行加密处理,壁面第一层网格厚度设置为 3×10^{-6} m 以保证划分网格时 $y^{+}<10$。图 2 为单通道风扇计算域网格。

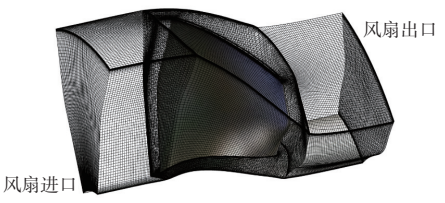


图 2　风扇转子网格示意图

本文数值模拟采用 Fine/Turbo 求解圆柱坐标系下雷诺平均 N-S 方程组,湍流模型为 Spallart-Almaras 单方程模型,并选用理想气体模型。定常数值计算采用二阶中心差分有限体积法将控制方程进行离散。非定常计算中时间步长取为转子转过一个栅距所用时间的 1/30,即 $2.666\ 666\times10^{-6}$ s,每个时间步内进行 30 次迭代。单通道出口采用背压边界条件,通过不断减小背压值,实现工作点从堵塞点到小流量边界点的移动。

为避免网格尺度对数值计算结果的影响,本文选用 3 套网格 G1—G3,网格数分别为 120 万、150 万、208 万进行了网格无关性验证,在保证计算精度的前提下尽量节约计算资源。表 2 展示了设计点 3 套网格的绝对总压比。结果表明:G2 与 G3 的绝对总压误差小于 1%,满足无关性要求,故后文均采用 G2 网格进行研究。

表 2　设计工况下的不同网格数量下的总压比

网格方案	G1	G2	G3
总压比	1.638	1.619	1.613

1.3　自循环周期激励机匣流动控制方法及计算网格划分

本文所使用的非定常流动控制方法是来源于本课题组所提出的一种通过在机匣开孔的方式实现非定常激励叶尖涡系的控制思路,即通过叶轮与机匣间的相对运动,在机匣上设置周向间隔的激励源,将相对于机匣为定常的抽吸或者射流转变为相对于叶片的非定常激励。

本文所采用的自循环周期激励机匣在此机匣开孔控制思路的基础上,考虑到气流经过风扇转子后的静压增高,在风扇转子后静压较高处开抽吸槽,并通过稳压腔将高压气体引致前缘开孔处,形成自循环流路。该种控制方法的激励驱动力来自于流场内部,不依赖外界大气环境,属于被动控制,具体结构形式如图 3 所示。

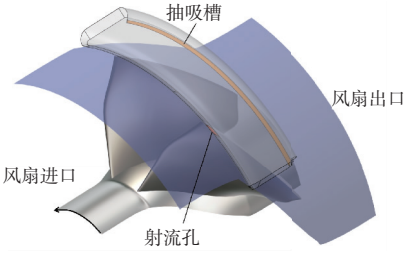


图 3　自循环周期性激励机匣几何结构

本文自循环周期激励机匣处理网格通过Numeca软件中的Autogrid模块,在前文转子网格的基础上使用ZR EFFECT功能建立自循环机匣模型以及进行H型结构化网格生成。自循环机匣的网格转子网格采用完全非匹配(FNM)将网格进行连接,FNM能将两个的网格进行相连而不用考虑两侧网格的匹配问题,但这必须保证FNM两侧计算域的求解坐标系一致。计算网格如图4所示。

图4　自循环周期性激励机匣所采用的网格

考虑到实际机匣开孔的工作过程,孔与叶片的相对位置会因转动而发生变化,即自循环机匣处在静止坐标系下求解,而转子在旋转坐标系下求解。由于二者求解的坐标系不同,但又需使用FNM进行网格的连接,故采用在孔的计算域与转子叶尖之间增加两个间隙薄层(Gap1和Gap2)的方式来实现,已有学者[10]采用该种处理方式,并验证了其可行性。本文转-静交界面边界条件处理如图5所示。

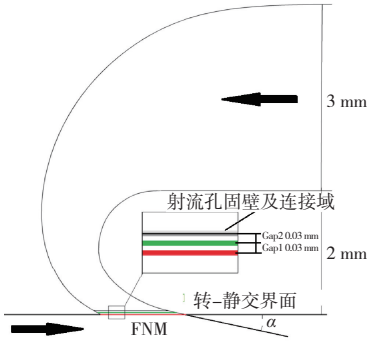


图5　边界条件处理示意图

2　结果与讨论

2.1　激励频率的影响

为了探究激励频率对于非定常流动控制的影响,首先对风扇原流场的泄漏涡频率进行分析。通过在风扇叶尖设置静压监测点并将得到的数据经快速傅里叶变换(FFT)得到压力频谱图,如图6所示。参照前人对于泄漏涡频率的分析研究,在风扇98%叶高截面,在压力面沿弦长布置了静压测点。图7给出静压测点分布,并给出对应位置编号。结果表明,各点捕捉到的泄漏涡主频为5 619 Hz,而压气机的叶片扫掠频率(blade pass frequency,BPF)为12 500 Hz,该风扇转子泄漏涡主频约为0.45倍叶片扫掠频率,即以泄漏涡主频为激励频率可以通过两通道开一孔实现,以泄漏涡频率的二倍频作为激励频率可以通过两通道开两孔实现。

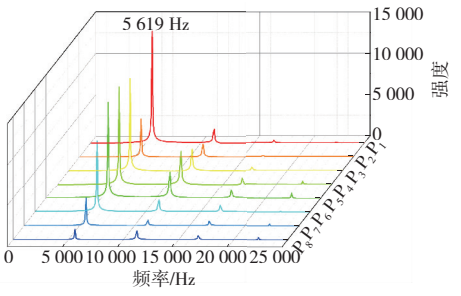


图6　叶尖静压监测点频谱图

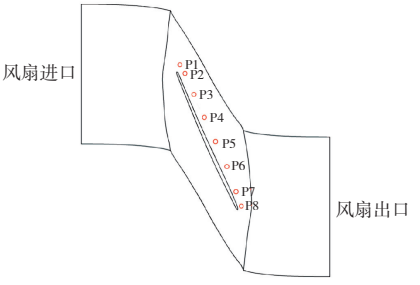
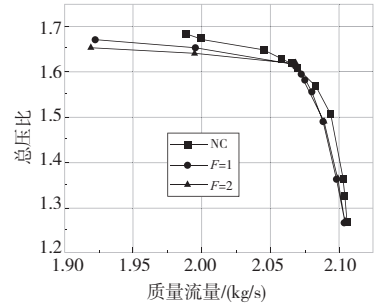
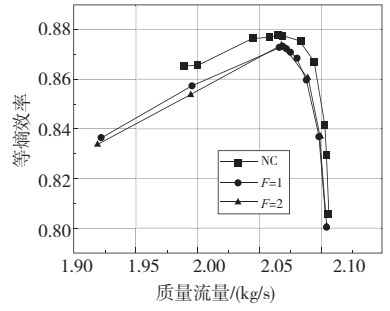


图7　叶尖98%叶高截面静压监测点分布图

图8给出了施加不同激励频率的流动控制以及无控状态下的压气机特性曲线。图中NC对应实壁机匣。从图中可以观察到,两种不同激励频率非定常控制方案的失速点流量相比于无控状态均有所降低,稳定裕度均有所提高。主频$F=1$以及二倍频$F=2$控制方案的综合稳定裕度分别为11.1%和9.9%。相比于无控状态,综合稳定裕度分别提升了39%与24%,即主频的扩稳效果要好于二倍频,这说明在相同的激励强度下,以主频作为激励频率对于流场有较好的改善效果。此外,无控状态的峰值效率为87.8%,控制效果更好的主频方案峰值效率为87.27%,施加控制后峰值效率下降了0.53个百分点,与被动式机匣处理相比,该种非定常的控制方法用较小的效率损耗换来了较大的稳定裕度提升,较好地调和了扩稳效果与效率损耗之间的矛盾。



（a）总压比–流量特性曲线



（b）等熵效率–流量特性曲线

图 8　有无控制下压气机特性曲线对比

为了进一步探究激励频率对于流动控制的作用机制,对 98%叶高截面的静压进行了分析,如图 9所示。从图中可知,相比于实壁机匣,采用自循环周期性激励机匣后,叶片前缘的静压差有所降低,说明了该种被动式非定常激励的控制方法可以通过降低静压差来削弱泄漏流强度,进而改善叶顶区域流场。此外,以主频作为激励频率相比于二倍频,叶尖前缘的静压差更低,且将通道激波向下游推动,起到了拓宽稳定裕度的作用。

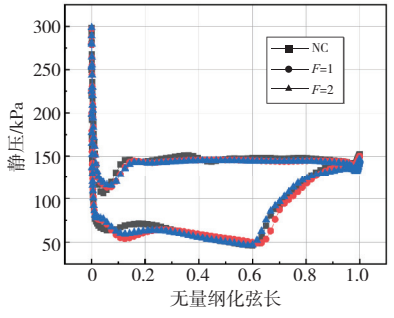


图 9　实壁机匣近失速流量下风扇转子 98%叶高截面静压分布

图 10 为 98%叶高截面的相对马赫数云图。从图中可以观察到,采用自循环周期激励机匣后,风扇转子叶顶区域的低速阻滞区域向叶片吸力面靠近,对于叶顶流场的阻滞作用得到了改善,流通能力得到了加强。以主频作为激励频率相比于二倍频对于流场的调控作用更强,印证了前文以泄漏涡主频激励的扩稳效果更强的结论。

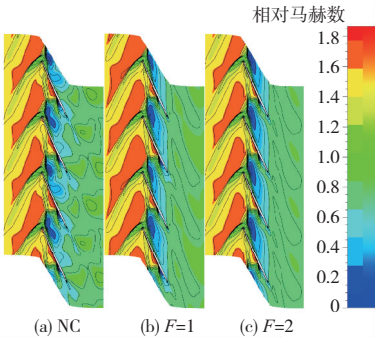
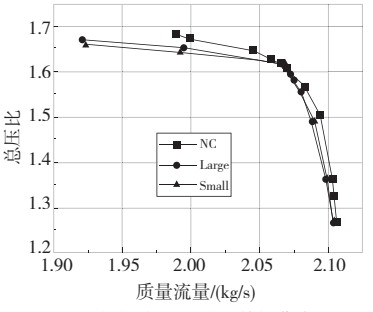


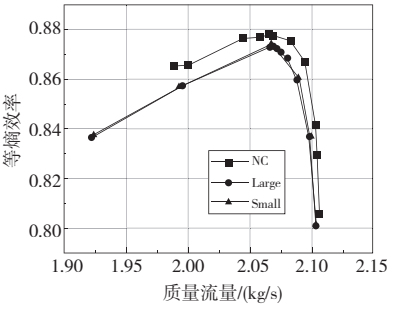
图 10　实壁机匣近失速流量下压气机 98%叶高截面相对马赫数云图

2.2　激励强度的影响

为了进一步研究激励强度对流动控制效果的影响,选取上文研究所得的最佳激励频率即泄漏涡主频作为激励频率,保持抽吸槽的位置和面积不变,通过改变射流孔的面积,实现不同的激励强度。图 11 给出了不同激励强度的自循环机匣处理与实壁机匣性能的对比情况。图中 small 对应较小激励强度方案,激励流量约为主流流量的 0.06%;large 对应较大激励强度方案,激励流量约为主流流量的 0.15%。由图 11 可以看出,较小激励强度方案以及较大激励强度方案的综合稳定裕度分别为 10.4%和 11.1%。相比于无控状态,综合稳定裕度分别提升了 31%与 39%。此外,较小激励强度方案的等熵效率要略高于较大激励强度方案,峰值效率提升了 0.16 个百分点,对比实壁机匣峰值效率下降了 0.37 个百分点。



（a）总压比–流量特性曲线



（b）等熵效率–流量特性曲线

图 11　不同激励强度下压气机特性曲线对比

总之,随着激励强度的升高,扩稳效果会随之提升,但效率损失并不明显,说明非定常流动控制对于风扇转子叶尖流场结构的调控能够起到“四两拨千斤”的作用。因此选取合适的激励强度方案可以在可能小的流动损失的情况下获得更大稳定裕度提升。

3　结语

本文对一种自循环周期激励机匣非定常流动控制方法的主要控制参数进行了研究,可以得到以下一些结论。

1)采用泄漏涡主频及其二倍频激励均能使风扇转子的综合稳定裕度得到提升,二者均可以降低主叶片叶尖前缘两侧静压差,削弱该处叶尖泄漏强度。当激励频率为泄漏涡主频时,自循环周期激励机匣对于风扇转子叶顶通流能力的改善作用最强。

2)激励强度存在一个阈值,在激励强度低于该阈值时,增大激励强度会使风扇转子压比增大,稳定裕度提升,但效率损失变化不大。

3) 在有效的控制方案下,激励流量仅为主流的0.06%时,自循环周期激励机匣对于风扇转子性能提升已较为显著,与无控状态相比可使压气机综合稳定裕度提升31%,同时峰值效率只损失0.37个百分点。这说明该种流动控制方法能够很好地平衡传统机匣处理扩稳效果与效率损失之间的矛盾。

参考文献:

[1] 徐辉,王春利,赵胜海,等. 小型和微型飞行器动力装置的现状与发展[J]. 教练机,2018(4):56-60.

[2] 尹泽勇,李上福,李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机,2007,33(1):10-15.

[3] 李雯玉,胡骏. 单级近失速工况全环非定常数值模拟研究[J]. 机械制造与自动化,2022,51(2):87-90,115.

[4] SUDER K L,HATHAWAY M D,THORP S A,et al. Compressor stability enhancement using discrete tip injection[J]. Journal of Turbomachinery,2001,123(1):14-23.

[5] KHALEGHI H. A new approach of endwall recirculation in axial compressors[J]. Aerospace Science and Technology,2020,98:105704.

[6] 晏松,楚武利,张皓光,等. 不同轴向引气位置对自循环机匣处理的影响研究[J]. 推进技术,2019,40(7):1478-1489.

[7] GREENBLATT D,WYGNANSKI I J. The control of flow separation by periodic excitation[J]. Progress in Aerospace Sciences,2000,36(7):487-545.

[8] NEUHAUS L,WIEDERHOLD O,NEISE W,et al. Active flow control to improve the aerodynamic performance of axial turbomachines[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air, Orlando, Florida,USA:[s.n.], 2010:305-312.

[9] 朱剑锋,黄国平,傅鑫,等. 无源微脉冲射流抑制叶栅气流分离的初步实验[J]. 航空动力学报,2014,29(2):391-397.

[10] 康剑雄,黄国平,朱俊强,等. 离心压气机失速模式及自循环机匣处理的作用机制[J]. 航空动力学报,2015,30(12):2960-2969.

收稿日期:2023-03-08