文章编号：1006-1355(2018)03-0001-09

直升机旋翼桨涡干扰噪声主动控制技术综述

冯剑波，陆　洋

（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：旋翼桨涡干扰噪声是典型的直升机噪声类型之一，会显著增大直升机总体噪声水平，带来严重的环境噪声污染。主动控制技术是降低桨涡干扰噪声的有效手段之一。针对旋翼桨涡干扰噪声主动控制技术的研究情况进行概述。首先介绍高阶谐波控制（HHC）、独立桨距控制（IBC）、主动后缘襟翼控制（ACF）等桨涡干扰噪声主动控制技术的概念及产生过程；然后针对每种技术的发展历程及研究现状进行归纳总结；之后重点讨论桨涡干扰噪声主动控制所采用控制算法的发展趋势；最后对旋翼桨涡干扰噪声主动控制技术的发展趋势进行展望，并结合国内研究情况指出开展桨涡干扰噪声主动控制研究的关键技术及途径。

关键词：声学；直升机；旋翼；桨涡干扰噪声；主动控制

中图分类号：V211-52　　**文献标志码**：A　　**DOI编码**：10.3969/j.issn.1006-1355.2018.03.001

Review of Active Control Techniques of Blade Vortex Interaction Noise for Helicopter Rotor

FENG Jianbo，*LU Yang*

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

Abstract : Rotor blade vortex interaction (BVI) noise is one of the typical noises of helicopters. It will dramatically increase the overall noise level of the helicopter and bring severe noise pollution to the environment. Active control technique is an effective means to reduce the rotor BVI noise. In this paper, a review of active control techniques for rotor BVI noise reduction is presented. First of all, the active control techniques such as HHC, IBC, ACF and so on for rotor BVI noise alleviation are introduced, and the development course and current situation of each technique are briefly summarized. Then, the development and the tendency of the control algorithms adopted in these techniques are discussed and emphasized. Finally, the development tendency of the active control techniques for rotor BVI noise alleviation is prospected. Considering the domestic research situation, the key technologies and approaches for the research of the active control techniques for the rotor BVI noise alleviation are provided.

Keywords : acoustics; helicopter; rotor; blade vortex interaction noise; active control

直升机既可以垂直起降、悬停，又能够向任意方向飞行，这种特有的飞行能力使其在军事和民用领域得到了广泛应用。旋翼既是直升机的升力面和操纵面，同时也是直升机外部噪声的最主要来源[1]。

按噪声特性分类，旋翼噪声主要包括桨涡干扰（Blade Vortex Interaction，BVI）噪声、高速脉冲（High Speed Impulsive，HSI）噪声、厚度噪声、载荷噪声和宽带噪声[2]。其中，BVI噪声是直升机最为典型的噪声类型之一，它是由旋翼桨叶自身产生的尾迹与后续桨叶相互干扰而诱发产生的噪声[3]。当直升机处于低速斜下降、小速度平飞、机动飞行等状态时，均会产生不同程度的BVI噪声[4]。BVI噪声一经出现，会显著增大直升机的总体噪声水平，带来严重的环境噪声污染。因此，如何有效地降低直升机BVI噪声，已成为现代直升机亟需解决的主要问题之一。

近年来，国内外研究人员通过采用先进旋翼桨尖、优化旋翼翼型布置、改变旋翼转速等方法，在一定程度上降低了旋翼BVI噪声[5-7]。需要指出的是，

收稿日期：2017-10-11
基金项目：国家自然科学基金资助项目（51375229）
作者简介：冯剑波（1988-），男，江苏省南通市人，博士生，主要研究方向为直升机噪声与振动控制。
通信作者：陆洋，男，博士，副教授。
E-mail: luyang@nuaa.edu.cn

上述方法均属于被动降噪方法。总体而言，被动方法效果有限，且对不同飞行状态的适应性差；若要进一步提高BVI噪声的控制效果，应采用主动控制方法。

旋翼主动控制技术最早出现于20世纪50年代，然而在发展之初，该技术主要用于旋翼振动的主动控制[8–9]。之后的研究发现，合理的主动控制输入也可以有效降低旋翼BVI噪声，于是从上世纪80年代中期开始，一些研究者开始探索利用主动控制技术进行旋翼BVI噪声控制[10]。其主要原理为利用主动控制技术降低桨叶载荷、减弱桨尖涡强度、增加桨涡干扰距离，以及改变桨涡干扰角。

高阶谐波控制（Higher Harmonic Control, HHC）是最早出现的一种直升机主动控制方法[11]，开始用于改进旋翼性能，后来才被应用于减振及降噪。其基本原理如图1左所示。通过安装在自动倾斜器下方的作动器驱动，控制输入由不旋转环传递到旋转环，再通过变距拉杆传递到桨叶的根部，各片桨叶受到的激励完全相同。

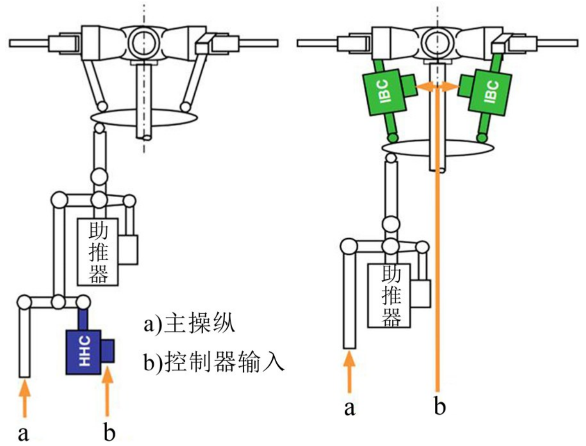

图1 高阶谐波控制及独立桨距控制原理图

然而，由于作动器连接在自动倾斜器的不旋转环上，HHC的控制频率受到旋翼桨叶片数的限制，仅能控制桨叶片数整数倍及其加减1的频率成分。如对于4桨叶旋翼，HHC仅能控制3、4、5、7、8、9/rev等频率成分，而对于2/rev的控制无能为力[12]。为解决该问题，研究者又提出了独立桨距控制（Individual Blade Control，IBC）的概念[13]，其基本原理如图1右所示。相对于HHC技术，IBC的桨距控制作动器安装在自动倾斜器旋转环上方，每一片桨叶都可以单独实现多谐波桨距变化和任意的变距运动。研究表明：多个控制频率的综合IBC控制可以实现更佳的降噪效果[14]。

尽管IBC有效解决了HHC控制频率受限的问题，但IBC控制系统本身结构复杂，且IBC与HHC一样需要驱动整片桨叶进行控制，所需驱动功率大。于是一些研究者又将目光转向了主动后缘襟翼控制（Actively Controlled Flaps，ACF）。与IBC不同，ACF通过安装于桨叶内部的作动器驱动位于桨叶后缘的伺服襟翼进行控制，有效减小了驱动功率，图2为ACF原理图。

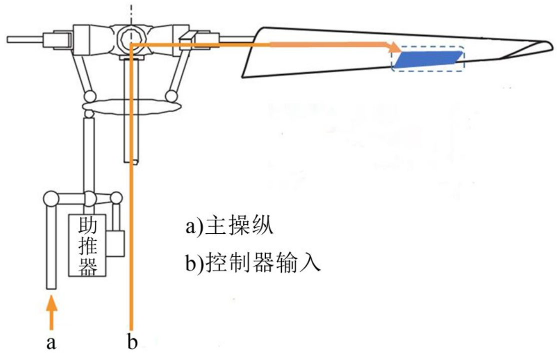

图2 ACF原理图

此外，还有部分研究者提出了主动扭转旋翼控制（Active Twist Rotor，ATR）及主动格尼襟翼控制（Microflap）等概念用于降低旋翼BVI噪声。但相比于HHC、IBC及ACF技术，这两种旋翼噪声主动控制技术的相关研究较少。

本文针对旋翼BVI噪声主动控制技术展开讨论，包括应用于BVI噪声主动控制的各技术的发展历程、研究现状以及所采用的主动控制算法等，为我国直升机旋翼BVI噪声主动控制研究提供参考。

1 基于HHC的旋翼BVI噪声主动控制

早在1952年，美国人Steward就提出了HHC的概念，当时希望利用HHC来减弱桨叶失速并优化旋翼升力分布，以提高直升机的飞行速度[11]。之后大量研究者对HHC技术展开了研究，主要工作集中在降低直升机的振动水平上。

经过多年的发展，HHC技术在减振方面日趋成熟。1985年，法国Aerospatiale公司在SA349直升机上成功进行了HHC的闭环减振试验[15]。为了进一步探究HHC技术在其它方面的应用前景，同年Aerospatiale公司在SA349直升机上进行了HHC用于降低BVI噪声的开环飞行试验[16]。试验结果表明：对于具有3片桨叶的SA349直升机，3/rev的HHC控制可以有效降低BVI噪声（麦克风位于左起落架前部）。受此次试飞结果的鼓舞，此后，越来越多的研究机构开始介入基于HHC的旋翼BVI噪声主动控制技术研究。

20世纪90年代的相关研究工作主要由美国

NASA兰利研究中心和德国宇航局(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt,DLR)分别完成。其中,Brooks等在美国NASA兰利研究中心的跨声速风洞中进行了利用HHC技术降低BVI噪声的开环风洞试验,试验对象为4桨叶ARES(Aeroelastic Rotor Experimental System)全铰接式动力相似模型旋翼[17],该试验仅研究了4/rev的高阶谐波输入对于BVI噪声的影响。同一时间,在欧洲的DNW风洞中[18],Splettstoesser等进行了另一次开环风洞试验。试验对象为40 %动力相似的4桨叶BO-105无铰式模型旋翼。值得一提的是这是国际上首次在消声环境中进行的HHC声学试验。试验分别对3种不同的高阶谐波桨距输入(3/rev,4/rev,5/rev)进行了开环试验研究,结果表明这3种桨距输入都可以有效降低BVI噪声水平,但同时旋翼振动水平及低频噪声水平会有所增大。此外试验发现,对于不同的直升机下降状态,固定的HHC控制输出(单一的控制频率、幅值及相位)已不能满足要求,需要闭环HHC控制才能取得更好的效果。于是,基于HHC技术,德国与法国合作于1991年在DNW风洞中进行了BVI噪声的闭环风洞试验[19]。试验验证了所提出的闭环控制算法(T矩阵法)的可行性和有效性。

尽管HHC技术被证明可用于降低BVI噪声,但是其降噪机理并未完全明确。为系统地验证HHC技术在直升机降噪、减振方面的有效性并揭示其背后的机理,美、法、德三国合作,于1994年在DNW风洞中,基于4桨叶BO-105模型旋翼开展了著名的HART(Higher Harmonic-Control Aeroacoustic Rotor Test)试验项目[20]。该项目采用了激光多普勒测速仪(测量涡强)、激光片光技术(测量涡的形状和桨涡干扰距离)等当时最先进的测试设备和技术开展试验研究。图3分别给出了无控、噪声最小及振动最小时的BVI噪声云图,所施加的HHC控制频率皆为3/rev。此外通过对大量试验数据的分析,研究者认为桨涡干扰距离是影响BVI噪声的最主要参数之一。值得一提的是,HART试验十分经典,其试验数据被各国研究人员广泛引用,用于验证计算分析模型的正确性及有效性。之后不久,为进一步加深对HHC技术降低BVI噪声物理本质的理解,2001年,美国NASA联合DLR及法国宇航中心(Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales,ONERA)等多家研究机构利用更多先进的测量仪器(如PIV粒子图像速度测量仪,SPR立体声识别,BTD桨尖偏转测量等)开展了HARTII试验[21]。试验结果表明:HHC技术通过高阶桨距作用使得桨涡干扰发生位置由桨尖处向桨跟转移,从而削弱了BVI噪声的辐射。

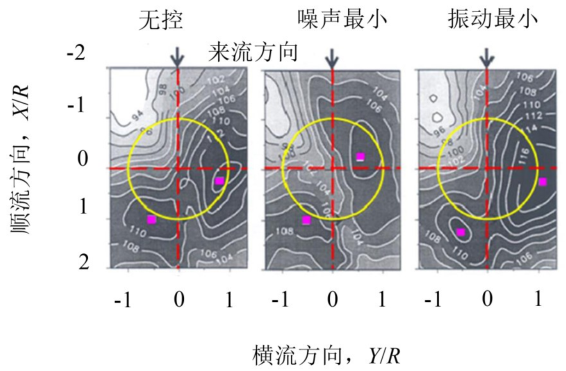

图3 HART试验无控及有控时BVI噪声云图

尽管所有的研究均表明HHC技术能够有效降低旋翼BVI噪声,但由于技术条件限制,其使用的液压作动器重量代价大、所需驱动功率高,另外由于控制频率受限,因此HHC技术的应用受到了很大的限制。

2 基于IBC的旋翼BVI噪声主动控制

为克服HHC技术的上述缺陷,从20世纪90年代开始,国外研究人员逐渐将研究重心转到了IBC技术上。国外对于基于IBC的旋翼BVI噪声主动控制技术研究主要通过风洞试验及飞行试验。美国和欧洲在此领域广泛进行合作,先后基于BO-105直升机、UH-60全尺寸旋翼,以及CH-53G直升机开展过大量的开环控制风洞试验及试飞研究,而闭环控制试验/试飞仅在BO-105直升机和CH-53G直升机进行过,上述试验和试飞均取得了较好的BVI降噪效果。

1994,NASA艾姆斯研究中心联合德国ZFL公司、DLR及欧洲直升机公司德国分部(Eurocopter Deutschland,ECD)在NASA艾姆斯研究中心的40×80英尺风洞中,对4桨叶的BO-105全尺寸旋翼进行了首次开环IBC风洞试验[22]。试验的主要目的是研究不同频率(正弦输入)、不同类型(脉冲输入、小波输入)的IBC控制输入对于直升机BVI噪声的影响。试验结果表明:2/rev的IBC控制效果最好,而脉冲输入及小波输入也取得了一定的降噪效果。需要注意的是,该风洞试验的测量系统并不完善,仅选取了桨盘下方的3个固定测点(其中前行边2个,后行边1个)。一年之后,在此前风洞试验的基础上,NASA艾姆斯研究中心、ZFL、DLR联合ECD开展了第二次开环IBC风洞试验[23]。此次风洞试验改进了噪声测量系统,将麦克风由单点排布转变为麦克风阵列扫略。此外,还增加了研究目标,除原有的噪声控制外,增加了提升旋翼性能及降低旋翼振动水平,试验

结果见表1。

在风洞试验的基础上，为了将IBC技术推向工程应用，研究人员分别基于BO-105及UH-60直升机开展了试飞研究。其中BO-105试飞项目主要由ECD负责，而UH-60试飞项目则主要由NASA负责。值得一提的是这两个项目中的IBC控制系统皆由ZFL设计制造。其IBC控制系统均由液压作动器驱动，安装于桨根原变距拉杆位置，其中UH-60 IBC控制系统的液压作动器安装了系统保护装置，在紧急情况下可以锁死作动器以保障直升机正常飞行。

1998年，ECD联合ZFL、DLR及戴姆勒-奔驰公司基于4桨叶BO-105直升机进行了首次开环IBC飞行试验[24]。为了测量BVI噪声，麦克风被固定于起落架上。本次飞行试验的主要目的是考察IBC控制系统能否有效降低BVI噪声。试验取得了良好的降噪效果，验证了IBC控制系统对于降低BVI噪声的有效性。进一步通过分析试验获取的数据，再次证明了IBC控制引起的桨涡干扰距离的增加是BVI噪声降低的主要原因。在开环飞行试验的基础上，ECD利用BO-105直升机进行了首次闭环IBC飞行试验[25]。控制算法采用了简单的最优相位搜索法——黄金分割搜索法，即在控制频率及幅值固定不变的情况下对相位进行实时扫略，获取最优控制相位。飞行试验结果表明，所研制的闭环BVI噪声控制系统效果良好，最多可降低5 dB的BVI噪声（地面测量点），且机体上麦克风测量值与地面麦克风测量值变化趋势基本一致。

21世纪初，NASA艾姆斯研究中心联合ZFL及西科斯基飞机公司(Sikorsky Aircraft Corporation，SAC)提出了基于UH-60直升机的IBC飞行试验验证项目。该项目主要考证IBC系统对于UH-60主旋翼的降噪、减振及性能提升作用。为了降低飞行试验的风险，项目首先在NASA艾姆斯研究中心的80×120英尺风洞中进行了开环IBC风洞试验[26]。试验结果表明：低速斜下降状态时，幅值为3.0°的2/rev IBC控制可以有效降低BVI噪声，但同时振动水平会大幅增加；BVI噪声的控制效果随着控制幅值的增大而显著增大。而对于基于UH-60的IBC飞行试验，目前尚未有相关文献提及。

此外，为了降低CH-53G直升机的外场噪声水平，ZFL独立设计制造了适用于CH-53G直升机，由液压作动器驱动的IBC控制系统，与UH-60上的IBC系统类似，该作动器也具有系统保护装置。之后基于CH-53G直升机进行了开环飞行试验[27]。试验表明：幅值为0.67°，相位为30°的2/rev IBC控制可以降低3 dB的BVI噪声，如将幅值增到至1.1°，BVI噪声可以降低达5 dB（地面评估点）。随后，2003年，ZFL公司针对CH-53G直升机又进行了IBC系统的闭环飞行试验[28]，遗憾的是本次飞行试验只进行了IBC系统的闭环减振测试，并未涉及BVI降噪。

综合上述IBC用于降低BVI噪声的风洞试验及飞行试验，表1给出了试验结果汇总。不难看出：

1) 作为IBC控制系统的设计生产单位，ZFL参与了几乎所有的风洞及飞行试验；

2) 对于基于IBC的BVI噪声主动控制，2/rev的谐波控制频率降噪效果较好，使用最多；

3) 单个频率的IBC控制很难同时实现减振降噪。

虽然IBC可以用于降低BVI噪声，但IBC控制系统本身结构复杂且所需驱动功率大。另外，由于IBC控制系统基本采用液压系统驱动，其作动器重量代价较大，且与液压作动器配套使用的液压集流环成本高昂不易维护，于是一些研究者又逐渐将研究重心转向另一种主动控制形式——ACF。

3　基于ACF的旋翼BVI噪声主动控制

ACF技术最早出现于20世纪60年代，最初的研究目的也是为了延缓桨叶失速，提高桨叶升力[29]。

表1 IBC用于降低BVI噪声的风洞试验及飞行试验汇总

试验时间	研究机构	试验类型	试验/试飞对象	控制类型	控制频率	幅值/deg	降噪效果/dB	减振效果/(%)
1 1994[23]	NASA,ZFL,DLR,ECD	全尺寸风洞实验	BO-105	开环	2/rev	1.2	－5	－2
					3/rev	1.0	－5	+130
					4/rev	1.0	－2.5	+35
					2/rev+5/rev	1.0	－8	－80
2 1998[24]	ECD,ZFL,DLR	飞行试验	BO-105	开环	2/rev	1.0	－6	+50
3 2001[25]	ECD,DLR,ZFL	飞行试验	BO-105	闭环	2/rev	1.0	－5	无
4 2001[26]	NASA,ZFL,SAC	全尺寸风洞实验	UH-60	开环	2/rev	3.0	－12	+100
5 2003[27]	ZFL	飞行试验	CH-53G	开环	2/rev	0.67	－3	0

后来由于IBC技术发展受阻，部分研究者转而研究利用ACF技术来降低BVI噪声。

1992-1995年间，美国麦道直升机公司联合NASA兰利声学部门在兰利研究中心的亚音速风洞中进行了ACF旋翼系统的概念验证工作[30-31]，其主要目的是考证ACF技术能否用于减振及降噪。试验表明利用非谐波的高阶襟翼偏转可以降低BVI噪声3 dB～5 dB。需要说明的是，由于当时没有合适的作动器，ACF的驱动是被动式的，襟翼的偏转规律由固定在桨毂内的凸轮形状决定。受试验结果的鼓舞，随后美国及欧洲分别对ACF技术开展了研究。

其中美国方面主要进行了两次全尺寸风洞试验研究，即SMART旋翼测试试验[32]及西科斯基主动襟翼演示旋翼测试试验[33]。

SMART旋翼测试试验被认为是迄今为止最成功的全尺寸ACF风洞试验。该试验属于SMART旋翼验证项目的一部分，由美国波音公司、NASA、美国陆军、美国国防预先研究计划局、麻省理工学院及马里兰大学合作完成。试验主要考验ACF在直升机降噪、减振、功率控制及性能提升方面的效果。SMART旋翼由1个全尺寸的5桨叶无轴承MD900直升机旋翼改造而来，每片桨叶上内部安装了特别研制的压电作动器用以驱动后缘襟翼偏转，襟翼偏转频率为2/rev至6/rev，最大偏转角为6°。部分试验结果如下：

(1) 前进比为0.15时，频率为4/rev，幅值为1.5°，相位30°的襟翼控制对于降低BVI噪声最为有利，但是这种襟翼控制会引起桨毂振动载荷的增加；

(2) 前进比为0.165时（联邦航空局BVI噪声认证飞行状态），频率为3/rev，幅值为1.5°，相位180°的襟翼控制对于降低BVI噪声最有利。不难看出，不同飞行状态时，达到最佳降噪效果的襟翼控制输入不同。另外值得注意的是，被普遍认为对降低BVI噪声最有利的2/rev襟翼控制在该测试中表现不佳，研究者认为可能是由于SMART旋翼较高的扭转刚度所致。

另一个全尺寸风洞试验即西科斯基主动襟翼演示旋翼测试试验，该试验属于高性能旋翼飞行器设计项目的一部分，由美国陆军航空应用技术理事会联合西科斯基飞机公司及美国联合技术研究中心合作完成。试验对象为4桨叶铰接式的S-434直升机旋翼。该试验的襟翼控制系统同样由压电作动器驱动，且系统实现了模块化及襟翼闭环控制。

欧洲方面则主要由DLR牵头进行了风洞试验及飞行试验研究。

2005年，DLR联合ONERA在法国ONERA S1摩丹风洞中基于4桨叶铰接式的马赫数相似旋翼进行了风洞试验[34]。试验结果表明：襟翼位置越靠近桨尖对降低BVI噪声越有利；另外对于4/rev的襟翼控制，控制幅值越大，降噪效果越好。

在该风洞试验的基础上，为更加系统全面的对ACF技术开展研究，2005年9月，DLR、欧洲直升机公司、欧洲宇航防务集团及戴姆勒-克莱斯勒公司联合在BK-117直升机上进行了首次ACF飞行试验[35]。试验主要研究后缘襟翼对于减振和降噪的作用，其中2/rev的频率成分用来降噪，3，4，5/rev用来减振。之后在2009-2011年间，欧洲直升机公司在EC-145直升机上又进行了一系列新的ACF飞行试验[36]，试验重点在提高减振效果上，遗憾的是已公开的文献并未给出降噪方面的相关信息。

此外，美国密歇根大学的PATT和Friedmann等人对ACF技术用于降低BVI噪声进行了细致的理论研究[37-38]。PATT基于自由尾迹模型及气动声学模型开发了可用于BVI噪声主动控制的仿真模型，并基于该模型进行了ACF用于直升机减振、降噪以及同时减振降噪的仿真研究，仿真中所用闭环控制算法均为T矩阵法。研究表明，利用ACF同时减振降噪是可行的，但是与单独减振/降噪的效果相比，同时减振降噪的单项控制效果较差。仿真还对比了单片及双片襟翼在减振及降噪方面的差异，整体而言，双片襟翼更具优势。

ACF能有效解决HHC及IBC技术的不足,且已经多次在风洞试验中验证了其对于降低BVI噪声的有效性,是一种极具前景的主动控制方法。

4 其他类型旋翼BVI噪声主动控制技术

4.1 主动扭转旋翼

主动扭转旋翼即ATR，顾名思义即利用嵌在桨叶内部或者桨叶表面的智能材料使桨叶可以主动扭转的旋翼[39]，其发展与智能材料与结构的发展密不可分，

目前对于ATR的研究尚处于基础研究阶段，主要原因是智能材料的驱动力不足，桨尖偏转角达不到指定要求[40]。而利用ATR进行BVI降噪还处于理论研究阶段，目前仅美国的Fogarty等[41]及意大利罗马大学的Anobile、Gennaretti等[42]进行了部分相关研究。值得一提的是，Anobile在文献[42]中提出了一种利用超高阶控制频率的ATR控制降低旋翼BVI噪声的方法，其控制频率与桨叶上0.87 r处的BVI载荷

频率相同，控制仅在相位角位于260°～320°时施加，以减小可能的不利影响。

4.2 主动格尼襟翼

Microflap本质上是一个可展开的格尼襟翼。通过Microflap可以改变桨叶局部位置的升力及俯仰力矩，于是有研究者开始尝试利用Microflap来控制直升机的振动及噪声。相较于其他主动控制方式，Microflap尺寸小，所需功率小，驱动频带宽，且对桨叶结构刚度影响不大。

到目前为止，利用Microflap进行BVI降噪的研究还停留在仿真研究阶段，密歇根大学的Padthe及Friedmann研究了Microflap对于直升机减振、降噪及性能提升方面的作用，并且对比了单片Microflap及双片Microflap对于BVI降噪的影响[43]。结果表明：双片Microflap在BVI降噪方面明显优于单片Microflap。另外，与其它主动控制方式类似，Microflap在降噪的同时也会伴随振动水平的提高。

5 控制算法

控制算法设计是实现直升机BVI噪声主动控制的关键技术之一，直接关系到主动控制系统的稳定性、收敛性及鲁棒性，因此将控制算法的发展历程及趋势单独总结。

从BVI噪声主动控制技术的发展历程可以看出，到目前为止，仅有两种闭环BVI噪声控制算法曾被实际采用，分别为最优相位搜索法（黄金分割搜索法）和频域自适应控制算法（T矩阵法）。

如第2节所述，黄金分割搜索法本质上是一种一维搜索方法，其原理为通过不断缩小单峰函数的最值的已知范围，从而找到最值。而黄金分割搜索法则是一种经典的优化计算方法，以算法简单、收敛速度均匀、效果好而著称，是许多优化算法的基础。

T矩阵法最早由美国人Johnson在20世纪80年代提出[44]，最初的目的是为了降低直升机旋翼的振动水平，之后才被应用于旋翼BVI噪声主动控制。在文献[44]中，Johnson详细描述了该算法，并总结了T矩阵法的三大特征：

(1) 响应模型基于准线性假设；

(2) 采用最小二乘法或卡尔曼滤波算法识别模型参数，可离线也可在线辨识；

(3) 采用二次型目标函数。

在随后的30多年中，T矩阵法得到了广泛研究和应用，应用领域也逐渐扩展到旋翼BVI噪声控制、直升机结构响应主动振动控制[45]及电控旋翼桨距控制[46]等系统中。Shaw等研究了3种不同的T矩阵法控制器：固定增益调节器、预定增益调节器及自适应控制器，并且数值仿真及风洞试验表明自适应控制器比增益调教器更具优势[47]。Jacklin则通过仿真充分研究对比了对T矩阵法中频响矩阵进行在线识别的五种系统辨识方法（加权最小二乘法、卡尔曼滤波法、最小均方法、广义卡尔曼滤波法以及广义最小均方法）[48]。在精确性、稳定性、收敛性、计算速度和实现的难易性等方面对这5种算法进行了考察，结果表明除加权最小二乘法之外，其余4种方法均可用于系统在线辨识。其中LMS法需要调节的参数少，具有计算速度快而且易于实现的优点。相比于卡尔曼滤波法，广义卡尔曼滤波法需要更多的测量值，计算速度稍慢，但是识别准确度较高。Dan Patt等在前人研究的基础上，从控制理论角度对HHC算法的收敛性、鲁棒性等方面进行了深入的理论推导和数值仿真分析，为T矩阵法提供了综合的理论基础[49]。

国内方面，赵灿峰、顾仲权等在传统T矩阵法的基础上提出了3种在线辨识改进算法（双LMS算法、双NLMS算法及二次卡尔曼滤波算法），对3种改进算法的收敛性、鲁棒性、可控性及控制器目标函数选择等进行了理论推导分析与总结，并通过仿真及试验验证了所提出改进算法的有效性[50]。

相比于旋翼振动主动控制，旋翼BVI噪声主动控制具有其特殊性，主要表现在控制器输出信号频率与受控信号频率不一致。因此，到目前为止，仅有两种闭环BVI噪声控制算法被实际采用。其中黄金分割搜索法只对控制器输出信号的相位进行控制，回避了控制器输出信号频域与受控信号频率不一致的问题，将BVI噪声的主动控制问题简化为了一维搜索问题。而T矩阵法则在频域内对信号进行处理，其中控制器输出信号频率是固定的，仅调整输出信号的幅值与相位。如前文所述，黄金分割搜索法虽然已经取得了部分降噪效果，但其只能调整控制输入的相位，故而适应能力较差；而T矩阵法采样需要等待瞬态响应完全衰减后进行，因此控制间隔较大，修正速度较慢，另外由于其稳定性及鲁棒性等问题，T矩阵法尚未在试飞中真正得到验证。

目前，国内外对于BVI噪声主动控制技术中控制算法研究几乎都集中在频域T矩阵法上，尚未开展过时域算法的相关研究。近些年来，随着科技的进步，DSP等微处理器技术得到了长足的发展，更新速度快、适应性强但计算量较大的时域法也越来越引起广大研究者的重视。相较而言，时域自适应控制算法不需要提取主频响应及采样等待，控制更新速度快，也是旋翼BVI噪声控制领域值得尝试的控制算法。

6　国内研究现状

国内对于BVI噪声的研究主要集中于理论研究，其中徐国华、招启军及史勇杰等对BVI噪声的建模与分析、降噪方法等开展了较为深入的仿真研究[51-52]。而在BVI噪声主动控制研究方面，国内起步较晚，到目前为止尚未取得实质性进展。

其中，对于HHC降低BVI噪声的研究还停留在开环仿真研究阶段。王亮权，徐国华等基于修正Beddoes尾迹/桨叶动力学耦合方法和Farassat 1A公式，建立了一个能够计入高阶谐波控制影响的旋翼桨涡干扰气动载荷与噪声计算模型，研究表明高阶谐波的相位控制对于BVI噪声有显著影响，同时桨叶的动力学特性尤其是扭转特性对高阶谐波控制影响很大[53]。本文作者则利用旋翼尾迹方法进行了BVI噪声开环主动控制研究[54]。研究表明适当的桨距控制可改善桨盘迎角分布，降低桨涡干扰位置附近的桨叶气动载荷，从而降低BVI噪声。陈思雨，招启军等基于CFD数值方法及FW-H方程建立了直升机斜下降状态下旋翼BVI噪声估算的高精度数值模拟方法，并基于该方法开展了高阶谐波控制对BVI噪声抑制机理及参数研究 [55]。研究表明高阶谐波控制通过控制桨距变化规律从而达到抑制旋翼BVI噪声的目的。

在桨根驱动IBC方面，倪同兵、招启军基于CFD/CSD/FW-H_pds方程的综合噪声分析方法分析了桨根驱动IBC控制相位角、幅值和频率等不同控制参数对BVI噪声的影响[56]。结果表明：选取合理的IBC主动控制参数，BVI噪声降低可达5 dB～7 dB。

在试验研究方面，董祥见等人基于电控旋翼综合试验台进行了旋翼噪声的开环主动控制试验[57]，积累了一定的经验。

此外，对于ACF、ATR、Microflap等技术用于降低BVI噪声，国内尚没有任何研究成果公开发表。

7　总结与展望

直升机旋翼BVI噪声主动控制技术是旋翼气动声学、控制理论及数字信号处理等多学科的交叉融合，具有巨大的民用及军事应用价值，近些年来吸引了大量著名学者及科研机构的关注。整理、回顾、总结旋翼BVI噪声主动控制的发展过程可见，虽然欧美等发达国家互相合作，在该领域投入了大量的人力、物力，提出了多种控制方式，但是其发展仍不成熟。现阶段研究主要集中于单一噪声目标的控制，对于降噪引起的振动水平增加及旋翼性能降低等方面并没有综合考虑。未来，若想在型号直升机上投入应用，噪声、振动与旋翼性能的综合主动控制将是重中之重。

我国在该领域起步较晚，目前仅开展了部分理论研究，若想在该领域占据一席之地，包括以下关键技术在内的课题还需进一步突破：

(1) 作动器。到目前为止，除了HHC技术之外，本文所述的其余四种控制方式，其作动器都需工作在强离心场中，这对作动器的性能及可靠性提出了更高的要求。液压作动器结构复杂、笨重而且需要液压集流环；智能材料作动器产生的位移较小，需要复杂的放大机构。因此研制高性能、高可靠性的作动器依然是关键技术之一。

(2) 闭环控制算法。机动飞行时的直升机，旋翼气动环境十分复杂，并且始终伴随着大量的外界扰动。在这样的情况下要控制BVI噪声，并始终取得较好的降噪效果，就要求控制系统具有很强的稳定性及自适应能力，而控制系统的性能主要由控制算法决定，因此设计具有自适应能力及高稳定性、鲁棒性的控制算法是此项研究的核心。

(3) 试验及试飞验证技术。旋翼BVI噪声主动控制试验主要包括风洞试验及飞行试验。为实现旋翼BVI噪声主动控制技术风洞试验研究，需要采用先进而完善的旋翼桨叶表面压力、流场、噪声等试验测试技术手段，并重点解决模型旋翼主动控制系统的研制问题。在飞行试验方面，则需突破全尺寸主动控制旋翼的研制及外场旋翼BVI噪声测量问题。

参考文献：

[1] LOWSON M V. Progress towards quieter civil helicopters [J]. **The Aeronautical Journal**, 1992, 96(956): 209-223.

[2] BRENTNER K S, FARASSAT F. Helicopter noise prediction: the current status and future direction[J]. **Journal of Sound and Vibration**, 1994, 170(1): 79-96.

[3] YU Y H. Rotor blade vortex interaction noise[J]. **Progress in Aerospace Sciences**, 2000, 36(2): 97-115.

[4] LOWSON M V. Focusing of helicopter BVI noise[J]. **Journal of Sound and Vibration**, 1996, 190(3): 477-494.

[5] BROOKS T F. Studies of blade-vortex interaction noise reduction by rotor blade modification[C]. Proceedings of the 1993 National Conference on Noise Control, Williamsburg. VA, 1993, 12: 57-66.

[6] HOAD D R. Evaluation of helicopter noise due to blade-vortex interaction for five tip configurations[R]. NASATP-1608, 1979: 6-76.

[7] 史勇杰，苏大成，徐国华. 桨叶气动外形对直升机桨涡干扰噪声影响研究[J]. **南京航空航天大学学报**，2015，47

(2)：235-242.

[8] HAMMOND C E. Wind tunnel results showing rotor vibratory loads reduction using higher harmonic blade pitch[J]. **Journal of American Helicopter Society**, 1983, 28(1): 10-15.

[9] SHAW J, ALBION N. Active control of the helicopter rotor for vibration reduction[J]. **Journal of American Helicopter Society**, 1981, 26(3): 32-39.

[10] SPLETTSTOESSER W R, LEHMANN G, VAN DER WALL B G. Initial results of a model rotor higher harmonic control (HHC) wind tunnel experiment on bvi impulsive noise reduction[C]. 15th European Rotorcraft Forum. Amsterdam. The Netherlands, 1989.

[11] STEWARD W. Second harmonic control on the helicopter rotor[R]. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, Nr 2997, 1952.

[12] KESSLER C. Active rotor control for helicopters: motivation and survey on higher harmonic control[C]. 36th ERF. Paris, France, 2010.

[13] RICHTER P, BLAAS A. Full scale wind tunnel investigation of an individual blade control (IBC) system for the Bo105 hingeless rotor[C]. 19th ERF. Cernobbio, Italy, 1993.

[14] YU Y H, GMELIN B, SPLETTSTOESSER W R, et al. Reduction of helicopter blade vortex interaction noise by active rotor control technology[J]. **Progress in Aerospace Sciences**, 1997, 33(9-10): 647-687.

[15] POLYCHRONIADIS M. ACHACHE M. Higher harmonic control: flight tests of an experimental system on SA349 research gazelle[C]. 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, D C, 1986.

[16] POLYCHRONIADIS M. Generalized higher harmonic control – ten years of aerospatiale experience[C]. 16th European Rotorcraft Forum. Glasgow, U K, 1990, Paper no. III 7. 2.

[17] BROOKS T F, BOOTH E R. The effect of higher harmonic pitch control on blade vortex interaction noise and vibration[J]. **Journal of the American Helicopter Society**, 1993, 38(3): 45-55.

[18] SPLETTSTOESSER W R, LEHMANN G, VAN DER WALL B G. Higher harmonic control of a helicopter rotor to reduce blade vortex interaction noise[C]. Proceedings of the 15th European Rotorcraft Forum. 1989.

[19] KUBE R, ACHACHE M, NIESL G, et al. A closed loop controller for BVI impulsive noise reduction by higher harmonic control[C]. 48th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, D C, 1992.

[20] GMELIN B L, HELLER H H, MERCKER E, et al. The HART programme, a quadrilateral cooperative research effort[C]. American Helicopter Society 51st Annual Forum. Ft. Worth, TX, 1995.

[21] VAN DER WALL B G, BURLEY C L, YU Y H, et al. The HART II test--measurement of helicopter rotor wakes[J]. **Aerospace Science and Technology**, 2004, 8(4): 273-284.

[22] SWANSON S M, JACKLIN S A, BLAAS, A, et al. Individual blade control effects on blade vortex interaction noise[C]. American Helicopter Society 50th Annual Forum. Washington, D C, 1994.

[23] JACKLIN S A. Second test of a helicopter individual blade control system in the NASA ames 40 by 80 foot wind tunnel[C]. Proceedings of the 2nd International American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference. Bridgeport, CT, 1995.

[24] KUBE R, VAN DER WALL B G. IBC effects on BVI noise and vibration – A combined numerical and experimental investigation[C]. American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal, Canada, 1999.

[25] BEBESEL M, ROTH D, PONGRATZ R. Reduction of BVI noise on ground-inflight evaluation of closed-loop controller[C]. 28th ERF. Bristol, UK, 2002.

[26] JACKLIN S A, HABER A, DE SIMONE G, et al. Full-scale wind tunnel test of an individual blade control system for a UH-60 helicopter[C]. American Helicopter Society 58th Annual Forum. Montreal, Canada, 2002.

[27] KESSLER C, FUERST D, ARNOLD U T P. Open loop flight test results and closed loop status of the IBC system on the CH-53G helicopter[C]. American Helicopter Society 59th Annual Forum. Phoenix, AZ, 2003.

[28] FUERST D, KESSLER C. Closed loop IBC system and flight test results on the CH-53G Helicopter[C]. American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore, MD, 2004.

[29] MCCLOUD J L, EVANS W T, BIGGERS J C. Performance characteristics of a jet-flap rotor[C]. Conference on V/STOL and STOL Aircraft. 1966, 29-40.

[30] DAWSON S, STRAUB F K. Design, validation and test of a model rotor with tip mounted active flaps[C]. American Helicopter Society 50th Annual Forum. Washington, D C, 1994.

[31] DAWSON S, MARCOLIN M, BOOTH E, et al. Wind tunnel test of an active flap rotor: BVI noise and vibration reduction[C]. American Helicopter Society 51st Annual Forum. Fort Worth, TX, 1995, 381-392.

[32] STRAUB F K, ANAND V R, BIRCHETTE T S, et al.

Wind tunnel test of the SMART active flap rotor[C]. American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine, T X, 2009.

[33] LORBER P, HEIN B, WONG J, et al. Rotor aeromechanics results from the sikorsky actively flap demonstration rotor[C]. American Helicopter Society 68th Annual Forum. Fort, Worth, Texas, 2012.

[34] CROZIER P, LECONTE P, DELRIEUX Y, et al. Wind-tunnel tests of a helicopter rotor with active flaps[C]. 32nd ERF. Maastricht, The Netherlands, 2006.

[35] DIETERICH O, ENENKL B, ROTH D. Trailing edge flaps for active rotor control aeroelastic characteristics of the ADASYS rotor system[C]. American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix, A Z, 2006.

[36] RABOURDIN A, MAURICE J, DIETERICH O, et al. Blue pulse active rotor control at Airbus Helicopters-New EC145 demonstrator and flight test results[C]. American Helicopter Society 70th Annual Forum. Montreal, Canada, 2014.

[37] PATT D, LIU L, FRIEDMANN P P. Rotorcraft vibration reduction and noise prediction using a unified aeroelastic response simulation[J]. **Journal of American Helicopter Society**, 2005, 50(1): 95-106.

[38] PATT D, LIU L, FRIEDMANN P P. Simultaneous vibration and noise reduction in rotorcraft using aeroelastic simulation[J]. **Journal of American Helicopter Society**, 2006, 51(2): 127-140.

[39] Chopra I. Development of a smart rotor[C]. 19th ERF. Cernobbio, Italy, 1993.

[40] MONNER H P, OPITZ S, RIEMENSCHNEIDER J, et al. Evolution of active twist rotor design at DLR[C]. 49th AIAA / ASME / AHS Adaptive Structures Conference. Schaumburg, IL, 2008.

[41] FOGARTY D E, WILBUR M L, SEKULA M K. A computational study of BVI noise reduction using active twist control[C]. American Helicopter Society 66th Annual Forum. Phoenix, A Z, 2010.

[42] ANOBILE A, BERNARDINI G, GENNARETI M. Active twist rotor controller identification for blade vortex interaction noise alleviation[A]. 19th AIAA / CEAS Aeroacoustics Conference[C]. Berlin, Germany, 2013.

[43] PADTHE A K, FRIEDMANN P P. Simultaneous BVI noise and vibration reduction in rotorcraft using microflaps including the effect of actuator saturation[C]. American Helicopter Society 68th Annual Forum. Fort Worth, T X, 2012.

[44] JOHNSON W. Self-tuning regulators for multicyclic control of helicopter vibrations[R]. NASA, T P, 1996, May 1982.

[45] 赵灿峰，顾仲权. 直升机结构振动频域主动控制的时域仿真[J]. **系统仿真学报**，2009，21(20)：6347-6351.

[46] 董维生，基于在线辨识的电控旋翼桨距控制研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2013.

[47] SHAW J, ALBION N, HANKER E J, et al. Higher harmonic control: wind tunnel demonstration of fully effective vibratory hub force suppression[J]. **Journal of the American Helicopter Society**, 1989, 34(1): 14-25.

[48] JACKLIN S A. Comparison of five system identification algorithms for rotorcraft higher harmonic control[R]. NASA TP-1998-207687, May 1998.

[49] PATT D, LIU L, CHANDRASEKAR J, et al. High harmonic control algorithm for helicopter vibration reduction revisited[J]. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, 2005, 28(5): 918-930.

[50] 赵灿峰. 直升机结构响应主动控制频域法研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2009.

[51] 史勇杰，招启军，徐国华. 旋翼桨-涡干扰气动特性计算及参数影响研究[J]. **航空学报**，2010，31(6)：1106-1114.

[52] 史勇杰，徐国华. 飞行参数对旋翼桨-涡干扰噪声特性的影响机理研究[J]. **航空学报**，2013，34(11)：2520-2528.

[53] 王亮权，徐国华，史永杰，等. 高阶谐波控制对旋翼桨-涡干扰载荷和噪声的影响[J]. **航空学报**，2017，38(7)：65-74.

[54] 冯剑波，陆洋，，徐锦法，等. 旋翼桨涡干扰噪声开环桨距主动控制研究[J]. **航空学报**，2014，35(11)：2901-2909.

[55] 陈丝雨，招启军，倪同兵，等. 基于HHC方法的旋翼噪声抑制机理及参数影响研究[J]. **航空学报**，2017，38：(10)：11-24.

[56] 倪同兵，招启军，马砾. 基于IBC方法的旋翼BVI噪声主动控制机理研究[J]. **航空学报**，2017，38(7)：120-132.

[57] 董祥见. 电控旋翼噪声主动控制试验研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2017.