# 基于独立桨距控制的旋翼减振规律研究

李清龙\*, 王泽峰

中国飞行试验研究院,陕西西安 710089

摘 要:独立桨距控制 (IBC) 能够改善旋翼气动环境,降低桨毂振动载荷。本文以 SA349/2 直升机为例,桨叶气动力计算 采用 Leishman-Beddoes 动态失速模型和 Pit-Peters 动态入流模型,利用 Fortran 程序编译成为 Adams 子程序,桨毂载荷计算采用 工程上应用较为广泛的 Adams 和 Nastran 软件,建立旋翼弹性桨叶气弹耦合模型。在周期变距基础上施加二阶、三阶谐波变距, 研究独立桨距控制减振作用的规律。

关键词:直升机;旋翼;独立桨距控制;桨毂载荷

#### 中图分类号: V214.1 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.05.013

直升机机体振动主要来源于旋翼,传统减振方法通过 被动吸振技术降低直升机振动,但随着人们对直升机振动 水平要求的提高,被动减振方法已经无法满足要求。而直 升机的振动主动控制技术日益引起人们的关注。目前,直 升机振动主动控制主要有高阶谐波控制(HHC,见图1)、独 立桨距控制(IBC)、后缘襟翼控制(AFC)、翼主动扭转控 制(ATR)、主动式动力吸振器(ADA)和结构响应主动控制 (ACSR)等<sup>[1]</sup>。



图 1 高阶谐波控制 Fig.1 Higher harmonic control

IBC 技术源于 HHC,其工作原理如图 2 所示,是用作动 器替代自动倾斜器和变距拉杆,独立地对每片桨叶的桨距进 行谐波控制。独立桨距控制不仅可以替代传统的自动倾斜 器对旋翼进行总距和周期变距操纵,还可以根据需要对每片 桨叶施加高阶谐波的变距操纵,以改善旋翼气动特性减小桨 毂振动载荷。



图 2 单片桨叶控制 Fig.2 Individual blade control

从 20 世纪 70 年代至今,麻省理工学院的 Ham 团队<sup>[2]</sup>、 西弗吉尼亚大学的 Sergio 和 Tamayo 等<sup>[3,4]</sup>、德国航空航天 中心 (DLR) 和梅塞施米特 - 伯尔科 - 布洛姆公司 (MBB) 等对独立桨距控制进行了多项理论与试验研究,并进行了 飞行试验,研究结果表明独立桨距控制可使振动载荷降低 60%~70%,噪声降低 8~12dB<sup>[5]</sup>。

目前,国内对独立桨距控制方面的研究仅限于理论层面, 大多采用刚体桨叶模型,不能反映桨叶复杂的气弹耦合运动。 本文采用工程上应用较为广泛的 Adams 和 Nastran 软件建立 旋翼气弹耦合模型,分析独立桨距控制对旋翼载荷的影响,为 独立桨距控制中的旋翼动力学分析提供了一种新的方法。

### 1 旋翼载荷模型

#### 1.1 旋翼气动力模型

独立桨距控制是在桨叶周期变距的基础上,对桨距叠

收稿日期: 2018-03-22; 退修日期: 2018-04-04; 录用日期: 2018-04-25 \* 通信作者 . Tel.: 17629237607 E-mail: 1040896367@qq.com

引用格式: Li Qinglong, Wang Zefeng. Vibration reduction research of rotor based on independent blade control [J]. Aeronautical Science

& Technology,2018,29(05):13-17. 李清龙,王泽峰. 基于独立桨距控制的旋翼减振规律研究[J]. 航空科学技术,2018,29(05): 13-17. 加高阶谐波。独立桨距控制的旋翼桨叶剖面的桨距角由总 距、纵横向周期变距、桨叶扭度、挥舞调节系数、高阶谐波成 分确定。其表达式为:

 $\theta(t, r) = \theta_0 + \theta_c \cos(\Omega t) + \theta_c \cos(\Omega t) - k_{\mu}\beta +$ 

 $t\theta_{tw} + A_2 \cos(2\Omega t + \phi_2) + A_3 \cos(3\Omega t + \phi_3) \cdots$ 

旋翼运动会在桨盘处诱发诱导速度,诱导速度计算的 准确与否决定着旋翼气动力计算的精度。本文采用准确性 高、计算速度快的 Pitt-Peters 动态入流模型<sup>[6]</sup>。Pitt-Peters 动态入流理论的核心假设是旋翼扰动运动会引起诱导速度 的变化,而诱导速度可以表达为由桨叶展向和方位角决定的 数学表达式,其具体计算过程见参考文献 [6]。

静态条件下翼型气动力与迎角之间成线性关系,但是 桨叶翼型气动力随迎角变化的动态过程较为复杂。本文气 动力模型采用了实用性较好的 Leishman-Beddoes (L-B) 动 态失速模型<sup>[7]</sup>,该模型采用一组指数函数来表示由于迎角动 态变化使翼型升力、阻力及气动力矩产生的阶跃增量,而通 过基尔霍夫定律 (Kirchhoff)将动态失速分离点位置与动态 失速所导致的升力、阻力及气动力矩增量联系起来。具体计 算流程见参考文献 [7]。

#### 1.2 旋翼 Adams 动力学模型

本文以 SA349/2 直升机旋翼为对象,利用 Adams 通过 旋翼几何模型、约束库、力库创建旋翼多体系统动力学模型; 柔性桨叶变形计算利用模态叠加法,利用 Nastran 计算出桨 叶固有模态 MNF 文件,导入 Adams 将刚体桨叶模型转化为 柔性体模型。

(1) 根据 SA349/2 参数,由 CATIA 建立桨叶、挥舞铰、 变距铰、桨毂, SA349/2 直升机主要参数见表 1。

参数	数值
质量 /kg	2000
旋翼转速 / (r/m)	387
桨叶片数	3
旋翼半径/m	5.25
旋翼实度	0.06366
桨尖速度 / (m/s)	212.76
翼型	NACA0012
弦长 /m	0.35
负扭转/(°)	5.65
桨叶质量 /kg	39.64
挥舞饺外伸量 /m	0.11
变距铰外伸量 /m	0.25

表 1 SA349/2 直升机数据 Table 1 Information of SA349/2 (2) 将旋翼模型导入 Adams。由于桨叶摆振运动 对桨毂载荷影响较小,忽略摆振铰,仅保存挥舞铰和变 距铰。建立桨叶与挥舞铰、挥舞铰与桨毂之间的铰链连 接。

(3)加载桨叶气动载荷。将桨叶等距分成21份,每一 段气动载荷集中于该段中心,以近似模拟桨叶表面分布气动 载荷。在每一段建立六力素,除翼型升力、阻力和力矩外,其 他均为零。气动力计算采用L-B模型及Pitt-Peters动态入 流模型,由Fortran语言编制成计算程序后编译成Adams自 定义子程序,以计算桨叶气动力。

(4) Adams 柔性桨叶计算采用模态叠加原理,需计算桨 叶固有模态;利用 Nastran 计算桨叶固有模态及各阶频率, 将 Nastran 计算的桨叶固有模态 MNF 文件导入 Adams 建 立旋翼柔性桨叶模型。

在 Adams 中建立 4 个系统变量分别用于输入二、三阶 谐波幅值和相位。Adams 自定义子程序的自变量为直升机 前飞速度、所在桨叶编号及桨叶径向位置。气动力子程序通 过 CALL 语句获取构件的运动速度、加速度等信息用于气 动力计算,并将气动力反馈给 Adams 实现气弹耦合计算,其 互联关系如图 3 所示。





Fig.3 Relationship between aerodynamic force program and Adams model





根据以上建立的 SA349/2 旋翼载荷模型,采用模型算 例进行计算,以验证本模型计算结果是否正确。

在前飞速度 V=60m/s、旋翼拉力系数 0.6622 时,将本文 模型计算的结果与飞行实测结果进行对比。图 5 为桨毂垂 向力 Adams 计算过程,图 6 为桨叶挥舞与实测结果对比,图 7 为桨毂垂向载荷与实测结果对比<sup>图</sup>。由图 6 和图 7 可知, 本文计算的桨叶挥舞和垂向载荷与飞行实测数据之间存在 一定误差,但误差较小,能够满足本文分析要求,可以用于本 文高阶谐波变距控制下桨毂载荷计算。



## 2 独立桨叶变距对桨毂载荷的影响

为了定量分析施加高阶谐波后的旋翼桨毂载荷的变 化,本文定义了桨毂振动载荷比<sup>[9]</sup>来衡量桨毂载荷大小。

桨毂某方向振动载荷比是指旋翼转动周期内,施加高 阶谐波变距后某方向桨毂载荷最大值与最小值之差与未施 加高阶谐波时该方向桨毂载荷最大值与最小值之差的比 值。

#### 2.1 三阶和二阶谐波相位对桨毂载荷的影响

采用控制变量法,固定谐波幅值不变,分析三阶、二阶

谐波相位对桨毂载荷的影响。

首先分析速度 V=30m/s 时,令二阶谐波幅值  $A_2=0^\circ$ , 三阶谐波幅值  $A_3=0.2^\circ$ ;谐波相位每隔 30°计算一次,即  $\varphi_3=k\cdot 30^\circ$ ,旋翼桨毂三个方向力振动载荷比变化如图 8 所示。



Fig.8 The third order harmonics phase influence on load ratio

由图 8 可知,三阶谐波相位对桨毂三方向力载荷比影 响趋势相同,对桨毂纵向力与垂向力影响较大而对横向力影 响较少。随着谐波相位增大,振动载荷比先减小后增大,即 由减振逐渐变为激振;最优减振效果对应相位 120°;桨毂垂 向振动减小约 60%。

速度 V=30m/s 时,令二阶谐波幅值 A<sub>2</sub>=0.2°,三阶谐波 幅值 A<sub>3</sub>=0°,二阶谐波相位对三个方向力振动载荷比的影响 如图 9 所示。



Fig.9 The second order harmonics phase influence on load ratio

由图9可知,二阶谐波相位对桨毂三方向力载荷比影 响趋势相同,对桨毂纵、横向力只有激振作用,两者极值对应 谐波相差30°,对桨毂垂向力具有减振作用,最优减振谐波 为180°,最大减振率为51.4%。

对以上结果分析,本文旋翼模型为三片桨叶,旋翼气动 力的三阶分量对桨毂载荷影响最大。当独立桨距的谐波相 位与振动载荷相位相匹配时,桨毂各方向振动载荷减小,否 则不仅不能减振,还会转换成激振。不同状态、不同阶次谐 波减振所需要的相位不同。

#### 2.2 三阶和二阶谐波幅值对桨毂载荷影响

根据上面分析结果,固定高阶谐波相位为最优相位,分 析三阶、二阶谐波幅值对桨毂载荷的影响。

固定三阶谐波相位为 120°,速度 V=30m/s 时,令二阶 谐波幅值 A<sub>2</sub>=0°,三阶谐波幅值对桨毂振动载荷比的影响如 图 10 所示。





由图 10 可知三阶谐波幅值对桨毂三方向力影响不同。随着三阶谐波幅值的增大,横向力和纵向力一直具 有良好的减振效果,而对于垂向力,当谐波幅值增大超 过 0.3°时,振动载荷比增大,幅值超过 0.5°时减振变为 激振。

固定二阶谐波相位为 180°,速度 V=30m/s,令三阶谐波 幅值  $A_3=0°$ ,二阶谐波幅值对桨毂振动载荷比的影响如图 11 所示。





由图 11 可知,二阶谐波对横向力只有激振作用;二阶 谐波幅值较小时,对纵向力和垂向力起减振效果,随着谐波 幅值增大,桨毂力载荷比快速增大,由减振效果变为激振 效果。

对以上结果分析,二阶、三阶谐波幅值较小时对桨毂载 荷具有减振作用,随着谐波幅值的增大,减振逐渐变为激振, 并且谐波幅值较大时变距拉杆作动器难以实现。

#### 3 结论

直升机在稳定前飞时,独立桨距控制可以有效降低桨 毂载荷,通过分析,可以得出以下结论:

(1) 二阶、三阶谐波都可以大幅降低桨毂振动,最大降 幅能达到 60%。

(2)不同阶次高阶谐波实现减振所需的谐波幅值不同,谐波幅值过小,减振效果弱,谐波幅值过大,减振转换成激振。

(3)不同状态下独立桨距控制,减振效果对不同阶次谐 波的相位需求不同。

(4) 二阶谐波减振效果较三阶谐波较差,二阶谐波减振 所需相位和幅值范围较窄。

#### 参考文献

- Kessler C. Active rotor control for helicopters: individual blade control and swashplate rotor design[J].CEAS Aeronaut J, 2011 (1):23-54.
- [2] Ham N D. Individual blade control promising technology for the future helicopter[C]// 21st ERF, Saint Petersburg,Russia, 1995.
- [3] Arnold U T P, Strecker G. Certification, ground and flight testing of an experimental IBC system for the CH–53G helicopter[C]// 58th Annual Forum of American Helicopter Society,Montréal, 2002.
- [4] Fuerst D,Kessleretal C. Closed loop IBC system and flight test results on the CH-53G helicopter[C]// 60th Annual Forum of American Helicopter Society, Baltimore, MD, 2004.
- [5] Norman T R, Shinoda P M, Kitaplioghlu C, et al. Low speed wind tunnel investigation of a full scale UH-60 rotor system[C]//58th Annual Forum of the AHS, Canada, 2002.
- [6] Gaonkar G, Peters D. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics[C]//Structures, Structural Dynamics & Materials Conference,2013.
- [7] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall[C]// Proceedings of the 42nd AHS Annual Forum, Washington, 1986.
- [8] Heffernan R H, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA349/2 helicopter with an advanced geometry rotor[R]. NASA TM-88370, 1986.
- [9] Shaw J, Albion N, Hanker E J, et al. Higher harmonic control:wind tunnel demonstration of fully effective vibratory

hub force suppression[C]//41st Annual Forum of the American	直升机旋翼动力学及其控制。
Helicopter Society, Forth Worth, 1985.	Tel: 17629237607
	E-mail: 1040896367@qq.com
作者简介	王泽峰(1985-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:直升
李清龙(1992- ) 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:	机载荷试飞。

# Vibration Reduction Research of Rotor Based on Independent Blade Control

Li Qinglong<sup>\*</sup>, Wang Zefeng

Chinese Flight Test Establishment , Xi'an 710089, China

**Abstract:** Individual Blade Control (IBC) can improve the rotor aerodynamic environment, reduce the hub vibration load. In this paper, SA349/2 helicopter was taken as an example. Leishman–Beddoes dynamic stall model and Pit-Peters dynamic inflow model were used to calculate the blade aerodynamic force. The aerodynamic calculation was compiled into the Adams subroutine by Fortran program. The coupled elastic and aeroelastic model of rotor blades was established by applying Adams and Nastran software. The second and third order higher order harmonics were applied on the basis of periodic variation, and the law of vibration reduction of high-order harmonic variable pitch of independent blade was studied.

Key Words: helicopter; rotor; IBC; hub load