

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.02.008

独立桨叶高阶谐波变距对旋翼垂向载荷的影响分析

徐海 王华明 杨仁国

(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:为了研究桨叶高阶谐波变距对桨毂垂向载荷的影响,建立了基于独立桨叶控制技术的桨毂垂向载荷模型。假设桨叶刚体挥舞,采用 Leishman-Beddoes(L-B)非定常气动力模型和 Glauert 入流模型计算旋翼气动力,求解桨叶挥舞动力学方程,计算桨毂垂向载荷。分析桨叶施加 $2\Omega, 3\Omega$ 阶变距谐波后桨毂垂向载荷的变化,总结高阶变距谐波幅值、相位对桨毂垂向振动载荷的影响规律。结果表明独立桨叶控制能有效降低直升机桨毂垂向振动载荷。

关键词:直升机旋翼;独立桨叶控制;动态失速;桨毂载荷

中图分类号: V275.1; V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2016)02-0200-05

Analysis on Effect of Individual High Harmonic Blade Pitch on Vertical Hub Load

Xu Hai, Wang Huaming, Yang Renguo

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

Abstract: In order to study the effect of blade high harmonic pitch on hub vertical load, a dynamical model of vertical hub load under individual blade control is established. With the assumption of rigidly flapping blades, the Leishman Beddoes (L-B) unsteady dynamic model and the Glauert inflow model are introduced to calculate the rotor aerodynamic force, which is then substituted into the equation of blade flapping to solve the vertical hub load. In view of the variances of vertical hub load under 2Ω and 3Ω order harmonic pitches, the influence law of vertical hub vibration load affected by the amplitude and phase of high harmonic pitch is finally summarized. Simulation results indicate that, the vertical hub vibration load can be effectively reduced by individual blade control.

Key words: helicopter rotor; individual blade control; dynamic stall; hub load

旋翼是直升机的主要振源,减小旋翼振动载荷是降低直升机振动水平的重要途径。早期的直升机采用了动力吸振^[1]、双线摆等被动减振装置吸收旋翼的振动载荷,目前直升机振动主动控制已成为研究的热点。直升机振动主动控制技术主要有独立桨叶控制、主动后缘襟翼控制^[2]、旋翼主动扭转

控制^[3]、主动式动力吸振器以及结构响应主动控制^[4]等。

独立桨叶控制技术发展于高阶谐波控制概念。其原理是将液压作动器对自动倾斜器不旋转环施加 $n\Omega$ 激励,通过对桨叶的高阶谐波主动控制可以降低旋翼系统通过频率对应的振动载荷分量^[5],如

收稿日期: 2015-10-01; **修订日期:** 2016-01-01

通信作者: 王华明,男,教授, E-mail: hm_wang@nuaa.edu.cn.

引用格式: 徐海,王华明,杨仁国. 独立桨叶高阶谐波变距对旋翼垂向载荷的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 200-204. Xu Hai, Wang Huaming, Yang Renguo. Analysis on effect of individual high harmonic blade pitch on vertical hub load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 200-204.

图 1 所示。研究者在高阶谐波控制基础上提出的独立桨叶控制技术,即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高阶谐波控制,如图 2 所示。独立桨叶控制不仅可以替代自动倾斜器对桨叶进行总距和周期变距操纵,还可以根据需要,单独对每片桨叶施加高阶谐波变距操纵,以改善旋翼气动特性,减小桨毂振动载荷。

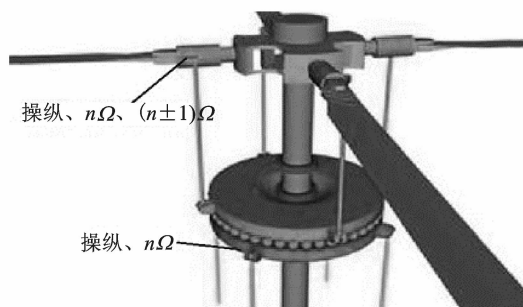


图 1 高阶谐波控制

Fig. 1 High harmonic control

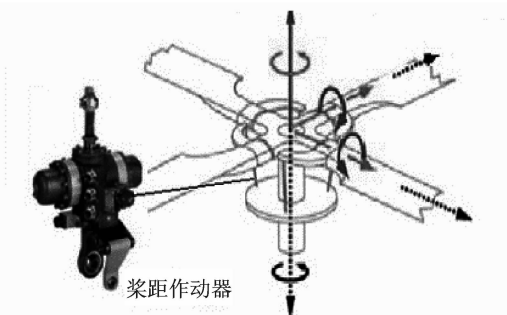


图 2 独立桨叶控制

Fig. 2 Individual blade control

20 世纪 80 年代,麻省理工大学的 Ham^[6-7] 团队进行了独立桨叶控制技术试验研究,发现利用该技术可以改善桨叶弯曲应力、振动和失速颤振。21 世纪初, Norman 等在 NASA Ames 风洞中进行 UH-60A 直升机全尺寸独立桨叶控制吹风试验,可以将桨毂振动载荷降低 70% 以上^[8]。德国 ZFL 以 CH-53G 直升机为对象,采用动态失速气动力模型和预定尾迹模型进行独立桨叶控制技术理论研究,并开展试飞验证工作^[9-10]。试验主要研究了在稳定飞行状态下,独立桨叶施加不同频率、幅值和相位的高阶桨距控制后,对旋翼桨毂、座舱、减速器等考察点载荷的影响。试飞结果表明:在独立桨叶闭环控制下,座舱振动载荷至少可降低 60%,甚至在某些状态下高达 90%^[11-13]。中国在该领域的研究还很少。本文以刚体挥舞旋翼模型为基础,建立了基于独立桨叶高阶谐波变距的桨毂垂向载荷计算模型,分析在稳定前飞状态下,2Ω,3Ω 阶谐波幅

值、相位对桨毂垂向载荷的影响。

1 桨毂垂向载荷模型

1.1 桨叶剖面气动环境

独立桨叶控制是在桨叶总距 θ_0 、纵向周期变距 θ_s 以及横向周期变距 θ_c 的基础上,叠加高阶谐波进行控制。稳定前飞状态,桨叶剖面的桨距角由操纵量、桨叶扭度 θ_{tw} 、挥舞调节系数 k_p 以及谐波成分确定

$$\theta(t, \bar{r}) = \theta_0 + \theta_c \cos(\Omega t) + \theta_s \sin(\Omega t) + k_p \beta + \bar{r} \theta_{tw} + A_2 \cos(2\Omega t + \psi_2) + A_3 \cos(3\Omega t + \psi_3) + \dots \quad (1)$$

式中: \bar{r} 为桨叶剖面所在位置的相对半径; Ω 表示旋翼转速; β 表示桨叶挥舞角; A_2, A_3 分别表示 2 阶、3 阶谐波幅值; ψ_2, ψ_3 表示 2 阶、3 阶谐波相位;文中假设 $k_p = 0$ 。

桨叶剖面来流角取决于相对气流速度的大小和方向,如图 3 所示。直升机稳定前飞状态下,来流角 ϕ 为

$$\phi = \arctan(u_p / u_t) \quad (2)$$

$$u_t = \Omega r + V \cos \alpha_s \sin \varphi \quad (3)$$

$$u_p = V \sin \alpha_s - v_1 - r \dot{\beta} - V \cos \alpha_s \cos \varphi \sin \beta \quad (4)$$

式中: V 表示直升机前飞速度; α_s 表示旋翼轴倾角,以前倾为负; v_1 表示桨叶剖面处诱导速度; φ 表示方位角。

桨叶剖面迎角为

$$\alpha = \theta + \phi \quad (5)$$

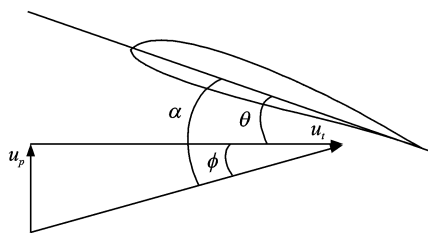


图 3 桨叶剖面迎角

Fig. 3 Attack angle of blade profile

1.2 Leishman-Beddoes 动态失速模型

本文二维气动力模型采用了 L-B 模型。该模型在考虑动态失速造成的气动载荷响应延迟效应的同时,将气动载荷系数分为附着流、后缘分离和前缘分离 3 个部分计算,计入气流的压缩性、翼型后缘分离造成的升力损失以及前缘脱体涡造成的气动载荷变化,并与实验经验值进行对比^[14]。

1.3 Glauert 入流模型

由于直升机旋翼气动流场复杂,入流和尾迹模型一直是旋翼空气动力学研究领域中的难题。本文采用了 Glauert 入流模型,该模型假设诱导入流

比沿桨叶半径线性分布,则诱导入流比可以写为

$$\bar{v}_1(\bar{r}, \varphi) = \frac{C_T/2}{\sqrt{\lambda^2 + \mu^2}} (1 + \kappa_x \bar{r} \cos\varphi + \kappa_y \bar{r} \sin\varphi) \quad (6)$$

式中: C_T 为拉力系数; λ, μ 分别表示旋翼入流比和前进比。两个系数 κ_x, κ_y 的不同选取,形成了不同的线性入流模型。本文取适用于低速的 Blake and White 模型,式中 $\kappa_x = \sqrt{2}, \kappa_y = 0$ 。

1.4 桨叶挥舞动力学方程及求解

加入高阶变距控制后,从挥舞运动方程得到解析解比较困难,本文求解挥舞响应采用文献[15]中的经验方法,该方法给出的是一种递推形式的数值解。

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_t &= M_A/I_\beta - \Omega^2 (\cos\beta_t + e \cdot M_\beta/I_\beta) \beta_t \\ \dot{\beta}_{t+1} &= \dot{\beta}_t + \dot{\beta}_t \Delta\varphi/\Omega \\ \beta_{t+1} &= \beta_t + \dot{\beta}_t \Delta\varphi/\Omega + \ddot{\beta}_t (\Delta\varphi)^2/\Omega^2 \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $\Delta\varphi$ 表示步长; M_A 表示桨叶挥舞气动动力矩; M_β, I_β 分别表示桨叶挥舞质量矩和惯性矩; e 为挥舞铰偏置量。

1.5 桨毂垂向载荷

直升机前飞时,桨毂垂向振动载荷主要来源于桨叶挥舞方向。桨叶摆振运动也会在旋转平面内产生振动载荷,由于桨叶挥舞角较小,桨叶摆振运动引起的振动载荷在桨毂垂向的分量很小。因此,本文只考虑桨叶挥舞运动引起的桨毂垂向载荷。

桨毂垂向载荷由各片桨叶桨根垂向力合成,本文建立的是沿方位角时域计算模型。

$$F_z(t) = \sum_{i=1}^n [F_{T_i}(t) + F_{F_i}(t)] \quad (8)$$

式中: F_{T_i} 表示第 i 片桨叶气动垂向分量; F_{F_i} 表示惯性力垂向分量,重力忽略不计。

2 算例与结果分析

2.1 算例模型参数

表1给出了算例模型的主要参数。

表1 算例主要参数

Tab.1 Main parameters of analysis case

参数	数值
质量/kg	2 000
旋翼转速/($r \cdot \min^{-1}$)	387
半径/m	5.25
翼型	NACA0012
弦长/m	0.35
负扭转/ $^\circ$	5.65
桨叶挥舞惯性矩/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	375.6
桨叶挥舞质量矩/($\text{kg} \cdot \text{m}$)	112
挥舞铰外伸量/m	0.11

2.2 高阶谐波幅值对桨毂垂向载荷的影响

图4反应的是旋翼旋转一周时间(T)历程内,没有高阶变距和施加高阶变距情况下,桨毂垂向载荷的变化曲线。从图中可以看出,独立桨叶高阶谐波变距能有效地降低桨毂垂向振动载荷。

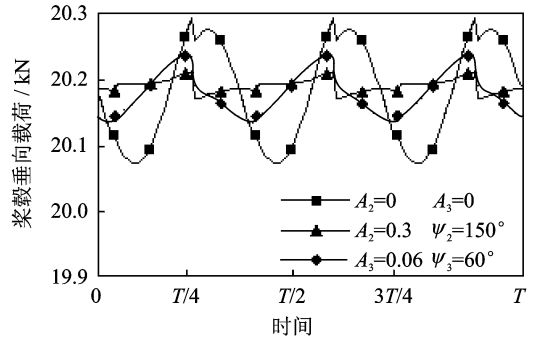


图4 不同状态旋翼旋转一周桨毂垂向载荷曲线
Fig.4 Rotor hub vertical load curves of different states in a rotating cycle

本文以旋翼旋转一周内,桨毂垂向载荷的最大值与最小值之差为垂向载荷振动幅值,桨毂垂向载荷均值为垂向拉力。

图5反应的是直升机以 $\mu=0.14$ 稳定前飞,分别施加 $2\Omega, 3\Omega$ 阶同相位不同幅值谐波时,垂向振动幅值和拉力变化趋势。图中虚线表示没有施加高阶变距时,桨毂垂向振动幅值。

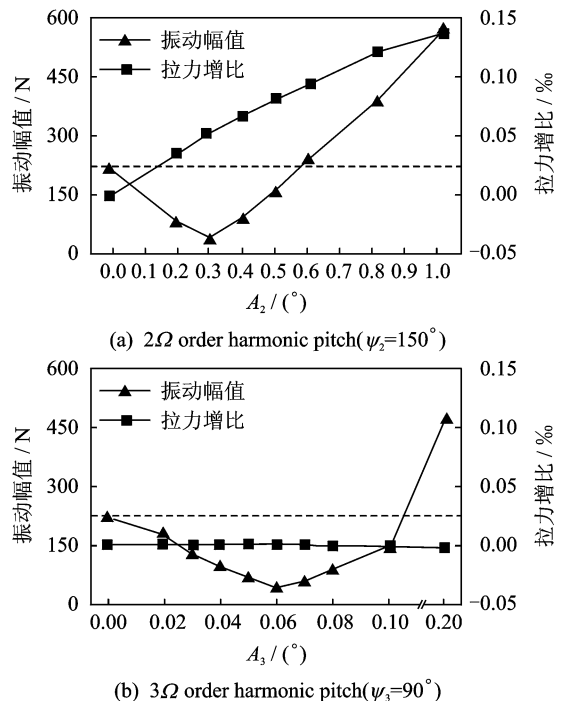


图5 高阶谐波幅值对桨毂垂向载荷影响
Fig.5 Effect of high harmonic amplitude on vertical hub load

从图中可以看出, 2Ω 阶谐波对桨盘拉力有影响, 但是影响很小。 3Ω 阶谐波对桨盘拉力影响几乎为零。 但施加高阶谐波后, 桨毂垂向振动载荷变化明显。 从图中还可以看出, 施加 2Ω 阶谐波幅值为 0.3° 时, 桨毂垂向振动载荷最小, 在合适的相位条件下, 桨毂振动幅值可减小 80%。 随着谐波幅值减小, 振动水平越来越接近不施加高阶谐波水平, 而随着谐波幅值的增大, 振动幅值越来越大, 甚至大幅超过没有高阶谐波的水平。 3Ω 阶谐波规律与 2Ω 阶谐波类似, 不同的是 3Ω 阶谐波减振最有效幅值是 0.06° , 小于 2Ω 阶谐波。 总体来看, 谐波幅值较大时, 一方面激励器难以实现, 另一方面高阶谐波变成了振动激励, 并不能达到降低振动的目的; 当谐波幅值太小时, 高阶谐波作用弱化, 减振效果也随之减弱。

2.3 高阶谐波相位对桨毂垂向载荷的影响

图 6 反应的是直升机以 $\mu=0.14$ 稳定前飞, 分别施加 $2\Omega, 3\Omega$ 阶固定幅值不同相位谐波时, 桨毂垂向振动幅值和拉力变化趋势。 图中虚线含义同图 5。

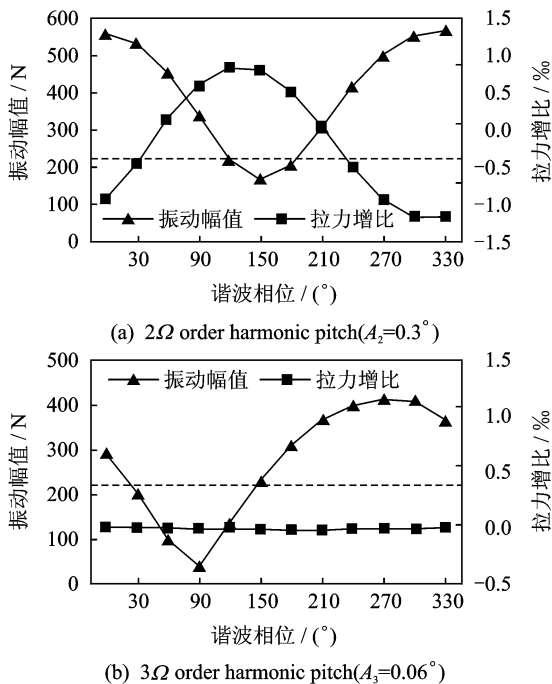


图 6 高阶谐波相位对桨毂垂向载荷影响

Fig. 6 Effect of high harmonic phase on vertical hub load

从图中可以看出, $2\Omega, 3\Omega$ 阶谐波相位对桨毂垂向拉力影响很小, 可以忽略不计。 但谐波相位对桨毂垂向振动影响很大。 由图可知, 2Ω 阶谐波相位为 150° 时, 桨毂垂向振动大幅降低, 但随着相位的变化, 振幅迅速增大。 3Ω 阶谐波有相似规律, 其

相位为 90° 时减振效果最明显。 从图中还可见, 最大、最小振幅对应相位相差 180° 。 这是因为: 在 N_b 片刚体挥舞桨叶旋翼系统中, 其桨毂垂向振动主要来源于各片桨叶气动力 n 阶分量, 要通过高阶谐波控制减小此方向振动, 就需要高阶谐波相位与振动载荷相位匹配, 否则不仅不能减振, 还会转换成激振。 需要指出的是, 不同状态、不同阶次谐波所需要的相位不同。

3 结 论

本文分析直升机在稳定前飞状态下, 高阶变距谐波频率、幅值和相位对桨毂垂向载荷的影响, 得到以下主要结论:

(1) $2\Omega, 3\Omega$ 阶谐波均可大幅降低桨毂垂向振动, 最大降幅能达到 80%, 同时对桨盘拉力影响很小。

(2) 不同阶次高阶谐波要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。 本文算例 $A_2=0.3^\circ, A_3=0.06^\circ$ 时减振效果最好。

(3) 不同状态下独立桨叶控制对不同阶次谐波的相位需求不同, 桨毂垂向载荷振幅对相位比较敏感, 最大振幅与最小振幅对应相位相差 180° 。

本文采用刚体挥舞旋翼模型, 研究的主要是独立桨叶控制降低气动力所引起的桨毂垂向振动, 并没有考虑其对桨叶弹性振动的影响, 这需要在后续研究中逐步深入。

参考文献:

- [1] Ellis C W, Jones R. Application of an absorber to reduce helicopter vibration levels[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1963, 8(3): 30-42.
- [2] 陆洋. 电控旋翼系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
Lu Yang. Study of electrical controlled rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [3] Cesnik C E S, Shin S J, Wilbur M L. Dynamic response of active twist rotor blades[J]. Smart Materials and Structures, 2001, 10(1): 62-76.
- [4] Welsh W, Fredrickson C, Rauch C, et al. Flight test of an active vibration control system on the UH-60 black hawk helicopter[C]// American Helicopter Society, 51th Annual Forum. Fort Worth: [s. n.], 1995:393-402.

- [5] Miao W, Kottapalli S B R, Frye H M. Flight demonstration of higher harmonic control (HHC) on S-76[C]// American Helicopter Society, 42nd Annual Forum. Washington D C:[s. n.], 1986.
- [6] Ham N D. Helicopter individual-blade-control: Promising technology for the future helicopter[C]// 21st European Rotorcraft Forum. Saint Petersburg:[s. n.], 1995.
- [7] Ham N D. A simple system for helicopter individual-blade control and its application to gust alleviation[C]// 6th European Rotorcraft Forum. Bristol:[s. n.], 1980.
- [8] Norman T R, Shinoda P M, Kitaplioglu C, et al. Low-speed wind tunnel investigation of a full scale UH-60 rotor system[C]// American Helicopter Society, 58th Annual Forum. Montreal:[s. n.], 2002:58-2002-00104.
- [9] Morbitzer D, Arnold U T P, Müller M. Vibration and noise reduction through individual blade control experimental and theoretical results[C]// 24th European Rotorcraft Forum. Marseille:[s. n.], 1998.
- [10] Schimke D, Arnold U T P, Kube R. Individual blade root control demonstration evaluation of recent flight tests[C]// American Helicopter Society, 54th Annual Forum. Washington D C:[s. n.], 1998:378-390.
- [11] Fuerst D, Auspitzer T, Höfingier M T, et al. Numerical investigation of vibration reduction through IBC for a 20to helicopter rotor model[C]// 28th European Rotorcraft Forum. Bristol:[s. n.], 2002:61-1-61-14.
- [12] 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:[s. n.], 2004.
- [13] Arnold U T P, Strecker G. Certification, ground and flight testing of an experimental IBC system for the CH-53G helicopter[C]// American Helicopter Society, 58th Annual Forum. Montréal:[s. n.], 2002:58-2002-00025.
- [14] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989,34(3):3-17.
- [15] Johnson W. Helicopter theory[M]. Princeton: Princeton University Press, 1980.

本文已收编于 2015 年全国直升机年会内部交流论文集