

# 共轴刚性旋翼高速直升机旋翼操纵策略分析

袁野<sup>1</sup>, 陈仁良<sup>1</sup>, 李攀<sup>1</sup>, 鲁可<sup>2</sup>

(1.南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 江苏 南京 210016;  
2.中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001)

**摘要:**为研究横向周期变距差动和旋翼控制相位角 2 种旋翼冗余操纵策略对共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学特性的影响,利用经过验证的 XH-59 直升机飞行动力学模型,在直升机和复合推进 2 种飞行模式下,分析了横向周期变距差动和旋翼控制相位角对共轴刚性旋翼高速直升机配平特性;上、下旋翼桨毂最大弯矩以及需用功率的影响。结果表明:随着前飞速度的增加,提高横向周期变距差动和降低旋翼控制相位角会减小直升机模式下的低头姿态,降低直升机和复合推进模式下的配平总距和需用功率。降低横向周期变距差动和提高旋翼控制相位角有利于降低 2 种模式下的最大桨毂弯矩。随着前飞速度增加,相比于调节横向周期变距差动,改变旋翼控制相位角会明显增加 2 种模式下配平纵向周期变距,甚至使其超过限幅。同时,采用横向周期变距差动对调节直升机需用功率和桨毂处弯矩的效果更为明显。

**关键词:**双旋翼共轴直升机;刚性旋翼;配平特性;直升机需用功率;桨毂弯矩;旋翼控制相位角;横向周期变距差动

中图分类号:V212.4

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2017)05-0915-07

共轴刚性旋翼高速直升机是一种新型的复合式直升机。通过采用前行桨叶概念旋翼,提高了旋翼效率,改善了共轴刚性旋翼高速直升机的性能<sup>[1]</sup>。前行桨叶概念旋翼的主要特点是桨叶根部挥舞刚度很大,挥舞幅值小于常规旋翼,延缓了后行桨叶的大迎角失速问题,前行侧桨叶也不再受后行侧桨叶限制,可以充分发挥其升力潜力<sup>[2]</sup>。这使得前行桨叶升力明显大于后行桨叶,产生升力横向偏置<sup>[3]</sup>,明显增加了共轴刚性旋翼的上、下旋翼桨毂处弯矩<sup>[4]</sup>,为桨毂处的结构设计带来难题。共轴刚性旋翼通常利用其特有的横向周期变距差动<sup>[5]</sup>和改变旋翼控制相位角<sup>[6]</sup>的冗余操纵策略来降低上、下旋翼的桨毂弯矩并提高不同飞行状态下的直升机性能。

自 20 世纪 70 年代以来,研究者一直对共轴刚性旋翼高速直升机横向周期变距差动<sup>[7-8]</sup>和旋翼控制相位角<sup>[9-10]</sup>进行研究。其中,Erez Eller<sup>[7]</sup>和 Troy

M Gaffey<sup>[9]</sup>分别利用飞行试验和模型计算的方法,研究了在不同飞行速度下横向周期变距差动和旋翼控制相位角对共轴刚性旋翼高速直升机桨毂处弯矩的影响,发现根据直升机前飞速度合理设计横向周期变距差动或旋翼控制相位角操纵策略,都可以降低共轴刚性旋翼高速直升机的最大桨毂弯矩。A J Ruddle<sup>[10]</sup>利用飞行试验,发现旋翼控制相位角的改变也会导致共轴刚性旋翼高速直升机配平总距、纵向周期变距等配平特性的变化。D Walsh<sup>[8]</sup>等人利用飞行试验,得到了不同速度下,不同横向周期变距差动对应的共轴刚性旋翼高速直升机需用功率。发现通过横向周期变距差动会直接影响直升机需用功率。上述研究表明,横向周期变距差动和旋翼控制相位角这两种冗余操纵策略不仅会改变上、下旋翼桨毂处弯矩和性能,还会对配平特性产生影响。但目前尚未有对这两种操纵策略影响的对比分析。事实上,通过对比横向周期变距差动和改变旋翼控制

收稿日期:2017-02-12

基金项目:航空科学基金(20145752034)、国家自然科学基金(51405227)与江苏高校优势学科建设工程资助

作者简介:袁野(1991—),南京航空航天大学博士研究生,主要从事直升机飞行动力学与控制研究。

相位角 2 种操纵策略对配平特性、桨毂处弯矩和直升机需用功率的影响,确定更适用于共轴刚性旋翼高速直升机的旋翼操纵策略,有助于提高共轴刚性旋翼高速直升机的设计水平。

针对以上问题,本文在课题组建立的直升机模式下的 XH-59 共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型<sup>[11]</sup>的基础上,构建了同时能适用于直升机模式和复合推进模式的共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型,并对其进行验证。然后研究在直升机模式和复合推进模式下,不同横向周期变距差动和旋翼控制相位角下的配平特性、直升机需用功率以及最大桨毂弯矩随前飞速度的变化,并对横向周期变距差动与旋翼控制相位角对其影响的结果进行对比分析。

## 1 飞行动力学模型与验证

### 1.1 共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型

本文以课题组建立的直升机模式下的 XH-59 共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型为基础。加入了复合推进桨模型和包含了横向周期变距差动以及旋翼控制相位角操纵策略的旋翼变距操纵模型,得到了能够在直升机模式和复合推进模式下通用的共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型。

#### 复合推进桨模型

复合推进桨飞行动力学模型采用动量叶素理论来计算其产生的推进力和三向力矩。根据动量理论和叶素理论得到的螺旋桨推力如下所示

$$X_{p,D} = 2\pi\rho R_p^2 (V_0 + v_{1p})v_{1p} \quad (1)$$

$$X_{p,B} = k \int_0^{R_p} \frac{1}{2} \rho W^2 b_p [C_y \cos(\beta_*) - C_x \sin(\beta_*)] dr \quad (2)$$

式中,  $X_{p,D}$  和  $X_{p,B}$  分别表示动量理论和叶素理论得到的推进力大小,  $\rho$  为空气密度,  $R_p$  为螺旋桨半径,  $V_0$  为螺旋桨桨盘处轴向速度,  $v_{1p}$  为诱导速度大小,  $k$  为螺旋桨叶片数,  $b_p$  为螺旋桨弦长,  $C_y$  和  $C_x$  分别表示翼型升力系数和阻力系数,  $W$  和  $\beta_*$  分别表示流向桨叶翼型的相对气流合速度以及来流角。

根据动量叶素理论,令  $X_{p,D} = X_{p,B}$ ,得到在给定状态的螺旋桨诱导速度大小,进而得到了螺旋桨产生的推进力  $X_p$ 。复合推进螺旋桨所产生的气动力和气动力矩如下所示

$$\begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \\ Z_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_p \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} L_p \\ M_p \\ N_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_p \\ -z_p X_p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中,  $X_p$ 、 $Y_p$ 、 $Z_p$ 、 $L_p$ 、 $M_p$  和  $N_p$  分别表示复合推进桨对直升机产生的前向力、侧向力、垂向力、滚转力矩、俯仰力矩和航向力矩,  $z_p$  为复合推进螺旋桨的垂向位置坐标,  $W_p$  为螺旋桨所产生的扭矩。

#### 旋翼变距操纵模型

根据共轴刚性旋翼操纵原理,考虑横向周期变距差动和旋翼控制相位角影响的旋翼变距表达式如下所示:

$$\theta_{p,L} = \theta_0 + \theta_{01} - \theta_{1c} \cos(\psi + \Gamma) + (\theta_{1s} - \theta_{ds}) \sin(\psi + \Gamma), \quad (5)$$

$$\theta_{p,U} = \theta_0 - \theta_{01} - \theta_{1c} \cos(\psi + \Gamma) - (\theta_{1s} + \theta_{ds}) \sin(\psi + \Gamma) \quad (6)$$

式中,  $\theta_p$  为桨叶变距角,下标 L、U 分别表示下旋翼和上旋翼,  $\psi$  为方位角,  $\theta_0$  为桨根安装角,  $\theta_{01}$  为总距差动值,  $\theta_{1c}$  为纵向周期变距,  $\theta_{1s}$  为横向周期变距,  $\Gamma$  为旋翼控制相位角,  $\theta_{ds}$  为旋翼横向周期变距差动。

根据以上结果,得到 XH-59 共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型,其包含 19 个运动自由度。分别为机身的 6 个刚体运动自由度,上、下旋翼挥舞运动的 6 个自由度,上、下旋翼动态入流的 6 个自由度以及 1 个螺旋桨入流自由度。模型的状态空间形式如下:

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad (7)$$

式中,  $\mathbf{x} = [E, F, G, H]^T$ ,  $E = [uvw pqr \Phi \Theta \Psi]$ , 分别为机身运动的速度、角速度和欧拉角,  $F = [\beta_{L0}, \beta_{Lc}, \beta_{Ls}, \beta_{U0}, \beta_{Uc}, \beta_{Us}, \beta_{L0}, \beta_{Lc}, \beta_{Ls}, \beta_{U0}, \beta_{Uc}, \beta_{Us}]$ , 为上、下旋翼锥度角、后倒角和侧倒角的角速度和角度,  $G = [v_{U0}, v_{Uc}, v_{Us}, v_{L0}, v_{Lc}, v_{Ls}]$  为上、下旋翼的旋翼动态入流状态量,  $H = [v_{1p}]$  为螺旋桨入流量。  $\mathbf{u} = [\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}, \theta_{01}, \theta_p, \Gamma, \theta_{ds}]^T$  为控制输入,  $\theta_p$  为螺旋桨的总距。

本文根据 XH-59 共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型,通过对直升机模式和复合推进模式的配平,研究稳定飞行状态旋翼控制相位角对纵向配平特性、需用功率以及上、下旋翼最大桨毂弯矩的影响。

由于在复合推进模式配平时还存在螺旋桨总距这一额外的冗余操纵量。按照复合直升机的配平方法<sup>[12]</sup>,将机身俯仰姿态角  $\theta$  作为给定量,在配平计算中用螺旋桨总距  $\theta_p$  代替俯仰姿态角  $\theta$ 。同时,由于高速时前行桨叶受到气流压缩性的影响,共轴刚性旋翼高速直升机必须在高速时降低旋翼转速。

### 1.2 模型验证与配平特性分析

本文构建的飞行动力学模型在直升机模式下的验证已在参考文献[11]中给出。

为验证本文模型在复合推进模式下的准确性,本文以参考文献[13]中给出的带有复合推进桨的

XH-59 共轴刚性旋翼高速直升机为参考,利用该文献中 HGS 模型在复合推进模式下的配平结果来验证本文模型的准确性。机身气动数据和旋翼间干扰数据可根据参考文献[14-15]进行拟合。同时按照文献[13]中的数据,设定了给定俯仰姿态角、旋翼控制相位角、横向周期变距差动以及旋翼转速随前飞速度的变化趋势。

图 1 给出了 XH-59 共轴刚性旋翼高速直升机在复合推进模式下定直平飞状态时模型计算得到的配平结果以及需用功率与参考文献中 HGS 模型计算结果的比对。

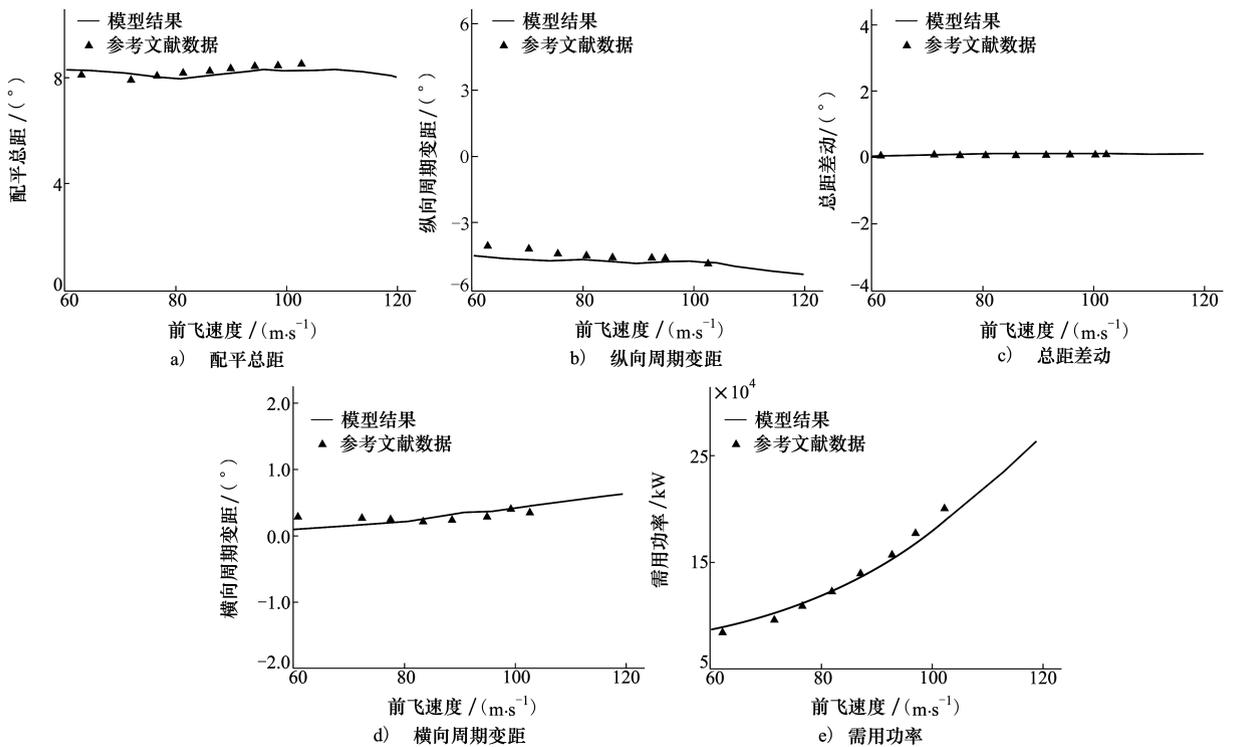


图 1 配平比对结果图

由图中比对结果可以看出,本模型在复合推进模式下的配平计算以及需用功率结果与参考文献数据相比吻合程度较好,模型配平和需用功率计算的精度较高,因此可以利用本模型对共轴刚性旋翼高速直升机在直升机模式和复合推进模式下的飞行动力学特性进行分析。

## 2 配平分析

在直升机模式和复合推进模式下的旋翼总距、纵向周期变距以及直升机模式下的俯仰姿态角在  $\Gamma$

$= 30^\circ, \theta_{ds} = 0^\circ, 3^\circ, -3^\circ, -6^\circ$  以及  $\Gamma = 60^\circ, 80^\circ, \theta_{ds} = 0$  时随前飞速度的变化曲线如图 2 所示。

由图 2 可知:

1) 在直升机模式下,随着前飞速度的增加,不同横向周期变距差动和旋翼控制相位角下的配平总距随前飞速度的变化呈马鞍形。在复合推进模式下,直升机需用功率大部分由推进螺旋桨承担,旋翼需用功率变化不大,因此总距随前飞速度的变化较小。在相同飞行速度下,降低旋翼控制相位角和提高横向周期变距差动有利于降低配平总距。

2) 在直升机模式下,配平纵向周期变距随前飞

速度的增加而降低。在复合推进模式下,配平纵向周期变距基本不随前飞速度而变化。在相同的飞行速度下,横向周期变距差动对配平纵向周期变距影响较小,但提高旋翼控制相位角会明显降低配平纵向周期变距,并且导致配平纵向周期变距随前飞速度的增加而降低。当旋翼控制相位角  $\Gamma = 80^\circ$  时,在

直升机模式和复合推进模式下高速飞行会导致纵向周期变距超过 XH-59 直升机的限幅  $\pm 9.6^\circ$  [13]。

3) 共轴刚性旋翼高速直升机在直升机模式下,前飞速度越大直升机的低头姿态越明显。在相同飞行速度下,横向周期变距差动越高,旋翼控制相位角越低,则直升机的俯仰姿态越低。

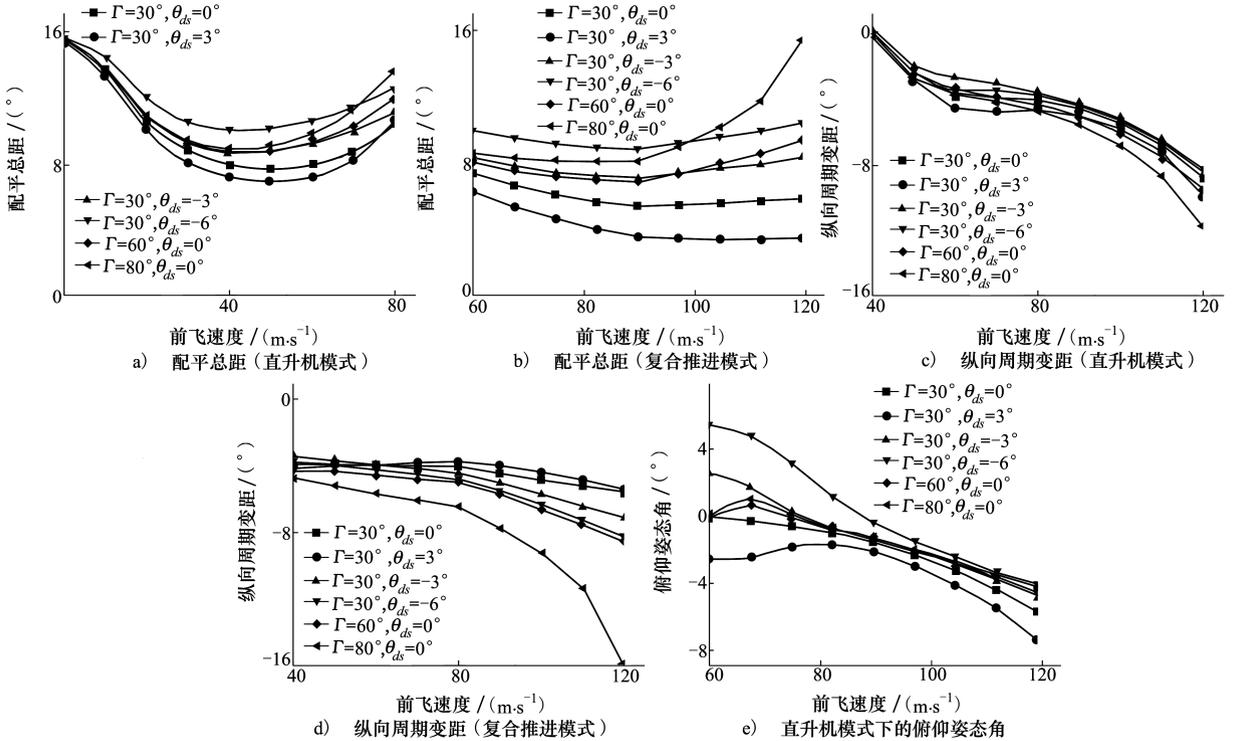


图 2 不同横向周期变距差动和旋翼控制相位角下配平量随前飞速度的变化趋势

### 3 需用功率分析

在直升机模式和复合推进模式下直升机需用功率在  $\Gamma = 30^\circ, \theta_{ds} = 0^\circ, 3^\circ, -3^\circ, -6^\circ$  以及  $\Gamma = 60^\circ, 80^\circ, \theta_{ds} = 0$  时随前飞速度的变化曲线如图 3 所示。

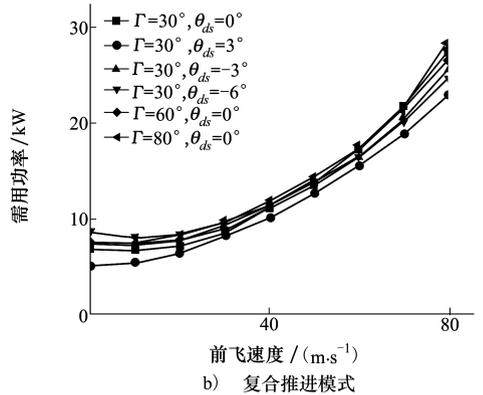
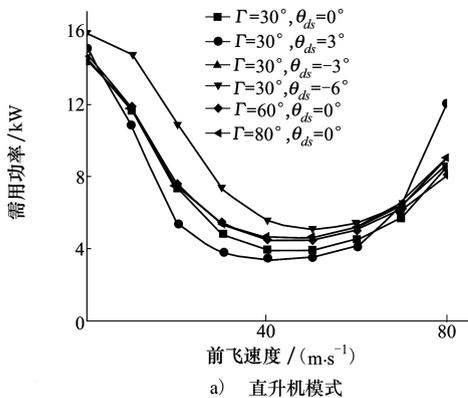


图 3 不同横向周期变距差动和旋翼控制相位角下总功率随前飞速度的变化趋势

由图 3 可知,在直升机模式悬停飞行时,直升机需用功率主要受到横向周期变距差动影响,横向周期变距差动为 0 时,需用功率最小,而此时不同旋翼

控制相位角对需用功率影响较小。随着前飞速度的增加,当旋翼横向周期变距差动越大,旋翼控制相位角越小时,直升机需用功率随前飞速度的变化越剧烈,需用功率马鞍形曲线的凹点值越小,当前飞速度达到 70 m/s 时,较低旋翼控制相位角和较高的横向周期变距差动所对应的需用功率反超其他旋翼控制相位角所对应的需用功率。

在直升机处于复合推进模式飞行时,直升机需用功率随前飞速度的升高而升高。此时通过降低旋翼控制相位角和提高横向周期变距差动可以降低需用功率。

### 4 桨毂弯矩分析

在直升机模式和复合推进模式时最大桨毂弯矩在  $\Gamma = 30^\circ, \theta_{ds} = 0^\circ, 3^\circ, -3^\circ, -6^\circ$  以及  $\Gamma = 60^\circ, 80^\circ, \theta_{ds} = 0^\circ$  时随前飞速度的变化曲线如图 4 所示。

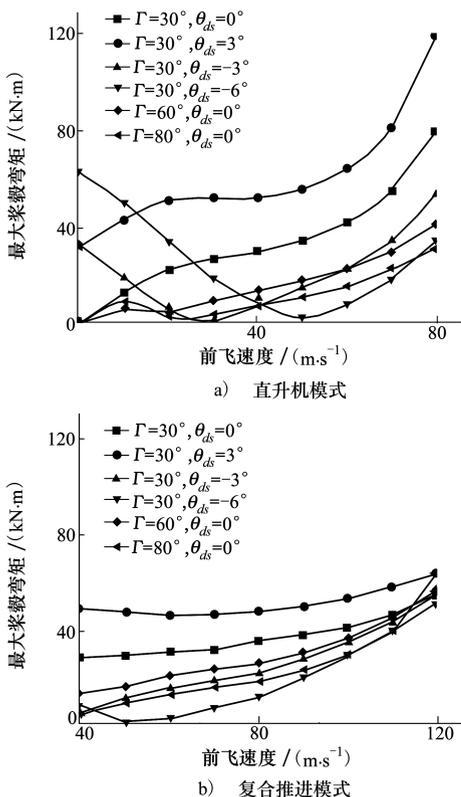


图 4 不同横向周期变距差动和旋翼控制相位角下桨毂弯矩随前飞速度的变化趋势

根据图 4,在直升机模式下,小速度前飞时选择较小的旋翼控制相位角有利于降低共轴刚性旋翼的最大桨毂弯矩。随着前飞速度的提高,增加旋翼控

制相位角和降低横向周期变距差动都有利于降低最大桨毂弯矩。

在复合模式下,较高的旋翼控制相位角和较低的横向周期变距差动会降低最大桨毂弯矩。

### 5 横向周期变距差动与旋翼控制相位角对比

根据以上分析,横向周期变距差动和旋翼控制相位角的操纵策略都会对直升机模式和复合推进模式下的配平特性产生影响。其中增加旋翼控制相位角会明显提高直升机模式和复合推进模式下的纵向周期变距,甚至超过幅值限制,对操纵系统的设计和飞行员的操纵带来难题。根据第 3 节和第 4 节的计算结果,通过调节横向周期变距差动和旋翼控制相位角都可以用于降低直升机需用功率和最大桨毂弯矩。根据横向周期变距差动设计范围( $\pm 6^\circ$ )<sup>[13]</sup>和旋翼控制相位角设计范围( $0^\circ \sim 90^\circ$ )<sup>[10]</sup>,分别以降低直升机需用功率和降低桨毂弯矩为目标,利用横向周期变距差动和调节旋翼控制相位角 2 种方法得到的结果,如图 5 所示。

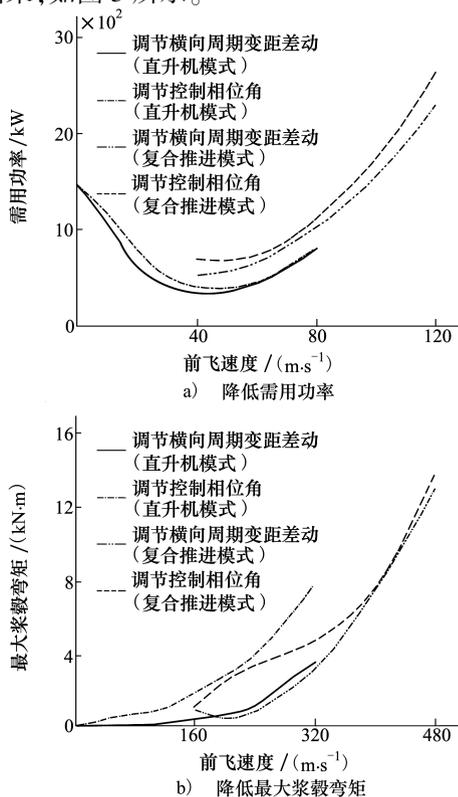


图 5 2 种操纵策略对降低需用功率和最大桨毂弯矩对比

根据图 5,通过横向周期变距差动降低直升机需用功率和最大桨毂弯矩的效果更明显。当以降低需用功率为目标时,相比于降低旋翼控制相位角,通过提高横向周期变距差动在直升机模式和复合推进模式下能最多再降低需用功率的 17% 和 12%。当以降低最大桨毂弯矩为目标时,相比于提高旋翼控制相位角,通过降低横向周期变距差动能够在直升机模式和复合推进模式下平均降低最大桨毂弯矩的 51% 和 18%。

在共轴刚性旋翼高速直升机进行旋翼操纵策略设计时,需要根据发动机特性、结构强度等方面选择合适的需用功率要求和最大桨毂弯矩要求。因此,在进行旋翼操纵策略设计时,选择横向周期变距差动能够更加灵活地调节需用功率和最大桨毂弯矩,有利于提高共轴刚性旋翼高速直升机的设计水平。

## 6 结 论

本文利用共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型,并以 XH-59A 为研究对象,利用文献中的结果验证了模型的准确性。然后计算了不同横向周期变距差动和旋翼控制相位角操纵策略情况下的配平特性、最大桨毂弯矩和需用功率在直升机模式和复合推进模式下随前飞速度的变化,并比较了采用横向周期变距差动和调节旋翼控制相位角 2 种操纵策略

对飞行动力学特性影响的异同,得到结论如下:

1) 横向周期变距差动和旋翼控制相位角都会对共轴刚性旋翼高速直升机的配平特性产生影响。提高横向周期变距差动、降低旋翼控制相位角均会降低直升机模式和复合推进模式下的旋翼总距、提高直升机模式下的配平俯仰姿态角。但横向周期变距差动对直升机配平纵向周期变距影响较小,而旋翼控制相位角的增大会明显降低直升机的配平纵向周期变距,甚至超过限幅。

2) 横向周期变距差动和旋翼控制相位角的操纵策略直接影响了共轴刚性旋翼高速直升机的性能及最大桨毂弯矩。随着前飞速度的增加,提高横向周期变距差动和降低旋翼控制相位角有利于降低直升机的需用功率。而降低横向周期变距差动和提高旋翼控制相位角则有利于降低旋翼的最大桨毂弯矩。

3) 调节横向周期变距差动对降低需用功率和最大桨毂弯矩的作用更为显著。通过提高横向周期变距差动在直升机和复合推进模式下,需用功率分别能最多再降低 17% 和 12%。而通过降低横向周期变距差动能够在直升机模式和复合推进模式下平均降低最大桨毂弯矩的 51% 和 18%。因此,横向周期变距差动能够更加灵活地调节需用功率和最大桨毂弯矩。

## 参考文献:

- [1] Johnson W. NDARC——NASA Design and Analysis of Rotorcraft——Theoretical Basis and Architecture [R]. NASA/TP-2009-215402
- [2] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012(3): 9-14  
Deng Jinghui. The ABC Rotor Technology for High Speed Helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(3): 9-14 (in Chinese)
- [3] Johnson W. Influence of Lift Offset on Rotorcraft Performance [R] NASA/TP-2009-215404
- [4] Burgess R K. The ABC Rotor: A Historical Perspective [C] // American Helicopter Society, 60th Annual Forum of Baltimore, American Helicopter Society, 2004: 7-10
- [5] Schmalig D N, Cabrera P L. Upper Rotor Control System for a Counter-Rotating Rotor System [P]. U S Patent 7585153
- [6] Cooper D E, Klingloff R F. Control for Helicopter Having Dual Rigid Rotors [P]. U S Patent 4008979
- [7] Erez Eller. X2TM Load Alleviating ContRols [C] // American Helicopter Society, 68th Annual Forum of Texas, 2012: 1578-1588
- [8] Walsh D, Weiner S, Arifian K, et al. High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology Demonstrator [C] // American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, 2011: 2999-3010
- [9] Gaffey Troy M, Zhang Chi. Aeromechanics of the Coaxial Compound Helicopter [C] // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2015: 1411-1429

- [10] Ruddell A J. Advancing Blade Concept (ABC™) Development[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1976, 22(1): 13-23
- [11] 袁野,陈仁良,李攀,等. 共轴刚性旋翼飞行器配平特性及验证[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(2):186-193  
Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan, et al. Trim Characteristics and Verification of Coaxial Rigid Rotor Aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2):186-193 (in Chinese)
- [12] Geiger B, Horn J F, Greenjack A, et al. Trim and Maneuver Optimization Methods for Compound Rotorcraft[C] // American Helicopter Society 60th Annual Forum, Baltimore, 2004: 2236-2255
- [13] Ferguson K M. Towards a Better Understanding of the Flight Mechanics of Compound Helicopter Configurations[D]. Glasgow, University of Glasgow, 2015
- [14] Felker III F F. Performance and Loads Data from a Wind Tunnel Test of a Full-Scale, Coaxial, Hingeless Rotor Helicopter[R]. USAARADCOM TR 81-A-27
- [15] Phelps A E, Mineck R E. Aerodynamic Characteristics of a Counter-Rotating, Coaxial, Hingeless Rotor Helicopter Model with Auxiliary Propulsion[R]. NASA-TM-78705, 1978

## Rotor Control Strategy Analysis of Coaxial Rigid Rotor High-Speed Helicopter

Yuan Ye<sup>1</sup>, Chen Renliang<sup>1</sup>, Li Pan<sup>1</sup>, Lu Ke<sup>2</sup>

1.National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2.Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory (CHRDI), Jingdezhen 333001, China)

**Abstract:** In order to research on the effect of lateral cyclic pitch differential and rotor control phase angle on the flight dynamic characteristics of coaxial rigid rotor high-speed helicopter. By using the validated flight dynamic model of XH-59 helicopter, analyze the influence of lateral cyclic pitch differential and rotor control phase on the trim characteristics, maximum hub bending moment of upper and lower rotors and power required under helicopter mode and compound mode. The results show: with growing up of forward speed, increasing lateral cyclic pitch differential and decreasing rotor control phase angle can augment the trim pitch attitude, reduce the trim collective pitch and power required of helicopter mode and compound mode. Decreasing lateral cyclic pitch differential and increasing rotor control phase angle can lower the maximum hub bending moment. Comparing with lateral cyclic pitch differential, increasing rotor control phase angle cause the trim longitudinal cyclic pitch rapidly increase even exceed the limitation. Meanwhile, lateral cyclic pitch differential can do better in adjusting the power required and hub bending moment.

**Keywords:** coaxial helicopter; rigid rotor; trim characteristic; helicopter power required; Hub bending moment; rotor control phase angle; Lateral cyclic pitch differential