

前行桨叶概念高速直升机操纵冗余问题研究



武上景*, 鲁可, 汪正中, 李春华

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: 前行桨叶概念(ABC)高速直升机采用共轴刚性旋翼、推力复合、操纵复合等先进技术大幅度提升飞行速度的同时也带来了复杂的冗余操纵问题,主要表现在:推力复合带来的旋翼/推力螺旋桨推力控制冗余问题;利用周期变距差动控制共轴刚性旋翼升力偏置问题;共轴刚性旋翼/尾舵面操纵复合带来的俯仰、偏航操纵冗余问题。本文基于共轴刚性推力复合式高速直升机飞行动力学模型,以需用功率最小和满足飞行品质要求为目标,对上述问题开展了分析研究,并提出了解决思路和具体解决方案,可为未来前行桨叶概念高速直升机设计提供参考。

关键词: 前行桨叶概念; 共轴刚性旋翼; 高速直升机; 横向升力偏置; 操纵冗余

中图分类号: V211

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.04.010

前行桨叶概念高速直升机^[1]采用共轴刚性旋翼、复合推力及复合操纵等先进技术大幅度提升了最大前飞速度。XH-59A 前行桨叶概念高速验证机飞行速度达到了487km/h^[2],2005年西科斯基公司再次启动高速直升机研究项目,推出了X-2演示验证机。X-2于2008年8月首飞,并于2010年9月进行的飞行试验中创造了463km/h的速度纪录^[3-4]。

共轴刚性旋翼具有挥舞刚度大、挥舞频率高、挥舞响应滞后角(20°~40°)明显小于常规旋翼(80°~90°)等特点。如图1所示,由于挥舞刚性和共轴反转,前行桨叶概念(Advancing Blade Concept, ABC)旋翼可以充分发挥前行侧升力潜能并且可以抵消升力不平衡导致的滚转力矩。

随着前飞速度的增加,升力偏置会越来越大,会明显增加上、下旋翼的桨毂弯矩,上、下旋翼桨尖间距也会明显减小,严重威胁飞行安全,需要采用技术手段进行横向升力偏置(LOS)调节,和常规共轴旋翼相比,ABC旋翼增加了纵向周期变距差动、横向周期变距差动和控制相位角。为了能够实现高速前飞,采用了尾部增加推力桨的方式以克服机身阻力,并使飞行器运行在一个最优的飞行姿态角上。在

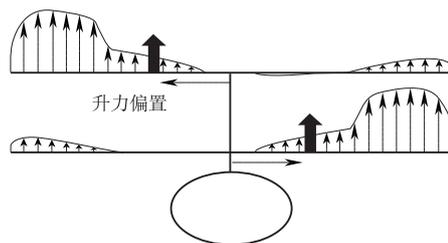


图1 前行桨叶概念旋翼工作原理
Fig.1 ABC rotor working principle

大速度飞行时,旋翼操纵会出现强耦合,反操纵等复杂现象,同时舵面操纵效率的提升,舵面操纵成为高速直升机的主要操纵通道。由此可见,共轴刚性旋翼高速直升机同时存在旋翼操纵和舵面操纵两类操纵方式,从低速过渡到高速飞行的过程中,两种操纵方式通过操纵策略设计完成过渡飞行。

目前共轴刚性旋翼高速直升机飞行力学研究方面也有较多的研究成果。Felker等在1981年进行了共轴刚性旋翼全尺寸风洞试验,这为该类型旋翼的研究应用提供了基础^[5]。Wayne Johnson等采用CAMRAD II分析软件对共轴

收稿日期: 2019-12-04; 退修日期: 2020-01-15; 录用日期: 2020-03-19

基金项目: 航空科学基金(2016ZA02001)

*通信作者. Tel.: 022-59800502 E-mail: wushangjing_buaa@sina.cn

引用格式: Wu Shangjing, Lu Ke, Wang Zhengzhong, et al. Research on control redundancy of advancing blade concept high-speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(04): 59-66. 武上景, 鲁可, 汪正中, 等. 前行桨叶概念高速直升机操纵冗余问题研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(04): 59-66.

刚性旋翼的横向升力偏置问题进行了分析,并得到了ABC旋翼的最大升力能力^[6-7]。Brown等采用涡输运方程(VTM)方法分析了共轴刚性旋翼/机身/尾推桨之间的干扰^[8],Cody Fegely等通过对X-2试飞数据进行辨识,得到了悬停和高速前飞时的传递函数^[9],Ferguson等对复合式高速直升机进行了飞行性能和稳定性方面的分析^[10-12],目前国内在共轴刚性旋翼高速直升机飞行力学方面^[13-14]主要研究飞行力学建模和旋翼控制相位角分析。由此可见目前的研究成果主要集中在飞行力学建模和ABC旋翼气动性能方面,但是在操纵策略设计方面国内外研究较少^[15-17],同时操纵策略又是制约高速直升机飞行性能的一个关键技术问题。本文在建立共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型的基础上,对操纵冗余问题进行分析,以需用功率最小和满足飞行品质要求为目标设计共轴刚性旋翼高速直升机操纵策略。

1 共轴刚性旋翼高速直升机飞行力学建模

本文研究对象的主要参数见表1,该高速直升机采用共轴刚性旋翼加复合推力构型。

表1 共轴刚性旋翼高速直升机总体参数

Table 1 General parameters of coaxial rigid rotor high speed helicopter

参数名	参数值
全机重量(质量)/kg	5500
滚转方向惯量 $I_{xx}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	5518
俯仰方向惯量 $I_{yy}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	26844
偏航方向惯量 $I_{zz}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	23048
主旋翼半径/m	5.49
主旋翼桨叶片数	3*2
桨叶弦长/m	0.29
桨叶扭转/ $^\circ$	-10 $^\circ$
桨翼翼型	NACA0012
旋翼转速/(rad/s)	35
桨叶扭转/ $^\circ$	-10
旋翼预锥角/ $^\circ$	3
轴倾角/ $^\circ$	3
桨叶一阶挥舞频率	1.45
桨叶挥舞惯量/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	450
尾推桨半径/m	1.3
尾推桨转速/(rad/s)	162
尾推桨桨叶扭转/ $^\circ$	-40
尾推桨桨叶片数	6
平尾面积/ m^2	5.6
垂尾面积/ m^2	2.8

1.1 操纵变量定义

共轴刚性旋翼高速直升机存在两套操纵系统:旋翼操纵系统和飞机操纵系统。旋翼操纵系统和常规铰接式旋翼操纵系统的不同主要体现在两个方面,(1)是由于共轴刚性旋翼系统是由两套旋翼组成的,其产生俯仰和滚转操纵力矩需要由两组旋翼系统协调完成;(2)是由于共轴刚性旋翼的挥舞频率明显高于常规铰接式旋翼,因此旋翼挥舞响应相对于变距操纵输入的滞后角要明显小于常规铰接式旋翼,相对于普通共轴直升机(俄罗斯卡系列)增加了横向周期变距差动和控制相位角。共轴刚性旋翼高速直升机操纵变量的定义见表2。

表2 共轴刚性旋翼高速直升机操纵变量定义

Table 2 Coaxial rigid rotor high speed helicopter control variable definition

参数名	表达式	参数范围
总距/ $^\circ$	$\theta_0 = \frac{\theta_U + \theta_L}{2}$	0 ~ 20
总距差动/ $^\circ$	$\Delta\theta_0 = \frac{\theta_U - \theta_L}{2}$	-5 ~ 5
纵向周期变距/ $^\circ$	$A_1 = \frac{A_{1U} + A_{1L}}{2}$	-10 ~ 10
纵向周期变距差动/ $^\circ$	$\Delta A_1 = \frac{A_{1U} - A_{1L}}{2}$	-1 ~ 1
横向周期变距/ $^\circ$	$B_1 = \frac{B_{1U} - B_{1L}}{2}$	-6.25 ~ 6.25
横向周期变距差动/ $^\circ$	$\Delta B_1 = \frac{B_{1U} + B_{1L}}{2}$	0 ~ 4.5
控制相位角/ $^\circ$	Γ	0 ~ 70
尾推总距/ $^\circ$	θ_T	0 ~ 70
方向舵/ $^\circ$	δ_c	-30 ~ 30
升降舵/ $^\circ$	δ_e	-25 ~ 25

表2中, A_{1U}, A_{1L} 分别表示上、下旋翼的纵向周期变距操纵, B_{1U}, B_{1L} 分别表示上、下旋翼的横向周期变距操纵。

共轴刚性旋翼的变距表达式为:

$$\theta_L(\Psi_L) = \theta_0 + \Delta\theta_0 - (A_1 + \Delta A_1)\cos(\psi_L + \Gamma) + (B_1 - \Delta B_1)\sin(\psi_L + \Gamma) \quad (1)$$

$$\theta_U(\Psi_U) = \theta_0 - \Delta\theta_0 - (A_1 - \Delta A_1)\cos(\psi_U + \Gamma) - (B_1 + \Delta B_1)\sin(\psi_U + \Gamma) \quad (2)$$

式中: ψ_L, ψ_U 分别为下、上旋翼桨叶的方位角,其他参数的定义和表2相同。

1.2 共轴刚性旋翼飞行动力学模型

共轴刚性旋翼是本文研究对象的一个显著的技术特征,其建模精度直接影响到飞行力学分析结果的置信度。本节重点论述影响共轴刚性旋翼建模精度的共轴入流模型

和刚性旋翼挥舞运动。

1.2.1 共轴刚性旋翼入流模型

共轴刚性旋翼复合式高速直升机在飞行过程中,上旋翼尾迹会对下旋翼产生影响。同样,下旋翼尾迹也会对上旋翼产生影响,即上、下旋翼之间存在着气动干扰现象。由于这种相互干扰,使共轴式双旋翼气动特性分析较单旋翼来得复杂和困难。

考虑共轴刚性旋翼的结构特点,在进行入流模型建模时进行以下假设:下旋翼入流对上旋翼的升力不产生影响;上、下旋翼的间距足够小,上旋翼的尾迹没有发生收缩和扩张。在此假设条件下,上旋翼拉力和诱导速度的关系如下:

$$C_{T_u} = 2\lambda_u \sqrt{\mu^2 + (\mu_z - \lambda_u)^2} \quad (3)$$

式中: λ_u 为上旋翼归一化的诱导速度, μ_z 为归一化的桨毂中心垂直速度, μ 为前进比, C_{T_u} 为上旋翼的拉力系数。

下旋翼的入流是其自身的诱导速度和上旋翼的诱导速度合成,下旋翼的拉力系数与诱导速度的关系如下:

$$C_{T_L} = 2\lambda_L \sqrt{\mu^2 + (\mu_z - \lambda_L + \lambda_u)^2} \quad (4)$$

式中: λ_L 为下旋翼归一化的诱导速度, C_{T_L} 为下旋翼的拉力系数。

1.2.2 共轴刚性旋翼挥舞运动模型

共轴刚性旋翼是一种无铰式旋翼,其挥舞刚性较大,一阶挥舞频率为 $1.4\sim 1.6\Omega$,无铰式旋翼飞行力学分析可采用挥舞铰外伸量和挥舞约束弹簧刚度的方法来建立挥舞运动方程^[18],如图2所示。

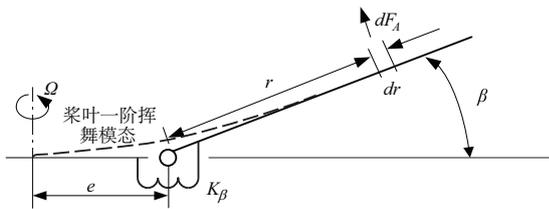


图2 刚性旋翼挥舞等效方法示意图

Fig.2 Schematic diagram of rigid rotor flapping equivalence

共轴刚性旋翼一阶挥舞频率表达式如下:

$$\omega_n = \sqrt{1 + \frac{eM_\beta}{I_\beta} + \frac{K_\beta}{I_\beta \Omega^2}} \cdot \Omega \quad (5)$$

式中: e 为无量纲等效挥舞铰外伸量, M_β 为桨叶质量静矩, I_β 为桨叶惯性矩, K_β 为桨叶等效挥舞约束刚度, Ω 为旋翼转速, ω_n 为共轴刚性旋翼的一阶挥舞频率。

根据在挥舞铰处合力矩为0,建立旋翼桨叶动力学方程:

$$M_A + M_{CF} + M_I + M_{Cor} + M_R + M_{BA} + M_{BL} + M_W = 0 \quad (6)$$

式中: M_A 为气动力产生的力矩, M_{CF} 为由于离心力产生的力矩, M_I 为惯性力矩, M_{Cor} 为科氏力矩, M_R 为挥舞铰约束弹簧刚度产生的力矩, M_{BA} 为桨毂中心加速度引起的力矩, M_{BL} 为桨毂中心法向加速度引起的力矩, M_W 为桨叶质量静距。

$$M_A = \int_0^{R-e} dF_A r \quad (7)$$

$$M_{CF} = -\Omega^2 (I_\beta \cos\beta + eM_\beta) \sin\beta \quad (8)$$

$$M_I = -I_\beta \ddot{\beta} \quad (9)$$

$$M_{Cor} = 2(I_\beta \cos^2\beta + e_b M_\beta \cos\beta)(p\Omega \cos\psi - q\Omega \sin\psi) \quad (10)$$

$$M_R = -K_\beta \beta \quad (11)$$

$$M_{BA} = I_\beta (\dot{p} \sin\psi + \dot{q} \cos\psi) \quad (12)$$

$$M_{BL} = M_\beta (\dot{w} - uq + pv) \quad (13)$$

工程上通常采用一阶傅里叶级数来表示桨叶这种周期性的挥舞运动:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos\psi - b_1 \sin\psi \quad (14)$$

将挥舞运动表达式代入合力矩平衡方程式,即可得桨叶挥舞动力学方程:

$$\ddot{a} + D\dot{a} + Ka = F \quad (15)$$

式中: $a=[a_0 \ a_1 \ b_1]^T$,分别为旋翼锥度角、后倒角以及侧倒角; D 、 K 以及 F 为相应的系数矩阵。

机身、平尾以及垂尾气动力模型采用风洞试验数据进行建模^[13]。

共轴刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型为:

$$\dot{x} = f(x, u, t) \quad (16)$$

式中: $x \in R^{21 \times 1}$ 为系统状态变量,分别对应飞行动力学模型中的机体运动和旋翼挥舞运动自由度; $u \in R^{10 \times 1}$ 分别对应飞行动力学模型中的控制变量(总距、纵向周期变距、横向周期变距、总距差动、横向周期变距差动、纵向周期变距差动、旋翼控制相位角、尾推总距、升降舵以及方向舵)。

2 操纵冗余问题及解决方案

共轴刚性旋翼高速直升机从悬停低速至高速飞行过程中,有10个操纵变量参与飞行器操纵,其中总距操纵改变主旋翼的拉力;纵向周期变距和升降舵操纵产生俯仰力矩;横向周期变距产生滚转力矩;总距差动和方向舵产生偏航力矩;横向周期变距差动、纵向周期变距差动、旋翼控制相位角以及尾推总距定义成高速直升机的辅助操纵通道,其中横向周期变距差动、纵向周期变距差动以及旋翼控制相位角用于调节旋翼效率和桨毂力矩;尾推总距用于控制尾推的推进力。

驾驶舱中为驾驶员提供的操纵机构有总距杆、纵向操

纵杆、横向操纵杆以及脚蹬,所以存在严重的操纵冗余问题。本节通过对主通道和辅助通道的控制特点开展分析,并进行操纵策略设计,以解决操纵冗余问题。

2.1 航向操纵:总距差动和方向舵

高速直升机设计了两套航向操纵系统:总距差动和方向舵,它们由脚蹬进行控制。航向操纵功效的定义如下:

$$CP_r = \frac{\Delta N}{\Delta \delta_{ped} I_{zz}} \quad (17)$$

式中: ΔN 为偏航力矩, $\Delta \delta_{ped}$ 为脚蹬单位位移, I_{zz} 为偏航方向转动惯量。

总距差动以及方向舵和脚蹬的联动关系可以由式(18)表示:

$$\begin{cases} \Delta \theta_0 = \delta_{ped} (\partial \Delta \theta_0 / \partial \delta_{ped}) \\ \delta_r = \delta_{ped} (\partial \delta_r / \partial \delta_{ped}) \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\partial \Delta \theta_0 / \partial \delta_{ped}$ 为总距差动和脚蹬的连接系数, $\partial \delta_r / \partial \delta_{ped}$ 为方向舵和脚蹬的连接系数,它们是和飞行速度相关的变量。

总距差动的操纵功效如图3所示,由图可以看出,随着飞行速度的增加,主旋翼降载,总距差动的操纵功效逐渐降低并出现反操纵现象,严重影响飞行安全,因此总距差动在出现反操纵现象之前,必须退出航向操纵。

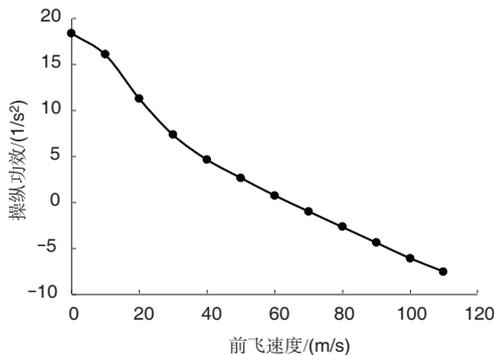


图3 总距差动操纵功效变化曲线

Fig.3 Differential collective control power change curve

方向舵的操纵功效如图4所示,由图可以看出方向舵的操纵功效随着速度的增加而增加,当速度大于25m/s时,其操纵功效超过了总距差动的操纵功效。

由以上分析,总距差动一方向舵的操纵策略设计为:方向舵全程全权限有效,总距差动的操纵策略采用线性过渡的方式,如图5所示,从20m/s开始退出航向操纵,60m/s完全退出。

航向通道的操纵功效如图6所示,整个速度变化范围内,操纵功效变化比较平滑,操纵功效大小适中,满足型号航向操纵的规范要求。

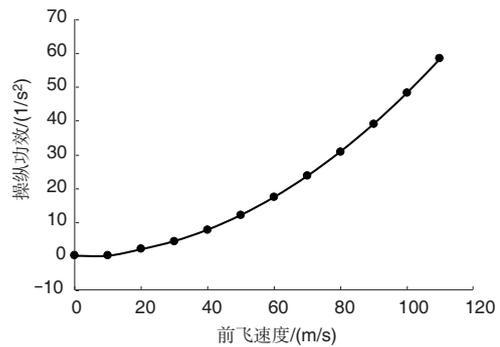


图4 方向舵操纵功效变化曲线

Fig.4 Rudder control power change curve

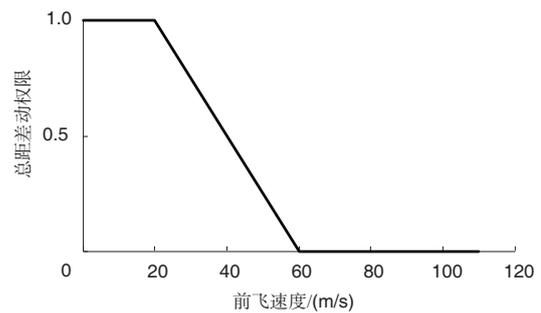


图5 总距差动权限变化曲线

Fig.5 Differential collective authority change curve

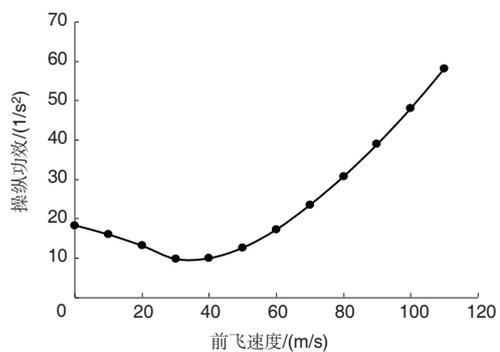


图6 航向操纵功效变化曲线

Fig.6 Heading control power change curve

2.2 俯仰操纵:纵向周期变距和升降舵

高速直升机设计了两套纵向操纵系统:纵向周期变距和升降舵,它们由纵向杆进行控制。纵向操纵功效的定义如下:

$$CP_q = \frac{\Delta M}{\Delta \delta_{long} I_{yy}} \quad (19)$$

式中: ΔM 为俯仰力矩, $\Delta \delta_{long}$ 为纵向操纵杆单位位移, I_{yy} 为俯仰方向转动惯量。

纵向周期变距的操纵功效如图7所示,操纵灵敏度符

合飞行品质规范要求。纵向周期变距的操纵功效虽然可以满足整个飞行包线中的操纵需求,但是操纵时会产生较大的桨毂弯矩,不利于旋翼结构设计。为此,高速直升机设计了升降舵操纵面,在高速飞行时进行俯仰通道的操纵。

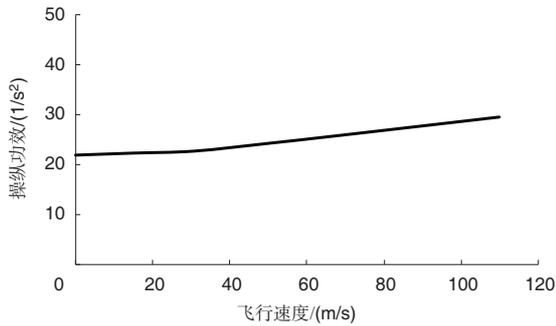


图7 纵向周期变距俯仰操纵功效

Fig.7 Longitudinal cyclic pitch control power

升降舵的操纵功效如图8所示,当飞行速度高于40m/s后,升降舵将会提供足够的操纵功效。俯仰通道的操纵策略为升降舵全程全权限有效,飞行速度小于40m/s由纵向周期变距全权限参与俯仰操纵,飞行速度大于40m/s纵向周期变距退出俯仰操纵,为了降低桨毂载荷,纵向周期变距偏置变化规律如图9所示。

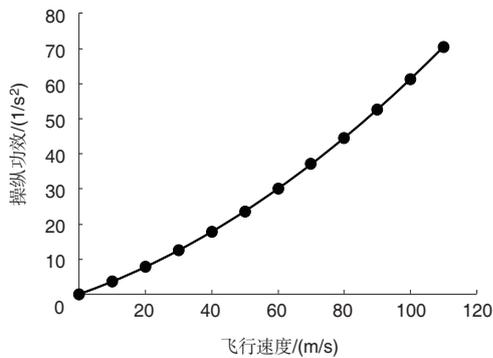


图8 升降舵俯仰操纵功效

Fig.8 Elevator pitch control power

纵向周期变距以及升降舵和脚蹬的联动关系由式(20)所示:

$$\begin{cases} A_1 = A_{1base} + \delta_{long} (\partial A_1 / \partial \delta_{long}) \\ \delta_e = \delta_{long} (\partial \delta_e / \partial \delta_{long}) \end{cases} \quad (20)$$

式中: A_{1base} 为纵向周期变距偏置, $\partial A_1 / \partial \delta_{long}$ 为纵向周期变距和纵向杆的连接系数, $\partial \delta_e / \partial \delta_{long}$ 为升降舵和纵向杆的连接系数。

在不同的飞行状态下,给定纵向周期变距产生的旋翼

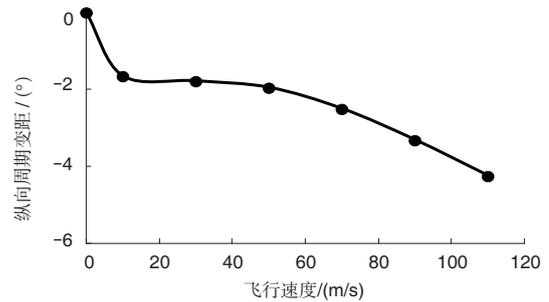


图9 纵向周期变距偏置变化曲线

Fig.9 Longitudinal cyclic pitch bias change curve

纵向桨毂力矩不同,相应地需要升降舵操纵产生的纵向操纵力矩也不同。为了保证在纵向机动中升降舵操纵的平尾能够提供足够的操纵力矩,进行100m/s速度下的拉起机动仿真,得到机动仿真过程中的重心处的过载变化如图10所示,俯仰角变化如图11所示,升降舵偏角变化如图12所示。仿真结果表明,在给定的纵向周期变距操纵偏置的基础上,使用升降舵可以有效实现对于该直升机的纵向操纵。

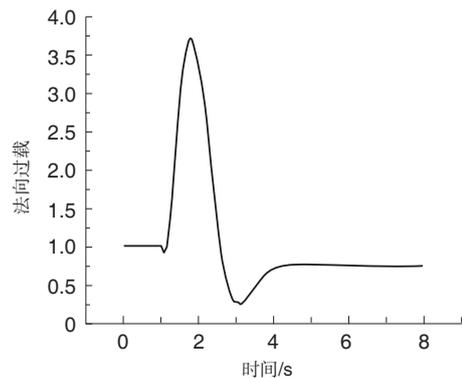


图10 拉起机动仿真中的法向过载变化曲线

Fig.10 Normal overload curve in pull-up simulation

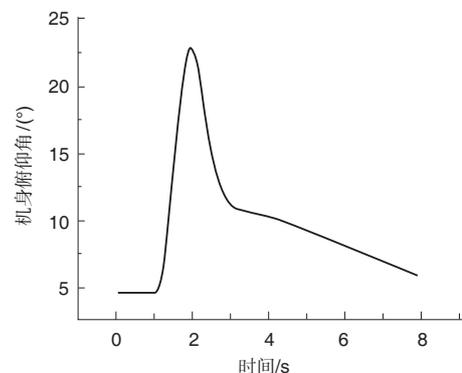


图11 拉起机动仿真中的机身俯仰姿态角变化曲线

Fig.11 Fuselage pitch attitude change curve in pull-up simulation

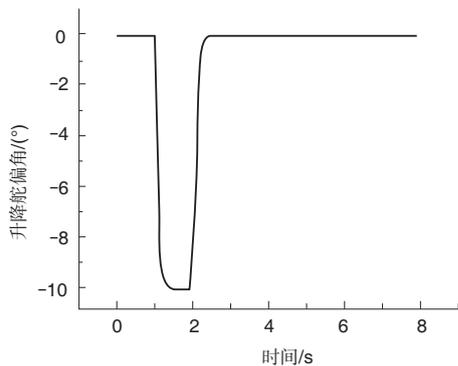


图12 拉起机动仿真中的升降舵偏角变化曲线

Fig.12 Elevator deflection angle change curve in pull-up simulation

2.3 尾推总距:最优飞行姿态

尾推总距的操纵主要影响主旋翼/尾推桨的功率分配以及飞行时的俯仰角。以功率最小为约束条件进行优化可以得到高速直升机从悬停到高速前飞过程中的最优俯仰角变化规律,如图13所示,在高速飞行(80~120m/s)阶段最优俯仰角稳定在 $-1^{\circ}\sim 0^{\circ}$ 之间。通过增加姿态角的约束方程,进行尾推总距配平分析,得到尾推总距随前飞速度的变化规律,如图14所示,从低速到高速尾推总距逐渐增加且变化比较平滑,符合驾驶员的操纵习惯。

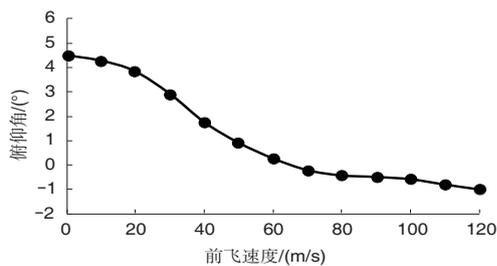


图13 前飞功率最优飞行俯仰角

Fig.13 Pitch angle under forward flight power optimal

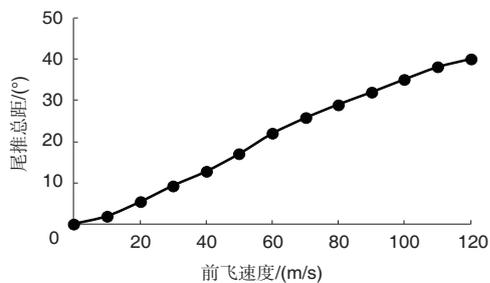


图14 尾推总距变化曲线

Fig.14 Auxiliary thrust control change curve

2.4 LOS调节:横向周期变距差动

ABC旋翼中的横向升力偏置的定义为:

$$\text{LOS} = \frac{\Delta M_x}{TR} \quad (21)$$

式中: ΔM_x 为上、下旋翼产生的滚转力矩之差, T 为双旋翼产生的拉力, R 为旋翼半径。

对于ABC旋翼,LOS是一个重要的设计参数,它影响旋翼效率和桨毂结构载荷。对旋翼性能的影响如图15所示,小速度前飞时,较低的LOS值,旋翼的效率较高,但是在高速前飞时,较高的LOS值,旋翼的效率较高,为了使旋翼具有较高的效率,需要进行LOS调节。

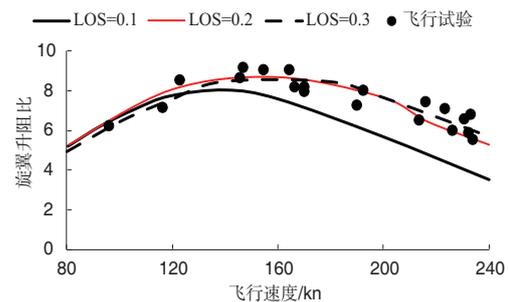
图15 旋翼性能随LOS变化曲线^[5]

Fig.15 Rotor performance with LOS change curve

综合考虑旋翼气动性能和桨毂结构强度等因素,确定LOS随着飞行速度的变化如图16所示,在110m/s高速前飞时LOS=0.3。

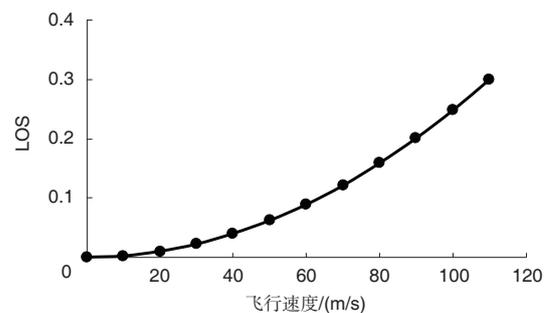


图16 LOS随飞行速度变化曲线

Fig.16 LOS with flight speed change curve

ABC旋翼进行LOS调节可以通过两个方式:旋翼控制相位角和横向周期变距差动,相关研究表明这两类控制方式是等效的^[18,19],本文采用横向周期变距差动进行LOS调节,变化曲线如图17所示。

3 结论

共轴刚性旋翼高速直升机由于采用前行桨叶概念、复合推力以及舵面操纵等先进技术,同时存在旋翼操纵和舵

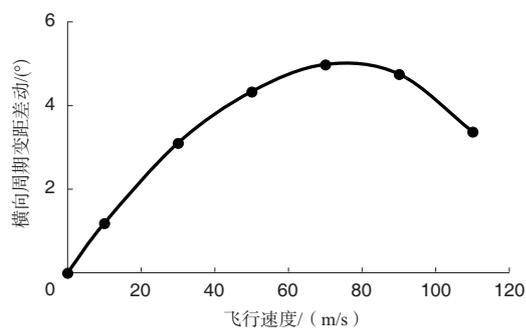


图17 横向周期变距差动变化曲线

Fig.17 Differential lateral cyclic change curve

面操纵多个操纵面,导致了严重的操纵冗余问题,本文在建立高速直升机飞行动力学模型的基础上进行操纵冗余问题分析,有以下结论:

(1) 总距差动会出现反操纵现象严重影响飞行安全,应尽早退出航向操纵,可以通过航向操纵功效设计总距差动—方向舵耦合关系。

(2) 纵向周期变距在整个飞行包线中都具有较大的操纵功效,随着速度的增加,升降舵的操纵功效显著提升,为了降低旋翼轴载荷纵向周期变距可以退出纵向操纵,但是应该限制旋翼纵向弯矩。

(3) 以前飞功率最小为目标,确定俯仰姿态角进一步确定尾推总距。

(4) LOS影响旋翼性能,其调节可以采用横向周期变距差动,其由飞行控制系统自动调节使旋翼处在一个最优的LOS值上。

AST

参考文献

- [1] 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 & Technology, 2012(3): 9-14. (in Chinese)
- [2] Ruddell J A, Macrino J A. Advancing Blade Concept (ABC)TM high speed development[C]// The 36th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington D C, 1980: 1-13.
- [3] Burgess R K. The ABCTM rotor: a historical perspective [C]// The American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore, 2004: 1-47.
- [4] Walsh D, Weiner S, Arifian K. High airspeed testing of the sikorsky X-2 technologyTM demonstrator[C]// The 67th Annual

Forum of the American Helicopter Society International. Virginia Beach, 2011: 1-12.

- [5] Felker F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingless rotor helicopter [R]. NASA Technical Memorandum 81329. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, 1981.
- [6] Johnson W, Moodie A M, Yeo H. Design and performance of lift-offset rotorcraft for short-haul missions [C]// The American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference. San Francisco, CA, 2012: 1-26.
- [7] Yeo H, Johnson W. Investigation of maximum blade loading capability of lift-offset rotors[C]// The AHS 69th Annual Forum. Phoenix, Arizona, 2013: 1-16.
- [8] Kim H W, Kenyon A R. Interactional aerodynamics and acoustics of a hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[C]// Presented at the International Powered Lift Conference. London, UK, 2008.
- [9] Fegely C, Juhasz O. Flight dynamics and control modeling with system identification validation of the sikorsky X-2 technology-demonstrator [C]// The AHS 72nd Annual Forum. West Palm Beach, Florida, 2016: 1-14.
- [10] Ferguson, K, Thompson D. A performance analysis of compound helicopter configurations [C]//The AHS 70th Annual Forum. Montreal, Canada, 2014: 1-13.
- [11] Ferguson K M, Thomson D G. Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52: 156-167.
- [12] Ferguson K. Towards a better understanding of the flight mechanics of compound helicopter configurations [D]. Glasgow University of Glasgow, 2015.
- [13] 袁野, 陈仁良, 李攀. 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 Pang. Trim characteristics and verification of coaxial rigid rotor aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 186-193. (in Chinese)
- [14] 袁野, 陈仁良, 李攀, 等. 共轴刚性旋翼直升机旋翼控制相位角问题分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(10): 2047-2053.
Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pang, et al. Rotor control phase

- angle analysis for coaxial rigid rotor helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics , 2017 , 43 (10): 2047-2053. (in Chinese)
- [15] Reddinger J P, Gandhi F. A physics-based approach to trim optimization of an articulated slowed-rotor compound helicopter in high-speed flight [C]// The AHS 70th Annual Forum. Montreal, Canada, 2014:1-19.
- [16] Jacobellis G, Gandhi F, Floros M. A physics-based approach to trim optimization of coaxial helicopters in high-speed flight [C]// The AHS 71st Annual Forum. Virginia Beach, Virginia, 2015:1-17.
- [17] 王强. 复合式共轴直升机总体设计及飞行动力学研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2014.
Wang Qiang. Research on overall design and flight dynamics of compound coaxial helicopter [D]. Beijing: Beihang University, 2014. (in Chinese)
- [18] Padfield G D. Helicopter flight dynamics [M]. John Wiley & Sons, 2008.
- [19] Schmaus J H. Aeromechanics of a high speed coaxial helicopter rotor[D]. Maryland: University of Maryland, 2017.
(责任编辑 陈东晓)

作者简介

武上景(1992-)男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 直升机飞行力学。

Tel: 022-59800502 E-mail: wushangjing_buaa@sina.cn

鲁可(1985-)男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 直升机飞行动力学与飞行控制。

Research on Control Redundancy of Advancing Blade Concept High-speed Helicopter

Wu Shangjing*, Lu Ke, Wang Zhengzhong, Li Chunhua

Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: The Advancing Blade Concept(ABC) high-speed helicopter greatly improves the flight speed by using the advanced technologies such as coaxial rigid rotor, auxiliary thrust, and compound control. It also brings complicated redundant control problems. The main manifestations are as follows: auxiliary thrust brings rotor/thrust propeller control redundancy problem; the problem of using differential lateral cyclic to control lateral lift offset value; redundancy problem of pitch and yaw control caused by coaxial rigid rotor/elevator and rudder control composite. In this paper, based on the flight dynamics model of a coaxial rigid rotor high-speed helicopter, the above problems are analyzed and studied in order to minimize the power and meet the requirements of the flight quality, and the solutions are put forward, which can provide a reference for the design of the ABC high-speed helicopter in the future.

Key Words: ABC; coaxial rigid rotor; high-speed helicopter; lateral lift offset; redundant control

Received: 2019-12-04; **Revised:** 2020-01-15; **Accepted:** 2020-03-19

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA02001)

***Corresponding author.** Tel. : 022-59800502 **E-mail:** wushangjing_buaa@sina.cn