

# 共轴双旋翼直升机扭振系统固有特性计算方法研究

刘永志\*, 查建平

中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333000

**摘要:** 区别于常规单旋翼带尾桨直升机, 共轴双旋翼直升机具有独特的动力传动构型, 其所构成的扭振系统特性也具有自身特点。采用模态组合法分析建立此类直升机的扭振系统动力学分析模型, 通过算例对该系统扭振固有特性进行了计算和结果分析, 验证了此种分析计算方法的可行性。结果表明, 此方法可用于研究共轴双旋翼直升机扭振系统固有特性, 同时该方法可在共轴双旋翼直升机初步工程设计阶段为旋翼及动力传动系统的设计提供一定的设计指导。

**关键词:** 共轴双旋翼; 直升机; 扭振; 固有特性; 计算方法

中图分类号: V215.9 文献标志码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.021

直升机扭振系统是指由旋翼、尾桨、动力传动系统和发动机组成的机械扭振系统, 该系统在直升机飞行及地面开车时会受到基频为转速  $\Omega$  的  $N$  倍 ( $N$  为桨叶片数) 的交变扭矩的作用。当直升机扭振系统的固有频率与激励频率接近以至重合时, 扭振系统就会产生过大的交变载荷, 以致引起结构的提前疲劳破坏, 同时也会引起直升机较大的振动。在国内外直升机研制过程中, 出现扭振系统动力学问题的典型案例有延安二号、SA330、SA365N1、S-76、“虎”型直升机等<sup>[1]</sup>。

当前, 包括主旋翼在内的直升机扭振系统的固有特性可通过商用软件或自编程的方法计算得到<sup>[2]</sup>。相比传统构型的直升机, 共轴双旋翼直升机的动力传动系统的设计具有自身的特点: 该类直升机具有绕同一理论轴线一正一反旋转的上下两幅旋翼, 由于转向相反, 两副旋翼产生的扭矩在航向不变的飞行状态下相互平衡, 因此, 该类直升机不需要尾桨平衡反扭矩<sup>[3]</sup>。俄罗斯卡莫夫设计局的共轴双旋翼直升机设计技术最为成熟, 其设计的卡-28、卡-50等直升机均性能优异, 不过国内相关资料比较少, 而我国在扭振系统方面的研究大多集中在传统单旋翼带尾桨直升机上, 对于此类共轴双旋翼直升机的研究开展较少<sup>[4]</sup>。

基于此, 本文以共轴双旋翼直升机的扭振系统作为研究对象, 利用模态组合法建立该系统的动力学分析模型, 对

典型状态下扭振系统固有特性进行了算例计算, 论证了此种方法的可行性, 同时为今后我国开展共轴双旋翼直升机扭振系统的工程研制提供理论支持。

## 1 旋翼摆振集合型固有特性计算模型

由于旋翼有多片桨叶, 可形成集合型和周期型摆振, 而周期型又分为前进型和后退型。其中, 只有旋翼集合型与传动系统扭振耦合, 所谓集合型摆振是所有桨叶摆振幅值和相位都相同。计算旋翼摆振固有特性通常采用有限元法建立桨叶摆振动力学方程, 用式 (1) 表示, 根据边界条件处理好边界约束, 从而确定了所考虑的旋翼运转状态下摆振固有特性<sup>[5,6]</sup>。

$$[M_r]\{\ddot{q}\} + [C_r]\{\dot{q}\} + [K_r]\{q\} = 0 \quad (1)$$

式中:  $[M_r]$  为桨叶质量矩阵,  $[C_r]$  为桨叶阻尼矩阵, 主要包括了气动力阻尼、结构阻尼以及减摆器阻尼,  $[K_r]$  为桨叶刚度矩阵。式 (1) 中阻尼矩阵不是对称矩阵, 仅在进行扭振系统稳定性计算中使用, 不用于进行桨叶摆振模态特性的计算。采用一般特征值求解方法解桨叶摆振方程<sup>[7-9]</sup>, 可得到桨叶各阶摆振固有频率和振型。

当通过求解式 (1) 得到桨叶的摆振振型矩阵  $[X_M]$  后, 进行模态变换, 则方程变为所关注的摆振模态坐标下的桨叶摆振模态方程<sup>[10]</sup>:

收稿日期: 2017-08-17; 退修日期: 2017-10-21; 录用日期: 2017-12-26

\* 通信作者. Tel.: 022-59800344 E-mail: lyz18605685@avic.com

引用格式: Liu Yongzhi, Zha Jianping. Computation method of torsional vibration system natural characteristic for coaxial rotor helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 21-25. 刘永志, 查建平. 共轴双旋翼直升机扭振系统固有特性计算方法研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (01): 21-25.

$$[M_p]\{\ddot{\zeta}_p\} + [C_p]\{\dot{\zeta}_p\} + [K_p]\{\zeta_p\} = \{0\} \quad (2)$$

式中:  $\zeta_p$  为桨叶模态坐标,  $[M_p]$  为桨叶模态质量矩阵,  $[C_p]$  为桨叶模态阻尼矩阵,  $[K_p]$  为桨叶模态刚度矩阵, 其模态变换表达式为:

$$\begin{aligned} [M_p] &= [X_M]^T [M_r] [X_M] \\ [C_p] &= [X_M]^T [C_r] [X_M] \\ [K_p] &= [X_M]^T [K_r] [X_M] \end{aligned} \quad (3)$$

## 2 动力传动系统动力学分析模型

动力传动系统扭振方程可表示为:

$$[I_t]\{\ddot{\theta}\} + [C_t]\{\dot{\theta}\} + [K_t]\{\theta\} = \{0\} \quad (4)$$

式中:  $[I_t]$  为动力传动系统质量矩阵,  $[C_t]$  为动力传动系统阻尼矩阵,  $[K_t]$  为动力传动系统刚度矩阵。采用一般特征值求解方法, 得到动力传动系统扭振固有频率和振型。当考虑的节点较多时, 解得的模态频率个数也多。一般动力传动系统的有限元模型建模依据结构设计提供的参数和设计图进行, 为了较准确地预测扭振固有频率, 需要较细的设计数据和图纸, 这样有利于开展参数敏感性分析, 对于频率设计调整更能找到突破点。非耦合状态下的动力传动系统扭振频率和振型分析, 既可以了解系统本身的设计和变化对频率和振型的影响, 更是分析耦合对动力传动系统频率和振型影响的依据。

把式 (4) 变换成模态坐标下的模态方程:

$$[I_q]\{\ddot{\theta}_q\} + [C_q]\{\dot{\theta}_q\} + [K_q]\{\theta_q\} = \{0\} \quad (5)$$

式中:  $\theta_q$  为传动系统模态坐标,  $[I_q]$  为动力传动系统模态质量矩阵,  $[C_q]$  为动力传动系统模态阻尼矩阵,  $[K_q]$  为动力传动系统模态刚度矩阵, 令  $[Q_M]$  为模态振型矩阵, 则其模态变换表达式为:

$$\begin{aligned} [I_q] &= [Q_M]^T [I_t] [Q_M] \\ [C_q] &= [Q_M]^T [C_t] [Q_M] \\ [K_q] &= [Q_M]^T [K_t] [Q_M] \end{aligned} \quad (6)$$

## 3 旋翼动力传动系统耦合扭振系统分析模型

由于旋翼与动力传动系统耦合, 需要考虑的仅是旋翼摆振集合型模态, 因此, 将桨叶摆振模态参数乘以桨叶片数即为旋翼集合型摆振模态参数。旋翼摆振运动是在旋转坐标系中描述, 其摆振模态与动力传动系统扭振模态只存在惯性耦合, 设桨毂处旋翼轴的扭转变形为  $\theta_H$ , 桨叶的摆振位移坐标变量  $V = \Phi(r) \cdot \theta_H + X_M \cdot \zeta$ ,  $\Phi(r)$  是桨叶在桨毂处的约束振型,  $r$  是桨叶的展向坐标, 对式 (1) 中的质量和阻尼矩阵进行变换, 可得到旋翼动力传动系统子结构在界面处质量和阻尼耦合矩阵。

再按照传动系统子结构的模态变换关系把  $\theta_H$  用模态坐标  $\theta_q$  表示, 同时计算扭振固有特性时, 阻尼项和右端项置 0, 最后得到旋翼动力传动耦合扭振系统综合模态方程:

$$[I_q + I_r]\{\ddot{\theta}_q\} + [I_p]\{\dot{\zeta}_p\} + [K_q]\{\theta_q\} = \{0\} \quad (7)$$

$$[I_p]^T \{\ddot{\theta}_q\} + [M_p]\{\dot{\zeta}_p\} + [K_p]\{\zeta_p\} = \{0\} \quad (8)$$

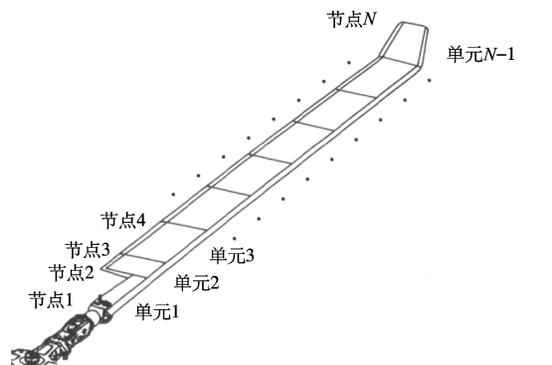
式中:  $I_r$  为桨叶展向位置  $r$  处的桨叶剖面模态质量。联立求解上述方程可得到整个耦合全部固有频率和振型。同时, 可了解和研究耦合状态下旋翼的集合型摆振频率变化, 同样也可分析动力传动系统固有频率和振型的变化情况。

## 4 算例

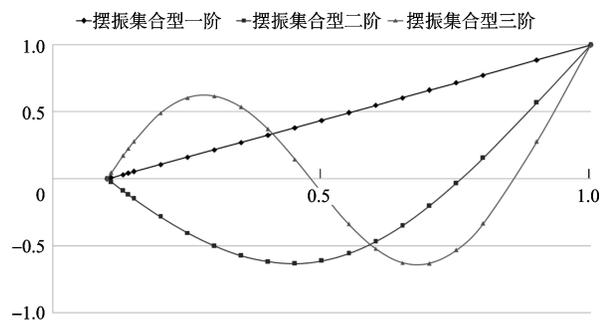
以典型共轴双旋翼直升机为例, 对该种直升机扭振系统的扭振固有特性进行计算, 通过对比耦合前后的计算结果得到此类直升机扭振系统特性的相关规律。

### 4.1 旋翼摆振模态计算

为得到旋翼摆振集合型模态参数, 首先计算孤立桨叶摆振前三阶摆振模态频率、模态振型矢量, 桨叶以铰接形式连接桨毂支臂, 摆振铰位置在桨叶  $0.13R$  ( $R$  为桨叶半径) 处, 采用有限元法, 将桨叶进行分段处理, 利用各段结构参数, 计算旋翼 100% 转速、100% 升力条件下单片桨叶振型图, 如图 1 所示。



(a) 桨叶有限元模型



(b) 摆振模态振形

图 1 桨叶有限元计算模型及摆振模态振型

Fig. 1 Blade finite element model and the shapes of lead-lag mode

本算例中桨叶旋转角频率为  $\Omega=50\text{rad/s}$ ，计算过程中对计算参数进行无量纲化处理，得到桨叶模态质量、模态刚度计算结果如下：

$$M_p = \begin{bmatrix} 0.262 & 0 & 0 \\ 0 & 0.013 & 0 \\ 0 & 0 & 0.004 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$K_p = \begin{bmatrix} 0.045 & 0 & 0 \\ 0 & 0.183 & 0 \\ 0 & 0 & 0.424 \end{bmatrix} \quad (10)$$

对得到的模态参数进行计算，并恢复桨叶摆振频率的量纲（即根据矩阵  $M_p, K_p$  得到的频率结果需乘以桨叶旋转角频率倍数），计算得到桨叶前三阶摆振频率为 3.29Hz、29.87Hz、81.97Hz。

### 4.2 动力传动系统固有特性计算

动力传动系统是指不包括旋翼在内的结构，其动力学分析模型的简化遵循以下原则：

(1) 传动系统由只有转动惯量的节点和只有扭转刚度的扭元组成，齿轮简化成只有转动惯量的节点，其中齿轮的刚度合并到所连轴刚度中，轴简化成只有扭转刚度的扭元，将其转动惯量平均分到两端所连节点上，发动机节点主要指发动机动力涡轮部分，并考虑动力轴的转动惯量。

(2) 实际的直升机动力传动系统中，由于存在多个减速器使整个系统各轴段的转速不一致，按照能量等效原理，将实际刚度和转动惯量转换为对于旋翼参考转速  $N_{\text{Ref}}$  下的当量刚度和当量转动惯量。

图 2 是两台发动机的共轴双旋翼直升机动力传动系统扭振特性分析模型，相比于普通的单旋翼带尾桨直升机，共轴双旋翼直升机在主减速器齿轮的布置上存在其特殊性，因此，计算时将主减速器内部分为三部分：主减速器共用部分、上旋翼减速齿轮和下旋翼减速齿轮，分别作为独立的计算节点进行计算。图 2 中，线段代表传动轴，图中相应标出了转动惯量和刚度的符号，IUMH 表示上旋翼桨毂的转动惯量，KUMR 表示上旋翼桨毂和上旋翼减速齿轮之间传动轴的刚度，依此类推，表 1 给出了各计算单元原始计算参数。

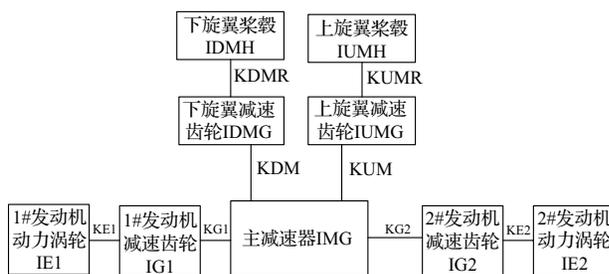


图 2 典型共轴双旋翼传动系统模型

Fig. 2 Typical coaxial rotor transmission system model

表 1 动力传动系统原始计算参数

Table 1 Initial parameters of transmission system

节点号	符号	当量转动惯量 / ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	扭元号	符号	当量扭转刚度 / ( $\text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ )
1	IUMH	100	01	KUMR	8000000
2	IUMG	37	02	KUM	440000
3	IMG	205	03	KG1	989492
4	IG1	50	04	KE1	410000
5	IE1	500	05	KG2	989492
6	IG2	50	06	KE2	410000
7	IE2	500	07	KDM	440000
8	IDMG	37	08	KDMR	8000000
9	IDMH	100			

动力传动系统扭振固有频率和振型数据见表 2，振型向量见表 3（归一化处理）。

表 2 动力传动系统扭振固有频率计算结果

Table 2 Transmission system torsional vibration frequency results

序号	频率 /Hz	模态名称
1	6.4	发动机局部模态
2	8.1	上下旋翼桨毂对称模态
3	8.8	上下旋翼桨毂反对称模态
4	87	上下旋翼减速齿轮反对称模态

表 3 动力传动系统扭振系统振型向量（归一化）

Table 3 Mode vectors of transmission system (normalized)

节点名 \ 模态名	模态名称			
	发动机局部模态	上下旋翼桨毂对称模态	上下旋翼桨毂反对称模态	上下旋翼减速齿轮反对称模态
上旋翼桨毂	-0.175	1.000	-1.000	0.356
上旋翼减速齿轮	-0.171	0.967	-0.961	-1.000
主减速器	-0.083	0.158	0	0
1# 发动机减速齿轮	-0.880	-0.354	0	0
1# 发动机动力涡轮	-0.863	-0.343	0	0
2# 发动机减速齿轮	0.802	-0.146	0	0
2# 发动机动力涡轮	1.000	-0.215	0	0
下旋翼减速齿轮	-0.171	0.967	0.961	1.000
下旋翼桨毂	-0.175	1.000	1.000	-0.356

### 4.3 旋翼动力传动系统固有特性

在前面计算孤立桨叶子系统摆振模态和传动系统扭振模态的基础上,考虑旋翼桨叶弹性,取桨叶摆振前三阶模态、动力传动系统扭振全部模态进行模态综合,可以计算得到耦合扭振系统固有特性,计算 100% 升力、100% 旋翼转速状态扭振系统固有特性,结果见表 4。表 5 给出了表 4 所列计算结果的对应振型矢量(归一化处理)。

表 4 耦合系统扭振固有频率计算结果

Table 4 Natural frequencies of coupled torsional system result

序号	频率 /Hz	模态名称
1	2.6	上下旋翼一阶反对称耦合模态
2	3.3	上下旋翼一阶对称耦合模态
3	6.4	发动机反对称耦合模态
4	29.3	上下旋翼二阶反对称耦合模态

表 5 耦合系统扭振系统振型矢量(归一化)

Table 5 Mode vectors of coupled torsional system (normalized)

模态名 节点名	上下旋翼 一阶反对称 耦合模态	上下旋翼 一阶对称 耦合模态	发动机反对 称耦合模态	上下旋翼 二阶反对称 耦合模态
上旋翼一阶	1.000	-0.646	0.002	-0.001
上旋翼二阶	0	0.006	0	1.000
上旋翼三阶	0	-0.001	0	-0.006
上旋翼桨毂	0	1.000	-0.001	0.039
上旋翼减速齿轮	0	0.967	-0.006	0.042
主减速器	0	0.417	-0.088	0.032
1# 发动机减速齿轮	0	0.325	-0.961	-0.021
1# 发动机动力涡轮	0	0.327	-0.942	-0.018
2# 发动机减速齿轮	0	0.33	0.801	0.02
2# 发动机动力涡轮	0	0.311	1.000	0.005
下旋翼减速齿轮	0	0.361	-0.171	0.052
下旋翼桨毂	0	0.359	-0.184	0.052
下旋翼一阶	-1	-0.646	0.002	0.007
下旋翼二阶	0	0.006	0	-0.977
下旋翼三阶	0	-0.001	0	0.074

## 5 结束语

本文以共轴双旋翼直升机为研究对象,分别建立了旋翼摆振集合性动力学分析模型以及动力传动系统动力学分析模型,并以模态综合法为基础,综合得到旋翼动力传动系统扭振分析模型。通过算例进行验证计算,总结共轴双旋翼

直升机扭振系统特性具有如下特点:

(1) 不同于常规单旋翼带尾桨式直升机扭振系统,共轴双旋翼直升机扭振系统具有特有的扭振模态,如上、下两幅旋翼之间,其耦合模态存在对称、反对称共存的特征。

(2) 对于某种局部模态,如发动机反对称模态,在耦合前后不受旋翼模态的影响。

(3) 动力传动系统与旋翼系统耦合后,耦合频率较耦合前孤立桨叶的频率更低。

本文仅计算了桨叶正常工作转速下的扭振耦合特性,由于桨叶转速由转速 0 到 100% 转速过程中,桨叶结构因离心力刚度不断加强,桨叶结构频率亦不断提高,这种现象将导致不同阶次模态耦合频率发生不同的变化趋势,这也将是后续共轴双旋翼直升机扭振系统特性研究的重点。

总之,计算耦合状态下旋翼动力传动扭振系统的固有特性是很有必要的,计算所得到的耦合频率可为后续分析扭振系统是否会与旋翼一阶通过频率接近从而导致较大强迫振动提供判据。该计算方法可用于直升机初步工程设计阶段旋翼和动力传动系统的优化设计。

AST

## 参考文献

- [1] 张晓谷,郑军.旋翼/动力/传动扭振系统动力学问题综述[C]//第九届全国直升机年会,株洲,1993.  
Zhang Xiaogu, Zheng Jun. Dynamic review of rotor/power train torsional vibrational system[C]//The ninth CHS, Zhuzhou, 1993. (in Chinese)
- [2] 魏来.基于多体动力学的直升机部件综合系统动特性分析[D].南京:南京航空航天大学,2011.  
Wei Lai. Analysis of helicopter dynamic component comprehensive system bases on multi-body software[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [3] 张晓谷.直升机动力学设计[M].北京:航空工业出版社,1995:114-120.  
Zhang Xiaogu. Design of helicopter dynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: 114-120. (in Chinese)
- [4] 中国直升机设计研究所.直升机工程初步设计(下册)[M].景德镇:中国直升机设计研究所,1984:62-70.  
China Helicopter Research and Development Institute. Helicopter engineering preliminary design (Volume 2) [M]. Jingdezhen: China Helicopter Research and Development Institute, 1984: 62-70. (in Chinese)

- [5] Thomson W T. Theory of vibration with application[M]. New Jersey: Prentice-Hall inc Englewood Cliffs, 1972: 237-239.
- [6] 凌爱民, 孙东红. 直升机旋翼 / 动力传动链扭振分析与试验 [J]. 直升机技术, 2003 (2): 7-11.  
Ling Aimin, Sun Donghong. Analysis and test of torsional vibration for helicopter rotor/power train[J]. Helicopter Technology, 2003 (2): 7-11. (in Chinese)
- [7] 王建军, 毛振中, 卿立伟, 等. 直升机动力传动系统扭转振动整理传递矩阵分析 [J]. 航空动力学报, 2008, 23 (10): 1805-1812.  
Wang Jianjun, Mao Zhenzhong, Qing Liwei, et al. Torsional vibration analysis of helicopter power transmission system by the multi-shaft transfer matrix method[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23 (10): 1805-1812. (in Chinese)
- [8] 薛海峰, 向锦武, 张晓谷. 直升机旋翼 / 动力 / 传动系统模型及耦合影响 [J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30 (5): 338-343.  
Xue Haifeng, Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu. Coupled helicopter rotor/propulsion transmission system torsional vibration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30 (5): 338-343. (in Chinese)
- [9] Wu J S, Chen C H. Torsional vibration analysis of gear-branched systems by finite element method[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 240 (1): 159-182.
- [10] 许兆棠. 直升机传动系统扭转振动的分析 [J]. 工程力学, 2012, 29 (9): 330-336.  
Xu Zhaotang. Torsional vibration analysis for a helicopter transmission system[J]. Engineering Mechanics, 2012, 29 (9): 330-336. (in Chinese)

(责任编辑 朱赫)

#### 作者简介

刘永志 (1986-) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机机体动力学。

Tel: 022-59800344 Email: lyz18605685@avic.com

## Computation Method of Torsional Vibration System Natural Characteristic for Coaxial Rotor Helicopter

Liu Yongzhi\*, Zha Jianping

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China

**Abstract:** Different from traditional helicopter with single main rotor and tail rotor, the coaxial rotor helicopter has unique transmission system structure, as well as the torsional vibration characteristic. This paper established coaxial helicopter torsional vibration system analysis model bases on modal synthesis method. Calculated and analyzed typical case of coaxial rotor helicopter torsional vibration system. This computation method is verified to be feasible. According to the paper, the method can be used to calculate the natural characteristic of the torsional vibration system, it can be used during the preliminary engineering designation for more design guidance for rotor and transmission system.

**Key Words:** coaxial rotor; helicopter; torsional vibration; natural characteristic; computation method

Received: 2017-08-17; Revised: 2017-10-21; Accepted: 2017-12-26

\*Corresponding author. Tel.: 022-59800344 E-mail: lyz18605685@avic.com