

文章编号: 1000-8055(2009)01-0176-05

刚度对直升机尾传动系统弯曲振动固有频率影响的分析

朱自冰, 朱如鹏, 鲍和云, 靳广虎

(南京航空航天大学 江苏省精密与微细制造技术重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对直升机尾传动系统进行了简化, 提出了直升机的尾传动系统是由多个轴段和圆盘组成的串联系统; 建立了直升机尾传动系统的弯曲振动力学模型, 模型中考虑了轴承支承刚度、联轴器的角向刚度及径向刚度; 根据系统的弯曲振动力学方程, 用传递矩阵法求得了系统的固有频率。结果表明: 联轴器的角向刚度与径向刚度对系统的固有频率有不同的影响; 增加轴段数或轴承的刚度可以降低系统的固有频率。

关 键 词: 固有频率; 直升机; 尾传动系统; 传递矩阵法; 弯曲振动

中图分类号: V233.11

文献标识码: A

Analysis for stiffness on the bend vibration natural frequencies of a helicopter tail drive system

ZHU Zi bing, ZHU Ru peng, BAO He yun, JIN Guang hu

(Jiangsu Key Laboratory of Precision and Micro-Manufacturing Technology,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The helicopter tail drive system was simplified, and it was presented that a helicopter tail drive system was a cascade system comprising shaft segments and disks. A bending dynamic analysis model in which the support stiffness of the bearing and coupling were included was established. Using transfer matrix method, the differential equations were solved. The results show that the effect of the angular stiffness and the radial stiffness of coupling on natural frequencies of the helicopter tail drive system is different, and the natural frequencies could be reduced with the increase of shaft segments or stiffness of the bearing.

Key words: frequencies; helicopter; tail drive system; transfer matrix method; bending vibration

直升机的尾传动系统由多支点的水平传动轴、中间减速器、两支点的尾斜轴、尾减速器、叠片联轴器等组成, 如图 1。水平传动轴通过叠片联轴器与主减速器相联, 并输入动力和运动, 水平传动轴的另一端与中间减速器相联; 尾斜轴的一端与中间减速器相联, 另一端与尾减速器相联; 尾减速器将动力和运动传递给尾桨。

直升机尾传动系统是由多个轴段、联轴器以及减速器等组成的传动链。尾传动系统是直升机传动系统的子系统, 单独研究尾传动系统, 有利于更好地获得尾传动系统振动的特性及尾传动系统对整个直升机传动系统振动影响的特性。文献[1]将直升机尾传动系统简化为轴段和圆盘的串联系统求解了其扭转振动。文献[2]试验研究了直升机

收稿日期: 2007-12-10; 修订日期: 2008-12-15

基金项目: 国家自然科学基金(50775108); 航空科学基金(03C52021)

作者简介: 朱自冰(1966-), 男, 湖南双峰人, 高级工程师, 博士生, 主要从事机械传动方面的研究。

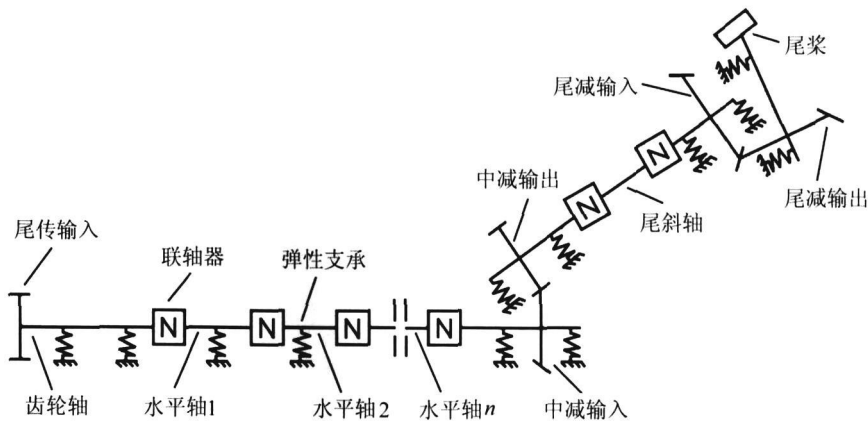


图 1 直升机尾传动系统结构示意图
Fig. 1 Helicopter tail drive system

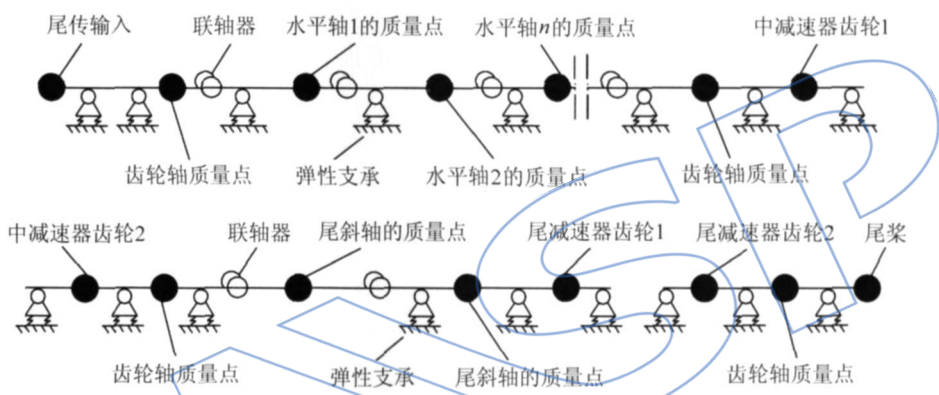


图 2 直升机尾传动系统弯曲振动动力学模型
Fig. 2 Bend vibration mechanical model of a helicopter tail drive system

旋翼传动系统的固有振动特性. 文献[3]将旋翼(尾桨)、主减速器与其他传动轴系分为变形互补重叠的3类分枝系统,进行机械扭转计算或试验分析. 文献[4-5]从整机角度涉及直升机传动系统扭转振动特性. 在直升机尾传动系统,齿轮啮合刚度及误差不仅引起扭转振动,还会在啮合平面中引起弯曲振动(即轴的挠曲振动)^[6-8]. 所以如何分析其弯曲振动特性,是直升机传动系统动力学分析中要解决的关键问题之一.

基于此,本文对直升机尾传动系统进行了简化,建立了其等效弯曲振动的动力学模型并进行了求解分析,得出了有意义的结论.

1 传动系统的力学模型和运动方程

1.1 系统的力学模型

直升机的尾传动系统是由多个轴段和圆盘组成的串联系统,可以看成是多圆盘转子系统. 实际多圆盘转子系统是一个质量连续分布的弹

性系统,具有无穷多个自由度. 在转子动力学中,经常是把转子简化为具有若干个集总质量的多自由度系统. 即沿轴线把转子质量及转动惯量集总到若干个结点上,这些结点一般选在叶轮(齿轮)、轴颈中心、联轴器、轴的截面有突变处以及轴的端部等位置,并按顺序编号. 对系统进行动力学分析常常是针对系统的简化力学模型,即集总质量模型进行的,亦即将转子化分成许多无质量的弹性轴段,而将转子上分布惯性参数向轴段之间的质点分配,如图2所示是经过简化计算后得到的在齿轮啮合平面上的 n 质量系统弯曲振动动力学模型.

1.2 系统的求解方法

对于多支承多盘轴的求解,自由度较多,目前应用较普遍的是传递矩阵法. 在传递矩阵法中,链状结构模型的各个集中质量单元的左右两端,由表征每单元的力学特性的单元传递矩阵联系着两端的状态矢量. 即

$$\begin{Bmatrix} y \\ \theta \\ M \\ Q \end{Bmatrix}_i^R = [T]_i \begin{Bmatrix} y \\ \theta \\ M \\ Q \end{Bmatrix}_i^L \tag{1}$$

式中 y, θ, M 和 Q 研究点上的横向位移、转角、弯矩和切力, 它们组成研究点的状态矢量; i 表示第 i 个单元; R, L 分别表示每个单元的右端、左端; $[T]_i$ 单元传递矩阵, 对平面弯曲问题它是 4 阶方阵. 不同单元具有不同的传递矩阵.

因为
$$\begin{Bmatrix} y \\ \theta \\ M \\ Q \end{Bmatrix}_i^L = \begin{Bmatrix} y \\ \theta \\ M \\ Q \end{Bmatrix}_{i-1}^R,$$

所以对整个模型和各个单元逐一顺次传递, 则有总传递矩阵 T 联系了始末两个状态矢量. 总传递矩阵 T , 是各单元传递矩阵的连乘积.

$$T = T_{fn+1} T_{pn} T_{fn} \dots T_{p2} T_{f2} T_{p1} T_{f1} \tag{2}$$

上式是以传递矩阵形式表示出的系统运动与受力关系. 各级传递矩阵推导过程中已满足了微分方程, 只要加入边界条件即可求出固有频率.

1.3 系统各单元的传递矩阵

对图 2 所示的计算模型中的集中质量单元、无质量等直径轴单元、弹性支承单元等, 可分别进行动力平衡分析, 得到联系单元左右两端状态矢量的单元传递矩阵, 分别是

1) 集中质量单元的点传递矩阵

轴的质量可根据能量法简化到齿轮、联轴器等各集中质量上, 对于本系统, 质量均分到轴段的两端即可.

集中质量单元的点传递矩阵为

$$T_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ -m\omega^2 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中 m (kg) 为第 i 单元(它是集中质量单元)的质量; ω (rad/s) 是模型的振动圆频率, 也是所求的固有频率的未知变量.

2) 无质量等直径轴段单元的场传递矩阵

轴的质量根据能量法简化到齿轮、联轴器等各集中质量上, 轴本身即可看成无质量等直径轴段单元. 其相应的场传递矩阵为

$$T_j = \begin{bmatrix} 1 & l & l^2/2EI & l^3/6EI \\ 0 & 1 & l/EI & l^2/2EI \\ 0 & 0 & 1 & l \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中 l (m) 为第 j 单元(无质量轴单元)轴段长度; E (Pa) 为该轴段材料的拉压弹性模量; I (m⁴) 为该轴段截面惯性矩.

3) 支座的弹性

在直升机尾传动系统中, 轴承座、地基和滑动轴承中的油膜均为弹性体, 都具有一定的刚度, 形成弹性支承. 使用传递矩阵法, 可以方便地考虑支承刚度对临界转速的影响. 一般支承单元的点传递矩阵为

$$T_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & k_{b\theta} & 1 & 0 \\ -k_{br} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中 k_{br} (N/m) 为第 i 单元(它是支承单元)的径向刚度, $k_{b\theta}$ (N · m/rad) 是第 i 单元的角刚度.

4) 弹性联轴器

这类联轴器具有径向刚度 k_{cr} , 角刚度 $k_{c\theta}$, 而且它在切力、弯矩作用下, 允许产生径向位移和角位移. 其点传递矩阵为

$$T_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -1/k_{cr} \\ 0 & 1 & 1/k_{c\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{6}$$

式中 k_{cr} (N/m) 为第 i 单元(它是弹性联轴器单元)的径向刚度, $k_{c\theta}$ (N · m/rad) 是第 i 单元的角刚度.

2 系统参数分析

针对某直升机尾传动系统本文用传递矩阵法进行了计算. 因为在弯曲振动分析中, 水平轴段和尾斜轴段及尾桨轴段是独立分析的, 为分析方便, 本文只分析了水平轴段的固有特性. 系统的基本参数下: 主减速器、联轴器、尾桨的当量质量分别为 $m_{e1} = 3.04$ kg, $m_{e2} = 0.23$ kg, $m_{e7} = 0.5$ kg; 中间减速器的齿数、模数、齿宽分别为 $Z_1 = 39, Z_2 = 35, m_1 = 4.5, B_1 = 33$ mm; 尾减速器的齿数、模数、齿宽分别为 $Z_4 = 23, Z_3 = 72, m_2 = 4.75, B_2 = 43$ mm; 水平轴的外径、内径、轴段的长度分别为 $D = 90$ mm, $d = 80$ mm, $L = 1500$ mm; 轴承的角向刚度为 $k_{b\theta} = 1.0 \times 10^7$ N · m/rad, 径向刚度为 $k_{br} = 1.0 \times 10^7$ N/m, 联轴器的角向刚度为 $k_{c\theta} = 2.123 \times 10^5$ N · m/rad, 径向刚度为 $k_{cr} = 2.29 \times 10^5$ N/m, 水平轴段数为 $N = 3$. 由以上参数计算出系统的前 5 阶固有频率如表 1 中 1 号算例所示.

2.1 轴段数对系统固有频率的影响

改变水平轴段落为 $N = 4$, 系统水平段总长不变, 即各轴的长度变短. 其它参数不变, 计算出系统的前 5 阶固有频率如表 1 中 2 号算例所示.

表 1 不同参数下系统的固有频率

Table 1 Effect of parameters on the natural frequencies of a helicopter tail drive system

算例号	1 阶固有频率	2 阶固有频率	3 阶固有频率	4 阶固有频率	5 阶固有频率
1	181.80	602.00	1067.64	1798.14	2618.49
2	179.00	553.13	920.69	1704.17	2111.10
3	178.00	549.66	905.34	1558.34	1759.29
4	170.12	462.44	1055.77	1728.29	2534.84
5	122.91	359.02	865.12	1350.94	1940.23
6	172.07	480.10	1076.36	1771.74	2423.74
7	151.07	252.84	479.16	1082.45	1771.62
8	103.06	237.04	366.31	857.18	1337.12
9	151.83	461.38	1054.68	1086.83	1728.30
10	267.13	715.27	1375.91	1994.17	2299.66
11	276.70	745.69	1406.37	2005.83	2307.67
12	142.80	450.54	975.85	1621.10	2548.09
13	138.91	439.48	931.37	1491.58	2444.55
14	209.62	700.28	1268.42	1812.07	3130.06
15	211.40	724.54	1226.87	1637.78	2840.50

由表 1 中 1 号算例和 2 号算例中的固有频率值对比可以看出, 增加尾传动系统中的轴段数, 总长不变, 即每段轴长度减小, 可以大大降低系统的固有频率值. 轴段数与系统第一阶固有频率的关系如图 3 所示.

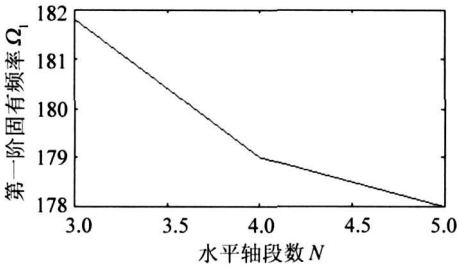


图 3 轴段数与系统第一阶固有频率的关系
Fig.3 Effect of shaft segments on the first natural frequency

由图 3 可以看出, 增加尾传动系统中的轴段数, 可以大大降低系统的固有频率值.

2.2 轴承刚度对系统固有频率的影响

改变轴承的角向刚度值为 $k_{c0} = 1 \times 10^6$, 其它参数不变, 计算出的系统前 5 阶固有频率如表 1 中 4 号算例所示. 由表 1 中 1 号算例和 4 号算例的固有频率值对比可以看出, 增大轴承的角向刚度值, 系统的固有频率值增大, 即使用弹性支承可以降低系统的固有频率值.

改变轴承的径向刚度值为 $k_{cr} = 1 \times 10^6$, 其它参数不变, 计算出的系统前 5 阶固有频率如表 1 中 6 号算例所示. 由表 1 中 1 号算例和 6 号算例的固有频率值对比可以看出, 增大轴承的径向刚度值, 系统的固有频率值增大, 即使用弹性支承可以降低系统的固有频率值.

改变轴承的径向和角向刚度分别为 $k_{c0} = 1 \times 10^6$ 和 $k_{cr} = 1 \times 10^6$, 其它参数不变, 计算出系统的前 5 固有频率如表 1 中的 9 算例所示. 由表中的固有频率值对比可以看出, 同时增大轴承的角向刚度及径向刚度值, 系统的固有频率有大幅度的增大即角向刚度及径向刚度联合作用对系统的固有频率有很大的影响.

轴承刚度与系统第一阶固有频率的关系如图 4 所示.

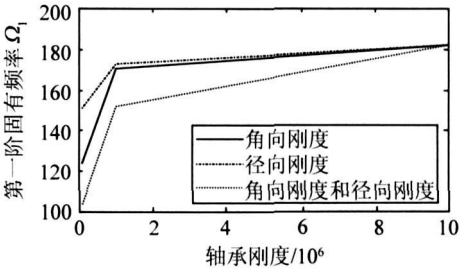


图 4 轴承刚度与系统第一阶固有频率的关系
Fig.4 Effect of the bear stiffness on the first natural frequency

由图 4 可以看出, 减小尾传动系统中的轴承的刚度, 可以大大降低系统的固有频率值.

2.3 联轴器刚度对系统固有频率的影响

改变联轴器的角向刚度为 $k_{c0} = 2.123 \times 10^6$, 它参数不变, 计算出系统的前 5 固有频率如表 1 中 10 号算例所示. 由表 1 中 1 号算例和 10 号算例的固有频率值对比可以看出, 增大联轴器的角向刚度值, 系统的固有频率值增大.

改变联轴器的径向刚度为 $k_{cr} = 2.29 \times 10^6$,

它参数不变,计算出系统的前 5 固有频率如表 1 中 11 号算例所示.由表 1 中 1 号算例和 11 号算例的固有频率值对比可以看出,增大联轴器的径向刚度值,系统的固有频率值减小.这与联轴器角向刚度对系统固有频率的影响正好相反,在实际设计中要予以考虑.

改变联轴器的径向刚度和角向刚度值分别出为 $k_{\theta} = 2.123 \times 10^6$ 和 $k_{cr} = 2.29 \times 10^6$,其它参数不变,计算出系统的前 5 阶固有频率如表 1 中 12 号算例所示.由表 1 中 1 号算例和 12 号算例的固有频率值对比可以看出,增大联轴器的径向刚度和角向刚度值,系统的固有频率值增大.即角向刚度及径向刚度联合作用对系统的高阶固有频率有很大的影响.

联轴器刚度与系统第一阶固有频率的关系如图 5 所示.

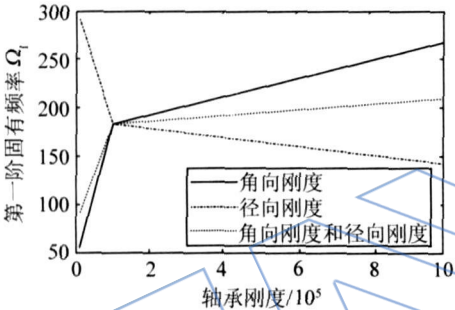


图 5 联轴器刚度与系统第一阶固有频率的关系
Fig. 5 Effect of coupling stiffness on the first natural

由图 5 可以看出,减小尾传动系统中联轴器的角向刚度和径向刚度,对系统的固有频率有着不同的影响,但角向刚度及径向刚度联合减小可以大大降低系统的固有频率值.

3 结 论

由以上分析结果,可得出以下结论:

- 1) 系统轴段数对系统的固有频率有很大的影响;增加尾传动系统中的轴段数,可以大大降低系统的固有频率值.
- 2) 增大轴承的刚度值,系统的固有频率值增大,即使用弹性支承可以降低系统的固有频率值.
- 3) 联轴器的角向刚度与径向刚度对系统的固有频率有不同的影响,在实际设计中要予以考虑.

联轴器的角向刚度与径向刚度对系统的固有

频率有不同的影响;增加轴段数和轴承的刚度可以降低系统的固有频率值.

参考文献:

[1] 许兆棠,朱如鹏.直升机尾传动系扭转振动的分析[J]. 航空学报,2007,28(2):425-431.
XU Zhaotang, ZHU Rupeng. Torsional vibration analysis for a helicopter tail drive system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2):425-431. (in Chinese)
[2] 邵忍平,沈允文,刘更,等.直升机旋翼传动系统固有振动特性的研究[J]. 机械科学与技术,1997,16(3):523-526.
SHAO Renping, SHEN Yunwen, LIU geng, et al. Study on dynamic characteristic of transmission system for helicopter rotary wings[J]. Mechanical Science and Technology, 1997, 16(3): 523-526. (in Chinese)
[3] 徐敏.直升机传动系统机械扭振计算与试验联合建模[J]. 振动、测试与诊断,2004,24(1):41-45.
XU Min. Calculation testing joint modeling of helicopter drive system for analysis of torsional vibration[J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2004, 24(1): 41-45. (in Chinese)
[4] 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):438-443.
XUE Haifeng, XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu. Coupled helicopter rotor/propulsion/transmission system torsional vibration analytical model and coupled influence investigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(5): 438-443. (in Chinese)
[5] 顾仲权,杨景新.直升机传动系统扭转振动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报,1997,29(6):674-678.
GU Zhongquan, YANG Jingxin. Analyses of torsional vibration characteristics for transmission system of helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 29(6): 674-678. (in Chinese)
[6] 华东耘,张和豪,徐东.转子齿轮传动系统动力学研究[J]. 上海工业大学学报,1990,11(2):124-134.
HUA Dongyun, ZHANG Hefao, XU Dong. A research on dynamics of rotator gearing system [J]. Journal of Shanghai University of Technology, 1990, 11(2): 124-134. (in Chinese)
[7] Yue L, Fei Q G, Zhang L M. Improvement accuracy of system identification based on morlet wavelet [J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 22 (3): 206-211.
[8] Lee C W, Jia H S, Kim C S, et al. Turning of simulated natural frequencies for a flexible shaft multiple flexible disk system [J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 207(4): 435-451.