

基于结构动力学修改重分析的 齿轮系统减振研究*

汕头大学 邵长健*
西北工业大学 孙涛 沈允文 张宪民

【摘要】 本文采用结构动力学修改重分析的思想,应用复模态的矩阵摄动法理论,研究了航空动力齿轮传动系统的振动特性及减振方法,提出了一整套齿轮系统振动分析和减振研究的理论计算方法,得到了一些具有工程实践指导意义的结论。

主题词: 齿轮传动装置 结构动力分析 模态理论 减振
分类号: TH132.41

1 引言

随着现代科学技术的快速发展,齿轮传动,尤其是在航空机械中,日益向高速、轻质量、重载化发展,而由此引发的齿轮振动问题也日趋严重。近几十年来,以改善齿轮传动的动态特性、降低其振动水平为目的的齿轮动力学研究越来越受到人们的重视。为便于在设计初期对系统的动态特性进行预测和反复改进,实现系统动态特性的最优设计,有必要发展高效的重分析方法^[1]。对于大型复杂系统来讲,尤其如此。本文将复模态的矩阵摄动法等目前动力学研究领域较前沿的理论方法引入齿轮系统的动态分析中,对航空齿轮传动系统的结构动力学修改减振方法作了较全面的分析研究。

2 多自由度阻尼系统模态灵敏度分析的复模态矩阵摄动法

线性粘性阻尼系统自由振动的基本运动微分方程为:

$$[m]\{\ddot{x}\} + [c]\{\dot{x}\} + [k]\{x\} = \{0\} \quad (1)$$

其中: $\ddot{x}$, $\dot{x}$ 和 x 是描述系统瞬时运动状态的位移、速度和加速度向量,对于 n 自由度系统来讲,它们都是 n 维实数向量(n 为系统自由度数); $[m]$, $[k]$ 和 $[c]$ 分别是系统的质量、刚度和阻尼矩阵,一般情形下,它们都是 $n \times n$ 阶实数对称矩阵。在欠阻尼的情形下,系统具有共轭的复特征值 λ_i 和相应的特征向量 $\{\psi_i\}$ ($2n$ 维复数向量):

$$\lambda_i = -n_i \pm \omega_{\eta_i} \quad , \quad \{\psi_i\} = \{\psi_i^R\} \pm j\{\psi_i^I\} \quad (i = 1, \cdots, 2n; j = 1, \cdots, n) \quad (2)$$

其中, n_i 和 ω_{η_i} 分别称为系统第 j 阶模态衰减率和“自然频率”(或称模态阻尼固有频率)。引入模态固有频率 ω_{η_i} 和模态阻尼比 ζ_i , 则有: $n_i = \zeta_i \omega_{\eta_i}$, $\omega_{\eta_i} = \sqrt{1 - \zeta_i^2} \omega_{\eta_i}$ (3)

1997 年 7 月收稿, 1997 年 12 月收到修改稿。 * 本文系国家自然科学基金资助项目: 59605001

** 男 24 岁 博士 广东省汕头大学工学院 92 信箱 515063

对于式(1)所示系统, 设由于某结构参数 b_j 的变动而引起了系统矩阵的变化:

$$[m] = [m_0] + \epsilon [m_1] \quad , \quad [c] = [c_0] + \epsilon [c_1] \quad , \quad [k] = [k_0] + \epsilon [k_1] \quad (4)$$

式中 ϵ 为摄动小系数, $\epsilon = 0$ 时为原系统。由摄动理论可知, 变动后系统的特征值和特征向量为

$$\lambda^{(i)} = \lambda_0^{(i)} + \epsilon \lambda_1^{(i)} + \epsilon^2 \lambda_2^{(i)} + \cdots \quad , \quad \{\psi^{(i)}\} = \{\psi_0^{(i)}\} + \epsilon \{\psi_1^{(i)}\} + \epsilon^2 \{\psi_2^{(i)}\} + \cdots \quad (5)$$

$$(i = 1, \cdots, 2n)$$

其中, $\lambda_k^{(i)}$ 和 $\{\psi_k^{(i)}\}$ ($k = 1, 2, \cdots$) 为特征值和特征向量的第 k 阶摄动量, 求解见文献[2, 3]。于是我们得到系统特征参数对 b_j 的灵敏度计算公式:

$$\zeta_{ij} = \frac{\zeta_j}{\Delta b_j} = \frac{|Re(\lambda^{(i)}) / \|\lambda^{(i)}\| - |Re(\lambda_0^{(i)}) / \|\lambda_0^{(i)}\||}{\Delta b_j} \quad (6)$$

$$\omega_{i,j} = \Delta \omega_i / \Delta b_j = (\|\lambda^{(i)}\| - \|\lambda_0^{(i)}\|) / \Delta b_j \quad (7)$$

3 系统计算数学模型^[5]

在某型航空减速器中采用了恒星式三路功率分流齿轮传动系统, 图1和2所示即为其传

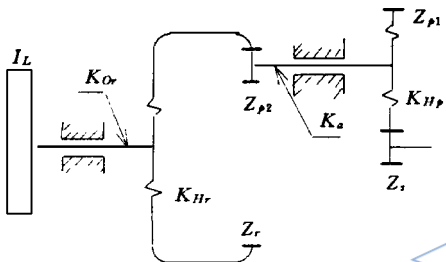


图1 功率分流齿轮系统传动简图

动简图及其计算模型, 其中 Z 表示齿轮, K 和 C 分别为刚度和阻尼, ψ 为转角, 下标 s, p 和 r 分别表示太阳轮、星轮和内齿轮。该系统具有17个自由度, 其运动微分方程为:

$$[m]\{\ddot{x}\} + [c]\{\dot{x}\} + [k]\{x\} = \{f\} \quad (8)$$

4 计算结果分析

4.1 系统结构参数

作为本文算例的齿轮传动系统的基本参数: $Z_s = 25, Z_{p1} = 96, Z_{p2} = 19, Z_r = 93$, 第一、二级

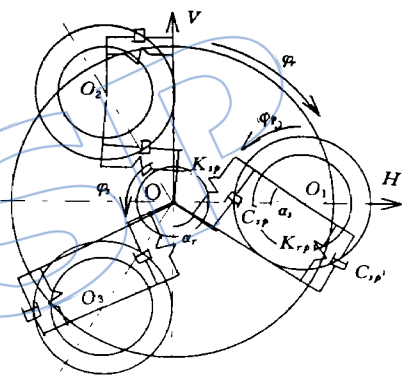


图2 功率分流齿轮系统计算模型

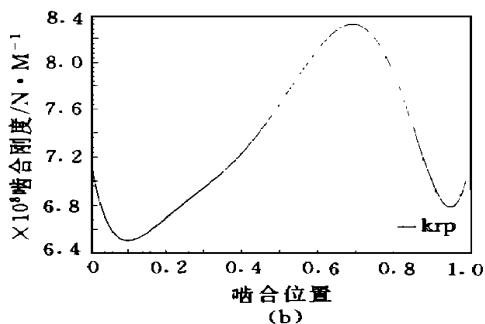
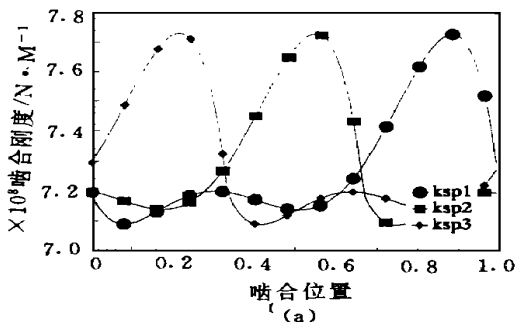


图3 齿轮啮合刚度波动

齿轮法向模数 1.38, 2.25, 齿宽 25 mm, 20 mm。斜齿轮在啮合过程中的啮合刚度不是恒定的, 用有限元素法求得系统中太阳轮与大星轮、内齿轮与小星轮的啮合刚度在一个啮合周期内随啮合位置变化的曲线, 见图 3(a) 和(b)。

4.2 系统的固有模式

用复模态法求得该系统定常化模型的全部特征值, 相应的 17 阶模态固有频率列于表 1 中, 第一阶为刚体位移模态。对于此处的重特征值问题的摄动, 作者将另文讨论。

表 1 模态固有频率(Hz)

阶 次	1	2	3	4	5	6	7	8	9
模态固频	2.5E-04	313.389	495.455	495.455	2046.719	2046.719	2620.854	6117.114	9568.296
阶 次	10	11	12	13	14	15	16	17	
模态固频	9568.296	9787.411	13680.875	13680.876	14353.034	14927.118	14927.118	22412.946	

4.3 阻尼灵敏度分析

图 4 所示为系统各阶模态阻尼比对系统中各零件阻尼变动的灵敏度。由于粘贴阻尼材料

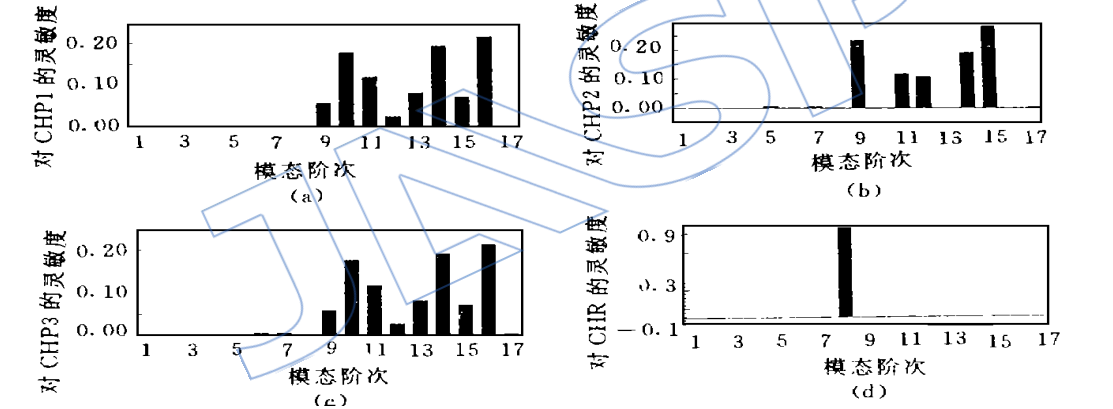


图 4 阻尼灵敏度分析

均附加于齿轮的非功能表面上, 故此只计算四个齿轮辐板阻尼对系统模态阻尼比的影响。图 4(a), (b), (c) 和(d) 分别表示增加第 1, 2, 3 路大星轮和内齿轮的辐板阻尼对系统各阶模态阻尼比的影响。由以上各图可看出, 增加系统中某一零件的阻尼可使系统的某一阶或几阶模态阻尼比较为明显的增大, 而对其它各阶模态则影响甚微。在本文所研究的系统中, 增加大星轮的辐板阻尼可以同时增大第 10, 14, 16 等若干阶模态阻尼比, 而加大内齿轮的辐板阻尼却只能较明显的影响到系统第 8 阶模态阻尼比。由模态分析可知, 大星轮的辐板振动在第 10, 14, 16 等若干阶模态振型中均表现较为突出, 而内齿轮的辐板振动只在第 8 阶模态振型中出现。由此可以预言, 在通过增加辐板阻尼来控制系统的振动水平方面, 大星轮应该比内齿轮来得有效。

4.4 结构修改灵敏度分析

结构动力学修改对系统固有特性参数的影响如图 5 和图 6 所示。其中, 图 5(a) ~ (e) 和图 6(a) ~ (e) 分别为系统各阶模态固有频率对大星轮和内齿轮辐板厚度、凸面倾角、凹面倾角、齿

圈厚度及凸凹面倾角同时变动的灵敏度。可以看到, 增大行星轮的辐板厚度或其凸面倾角可以

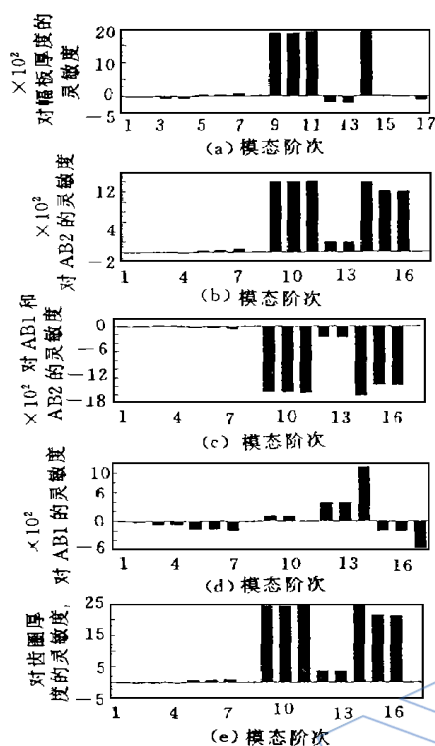


图5 行星轮灵敏度

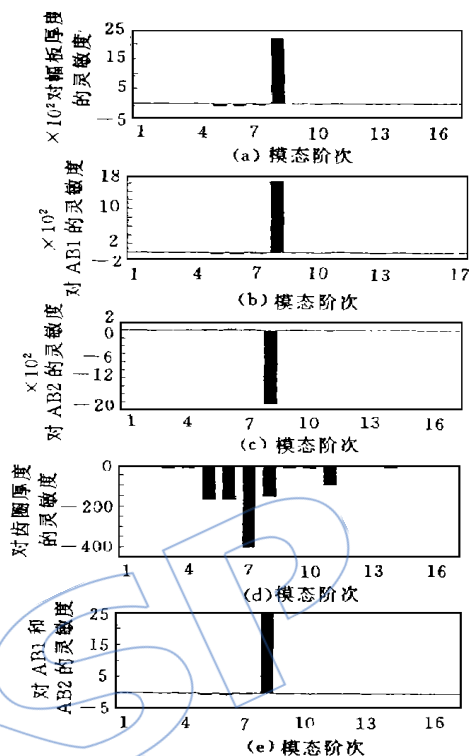


图6 内齿轮灵敏度

提高系统的第 9, 10, 11, 14 等阶固频, 而增大其凹面倾角则使它们减小, 并且辐板倾角的改变还能影响到第 15 和 16 阶固频。凸、凹面倾角同时增大的效果具有与凸面倾角相似的趋势, 但数值很小。齿圈厚度的增大可使第 14 阶固频增加, 第 17 阶减小。同时可看到内齿轮结构参数的改变只能明显影响到系统的第 8 阶固频, 其增减趋势与行星轮相应参数大体相同, 只不过对其齿圈厚度的改变最敏感的是第 7 阶固频, 而非第 8 阶。

4.5 动载系数计算分析

用 Fourier 级数法计算了不同辐板阻尼和结构参数情况下系统的动载历程, 图 7 给出原系统中行星轮辐板扭振动载系数(动载荷与静载荷的比值)与转速在 0~60000 r/min 范围内的关系曲线(以下动载系数均以行星轮辐板扭振动载系数为例)。可以看到, 原系统在很多转速上出现共振现象。经计算分析可知, 激起系统共振的不一定是基频激励分量(即一级、二级齿频激励), 二阶、三阶甚至四阶频率分量亦可以引发共振。如输入转速 43500 r/min 处的共振就是因为 4 倍二级齿频 $4 \times 3587.2 \text{ Hz} \approx 14353 \text{ Hz}$ (第 14 阶模态固有频率)引起的第 14 阶模态共振等。同一转速下系统内就存在 13 阶激励频率^[5], 极易引起共振, 从而使动态特性恶化。

图 7(a) 中还给出了系统在行星轮附加粘弹性阻尼层后系统的动载曲线。此处, 不但辐板阻尼比增大, 而且考虑阻尼层及约束层对系统质量、刚度的影响。可以看到, 凡是由对某辐板阻尼敏感的模态所引发的共振都能够通过提高相应的辐板阻尼得到较好的控制, 如在 39500 r/

min 和 43500 r/min 处是分别由第 11 阶和第 14 阶固有模态引发的共振,而这两阶模态阻尼比
 对大星轮辐板阻尼较为敏感,因此大星轮辐板阻尼的增大明显地降低了这两处的振动水平。相反地,增加系统中某处的结构阻尼对那些由对该阻尼不敏感的模态引发的共振起不到控制作用,如 32000 r/min 处(第 7, 12, 13 阶共振)。其它共振点可作相似分析。而且,由于对内齿轮敏感的第 8 阶模态对系统的共振没有可观的贡献,因此改变该辐板阻尼对系统振动的影响极为有限。改变某结构参数可以,而且也只能,使由对该参数敏感的模式所引发的共振点作相应的移动(共振转速的增大或减小)。图 7(b)中给出了原系统与大星轮辐板厚度增大 30% 后的动载曲线的对比。但由于航空齿轮严格的重量限制,不可能作大的结构参数修改,且原系统共振点较多,很难实现令共振点移出系统的工作范围的目的。而且,由计算结果来看,改变结构参数有时反会令系统的共振动载系数变大。

5 结 论

(1) 把用复模态矩阵摄动法进行振动模态设计灵敏度分析的理论引入到齿轮系统的动态特性及减振研究中,能全面、准确、方便的分析线性阻尼系统中任意结构参数对系统动态特性的影响,实际计算表明,该方法极大的提高了计算速度。(2) 在航空动力恒星型三路功率分流齿轮传动系统中,由于结构形式的对称性,恶化了系统动态特性。(3) 增大辐板阻尼可以有效的提高齿轮系统若干阶模态阻尼比,显著抑制系统工作转速范围内的振动水平,但对于非敏感共振影响甚微。(4) 结构修改能有效改变系统的固有频率,改变其共振转速,但在航空齿轮系统严格的重量限制之下,对于改善系统的动态特性意义不大。(5) 动载历程计算和模态灵敏度分析的结果相互吻合,表明复矩阵摄动法理论在齿轮传动系统振动分析中的应用是成功的。

参 考 文 献

- 1 吕振华. 结构动力学修改重分析方法的发展. 计算结构力学及其应用, 1994, 11(1): 85- 91
- 2 胡海昌. 多自由度结构固有振动理论. 北京: 科学出版社, 1981
- 3 陈塑寰. 结构振动分析的矩阵摄动理论. 重庆出版社, 1991
- 4 张阿舟, 朱德懋. 阻尼系统的振动分析. 南京航空学院学报, 1983, 44(1): 1- 9
- 5 方宗德, 沈允文, 黄镇东. 三路功率分流恒星式减速器的动态特性. 航空学报, 1990, 11(7): 341- 350
- 6 Chen J C, Wada B K. Matrix Perturbation for Structural Dynamic Analysis. AIAA Journal, 1977, 15(8): 1095- 1100
- 7 Gurgoze. On the Influence of Parameter Variations upon the Eigenvalue of a Mechanical System. Journal of Sound and Vibration, 1990, 141(1): 167- 173

lems for the viscoelastical damping structure attached to gears, and a simple model is setup by combining 20- node element technique according to the modal strain energy theory. Thus, a practical and simple approach for engineering application is provided to predict loss factors and optimal location of damping layer in the structure without the difficulty of solving complex eigenvalues. As an example, the loss factors and optimal damping location have been calculated for a real gear. The results are in a good agreement with its experimental data.

Key Words Modal analysis Finite elements Viscoelastic Damping Gears

A STUDY ON VIBRATION DEPRESSION OF GEAR SYSTEM BY MODIFICATION REANALYSIS OF STRUCTURAL DYNAMICS

Shao Changjian , Sun Tao , Shen Yunwen

(Mechanical Engineering Department, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Zhang Xianmin

(Mechatronic Engineering Department, Shantou University, Shantou 515063)

ABSTRACT The complex Mode Theorem and Matrix Perturbation Method are applied to execution of the modal sensitivity analysis and the Fourier Series Method for calculation of the vibration responses. The dynamic characteristics of a complicated aerogear system, so-called star gear system, are elaborated thoroughly. The damping enhancement and modifications of other structural parameters for the vibration depression of the system are also considered in order to find the most efficient measures to minimize the vibration responses of the whole gear system. As a result, an accurate and efficient procedure for the dynamic analysis and redesign of viscously damped linear vibration system is developed, and some practically useful conclusions are drawn out.

Key Words Gear drives Dynamic structural analysis Modal theory
Vibration depression

AN EXPERIMENTAL RESEARCH OF PULSE- GEL PROPELLANT ROCKET MOTOR

Li Yuesen, Wang Desheng, Li Qihai

(The 41st Institute of the Fourth Academy of CASC, Xi'an 710000)

ABSTRACT Gel propellant rocket motor has been developed as a new advanced technique in rocket propulsion field since the late eighties. To a great extent, it overcomes respective disadvantages of liquid and solid rocket motors, and especially has flexible and simple controllability of the rocket energy. A kind of rheological composite propellant without curing agent is used as initial formulation of gel propellant, the extrusion adaptability and frictional security of gel propellant have been studied in an experimental motor, and the relations and effective factors of its viscosity and extrusion adaptability have been discussed and double-pulse combustion pressure-time curves have been obtained from its static firing test successfully. Thereby, the security and usability of the gel propellant and the feasibility