

整机瞬态动力特性计算及稳定性分析

北京航空航天大学 余树海** 李其汉 朱梓根

【摘要】 采用子结构传递矩阵—模态综合法研究了航空发动机整机的瞬态动力特性及稳定性。分析了各种因素(突加不平衡大小及位置、转速、油膜间隙等)对瞬态响应和稳定性的影响规律,得到一些有价值的结论。

主题词: 动力特性 传递 模态综合法 瞬态响应 稳定性

分类号: V231.9 O317

1 子结构传递矩阵—模态综合法的基本思路

1.1 模型简化和子结构的划分

子结构传递矩阵—模态综合法的基本思路是用子结构传递矩阵法计算出各子结构的前几阶模态,将其作为模态综合法的各子模态集,用模态坐标代换物理坐标建立各子结构的运动方程,再利用子结构间的协调条件去掉冗余自由度,即进行第二次坐标转换,建立整个系统的综合运动方程,对系统综合方程用数值积分法求解,即可求出系统的突加不平衡瞬态动力响应^[1]。方法中可考虑子结构间的挤压油膜阻尼器和弹性元件。

针对某型航空发动机结构,将转子—支承—机匣系统划分为 5 个子结构:低压转子由子结构 1 和子结构 2 组成,风扇转子与低压转子的连接处为分界面;高压转子为子结构 3;风扇机匣为子结构 4;核心机匣为子结构 5(见图 1)。

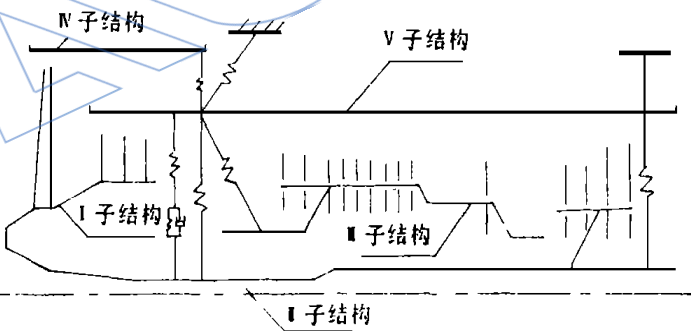


图 1 计算模型简图

考虑两个横向和旋转方向的运动,并假定两个横向即垂直方向和水平方向的刚度和阻尼分别相等。忽略转子系统的轴向运动和扭转运动。机匣按不旋转轴处理。

1.2 第一次坐标变换

用子结构传递矩阵法计算 3 组振型函数, X 、 Y 方向各选取三阶模态,每组选取 6 个模态 $\varphi_{i1} \varphi_{i2} \varphi_{i3} \varphi_{i4} \varphi_{i5} \varphi_{i6}$ ($i=1, 2, 3, 4, 5$ 分别代表 5 个子结构)。系统子结构坐标系如图 2 所示。

坐标转换的组合矩阵表达式为:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ \alpha \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [\mathcal{Q}_u] & 0 \\ 0 & [\mathcal{Q}_v] \\ 0 & [\mathcal{Q}_\alpha] \\ [\mathcal{Q}_\theta] & 0 \end{bmatrix} [\eta] = [H_z] [\eta] (1)$$

矩阵 $[H_z]$ 是沿轴向任意给定点由直角坐标到广义坐标的转换矩阵,即所谓第一次坐标转换。

1.3 导出单个子结构的运动方程

单个子结构的运动方程的一般表达式为:

$$[M_R + M_D]_{6 \times 6} [\ddot{\eta}]_{6 \times 1} + [G + C]_{6 \times 6} [\dot{\eta}]_{6 \times 1} + [K_R + K_S]_{6 \times 6} [\eta]_{6 \times 1} = [N]_{6 \times 1} \quad (2)$$

式中 $[M_R]$ 是轴的广义惯性矩阵, $[M_D]$ 是盘的广义质量和惯性力矩阵, $[G]$ 是盘的广义陀螺矩阵, $[C]$ 是支承的广义阻尼矩阵, $[K_R]$ 是轴的广义刚度矩阵, $[K_S]$ 是支承的广义刚度矩阵, $[N]$ 是广义外力列阵。

1.4 第二次坐标转换,建立整机系统的运动方程和综合运动方程求解

简单组集 5 个子结构的运动方程,可得一组没有综合的整体运动方程:

$$[M]_{30 \times 30} [\ddot{\eta}]_{30 \times 1} + [G + C]_{30 \times 30} [\dot{\eta}]_{30 \times 1} + [K]_{30 \times 30} [\eta]_{30 \times 1} = [N]_{30 \times 1} \quad (3)$$

转子系统在风扇转子子结构 1 与低压转子子结构 2 的连接处 X 方向及 Y 方向的线位移和角位移各自相等。建立位移协调方程,消除向量列阵 $[\eta]_{30 \times 1}$ 中的四维非独立向量,得到新的独立的向量列阵 $[q]_{26 \times 1}$,其关系式为:

$$[\eta]_{30 \times 1} = [\beta]_{30 \times 26} [q]_{26 \times 1} \quad (4)$$

$[\beta]$ 矩阵是反映 $[\eta]$ 和 $[q]$ 之间关系的转换矩阵,即第二次坐标转换矩阵。将(4)式代入(3)式,并在等式的两端各前乘 $[\beta]^T$,可得到整机系统的综合运动方程:

$$[M_Q]_{26 \times 26} [\ddot{q}]_{26 \times 1} + [G_Q + C_Q]_{26 \times 26} [\dot{q}]_{26 \times 1} + [K_Q]_{26 \times 26} [q]_{26 \times 1} = [N_Q]_{26 \times 1} \quad (5)$$

式中 $[M_Q]$ 、 $[G_Q]$ 、 $[C_Q]$ 、 $[K_Q]$ 和 $[N_Q]$ 分别代表整机系统综合的广义质量矩阵、广义陀螺矩阵、广义阻尼矩阵、广义刚度矩阵和广义力列阵。

整个转子—支承—机匣系统在突加不平衡力作用下的瞬态动力响应可通过对系统综合运动方程(5)在时域内数值积分(如用 Runge-Kutta 法)求得。需要注意的是,系统外力列阵包括转子的突加不平衡力和挤压油膜阻尼器作用在转子上的油膜流体力,同时还要考虑转子的重力。对每一个时间步长积分时,均需积分雷诺方程而得到挤压油膜阻尼器的瞬态流体力。

2 计算结果分析

针对某型发动机,计算分析了整机系统(5 子结构)和转子—支承(不带机匣)系统(3 子结构)带与不带弹性支承加挤压油膜阻尼器的突加不平衡瞬态动力响应特性。不带弹性支承和挤压油膜阻尼器的瞬态响应如图 3 所示。由图可见,当不平衡量增大到 $0.03 \text{ kg} \cdot \text{m}$ 时,瞬态响应轴颈轨迹以大速率增长,呈发散状态。显然,在转子系统上不加挤压油膜阻尼器时,随着不平衡量的增加,转子系统没有能力阻止振幅的快速增长,必然导致转子系统失稳。

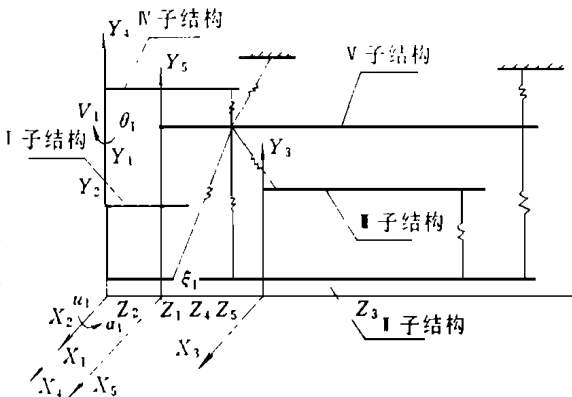


图 2 系统子结构坐标系

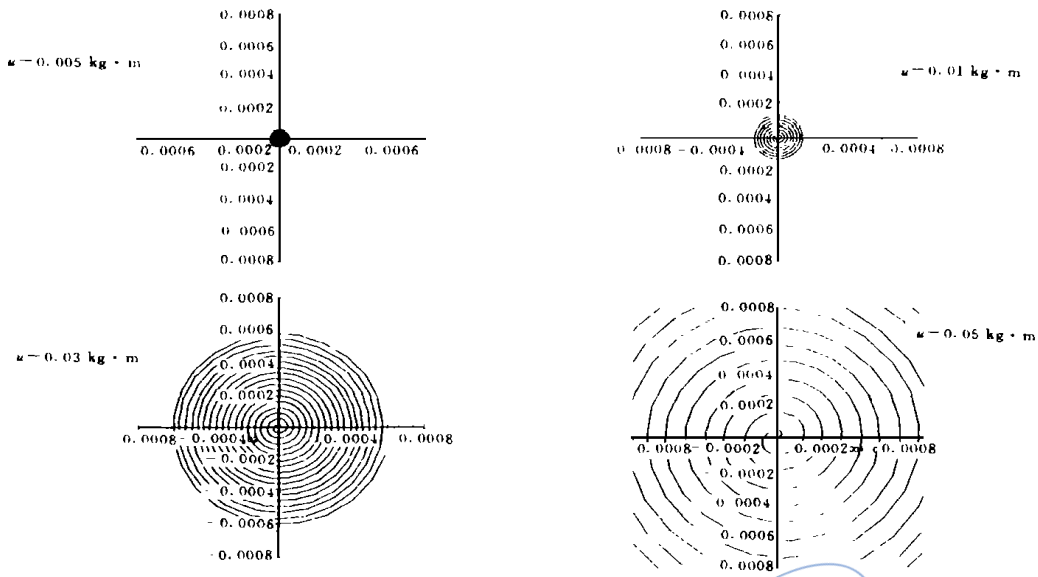


图3 不带弹支和 SFD 瞬态响应轨迹

对于带弹性支承加挤压油膜阻尼器的整机系统,分别计算了在低压转子和高压转子激起的一、二、三阶临界转速时,油膜间隙比 $C/R=0.1\%$ 、 0.2% 、 0.3% 和 0.5% , 风扇处和高压涡轮处突加不平衡量为 0.005 、 0.01 、 0.03 和 $0.05\text{ kg}\cdot\text{m}$ 的瞬态响应情况。

图 4 表示在高压激起一阶临界转速 $N_{H1}=1718\text{ r/min}$ 时,油膜间隙比 $C/R=0.1\%$ 情况下

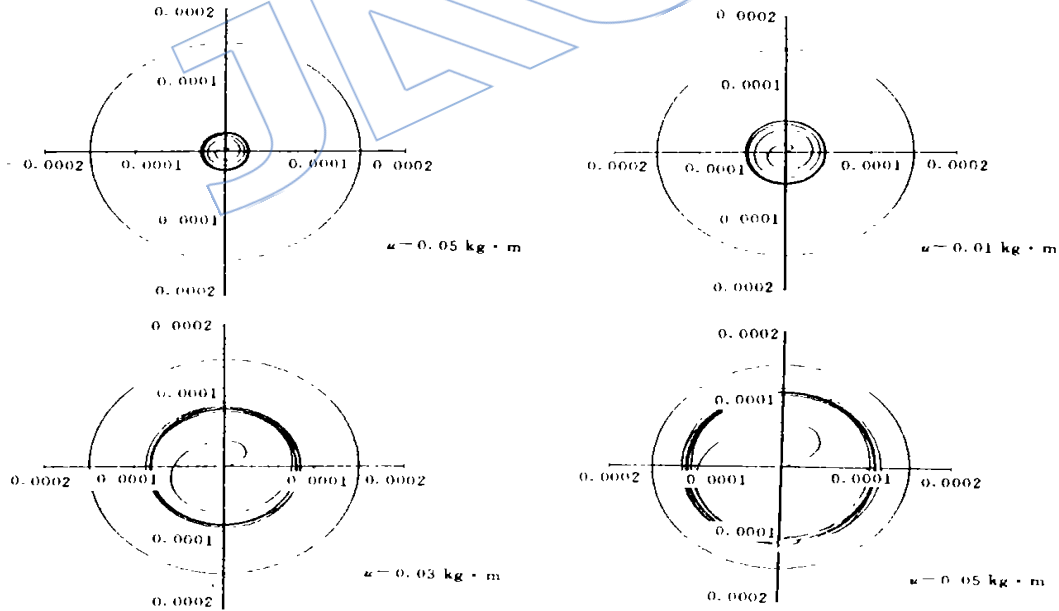


图4 带弹支和 SFD 瞬态响应轨迹($N_{H1}=1718\text{ r/min}$ $C/R=0.1\%$)

的轴颈处瞬态响应轨迹图。由图可见,不平衡量由 $0.005\text{ kg}\cdot\text{m}$ 增加到 $0.03\text{ kg}\cdot\text{m}$ 时,轴颈轨迹由小变大,最后趋于稳定值,偏心率 ϵ 大约在 0.5 左右,转子系统稳定。当不平衡量增加到 $0.05\text{ kg}\cdot\text{m}$ 时, ϵ 值达 0.8 ,轴颈轨迹趋于极限圆。 $\epsilon\geq 0.7$ 即认为转子系统失稳^[2]。

图 5 表示在高压激起三阶临界转速 $N_{H3} = 4393 \text{ r/min}$ 时, 油膜间隙比 $C/R = 0.2\%$ 情况下

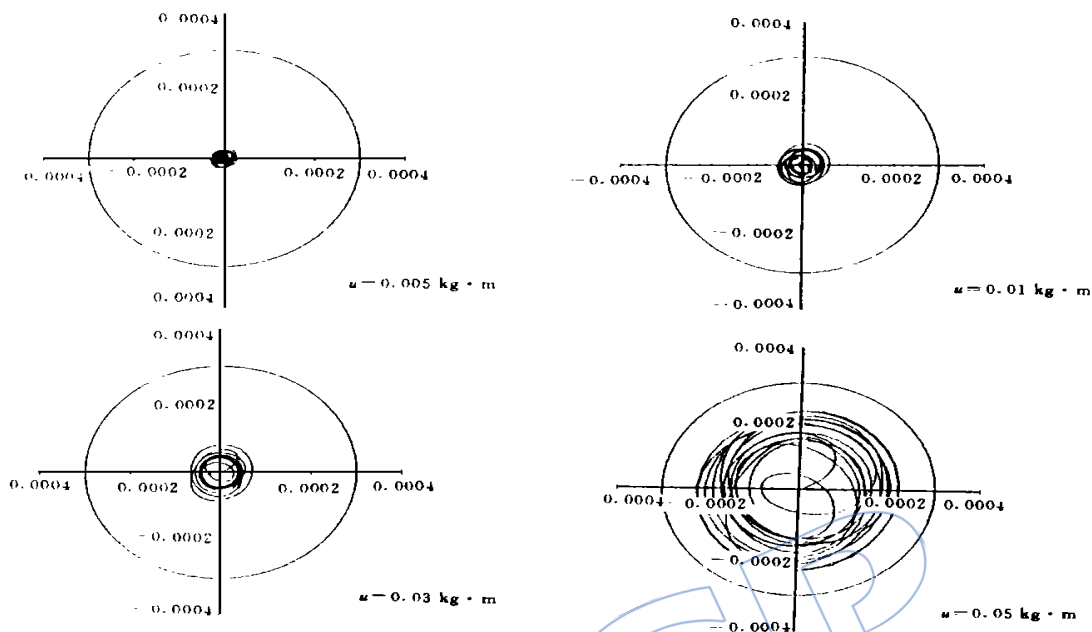


图 5 带弹支和 SFD 瞬态响应轨迹 ($N_{H1} = 4393 \text{ r/min}$ $C/R = 0.2\%$)

的轴颈处瞬态响应轨迹图。由图可见, 不平衡量由 $0.005 \text{ kg} \cdot \text{m}$ 增加到 $0.01 \text{ kg} \cdot \text{m}$ 时, 轴颈轨迹由小变大, 最后趋于稳定值, ϵ 大约在 0.2 左右, 转子系统稳定。当不平衡量增加到 $0.03 \text{ kg} \cdot \text{m}$ 时, ϵ 为 0.37, 但出现亚协调进动。当不平衡量增加到 $0.05 \text{ kg} \cdot \text{m}$ 时, ϵ 值达 0.8, 轴颈轨迹趋于极限圆, 转子系统失稳。

3 结 论

通过大量、系统的计算分析可得出如下结论^[3]: (1) 计算瞬态响应, 子结构传递矩阵—模态综合法是一种很有实用价值的计算方法。该方法概念清晰、计算简便可行, 特别是模态的选取能结合发动机实际结构的边界和连接条件; (2) 在发动机整机系统中, 为了减小及抑制丢失叶片造成的突加不平衡所产生的过大振动和失稳, 在转子支承上引入弹性支承加挤压油膜阻尼器是行之有效的措施; (3) 在工作转速范围内, 机匣模态的影响较小, 初步分析瞬态响应时可只考虑转子—支承系统而不计机匣; (4) 油膜间隙在一定范围内, 较大的油膜间隙, 能够适应较大的突加不平衡量; (5) 在相同情况下, 低阶临界转速时突加不平衡瞬态响应轨迹小, 高阶临界转速时, 突加不平衡瞬态响应轨迹大并可能伴随出现非协调进动。

参 考 文 献

- 1 晏砺堂等. 结构系统动力特性分析. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989
- 2 李其汉. 转子—支承—机匣系统突加不平衡瞬态响应和稳定性研究报告: [发动机结构完整性课题总结]. 沈阳航空发动机研究所, 1993
- 3 余树海. 发动机转子支承刚度和整机瞬态动力特性分析: [硕士论文]. 北京航空航天大学, 1994

(责任编辑 杨再荣)