

— 院

○ — — — 系



序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	昂海松 郑祥明	正高 硕士	011 011	无人机外形复原和气动计算	中国航空学会总体专业第六届学术会议	2002.01	
2	陈维芹 徐国华 梅卫胜	中级 正高 副高	011 011 011	悬停状态尖刀式旋翼的试验研究	流体力学实验与测量	2002.16.01	J
3	陈维芹 梅卫胜	中级 副高	011 011	直升机旋翼模型气动与动力学特性试验的测试与采集处理方法研究	测控技术	2002.21.03	J
4	戴春来 丁运亮	博士 正高	011 011	多截面形状要求的广义旋转曲面	机械科学与技术	2002.21.04	H
5	戴春来 丁运亮	博士 正高	011 011	支持并行设计的特征设计系统研究	高技术通讯	2002.12.06	J
6	翟洪军 姚卫星	硕士 正高	011 011	纤维增强树脂基复合材料疲劳剩余刚度研究进展	力学进展	2002.24.01	H
7	段欣 姚卫星	博士 正高	011 011	Multi-directional Stiffness Degradation Induced by Matrix Cracking in Composite Laminates	International Journal of Fatigue	2002.24.02	SCI、EI、W
8	顾仲权	正高	011	直升机旋翼/机身耦合系统模型导纳的测试研究	航空动力学报	2002.17.02	H
9	顾仲权 李春明 杨卫东	正高 博士 副高	011 011 011	Neural control in frequency domain for smart rotor	5th international conference on vibration engineering	2002.01	ISTP
10	顾仲权	正高	011	智能旋翼振动的神经控制研究	自然科学进展	2002.12.05	H
11	哈里乌林	正高	011	On technological problems of fabrication of relief designs by isometric transformation of thin sheet	南京航空航天大学学报英文版	2001.18.01	J*
12	胡俊 顾仲权 马扣根	硕士 正高 副高	011 011 011	直升机结构响应主动控制试验研究	振动工程学报	2002.15.02	H
13	胡宇群	中级	011	Park's problems revisited-Application of response number	International Journal of Nonlinear Science and Numerical Simulation	2002.3.02	W*
14	胡宇群	中级	011	Structural Failure Analysis and Numerical Simulation of Microaccelerometers under Impulsive Loading	International Journal of Nonlinear Sciences and Numerical Simulation	2002.03.3-4	W*

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
15	黄文明 徐锦法 高正	博士 副高 正高	011 011 011	直升机动态神经网络模型	飞行力学	2001.19.03	J*
16	黄文明 徐锦法 高正	博士 副高 正高	011 011 011	直升机神经网络反馈线化飞行控制	南京航空航天大学学报	2001.33.04	J*
17	黄一敏 孙传伟 高正	博士后 博士后 正高	011 011 011	直升机飞行控制系统的快速原型设计方法	第十七届全国直升机年会	2002.01	
18	雷凌云 顾仲权	博士 正高	011 011	Hybrid control of structural reponses	5th International conference on vibration engineering	2002.01	ISTP
19	李春明 顾仲权	博士 正高	011 011	结构振动频域神经控制方法的试验研究	自然科学进展	2002.12.07	H
20	李春明 顾仲权 杨卫东	博士 正高 副高	011 011 011	具有在线训练功能的智能旋翼频域神经控制	振动工程学报	2002.15.01	H
21	李建波 高正	博士 正高	011 011	直升机机动飞行逆仿真研究进展概述	第十七届全国直升机年会	2001.01	
22	李建波 高正	博士 正高	011 011	直升机机动飞行逆仿真技术研究进展	飞行力学	2002.20.03	J
23	陆洋 高正	博士 正高	011 011	直升机涡环状态和改进	国际航空	2002.03.00	
24	陆洋 高正 黄文明 黄一敏	博士 正高 博士 中级	011 011 011 031	直升机涡环状态边界的试飞验证	第十七届全国直升机年会	2001.01	
25	陆洋 高正 黄文明 黄一敏	博士 正高 博士 副高	011 011 011 031	直升机涡环状态边界的飞行试验研究	南京航空航天大学学报	2001.33.05	J*
26	罗东明 昂海松	博士 正高	011 011	倾斜螺旋飞行器桨叶的气动设计研究	航空动力学报	2002.17.05	H
27	穆雪峰 姚卫星	硕士 正高	011 011	运输机总体参数和性能分析	航空学报	2002.19.01	H
28	邱菊 昂海松	硕士 正高	011 011	某三翼面战斗机隐身计算与分析	航空与航天	2002.03.00	
29	宋彦国 张呈林	博士 正高	011 011	直升机非线性飞行力学数学模型的实时仿真仿真实现	第十八届全国直升机年会	2002.01	
30	宋彦国 张呈林	博士 正高	011 011	一种识别复杂连接结构刚度参数的实用方法	振动工程学报	2002.15.03	H
31	孙传伟 黄一敏 高正	博士后 博士后 正高	011 011 011	直升机多机协同飞行训练模拟器的低成本方案研究	第十七届全国直升机年会	2002.01	
32	王焕瑾 高正	博士 正高	011 011	转换式高速直升机的发展概述	第十七届全国直升机年会	2001.01	

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
33	王焕瑾 高正	博士 正高	011 011	自转旋翼机的历史、特点和优势	直升机技术	2001.00.03	
34	王焕瑾 高正	博士 正高	011 011	自转旋翼的气动优势和稳定转速	航空学报	2001.22.04	H*
35	王焕瑾 高正	博士 正高	011 011	高速直升机方案中升力持续过程的设计和试验	第十八届全国直升机年会	2002.01	
36	王焕瑾 高正	博士 正高	011 011	旋翼自转状态在高速直升机升力转移过程中的应用	南京航空航天大学学报	2002.34.01	J
37	王辉 高正	博士 正高	011 011	垂直起落微型飞行器的发展及关键技术	直升机技术	2002.00.02	
38	王英玉 姚卫星	博士 正高	011 011	材料多轴疲劳破坏准则回顾	第十一届全国疲劳与断裂学术会议	2002.01	
39	王志瑾	副高	011	皱褶结构芯格构型的几何设计方法	南京航空航天大学学报	2002.34.01	J
40	吴海桥 刘毅 丁运亮 张祥伟	博士后 副高 正高 硕士	011 011 011 011	SOM人工神经网络在客机零部件故障诊断中的应用研究	南京航空航天大学学报	2002.34.01	J
41	夏开全 姚卫星	博士后 正高	011 011	单层球面网壳跳跃失稳的运动特征	工程力学	2002.19.01	EI、J
42	徐国华 招启军 高正 赵景根	正高 博士 正高 硕士	011 011 011 011	Prediction of Aerodynamic Interactions of Helicopter Rotor on its Fuselage	Chinese Journal of Aeronautics	2002.15.01	EI、H
43	杨铁军 顾仲权	博士后 正高	011 011	Study on adaptive vibration control isolation system for diesel engine	5th international conference on vibration engineering	2002.01	ISTP
44	杨晓华 姚卫星	博士 正高	011 011	基于动态S-N 曲线的飞机结构日历寿命分析	中国工程科学	2002.04.06	
45	姚卫星 翟洪军	正高 硕士	011 011	纤维断裂引起层层板多向刚度减缩的细观力学模型	南京航空航天大学学报	2002.34.05	J
46	姚卫星	正高	011	大学生创造能力培养的研究进展	南京航空航天大学学报（社科版）	2002.04.0s	
47	余雄庆	正高	011	基于Agent模型的多学科设计优化方法	机械科学与技术	2002.21.05	H
48	曾建江 陈文亮	中级 副高	011 054	Research and Implementation of a web based CAD	Transactions of NUAA	2002.31.01	J
49	张祥伟 丁运亮 刘毅	硕士 正高 副高	011 011 011	飞机故障诊断专家系统的软件实现	计算机应用研究	2002.19.06	J

一种识别复杂连接结构刚度参数的实用方法

宋彦国 张呈林

杨炳渊

(南京航空航天大学直升机技术研究所 南京, 210016) (上海航天局八部 上海, 200233)

摘要 以某型航天器太阳能电池阵的模态试验数据为基础, 对电池阵的连接铰链副刚度参数进行了识别, 推导出一套识别复杂连接结构的实用方法。通过连接子结构动柔度矩阵特征方程, 建立了以界面节点内力和界面节点位移为未知数的动平衡方程, 然后通过子结构上的可测自由度振型来计算连接界面节点力和节点位移, 最后求解动平衡方程得到连接铰链副的刚度参数。文中还讨论了不同类型单元组合的问题。通过计算结果与试验结果对比, 表明本文所提出的方法应用于识别复杂连接结构的刚度参数是正确的, 有较高的辨识精度和良好的工程应用价值。

关键词: 参数识别; 刚度参数; 子结构; 动力学分析; 太阳能电池阵

中图分类号: TB123; O327; V411.4

工程结构通常由若干部件通过界面连接件连接组成, 连接界面构造一般比较复杂。目前, 对于结构系统的各部件建立精确的有限元模型已不存在很大困难。但对于部件之间的连接界面不易进行精确建模, 对连接界面的连接刚度, 阻尼以及附加质量等参数进行直接测量也有一定困难。导致整个结构系统难以得到满足工程实际需要的结构动力学分析结果。近年来, 建立结构动态模型的主要研究工作集中在以理论有限元模型为基础, 利用模态试验的结果来进行结构系统的物理参数识别或修改^[1~4]。

本文的工程背景来源于如何确定某型航天器的太阳能电池阵的连接件刚度参数。太阳能电池阵在空间伸展状态下的模态参数将影响到航天器在轨道上的运行姿态和控制。在太阳能电池阵的模态分析计算中, 如果没有准确合理的模型进行分析计算, 就不可能得到精确的模态参数, 从而会给整个航天器系统的姿态控制造成困难。轻则造成航天器在轨道上工作不稳定, 重则航天器就会失去控制无法工作导致巨大的经济损失。太阳能电池阵中的连接铰链副刚度参数是影响太阳能电池阵模态参数的关键部件之一。所以精确确定连接铰链副的刚度参数是十分重要的。本文设计了由真实铰链副连接的有机玻璃板太阳能电池阵模型, 并以模型的试验模态数据为基础, 推导出一种通过特征方程反问题识别连接铰链副刚度参数的方法。

玻璃帆板通过如图2所示一对复杂铰链副连接而成。本文以该组合结构的试验模态数据为基础, 计算连接铰链副的刚度参数。

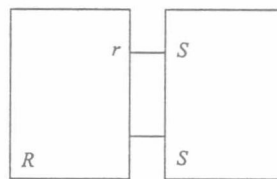


图1 组合结构简图

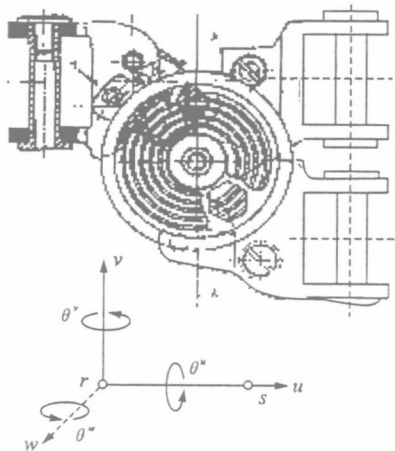


图2 连接铰链副结构及铰链副简化示意图

2 连接铰链副的刚度矩阵

对于如图2所示的复杂连接铰链副, 可以把它简化为两端结点各有6自由度的连接元 $r-s$ 。假设连接元的构造长度是 l , 在中点 $l/2$ 处断开的两根刚性

1 问题描述

图1所示为太阳能电池阵示意图, 它由两块有机

杆,断开处由3个拉压弹簧和3个转角弹簧连接,弹簧的刚度系数记为 $k^u, k^v, k^w, k^{\theta u}, k^{\theta v}, k^{\theta w}$ 。设上述弹簧为比例弹簧,考虑到此组合结构垂直于板面的弯曲振动与板面内的挥舞振动互相不耦合,所以当进行板面内挥舞振动时,连接元对应的结点位移和内力为

$$\{\delta_1\}^e = [u_r \quad v_r \quad \theta_r^w \quad u_s \quad v_s \quad \theta_s^w]^T$$

$$\{P_1\}^e = [P_r^u \quad P_r^v \quad P_r^{\theta w} \quad P_s^u \quad P_s^v \quad P_s^{\theta w}]^T$$

当进行垂直于板面的弯曲振动时,对应的结点位移和内力为

$$\{\delta_1\}^e = [w_r \quad \theta_r^u \quad \theta_r^v \quad w_s \quad \theta_s^u \quad \theta_s^v]^T$$

$$\{P_1\}^e = [P_r^w \quad P_r^{\theta u} \quad P_r^{\theta v} \quad P_s^w \quad P_s^{\theta u} \quad P_s^{\theta v}]^T$$

记为

$$\begin{cases} \{P_1\}^e = [K_1]_r^e \{\delta_1\}^e \\ \{P_1\}^e = [K_1]_s^e \{\delta_1\}^e \end{cases} \quad (1)$$

其中 $[K_1]_r^e, [K_1]_s^e$ 为单元刚度矩阵。由于已经有前述假设,可以通过结构力学知识得到

$$[K_1]_r^e = \begin{bmatrix} k^u & & & & & \\ 0 & k^v & & & & \text{对称} \\ 0 & \frac{k^v l}{2} & k^{\theta v} + k^v \left(\frac{l}{2}\right)^2 & & & \\ -k^u & 0 & 0 & k^u & & \\ 0 & -k^v & -k^v \frac{l}{2} & 0 & k^v & \\ 0 & \frac{k^v l}{2} & -k^{\theta v} + k^v \left(\frac{l}{2}\right)^2 & 0 & -k^v \frac{l}{2} & k^{\theta v} + k^v \left(\frac{l}{2}\right)^2 \end{bmatrix}$$

$$[k_1]_s^e = \begin{bmatrix} k^w & & & & & \\ 0 & k^{\theta u} & & & & \text{对称} \\ -\frac{k^w l}{2} & 0 & k^{\theta w} + k^w \left(\frac{l}{2}\right)^2 & & & \\ -k^w & 0 & \frac{k^w l}{2} & k^w & & \\ 0 & -k^{\theta u} & 0 & 0 & k^{\theta u} & \\ -\frac{k^w l}{2} & 0 & -k^{\theta w} + k^w \left(\frac{l}{2}\right)^2 & \frac{k^w l}{2} & 0 & k^{\theta w} + k^w \left(\frac{l}{2}\right)^2 \end{bmatrix}$$

如果能够求出连接元的 $\{\delta_1\}^e, \{P_1\}^e, \{\delta_1\}^e, \{P_1\}^e$, 就可以得到 $[K_1]_r^e, [K_1]_s^e$ 中弹簧的刚度系数。

3 连接界面节点力及节点位移的计算

在如图1所示的组合结构中,将两块有机玻璃帆板分别划分为子结构R、S,则帆板R的子结构运动方程可以表示为

$$([K]_r - \omega^2 [M]_r) \{u\}_r = \{Q\}_r \quad (2)$$

下标表示子结构R。

令 $[D]_r = [K]_r - \omega^2 [M]_r$,对 $[D]_r$ 求逆,可得动柔度矩阵: $[F]_r = [D]_r^{-1}$,则方程(2)改写为

$$[F]_r \{Q\}_r = \{u\}_r \quad (3)$$

一般情况下,子结构内部结点的线位移可以在结构系统振动模态试验中直接测量得到,但是对于子结构的内部结点转角位移,在现有条件下,直接测量相当困难,界面连接结点位移(包括转角)一般无法直接测量。把式(3)按子结构内部结点的可测量线位移与不可测量角位移(转角)及界面结点位移分块,可得

$$\begin{bmatrix} F_{BB} & F_{BZ} & F_{BN} \\ F_{ZB} & F_{ZZ} & F_{ZN} \\ F_{NB} & F_{NZ} & F_{NN} \end{bmatrix}_r \begin{Bmatrix} Q_B \\ Q_Z \\ Q_N \end{Bmatrix}_r = \begin{Bmatrix} u_B \\ u_Z \\ u_N \end{Bmatrix}_r \quad (4)$$

其中 $\{u_B\}, \{u_Z\}, \{u_N\}$ 分别表示子结构界面结点位移矢量、不可测量角位移矢量及可测量线位移矢量, $\{Q_B\}$ 表示子结构边界结点待识别的力矢量, $\{Q_N\}, \{Q_Z\}$ 表示子结构内部结点力矢量,故 $Q_N=0, Q_Z=0$,展开方程(4)可得如下方程

$$[F_{BB}]_r \{Q_B\}_r = \{u_B\}_r \quad (5)$$

$$[F_{NB}]_r \{Q_B\}_r = \{u_N\}_r \quad (6)$$

由方程(6)可知,如果获得的可测模态数据足够多,那么它是一个行数大于列数的矛盾方程,需要采用数值稳定性高的计算方法求解。本文采用奇异值分解法求解子结构边界结点力矢量 $\{Q_B\}_r, \{Q_B\}_r = [F_{NB}]_r^+ \{u_N\}_r$,其中 $[F_{NB}]_r^+ = [V_1][\Sigma]^{-1}[U_1]^T$,由此可以解得子结构边界结点力矢量的极小最小二乘解。将解得的子结构边界力矢量代入方程(5),得到界面结点位移列矢量。同样对子结构S进行求解,可以得到子结构S的边界结点力矢量和位移矢量。然后将它们代入连接子结构的动平衡方程求解动刚度系数。

4 连接元刚度参数求解

当 ω 不太大时, $[K]_r \gg \omega^2 [M]_r$,所以连接元的动刚度矩阵,就可以认为是连接元的刚度矩阵。由于组合结构垂直于板面的弯曲振动与板面内的挥舞振动互相不耦合,所以根据垂直于板面的弯曲振动模态数据,可以根据式(5)和式(6)得到结构R、S的界面节点力与界面节点位移。代入方程(1),求得连接元所对应的刚度参数为

$$k^w = \frac{Q_A^w - Q_B^w}{2(w_A - w_B) - l(\theta_A^v + \theta_B^v)},$$

$$k^{\theta u} = \frac{Q_A^{\theta u} - Q_B^{\theta u}}{2(\theta_A^u - \theta_B^u)}; \quad k^{\theta v} = \frac{Q_A^{\theta v} - Q_B^{\theta v}}{2(\theta_A^v - \theta_B^v)}$$

对于板面内的挥舞振动,由于帆板子结构R和S的有限元模型采用的是每结点2个位移自由度的平面应力元,而连接铰链副刚度矩阵在形式上却是

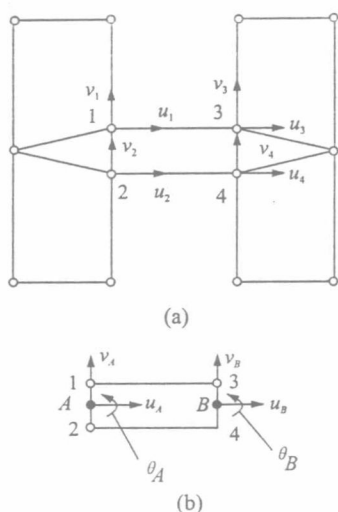


图3 广义梁单元与平面应力元的组合

一广义梁单元。当这个广义梁单元与平面应力元连接时,结点的自由度不一致。为了保持相容性,应进行适当的坐标变换^[5]

$$\{\delta\} = [T]\{\delta'\} \quad (7)$$

对梁 AB 来说,上式给出了梁的常规结点位移 $\{\delta\} = \{u_A \ v_A \ \theta_A \ u_B \ v_B \ \theta_B\}^T$ 与梁的新结点位移: $\{\delta'\} = \{u_1 \ v_1 \ u_2 \ v_2 \ u_3 \ v_3 \ u_4 \ v_4\}^T$ 之间的变换关系,如果 $\{\delta\}$ 对应的结点力为 $\{p\}$, $\{\delta'\}$ 对应的结点力为 $\{p'\}$,如果以 $[k]$ 、 $[k']$ 分别代表此广义梁单元对应于 $\{\delta\}$ 、 $\{\delta'\}$ 的单元刚度矩阵,根据文[5]得到

$$[k']\{\delta'\} = \{p'\} \quad (8)$$

其中 $[k'] = [T]^T[k][T]$;由此可以得到 $\{\delta\}$ 、 $\{p\}$ 、 $\{\delta'\}$ 、 $\{p'\}$ 之间的关系,以及原刚度矩阵 $[k]$ 变换为新刚度矩阵 $[k']$ 的方法,根据面内挥舞振动模态数据,求得子结构 R、S 的界面节点力与界面节点位移,代入式(8),求得连接元界面节点力与界面节点位移,通过式(1)得到刚度参数为

$$k^u = \frac{Q_A^u - Q_B^u}{2(u_A - u_B)}, \quad k^{\theta w} = \frac{Q_A^{\theta w} - Q_B^{\theta w}}{2(\theta_A - \theta_B)}$$

$$k^v = \frac{Q_A^v - Q_B^v}{2(v_A - v_B) + l(\theta_A + \theta_B)}$$

5 计算结果与分析

对图1所示的太阳电池阵结构进行模态试验,由于本结构的系统阻尼小,模态密度不高,所以通过试验确定的模态误差比较小。测量得到该结构的前8阶垂直板面的弯曲振动及前3阶面内挥舞振动的振型和固有频率,将它们作为原始数据,利用本文方

法,对连接铰链副的6个刚度参数进行识别,结果如表1。为验证识别结果精度,将辨识结果回代有限元模型计算,得到该结构的固有频率和模态振型,计算得到的固有频率与模态试验得到的固有频率见表2~3。将辨识结果回代到计算模型得到的垂直板面的弯曲振动前9阶固有频率,除了第4阶弯曲模态属于模态试验遗漏模态外,其余各阶模态计算结果与试验值都非常接近,见图4。面内挥舞振动的试验振型和计算振型一致,见图5。以上的对比表明,利用本文方法辨识出来的刚度参数有较高的精度和可信度,是一种辨识复杂连接结构刚度参数的实用方法。

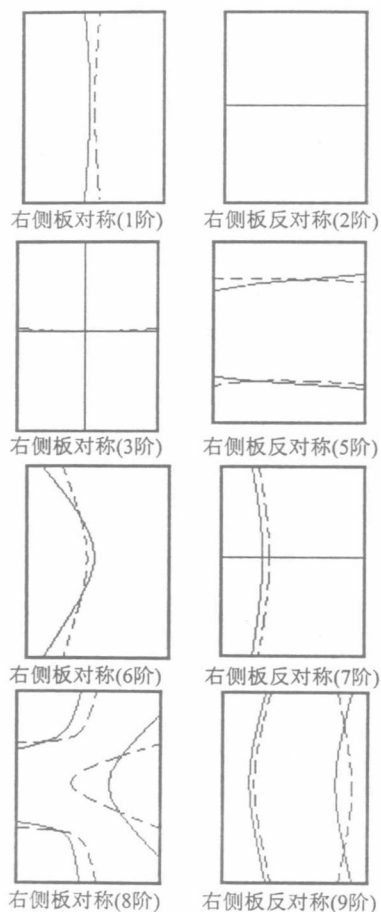


图4 计算振型(虚线)与试验振型(实线)比较

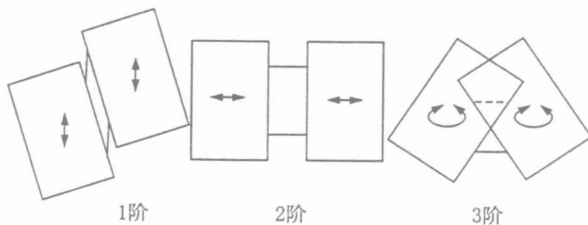


图5 面内挥舞振动振型

表1 识别结果

$k^u /$ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	$k^v /$ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	$k^w /$ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)
7.2926×10^6	0.9037×10^6	4.284×10^5
$k^{\theta u} /$ ($\text{Nm} \cdot \text{rad}^{-1}$)	$k^{\theta v} /$ ($\text{Nm} \cdot \text{rad}^{-1}$)	$k^{\theta w} /$ ($\text{Nm} \cdot \text{rad}^{-1}$)
1.10×10^3	5.50×10^2	1.52×10^4

表2 弯曲振动固有频率计算结果与试验值比较

阶次	双板模型		
	计算值/Hz	试验值/Hz	误差/%
1	3.60	2.825~3.9	—
2	9.86	9.426	4.56
3	23.0	21.513	6.91
4	25.56	—	—
5	25.96	25.557	1.57
6	28.72	29.139	-1.44
7	41.49	42.427	-2.21
8	52.86	52.630	0.04
9	54.00	52.750	2.37

表3 面内挥舞振动固有频率计算结果与试验值

阶次	双板模型		
	计算值/Hz	试验值/Hz	误差/%
1	65.45	65.55	-0.15
2	121.7	123.058	-1.10
3	123.9	124.79	-0.71

6 结 论

本文利用上述方法识别了太阳电池阵连接铰链副的刚度参数,事实上也可以将文中方法用于其他一些结构复杂、质量较轻、用试验方法难以确定刚度参数的复杂连接结构。只要能够设计出可行的模态试验,获取组合结构尽可能多的模态信息,将文中方法进行适当的改进,完全可以确定这些复杂连接结构的刚度参数。

参 考 文 献

- 1 宋彦国. 太阳电池阵板间铰链副刚度参数辨识:[学位论文]. 上海:上海航天技术研究院,1999
- 2 Maloney J G, Shelton M T. A method for determining tactical missile joint compliances from dynamic test data. The Shock and Vibration Bulletin, 1975;(45):103—105
- 3 宋彦国,杨炳渊. 应用结构动力学模型进行弹翼静强度计算. 上海航天,2002;30—34
- 4 杨炳渊,连接器结构试验建模的发展与应用. 强度与环境,2000;51—58
- 5 赵经文,王宏钰. 结构有限元分析. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1988:120—155

A Practical Method to Identify Stiffness Parameters of Complex Joint Elements

Song Yanguo Zhang Chenglin

(The Research Institute of Helicopter Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Nanjing, 210016)

Yang Bingyuan

(8th Designing Department, Shanghai Academy of Space Flight Technology Shanghai, 200233)

Abstract In this paper, the stiffness parameter of real hinges, which joint the solar cell boards, have been identified based on the modal experiments. According to the procedure of identification, a practical method is developed to identify the stiffness parameters of complex joint elements. The dynamic balance equation unknown parameters of which are the interface node reaction forces and displacements of the joints is established by the eigen-function of the joint element dynamic flexibility matrix. Then, the internal measured modal shape of substructures can work out the unknown interface node forces and displacements of joint elements. Finally, the dynamic balance equation is solved to determine the stiffness parameters of the joint elements.

Key words: parameter recognition; stiffness parameter; substructure; dynamics analysis; solar cell array

第一作者 宋彦国 男,博士研究生,1973年10月生。电话:(025)4892196;E-mail:songyg@nuaa.edu.cn

直升机非线性飞行力学数学模型的实时仿真实现

宋彦国 张呈林 王华明

(南京航空航天大学直升机技术研究所, 210016)

摘 要: 本文建立了直升机非线性飞行力学模型的实时仿真系统。该实时仿真系统主要包括: 实时的直升机飞行力学模型、具有四通道直升机驾驶杆、高性能计算机。该实时仿真系统可以通过驾驶杆实时给出直升机的四个操纵量, 实时计算直升机的操纵响应。拥有这种功能的实时仿真系统对自然直升机的飞行品质直观评估, 直升机飞行控制系统的设计、直升机飞行模拟器的研制都具有重要的意义。本系统是在 windows98 操作系统下, 用 Visual C++ 开发完成。

关键词: 实时仿真, 飞行品质, 操纵响应

引言:

实时直升机机动飞行仿真研究, 既具有理论意义, 又具有实际应用意义。直升机的飞行品质评价, 飞行控制系统设计, 直升机飞行模拟器的研制, 都离不开实时直升机机动飞行仿真环境。本文建立了供这些研究使用的仿真系统, 通过直升机驾驶杆为系统实时给出四个操纵量, 计算得到直升机数学模型的实时响应, 该仿真系统提供良好的接口以及友好的界面。开发本系统的所有程序在 windows98 操作系统下利用 Visual C++ 编程实现。

1. 直升机非线性飞行力学模型

直升机的稳定性、操纵性、机动性和快捷性是直升机飞行动力学的基本课题, 围绕直升机飞行动力学问题的数学建模和机动飞行研究一直困扰着直升机设计的工程师。国内外直升机界长期以来投入大量的人力、物力和财力以期解决这一问题。直升机飞行动力学的数学模型经历了从线性模型向非线性模型, 研究对象由定常飞行向机动飞行的转变。直升机线性飞行动力学是从直升机空气动力学发展而来并为直升机总体设计服务的一门学科。它的最大特点是直升机飞行动力学系统的线性化, 即把描述直升机运动的微分方程组在基准飞行状态(平衡点处)进行线性化, 得到一组线性化的小扰动微分方程组, 该方程组便是线性飞行动力学的基础, 然后借助完整的线性系统理论和方法研究直升机的运动特性, 这种方法能方便地给出直升机的一些基本操稳特征, 用于直升机总体设计和控制系统分析。理论和实践证明, 直升机飞行动力学的线性模型适用范围较窄, 在研究直升机的过渡飞行和机动飞行时会引起较大的误差。

建立直升机飞行动力学非线性数学模型, 使之即可适用于直升机机动特性的研究和驾驶品质的评定, 也可为飞行控制系统设计提供准确实时的模型, 也可以用于直升

机飞行的仿真计算以及其他飞行动力学问题的研究。

本文以海豚直升机为样例直升机建立了它的非线性飞行力学模型,该直升机为单旋翼带尾桨直升机,旋翼有挥舞铰外伸量且在挥舞铰上有弹性约束,桨叶有预锥角。在建模过程中,需尽可能地保留反映直升机气动面特点而造成的非线性因素,以保证模型的精度。从理论上说,直升机飞行力学模型可以用一组以时间 t 为自变量的微分方程来描述直升机的运动规律,通过求解这个微分方程组得到直升机在任意时刻的速度、角速度、姿态角和空间位置。本文基于牛顿法建立了直升机的非线性飞行力学模型,通过龙格——库塔法进行迭代求解,模型建立的详细过程见文[1]。本模型建模框图如图 1 所示。

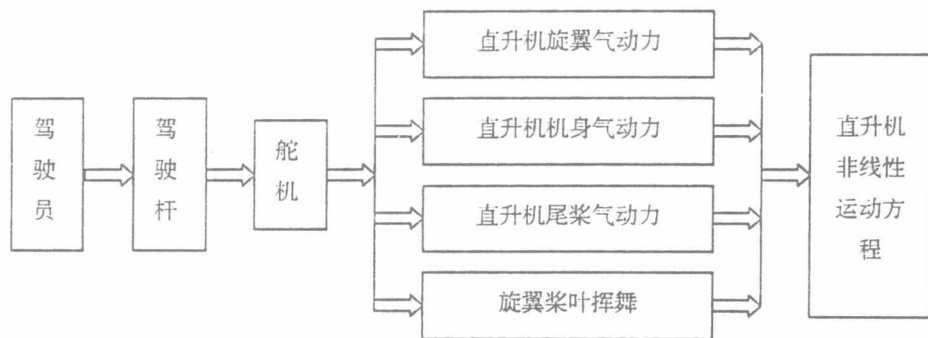


图 1 直升机飞行动力学数学建模框图

2. 直升机飞行实时仿真实现

2.1 系统硬件组成

该仿真系统由一台高级计算机、一部 19 英寸大屏幕显示器,一个飞行驾驶杆以及音响系统组成。飞行驾驶杆给出直升机所需的操纵量,计算机完成模型计算、图形显示以及音响输出。

2.2 多媒体定时器和和直升机驾驶杆编程

为了实现直升机非线性飞行力学模型的实时仿真,必须要解决实时仿真中的两个难点。首先,如何随时给定操纵直升机的操纵量,本文通过接入直升机驾驶杆,实现对直升机的操纵;二、如何获得在 windows98 操作系统下实现计算机的精确定时,本文利用 VC 中提供的多媒体定时器实现了精确定时。在程序中为了可以对驾驶杆和多媒体定时器编程,必须在 Visual C++ 项目中插入 Windows Multimedia 组件,他们所需的头文件和库将自动插入工程的 Stdafx.h 中,即:

```
#include <MMSystem.h>
// CG: The following line was added by the Windows Multimedia component.
#pragma comment(lib, "winmm.为 lib")
```

2.2.1 直升机驾驶杆

直升机的驾驶杆由清华同方公司出品的 Cyborg 3D USB Stick 游戏杆构成。该游戏杆可以提供操纵直升机所需要的 4 通道控制量:总距输入、纵向周期变距、横向周期

变距和尾桨距。在 WINDOWS98 按照规定的方法安装好驾驶杆，安装完成在控制面板有 JoystickProperties(游戏杆属性)，通过它可以来检测和校准驾驶杆。下面介绍如何用 Visual C++来实现对游戏杆的编程。

首先定义驾驶杆参数：JOYINFOEX Joy；这是一个 Visual C++的结构，它包含了驾驶杆的轴位置和驾驶杆按钮状态的信息。

JOYCAPS caps；这也是一个在 Visual C++中的结构，该结构中的参数主要描述驾驶杆的功能。

利用函数 joyGetNumDevs (VOID) 来确定驾驶杆是否正常安装，它的返回值代表连接到计算机上驾驶杆的数量，如果返回 0 代表驾驶杆没有连接到计算机。

函数 MMRESULT joyGetDevCaps(UINT uJoyID,LPJOYCAPS pjc,UINT chjc);查询驾驶杆所包含的各种功能，如果函数的返回值是 JOYERR_NOERROR 代表驾驶杆捕获查询成功。

函数 MMRESULT joyGetPosEx(UINT uJoyID,LPJOYINFOEX pji)用来查询驾驶杆的各个轴的数据信息，以及驾驶杆上各个按钮的状态。

由于利用上述方法获得的驾驶杆的轴数据是 32 位整数，范围为 0~10000，所以必须采取措施将这些轴数据映射为直升机各自所对应的操纵量大小。本文所采取的映射关系如图 2 所示。图 2 中的死区为驾驶杆轴的中心位置与真实值之间的偏差提供了容错的度区域，死区范围内的轴数据作为中心位置，从而避免在没有操纵驾驶杆的情况下产生不真实的输入。饱和区是移动范围边界上的容错区域，当驾驶杆轴在此区域上时会准确产生对应的操纵量的最大和最小值。

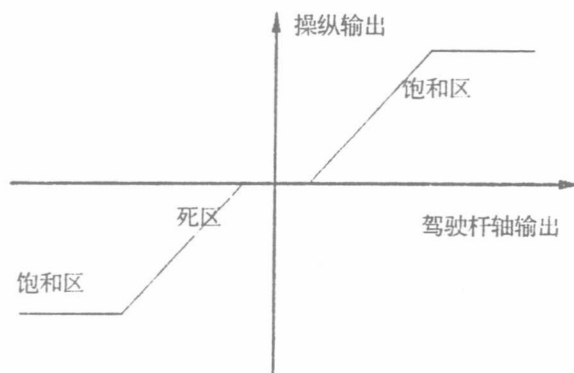


图 2 驾驶杆轴输出和操纵输出的关系

2.2.2 多媒体定时器

Visual C++ 提供了两种定时器。一般常用的是系统定时器，它使用函数 SetTimer 进行初始化，应用程序响应 SetTimer 函数发送来的消息 WM_TIMER。这个定时器是 IBM PC 硬件和 ROM BIOS 构造的定时器逻辑的一个简单的扩展。PC 的 ROM 初始化 Intel8259 定时器芯片来产生硬件中断 08H。中断 08H 大约每秒 18.2 次。BIOS 使用中断 08H 更新存于 BIOS 数据区的“时间”值。因此，这个定时器在 Windows 中的最大缺点是计时器的最大分辨率是 $1/18.2=55$ 毫秒，也就是说应用程序每秒只能接收到 18 个消息。此外，

这个计时器消息的优先级太低，只有在所有的消息（除了消息 WM_PAINT）被处理后才能被处理。因此函数 SetTimer 只能用于一般的定时，它远远不能满足实时仿真要求。本文使用的是多媒体定时器。它使用自己单独的线程，来调用一个自己的回调函数。它的优先级很高，它每隔一定时间就发送一个消息而不管其它消息是否执行完。此外，对于现在的 Intel CPU 来说，它的最小定时精度通常都可以达到 1 毫秒，足够满足实时数据采集的定时精度。

Visual C++ 多媒体定时器的编程实现：

定义定时器参数

```
#define TWENTY_MILLI_SECOND 20 //定时器时间间隔
```

```
UINT TimerResolution; //定时器分辨率参数
```

通过多媒体定时器设备函数 MMRESULT timeGetDevCaps(LPTIMECAPS ptc, UINT cbtc); 获得本计算机定时器的最大最小时间分辨率。在最大最小时间分辨率之间选择合适的分辨率给 TimerResolution。利用 timeBeginPeriod(TimerResolution) 确定定时器的时间分辨率。

应用多媒体定时器的函数：MMRESULT timeSetEvent (UINT uDelay,UINT uResolution,LPTIMECALLBACK lpTimeProc,DWORD dwUser,UINT uEvent);

设定事件的触发方式。具体应用是：

```
timeSetEvent(TWENTY_MILLI_SECOND,TimerResolution,( LPTIMECALLBACK),TimeProc,(DWORD)hWnd,TIME_PERIODIC);
```

声明一个全局的回调（Callback）函数

```
void CALLBACK TimeProc(UINT wTimerID,UINT nMsg,DWORD,dwUser,DWORD dw1,DWORD dw2),
```

在回调函数中调用 OnSample() 函数。这个函数主要处理在每一帧仿真时间里，获取驾驶杆的输入量大小，将输入量传递给直升机飞行力学模型，实时计算直升机的操纵响应，然后将计算结果实时输出到计算机的显示器。定时器的任务完成后，要及时删除，否则占用太多内存，系统会越来越慢。本节所用所有函数的使用可参阅 Visual C++ 提供的 MSDN 在线帮助，以及文[2, 3]。

2.3 仿真系统显示

为了可以方便的获得直升机的操纵响应，本系统仿真系统编制了一个模拟的多功能显示屏，该显示屏可以方便的显示直升机的姿态角，飞行高度，飞行速度，以及操纵量大小等。该仿真系统的组成，以及该多功能显示屏如图 3 所示。

2.4 多线程编程

为了使仿真系统具有更好的实时性，在仿真系统的开发过程中利用了 Visual C++ 的多线程编程技术。在仿真系统中主要有三部分可以进行并行执行的模块，驾驶杆操纵输入和计算相应操纵响应模块，操纵响应的显示模块，以及音响输出模块。各个模块的任务分别由单独的线程来完成，三个的线程根据各自需要的实时程度不同分别给与不同的优先级，很显然计算模块的所需要的实时性最高，那么它的线程优先级最高的。关于多线程编程技术请参阅文[2,3]。

滚转角:-4.9	纵向周期变距:-0.2	仿真步长:20.00 ms 溢出 0
俯仰角:-8.1	横向周期变距:0.1	仿真时间:161.02 s
偏航角:137	尾桨距:0.4	帧数: 8016
高度:469	总距:0.0	内部错误: 0
速度:28		

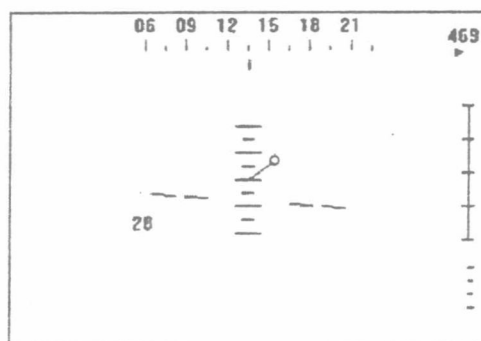


图 3, 多功能显示屏示意图

3 结论

本文实现了直升机的非线性模型实时仿真。该系统对评估直升机稳定性、操纵性、机动性、快捷性等其他飞行品质提供了一个良好的平台。

参 考 文 献

1. 王华明, 张呈林, 直升机非线性运动方程以及数值分析, 空气动力学报, 2001.9 Vol.19 No.3, P277~282.
2. 侯俊杰, 深入浅出 MFC 第 2 版, 华中科技大学出版社, 2001.1, ISBN 7-900614-93-1/TP.94.
3. MICROSOFT VISUAL C++ 6.0 技术内幕, 北京希望电子出版社 1999.5, ISBN 7-980023-15-3/TP.15.

具有在线训练功能的智能旋翼频域神经控制

李春明^{1,2} 顾仲权¹ 杨卫东¹

(¹ 南京航空航天大学航空宇航学院 南京, 210016;)(² 南京理工大学 南京, 210014)

摘 要 直升机旋翼所处的复杂气动环境使它遭受复杂的振动,引起桨毂交变载荷,进而激起机体振动。智能旋翼是目前国际直升机界的一个研究热点。本文以减小桨毂交变载荷为控制目的,提出了在线训练神经模拟器的智能旋翼频域神经控制,进行了计算机仿真,表明提出的方法具有较好的稳定性和鲁棒性。

关键词: 振动主动控制;智能旋翼;神经网络;主动控制附翼

中图分类号: TB535;V215.34

引 言

降低直升机振动水平一直是直升机研制过程中最受关注的关键问题之一,振动主动控制为有效的机体减振提供了一条新途径^[1]。智能旋翼是直升机振动主动控制的一种新形式,它是在桨叶上安装智能材料作动器,按一定的控制律驱动桨叶的控制面(控制面可以是后缘或前缘附翼、翼尖全动附翼或桨叶的桨尖部分),从而进行振动、噪声控制的旋翼系统。具有主动控制附翼(ACF)的智能旋翼是当前研究的一个热点,它是在直升机旋翼上附加可以按给定规律作角位移运动的小翼面,通过对小翼面的控制来改变旋翼的气动力,进而减小桨毂交变载荷,达到抑制机体振动的目的。

美国马里兰大学的 Chopra 等对内陷式附翼进行了理论建模、结构设计和试验研究^[2],风洞试验表明内陷式附翼的偏转角度可达 10° ,先后采用高阶谐波控制、孤立桨叶控制、时域神经控制法等对桨尖振动和垂直桨毂力交变量分别进行了控制研究,下一步的工作是研究多目标控制,即研究对象具有多个输出。加州大学的 Friedmann 等主要对伺服外伸式附翼作了大量的工作^[3]。从目前的研究发展来看,控制律的设计仍然是值得研究的关键技术问题之一。

在飞行中直升机机体振动以周期性的为主,比较适合在频域内研究,而驱动电压与附翼运动、以及附翼运动与直接影响桨毂六力素的气动力存在非线性关系,适合于用神经网络描述。因此,本文提出

用频域神经网络对智能旋翼建模与控制。

文献[4]研究图1所示的智能旋翼,提出离线建模的智能旋翼频域神经控制方法,其建模准确性较差;另外直升机飞行环境具有非正常性和不确定性。本文提出具有在线功能的智能旋翼频域神经控制方法(简称在线神经控制),并进行计算机仿真。

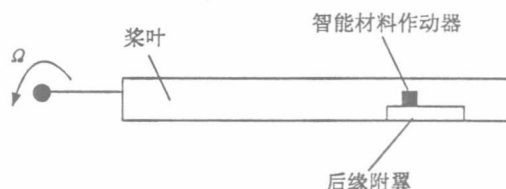


图1 智能桨叶模型

对于一个有 N_b 片桨叶的直升机,桨毂振动载荷主要是 N_b 倍旋翼转速(Ω)频率的交变量,主要由频率为 $(N_b-1)\Omega$ 、 $N_b\Omega$ 、 $(N_b+1)\Omega$ 的桨叶载荷产生。桨毂载荷用桨毂六力素表示:后向力 F_x 、侧向力 F_y 、拉力 Y_z 、滚转力矩 M_x 、俯仰力矩 M_y 、偏航力矩 M_z 。它们是构成机体振动的主要激励输入,因此减小这些载荷对降低机体振动水平有着直接的影响。旋翼桨毂载荷的计算在文献[4]中已有阐述,不再赘述。

1 具有在线训练功能的智能旋翼频域神经控制方案

具有在线训练功能的智能旋翼频域神经控制方案利用神经模拟器得到桨毂六力素 N_b 阶谐波分量

(输出量 Z) 对控制附翼运动的电压 N_b-1, N_b, N_b+1 阶谐波分量(控制量 U) 的偏导数, 经有限次控制量的修正后确定使目标函数最小的控制量(见图2)。控制过程如图3所示, 具体步骤如下:

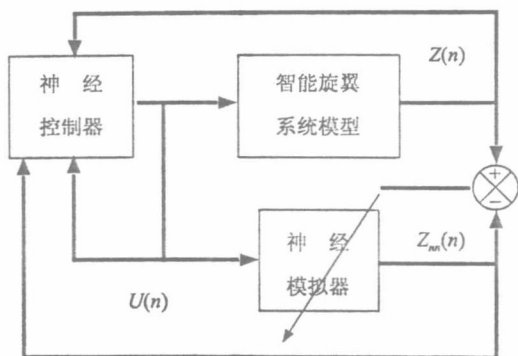


图2 神经控制方框图



图3 神经控制过程

1. 取初始训练样本。随机产生 m 个较小的样本输入, 然后取得相应的 Z , 组成 m 个样本;

2. 施加零控制($U=0$), 在瞬态衰减阶段用步骤1中采集的训练样本建立初始神经模拟器;

3. 稳态阶段开始时, 取桨毂六力素的测量信号, 进行FFT得到 Z , 将 U 作为输入通过初始神经模拟器得到神经模拟器输出 Z_{nn} , 将 U, Z_{nn}, Z 作为起始值 $U(0), Z_{nn}(0), Z(0)$;

4. 记 n 为控制次序, 令 $n=1$;

5. 由神经控制器得到控制输入 $U(n)$, 并根据它更新智能材料作动器的驱动电压进行控制;

6. 在瞬态衰减阶段, 将 $U(n-1), Z(n-1)$ 作为新样本, 在以前的 m 个样本中去掉最早采集的1个, 与新样本一起组成新的训练样本组, 训练神经模拟器 p_i 次;

7. 稳态阶段开始时, 采样进行FFT得 $Z(n)$;

8. 判断 $Z(n)$ 各分量的加权平方和是否达到指定精度。如果没有达到, 则执行下一步, 反之, 则以 $U(n)$ 继续控制, 不过旋翼每转一周都取桨毂六力素

的测量信号, 进行FFT得 $Z(n)$ 并进行精度判断, 如果由于飞行条件改变使 $Z(n)$ 各分量的加权平方和达不到指定精度则执行下一步;

9. 由 $U(n)$ 经神经模拟器得到 $Z_{nn}(n)$, 令 $n=n+1$, 转至5。

上述控制方案将控制更新后的瞬态衰减阶段的“等待”时间利用起来, 在不影响控制速度的情况下, 提高了自适应性。

2 神经模拟器与神经控制器

在进行控制之前, 首先要确定神经模拟器的形式。神经模拟器采用多个神经网络并联的形式^[5], 如图4所示。如果 $N_b=4$, 则输入 U 为控制电压的3、4、5阶谐波: $u_{3c}, u_{3s}, u_{4c}, u_{4s}, u_{5c}, u_{5s}$; 输出 Z_{nn} 为桨毂六力素4阶谐波: $F_{x4c}, F_{x4s}, F_{y4c}, F_{y4s}, F_{z4c}, F_{z4s}, M_{x4c}, M_{x4s}, M_{y4c}, M_{y4s}, M_{z4c}, M_{z4s}$ (下标: c 为余弦分量, s 为正弦分量)。神经网络结构采用前馈两层神经网络, 只含一个由S型神经元组成的隐含层和一个线性输出层^[5]。因为S型激活函数的输出范围是 $(-1, 1)$, 控制量和输出量又不在同一数量级内, 所以为了减少权值修正的计算量, 将输入输出分别进行线性变换, 使其在激活函数的工作范围内。

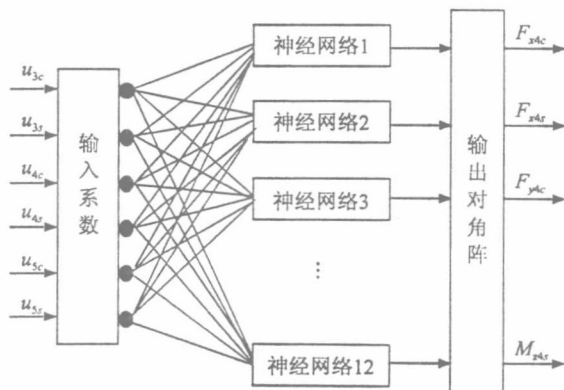


图4 神经模拟器结构图

隐含层S型激活函数

$$f(W \cdot X + b) = \frac{2}{1 + e^{-2(W \cdot X + b)}} - 1 \quad (1)$$

学习算法采用误差反向传播法, 取二次性能指标函数作为误差函数

$$E = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^q \sum_{k=1}^K \alpha_k e_{i,k}^2 \quad (2)$$

其中 $e_{i,k}$ 为相对于第 i 个训练样本, 第 k 个输出的误差; α_k 为表示第 k 个输出的重要程度的系数; q 为训练样本数; K 为神经网络输出层的神经元数。

E 是关于神经网络权值和阈值的连续可微函数, 因此可以用梯度下降法修正权值。

误差函数关于网络各层输出和权值的偏导数写成矩阵形式如下

$$\frac{\partial E}{\partial Y_i} = \frac{\partial E}{\partial Y_{i+1}} \text{diag}[f'(S_{i+1})]W_{i+1} \quad (3)$$

$$\frac{\partial E}{\partial W_i} = \text{diag}[\frac{\partial E}{\partial Y_i}] \text{diag}[f'(S_i)] \text{Row}[Y_{i-1}] \quad (4)$$

$$\frac{\partial E}{\partial V_i} = \text{diag}[\frac{\partial E}{\partial Y_i}] \text{diag}[f'(S_i)] \quad (5)$$

其中 W_i, V_i, Y_i, S_i 分别为第 i 层的网络权值、偏差、输出、输入; $\text{diag}[\cdot]$ 表示以向量 $\cdot$ 各元素作为对角线元素的对角阵; $\text{Row}[\cdot]$ 表示以向量 $\cdot$ 作为行向量的方阵。

末层的 $\frac{\partial E}{\partial Y}$ 可以直接从 E 的表达式得到, 其它层的依次递推求出。智能旋翼的输出对输入的偏导数通过神经模拟器得到为

$$\begin{aligned} \frac{\partial Z}{\partial U} &= \frac{\partial Z_{nn}}{\partial U} = \frac{\partial Y_2}{\partial Y_1} \text{diag}[f'(S_1)]W_1 \\ &= \text{diag}[f'(S_2)]W_2 \text{diag}[f'(S_1)]W_1 \end{aligned} \quad (6)$$

神经控制器由神经模拟器的拷贝和参数调节器组成, 其输入是上一步神经模拟器输出 Z_{nn} 、控制量 U 、输出量 Z , 输出是本步控制的控制律计算给出的控制量 $U(k)$, 如图 5 所示。图中 k 为控制量修正次数, $U(k)$ 、 $Z(k)$ 、 $Z_{nn}(k)$ 分别为控制量修正过程中的控制量、输出量、神经模拟器拷贝的输出, 输出条件为修正到指定次数 p_m 或者目标函数 $E(k)$ 与 $E(k-1)$ 的相对差达到指定精度。每步控制过程按以下步骤进行:

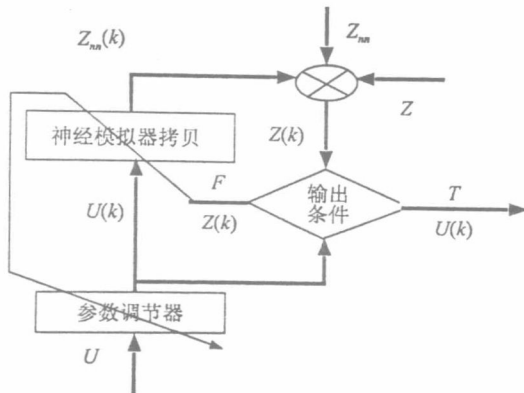


图 5 神经控制器结构图

1. 由上一步控制中的神经模拟器输出 Z_{nn} 和桨毂六力素谐波分量组成的向量 Z 求得神经模拟器的输出误差 Z_{nn}^* : $Z_{nn}^* = Z_{nn} - Z$ (对应着 $Z=0$ 时的神经模拟器输出)。

2. 以 U, Z_{nn}, Z 作为本步控制的控制律计算起始值 $U(0), Z_{nn}(0), Z(0)$, 计算目标函数 $E(0)$ 。

3. 记 k 为本步控制的控制律设计中控制量修正的次序, 令 $k=1$ 。

4. 通过神经模拟器得到 $U(k-1)$ 对 $Z(k-1)$ 的偏导数^[5]。

5. 为使目标函数 E 极小, 修正控制量, 得到 $U(k)$ 。然后通过神经模拟器得到 $Z_{nn}(k)$ 。

6. 假设控制律计算过程中 Z_{nn} 不变, 根据步骤 1 中公式由 $Z_{nn}(k)$ 预测出 $Z(k)$ 。计算目标函数 $E(k)$ 。

7. 判断输出条件, 如果满足, 则将 $U(k)$ 作为神经控制器的输出, 否则令 $k=k+1$, 转至步骤 4。

3 目标函数与控制量修正公式

神经控制器算法实际上是一个优化过程, 目标函数的确定至关重要。本文考虑 3 个因素: 系统输出量 Z 、控制量 U 、控制量与上一步控制量之差。这样, 目标函数为

$$\begin{aligned} E(k) &= E_1(k) + \gamma_1 \frac{1}{2} \sum_{j=1}^6 \beta_j u_{j,k}^2 + \\ &\quad \gamma_2 \frac{1}{2} \sum_{j=1}^6 \chi_j (u_{j,k} - u_{j,0})^2 \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $E_1(k)$ 为考虑系统输出的部分, 由式(8)表示; γ_1, γ_2 分别为对 $E_1(k)$ 的相对重要系数; β_j 为第 j 个控制量的重要程度系数; $u_{j,k}$ 为 $U(k)$ 的第 j 分量; $u_{j,0}$ 为上一步控制量的第 j 分量; χ_j 为第 j 个控制量调整量的重要程度系数。

$$E_1(k) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{12} \alpha_i z_{i,k}^2 \quad (8)$$

其中 α_i 为第 i 个输出量的重要程度系数(其向量形式为 $\vec{\alpha}$); $z_{i,k}$ 为 $Z(k)$ 的第 i 分量。

按照梯度下降法修正控制量, 使目标函数达到极小, 修正第 $k-1$ 次控制量 $U(k-1)$ 得到第 k 次控制量 $U(k)$ 时, 对于某个控制分量 $u_{j,k}$, 修正公式

$$\begin{aligned} u_{j,k} &= \frac{1}{1 + \eta(\gamma_1 \beta_j + \gamma_2 \chi_j)} [u_{j,k-1} + \\ &\quad \eta \gamma_2 \chi_j u_{j,0} - \eta \frac{\partial E_1(k)}{\partial u_{j,k}}] \end{aligned} \quad (9)$$

由于 $\frac{\partial E_1(k)}{\partial u_{j,k}}$ 不能立即得到, 用 $\frac{\partial E_1(k-1)}{\partial u_{j,k-1}}$ 代替。

将上式写成矩阵形式

$$\begin{aligned} U(k) &= \text{diag}[\frac{1}{1 + \eta(\gamma_1 \vec{\beta} + \gamma_2 \vec{\chi})}] [U(k-1) + \\ &\quad \eta \gamma_2 \text{diag}[\vec{\chi}] U(0) - \eta \frac{\partial E_1(k-1)}{\partial U(k-1)}] \end{aligned} \quad (10)$$