

中图分类号：V249  
学科分类号：082501

论文编号：102870 13-S214

# 硕士学位论文

## 用于振动主动控制的 离心式作动器关键技术研究

研究生姓名	游小亮
学科、专业	飞行器设计
研究方向	直升机动力学与控制
指导教师	陆 洋 副教授

南京航空航天大学  
研究生院 航空宇航学院  
二 一三年三月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Aerospace Engineering

**Study of the Key Technology for the Centrifugal  
Harmonic Force Generator Used in Vibration Control**

A Thesis in

Science and Technology of Aeronautics and Astronautics

by

Xiaoliang You

Advised by

Associate Prof. Yang Lu

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

December, 2012

# 承诺书

本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师指导下，独立进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容外，本学位论文的研究成果不包含任何他人享有著作权的内容。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

本人授权南京航空航天大学可以有权保留送交论文的复印件，允许论文被查阅和借阅，可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或其他复制手段保存论文。

(保密的学位论文在解密后适用本承诺书)

作者签名：\_\_\_\_\_

日 期：\_\_\_\_\_

## 摘 要

在直升机振动主动控制系统中，作动器作为执行元件是核心部件之一。用于直升机振动主动控制的常用作动器包括：液压作动器、电磁作动器和离心式作动器。其中，离心式作动器由于适用频带宽、输出力大、尺寸紧凑、重量较轻、需要功率较小等特点，在 UH-60M、S-92 等直升机上已经获得了应用，而国内对此的研究尚属空白。本文即针对离心式作动器的关键技术进行研究，分析其工作原理，建立其控制算法，并通过研制原理性样机进行试验验证。本文的主要研究内容包括：

(1) 在分析离心式作动器的系统组成和工作原理的基础上，推导出其组成子系统的传递函数，建立了离心式作动器的数学模型。在此基础上，提出了两种离心式作动器控制算法，利用 Matlab/Simulink 对离心式作动器输出力的三要素：幅值、频率、相位进行控制仿真，初步验证了控制算法的正确性和有效性；并分析了控制算法中关键参数对作动器控制效果的影响。

(2) 提出了原理性离心式作动器试验系统的初步方案，包括测控系统、原理性离心式作动器和试验平台。给出了原理性离心式作动器的设计方案及设计过程。根据所提出的控制算法，利用 Matlab RTW 和 Simulink 实现了控制目标代码自动生成，并在此基础上利用 CCS 对目标代码进行了修改完善，使其可应用于试验研究。

(3) 在所开发的原理性离心式作动器试验系统上进行了离心式作动器的相位控制试验研究，试验结果证明了所提出的控制算法可较好的实现离心式作动器的相位控制。

**关键词：**离心，作动器，控制算法，方案设计，DSP

## Abstract

In the active vibration control system, which is used on the helicopter, the actuator, as the implementation of components is one of the core components. The actuator, which is used on the helicopter, includes: the hydraulic actuator, the electromagnetic actuator and the centrifugal actuator. Among them, the centrifugal actuator has access to the application on the helicopter, such as UH-60M, S-92, as it has some advantages, including large frequency bandwidth、 large output、 compact size、 light weight、 less power and so on. However, domestic research on this is blank. This paper studied on the key technology of centrifugal actuator, including analysis of its working principles、 establishment of its control algorithm and test validation through the principle prototype. The major study is on principle prototype of the centrifugal actuator and the control algorithm of it. The main research contents of this article include:

(1)After full analysis of centrifugal actuator system composition and working principle, the paper deduced its subsystem consisting of transfer function and established its motor /load dynamic analysis model. On this base, the article proposed two kinds of the centrifugal actuator control algorithms. Using Matlab /Simulink finished the simulation of three factor (amplitude、 phase and frequency) of the output of the centrifugal actuator. When the preliminary verification of the correctness and effectiveness of the control algorithms was done, it analyzed the influence of the key parameters on actuator control.

(2)The paper made the original centrifugal actuator test system for a preliminary project, including measuring and control system、 the original centrifugal actuator and the test platform. The design and design process of original centrifugal actuator was given. On the context of the control algorithms, using Matlab RTW and Simulink generated the control code. On the basis of the code, using CCS modified the object code, so that it can be used for experimental study.

(3)The article finished the experimental study on the phase control of the centrifugal actuator in the developing original centrifugal actuator test system. The result demonstrated that the proposed control algorithms of the phase control were effective.

**Keywords:** centrifugal, actuator, control algorithm, structural concept, DSP

# 目 录

<b>第一章 绪 论 .....</b>	<b>1</b>
1.1 研究背景 .....	1
1.2 离心式作动器研究现状.....	3
1.3 本文工作 .....	6
1.3.1 研究目标.....	6
1.3.2 主要研究内容.....	6
1.3.3 创新点.....	7
<b>第二章 离心式作动器电机/负载数学建模 .....</b>	<b>8</b>
2.1 引言 .....	8
2.2 离心式作动器结构及工作原理.....	8
2.2.1 离心式作动器结构.....	8
2.2.2 离心式作动器工作原理.....	8
2.3 离心式作动器执行模块数学建模 .....	9
2.3.1 无刷直流电机数学建模.....	9
2.3.2 PWM 功率驱动器数学建模 .....	12
2.4 离心式作动器执行模块数学模型.....	13
2.5 本章小结 .....	13
<b>第三章 离心式作动器控制算法研究 .....</b>	<b>14</b>
3.1 引言 .....	14
3.2 离心式作动器控制算法描述.....	14
3.2.1 离心式作动器输出力控制原理.....	14
3.2.2 第一种离心式作动器控制机理.....	14
3.2.3 第二种离心式作动器控制机理.....	15
3.3 优化驱动电机角速度轨迹 .....	16
3.3.1 优化第一种控制机理中驱动电机角速度的轨迹 .....	17
3.3.2 优化第二种离心式作动器控制机理轨迹 .....	18
3.4 离心式作动器控制仿真 .....	20

3.3.1 第一种离心式作动器控制机理 Simulink 仿真框图 .....	20
3.3.2 第一种离心式作动器控制机理仿真结果 .....	21
3.3.3 第二种离心式作动器控制机理 Simulink 仿真框图 .....	23
3.3.4 第二种离心式作动器控制机理仿真结果 .....	24
3.5 控制时间 $T$ 影响分析 .....	27
3.6 本章小结 .....	29
<b>第四章 原理性离心式作动器试验系统设计 .....</b>	<b>30</b>
4.1 引言 .....	30
4.2 原理性离心式作动器试验系统总体方案设计 .....	30
4.2.1 原理性离心式作动器样机的初步设计方案 .....	30
4.2.2 测控系统的初步设计方案 .....	31
4.2.3 试验平台的初步设计方案 .....	32
4.3 原理性离心式作动器样机设计 .....	32
4.3.1 原理性样机设计 .....	32
4.3.2 原理性样机主传力结构强度校核 .....	34
4.4 本章小结 .....	36
<b>第五章 离心式作动器控制算法的 DSP 实现 .....</b>	<b>37</b>
5.1 引言 .....	37
5.2 TMS320 F2812 DSP 简介 .....	37
5.3 开发 DSP 系统方法介绍 .....	37
5.4 基于 MATLAB—SIMULINK 的 DSP 代码设计和实现 .....	38
5.4.1 基于 DSP 的 Simulink 框图生成 .....	38
5.4.2 DSP 代码生成 .....	39
5.5 本章小结 .....	41
<b>第六章 离心式作动器相位控制试验研究 .....</b>	<b>42</b>
6.1 引言 .....	42
6.2 离心式作动器控制试验介绍 .....	42
6.2.1 试验系统介绍 .....	42
6.2.2 离心式作动器相位控制试验原理 .....	43
6.3 离心式作动器相位控制试验内容 .....	44
6.3.1 无负载单个离心式作动器相位控制试验 .....	44
6.3.2 带负载单个离心式作动器相位控制试验 .....	48

6.3.3 带负载两个离心式作动器相位差控制试验 .....	52
6.4 本章小结 .....	60
<b>第七章 总结与展望 .....</b>	<b>61</b>
7.1 全文总结 .....	61
7.2 后续工作展望 .....	61
<b>参考文献 .....</b>	<b>62</b>
<b>致谢 .....</b>	<b>65</b>
<b>在学期间的研究成果及发表的学术论文 .....</b>	<b>66</b>



## 图表清单

图 1.1 直升机典型振源图.....	1
图 1.2 直升机振动主动控制技术分类图.....	2
图 1.3 ACSR 系统组成 .....	2
图 1.4 CHEREDNIKOV 离心式作动器原理图 .....	3
图 1.5 GARNJOST 离心式作动器结构示意图 .....	4
图 1.6 MIKUS,离心式作动器结构示意图.....	5
图 1.7 哈工大离心式作动器结构示意图.....	6
图 2.1 离心式作动器总体框图.....	8
图 2.2 作动器产生激振力原理图.....	9
图 2.3 无刷直流电机结构简图.....	10
图 2.4 直流无刷电机内部等效电路图.....	10
图 2.5 无刷直流电机动态结构框图.....	12
图 2.6 无刷直流电机动态结构图(含参数) .....	12
图 2.7 离心式作动器执行模块的数学模型结构图.....	13
图 3.1 第一种离心式作动器控制机理流程图.....	15
图 3.2 第二种离心式作动器控制机理流程图.....	16
图 3.3 第一种离心式作动器控制机理控制过程.....	17
图 3.4 第二种离心式作动器控制机理控制过程.....	19
图 3.5 第一种离心式作动器控制机理 SIMULINK 仿真框图.....	20
图 3.6 相位控制状态前 5s 输出力期望值和实际值对比.....	21
图 3.7 相位变化时输出力期望值和实际值对比.....	21
图 3.8 幅值控制状态前 5s 输出力期望值与实际值对比.....	22
图 3.9 幅值变化时刻输出力期望值和实际值对比 .....	22
图 3.11 幅值+相位控制状态前 5s 输出力期望值与实际值对比.....	23
图 3.12 幅值+相位控制时刻输出力期望值和实际值对比 .....	23
图 3.13 第二种离心式作动器控制机理 SIMULINK 仿真框图.....	24
图 3.14 相位控制状态前 5s 输出力期望值与实际值对比.....	24
图 3.15 相位控制时刻输出力期望值和实际值对比.....	25

图 3.16 幅值控制时前 5s 输出力期望值与实际值对比.....	25
图 3.17 幅值控制时控制时间 1.5s~2.5s 输出力期望值和实际值对比 .....	26
图 3.18 幅值+相位控制时前 5s 输出力期望值与实际值对比.....	26
图 3.19 幅值+相位控制时控制时间 1.5s~2.5s 输出力期望值和实际值对比 .....	27
图 3.20 控制时间 $T$ 取 0.05s 时仿真结果 .....	28
图 3.21 控制时间 $T$ 取 0.1s 时仿真结果 .....	28
图 3.22 控制时间 $T$ 取 0.15s 时仿真结果 .....	28
图 3.23 控制时间 $T$ 取 0.2s 时仿真结果 .....	29
图 3.24 控制时间 $T$ 取 0.25s 时仿真结果 .....	29
图 4.1 模型离心式作动器系统三维图.....	30
图 4.2 测控系统结构示意图.....	31
图 4.3 偏心质量块三维图.....	33
图 4.4 传动机构三维图.....	34
图 4.5 作动器主传力结构.....	34
图 4.6 GENERATIVE STRUCTURAL ANALYSIS 模块的界面.....	35
图 4.7 有限元分析结果.....	35
图 5.1 典型数字量信号处理系统原理框图.....	37
图 5.2 离心式作动器控制算法 DSP 代码生成框图 .....	39
图 5.3 DSP 自动代码生成原理图 .....	39
图 5.4 MATLAB 命令栏中的进度信息 .....	40
图 5.5 CCS 软件界面 .....	41
图 6.1 离心式作动器控制试验测控系统.....	42
图 6.2 离心式作动器控制试验平台 .....	43
图 6.7 电机电压波峰值 5.5V 时电机角速度曲线.....	45
图 6.8 电机电压波峰值 5.75V 时电机角速度曲线.....	46
图 6.9 电机电压波峰值与电机相位提前量的拟合曲线 .....	47
图 6.10 电机电压波峰值为 5v 时电机角速度曲线 .....	47
图 6.11 电机电压波峰值为 6.25v 时电机角速度曲线 .....	48
图 6.12 电机最大转速为 225RPM 时作动器输出力的相位 .....	49

图 6.13 电机最大转速为 250RPM 时作动器输出力的相位 .....	50
图 6.14 电机最大转速为 275RPM 时作动器输出力的相位 .....	50
图 6.15 电机最大转速为 300RPM 时作动器输出力的相位 .....	51
图 6.16 电机最大转速为 325RPM 时作动器输出力的相位 .....	51
图 6.17 相位差控制时作动器输出力 .....	52
图 6.17 相位差为 $0^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	54
图 6.18 相位差为 $15^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	54
图 6.19 相位差为 $30^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	55
图 6.20 相位差为 $45^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	55
图 6.21 相位差为 $60^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	56
图 6.22 相位差为 $75^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	56
图 6.23 相位差为 $90^{\circ}$ 时作动器输出力曲线 .....	57
图 6.24 两个作动器相位差和作动器实际输出力幅值的关系曲线 .....	58
 表 2.1 无刷直流电动机主要技术参数 .....	 12
 表 4.1 模型离心式作动器系统的基本设计指标 .....	 31
表 4.2 测量系统的测量对象与测量设备 .....	31
表 4.3 所选无刷直流电机性能参数 .....	33
 表 6.1 电机电压波峰值与电机相位提前量的关系 .....	 46
表 6.2 电机电压波峰值与电机相位提前量的关系 .....	48
表 6.3 拟合驱动得到相位提前量与试验相位提前量之间的差值 .....	48
表 6.4 电机最大转速与作动器输出力相位提前量之间的关系 .....	49
表 6.5 实验作动器输出力相位提前量 .....	51
表 6.6 理论计算和实测作动器输出力的相位提前量之间的误差 .....	52
表 6.7 两个作动器相位差与作动器输出力幅值之间的关系 .....	53
表 6.8 两个作动器不同相位差与作动器实际输出力幅值之间的关系 .....	57
表 6.9 作动器期望输出力幅值和实际输出力幅值之间的误差 .....	59

## 注释表

$F_i$	单个作动器输出力	$x(t)$	时域信号
$F_{total}$	两个作动器输出合力	$X(k)$	频域信号
$\omega$	作动器输出力的频率	$\omega(t)$	驱动电机角速度曲线
$\theta$	作动器输出力的相位	$\varphi(t)$	步进电机角位置曲线
$\alpha$	两个作动器输出力的相位差	$\theta(t)$	作动器输出力相位曲线
$U_d$	电动机绕组端电压	$F_{peak}(t)$	作动器输出力曲线
$I_d$	电动机等效电流	$T$	控制时长
$E$	电动机等效反电动势	$m$	单个偏心质量块质量
$K_e$	电动机反电动势系数	$r$	偏心质量块的偏心距
$K_T$	电动机的电磁转矩系数	$I$	单个偏心质量块惯量
$\omega$	电动机角速度	$M$	单个作动器需要最大转矩
$\theta$	电动机转角	$P$	单个作动器需要最大功率
$J_{eq}$	电动机等效转动惯量	$\eta$	安全系数
$T_e$	电动机电磁转矩	$\ominus$	驱动电机相位提前量
$T_L$	负载力矩	$V$	控制电压波峰值
$K_{PWM}$	PWM 控制器的放大系数	$n$	驱动电机最大转速

# 第一章 绪 论

## 1.1 研究背景

直升机在飞行时始终承受着持续的周期性振动载荷，这些振动载荷来源于旋翼、尾桨和发动机等产生的激振力<sup>[1-5]</sup>。直升机典型的振动源如图 1.1 所示。这些振动载荷作用在机体上引起机体的振动响应，高水平的振动不仅影响驾驶员与乘员的舒适程度和工作效率，而且降低结构的疲劳寿命和机载设备的可靠性，严重时会引起它们失效。

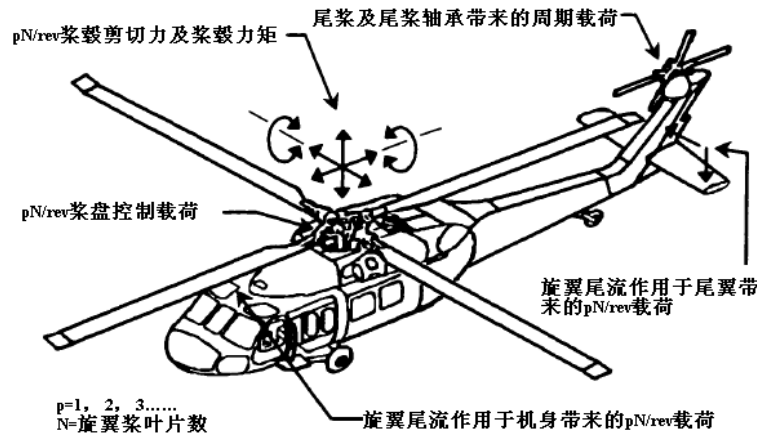


图 1.1 直升机典型振源图

传统减振手段多为被动减振方法，包括动力吸振、隔振等技术，时至今日，这些技术已相对成熟。然而，这些被动减振方法由于重量效率比、带宽等因素限制了其减振效果，已不能满足现代直升机振动性能要求。人们逐渐将目光转移至直升机振动主动控制技术，其分类如图 1.2 所示<sup>[6]</sup>。其中，HHC（高阶谐波控制），它通过直接控制自动倾斜器降低传至机身的振动；IBC（独立桨叶控制）、AFC（主动附翼控制）以及 ATR（主动扭转智能旋翼），它们都是通过控制旋翼降低传递到机身的振动。这些振动主动控制方法<sup>[7-13]</sup>也因为功率消耗以及结构设计等问题，使其一直未能进入实用。而直升机 ACSR（结构响应主动控制）由于其减振效果较好、功率消耗较低、适应性较强，已成为直升机机体振动主动控制的主流技术，国外已将该技术应用于某些直升机型号上。ACSR 的基本原理是：在直升机主要模态的非节点位置上通过作动器施加主动控制力，通过控制器的实时调节，使主动控制力在关键部位（如座舱）处产生的振动响应与外扰激振力引起的振动相抵消，从而达到减振的目的。地面试验与飞行试验均证明 ACSR 减振技术可以显著降低直升机的振动水平，同时不会影响旋翼性能，能较好地适应旋翼转速的变化和飞行状态的变化，而且系统重量比被动式减振系统小，具有广泛的适用性。

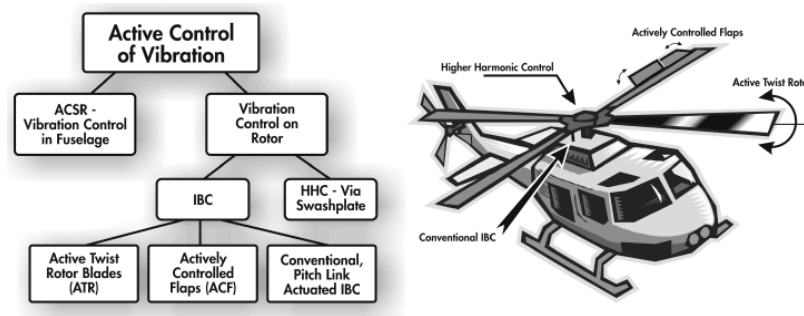


图 1.2 直升机振动主动控制技术分类图

ACSR 系统的基本组成如图 1.3 所示，主要包括传感检测系统、控制系统和作动器系统三部分。其中，作动器是实现结构响应主动控制的核心部件之一。在满足减振要求的前提下，要求作动器结构尽可能简单、尺寸尽可能紧凑、重量尽可能轻，需用功率尽可能小。国外已应用结构响应主动控制技术的直升机型号主要采用了液压共振型作动器（UH-60）<sup>[14]</sup>、电磁共振型惯性作动器（EC225/EC725）<sup>[15]</sup>以及离心式作动器（UH-60M、S-92）<sup>[16-17]</sup>。液压共振型作动器的主要优点是输出功率大，但其自身重量较大；电磁共振型作动器的主要优点是控制简单、结构重量适中、需用功率小（仅在工作频率附近），无控时相当于被动吸振器；离心式作动器的特点是适应频带宽、输出力大、结构简单，尺寸紧凑，重量轻、需用功率较小。离心式作动器由于其适应频带宽、输出力大的特点，特别适用于大中型直升机，以及采用变转速技术的新型直升机。

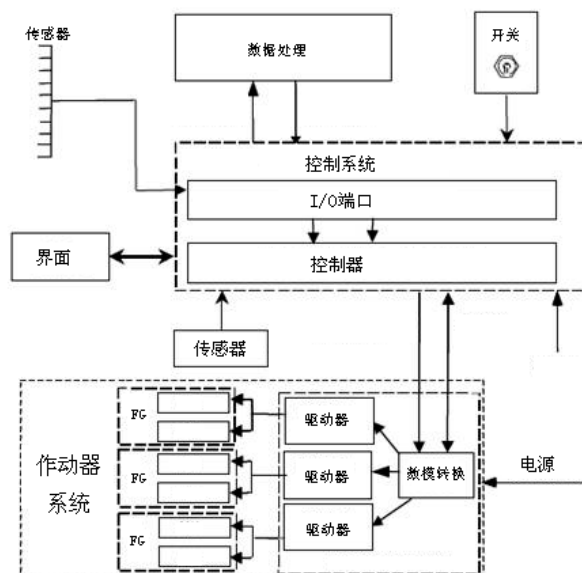


图 1.3 ACSR 系统组成

离心式作动器的控制原理、实现方式与液压型和电磁型作动器完全不同，其核心及难点是对作动器输出力的频率、幅值和相位的控制技术，应对其进行深入研究。

## 1.2 离心式作动器研究现状

离心式作动器的实质是一个产生期望谐波力的装置，由偏心质量块旋转产生的离心力作为作动器的输出力。早在上世纪初期，Bodine、Tschebotariov 等人就利用类似的装置将木桩钉入地面<sup>[18-20]</sup>。20 世纪中期，Chopra、Mikus 等人才将该装置引入到直升机减振领域<sup>[21]</sup>。

2001 年，俄国人 E.N.Cherednikov 提出了一种输出恒定力的离心式作动器<sup>[22]</sup>，其原理如图 1.4 所示，该作动器在一定频带下可保持产生的激振力幅值不变。其工作原理是：两种偏心质量块安装在旋转轴 1 上，一种偏心质量块 2，它不能沿旋转轴径向移动，其作用是使作动器输出激振力。另一种偏心质量块 3，它可以沿旋转轴径向移动，其作用是保持作动器在不同频率下输出激振力恒定，其输出激振力如式（1-1）所示。

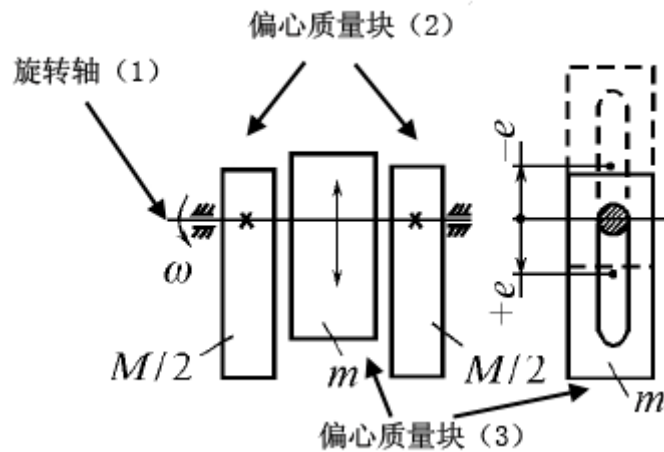


图 1.4 Cherednikov 离心式作动器原理图

$$F_{total} = 2(ME + me)\omega_{\min}^2 = 2(ME - me)\omega_{\max}^2 = 2(ME \pm me_i)\omega_i^2 = \text{const} \quad (1-1)$$

式中， $M$  为偏心距不变偏心质量块的质量， $m$  为偏心距可变偏心质量块的质量， $E$  为偏心距不变偏心质量块距旋转轴的偏心距， $e$  为偏心距可变偏心质量块距旋转轴的偏心距， $\omega$  为旋转轴的转速。

1999 年，美国人 D.Garnjost 和 J.Rey 提出一种离心式作动器方案<sup>[23]</sup>。该作动器的外形更加紧凑，其结构示意图如图 1.5 所示；同时也对两组作动器输出力相位差的控制律进行了研究。他们提出了三种控制两组作动器输出力相位差的方法：1）一组作动器输出力相位不变，另一组作动器输出力相位提前，从而达到产生两组作动器输出力相位差的目的；2）一组作动器输出力相位不变，另一组作动器输出力相位滞后，从而达到产生两组作动器输出力相位差的目的；3）一组作动器输出力相位提前，另一组作动器输出力相位滞后，从而达到产生两组作动器输出力相位差的目的。该作动器的工作过程是：电机驱动两个偏心轮反转，每个偏心轮上均安装有两个偏心质量块，每两个偏心质量块同速反转，从而产生离心力，该离心力在一个方向抵消，在另一个方向叠加，合力形成作动器的输出力。工作时，需要两组该作动器同时工作，由两组作

动器中偏心轮转速的相位差控制作动器输出激振力的幅值。幅值控制原理如下：

$$F_i = 2m\omega^2 r \sin(\omega t + \theta \pm \alpha) \quad (1-2)$$

$$F_{total} = F_1 + F_2 = 4m\omega^2 r \cos \alpha \sin(\omega t + \theta) \quad (1-3)$$

式中,  $m$  为偏心质量块的质量,  $\omega$  为偏心轮的转速,  $r$  为偏心质量块距旋转轴的偏心距,  $\alpha$  为两组偏心轮转速之间的相位差,  $\omega t + \theta$  为两组偏心轮转速的相位关系。

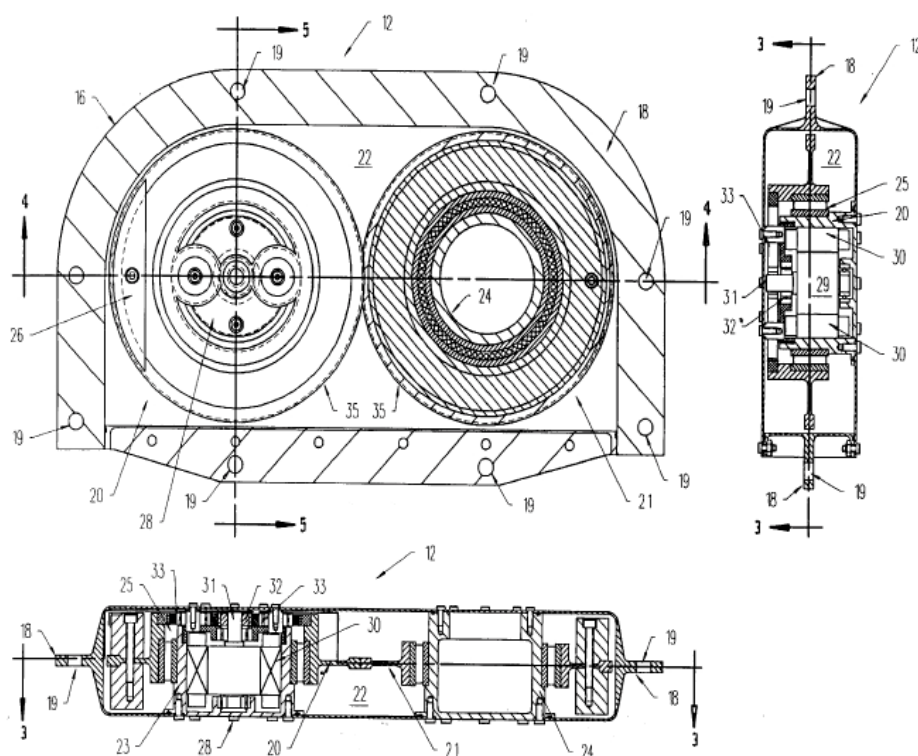


图 1.5 Garnjost 离心式作动器结构示意图

2005 年, 美国人 Oldrich Mikus 等人在前人的基础上提出了一种新型离心式作动器<sup>[24]</sup>, 该离心式作动器可以同时改变其产生激振力的三要素: 频率、相位和幅值, 以应对复杂的外扰振动载荷。其工作原理是: 四个偏心质量块套在一个旋转轴上, 由驱动电机 1 通过圆锥齿轮驱动这四个偏心质量块绕着旋转轴以  $\omega$  旋转, 质量块 1 和质量块 3 同向, 质量块 2 和质量块 4 同向。步进电机 2 通过蜗轮驱动旋转轴旋转, 圆锥齿轮 5 的安装轴固连在旋转轴上, 另一个圆锥齿轮 9 的安装轴固连在壳体上, 通过它们的旋转, 使得质量块 1、3 和质量块 2、4 的之间有个偏角  $\varphi$ 。其工作原理简图如图 1.6 所示。



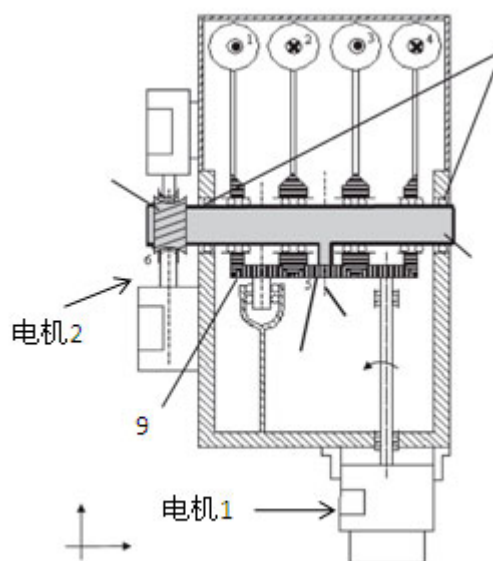


图 1.6 Mikus,离心式作动器结构示意图

每个质量块产生的力和合力表达式如下：

$$F_{13} = F_{24} = 2m\omega^2 r \cos \frac{\varphi}{2} \quad (1-4)$$

$$F_{total} = (F_{13} + F_{24}) \cos \psi(t) \quad (1-5)$$

式中， $m$  为偏心质量块的质量， $r$  为旋转轴 7 的偏心距， $\psi(t)$  为偏心质量块绕旋转轴的旋转角。

在国内，哈尔滨工程大学以船舶减振为研究对象，对离心式作动器进行了深入的研究<sup>[25-28]</sup>。一种典型的船用离心式作动器结构简图如图 1.7 所示<sup>[26]</sup>。其工作原理是：动力经联轴器输给主动轴 5，主动轴 5 通过直齿圆柱齿轮将动力传输给从动轴，从而带动从动轴转动，主、从动轴驱动滑杆 8 同速反向转动，进而驱动对称滑块 10 同速反向转动，该机构产生的合力在水平方向上相互抵消，在垂直方向上相互叠加，该机构的输出力即为垂直方向上简谐变化的减振力，实现了输出一个可控力。控制力的频率由控制器通过算法跟踪，调节电机转速实现。当需要调节相位时，通过调节壳体 23 的转速，由芯轴 22 来驱动小锥齿轮旋转，以增加或减少左端大齿轮的输出转速，从而达到调节相位的目的。当需要调节控制力的力幅时，丝杆 4 正转/反转。通过丝杆 4 与螺母 14 的螺旋传动来实现拨叉 9 的缓慢移动，此时拨叉带动镶嵌其中的拨板 6 移动，拨板 6 带动拨筒 7 移动，拨筒 7 拉动链板 11，链板 11 带动滑块 10 移动，滑块 10 的偏心距变化，从而实现控制力的力幅调整。

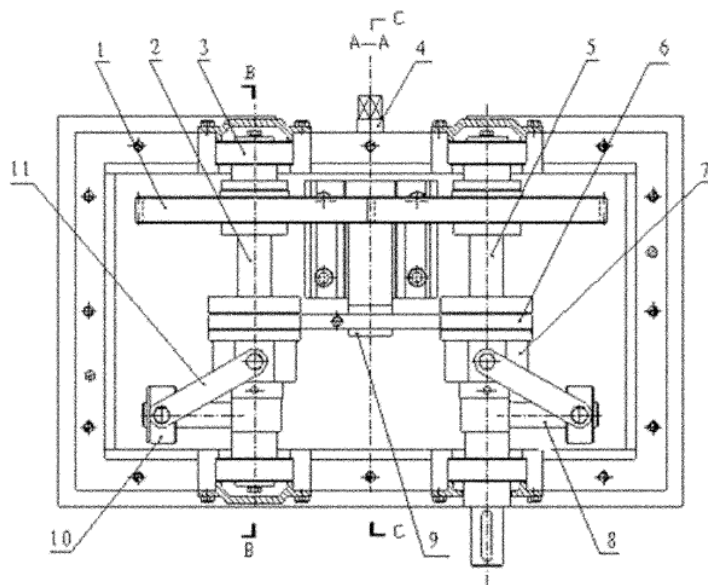


图 1.7 哈尔滨工程大学离心式作动器结构示意图

值得说明的是，上述公开文献中给出的离心式作动器并非应用于直升机，而国外已应用于直升机型号的离心式作动器其核心技术从未公开，因此，为使 ACSR 技术早日在我国直升机上应用，完全有必要对适用于直升机的离心式作动器进行深入研究。

### 1.3 本文工作

#### 1.3.1 研究目标

对用于直升机振动主动控制的离心式作动器的关键技术进行研究，建立伺服电机/负载耦合动力学分析模型，通过仿真分析和离心式作动器样机试验掌握离心式作动器频率、幅值和相位控制的技术，并开展原理性样机的机械参数与电气参数的优化设计研究。基于前述研究成果，研制原理性离心式作动器，为未来其在直升机型号上的应用奠定坚实基础。

#### 1.3.2 主要研究内容

本文研究内容主要包括以下几个方面：

- (1) 建立离心式作动器电机/负载动力学分析模型。
- (2) 设计离心式作动器频率、幅值与相位控制律，通过 Simulink 仿真分析了主要设计参数对控制特性的影响。
- (3) 提出原理性离心式作动器方案，研制离心式作动器样机。
- (4) 基于 F2812 DSP，对离心式作动器控制律进行物理实现。
- (5) 通过试验，验证离心式作动器样机输出力控制的可行性和有效性。

### 1.3.3 创新点

本文主要创新点包括以下几个方面：

- (1) 提出了两种控制机理的离心式作动器控制算法，并通过试验进行了验证。
- (2) 设计并研制了一种新型的输出力三要素可调、结构紧凑、重量较轻的离心式作动器原理样机。

## 第二章 离心式作动器电机/负载数学建模

### 2.1 引言

本文以离心式作动器为控制对象，分析了其工作原理，推导出各环节的传递函数，进而得到离心式作动器电机/负载数学模型，为建立离心式作动器电机/负载的 Simulink 动态仿真模型提供了依据。

### 2.2 离心式作动器结构及工作原理

离心式作动器实质是一个输出正弦力的三要素（频率、相位和幅值）可控的设备，它根据外部振源信号的变化，可实时调整其输出力的三要素。

#### 2.2.1 离心式作动器结构

离心式作动器的总体构成框图如图 2.1 所示，它主要由控制模块和执行模块组成。控制模块主要为控制器，执行模块则包括：驱动器、电机、偏心负载和安装机构。

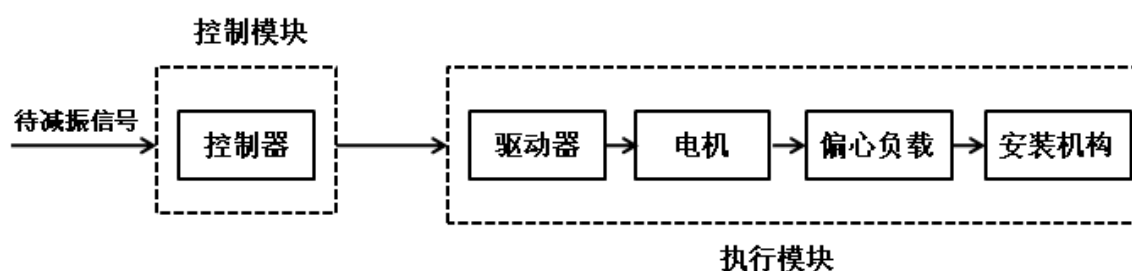


图 2.1 离心式作动器的总体构成框图

控制模块——主要是接受待减振点输入给控制器的待减振信号，通过内部微处理器完成复杂的控制律计算，输出合适的电压信号到下级执行模块。

执行模块——主要是由驱动器、电机、偏心负载和安装机构组成。执行模块中的驱动器接受控制器输出信号，驱动电机旋转，带动偏心质量块共轴旋转，从而产生输出力作用在安装机构上。

#### 2.2.2 离心式作动器工作原理

通过伺服电机带动一对偏心质量块反转，这样它们横向的离心力相互抵消，而纵向的离心力互相叠加，因此产生一个正弦激振力，如下图 2.2 所示。图中大圆表示旋转齿轮，两个扇形表示偏心质量块，而弧形箭头表示齿轮旋转方向。

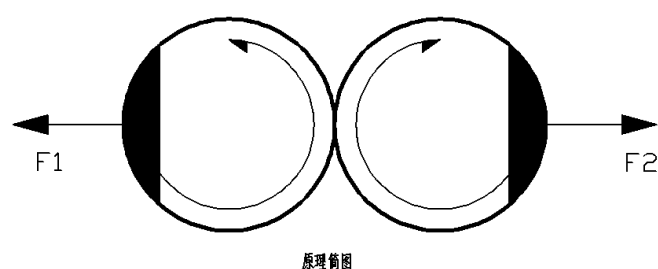


图 2.2 作动器产生激振力的原理图

设偏心质量块的质量为  $m$ ，齿轮转动的角速度为  $\omega$ ，则一个偏心质量块在大齿轮上旋转时产生的离心力为  $f_1 = m\omega^2 r$ ，另一个偏心质量块产生的离心力为  $f_2 = m\omega^2 r$ ，由于它们是反向旋转，横向离心力相互抵消而纵向离心力相互叠加。即  $F_x = 0$ ， $F_y = 2m\omega^2 r \sin(\omega t)$ 。

该系统包含两个这样的子系统，通过控制系统发出两个不同的控制信号  $\theta + \alpha$  和  $\theta - \alpha$ ，让伺服电机的相位提前量不同，从而达到对激振力的相位和幅值进行控制，得到两个激振力：

$$F_1 = 2m\omega^2 r \sin(\omega t + \theta + \alpha) \quad (2-1)$$

$$F_2 = 2m\omega^2 r \sin(\omega t + \theta - \alpha) \quad (2-2)$$

这两个激振力合成得到合激振力：

$$F_{total} = 4m\omega^2 r \cos \alpha \sin(\omega t + \theta) \quad (2-3)$$

可以看出，通过调整  $\alpha$  可对激振力的幅值进行控制；通过调整  $\theta$  可对激振力的相位进行控制；通过调整  $\omega$  可对激振力的频率进行控制。当一个激振力的相位和频率都与振源的信号相位和频率一致，而幅值相反时，两者相互抵消，从而达到减振的效果。

## 2.3 离心式作动器执行模块数学建模

离心式作动器执行模块中包括两个主要部件：电机和驱动器。本节推导和建立执行模块中电机和驱动器的数学模型，为进一步建立离心式作动器控制系统的 Simulink 动态仿真模型提供基础。

### 2.3.1 无刷直流电机数学建模

目前国内外使用的电机种类主要有步进电机、无刷直流电机和交流电机等<sup>[29-30]</sup>。步进电机不需要 A/D 转化，能够直接将数字脉冲信号转化为角位移，所以一般作为在数控机床的执行机构；交流电机的重量效率比高，其通过改变控制器输出交流电的频率和电压来调速，但是其控制器及配套价格昂贵；相比于前两种电机，直流无刷电机机械特性和调节特性的线性度好，调速范围广，寿命长，维护方便，噪声小，不存在因电刷而引起的一系列问题，所以这种电机在控制系统中应用很广。因此，本文研究中选择直流无刷电机作为离心式作动器的驱动元件。

#### (1) 直流无刷电机

驱动器驱动电机旋转，从而带动偏心质量块共轴旋转，通过传感器可对电机的转速和位置进行监测。无刷直流电机结构主要由电机本体(包括定子和转子)、传感器和轴承等部件组成。定子主要由导电绕组线圈组成，转子是电机旋转部分，转子铁心上镶嵌有稀土永磁体。无刷直流电机结构组成如图 2.3 所示<sup>[31]</sup>。

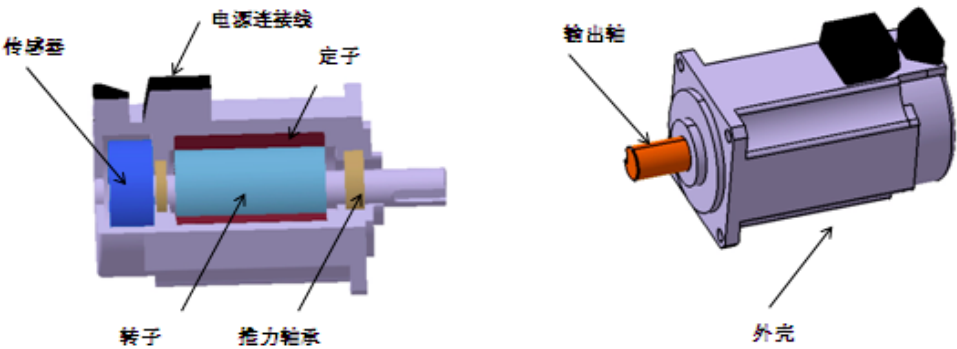


图 2.3 无刷直流电机结构简图

无刷直流电机的工作原理为：当电机获得控制器输出的电压信号后，定子绕组线圈通电，该电流与转子永磁体磁极所产生的磁场相互作用，产生一个转矩驱动电机转子旋转。再通过传感器把转子上磁钢的位置转变成电信号，反馈给控制器，使得电流能够准确换向，保证电机在旋转过程中，定子绕组产生的磁场与转子磁钢产生的磁场始终保持互相垂直，从而输出最大力矩。通过改变绕组线圈中电流的大小，可以控制电机输出力矩的大小。电机中推力轴承用来承受电机中转子等所受到的轴向离心力载荷。

(2) 无刷直流电机数学建模

将无刷直流电机内绕组的电阻等效为电机电阻  $R$ ，其电感等效为自感  $L$ ，因为电枢反应及管压降与绕组线圈之间的互感较小，可以忽略不计，由此可得到无刷直流电动机内部等效电路，如图 2.4 所示。

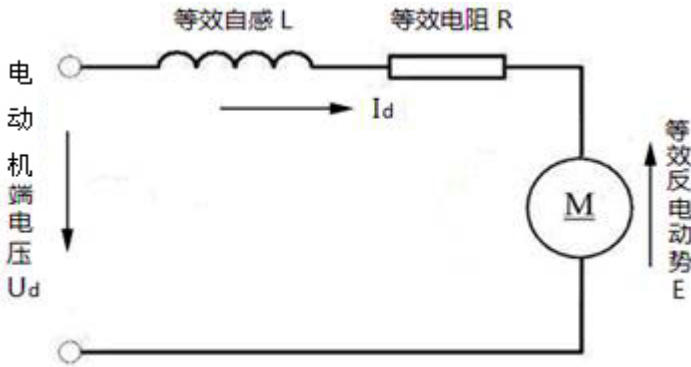


图 2.4 直流无刷电动机内部等效电路图

直流无刷电机绕组电压平衡方程为：

$$U_d = I_d R + L \frac{di_d}{dt} + E \quad (2-4)$$

式中， $U_d$  为无刷直流电机绕组端电压， $I_d$  为无刷直流电机等效电流， $R$  为无刷直流电机等效电阻， $L$  为无刷直流电机等效自感， $E$  为无刷直流电机等效反电动势。

无刷直流电机反电动势为：

$$E = K_e \omega \quad (2-5)$$

式中， $K_e$  为无刷直流电机绕组反电动势系数，由电动机结构决定， $\omega$  为无刷直流电机角速度。

假设在理想状态下，忽略无刷直流电机中定子的热损、铁损、铜损和除了粘性摩擦力矩以外的其他机械摩擦力矩，由力学定律可得无刷直流电机运动方程为：

$$T_e = J_{eq} \frac{d\omega}{dt} + T_L \quad (2-6)$$

式中， $T_e$  为无刷直流电机的电磁转矩， $J_{eq}$  为空载时无刷直流电机转轴上的等效转动惯量， $T_L$  为负载力矩。

根据能量守恒原理，可得：

$$\frac{1}{2} J_{eq} \omega^2 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n (m_i v_{si}^2 + J_{si} \omega_i^2) \quad (i=1,2,3,\dots,n) \quad (2-7)$$

故有：

$$J_{eq} = \sum_{i=1}^n \left[ m_i \left( \frac{v_{si}}{\omega} \right)^2 + J_{si} \left( \frac{\omega_i}{\omega} \right)^2 \right] \quad (i=1,2,3,\dots,n) \quad (2-8)$$

无刷直流电机的电磁转矩为：

$$T_e = K_T I_d \quad (2-9)$$

式中， $K_T$  为无刷直流电机的电磁转矩系数， $B$  为无刷直流电机的粘性摩擦系数。

联立式(2-4)、(2-5)、(2-6)、(2-8)和(2-9)，并进行拉氏变换，可得下式：

$$\begin{cases} U_d(s) = I_d(s)R + LI_d(s)s + E(s) \\ E(s) = K_e \omega(s) \\ T_e(s) = J_{eq} \omega(s)s + T_L(s) + T_B(s) \\ T_B(s) = B\omega(s) \\ T_e(s) = K_T I_d(s) \end{cases} \quad (2-10)$$

根据式(2-10)，可绘出无刷直流电机的动态结构框图如图 2.5 所示。从图中可以看出负载力矩(对离心式作动器而言，该力矩即为驱动偏心质量块旋转的力矩)会影响无刷直流电机的传递函数。因此当控制系统设计完成后，负载力矩变化是影响无刷直流电机速度及位置的主要扰动。

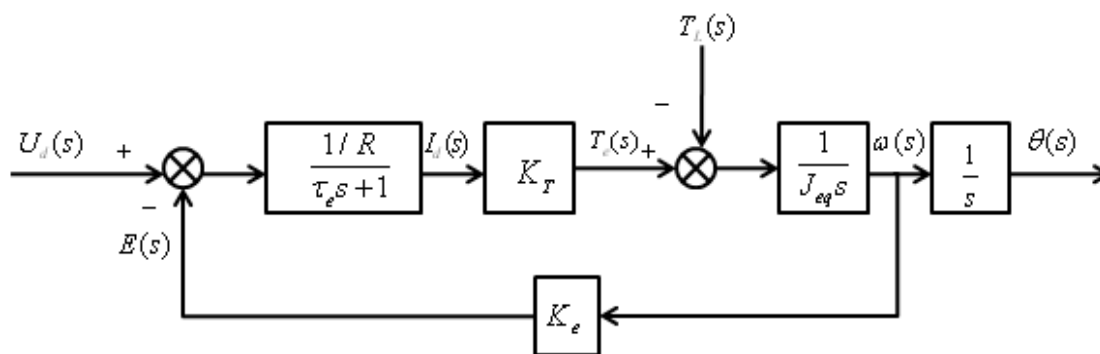


图 2.5 无刷直流电机动态结构框图

图中， $\tau_e$  为无刷直流电机的电磁时间常数， $\tau_e = L/R$ 。

表 2.1 给出了本文研究中使用的无刷直流电机的主要技术参数。代入具体参数后，可得该无刷直流电机的动态结构图（含参数），如图 2.6 所示。

表 2.1 无刷直流电机主要技术参数

转子转动惯量 (Kg·m <sup>2</sup> )	$0.37 \times 10^{-4}$	粘性阻尼系数	$0.53 \times 10^{-4}$
电磁时间常数 (S)	0.0033	机电时间常数 (S)	0.255
电阻 ( $\Omega$ )	0.36	电感 (mH)	1.2
转矩常数 (N·m/A)	0.13	反电动势系数 V/(r/min)	$13.6 \times 10^{-3}$

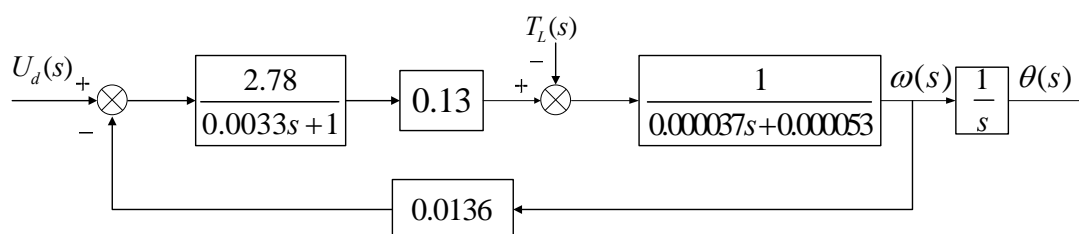


图 2.6 无刷直流电机动态结构图（含参数）

### 2.3.2 PWM 功率驱动器数学建模

PWM（脉宽调制技术）是利用微处理器的数字输出对模拟电路进行控制的一种非常有效的技术，在测量、通信、功率控制与变换等许多领域得到广泛应用<sup>[32]</sup>。在离心式作动器控制系统中



由控制器的输出信号进行控制，为 PWM 功率驱动器提供所需的脉冲信号，其脉冲宽度与控制电压成正比。通过以数字方式控制模拟电路，可以大大的降低系统的成本及功耗。

对于本文研究的离心式作动器控制系统而言，PWM驱动器的作用，是将控制器输出的PWM信号通过功率放大，使功率电力半导体器件导通，并最终控制无刷直流电机的运动。通常功率驱动器可看成为一个滞后环节，可以用一阶惯性环节来近似描述其传递函数如下：

$$G_{PWM}(s) = \frac{K_{PWM}}{T_{PWM}s + 1} \quad (2-11)$$

$$K_{PWM} = U_c / U_r \quad (2-12)$$

式中， $K_{PWM}$  为 PWM 功率驱动器的放大系数， $U_c$  为 PWM 驱动器的输出电压， $U_r$  为 PWM 驱动器的控制电压， $T_{PWM}$  为功率半导体器件的时间常数，其中  $T_{PWM} = 1 / f_{PWM}$ 。

对于本文研究的系统而言， $U_c = 48 \text{ V}$ ， $U_r = 30 \text{ V}$ ，PWM 的工作频率为  $f_{PWM} = 20 \text{ kHz}$ 。代入具体参数，可以得到 PWM 驱动器的传递函数为：

$$G_{PWM}(s) = \frac{1.6}{0.00005s + 1} \quad (2-13)$$

## 2.4 离心式作动器执行模块数学模型

将离心式作动器执行模块连接起来，由控制器输出控制信号给离心式作动器的执行模块，得到离心式作动器执行模块的数学模型结构图，如图 2.7 所示：

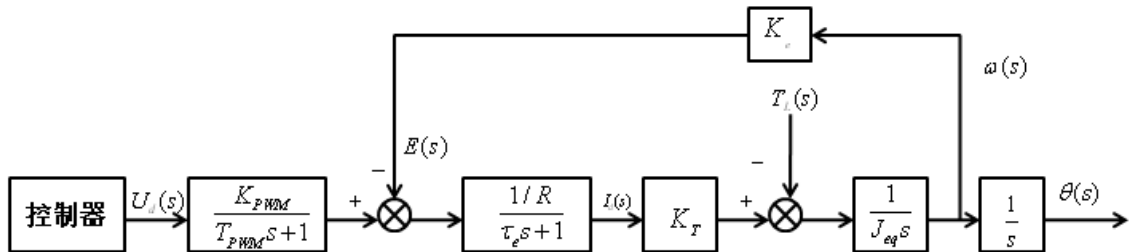


图 2.7 离心式作动器执行模块的数学模型结构图

## 2.5 本章小结

本章介绍了离心式作动器系统组成及其工作原理，详细阐述了离心式作动器执行模块的组成，推导了其传递函数，并针对系统实际工作情况进行建模，推导出离心式作动器的数学模型，为建立离心式作动器的 Simulink 动态仿真平台提供了依据，并为后续控制算法的仿真验证提供了基础。

## 第三章 离心式作动器控制算法研究

### 3.1 引言

在设计离心式作动器控制算法的过程中，以数学模型替代实际系统，通过 PC 机仿真可以充分验证控制算法，并有效减少离心式作动器的研制时间和研发成本。

### 3.2 离心式作动器控制算法描述

#### 3.2.1 离心式作动器输出力控制原理

离心式作动器输出一个正弦力，其输出力包括三个要素：频率、相位和幅值。对离心式作动器的控制，就是对离心式作动器输出力三要素的控制。

离心式作动器工作时，两电机分别驱动两组偏心质量块旋转，每组偏心质量块中的两个偏心质量块通过伞齿轮啮合，同速反转，产生离心力。该离心力在水平方向上相互抵消，在垂直方向上相互叠加，合力作为离心式作动器的输出力。通过调整两组偏心质量块输出力的相位差控制离心式作动器输出力幅值。离心式作动器输出力表达式为：

$$F_i = 2m\omega^2 r \sin(\omega t + \theta \pm \alpha) \quad (3-1)$$

$$F_{total} = F_1 + F_2 = 4m\omega^2 r \cos \alpha \sin(\omega t + \theta) \quad (3-2)$$

式中， $m$  为偏心质量块质量， $\omega$  为偏心轮角速度， $r$  为偏心质量块到中心轴偏心距， $\alpha$  为两组作动器中驱动偏心轮旋转电机的相位差， $\theta$  为驱动偏心轮旋转电机的相位。

据式 (3-2) 可得知：离心式作动器输出力三要素和驱动偏心轮旋转电机的角速度、相位有关。具体关系如下：

- a) 离心式作动器输出力频率与驱动偏心轮旋转电机角速度  $\omega$  有关。
- b) 离心式作动器输出力相位与驱动偏心轮旋转电机相位  $\theta$  有关。
- c) 离心式作动器输出力幅值与两组作动器中驱动偏心轮旋转电机相位差  $\alpha$  有关。

因此，离心式作动器输出力的控制，可以简化为驱动偏心轮旋转电机角速度和相位的控制，本文对离心式作动器输出力相位和两个输出力之间相位差给出了两种控制方法。

#### 3.2.2 第一种离心式作动器控制机理

第一种离心式作动器控制机理如下图 3.1 所示：一个驱动电机通过伞齿轮与一组偏心质量块中的两个偏心质量块啮合，另一个驱动电机也通过伞齿轮与另一组偏心质量块中的两个偏心质量块啮合。两个驱动电机分别驱动偏心质量块组旋转，两组偏心质量块输出力的相位调节通

过分别改变驱动电机转速来实现。

两组偏心质量块的旋转频率以及由它们产生的作动器输出力频率、相位和幅值都是由第一种控制机理完成。该控制机理由以下几个部分组成：主回路，它是用来接受振源信号；两个驱动电机；一路子回路，它是用来接受一路包含频率和相位控制信号；另一路子回路，它是用来接受另一路包含频率和相位控制信号；两个监测机构，它们是用来分别监测两个驱动电机的频率和相位。

主回路接受振源信号，其包含力的三要素：频率、相位和幅值，同时生成两路频率和相位控制信号，分别输出给两个子回路。振源处的期望信号包含频率、相位和幅值等信息，该期望信号即作为作动器需要产生的期望力信号。主回路和振源相连，主回路由振源产生期望信号，经过控制器计算，得到两路包含频率和相位控制信号，分别给两个驱动电机。

两个监测机构与两个驱动电机相连，测量驱动电机的频率和相位，即间接测量四组偏心质量块的频率和相位。选择数字编码器作为测量频率和相位的设备。两个监测机构将测得的驱动电机频率和相位信号反馈给两个子回路。这两个子回路接受的信号包含两部分：一部分是包含频率和相位控制信号，另一部分是经由比较器反馈的频率和相位信号。两个子回路生成包含频率和相位的控制信号给两个驱动电机。

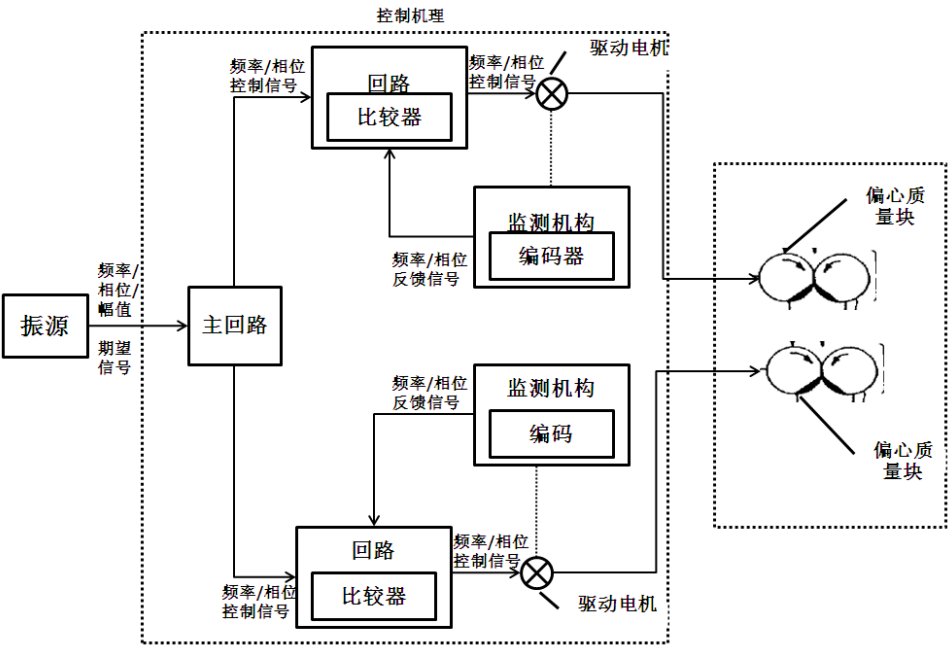


图 3.1 第一种离心式作动器控制机理流程图

3.2.3 第二种离心式作动器控制机理

第二种离心式作动器控制机理如下图 3.2 所示：驱动电机驱动一组偏心质量块旋转，与两组偏心质量块连接的差动机构带动另一组偏心质量块旋转。通过改变驱动电机的频率，调整两

组偏心质量块输出力的相位,通过步进电机控制差动机构,调整两组偏心质量块之间的相位差。主回路从振源处得到包含频率、相位和幅值的期望信号。主回路产生两个信号:其中一个信号为包含频率和相位的控制信号,输给一子回路;另一个信号为位置控制信号,输给另一子回路。

位置检测机构测量步进电机的位置信号,并将其反馈输给其前端子回路。该子回路接受的信号包含两部分:一部分是主回路输出的包含频率和相位的控制信号,另一部分是位置检测机构输出的位置反馈信号。幅值整合机构整合该回路中的两部分信号,产生一个位置信号给步进电机。

另一子回路的机理与第一种离心式作动器控制机理中任一子回路的机理相似:监控机构测到驱动电机的包含频率和相位的信号,将其作为反馈信号输给前端子回路。该子回路得到的信号包括两个部分:一部分是主回路输出的包含频率和相位的控制信号,另一部分是监控机构输出的反馈信号。该子回路输出一个包含频率和相位的控制信号给驱动电机。

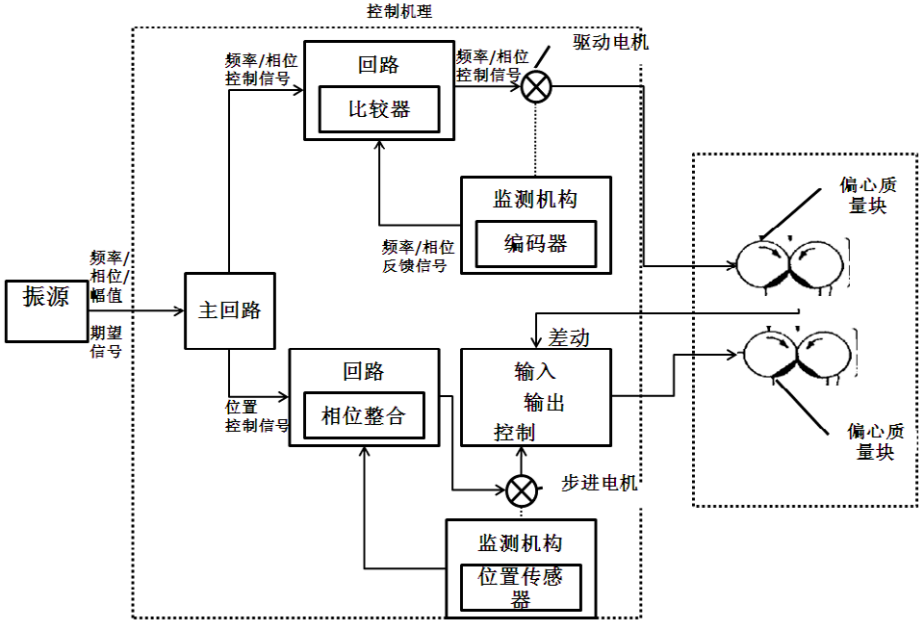


图 3.2 第二种离心式作动器控制机理流程图

这两种离心式作动器控制机理对输出力的频率和相位控制方法一样,区别在对输出力幅值的控制方法上面,即如何实现两组偏心质量块相位差的控制。第一种离心式作动器控制机理利用主回路输给两路子回路的包含频率和相位的控制信号之间有个相位差,实现两组偏心质量块相位差的控制,从而控制输出力的幅值;第二种离心式作动器控制机理利用一个步进电机子回路控制两组偏心块之间的相位差,从而实现对输出力幅值的控制。

### 3.3 优化驱动电机角速度轨迹

无论采用上述哪种离心式作动器控制机理,离心式作动器的控制目标都可以简化成:

：对输出力的频率控制，即  $\omega(t)$ ，通过驱动电机#1 实现。

：对输出力的相位控制，即  $\theta(t)$ ，通过驱动电机#1 实现。

：对输出力的幅值控制，即  $F_{peak}(t)$ ；也就是对偏心质量块组相位差控制，即  $\varphi(t)$ ，第一种离心式作动器控制机理通过驱动电机#1 和驱动电机#2 实现，第二种离心式作动器控制机理通过驱动电机#2 实现。

上述三个参数  $\omega(t)$ 、 $\theta(t)$ 、 $F_{peak}(t)/\varphi(t)$  都与驱动电机的角速度有关，所以有必要对驱动电机角速度轨迹进行优化。在实际情况下，为保证驱动电机正常运行和减小电机损耗，需要对三个参数施加约束条件。具体约束条件如下：

：完成一次频率/相位/幅值控制的时间为固定值，即  $T$ 。

：第一种控制机理中，驱动电机#1 和驱动电机#2 在控制初始时刻和控制完成时刻（即， $t=0$  和  $t=T$  时刻），两个驱动电机输出轴的扭矩为 0。

：第二种控制机理中，驱动电机#1 在控制初始时刻和控制完成时刻（即， $t=0$  和  $t=T$  时刻），驱动电机#1 输出轴的扭矩为 0；步进电机#2 在控制初始时刻和控制完成时刻（即， $t=0$  和  $t=T$  时刻），步进电机#2 输出轴的扭矩为 0。

### 3.3.1 优化第一种控制机理中驱动电机角速度的轨迹

第一种离心式作动器控制机理的整个控制过程为：两路频率/相位控制信号  $V_1$  和  $V_2$  分别给两个驱动电机#1 和#2，分别驱动两组偏心质量块旋转，产生一个合输出力  $F_{total}$ 。控制过程如图 3.3 所示：

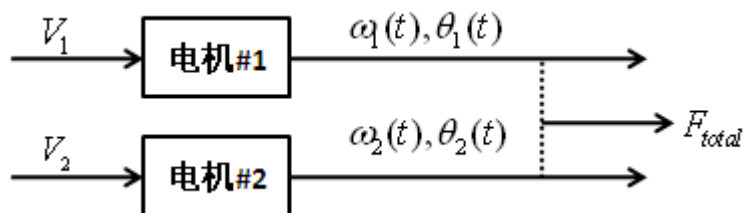


图 3.3 第一种离心式作动器控制机理控制过程

由于驱动电机#1 和驱动电机#2 的控制策略一样，上述约束条件可以被简化为如下两条：

： $\omega(t)$  从初始频率值  $\omega_i$ ，变化成最终值  $\omega_f$ 。

：相位控制，从初始相位值  $\theta_i$  变化成最终值  $\theta_f$ ， $0 \leq \theta_i, \theta_f \leq \pi$ 。

由于 和 都是由同一个驱动电机#1/#2 实现，和 操作中的初值和终值可以连在一起，由单独一个轨迹规划实现要求：

$$\Delta\theta(t) = \int_0^t \omega(t)dt - \omega_i t \quad (3-3)$$

其中， $\theta(0) = \theta_i$ ， $\theta(T) = \theta_f = \theta_i + \Delta\theta(T)$ 。

为确定驱动电机#1/驱动电机#2 角速度轨迹，选择一个五次多项式作为驱动电机#1/驱动电机#2 角速度的轨迹。方程为：

$$\omega_1(t) = a_5 t^5 + a_4 t^4 + a_3 t^3 + a_2 t^2 + a_1 t + a_0 \quad (3-4)$$

由约束条件，可得到如下关系式：

$$\begin{cases} \omega_1(t=0) = \omega_i, \\ \omega_1(t=T) = \omega_f, \\ \dot{\omega}_1(t=0) = 0, \\ \dot{\omega}_1(t=T) = 0. \end{cases} \quad (3-5)$$

当  $\omega$  不变时，即谐波力的相位角度从  $\theta_i$  变化到  $\theta_f$  同时其幅值和频率保持不变。因为  $\omega$  为常数，可以得到：

$$\omega_{1i} = \omega_{1f} \quad (3-6)$$

将式 (3-5) 带入式 (3-4)，可以得到：

$$\begin{cases} \omega_{1i} = a_0, \\ \omega_{1f} = a_5 T^5 + a_4 T^4 + a_3 T^3 + a_2 T^2 + a_1 T + a_0, \\ a_1 = 0, \\ 5a_5 T^4 + 4a_4 T^3 + 3a_3 T^2 + 2a_2 T + a_1 = 0. \end{cases} \quad (3-7)$$

将式 (3-6) 带入式 (3-3)，可以得到一个控制周期中角度关系如下：

$$\Delta\theta = \theta_f - \theta_i = \int_0^T (\omega_1 - \omega_{1i}) dt \quad (3-8)$$

由式 (3-7) 和式 (3-8) 求得各系数关系为：

$$\begin{cases} a_0 = \omega_{1f}, \\ a_1 = 0, \\ a_2 = 30\Delta\theta / T^3 - 0.5a_5 \times T^3, \\ a_3 = -60\Delta\theta / T^4 + 2a_5 \times T^2, \\ a_4 = 30\Delta\theta / T^5 - 2.5a_5 \times T. \end{cases} \quad (3-9)$$

### 3.3.2 优化第二种离心式作动器控制机理轨迹

第二种离心式作动器控制机理的控制过程为：一路频率/相位控制信号  $V_1$  给驱动电机#1，驱动两组偏心质量块旋转，控制其频率和相位，另一路位置控制信号  $V_2$  给步进电机#2，产生一个合输出力  $F_{total}$ 。控制过程如下图 3.4 所示。

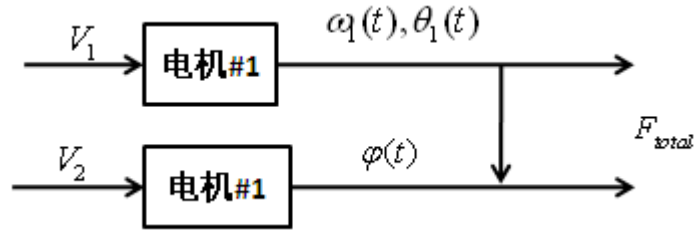


图 3.4 第二种离心式作动器控制机理控制过程

对第二种离心式作动器控制机理而言，上述约束条件也可以被规范化为如下操作：

：  $\omega(t)$  从初始频率值  $\omega_i$ ，变化成最终值  $\omega_f$ 。

：相位控制，从初始相位值  $\theta_i$  变化成最终值  $\theta_f$ ， $0 \leq \theta_i, \theta_f \leq \pi$ 。

由于第一种离心式作动器控制机理中驱动电机#1/驱动电机#2 的控制策略和第二种离心式作动器控制机理中驱动电机#1 的控制策略一致，参照第一种离心式作动器控制机理中驱动电机#1/驱动电机#2 的控制策略，得到第二种离心式作动器控制机理中驱动电机#1 的角速度轨迹方程：

$$\omega_2(t) = a_5 t^5 + a_4 t^4 + a_3 t^3 + a_2 t^2 + a_1 t + a_0 \quad (3-10)$$

其中，驱动电机#1 角速度轨迹方程的系数关系为：

$$\begin{cases} a_0 = \omega_{2f} , \\ a_1 = 0 , \\ a_2 = 30\Delta\theta / T^3 - 0.5a_5 \times T^3 , \\ a_3 = -60\Delta\theta / T^4 + 2a_5 \times T^2 , \\ a_4 = 30\Delta\theta / T^5 - 2.5a_5 \times T . \end{cases} \quad (3-11)$$

同理，建立驱动电机#2 角度轨迹方程，假设一个六次多项式作为驱动电机#2 的角位置轨迹方程，其多项式为：

$$\varphi(t) = b_6 t^6 + b_5 t^5 + b_4 t^4 + b_3 t^3 + b_2 t^2 + b_1 t + b_0 \quad (3-12)$$

由上文约束条件，可得到如下关系等式：

$$\begin{cases} \varphi(t=0) = \varphi_i , \varphi(t=T) = \varphi_f , \\ \dot{\varphi}(t=0) = 0 , \dot{\varphi}(t=T) = 0 , \\ \ddot{\varphi}(t=0) = 0 , \ddot{\varphi}(t=T) = 0 . \end{cases} \quad (3-13)$$

得到驱动电机#2 角位置轨迹方程的系数关系为：

$$\left\{ \begin{array}{l} b_0 = \varphi_i \\ b_1 = 0 \\ b_2 = 0 \\ b_3 = 10\Delta\varphi / T^3 - b_6 \times T^3 \\ b_4 = -15\Delta\varphi / T^4 + 3b_6 \times T^2 \\ b_5 = 6\Delta\varphi / T^5 - 3b_6 \times T \end{array} \right. \quad (3-14)$$

式中， $\Delta\varphi = \varphi_f - \varphi_i$ 。

## 3.4 离心式作动器控制仿真

### 3.4.1 第一种离心式作动器控制机理 Simulink 仿真框图

根据第一种离心式作动器控制机理的整个控制过程，可以建立其控制算法。考虑到 Matlab 中 Simulink 工具箱操作简单、直观，同时可以节省大量的编程时间<sup>[33-35]</sup>，故本文采用 Simulink 进行控制仿真。由 Simulink 建立的离心式作动器控制算法仿真模型如图 3.5 所示。图中 Sine Wave 和 Sine Wave 模块是正弦产生模块，用作离心式作动器的期望输出力；Switch 模块为切换模块，用来检测控制系统的鲁棒性；Repeating Sequence 模块产生一个谐波信号；Pulse Genetator 模块产生一个脉冲信号；FFT 为控制模块，它由离心式作动器期望输出力得到其频率、相位和幅值；guiji 为驱动电机角速度轨迹优化模块，它由控制模块给出的控制信号为驱动电机角速度规划一个合理轨迹；dianji 为电机模拟模块，它在仿真系统中替代真实电机；danzu 为偏心质量块组模拟模块，它在仿真系统中替代真实偏心质量块组；he 为离心式作动器合输出力模块；Scope-e 为信号检测模块，Gain 模块为增益环节，改变其取值可以改变增益。

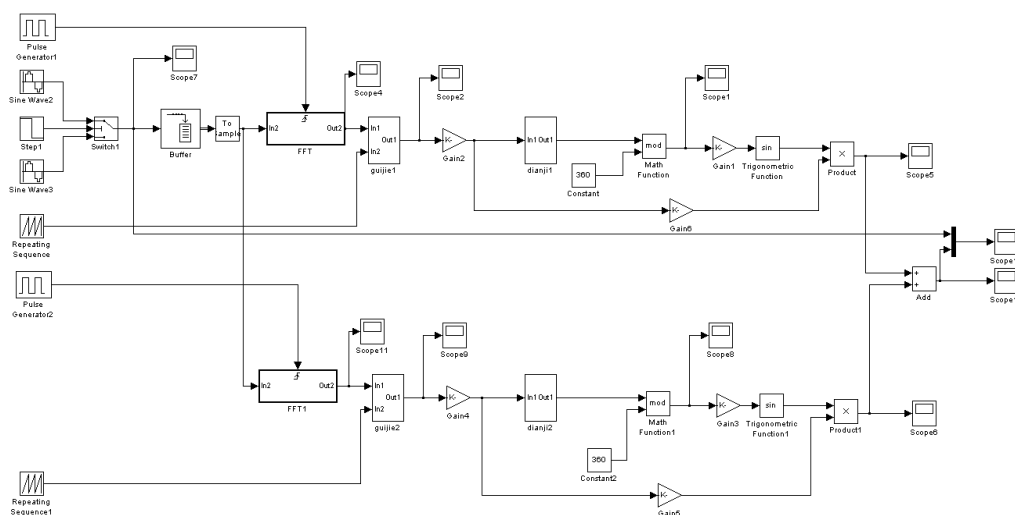


图 3.5 第一种离心式作动器控制机理 Simulink 仿真框图



### 3.4.2 第一种离心式作动器控制机理仿真结果

离心式作动器在振动主动控制系统中提供控制力，针对某一频率振动信号进行减振，要求离心式作动器输出力的相位和幅值跟踪上振动信号的相位和幅值。所以仿真过程中，选择对离心式作动器相位控制、幅值控制和相位+幅值控制这三种不同状态进行仿真。

离心式作动器相位控制状态仿真时，设置采样频率为 1kHz，离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 500N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，然后期望输出力变为一个幅值 500N、频率 20Hz、相位  $60^\circ$  的正弦力，控制时间  $T$  取 0.05s。仿真得出的结果如下图所示：

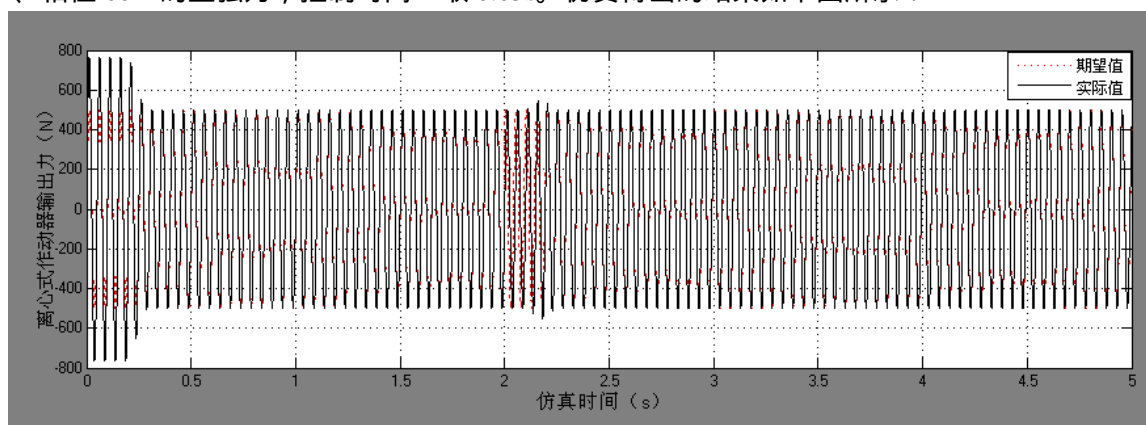


图 3.6 相位控制状态前 5s 输出力期望值和实际值对比

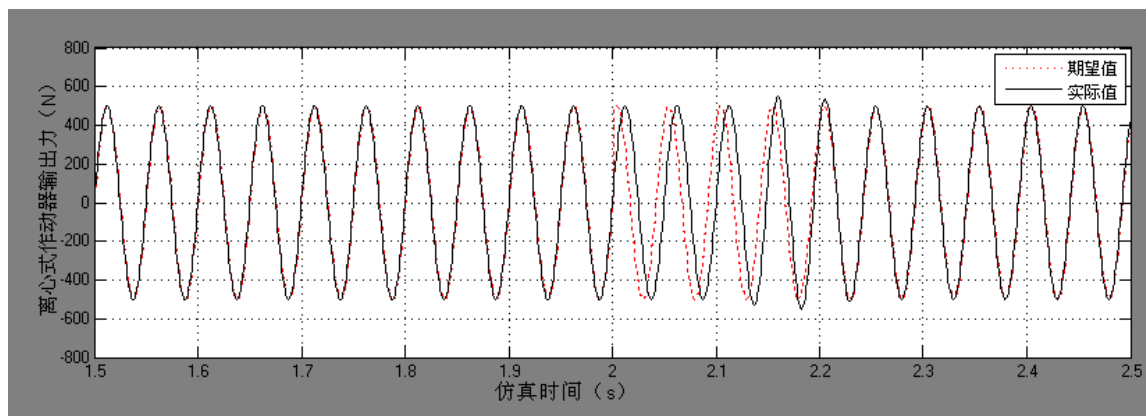


图 3.7 相位变化时输出力期望值和实际值对比

图 3.6 与图 3.7 给出了离心式作动器输出力相位发生变化的仿真结果。图 3.6 示出了前 5s 的仿真过程，可以看出：初始时刻，离心式作动器输出力由 0 值变成初始值；第 2s 时，期望输出力的相位发生变化，输出力相位由初始值  $0^\circ$  变成了  $60^\circ$ ，经 0.2 秒，实际输出力与期望输出力完全一致，很好地满足了控制要求。

离心式作动器幅值控制仿真时，同样设置采样频率为 1kHz，离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 500N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，然后期望输出力变为一个幅值 700N、频率

20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，控制时间  $T$  取 0.05s，仿真得出的结果如下图所示：

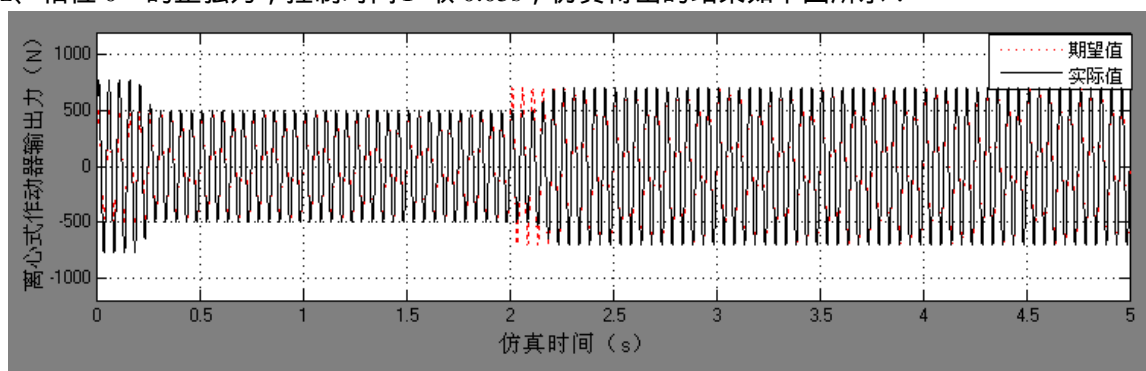


图 3.8 幅值控制状态前 5s 输出力期望值与实际值对比

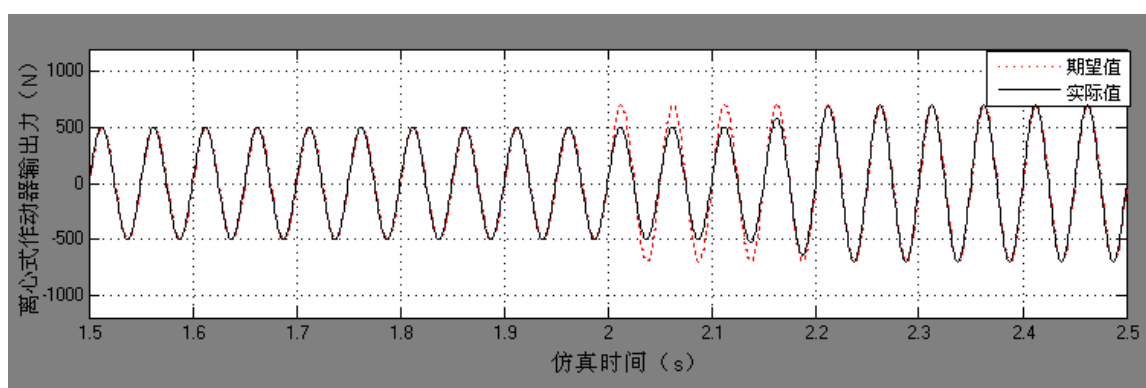


图 3.9 幅值变化时刻输出力期望值和实际值对比

图 3.8 与图 3.9 给出了离心式作动器输出力幅值发生变化的仿真结果。图 3.8 表示前 5s 的仿真过程，可以看出：初始时刻，离心式作动器输出力由 0 值变成初始值；第 2s 时，期望输出力的幅值发生变化，幅值由初始值 500N 变成了 700N，经 0.2s，实际输出力与期望输出力完全一致，很好地满足了控制要求。

离心式作动器幅值+相位控制状态仿真时，设置采样频率为 1kHz，离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 500N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，然后期望输出力变为一个幅值 700N、频率 20Hz、相位  $60^\circ$  的正弦力，控制时间  $T$  取 0.05s，仿真得出的结果如下图所示：

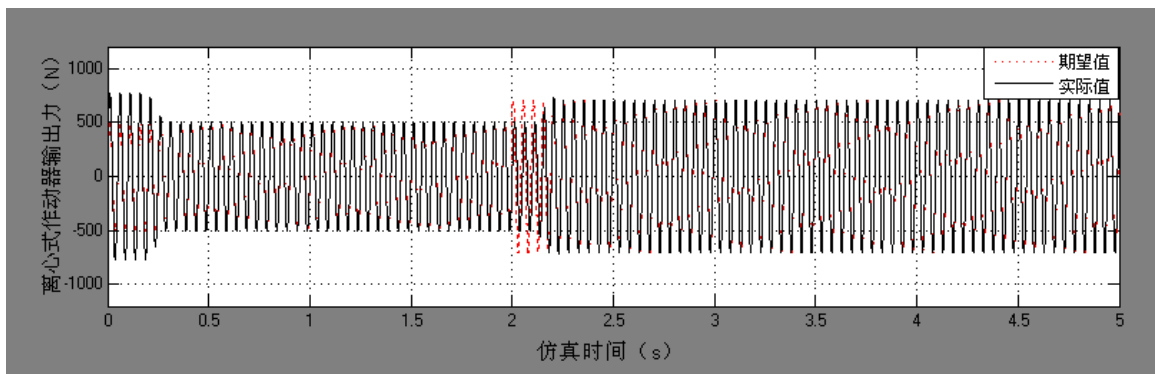


图 3.10 幅值+相位控制状态前 5s 输出力期望值与实际值对比

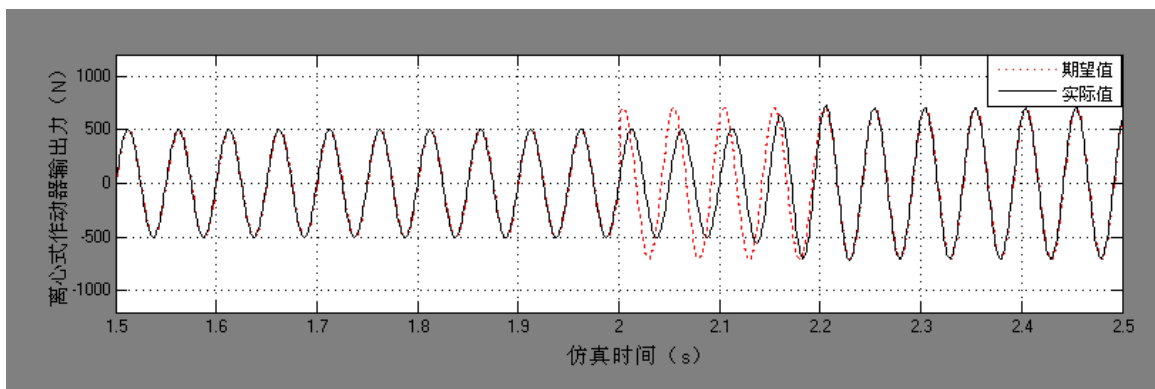


图 3.11 幅值+相位控制时刻输出力期望值和实际值对比

图 3.11 与图 3.12 给出了离心式作动器输出力幅值和相位同时发生变化的仿真结果。图 3.6 表示前 5s 的仿真过程，可以看出，初始时刻，离心式作动器输出力由 0 变成初始值；第 2s 时，期望输出力的幅值和相位同时发生变化，幅值由初始值 500N 变成了 700N，相位由初始值  $0^\circ$  变成了  $60^\circ$ ，经 0.2s，实际输出力与期望输出力完全一致，很好地满足了控制要求。

### 3.4.3 第二种离心式作动器控制机理 Simulink 仿真框图

第二种离心式作动器控制机理的 Simulink 仿真框图如图 3.13 所示。第二种离心式作动器控制机理与第一种控制机理的区别在于对驱动电机#2 的控制，其控制算法框图的区别有两点：(1) FFT 模块输出信号同时给驱动电机#1 和驱动电机#2；(2) FFT1 模块输出信号仅与其输入信号幅值有关。

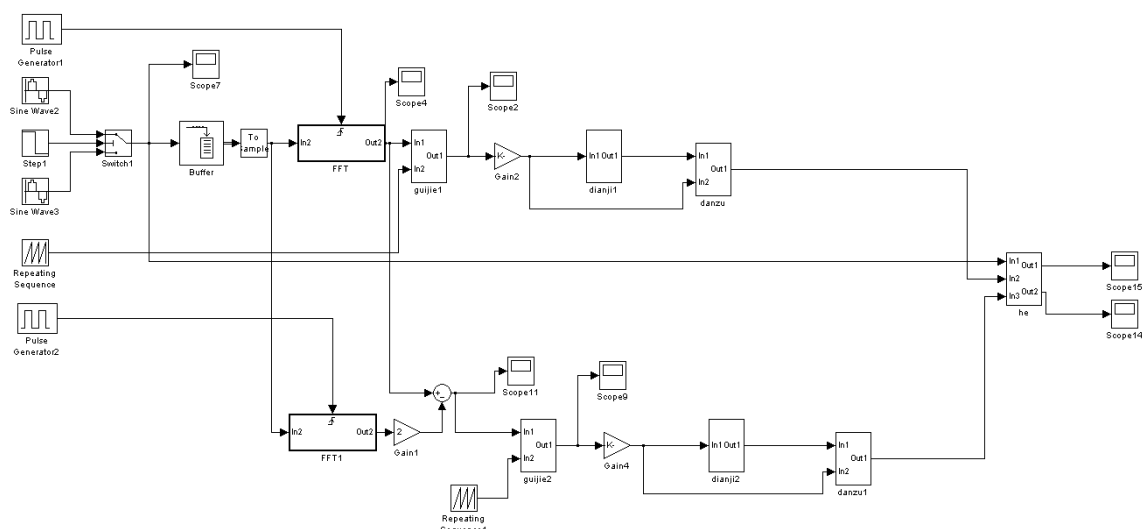


图 3.12 第二种离心式作动器控制机理 Simulink 仿真框图

### 3.4.4 第二种离心式作动器控制机理仿真结果

同样对第二种离心式作动器控制机理的三个状态进行仿真分析：相位控制状态、幅值控制状态和相位+幅值控制状态。

离心式作动器相位控制状态仿真时，采样频率取为 1kHz，离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 400N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，然后期望输出力变为一个幅值 400N、频率 20Hz、相位  $30^\circ$  的正弦力，控制时间  $T$  取 0.05s，仿真得出的结果如下图所示：

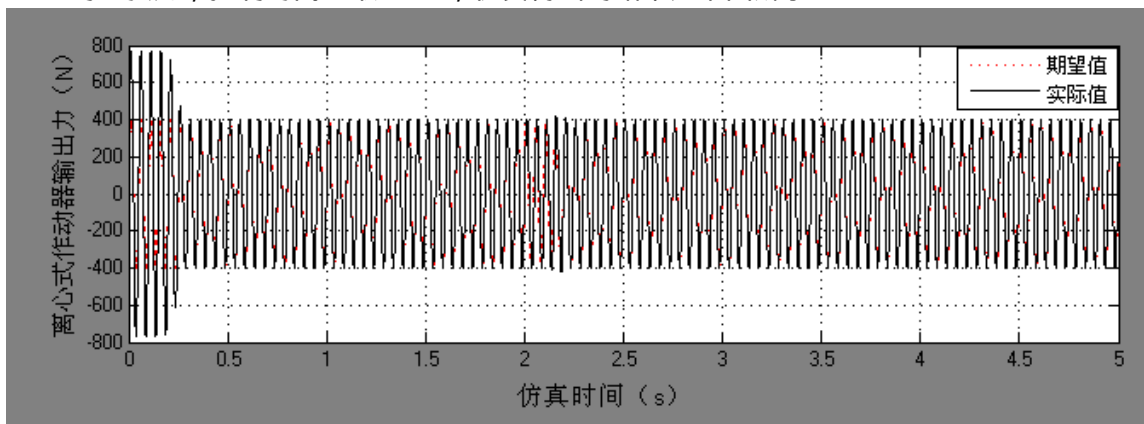


图 3.13 相位控制状态前 5s 输出力期望值与实际值对比

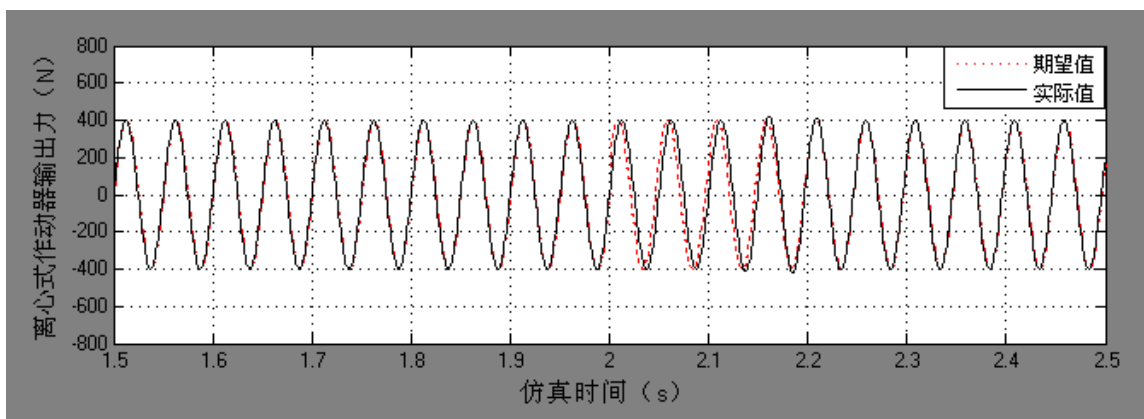


图 3.14 相位控制时刻输出力期望值和实际值对比

图 3.14 与图 3.15 给出了离心式作动器输出力相位发生变化的仿真结果，图 3.14 表示前 5s 的仿真过程，可以看出，初始时刻，离心式作动器输出力由 0 值变成初始值；第 2s 时，期望输出力的相位发生变化，相位由初始值  $0^\circ$  变成了  $30^\circ$ ，经 0.2s，实际输出力与期望输出力完全一致，很好地满足了控制要求。

离心式作动器幅值控制状态仿真时，采样频率同样取为 1kHz，离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 500N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，后来期望输出力变为一个幅值 800N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，控制时间  $T$  取 0.05s，仿真得出的结果如下图所示：

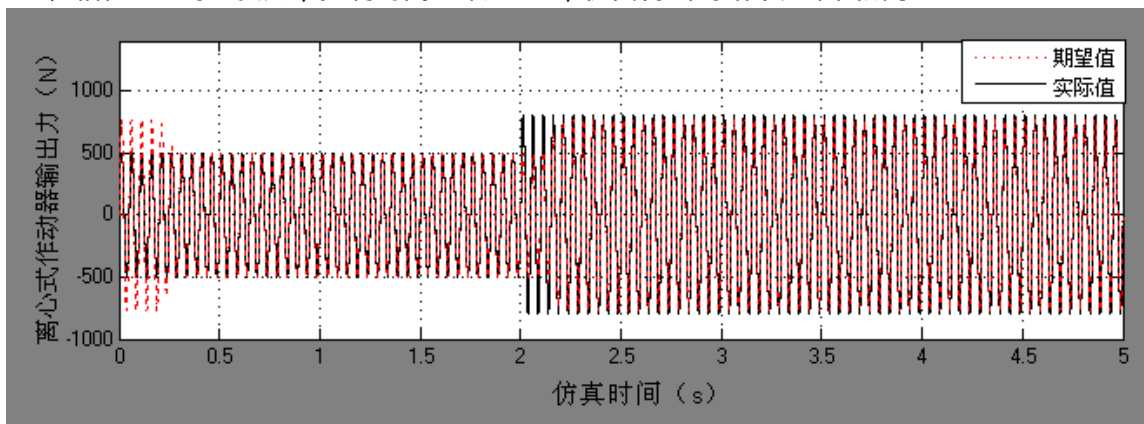


图 3.15 幅值控制时前 5s 输出力期望值与实际值对比

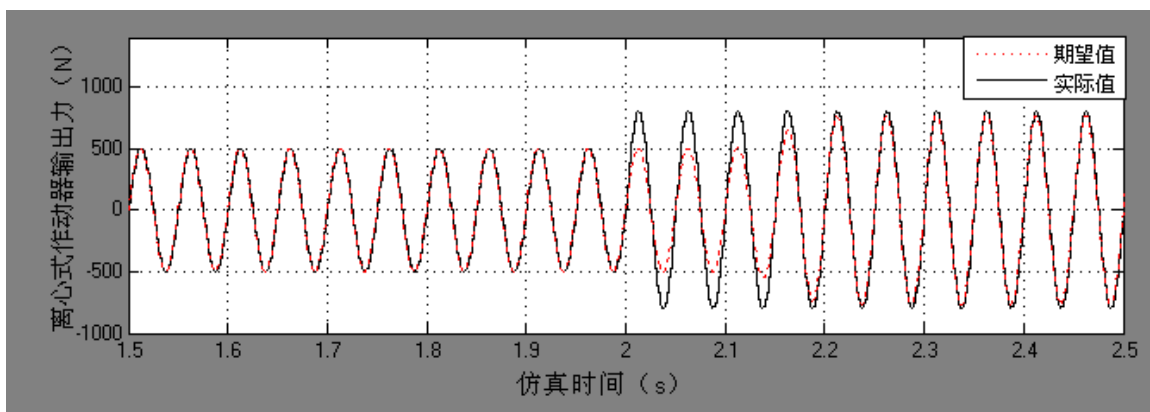


图 3.16 幅值控制时控制时间 1.5s~2.5s 输出力期望值和实际值对比

图 3.16 与图 3.17 给出了离心式作动器输出力幅值发生变化的仿真结果，图 3.16 表示前 5s 的仿真过程，可以看出，初始时刻，离心式作动器输出力由 0 值变成初始值；第 2s 时，期望输出力的幅值发生变化，幅值由初始值 500N 变成了 800N。图 3.17 表示经过 0.2s，实际输出力与期望输出力完全一致，很好地满足了控制要求。

离心式作动器相位+幅值控制状态仿真时，同样设置采样频率为 1kHz，离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 400N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力，后来期望输出力变为一个幅值 800N、频率 20Hz、相位  $30^\circ$  的正弦力，控制时间  $T$  取 0.05s，仿真得出的结果如下图所示：

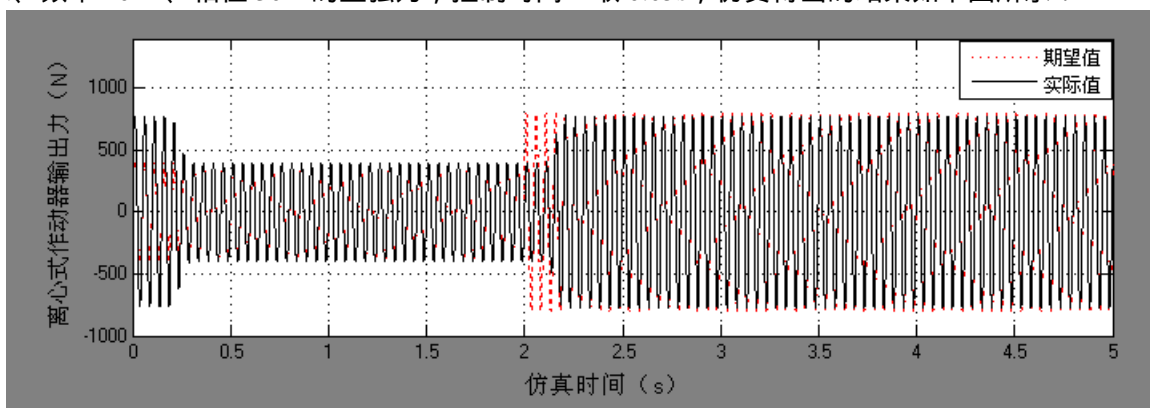


图 3.17 幅值+相位控制时前 5s 输出力期望值与实际值对比

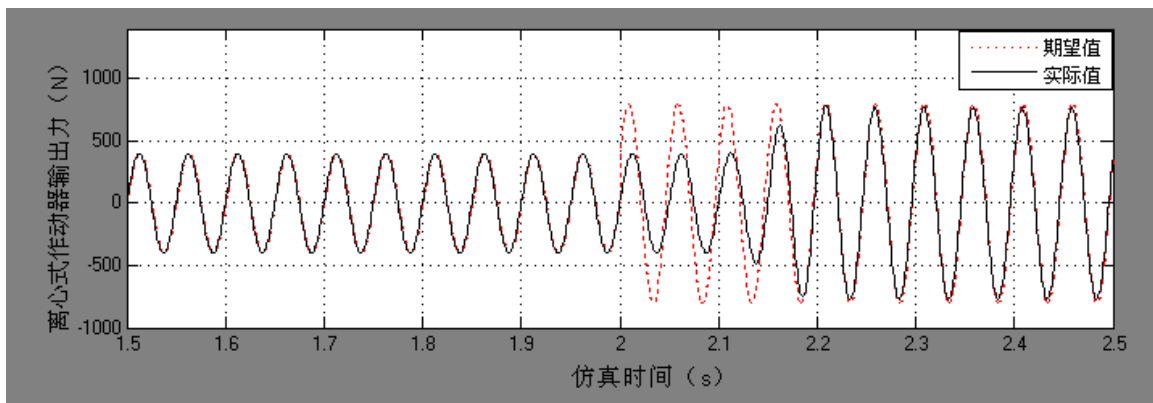


图 3.18 幅值+相位控制时控制时间 1.5s~2.5s 输出力期望值和实际值对比

图 3.18 与图 3.19 给出了离心式作动器输出力幅值和相位同时发生变化的仿真结果,图 3.18 表示前 5s 的仿真过程,可以看出,初始时刻,离心式作动器输出力由 0 变成初始值;第 2s 时,期望输出力的幅值和相位同时发生变化,幅值由初始值 400N 变成了 800N,相位由初始值  $0^\circ$  变成了  $30^\circ$ 。图 3.19 表示经过 0.2s,实际输出力与期望输出力完全一致,很好的满足了控制要求。

对比第一种离心式作动器控制机理各状态的仿真结果和第二种离心式作动器控制机理各状态的仿真结果,两者在相位控制、幅值控制和相位+幅值控制情况下均能够很好地满足控制要求。

### 3.5 控制时间 $T$ 影响分析

在离心式作动器控制算法中,控制时间  $T$  的大小对控制效果的影响十分显著。由于控制时间  $T$  对两种控制机理的控制效果的影响相同,因此本文仅针对第一种离心式作动器控制机理的控制仿真模型进行分析。设置采样频率为 1kHz,离心式作动器初始期望输出力为一个幅值 500N、频率 20Hz、相位  $0^\circ$  的正弦力,然后期望输出力变为一个幅值 700N、频率 20Hz、相位  $60^\circ$  的正弦力,控制时间  $T$  分别取 0.05s、0.1s、0.15s、0.2s、0.25s,仿真得出的结果如图 3.20~图 3.24 所示:

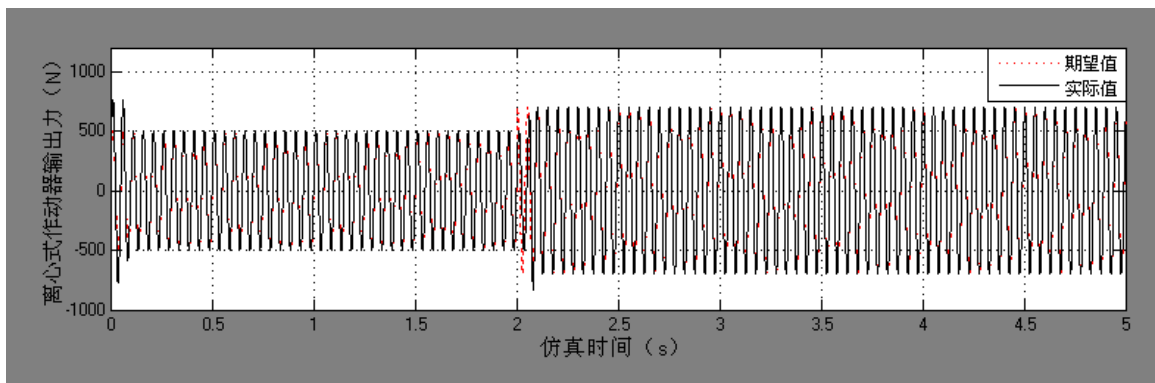


图 3.19 控制时间  $T$  取 0.05s 的仿真结果

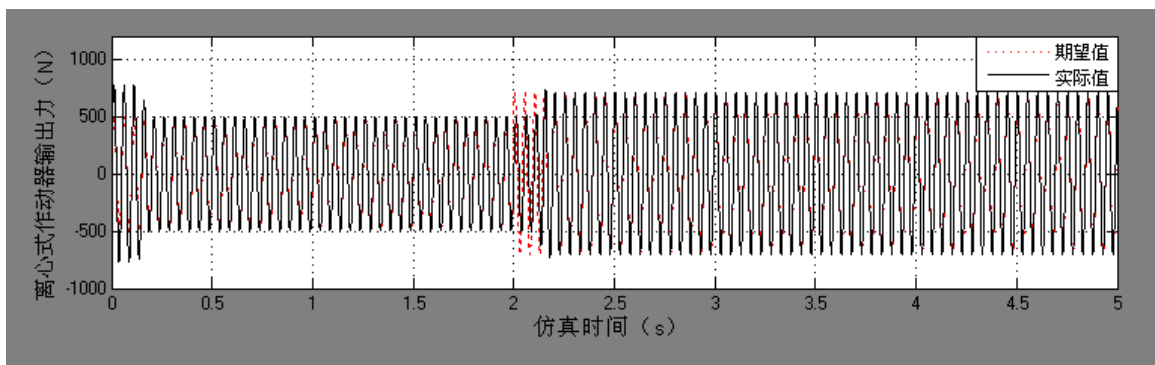


图 3.20 控制时间  $T$  取 0.1s 的仿真结果

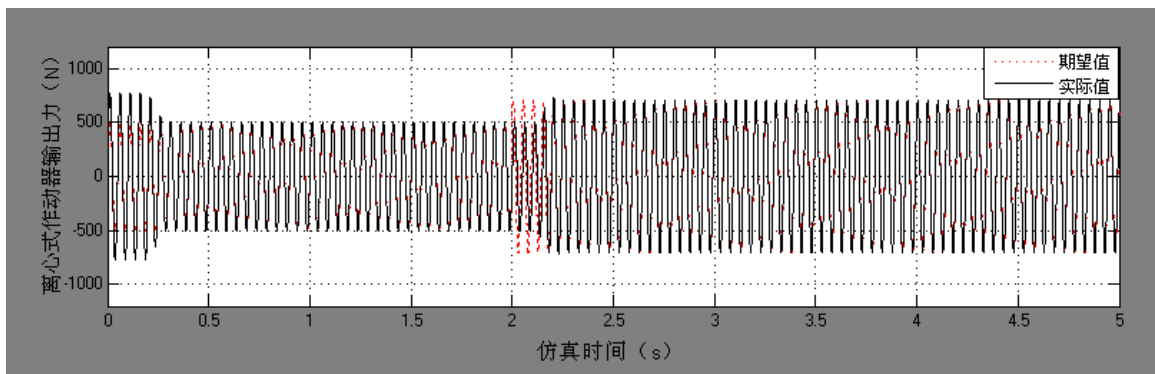


图 3.21 控制时间  $T$  取 0.15s 的仿真结果



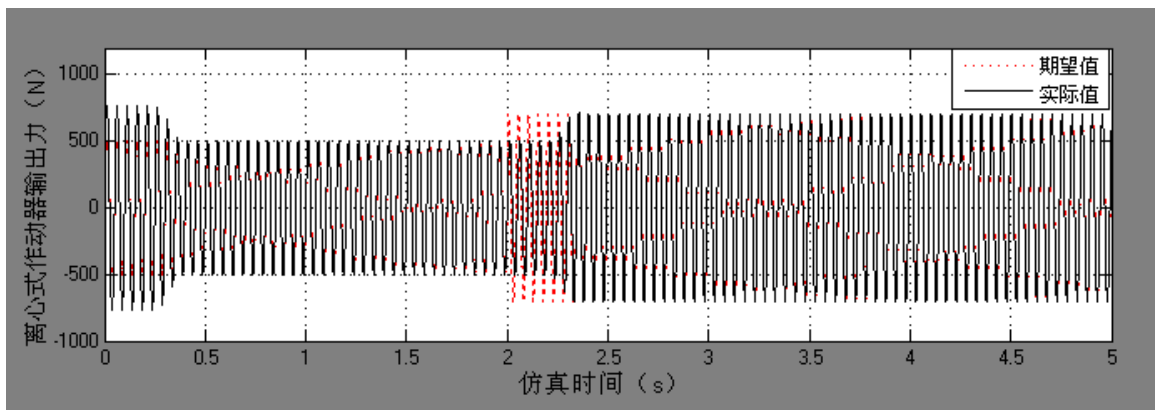


图 3.22 控制时间  $T$  取 0.2s 的仿真结果

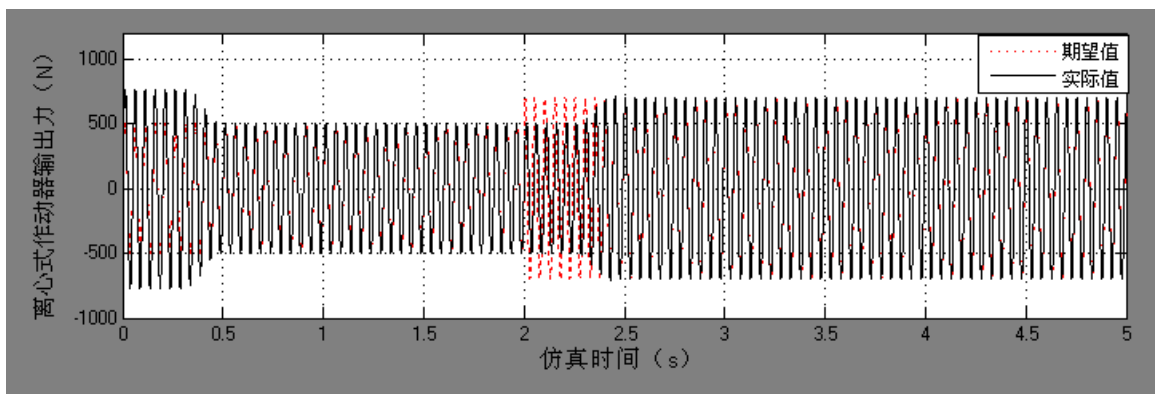


图 3.23 控制时间  $T$  取 0.25s 的仿真结果

选取控制时间  $T$  越大，则需要多个振动周期才能完成控制，影响控制效果；选取控制时间  $T$  越小，则较少振动周期就能完成控制。此时，计算量较大，要求硬件性能较高。在一个控制周期过程中，需的要有足够时间用来：(1) 计算振动信号的频率、相位和幅值；(2) 留有一定时间以保证控制后响应达到稳态。从上述仿真结果图中可以看出，当控制时间  $T$  取大于等于 0.2s 时，从施加控制到作动器输出力到达稳态需要的时间过长。同时，控制时间  $T$  要大于一个振动周期。综合考虑，控制时间  $T$  取 0.15s，拟在一个控制周期，一个振动周期时间用来采集振动信号，一个振动周期时间用来计算控制信号和施加控制，一个振动周期时间用来等待响应。

### 3.6 本章小结

本章首先给出了两种离心式作动器控制机理，分别建立了相应的离心式作动器控制方法。然后搭建了 Simulink 仿真框图，进行多种状态的仿真，验证了控制方法的有效性，并将这两种机理的控制算法仿真结果进行了对比。最后对控制算法中的关键参数进行了仿真分析，为后续试验时的参数选取提供了依据。

## 第四章 离心式作动器试验系统设计

### 4.1 引言

为验证之前提出的离心式作动器控制方案，并实际检验作动器三要素的控制效果，必须开展相应的试验研究，因此需要设计一套原理性离心式作动器试验系统。本章拟以直 11 直升机为应用对象，提出一套原理性离心式作动器试验系统的总体设计方案<sup>[36]</sup>。

### 4.2 原理性离心式作动器试验系统总体方案设计

离心式作动器试验系统是为了满足离心式作动器进一步试验研究需要而提出的，该系统包括原理性离心式作动器、测控系统及试验平台三个子系统。

#### 4.2.1 原理性离心式作动器初步设计方案

参考已有国外多种离心式作动器设计经验，本文提出了一个全新的离心式作动器方案。控制器对两个驱动电机采用相同的控制策略；为了减小作动器尺寸、降低作动器总重，将两组偏心质量块并排安装在同一个旋转轴上，其基本结构如图 4.1 所示。

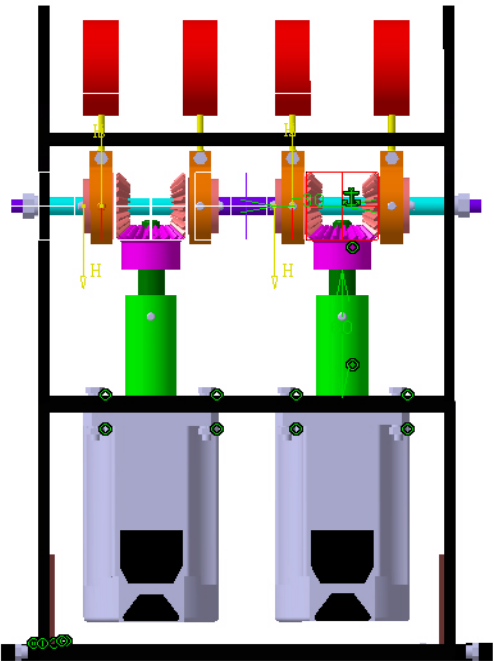


图 4.1 原理性离心式作动器三维图

参考直 11 对其此前所采用的电磁式作动器指标要求，确定原理性离心式作动器的基本指标，如表 4.1 所示。

表 4.1 原理性离心式作动器的基本设计指标

名称	设计要求
作动器工作频率	19.3 ( Hz )
作动器最大输出力幅值	80 ( Kg )

4.2.2 测控系统初步设计方案

原理性离心式作动器试验系统中测控系统由控制系统与测量系统组成，其系统组成示意图如图 4.2 所示：控制器产生一个控制信号给作动器，驱动作动器产生一正弦输出力，由力传感器器测量并通过数据采集卡采集得到该正弦输出力，最后在主控计算机中显示。

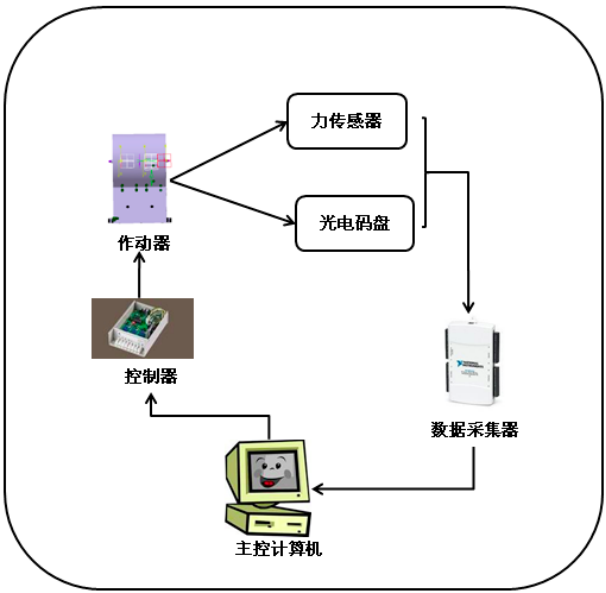


图 4.2 测控系统组成示意图

控制系统在整个试验系统中主要任务是：保证离心式作动器输出一个与期望力三要素（频率、相位和幅值）一致的谐波力。测量系统是试验系统的关键部分，它的精确度与可靠性是试验数据准确可靠的保证，测量系统的测量对象与测量设备如表 4.2 所示。

表 4.2 测量系统的测量对象与测量设备

测量对象	测量装置
驱动电机的角位置	旋转变压器
驱动电机的角速度	旋转变压器
离心式作动器的输出力	单向力传感器

### 4.2.3 试验平台初步设计方案

试验平台主要作用是固定安装力传感器和离心式作动器。考虑到试验环境的要求，拟通过连接板将力传感器和离心式作动器安装在试验室的一个台柱上，图 4.3 给出了试验平台的示意图。

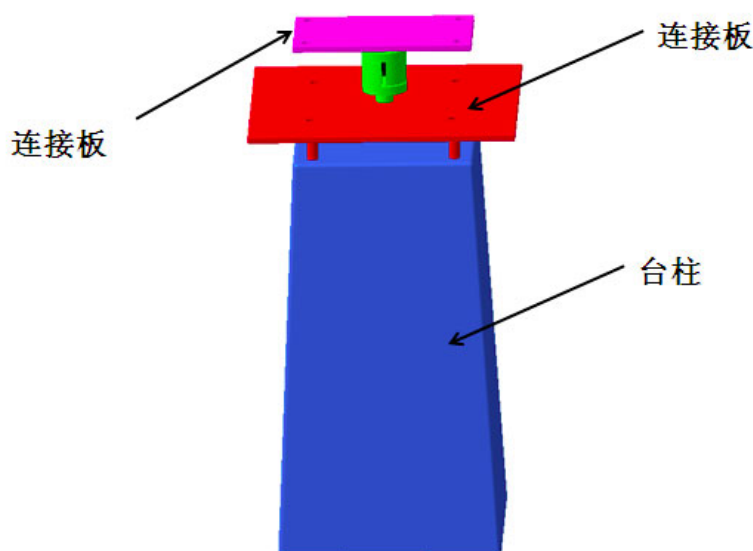


图 4.3 试验平台示意图

## 4.3 原理性离心式作动器设计

### 4.3.1 原理性样机设计

#### 1. 偏心质量块设计

由对直 11ACSR 系统中电磁式作动器的指标要求，可知离心式作动器最大输出力为：

$$F_{\max} = 80 * 10 = 800(N) \quad (4-1)$$

因为需要离心式作动器工作频率为 19.3Hz，得到电机转速：

$$\omega = 2\pi f = 2 * 3.14 * 19.3 = 121.27(rad/s) \quad (4-2)$$

确定偏心质量块的偏心距  $r$ ：如果质量块的偏心距  $r$  过小，在大输出力情况下，就需要较大的偏心质量块，从而增加作动器的总体质量。如果质量块的偏心距  $r$  过大，则需要较大的离心设计尺寸，不利于作动器的安放。综合考虑，偏心质量块的偏心距  $r$  取 65mm。

离心式作动器最大输出力的表达式为：

$$F_{\max} = 4m\omega^2 r \quad (4-3)$$

可知每个偏心质量块的质量：

$$m = \frac{F_{\max}}{4r\omega^2} = \frac{800}{4 \times 0.065 \times 121.27^2} = 0.209(\text{kg}) \quad (4-4)$$

偏心质量块外形选择扁圆柱形。为尽量减小其尺寸，同时考虑成本，偏心质量块的材料选铜，偏心质量块端面圆半径 $r_2$ 取22.3mm。铜的密度 $\rho$ 为 $8500\text{kg}/\text{m}^3$ ，则偏心质量块的厚度 $h$ 为：

$$h = \frac{m}{\pi r^2 \rho} = \frac{0.209}{3.14 \times 0.0223^2 \times 8.5 \times 10^3} = 15.7(\text{mm}) \quad (4-5)$$

图 4.3 给出了偏心质量块的三维图。

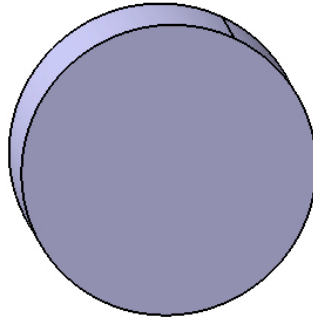


图 4.3 偏心质量块的三维图

## 2.驱动电机型号选择

偏心质量块的转动惯量：

$$I = 2 \times mr^2 = 2 \times 0.209 \times 0.065^2 = 0.0018(\text{kg} \cdot \text{m}^2) \quad (4-6)$$

在偏心质量块角加速度最大时驱动电机需要最大的扭矩，偏心质量块从相位 $0^\circ$ 到相位 $360^\circ$ 变化时，控制时间为0.15s，则角加速度最大为：

$$\dot{\omega} = \frac{\Delta\omega}{\Delta t} = \frac{5 \times 3.14 \times 2}{0.075} = 419(\text{rad} / \text{s}^2) \quad (4-7)$$

安全系数 $\eta$ 取1.2，电机需要最大输出扭矩为：

$$M = I \cdot \dot{\omega} \cdot \eta = 0.0018 \times 419 \times 1.2 = 0.91(\text{N} \cdot \text{m}) \quad (4-8)$$

电机需要功率为：

$$P = M \cdot \omega \cdot \eta = 0.91 \times 20 \times 2 \times 3.14 \times 1.2 = 137.1(\text{W}) \quad (4-9)$$

最终选择某无刷直流电机作为离心式作动器的驱动电机，其主要性能参数见表 4.3。

表 4.3 所选无刷直流电机性能参数

名称	数值
电机最大输出转矩	1.3Nm
电机功率	200W

## 3.传动机构设计

为减小离心式作动器尺寸，降低其总重，原理性离心式作动器传动机构的三维结构如图 4.4 所示。两个驱动电机通过伞齿轮分别驱动两组偏心质量块旋转，每组偏心质量块共轴反转。

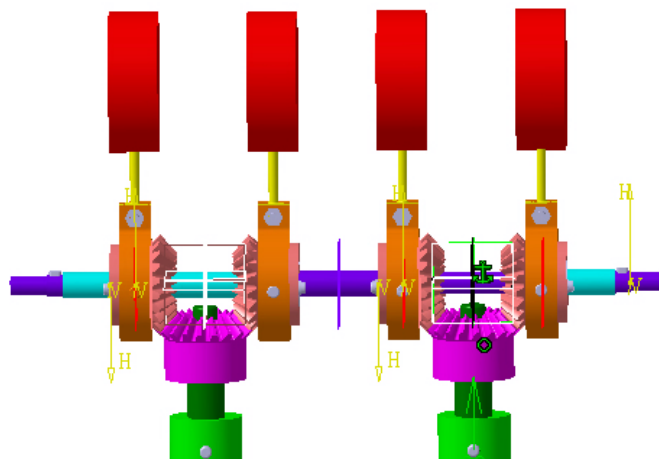


图 4.4 传动机构三维图

#### 4.3.2 原理性离心式作动器主传力结构强度校核

由于结构破坏一般发生在主传力结构上，强度校核时，只需要校核主传力结构的强度。离心式作动器的主传力机构如图 4.5 所示，偏心质量块的离心力通过中心旋转轴传递给作动器的侧板，最后通过作动器底部的安装孔传递到安装平台上。

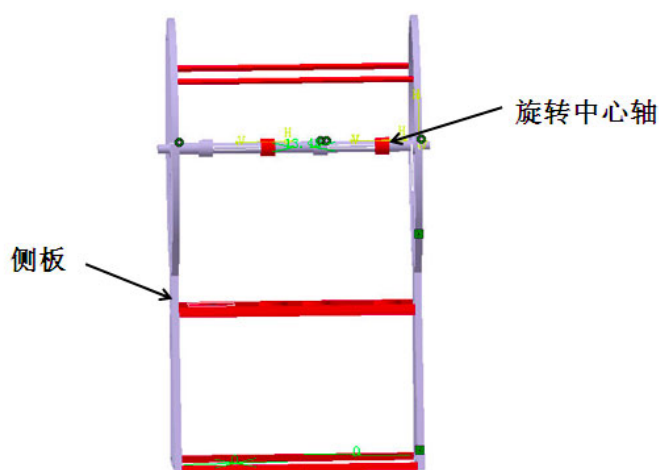


图 4.5 作动器主传力结构

利用 Catia<sup>[40-42]</sup>自带的 Generative Structural Analysis 模块对原理性作动器主传力机构进行有限元分析，该有限元分析界面如图 4.6 所示。

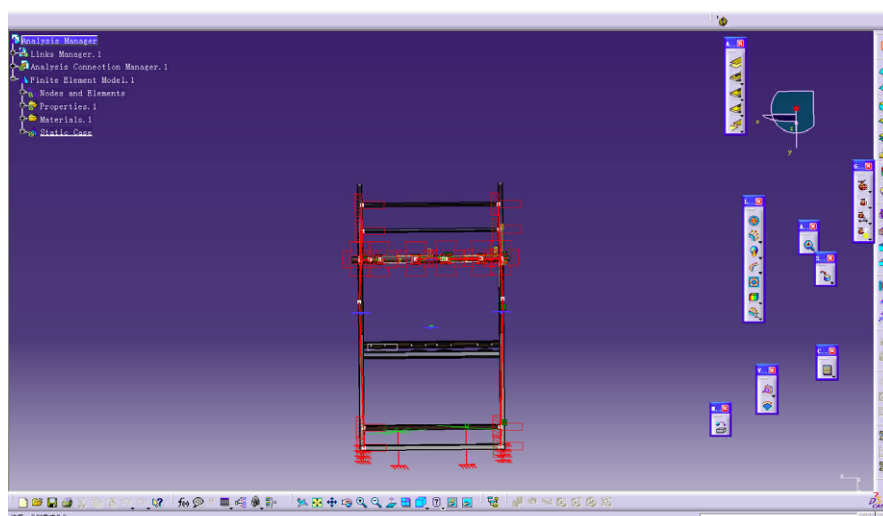


图 4.6 Generative Structural Analysis 模块有限元分析界面

将已建立的作动器主传力结构模型导入 Generative Structural Analysis 模块，首先定义作动器主传力结构模型中各个组成部分的材料，然后定义各个组成部分之间的连接关系，接着定义主传力结构的约束，最后给主传力结构加载载荷，得到危险点的应力。图 4.7 给出了有限元分析结果。

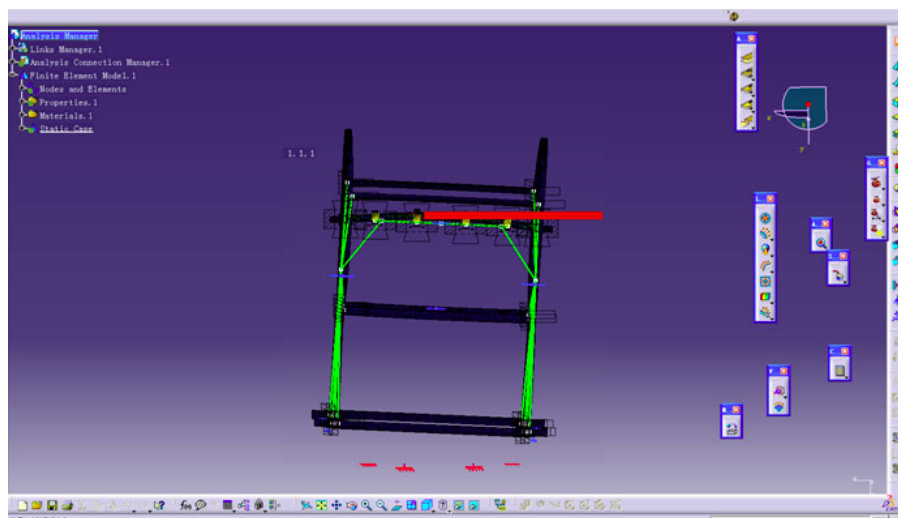


图 4.7 有限元分析结果

旋转中心轴的材料为 30CrMnSi，其屈服强度为 885MPa，从图 4.7 可以得到旋转中心轴受到的最大应力为 298MPa，安全系数  $\eta$  取 1.2。

$$\sigma_1 = 213 \times 1.2 = 277(\text{MPa}) < 885(\text{MPa}) \quad (4-10)$$

旋转中心轴强度满足要求。

侧板的材料为 LY12，其屈服强度为 135MPa，从图 4.7 可以得到侧板受到的最大应力为 91.3MPa，安全系数  $\eta$  取 1.2。

$$\sigma_2 = 55.6 \times 1.2 = 66.7(MPa) < 135(MPa) \quad (4-11)$$

侧板强度满足要求。

#### 4.4 本章小结

本章首先给出了原理性离心式作动器试验系统总体设计方案，包括原理性离心式作动器、测控系统和试验平台三个子系统的初步设计方案。然后给出了原理性离心式作动器的设计方案及设计过程，包括偏心质量块设计、驱动电机型号选择、传动系统设计等。最后对原理性离心式作动器的主传力结构进行了强度校核，证明其满足强度要求。



## 第五章 离心式作动器控制算法的 DSP 实现

### 5.1 引言

为了开展离心式作动器控制试验研究，本章根据第三章中所设计的算法，基于 DSP 予以物理实现。首先对本文所采用的 TMS320 F2812 DSP 进行了介绍，之后给出了利用 Simulink 和 RTW 进行 DSP 代码的开发方法，进一步对离心式作动器控制算法进行了 DSP 代码实现。

### 5.2 TMS320 F2812 DSP 简介

DSP，即数字信号处理（Digital Signal Processing）技术，它使用计算机或其它专用设备，当模拟量信号转变成数字量信号之后，对数字量信号进行一系列处理，其中包括采集、变换、滤波、估值、增强、压缩、识别等。不过平常提到的数字信号处理也用来表示数字信号处理芯片，即数字信号处理器（Digital Signal Processor），它是一种微处理器，尤其擅长处理实时数字量信号。图 5.1 给出了一个典型数字量信号处理系统的原理图。

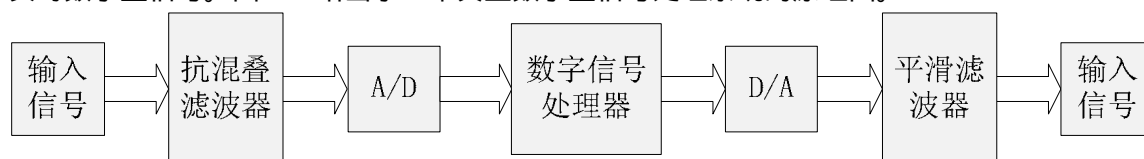


图 5.1 典型数字量信号处理系统原理框图

TMS320 F2812 数字信号处理器是美国 TI 公司旗下的一款数字信号处理器芯片产品，它的性能优异、功能强大、性价比高、具有 32 位定点功能，它属于 TMS320 F281x 系列<sup>[39-40]</sup>。TMS320 F2812 数字信号处理器主频最高为 150MHz，其片上 ARAM 具有 18K×16 位 0 等待周期功能，其片上 Flash 位数有 128K×16 位，存取时间为 36ns，可以同时进行两个 16×16 位乘法和加法或者单个 32×32 位乘法和加法，并且其密码保护机制具有 128 位。

### 5.3 开发 DSP 系统方法介绍

采用 DSP 作为数字信号处理系统时，其开发方法主要步骤如下：1）根据设计系统的需要，进行控制算法仿真，通过仿真证明算法的有效性和正确性，同时确定其中参数的初始值，以满足处理性能要求为前提，评估系统控制算法的可行性；2）选择合适的数字信号处理器及其外围相关芯片以适应系统的控制算法，在已选择的处理器和相关芯片基础上，设计系统的硬件和软件；3）以已设计的数字信号处理器为目标板，在其上对已经编写完成的程序进行调试，当调试完全成功后，就可以把已经编写的数字信号处理器的代码和指令固化到数字信号处理器的目标板上。

本文根据离心式作动器控制系统的设计需求,采用基于 TMS320 F2812 的数字信号处理器作为其目标板,该控制板以 TMS320 F2812 控制板为基础,扩展了 A/D、D/A,其硬件的接口丰富,完全满足离心式作动器控制系统的设计需要。这样就不需要设计数字信号处理器硬件电路板,缩短了离心式作动器控制器系统开发的周期。

本文采用 Emulator (即实时仿真器)方式,通过仿真器将计算机与处理器连接在一起,通过计算机监控处理器的运行,运用 CCS3.3 的开发环境对控制器的代码进行实时编译和调试。

数字信号处理器软件设计的程序语言种类主要包括汇编语言、C 语言与汇编的混合语言、C 语言、Matlab 辅助设计语言和 Matlab—DSP 集成设计语言这几种。汇编语言的优点有代码长度短、效率高,但是其缺点有较差的可读性和可移植性,较长的开发周期、开发难度比较大;C 语言相对于汇编语言来说,具有较好的可读性和可移植性,开发难度相对也比较小,但是相应的代码长度和效率就差一些;二十世纪九十年代后期,逐渐开始使用采 Matlab 辅助设计的方法,初始 Matlab 只用来对系统设计前期过程的算法进行模拟仿真,同时用来对比验证汇编语言/C 语言编写的指令和代码执行的结果等等;与使用汇编语言/C 语言相比,使用 Matlab 语言则相对简单得多,并且 Matlab 语言可以被转译为 C 语言,正因为此,本文选择此种方式进行控制代码开发。

## 5.4 基于 Matlab—Simulink 的 DSP 代码设计和实现

### 5.4.1 基于 DSP 的 Simulink 框图生成

首先对基本环境参数和处理器的系统文件进行配置<sup>[41]</sup>,然后基于本文第三章提出的控制算法,实现该系统控制算法的 DSP 代码设计。系统的 Simulink 代码生成框图与第三章中 Simulink 仿真框图的不同之处在于其需要加入一些与 DSP 硬件有关的模块。

本文以搭建第一种离心式作动器控制机理的 DSP 代码生成框图为例,其 Simulink 框图如图 5.2 所示。该 Simulink 框图与本文第三章中 Simulink 仿真框图不同的模块有:F2812 eZdsp 模块,它为配置处理器系统模块;Model Run 模块,它为执行模块,Build and Run 模块,它为连接与编译模块。

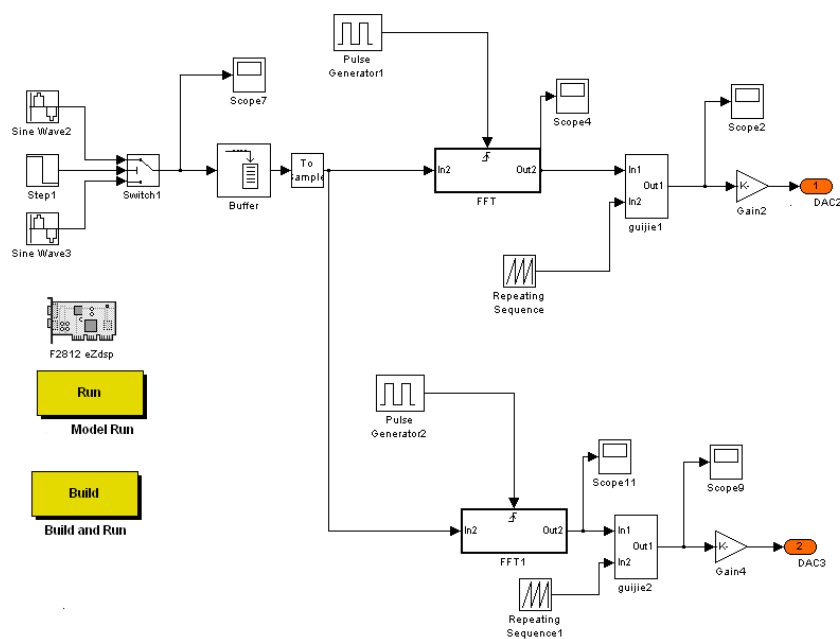


图 5.2 离心式作动器控制算法 DSP 代码生成框图

#### 5.4.2 DSP 代码生成

在完成 DSP 代码生成框图之后，便可以使用配置工具进行算法自动代码生成。首先保证数字信号处理器已通电并且已将其与计算机通过仿真器连接正确，然后在 Simulink 软件界面的工具栏中选择 Simulation—Configuration Parameters 选项，接着在 Real-Time Workshop 多选项中单击右下角的 Generate Code 按钮，代码便直接生成，DSP 的代码生成过程原理如图 5.3 所示。如果设置正常，CCS 会自动连接 Matlab，对生成的代码编译、下载，并且产生一个工程文件，最后加载到数字信号处理器中去。

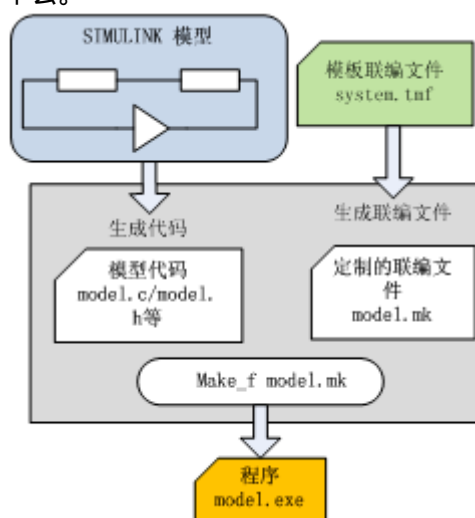


图 5.3 DSP 自动代码生成原理图

Matlab 在代码生成过程中，会在其命令窗口显示生成代码的进度，如图 5.4 所示。如果代码生成的过程中出现了问题，窗口栏中会显示错误信息或警告，这些错误通常是模块或者软件参数设置错误导致的，可以通过查看这些信息对这些错误进行修改。

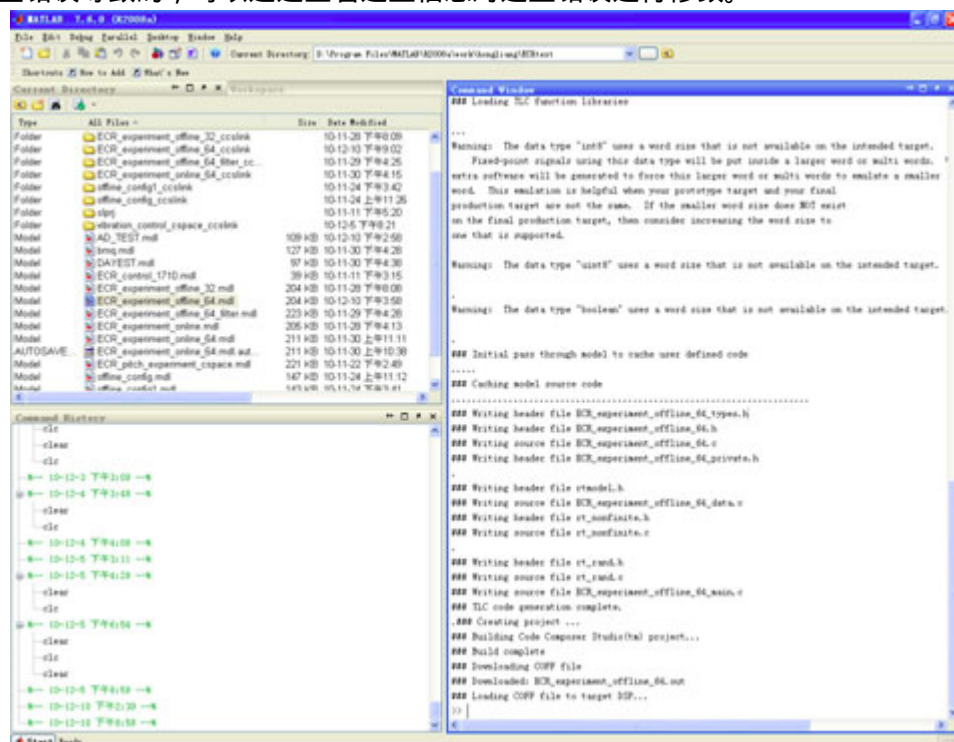


图 5.4 Matlab 命令栏中的进度信息

自动代码生成结束之后，Matlab 会产生一个工程文件并自动下载到 CCS 环境下，在 CCS 界面下方窗口栏中可以观察到该工程文件的编译过程。此时，编译过程中的警告信息和错误同样会出现在该窗口栏中，以便程序员进行修改。由于本文采用 DSP 自动代码生成的方法，相比自行编写的代码，代码运行效率比较低，在编译时有时会存在一些问题，因此在生成代码的基础上，可进一步利用 C 语言完善和修改代码<sup>[42]</sup>。双击 CCS 软件界面左侧的对应工程文件夹，就可以找到其包含的所有相关程序文件，单击任一程序文件就可以在右侧窗口栏显示其代码，可以方便地对其查看和修改，修改完善并完成编译后，单击左侧的“RUN”按钮即可运行程序。CCS 界面如图 5.5 所示：

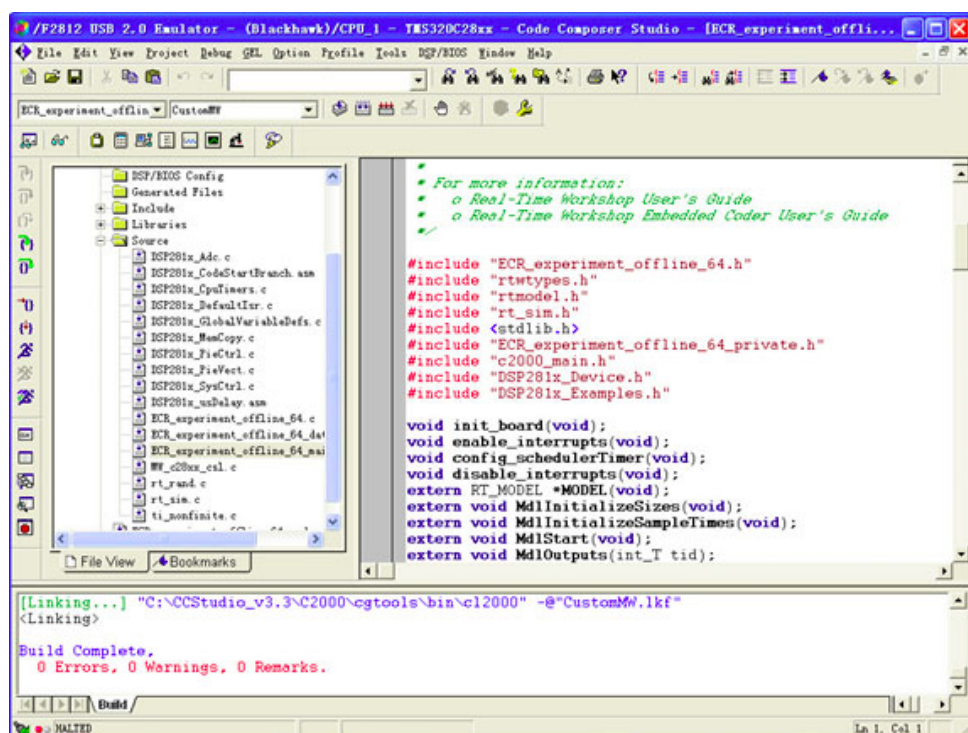


图 5.5 CCS 软件界面

## 5.5 本章小结

本章给出了基于 Matlab—Simulink 和 Embedded Target for TI C2000 数字信号处理器的离心式作动器控制算法的软件开发方法。首先简单介绍了 F2812 DSP 的功能以及 DSP 代码的开发方法，然后在仿真程序的基础上，基于 F2812 DSP 对离心式作动器控制算法进行了 DSP 代码设计及物理实现，为后续的试验研究建立了良好的基础。

## 第六章 离心式作动器相位控制试验研究

### 6.1 引言

为了验证本文所建立的离心式作动器控制算法的有效性，实现对离心式作动器输出力三要素（频率、相位和幅值）的控制，在前述工作的基础上，进行了离心式作动器控制试验研究。如前所述，离心式作动器输出力控制即是对电机角速度和相位的控制。其中，电机角速度控制（即电机转速）相对来说比较简单，而电机相位控制是离心式作动器控制的关键，本章主要针对离心式作动器的相位控制进行试验。

### 6.2 离心式作动器控制试验介绍

#### 6.2.1 试验系统介绍

本文所进行的试验是在自行设计的离心式作动器试验系统上进行的，试验系统包括：离心式作动器样机、测控系统以及试验平台三大部分。离心式作动器样机作为整个试验系统的主体，其功能是产生一个与期望力信号一致的输出力；测控系统主要负责整个硬件系统的运行以及试验数据的采集；试验平台主要用于安装固定离心式作动器和力传感器。离心式作动器控制试验现场如图 6.1 所示。图 6.2 则示出了自行设计的离心式作动器样机及试验平台。



图 6.1 离心式作动器控制试验测控系统



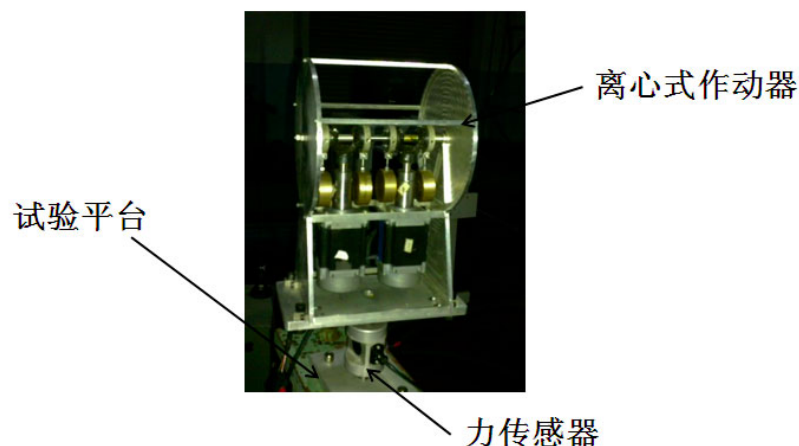


图 6.2 离心式作动器控制试验平台

### 6.2.2 离心式作动器控制试验原理

试验过程中使用两台 PC 机：一台通过仿真器与 F2812 DSP 目标板连接，用实现离心式作动器输出力的控制；另一台与 NIUSB 6221 数据采集卡连接，实时观察并保存力传感器测得的离心式作动器输出力值。力传感器安装在离心式作动器与试验平台之间，如图 6.3 所示。

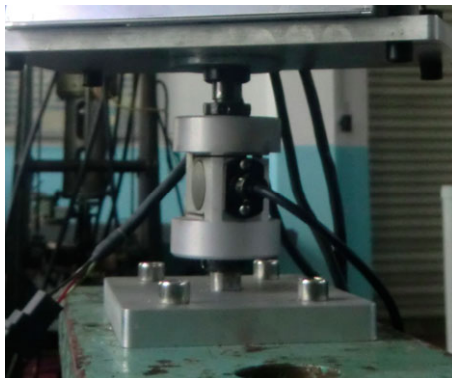


图 6.3 力传感器安装位置

离心式作动器控制试验原理如图 6.4 所示。F2812 DSP 目标板是离心式作动器控制算法得以实现的核心控制器，PC 机 1 控制 F2812 DSP，使其内部产生一个期望力信号，经过控制器的计算产生两路信号，这两路信号分别经过功放驱动电机#1 和电机#2 运动，带动偏心质量块旋转，产生一输出力，通过力传感器监测，NIUSB 6221 数据采集卡采集力传感器信号，采集的结果由 PC 机 2 实时观察并保存以供试验分析处理之用。

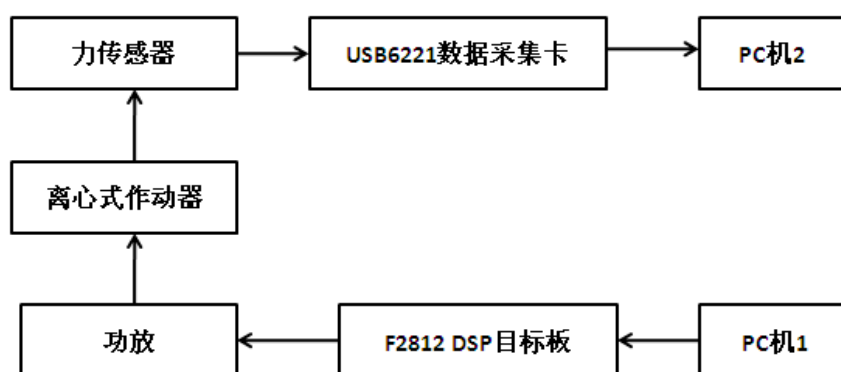


图 6.4 离心式作动器控制试验原理图

## 6.3 离心式作动器相位控制试验内容

首先需要在无负载情况下进行单个作动器相位控制试验，然后在带负载情况下进行单个作动器相位控制试验，最后在带负载情况下进行两个作动器相位差（即输出力幅值）控制试验。

### 6.3.1 无负载单个离心式作动器相位控制试验

在无负载情况下，无论哪种离心式作动器控制机理，对单个离心式作动器相位控制的方法相似，两种控制机理的试验结论相似，本文只给出了第一种控制机理的结论。

该试验研究在一定加速时间下，通过改变电机电压波峰值来实现电机相位提前量的控制。

试验过程如下：离心式作动器工作转速为 1200rpm，采用模拟量电压控制电机转速的方式，其比例系数取 300rpm/V，加速时间  $T$  取 0.2s，计算电机电压波峰值和相位提前量之间的关系为：

$$\Theta = 360 \times (V - 4) \quad (6-1)$$

式中， $V$  为电机模拟量电压波峰值， $\Theta$  为电机相位提前量。

试验测得不同电机电压波峰值与电机相位提前量之间试验数据。分别取电机电压波峰值为 5.25V、5.5V 和 5.75V 时，对应电机的最大转速为 1575rpm、1650rpm 和 1725rpm，得到电机角位置曲线，电机角位置曲线如图 6.5-图 6.8 所示。



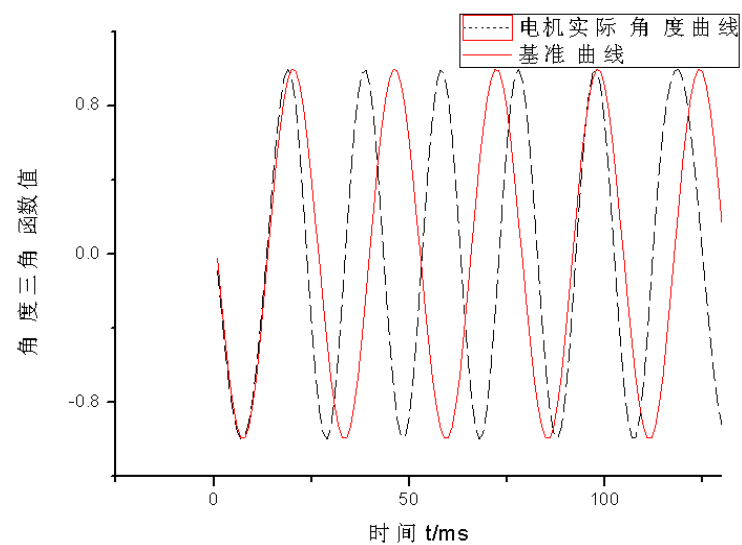


图 6.5 电机电压波峰值 5.25V 时电机角速度曲线

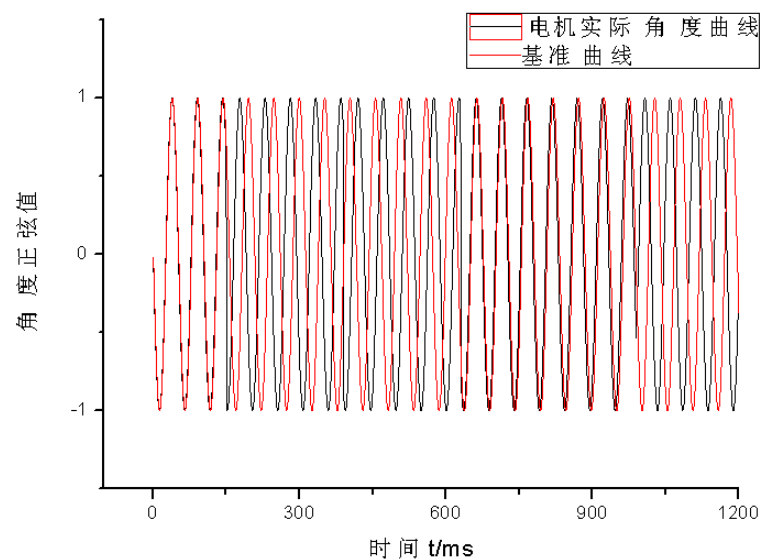


图 6.3 电机电压波峰值 5.5V 时电机角速度曲线

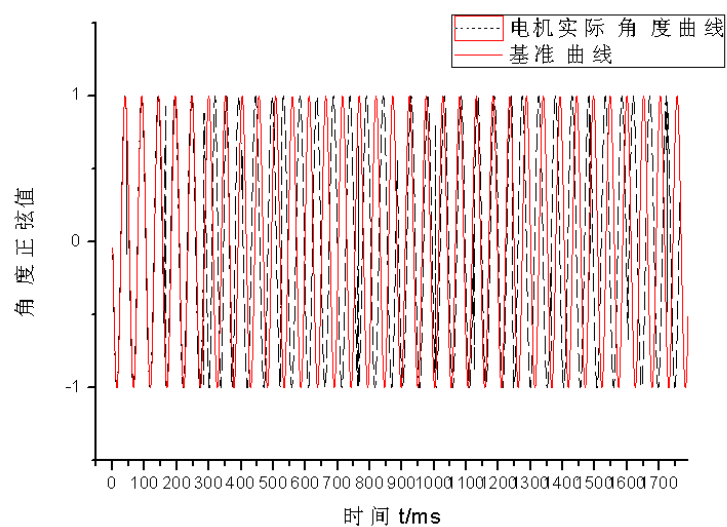


图 6.4 电机电压波峰值 5.75V 时电机角速度曲线

由此计算得到电机电压波峰值与相位提前量之间的关系，具体数值见表 6.1。

表 6.1 电机电压波峰值与相位提前量的关系

波峰值 (V)	相位提前量(°)
5.25	78
5.5	157.5
5.75	237.1

线性拟合上述数据点，得到电机电压波峰值与相位提前量之间的拟合曲线和拟合方程。拟合曲线见图 6.9，拟合方程见式 (6-2)。

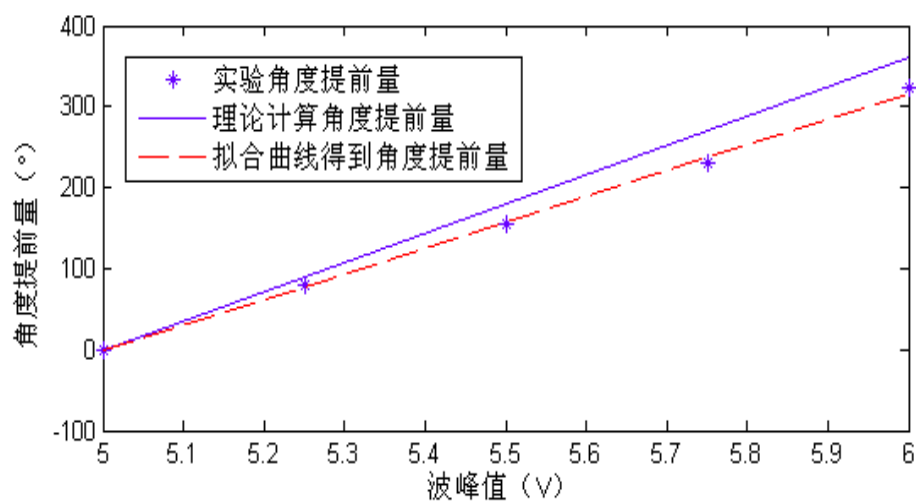


图 6.5 电机电压波峰值与电机相位提前量的拟合曲线

$$\Theta = 318.2V - 1232.6 \quad (6-2)$$

取电机电压波峰值为 5V 和 6.25V ,通过试验验证电机电压波峰值与相位提前量之间拟合方程的有效性。电机电压波峰值为 5V 和 6.25V 时 ,电机相位角位置曲线见下图 6.10-图 6.11 所示 :

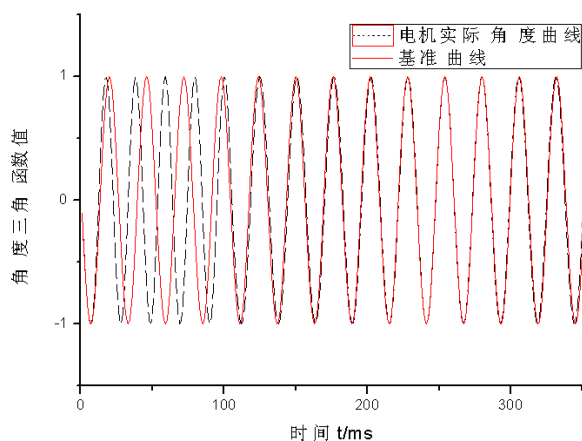


图 6.6 电机电压波峰值为 5v 时电机角速度曲线

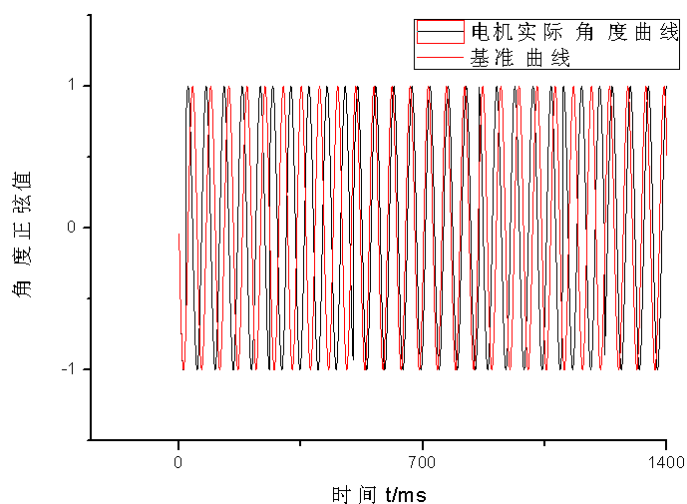


图 6.7 电机电压波峰值为 6.25v 时电机角速度曲线

由此，可计算得到电机电压波峰值与相位提前量之间的关系，具体数值见下表 6.2：

表 6.2 电机电压波峰值与相位提前量的关系

波峰值 (V)	相位提前量(°)
5	-1.6
6.25	316.6

计算电机电压波峰值为 5V 和 6.25V 时，由拟合曲线计算驱动电机相位提前量和试验得到的电机相位提前量之间的差值，具体数值见下表 6.3。

表 6.3 拟合曲线计算相位提前量与试验相位提前量之间的差值

波峰值 (V)	期望值 (°)	实验值 (°)	差值 (°)
5	-1.6	0	-1.6
6	316.6	322.8	-6.2

试验表明：无负载情况下，无论对电机大相位控制还是小相位控制，均能取得良好的控制效果。

### 6.3.2 带负载单个离心式作动器相位控制试验

同样，在带负载情况下，无论哪种离心式作动器控制机理，对单个离心式作动器相位控制的方法相似，两种控制机理的试验结论也相近，本文只给出了第一种控制机理的结论。

该试验研究在一定加速时间下，通过改变电机电压波峰值（即电机最大转速）来实现作动

器输出力相位提前量的控制。

试验过程如下：考虑到电机带负载时高速旋转情况下的安全性问题，试验时作动器最高工作转速不超过 400rpm，控制时间  $T$  设为 0.5s，理论计算作动器输出力相位提前量和电机最大转速之间的关系为：

$$\Theta = \frac{1}{120}n - \frac{5}{3} \tag{6-3}$$

式中， $n$  为电机最大转速， $\Theta$  为相位提前量。

计算得到的不同电机最大转速与作动器输出力相位提前量之间的关系如表 6.4 所示。

表 6.4 电机最大转速与作动器输出力相位提前量之间的关系

电机最大转速 (rpm)	输出力相位提前量(°)
200	0
225	75
250	150
275	225
300	300
320	360

试验测得不同电机最大转速与作动器输出力相位提前量之间试验数据。分别取电机的最大转速为 225rpm、250rpm、275rpm、300rpm 和 320rpm，试验得到作动器输出力曲线。作动器输出力曲线如图 6.12-图 6.16 所示，其中参考信号为一频率 3.3Hz 的正弦信号，它用来方便观察作动器实际输出力相位的变化。

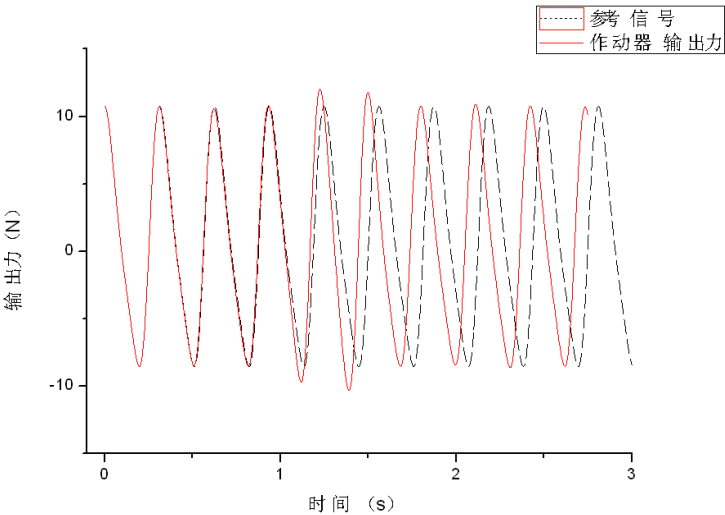


图 6.8 电机最大转速为 225rpm 时作动器输出力的相位

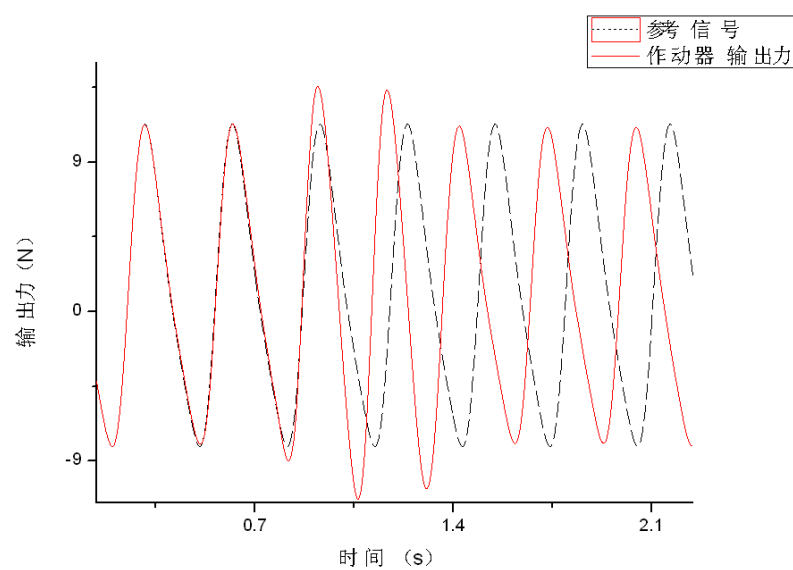


图 6.9 电机最大转速为 250rpm 时作动器输出力的相位

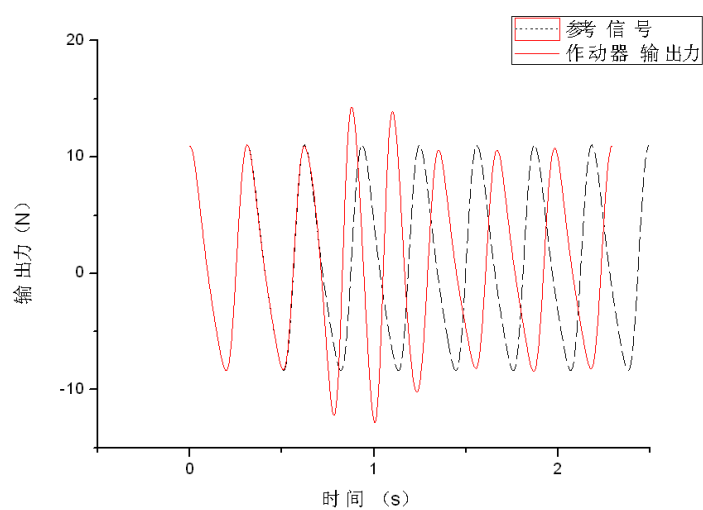


图 6.10 电机最大转速为 275rpm 时作动器输出力的相位

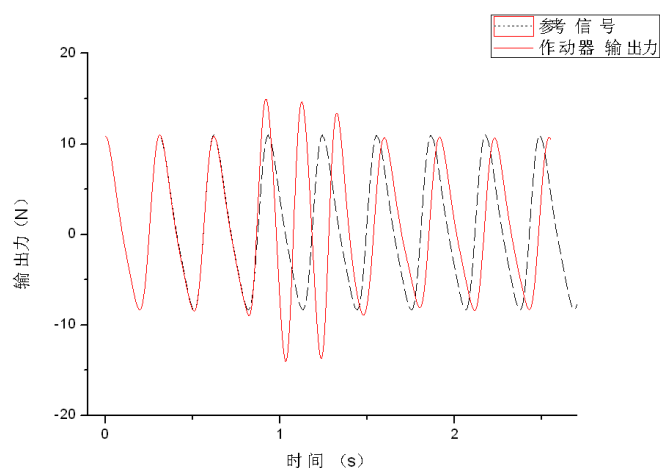


图 6.11 电机最大转速为 300rpm 时作动器输出力的相位

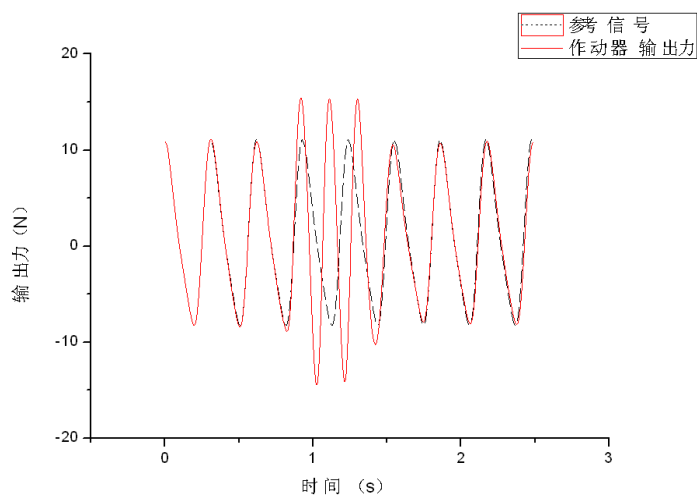


图 6.12 电机最大转速为 325rpm 时作动器输出力的相位

通过试验得到，在不同电机转速情况下，作动器输出力的实际相位提前量如表 6.5 所示：

表 6.5 作动器输出力的实际相位提前量

电机最大转速 ( rpm )	实际相位提前量 ( ° )
225	90
250	146
275	250
300	302
320	353

对比理论计算作动器输出力的相位提前量和实际值之间的误差，具体数值如表 6.6 所示。

表 6.6 理论计算和实测作动器输出力的相位提前量之间的误差

电机最大转速 (rpm)	误差值 (%)
225	20
250	-2.7
275	11.1
300	0.67
320	-1.94

由上表可知，理论值与实际值之间的误差最大值为 20%，最小值为 0.67%。试验说明：在有负载情况下，对单个作动器输出力的相位控制能达到有较好的控制效果。

### 6.3.3 带负载两个离心式作动器相位差控制试验

第三章中提出的两种离心式作动器控制机理对两个离心式作动器相位差控制的方法有区别，针对这两种控制机理，在带负载情况下，分别对两个离心式作动器相位差控制试验。

#### 1. 第一种控制机理两个离心式作动器相位差控制试验

该试验主要研究在一定加速时间下，通过改变两个驱动电机电压波峰值（即驱动电机最大转速）来实现作动器输出力相位差（即输出力幅值）的控制。

试验时：作动器工作转速降为 200rpm，控制时间  $T$  选择为 0.5s，当给两个电机的控制信号相同，即两个电机相位差为  $0^\circ$  时，作动器输出力曲线如图 6.17 所示。

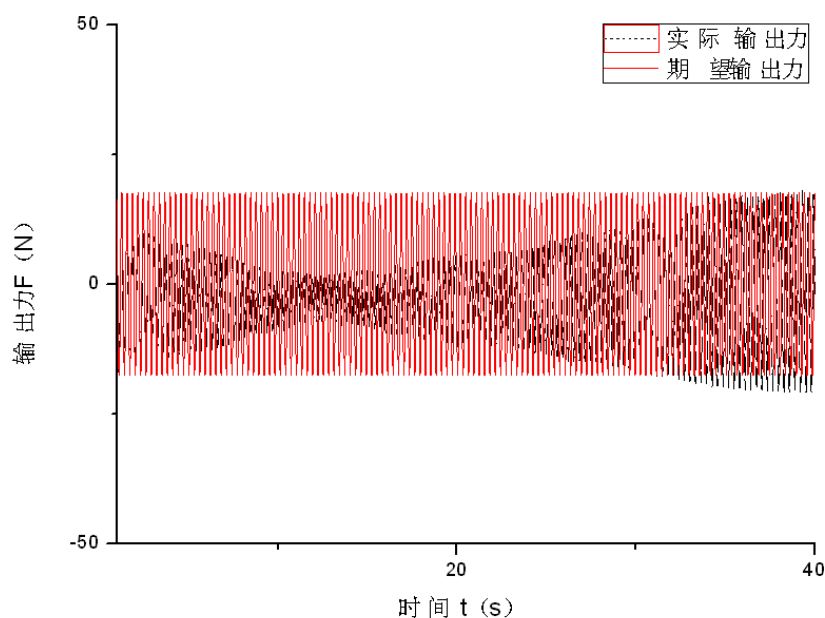


图 6.13 第一种控制机理作动器输出力



从图 6.17 可以看出，离心式作动器输出力出现拍现象。由于两个电机之间的相位差一直在变化，所以离心式作动器输出力才出现拍现象。试验说明：只有当两个电机相位控制精度达到很高时，第一种控制机理才能正确地实现两个离心式作动器相位差的控制。

## 2. 第二种控制机理两个离心式作动器相位差控制试验

该试验主要研究在某一工作转速下，通过改变一个作动器输入电压值来实现两个作动器相位差（即输出力幅值）的控制。

试验时，作动器工作转速为 200rpm，理论计算作动器产生的最大输出力为：

$$F_{\max} = 4m\omega^2 r = 23.8(N) \quad (6-4)$$

理论计算得到两个作动器不同相位差与作动器输出力幅值之间的关系如表 6.7 所示。

表 6.7 两个作动器相位差与作动器输出力幅值之间的关系

两个电机相位差 ( ° )	作动器输出力幅值 ( N )
0	23.8
15	23
30	20.6
45	16.8
60	11.9
75	6.2
90	0

试验测得两个作动器之间相位差与作动器输出力幅之间试验数据。分别取两个作动器之间相位差为 0 °、15 °、30 °、45 °、60 °、75 ° 和 90 °，试验得到的作动器输出力曲线如图 6.17-图 6.23 所示。

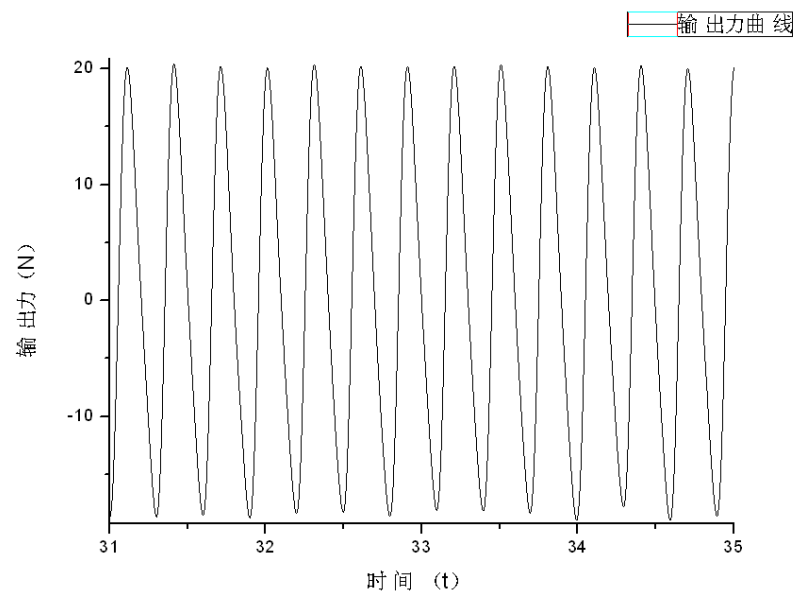


图 6.14 相位差为  $0^\circ$  时作动器输出力曲线

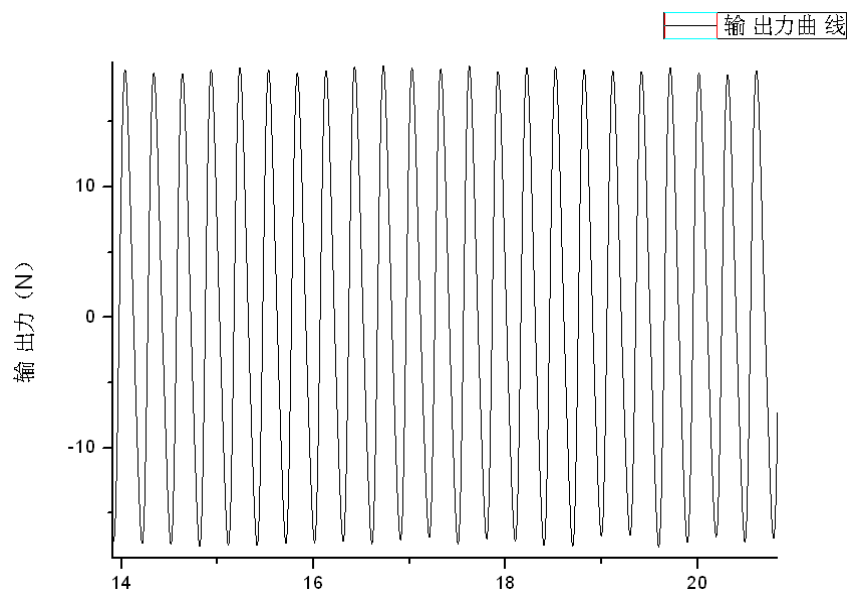


图 6.15 相位差为  $15^\circ$  时作动器输出力曲线

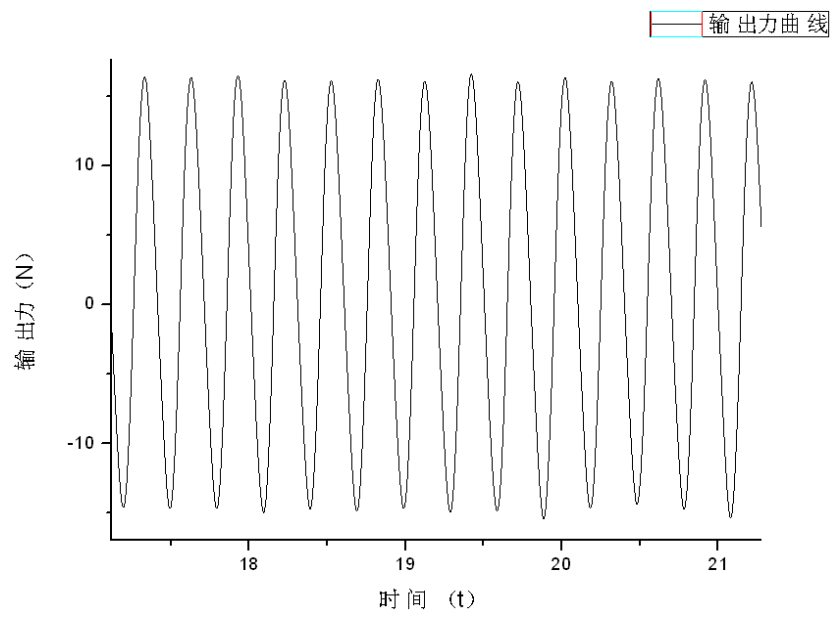


图 6.16 相位差为  $30^\circ$  时作动器输出力曲线

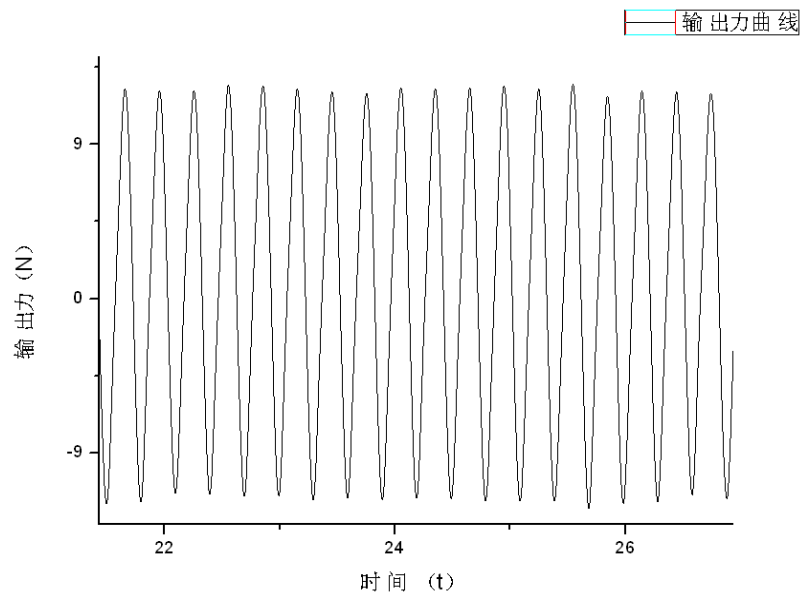


图 6.17 相位差为  $45^\circ$  时作动器输出力曲线

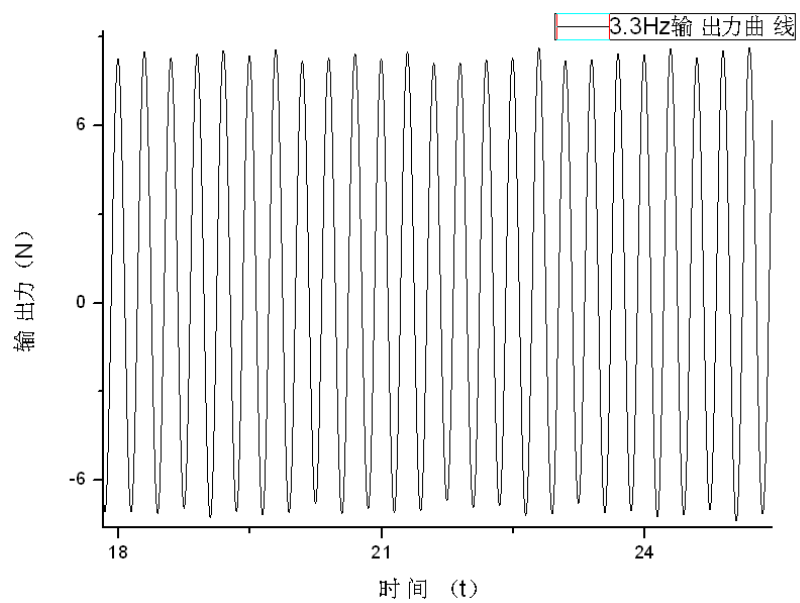


图 6.18 相位差为  $60^\circ$  时作动器输出力曲线

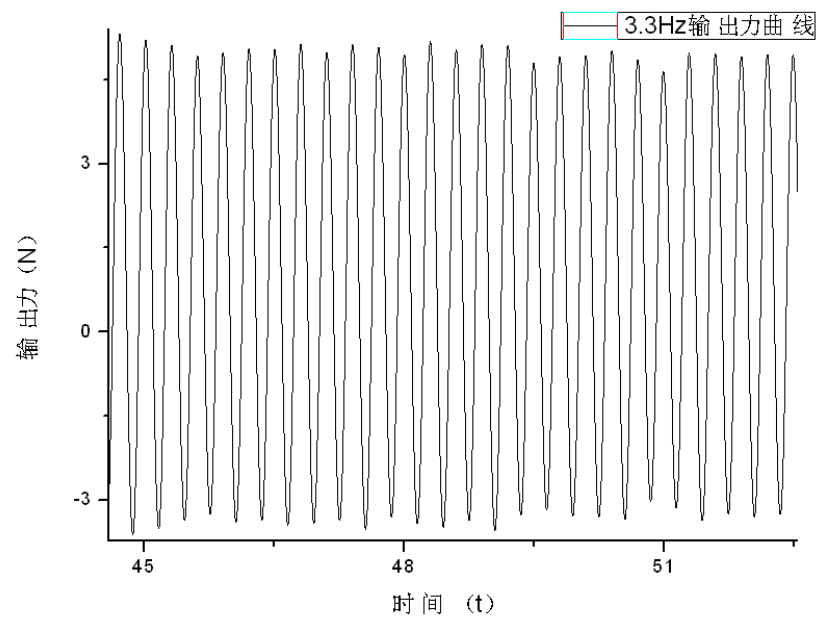


图 6.19 相位差为  $75^\circ$  时作动器输出力曲线

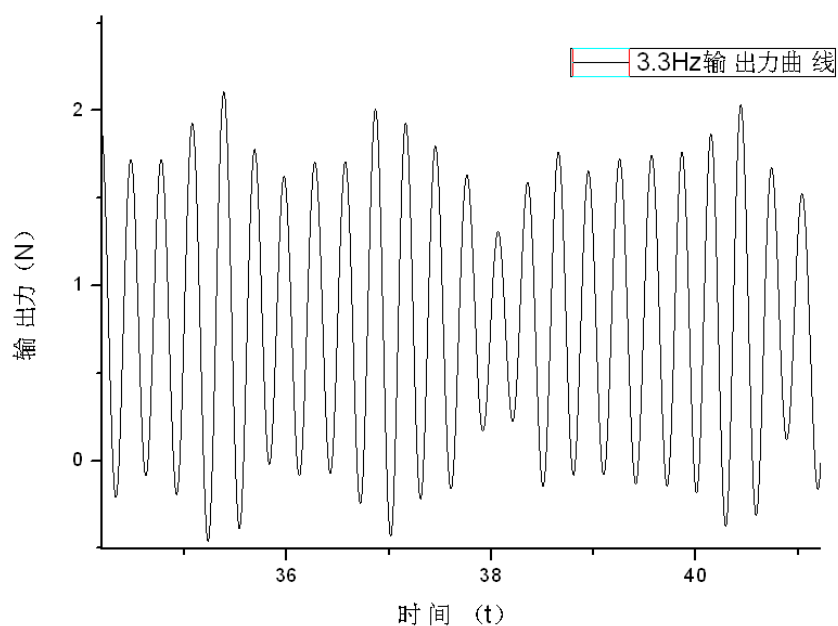


图 6.20 相位差为  $90^\circ$  时作动器输出力曲线

根据上述试验结果，可以得到两个作动器不同相位差与作动器实际输出力幅值的关系，如表 6.8 所示。

表 6.8 两个作动器不同相位差与作动器实际输出力幅值之间的关系

电机相位差 ( $^\circ$ )	实际输出力幅值 (N)
0	19.5
15	18.4
30	15.5
45	12.8
60	9.2
75	7.2
90	4.2

两个作动器相位差与作动器输出力幅值的关系是余弦关系，线性拟合时类似于一个二次曲线，选取两个作动器相位差为  $0^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $75^\circ$  和  $90^\circ$  这七个点进行拟合。最终得到的两个作动器相位差与作动器实际输出力幅值的关系曲线如图 6.24 所示，拟合关系式见式 (6-5)。

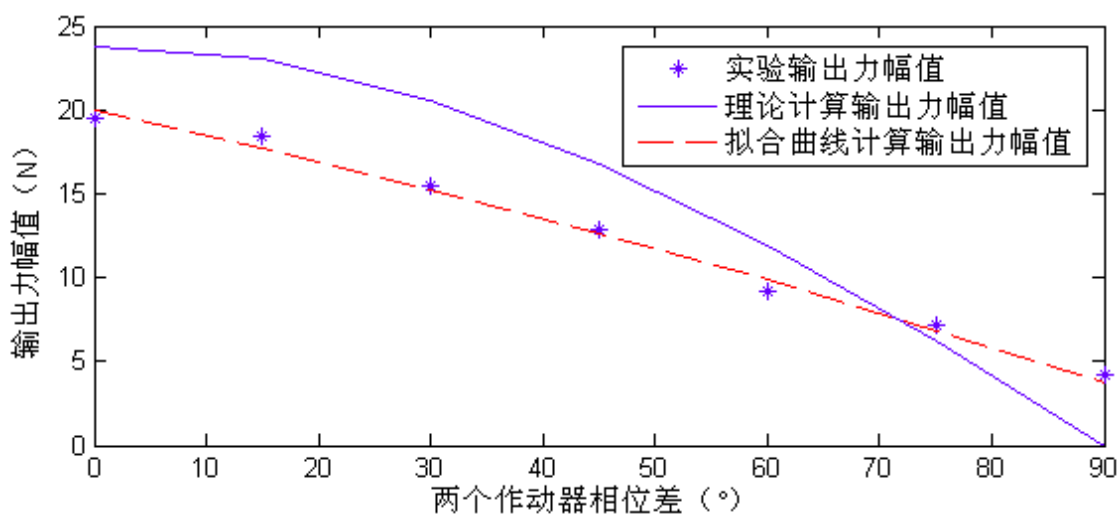


图 6.21 两个作动器相位差和作动器实际输出力幅值的关系曲线

$$A = -0.0004\alpha^2 - 0.1452\alpha + 19.99 \quad (6-5)$$

式中， $A$  为作动器实际输出力的幅值， $\alpha$  为两个作动器相位差。

由两个作动器相位差与作动器实际输出力幅值之间的关系式，选取期望作动器输出力幅值为 5N、14N 和 17N 时，测得作动器实际输出力幅值。作动器输出力曲线见下图 6.25-图 6.27 所示。

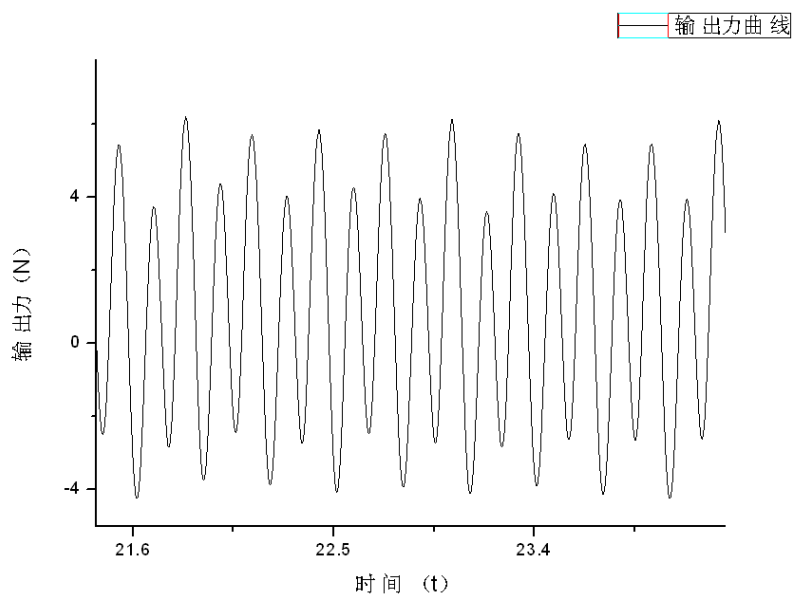


图 6.25 作动器期望输出力幅值为 5N 时输出力曲线

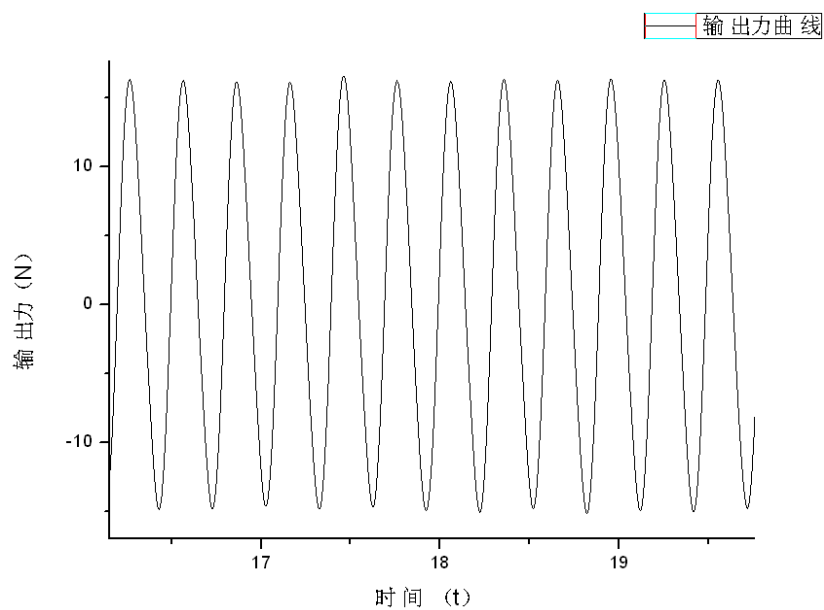


图 6.26 作动器期望输出力幅值为 14N 时输出力曲线

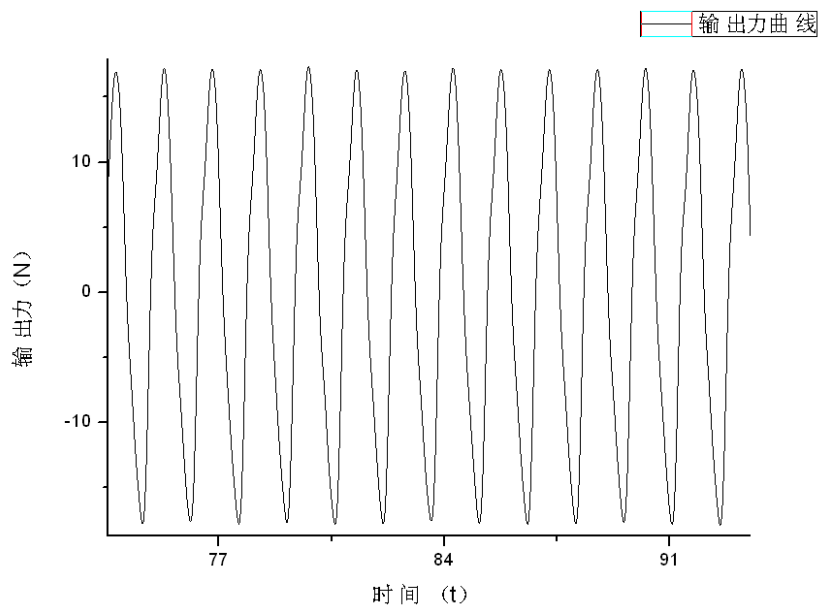


图 6.27 作动器期望输出力幅值为 17N 时输出力曲线

计算作动器期望输出力幅值和实际输出力幅值之间的误差，具体数值如下表 6.9 所示：

表 6.9 作动器期望输出力幅值和实际输出力幅值之间的误差

期望输出力幅值 (N)	拟合计算输出力幅值 (N)	误差 (%)
5	4.4	12
14	15.2	-8.6
17	17.4	-2.4

由此可知，作动器期望输出力幅值和实际输出力幅值之间的误差最大值为 12%，最小值只有-2.4%。试验说明：第二种离心式作动器控制机理对作动器输出力幅值控制有较好的控制效果。

## 6.4 本章小结

本章为验证所提出的离心式作动器控制算法中相位控制的有效性，搭建了离心式作动器试验平台，针对两种离心式作动器控制机理，进行了有/无负载单个离心式作动器相位控制试验，以及有负载情况下两个离心式作动器相位差控制试验。试验结果表明：两种控制机理，无负载时单个作动器相位控制误差在 5%左右，有负载情况时单个作动器相位控制误差在 10%左右，这两种控制机理都能满足对单个作动器相位控制要求。但是由于第一种控制机理对两个作动器相位控制精度要求很高，该控制机理对两个作动器相位差控制效果不好；第二种控制机理对两个作动器相位控制精度要求相对较低，该控制机理能满足对两个作动器相位差控制要求，其控制误差在 10%左右。



## 第七章 总结与展望

### 7.1 全文总结

本文针对离心式作动器的关键技术进行研究,首先分析了其工作原理,建立了离心式作动器电机/负载动力学分析模型,进一步提出了两种不同的控制方法,通过仿真和试验研究,验证了其可行性。本文开展的主要研究工作包括:

(1)在分析了离心式作动器的系统组成及工作原理的基础上,推导出了各个子系统的传递函数,建立了离心式作动器电机/负载动力学分析模型。

(2)提出了两种离心式作动器控制算法。利用所建立的电机/负载动力学分析模型,构建了 Simulink 框图,对离心式作动器输出力三要素进行了控制仿真,包括输出力的相位、幅值和相位+幅值等三种情况,仿真结果验证了控制算法的正确性和有效性。进一步分析了控制算法中关键参数对控制效果的影响。

(3)提出了原理性离心式作动器综合试验系统的初步方案,包括原理性离心式作动器、测控系统和试验平台。然后给出了原理性离心式作动器的设计方案及设计过程。

(4)为开展试验研究,基于 F2812 DSP 对所提出的控制算法进行了物理实现。根据所提出的控制算法,利用 Matlab RTW 和 Simulink 生成目标代码,并在此基础上利用 CCS 软件对目标代码进行了修改和完善,使其可应用于硬件试验。

(5)在自行设计的离心式作动器试验平台上进行了离心式作动器的相位控制试验研究。试验结果证明了所提出控制算法用于离心式作动器相位控制的有效性。

### 7.2 后续工作展望

由于研究时间有限,本文对于离心式作动器输出力控制研究还不够深入和充分,仍然有许多工作亟待开展:

(1)本文仅对离心式作动器的相位控制进行了试验研究,对于输出力三要素同时进行控制,还需要开展充分的试验研究。

(2)对于控制算法的物理实现,目前采用了目标代码直接生成的方法,尽管这种方法节约了大量的开发时间,但其代码执行效率较低,今后可考虑用 C 语言或汇编语言自行编写代码进行控制算法的物理实现。

(3)若条件允许,应当将离心式作动器安装在直升机上进行地面试验或飞行试验,这样才能真正验证离心式作动器的减振效果。

## 参考文献

- [1] 张晓谷. 直升机动力学设计. 北京: 航空工业出版社. 1996:46~47.
- [2] W. Johnson. Helicopter Theory. Princeton, N.J.: Princeton University Press, 1980.
- [3] G. Reichert. Helicopter Vibration Control – Survey. Vertica, 1981, 5(1): 1~20.
- [4] R. G. Lowey. Helicopter Vibrations: A Technological Perspective. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 29(4): 4~30.
- [5] R. L. Bielawa. Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity. Washington D.C.:AIAA,1992.
- [6] P. P. Friedmann and T. A. Millott. Vibration Reduction in Rotorcraft Using Active Control: A Comparison of Various Approaches. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(4):664~673.
- [7] L. Liu, D. Patt and P. P. Friedmann. Simultaneous Vibration and Noise Reduction in Rotorcraft Using Aeroelastic Simulation. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(2):127~140.
- [8] Terry Ford. Vibrations in Helicopters—Reduction and Monitoring. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1997, 69(2):119~125.
- [9] N. D. Ham. Helicopter Individual Blade Control and Its Applications. Proceedings of the 39<sup>th</sup> Annual Forum of the American Helicopter Society, St. Louis, MO, 1983:613~623.
- [10] N. D. Ham. Helicopter Individual-Blade-Control Research at MIT 1977-1985. Vertical, 1987,11(1/2):109~122.
- [11] F. K. Straub and E. V. Byrns. Application of Higher Harmonic Blade Feathering on the OH-6A Helicopter for Vibration Reduction. NASA CR 4031, 1986.
- [12] S. R. Viswamurthy and R. Ganguli. An Optimization Approach to Vibration Reduction in Helicopter Rotors with Multiple Active Trailing Edge Flaps. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(3):185~194.
- [13] T. A. Millott and P. P. Friedmann. Vibration Reduction in Helicopters Rotors Using an Actively Controlled Partial Span Trailing Edge Flap Located on the Blade. NASA CR-4611, 1994.
- [14] W. A. Welsh, et al.. Flight Test on an Active Vibration Control System on the UH60 Black Hawk Helicopter. Proceedings of the 51st Annual Forum of the American Helicopter Society, Fort Worth,TX, 1995:393~402.
- [15] Berengere Vignal and Tomasz Krynski. Development and Qualification of Active Vibration

- Control System for the Eurocopter EC225/EC725. Presented at the American Helicopter Society 61st Annual Forum, Grapevine, TX, June 1-3, 2005.
- [16] R. K. Goodman and T. A. Millott. Design, Development, and Flight Testing of the Active Vibration Control System for the Sikorsky S-92. Proceedings of the 56th Forum of the American Helicopter Society, Alexandria, VA, 2000:764~771.
- [17] Hohn Heilmann, Doug Swanson and Askari Badre-Alam. Vibration Attenuation Through the Use of Active FRAHMS. Presented at the American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix Arizona, May 6-8, 2003.
- [18] Bodine, A. G., Jr. Sonic method and apparatus for installing pile member, casing members or the like, in earthen formations. US Patent, 3,379,263, 1968.
- [19] Bodine, A. G., Jr. Sonic drilling device. US Patent, 3,684,037, 1972.
- [20] Tschebotariou, G. P., & Bodine, A. G., Jr. More on pile-drivers. Civil Engineering, 1962, 32(2), 63.
- [21] Chopra, I. Status of application of smart structures technology to rotorcraft systems. Journal of American Helicopter Society, 2000, 45(4), 228-252.
- [22] E.N.Cherednikov. Centrifugal generators of exciting force for vibroseismic sources. Journal of Mining Science, 2001, 37(4), 416-420.
- [23] Kenneth D. Garnjost, Gonzalo J. Rey. MODULAR VIBRATORY FORCE GENERATOR, AND METHOD OF OPERATING SAME. US Patent, 5,903,077, 1999, 5, 11.
- [24] Oldrich Mikus, Nejat Olgac, Rifat Sipahi. An actively controlled harmonic force generator. Control Engineering Practice, 2009, 17.
- [25] 张丹. 机械式动力消振器控制系统的设计与实现. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2007.
- [26] 韩广才. 机械作动器在船舶减振上的应用研究. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.
- [27] 王滨庆. 基于机械作动器的振动主动控制技术研究. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.
- [28] 张欢. 主动式动力消振器. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.
- [29] Fuerst Daniel, Hausberg Andre. Development of an Integrated Electrical Swashplateless Primary and Individual Blade Control System. The 63<sup>th</sup> Annual Forum of American Helicopter Society, Montreal, Virginia Beach, 2007.
- [30] Shen J., Chopra I. Aeroelastic Stability of Trailing-Edge Flap Helicopter Rotors. Journal of American Helicopter Society, 2003, 236~243.
- [31] 张琛. 直流无刷电动机原理及应用. 北京: 机械工业出版社, 2001.
- [32] 孙志伟. PWM与数字化电动机控制技术应用. 北京: 中国电力出版社, 2007.

- [33] 黄永安, 马路, 刘慧敏. MATLAB7.0/Simulink6.0 建模仿真开发与高级工程应用. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [34] 刘会灯, 朱飞. MATLAB编程基础与典型应用. 北京: 人民邮电出版社, 2008.
- [35] 范影乐, 杨胜天, 李秩. MATLAB仿真应用详解. 北京: 人民邮电出版社, 2001.
- [36] 成大先. 机械设计手册. 北京: 化学工业出版社, 2000.
- [37] 蒋秀珍. 机械学基础. 北京: 科学出版社, 2004.
- [38] 乔建军, 王挺. CATIA V5经典学习手册. 北京: 科学出版社, 2010.
- [39] 王茂飞. DSP 技术与应用开发. 北京: 清华大学出版社, 2007.
- [40] 苏奎峰, 吕强, 耿庆锋, 等. TMS320F2812 原理与开发. 北京: 电子工业出版社, 2005: 11~13.
- [41] 苏奎峰, 菜昭权, 吕强. TMS320X281X DSP 应用系统设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.
- [42] 李真芳, 苏涛, 黄小宇. DSP 程序开发—Matlab 调试及直接目标代码生成. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2003.

## 致谢

在硕士研究生毕业之际，首先感谢我的导师陆洋老师。在他的悉心指导下，我度过了三年的求学生活。从本论文的选题、开题到论文的撰写、定稿，每一步无不倾注了陆老师巨大的心血和辛勤的劳动。在此过程中，陆老师渊博的知识、敏锐的洞察力、严谨求实的治学态度、忘我的工作精神深深地影响着我，使我收益颇丰，也将是我今后生活和工作中的楷模。

在攻读硕士研究生期间，陆老师除了在学业上给予我悉心的指导之外，在工作上也提供了极大的方便，在生活上给予了无微不至的关怀。导师宽阔的胸怀、高尚的师德、正直的人品及对学生至真至诚的关怀，我将铭记在心。值此毕业之际，谨向陆老师表示我最诚挚的感谢。

感谢肖荣、王守荣工程师在试验过程中的指导，让我少走了很多弯路，还要感谢电控旋翼课题组的各位师兄弟对我在生活和学习中的帮助，此外还要感谢我的同学和室友们，给了我一个快乐又温馨的集体环境。

感谢我的父母及女友在我攻读硕士期间给予我的物质上和精神上的鼓励和支持，使我得以顺利的完成学业。

最后，谨在此向所有关心、支持和帮助过我的人致以最衷心的感谢！

游小亮

2012 年 12 月

## 在学期间的研究成果及发表的学术论文

### (1) 学术论文

1. 游小亮, 陆洋, 用于结构响应主动控制离心式作动器控制算法研究, 南京航空航天大学第十四届研究生学术会议, 南京, 2012.12. (被评为优秀论文)

### (2) 专利情况

1. 国家发明专利“一种共振型电磁式作动器”(专利号: 201010510209.4, 已获授权), 个人排名第四。
2. 国家发明专利“一种新型离心式作动器及其控制方法”, 正在申请程序中, 个人排名第二。