

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2108714

一种位标器陀螺跟踪系统的快速起旋控制设计

李正阳¹ 王烁² 蔡文硕²

(1. 中国空间技术研究院通信与导航卫星总体部 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院 北京 100094)

摘要: 现代战争中,红外制导导弹的地位不断提高,世界各国均高度重视对红外制导导弹的研制,导引头位标器作为导弹制导控制的关键部件,其性能对导弹作战能力具有决定性的影响。本文针对某型导引头位标器陀螺跟踪系统中的悬浮、起旋、稳速控制问题进行了分析研究,提出了一种新的控制方法,实现了位标器陀螺的高可靠快速起旋控制,并完成了试验验证。试验结果表明,本文的快速起旋控制设计能够确保高可靠的同时大幅缩短位标器的启动时间,能够有效提升导弹的作战性能。

关键词: 红外导引头位标器;陀螺;空空导弹;起旋

中图分类号: TP2 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.1050

A new design of fast spin up control on seeker gyro tracking system

Li Zhengyang¹ Wang Shuo² Cai Wenshuo²(1. Introduction of Institute of Telecommunication and Navigation Satellites, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In modern warfare, the status of infrared-guided missiles is increasing, and the most countries in the world attach great importance to the development of infrared-guided missiles. The performance of the seeker gyro, as a key component of missile guidance control, has a decisive influence on the operational capability of missiles. In this paper, we analyze and study the suspension, spin up and speed stabilization control problems in the gyroscopic tracking system of a certain type of seeker, and propose a new control method to realize the highly reliable and fast spin up control of the seeker gyro and complete the test verification. The experimental results show that the fast spin up control design of this paper can ensure the high reliability and shorten the start-up time of the seeker at the same time, which can effectively improve the operational performance of the missile.

Keywords: IR seeker; gyroscope; air-to-air missile; spin up

0 引言

现代战争表明,超视距空战正成为未来空战的主要形式。中空空导弹作为超视距武器系统的主要组成部分,其战斗性能正成为决定空中战争胜负的关键因素,而红外制导导弹是空空导弹中的主力军^[1]。

红外导引头是用来探测目标红外辐射的导引装置,导引头的目标方位探测系统由光学系统、调制盘、探测器和信号处理电路四大部分组成。对于空空导弹和一些小型地空导弹来说,跟踪系统通常是采用三自由度陀螺作为跟踪系统的执行机构,这类跟踪系统称为陀螺跟踪系统。通常把由光学系统、调制盘、探测器和陀螺跟踪系统四部分组成的光电机械装置称为位标器。这样一来,也可以说导引头是由位标器和信号处理电路两大部分组成的,作为精确制导

武器的核心部件,其性能直接影响到打击效果^[2]。

红外导引头从关机状态到具备发射状态的间隔时间,决定了导弹的快速反应性能,是导引头的关键性能指标,其时长主要由位标器陀螺起旋时间决定。本文研究的某型红外导引头在各国军队均有大量列装,针对其位标器陀螺起旋控制方法主要有某院的基线设计(文中称为设计基线方法)、沈欣^[3]论文方法,这些控制方法在起旋时间、起旋可靠度方面均有不同优劣特征。其中设计基线方法虽然起旋时间较短,但在某些姿态下存在起旋失败的情况;沈欣论文方法虽然解决了起旋可靠性的问题,但延长了起旋时间。本文将对位标器陀螺起旋控制进行详细研究,并分析上述方法存在不同缺陷的原因,最终提出新的控制方法并进行试验验证,以提高导引头位标器的作战性能。

1 红外导引头位标器结构

首先介绍红外导引头的组成,常规红外导引头的结构组成一般如图 1 所示。

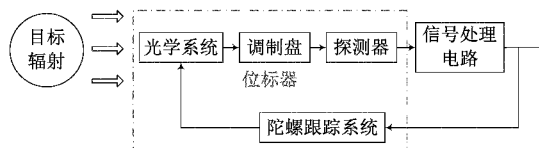


图 1 导引头目标方位探测系统框图

红外导引头接收目标的红外辐射,探测器将光能转换成电信号,该信号中包含有目标的位置信息。信号处理电路把它变成便于传输的信号,最后再把有用的信号检出并进行功率放大后,将信号传送到导弹控制系统^[4]。本文所使用的红外导引头位标器结构如图 2 所示。

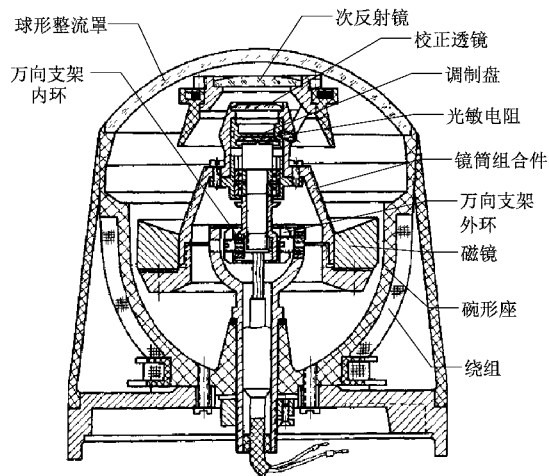


图 2 本文使用的红外导引头位标器结构图

该位标器陀螺跟踪系统的核心是一个三自由度陀螺,但它与一般的三自由度陀螺不同,转子位于内、外环之外。转子即镜筒组合件,它由永久磁铁制成的磁镜(即主反射镜)、次反射镜、校正透镜、伞形光栏(其上固定有章动阻尼盘)、调制盘及镜筒等组成。镜筒主要起连接作用^[5]。

碗形座上绕制有多种线包,如基准线包、旋转线包、位置线包、进动线包。

基准线包由 4 个扁平状径向均匀分布的基准线圈组成,在陀螺转子旋转时将产生基准电流,其相位与幅值能够反映当前转子的旋转位置以及旋转速度信息。基准线包能够为导引头的所有控制提供基准信号,进而能够根据转子的瞬时位置与旋转速度对其进行精确控制^[6]。基准线圈 1 指向 Y_1 正向,基准线圈 2 指向 Z_1 正向,具体如图 3 所示。

旋转线包由 4 个扁平状径向均匀分布的旋转线圈组成,其位置与基准线圈重合,但极性相反。各个旋转线圈在转子处于不同位置时通以适当的电流,则可以视作典型的无刷直流电动机。旋转线圈的方向与同样位置的基准线圈

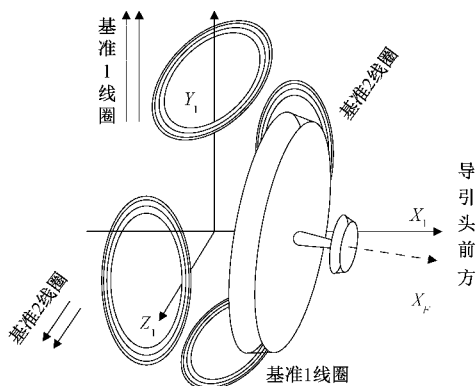


图 3 基准线包

方向相反:旋转线圈 1 指向 Y_1 负向,旋转线圈 2 指向 Z_1 负向,具体如图 4 所示。

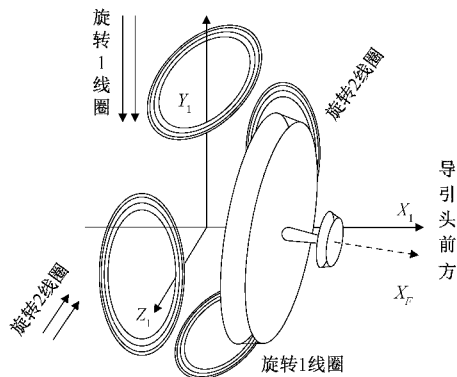


图 4 旋转线包

位置线包由轴向绕制的位置线圈构成,当陀螺转子轴偏离弹轴时,它能够感受偏离角(φ 角),由于转子磁铁旋转作用,在该线圈内产生交变磁场,获得离轴角电信号。在进动线圈中通过与 φ 角成比例的电流,可以使陀螺转子轴恢复到与弹轴一致的位置,起到电锁的作用。在本文中,位置线包也可用于改进稳速、进动控制或辅助试验观察等等^[7]。

进动线包的功用是使陀螺转子轴(也即位标器光轴)偏离目标时产生进动,以便能不断地跟踪目标。也可以结合位置线包起到电锁的作用,电锁的原理与进动线包使位标器光轴跟踪目标的原理相似,只是取得信号的来源不同和进动方向不同。跟踪目标时,进动线包中输入电流的信号来自光轴与目标线间的误差角,而电锁时,进动线包中输入电流的信号则来自位置线包产生的 φ 角信号。

位置线圈与进动线圈正向指向导引头后方,具体如图 5 所示。

2 位标器陀螺跟踪系统控制

位标器陀螺跟踪系统需要位标器陀螺从静止状态下开始旋转(从导弹前方向后看顺时针),在短时间内加速旋转并将旋转频率稳定在 100 Hz,称为位标器陀螺的起旋和稳速。进动控制是指在位标器跟踪目标时,若目标偏离光轴,

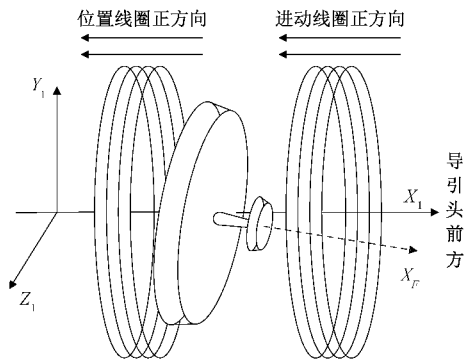


图 5 位置线包、进动线包

则探测器将输出误差信号，该误差信号一方面送入导弹飞行控制系统，提供制导控制输入指引导弹飞向目标，另一方面将送入进动线包，驱动光轴向着目标偏离方向运动。

陀螺在正常跟踪目标时，目标方位的解算以及陀螺的进动依赖于两个基准线圈旋转所产生的感应信号，如果陀螺旋转周期不能稳定，则会导致目标方位解算产生误差，甚至导致其跟踪失败。陀螺的起旋及稳速依靠两组基准线圈及两组旋转线圈，在陀螺旋转工作时，基准线圈切割磁力线的同时将陀螺的位置反馈成交流信号，依靠信号的频率及相位可以知道当前陀螺的转速及位置，针对转子的瞬时位置对旋转线圈输出相应相位的正弦电流，能够使得陀螺产生旋转力矩推动陀螺旋转。

2.1 位标器陀螺起旋技术背景

实际作战要求位标器从关闭状态迅速进入工作状态，也就是要求位标器陀螺迅速(本文使用的位标器规定要求 3 s 以内)从静止状态进入 100 Hz 的稳速旋转状态，并确保旋转方向为从前方观察顺时针旋转，这个过程称为位标器陀螺的起旋^[8]。位标器陀螺的起旋越快，意味着实际作战时导弹可以越早地进入到跟踪状态并发射，在瞬息万变、争分夺秒的现代空战中，位标器陀螺起旋具有着重要的意义^[9]。下面简要介绍位标器陀螺起旋相关技术和需要解决的问题。

由于本文研究的位标器型号无角位置传感器，基准线圈只能在转子开始转动后才能切割转子磁铁的磁场，产生基准电流。在本型位标器的设计基线中，起旋方式为直接将基准线圈中的基准电流进行放大并输出至旋转线圈，在放大倍数较小时，能够使得陀螺转子逐渐旋转加速，并 7~8 s 时间内达到 100 Hz 的转速。但该控制方法存在的问题有两点，一是由于陀螺在起旋时的初始状态不固定，所以陀螺有一定概率反转，使得相关控制算法不得不考虑陀螺反转下的目标测量结果；二是在战机处于某些飞行姿态下，有一定概率会导致位标器陀螺起旋失败且开始高频率抖动，必须对位标器关机并重新进行起旋。

在沈欣的论文中，提出了在陀螺起旋之前，在旋转 1、2 线圈上分别施加一固定小电压，在旋转线圈产生一个方向固定的磁场，在定子永磁体产生的磁场作用下，陀螺会稳定

在一个状态可知的位置，称作转子的悬浮^[10]。在陀螺转子悬浮状态下再输出一定的旋转电流，产生令陀螺开始旋转的初始转矩，令转子能够以确定的方向开始旋转。接下来，陀螺加速旋转，当陀螺转速达到期望转速 100 Hz 时，控制系统立刻从起旋控制切换至稳速旋转控制。这一控制方法避免了陀螺反转、机动状态下起旋失败的问题，大大提高了起旋的可靠性，但也由于增加了悬浮的控制环节，使得位标器起旋时间延长到了 12 s 以上，以下章节将对上述起旋控制相关问题进行研究并实施改进。

2.2 位标器陀螺的快速起旋控制设计

本文使用了引进某型导引头位标器实物，并设计、实现了位标器陀螺的控制系统。其中，陀螺各组线圈连接及其引脚如图 6、7 所示。

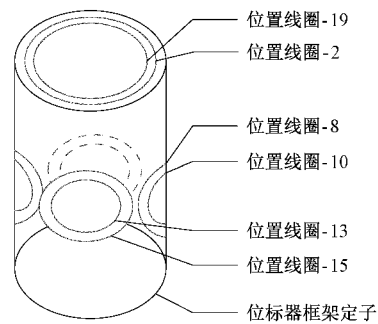


图 6 陀螺定子线圈示意图

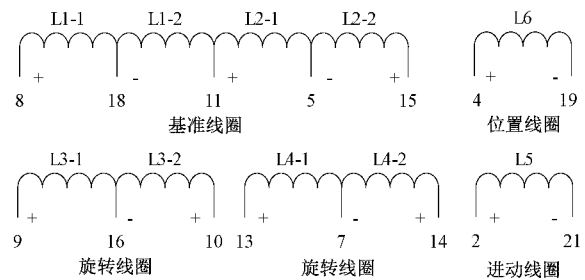


图 7 线圈引脚

起旋的回路如图 8 所示。

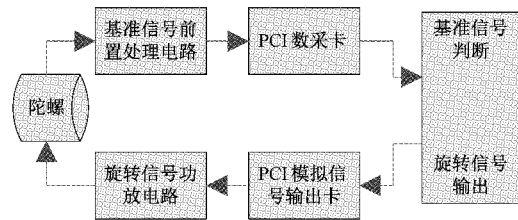


图 8 陀螺起旋回路示意图

基准信号处理电路如图 9、10 所示。

基准信号通过两个串联电阻分压后进入 INA128 进行整形滤波，通过 1 M 的电位计可以调节信号的输出大小，整形后再将信号传入 OP07 进行信号调节，通过调节 100 k 的电位计可以调节输出信号大小，调节的准则为将基准信号控制在 ±10 V 范围内供数采卡采集。

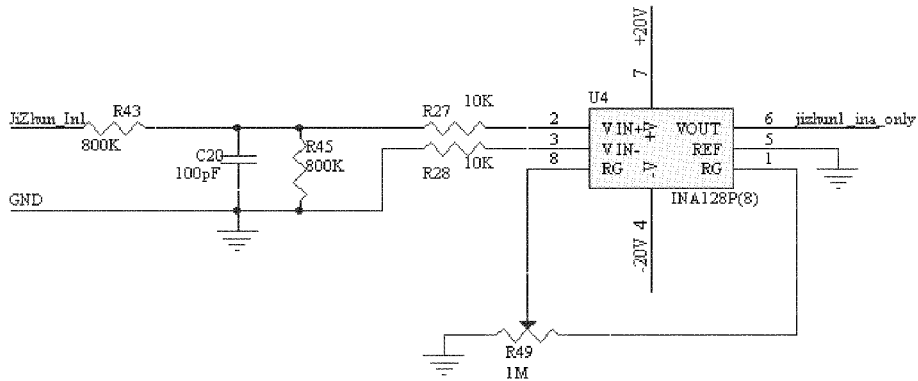


图 9 基准信号滤波

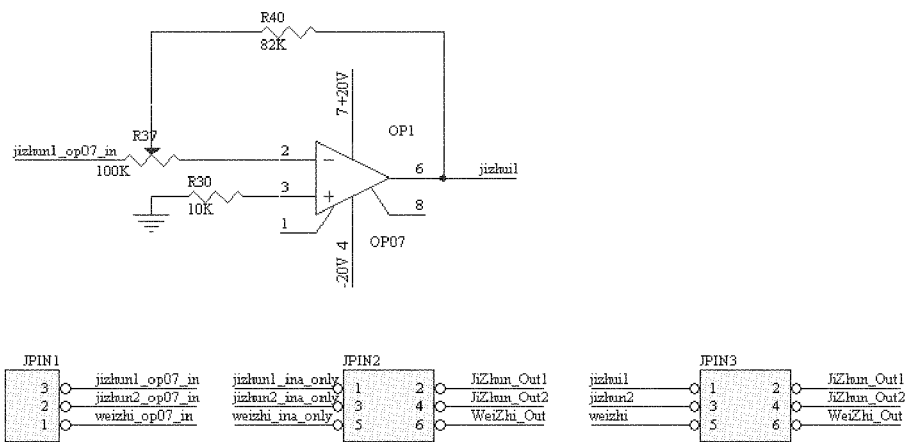


图 10 基准信号放大

其中跳线 JPIN1~3 是选择 INA128 信号整形后直接传输到数采卡或是经过 OP07 然后再传输到数采卡，区别是经过 OP07 后小信号可以得到放大，可以提高采集精度从而提高系统控制测量精度，但容易引发自激。

默认为经过 OP07 (可通过跳线设置不经过 OP07 处理)，信号经过 OP07 后反向，在软件里对变量增加一级负号。

旋转信号功放电路如图 11 所示。

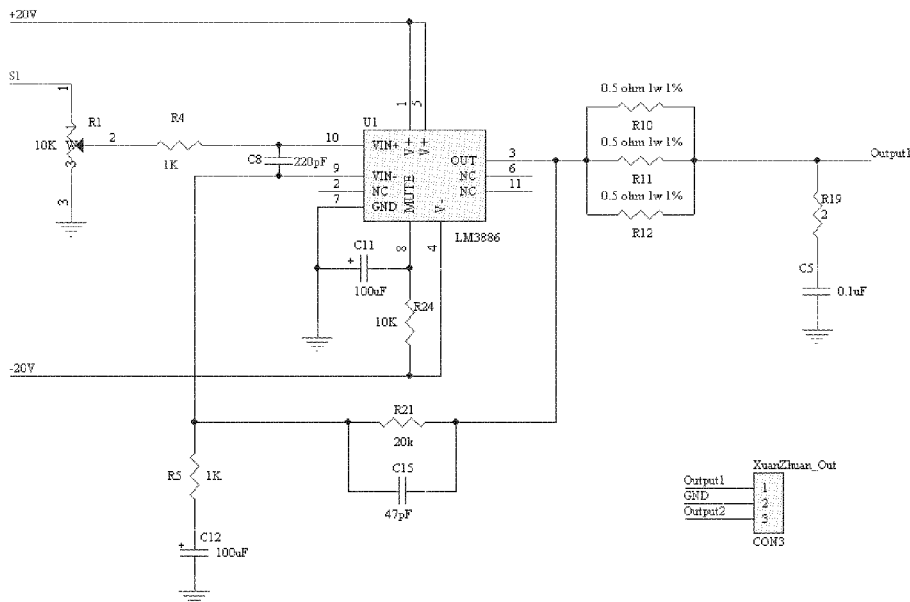


图 11 陀螺驱动

旋转线圈信号通过 PCI1712 DA 通路 1、2 进行输出,经过上图所示功放电路后驱动陀螺旋转,可以通过调节 10 k 电位计调节输入信号大小,从而改变驱动信号强弱,调节目的是使得两路驱动电路输出在输入正弦信号幅值相同的情况下输出幅值相同并且保持在 ± 24 V 以内。

1) 位标器陀螺快速悬浮消抖技术

位标器陀螺的悬浮可以通过向一组旋转线圈通一恒定电流来实现,本文选择向旋转 1 线圈通过恒定负向电流(悬浮电流),在转子的位置产生一个指向 Y_F 轴正向的恒定磁场,使位标器陀螺悬浮,静止时其 N 极指向 Y_F 轴正向。当陀螺静止时,可以向旋转 2 线圈通恒定正向脉冲电流(起旋电流),产生初始冲量矩,令陀螺开始正向旋转。

但是,使用这种方法有一个问题,就是位标器陀螺悬浮稳定之前的长时间抖动。当位标器处于关闭状态,各个线圈中没有任何电流,陀螺转子空间中不存在任何磁场。向旋转线圈通一恒定电流时,陀螺转子位置会立即产生一个指向 Y_F 轴正向的恒定磁场,受磁场作用,陀螺转子从随机的静止倒下状态突然立起,转子磁铁 N 极向 Y_F 轴正向转动,同时由于转动的惯性和恒定磁场的作用,转子会以一种类似单摆的状态,在 Y_F 轴正向附近长时间来回旋转抖动。在陀螺来回旋转抖动过程中,位标器陀螺框架的摩擦力和旋转线圈中产生的反电动势会起到一定的阻尼作用,令该抖动会逐渐减小,但由于这些因素起到的阻尼效果较弱,陀螺会持续抖动至少 5 s 以上才能接近静止状态。

如果位标器陀螺处于抖动状态,则之后旋转 2 线圈中的脉冲电流产生的初始冲量矩可能被抖动中可能存在的负向角动量抵消,引起陀螺起旋失败。因此如果陀螺抖动不停止,便不能开始进行下一步起旋控制,这是使用悬浮控制导致起旋时间大大延长的最主要原因。

为了避免位标器陀螺悬浮稳定过程中的长时间抖动,尽可能缩短起旋时间,本文提出了位标器陀螺快速悬浮消抖技术,可令位标器陀螺快速进入特定位置并保持静止。下面介绍位标器陀螺快速悬浮消抖技术的原理:

在经典的位标器陀螺旋转控制技术中,基准线圈主要用于陀螺开始旋转后切割转子磁铁磁场,产生完整的正弦波形基准电流,以测量当前陀螺旋转频率。但是,在实际试验中可以注意到:即使陀螺转子尚未开始旋转,而是处于悬浮后抖动的状态时,位标器陀螺转子在 Y_F 轴正向附近抖动会使垂直方向的基准 2 线圈切割转子磁场,产生的感应电流数值与转子抖动角速度近似成正比。可以认为:在这一非常规工况下,基准线圈恰好实现了对陀螺抖动角速度的测量,那么假设在旋转 2 线圈中输出与该电流符号相反的电流,则会产生相应的抑制力矩,该力矩方向正好与抖动的角速度方向相反,使抖动迅速消除。如此便可在不增加新的硬件配置前提下,实现位标器陀螺的快速悬浮消抖。

以下给出不加消抖和使用消抖技术的控制试验对比:不加消抖控制,结果如图 12 所示。

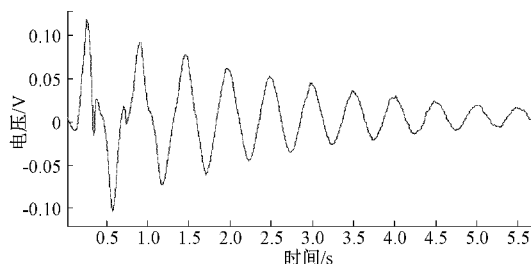


图 12 不加消抖的转子抖动角速度信号

使用消抖技术,结果如图 13 所示。

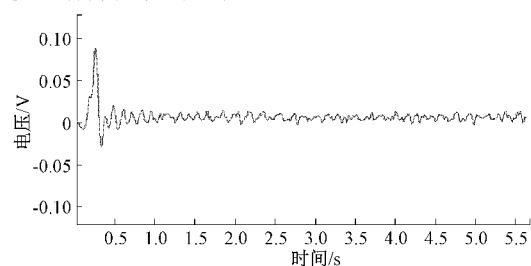


图 13 使用消抖技术的转子抖动角速度信号

可见,采用消抖技术可以使位标器陀螺从位置随机的静止状态快速进入稳定的悬浮状态,所需时间少于 0.5 s,为后续的起旋控制创造了优良的条件。

2) 初始冲量矩起旋

当位标器陀螺悬浮并消抖后,切断旋转 1 线圈中的悬浮电流,同时立刻向旋转 2 线圈中通一持续时间为 0.03 s 的脉冲起旋电流,产生令陀螺旋转的初始冲量矩。该初始冲量矩可确保位标器陀螺朝向正转开始旋转,各个基准线圈切割转子磁铁磁场,产生完整的正弦基准电流,便于基准信号频率相位解算。从此时开始,就可以由基准信号的相位计算转子当前的旋转位置,用于各项控制计算。

3) 起旋控制模块程序设计

起旋控制模块程序流程如图 14 所示。

2.3 位标器陀螺稳速旋转控制器设计

系统采用 PI 控制器进行稳速控制^[11],PI 控制器参数采用试验法得到,控制系统框图如图 15 所示。

其中有关参数为:

J :陀螺转子转动惯量

K_t :旋转线圈电流力矩系数

K_b :反电动势系数

K_f :速度反馈系数

零阶保持器模拟系统每旋转周期计算一次稳速控制信号的离散特性,其采样时间为 0.01 s。PID 模块提供带饱和特性的输出,这里饱和特性的上下限为 ± 6.2 ,仿真陀螺控制电路中的饱和特性。干扰力矩设定为在若干时间后加入的负值阶跃输出(实际工作中的干扰主要由 φ 角引起,一般产生过程较为缓慢,数值也较小,弱于仿真用例的干扰力矩^[12])。

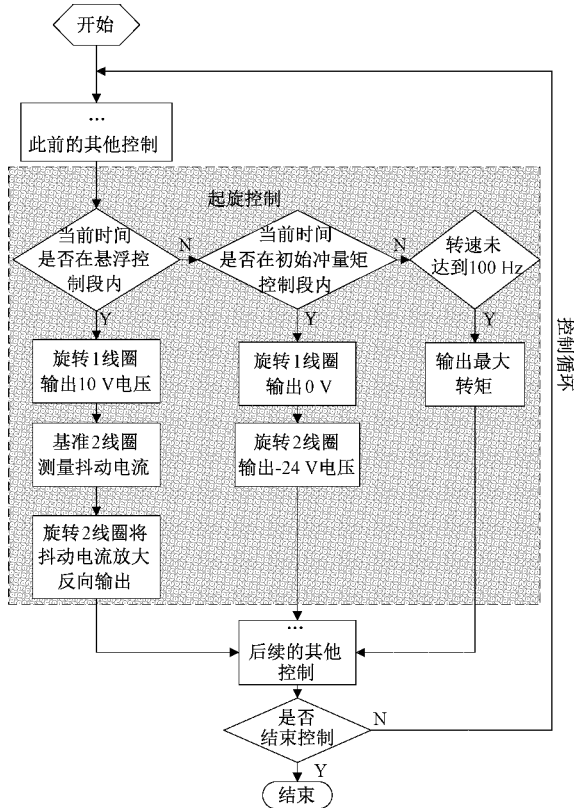


图 14 起旋控制模块流程图

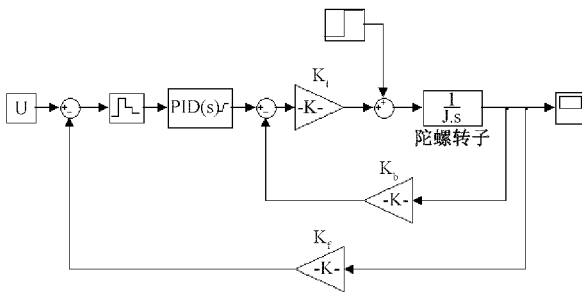


图 15 陀螺稳速控制框图

仿真结果如图 16 所示。

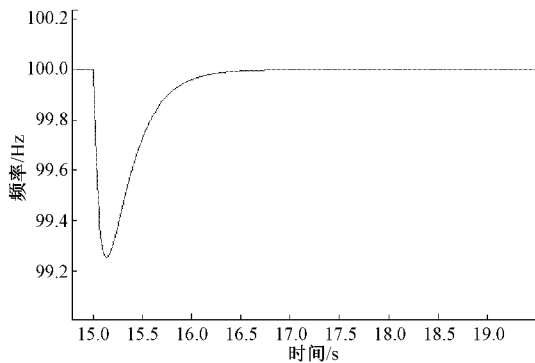


图 16 陀螺稳速控制器设计仿真结果

由仿真可以看到,干扰力矩略微影响了陀螺旋转频率

(约 0.7 Hz),但其影响很快消除。在随后的起旋、稳速试验中,也可以看到该 PI 控制器实际运作良好。

2.4 稳速模块程序设计

稳速控制模块程序流程如图 17 所示。

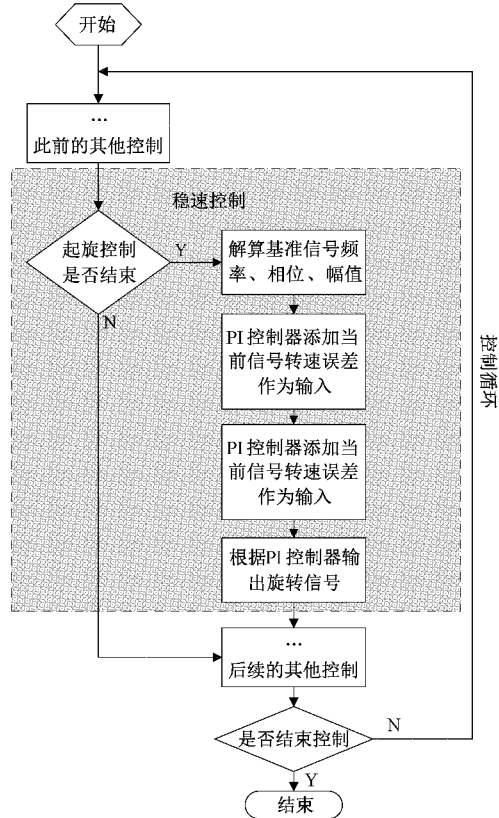


图 17 稳速控制模块程序流程

2.5 试验及结果分析

结合起旋与稳速旋转控制程序,以及采用本文实现的控制系统,对位标器实物进行陀螺快速悬浮消抖并起旋稳速旋转试验,结果如图 18 所示。

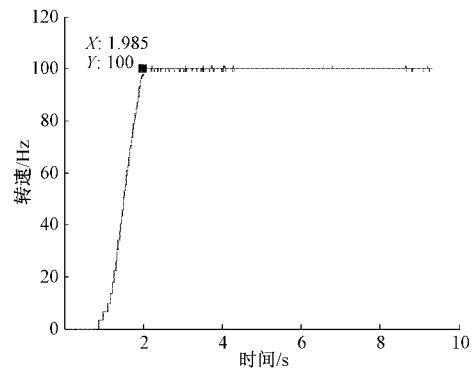


图 18 起旋稳速旋转控制试验结果

可以看到,起旋与稳速控制结合,使陀螺在 1.985 s 内无超调地加速旋转到 100 Hz,并保持稳速旋转,完全满足了位标器陀螺的快速启动与稳速控制要求^[13]。

同时,针对起旋可靠性、起旋时间方面,设计专项对比试验,令位标器轴线前方与当地重力方向夹角(记为 β)分别呈 0° 、 90° 、 180° 安装,并分别采用2.1节中的设计基线方

法、沈欣论文方法以及本文的快速起旋方法在各方向完成20次起旋试验,最后对共计180次起旋结果进行统计,结果如表1所示。

表1 起旋对比试验统计结果

β	0°		90°		180°	
	成功率/%	平均耗时/s	成功率/%	平均耗时/s	成功率/%	平均耗时/s
设计基线方法	100	7.13	90	7.20	75	7.46
沈欣论文方法	100	12.77	100	12.81	100	12.92
本文控制方法	100	1.94	100	1.98	100	1.99

根据试验统计结果可知:在同型位标器的陀螺起旋控制性能方面,本文在保证陀螺起旋成功率的同时,将起旋时间压缩了80%以上,位标器陀螺起旋性能显著提升。

3 结 论

本文对位标器陀螺跟踪系统实现进行了详细分析,针对其中需要解决的各项技术难点给出了详细解决方案,提出了位标器陀螺快速悬浮消抖技术,同时分别设计了陀螺起旋、稳速控制模块,在不改动硬件的同时实现了位标器陀螺的高可靠快速起旋与稳速控制。

最后,在各项控制试验结果中,本文实现的位标器陀螺跟踪系统各项指标均达到规定要求,甚至几项指标比规定指标有显著的提高^[14],可应用于实际武器的控制升级中。

由于本文尚未考虑大过载下位标器的陀螺起旋问题,后续将完善试验条件,重点研究大过载下位标器陀螺克服方位效应的高可靠快速起旋问题^[15]。

参考文献

- [1] 樊会涛,崔颖,天光.空空导弹70年发展综述[J].航空兵器,2016(1):3-12,DOI:10.19297/j.cnki.41-1228/tj.2016.01.001.
- [2] 张溪默,谭杰,王兆麒.基于CVI环境一键式多套导引头测试系统设计[J].电子测量技术,2020,43(8):165-168,DOI:10.19651/j.cnki.emt.1903954.
- [3] 沈欣.红外导引头位标器测控系统设计[D].西安:西北工业大学,2009.
- [4] WANG B, GAO H M, HAO A F, et al. Target seeker gyro and controls [J]. Journal of Beijing Institute of Technology (English Edition), 2002, 11(1): 10-13.

- [5] 曹飞,穆学桢,崔国才.位标器陀螺稳定装置的动力学仿真研究[J].企业应用集成系统与技术学术研究会论文集,2006:220-225.
- [6] 沈吉,张伟,祁载康.导引头位标器陀螺控制系统设计[J].弹箭与制导学报,2001(3):14-17.
- [7] 周柱.一种位标器陀螺的建模方法及其仿真分析[J].现代电子技术,2013,36(8):48-51.
- [8] 方斌.中距红外导弹位标器参数优化设计[J].红外技术,2000(3):19-22.
- [9] 夏团结,杨大伟,钮赛赛,等.基于红外光轴信息的旋转弹位置姿态解算研究[J].上海航天,2017,34(S1):80-87,DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2017.S1.013.
- [10] 赵玉成.位标器线包综合测试系统设计[D].上海:上海交通大学,2009.
- [11] 黄春蓉,高翔,杨俊超,等.红外空空导弹导引头预定回路模糊PID双模控制研究[J].弹箭与制导学报,2010,30(2):10-14,DOI:10.15892/j.cnki.djzdx.2010.02.069.
- [12] 周桃品,李友年.位标器干扰力矩的分析与自适应补偿[J].红外与激光工程,2013,42(7):1830-1834.
- [13] 周晓东.同轴式反装自由陀螺型红外系统中的陀螺转速[J].红外与激光技术,1984(2):31-39.
- [14] LI Z, WANG H. A new method for enhancing the performance on seeker tracking [C]. Tencon-IEEE Region 10 Conference, IEEE, 2014.
- [15] 陈吉民.位标器陀螺转子方位效应及解决方法研究[J].内江科技,2008(11),DOI:10.3969/j.issn.1006-1436.2008.11.017.

作者简介

李正阳,工学硕士,工程师,主要研究方向为导航制导与控制、航天器总体设计等。