



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106681170 A

(43)申请公布日 2017. 05. 17

(21)申请号 201611036760.3

(22)申请日 2016.11.22

(71)申请人 北京润科通用技术有限公司

地址 100192 北京市海淀区知春路7号致真大厦5层

(72)发明人 罗喜霜 谢竹峰 郑亮

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

代理人 王宝筠

(51) Int. Cl.

G05B 17/02(2006.01)

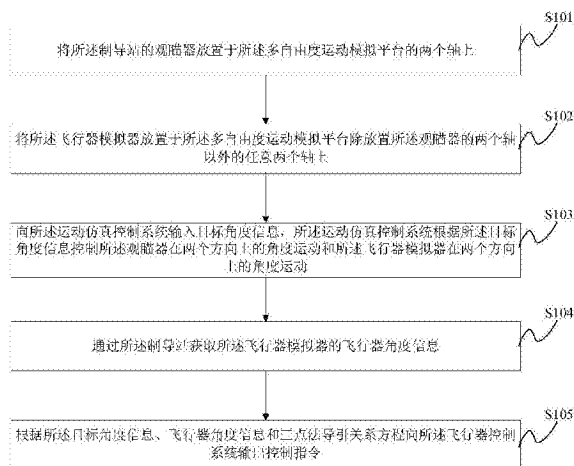
权利要求书2页 说明书8页 附图9页

(54)发明名称

一种半实物制导仿真方法及仿真系统

(57)摘要

本发明公开了一种半实物制导仿真方法及仿真系统,其中,所述半实物制导仿真方法包括:将制导站的观瞄器放置于多自由度运动模拟平台的两个轴上;将飞行器模拟器放置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上;通过运动仿真控制系统控制观瞄器在两个方向上的角度运动和所述飞行器模拟器两个方向上的角度运动;通过所述观瞄器观测所述飞行器模拟器获取飞行器角度信息;根据获取的飞行器角度信息、输入的目标角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令。本发明半实物制导仿真方法实现了对非主动寻的制导系统制导过程的仿真模拟。



1. 一种半实物制导仿真方法,其特征在于,应用于包括制导站、导引系统、飞行器控制系统、飞行器模拟器、多自由度运动模拟平台和运动仿真控制系统的半实物制导仿真系统;所述半实物制导仿真方法包括:

将所述制导站的观瞄器放置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上;

将所述飞行器模拟器放置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上;

向所述运动仿真控制系统输入目标角度信息,所述运动仿真控制系统根据所述目标角度信息控制所述观瞄器在两个方向上的角度运动和所述飞行器模拟器在两个方向上的角度运动;

通过所述制导站获取所述飞行器模拟器的飞行器角度信息;

根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令。

2. 根据权利要求1所述的半实物制导仿真方法,其特征在于,所述目标角度信息包括目标高低角和目标方位角;

所述飞行器角度信息包括飞行器高低角和飞行器方位角。

3. 根据权利要求2所述的半实物制导仿真方法,其特征在于,所述根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令包括:

判断所述目标高低角、目标方位角、飞行器高低角和飞行器方位角是否满足三点法导引关系方程,如果否,则根据所述目标高低角与所述飞行器高低角之间的关系以及所述目标方位角与所述飞行器方位角的关系向所述飞行器控制系统输出控制指令;

所述三点法导引关系方程为: $\varepsilon_M = \varepsilon_T$, $\beta_M = \beta_T$;其中, ε_M 代表所述飞行器高低角、 ε_T 代表所述目标高低角, β_M 代表所述飞行器方位角, β_T 代表所述目标方位角。

4. 根据权利要求1所述的半实物制导仿真方法,其特征在于,所述根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令之后还包括:

所述飞行器控制系统接收到所述控制指令后,根据所述控制指令向所述飞行器模拟器发送制导信息,以使所述飞行器模拟器根据所述制导信息调整飞行路径。

5. 一种半实物制导仿真系统,其特征在于,包括:

多自由度运动模拟平台;

设置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上的制导站的观瞄器;

设置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上的飞行器模拟器;

与所述观瞄器、飞行器模拟器和飞行器控制系统连接的导引系统;

与所述多自由度运动模拟平台和所述飞行器控制系统连接的运动仿真控制系统。

6. 根据权利要求5所述的半实物制导仿真系统,其特征在于,所述多自由度运动模拟平台为五轴转台;

所述观瞄器设置于所述五轴转台的内三轴中的两个轴上;

所述飞行器模拟器设置于所述五轴转台的外两轴上。

7. 根据权利要求5所述的半实物制导仿真系统,其特征在于,还包括:

用于供所述观瞄器观测的目标。

8. 根据权利要求7所述的半实物制导仿真系统,其特征在于,所述目标为实体目标或所述运动仿真控制系统生成的虚拟目标。

一种半实物制导仿真方法及仿真系统

技术领域

[0001] 本发明涉及半实物仿真技术领域,更具体地说,涉及一种半实物制导仿真方法及仿真系统。

背景技术

[0002] 制导系统的应用领域主要包括导弹目标制导、卫星发射、无人机飞行以及实现不同任务需求的飞行器系统等。制导的定义是导引和控制飞行器按照一定规律飞向目标或预定轨道的技术和方法。制导系统主要包括导引系统、飞行器及飞行器控制系统,其工作过程是,导引系统不断测定飞行器与目标或预定轨道的相对位置关系,发出制导信息,传递给飞行器控制系统,以控制飞行器的飞行过程。

[0003] 制导系统是实现飞行器目标导引的关键,因此,对制导系统的功能和性能测试是研发过程中必不可少的一个环节。而根据导引系统的导引方式的不同,所述制导系统又可以分为主动寻的制导系统和非主动寻的制导系统,其中,对于主动寻的制导系统,其导引系统的导引方法一般为比例导引法,现有技术中对利用比例导引法进行目标导引的主动寻的制导系统的功能和性能测试的半实物制导仿真系统的结构如图1所示,包括:设置于五轴转台30上的目标模拟器10、与所述目标模拟器10连接的导引系统20、与所述导引系统20连接的飞行器控制系统50以及与所述五轴转台30和所述飞行器控制系统50连接的运动仿真控制系统40;在测试过程中,利用所述运动仿真控制系统40生成目标实时运动模型和飞行器实时运动模型,利用所述目标模拟器10提供目标的物理特性,利用所述运动仿真控制系统40控制所述五轴转台30的运动,从而实现利用所述五轴转台30的内三轴的运动模拟飞行器三个姿态的运动,利用所述五轴转台30的外两轴模拟飞行器与目标之间的视线角的两个方向的运动,进而使所述运动仿真控制系统40获得目标视线(飞行器与目标的连线)与水平面的夹角和飞行器的速度矢量,以使所述导引系统20可以根据所述目标视线与水平面的夹角、飞行器的速度矢量和制导律向所述飞行器控制系统50发送制导信息以控制飞行器的飞行轨迹,实现对所述制导系统的测试。

[0004] 但是对于非主动寻的制导系统而言,现有技术中却缺乏能够对其进行完整的功能和性能测试的半实物制导仿真方法和仿真系统。

发明内容

[0005] 为解决上述技术问题,本发明提供了一种半实物制导仿真方法及仿真系统,以实现提供一种能够对于非主动寻的制导系统的功能和性能进行测试的半实物制导仿真方法和仿真系统的目的。

[0006] 为实现上述技术目的,本发明实施例提供了如下技术方案:

[0007] 一种半实物制导仿真方法,应用于包括制导站、导引系统、飞行器控制系统、飞行器模拟器、多自由度运动模拟平台和运动仿真控制系统的半实物制导仿真系统;所述半实物制导仿真方法包括:

- [0008] 将所述制导站的观瞄器放置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上；
- [0009] 将所述飞行器模拟器放置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上；
- [0010] 向所述运动仿真控制系统输入目标角度信息，所述运动仿真控制系统根据所述目标角度信息控制所述观瞄器在两个方向上的角度运动和所述飞行器模拟器在两个方向上的角度运动；
- [0011] 通过所述制导站获取所述飞行器模拟器的飞行器角度信息；
- [0012] 根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令。
- [0013] 可选的，所述目标角度信息包括目标高低角和目标方位角；
- [0014] 所述飞行器角度信息包括飞行器高低角和飞行器方位角。
- [0015] 可选的，所述根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令包括：
- [0016] 判断所述目标高低角、目标方位角、飞行器高低角和飞行器方位角是否满足三点法导引关系方程，如果否，则根据所述目标高低角与所述飞行器高低角之间的关系以及所述目标方位角与所述飞行器方位角的关系向所述飞行器控制系统输出控制指令；
- [0017] 所述三点法导引关系方程为： $\varepsilon_M = \varepsilon_T, \beta_M = \beta_T$ ；其中， ε_M 代表所述飞行器高低角、 ε_T 代表所述目标高低角， β_M 代表所述飞行器方位角， β_T 代表所述目标方位角。
- [0018] 可选的，所述根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令之后还包括：
- [0019] 所述飞行器控制系统接收到所述控制指令后，根据所述控制指令向所述飞行器模拟器发送制导信息，以使所述飞行器模拟器根据所述制导信息调整飞行路径。
- [0020] 一种半实物制导仿真系统，包括：
- [0021] 多自由度运动模拟平台；
- [0022] 设置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上的制导站的观瞄器；
- [0023] 设置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上的飞行器模拟器；
- [0024] 与所述观瞄器、飞行器模拟器和飞行器控制系统连接的导引系统；
- [0025] 与所述多自由度运动模拟平台和所述飞行器控制系统连接的运动仿真控制系统。
- [0026] 可选的，所述多自由度运动模拟平台为五轴转台；
- [0027] 所述观瞄器设置于所述五轴转台的内三轴中的两个轴上；
- [0028] 所述飞行器模拟器设置于所述五轴转台的外两轴上。
- [0029] 可选的，还包括：
- [0030] 用于供所述观瞄器观测的目标。
- [0031] 可选的，所述目标为实体目标或所述运动仿真控制系统生成的虚拟目标。
- [0032] 从上述技术方案可以看出，本发明实施例提供了一种半实物制导仿真方法和仿真系统，其中，所述半实物制导仿真方法首先通过将所述制导站的观瞄器放置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上，以通过所述多自由度运动模拟平台的这两个轴的运动模拟所述观瞄器和目标之间的角度位置关系，利用等效变换原理，将所述观瞄器和目标之间的角

度位置关系作为所述目标角度信息;然后,通过将所述飞行器模拟器放置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上,以通过所述多自由度运动模拟平台的该两轴的运动改变所述飞行器模拟器与所述观瞄器之间的角度位置关系,同样的,利用等效变换原理,将所述飞行器模拟器与所述观瞄器之间的角度位置关系作为所述飞行器角度信息;最后所述导引系统根据获取的目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令,从而实现对非主动寻的制导系统的制导过程的仿真模拟,进而达到对非主动寻的制导系统的功能和性能的半实物仿真测试,并且在半实物仿真测试过程中不需要人工控制所述多自由度运动模拟平台的运动,降低了人工操作引入的误差,提升了对制导系统的功能和性能的半实物仿真测试的精度。

[0033] 另外,所述半实物制导仿真方法利用的半实物制导仿真系统经过简单转换和对所述运动仿真控制系统进行调整后,同样可以满足对主动寻的制导系统进行功能和性能的半实物仿真测试要求,从而大大减少了对制导系统进行半实物仿真测试的费用。

[0034] 进一步的,所述半实物制导仿真方法利用的半实物制导仿真系统只需要满足所述多自由度运动模拟平台的安装基地面积要求即可,通常长度小于5米,所占面积较小。

附图说明

[0035] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据提供的附图获得其他的附图。

[0036] 图1为现有技术中对利用比例导引法进行目标导引的主动寻的制导系统的功能和性能测试的半实物制导仿真系统的结构示意图;

[0037] 图2为本发明一个实施例提供的一种半实物制导仿真方法的流程示意图;

[0038] 图3为以制导站、飞行器和目标建立的测量坐标系;

[0039] 图4为本发明一个实施例提供的半实物制导仿真方法的流程示意图;

[0040] 图5为本发明另一个实施例提供的半实物制导仿真方法的流程示意图;

[0041] 图6为数学仿真模型仿真实验过程中导弹和目标相对运动距离图;

[0042] 图7为数学仿真模型仿真实验过程中飞行器实现高低角与目标视线高低角变化过程图;

[0043] 图8为数学仿真模型仿真实验过程中导弹视线方位角与目标视线方位角的变化过程图;

[0044] 图9为半实物制导仿真模型仿真实验过程中导弹和目标相对运动距离图;

[0045] 图10为半实物制导仿真模型仿真实验过程中飞行器实现高低角与目标视线高低角变化过程图;

[0046] 图11为半实物制导仿真模型仿真实验过程中导弹视线方位角与目标视线方位角的变化过程图;

[0047] 图12为本发明另一个实施例提供的一种半实物制导仿真系统的结构示意图。

具体实施方式

[0048] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0049] 本发明实施例提供了一种半实物制导仿真方法,应用于包括制导站、导引系统、飞行器控制系统、飞行器模拟器、多自由度运动模拟平台和运动仿真控制系统的半实物制导仿真系统;如图2所示,所述半实物制导仿真方法包括:

[0050] S101:将所述制导站的观瞄器放置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上;

[0051] S102:将所述飞行器模拟器放置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上;

[0052] S103:向所述运动仿真控制系统输入目标角度信息,所述运动仿真控制系统根据所述目标角度信息控制所述观瞄器在两个方向上的角度运动和所述飞行器模拟器在两个方向上的角度运动;

[0053] S104:通过所述制导站获取所述飞行器模拟器的飞行器角度信息;

[0054] S105:根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令。

[0055] 需要说明的是,在步骤S103中,所述运动仿真控制系统在接收到输入的目标角度信息后可以根据所述目标角度信息控制所述观瞄器在两个方向上的角度运动,从而改变所述观瞄器和目标之间的角度位置关系,利用等效变换原理,即可将所述观瞄器和目标之间的角度位置关系作为所述目标角度信息;同样的,所述运动仿真控制系统根据所述目标角度信息控制所述飞行器模拟器在两个方向上的运动,从而改变所述飞行器模拟器与所述观瞄器之间的角度位置关系,利用等效变换原理,即可将所述飞行器模拟器与所述观瞄器之间的角度位置关系作为所述飞行器角度信息。另外,在本发明实施例中,所述目标可以通过设置实体目标实现,也可以通过所述运动仿真控制系统生成虚拟目标。所述实体目标可以是灯泡或目标模拟器,本发明对所述目标种类和设置目标的具体方式并不做限定,具体视实际情况而定。

[0056] 还需要说明的是,理论上来说,所述多自由度运动模拟平台的自由度大于等于4即可,但优选为五轴转台。本发明对所述多自由度运动模拟平台的具体种类并不做限定,具体视实际情况而定。

[0057] 本发明实施例提供的所述半实物制导仿真方法主要用于实现对于非主动寻的制导系统的功能和性能的半实物仿真测试。对于非主动寻的制导系统而言,其导引方式为三点法。下面将对三点法的导引原理进行简单说明:

[0058] 在三点法中,通常将飞行器简化为一个质点,以研究理想情况下,飞行器质心的变化情况。建立如图3所示的测量坐标系,使用三点法对飞行器进行导引时,飞行器和目标的运动参数均由制导站测量,三者的关系如图3所示的 $O_{XR}Y_{ZR}$ 来表示。

[0059] 在附图3中,M表示飞行器,T表示目标, V_t 代表目标速度, V 代表飞行器速度,原点O与制导站的位置C重合, O_{XR} 轴有两条,分别为由制导站指向飞行器的一条 O_{XRM} 轴和由制导站指向目标的一条 O_{XRT} 轴;同样的 O_{YR} 轴也有两条,分别为垂直于 O_{XRM} 轴的一条 O_{YRM} 轴和垂直于 O_{XRT} 轴的一条 O_{YRT} 轴;相应的, O_{ZR} 轴也有两条,分别为与 O_{XRM} 轴和 O_{YRM} 轴构成右手垂直坐标

系的 O_{ZRM} 轴,以及与 O_{XRT} 轴和 O_{YRT} 轴构成右手垂直坐标系的 O_{ZRT} 轴。当制导站、飞行器和目标处于同一条直线时只有一条 O_{XR} 轴、 O_{YR} 和 O_{ZR} (附图3中以此情况为例)。

[0060] 所述测量坐标系与地面坐标系的关系可以使用两个角度:高低角 ε 和方位角 β (并未在附图3中示出)。其中,所述高低角 ε 是指 O_{XR} 轴与地面坐标系 O_{XZ} 之间的夹角,具体地, O_{XRM} 轴与地面坐标系 O_{XZ} 之间的夹角称之为飞行器高低角 ε_M , O_{XRT} 轴与地面坐标系 O_{XZ} 之间的夹角称之为飞行器高低角 ε_T 。当 O_{XRM} 轴与 O_{XRT} 轴重合时, $\varepsilon_M = \varepsilon_T$ 。

[0061] 所述方位角 β 是指 O_{XR} 轴在地平面上的投影与地面坐标系 O_x 之间的夹角。若从 O_x 轴逆时针转到 O_{XR} 轴上,则 β 为正。同样的, O_{XRM} 轴在地平面上的投影与地面坐标系 O_x 之间的夹角称之为飞行器方位角 β_M , O_{XRT} 轴在地平面上的投影与地面坐标系 O_x 之间的夹角称之为飞行器方位角 β_T 。当 O_{XRM} 轴与 O_{XRT} 轴重合时, $\beta_M = \beta_T$ 。

[0062] 飞行器在攻击目标或飞向目的地的导引过程中,飞行器始终处于制导站与目标之间的连线上。也就是说制导站与飞行器的连线 CM 和制导站与目标的连线重合在一起是导引的目标,所以三点法的导引关系方程为:

$$[0063] \quad \varepsilon_M = \varepsilon_T, \beta_M = \beta_T;$$

[0064] 本发明实施例提供的所述半实物制导仿真方法首先通过将所述制导站的观瞄器放置于所述多自由度运动模拟平台的两个轴上,以通过所述多自由度运动模拟平台的这两个轴的运动改变所述观瞄器和目标之间的角度位置关系,利用等效变换原理,将所述观瞄器和目标之间的角度位置关系作为所述目标角度信息(ε_T 和 β_T);然后,通过将所述飞行器模拟器放置于所述多自由度运动模拟平台除放置所述观瞄器的两个轴以外的任意两个轴上,以通过所述多自由度运动模拟平台的该两轴的运动改变所述飞行器模拟器与所述观瞄器之间的角度关系,同样的,利用等效变换原理,将所述飞行器模拟器与所述观瞄器之间的角度位置关系作为所述飞行器角度信息(ε_M 和 β_M);最后所述导引系统根据获取的目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程($\varepsilon_M = \varepsilon_T, \beta_M = \beta_T$)向所述飞行器控制系统输出控制指令,从而实现对非主动寻的制导系统的制导过程的仿真模拟,进而达到对非主动寻的制导系统的功能和性能的半实物仿真测试,并且在半实物仿真测试过程中不需要人工控制所述多自由度运动模拟平台的运动,降低了人工操作引入的误差,提升了对制导系统的功能和性能的半实物仿真测试的精度。

[0065] 另外,所述半实物制导仿真方法利用的半实物制导仿真系统经过简单转换和对所述运动仿真控制系统进行调整后,同样可以满足对主动寻的制导系统进行功能和性能的半实物仿真测试要求,从而大大减小对制导系统进行半实物仿真测试的费用。

[0066] 现有技术中对非主动寻的制导系统的简易半实物制导仿真系统包括:在平面两自由度运动机构上安装灯泡,在距离所述灯泡一定距离(例如20m)上放置制导站设备,通过所述平面两自由度运动机构的运动模拟飞行器相对制导站的两个轴向角运动,并通过所述制导站的观瞄器观测所述灯泡的运动作为飞行器角位置信息;导引系统根据所述飞行器角位置信息向所述飞行器控制系统发送制导信息,以使所述飞行器控制系统控制飞行器的位置发生变化(体现为放置在所述平面两自由度运动机构上的灯泡的运动)。这样的半实物制导仿真系统仅能够用于考查飞行器控制系统是否能够实现飞行器的角度指令控制,而无法对飞行器是否偏离目标或预定轨道进行测试。而在本实施例中,所述半实物制导仿真方法不仅可以完成对非主动寻的制导系统的功能和性能测试,而且所述半实物制导仿真方法利

用的半实物制导仿真系统只需要满足所述多自由度运动模拟平台的安装基地面积要求即可,通常长度小于5米,所占面积相较现有技术中的简易半实物制导仿真系统的体积而言较小。

[0067] 在上述实施例的基础上,在本发明的一个实施例中,如图4所示,所述目标角度信息包括目标高低角和目标方位角;

[0068] 所述飞行器角度信息包括飞行器高低角和飞行器方位角;

[0069] 所述根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令包括:

[0070] S1051:判断所述目标高低角、目标方位角、飞行器高低角和飞行器方位角是否满足三点法导引关系方程,如果否,则根据所述目标高低角与所述飞行器高低角之间的关系以及所述目标方位角与所述飞行器方位角的关系向所述飞行器控制系统输出控制指令;

[0071] 所述三点法导引关系方程为: $\epsilon_M = \epsilon_T, \beta_M = \beta_T$;其中, ϵ_M 代表所述飞行器高低角、 ϵ_T 代表所述目标高低角, β_M 代表所述飞行器方位角, β_T 代表所述目标方位角。

[0072] 需要说明的是,在本发明的一个优选实施例中,当所述目标高低角、目标方位角、飞行器高低角和飞行器方位角满足三点法导引关系方程时,不对所述飞行器控制系统输出控制指令,从而使所述飞行器控制系统不对飞行器模拟器的飞行方向进行调整,以使飞行器模拟器保持原飞行方向飞行。在本发明的另一个优选实施例中,当所述目标高低角、目标方位角、飞行器高低角和飞行器方位角满足三点法导引关系方程时,也可以对所述飞行器控制系统输出保持状态指令,以使所述飞行器控制系统控制飞行器模拟器不改变飞行方向。

[0073] 在上述实施例的基础上,在本发明的另一个实施例中,如图5所示,所述根据所述目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统输出控制指令之后还包括:

[0074] S106:所述飞行器控制系统接收到所述控制指令后,根据所述控制指令向所述飞行器模拟器发送制导信息,以使所述飞行器模拟器根据所述制导信息调整飞行路径。

[0075] 为了验证本发明实施例提供的所述半实物制导仿真方法的正确性,以导弹攻击目标为例,根据三点法导引原理搭建了纯数学模型和根据所述半实物制导仿真方法搭建的半实物制导仿真模型进行对比实验。

[0076] 首先利用纯数学模型进行仿真实验,设置仿真的初始参数如下:

[0077] 导弹初始位置(20,1,0);初始速度170m/s;初始姿态角 $\vartheta = 7^\circ, \psi = 0, \gamma = 0$;初始姿态角速度 $\dot{\vartheta} = 0, \dot{\psi} = 0, \dot{\gamma} = 0$;初始弹道倾角 $\theta = 2^\circ$,弹道偏角 $\psi_v = -1^\circ$ 。

[0078] 假设目标在水平面内运动,初始位置(5000,0,200);速度(20,0,0)。

[0079] 得出的仿真结果如图6、7和8所示;

[0080] 图6为数学仿真模型仿真实验过程中导弹和目标相对运动距离图;图7为数学仿真模型仿真实验过程中飞行器实现高低角与目标视线高低角变化过程图,在图7中,曲线M表示飞行器(导弹)视线的高低角,曲线T表示目标视线的高低角,前16秒采用方案导引,目的是使飞行器升至一定高度,避免直接采用三点法导引出现坠地情况,第16秒之后采用三点法导引,从图7中可以看出,在飞行器发射16秒之后,采用三点法对飞行器进行导引,使其高

低角迅速向目标高低角进行靠拢,以使飞行器高低角和目标高低角满足三点法导引关系方程中的高低角关系,即 $\varepsilon_M = \varepsilon_T$;图8为数学仿真模型仿真实验过程中导弹视线方位角与目标视线方位角的变化过程,在附图8中,曲线M表示飞行器(导弹)视线的方位角,曲线T表示目标视线的方位角,同样的,在飞行器发射16秒之后,飞行器的方位角迅速向目标方位角进行靠拢,以使飞行器方位角和目标方位角满足三点法导引关系方程中的方位角关系,即 $\beta_M = \beta_T$;从图6、图7和图8的仿真结果来看,数学仿真模型中三点法导引能够实现对目标的攻击过程。

[0081] 为了与数学仿真模型的仿真实验结果进行比较,设置相同的仿真参数输入所述半实物制导仿真模型中进行仿真实验;

[0082] 仿真参数不变:导弹初始位置(20,1,0);初始速度170m/s;初始姿态角 $\vartheta = 7^\circ, \psi = 0, \gamma = 0$;初始姿态角速度 $\dot{\vartheta} = 0, \dot{\psi} = 0, \dot{\gamma} = 0$;初始弹道倾角 $\theta = 2^\circ$,弹道偏角 $\psi_v = -1^\circ$ 。

[0083] 假设目标在水平面内运动,初始位置(5000,0,200);速度(20,0,0)。

[0084] 得出的仿真结果如图9、10和11所示;

[0085] 图9为所述半实物制导仿真模型仿真实验过程中导弹和目标相对运动距离图;图10为所述半实物制导仿真模型仿真实验过程中飞行器实现高低角与目标视线高低角变化过程图,在图10中,曲线M表示飞行器(导弹)视线的高低角,曲线T表示目标视线的高低角,前16秒采用方案导引,目的是使飞行器升至一定高度,避免直接采用三点法导引出现坠地情况,第16秒之后采用三点法导引,从图10中可以看出,在飞行器发射16秒之后,采用三点法对飞行器进行导引,使其高低角迅速向目标高低角进行靠拢,以使飞行器高低角和目标高低角满足三点法导引关系方程中的高低角关系,即 $\varepsilon_M = \varepsilon_T$;图11为所述半实物制导仿真模型仿真实验过程中导弹视线方位角与目标视线方位角的变化过程,在附图8中,曲线M表示飞行器(导弹)视线的方位角,曲线T表示目标视线的方位角,同样的,在飞行器发射16秒之后,飞行器的方位角迅速向目标方位角进行靠拢,以使飞行器方位角和目标方位角满足三点法导引关系方程中的方位角关系,即 $\beta_M = \beta_T$;从以上仿真结果可以看出,通过所述半实物制导仿真模型实现三点法仿真,导弹运动的仿真结果与通过数学仿真模型的仿真结果是一致的(图6和图9比较,图7和图10比较,图8和图11比较),能够满足半实物仿真的需求。

[0086] 相应的,本发明实施例还提供了一种半实物制导仿真系统,如图12所示,包括:

[0087] 多自由度运动模拟平台400;

[0088] 设置于所述多自由度运动模拟平台400的两个轴上的制导站的观瞄器100;

[0089] 设置于所述多自由度运动模拟平台400除放置所述观瞄器100的两个轴以外的任意两个轴上的飞行器模拟器200;

[0090] 与所述观瞄器100、飞行器模拟器200和飞行器控制系统600连接的导引系统300;

[0091] 与所述多自由度运动模拟平台400和所述飞行器控制系统600连接的运动仿真控制系统500。

[0092] 需要说明的是,理论上来说,所述多自由度运动模拟平台400的自由度大于等于4即可,但优选为五轴转台。本发明对所述多自由度运动模拟平台400的具体种类并不做限定,具体视实际情况而定。

[0093] 在上述实施例的基础上,在本发明的一个实施例中,所述观瞄器100设置于所述五

轴转台的内三轴中的两个轴上；

[0094] 所述飞行器模拟器200设置于所述五轴转台的外两轴上。

[0095] 但在本发明的其他实施例中,所述观瞄器100还可以设置于所述五轴转台的外两轴上,所述飞行器模拟器200还可以设置于所述五轴转台的内三轴中的两个轴上。本发明对此并不做限定,具体视实际情况而定。

[0096] 在上述实施例的基础上,在本发明的一个优选实施例中,所述半实物制导仿真系统还包括:

[0097] 用于供所述观瞄器100观测的目标。

[0098] 所述目标可以是灯泡或目标模拟器。本发明对所述目标的具体种类并不做限定,具体视实际情况而定。那么在本发明的其他实施例中,供所述观瞄器100观测的目标可以通过所述运动仿真控制系统500生成的虚拟目标。本发明对所述目标的具体形态并不做限定,具体视实际情况而定。

[0099] 综上所述,本发明实施例提供了一种半实物制导仿真方法和仿真系统,其中,所述半实物制导仿真方法首先通过将所述制导站的观瞄器100放置于所述多自由度运动模拟平台400的两个轴上,以通过所述多自由度运动模拟平台400的这两个轴的运动模拟所述观瞄器100和目标之间的角度位置关系,利用等效变换原理,将所述观瞄器100和目标之间的角度位置关系作为所述目标角度信息;然后,通过将所述飞行器模拟器200放置于所述多自由度运动模拟平台400除放置所述观瞄器100的两个轴以外的任意两个轴上,以通过所述多自由度运动模拟平台400的该两轴的运动改变所述飞行器模拟器200与所述观瞄器100之间的角度位置关系,同样的,利用等效变换原理,将所述飞行器模拟器200与所述观瞄器100之间的角度位置关系作为所述飞行器角度信息;最后所述导引系统300根据获取的目标角度信息、飞行器角度信息和三点法导引关系方程向所述飞行器控制系统600输出控制指令,从而实现非主动寻的制导系统的制导过程的仿真模拟,进而达到对非主动寻的制导系统的功能和性能的半实物仿真测试,并且在半实物仿真测试过程中不需要人工控制所述多自由度运动模拟平台400的运动,降低了人工操作引入的误差,提升了对制导系统的功能和性能的半实物仿真测试的精度。

[0100] 另外,所述半实物制导仿真方法利用的半实物制导仿真系统经过简单转换和对所述运动仿真控制系统500进行调整后,同样可以满足对主动寻的制导系统进行功能和性能的半实物仿真测试要求,从而大大减少了对制导系统进行半实物仿真测试的费用。

[0101] 进一步的,所述半实物制导仿真方法利用的半实物制导仿真系统只需要满足所述多自由度运动模拟平台400的安装基地面积要求即可,通常长度小于5米,所占面积较小。

[0102] 本说明书中各个实施例采用递进的方式描述,每个实施例重点说明的都是与其他实施例的不同之处,各个实施例之间相同相似部分互相参见即可。对所公开的实施例的上述说明,使本领域技术人员能够实现或使用本发明。对这些实施例的多种修改对本领域的技术人员来说将是显而易见的,本文中所定义的一般原理可以在不脱离本发明的精神或范围的情况下,在其它实施例中实现。因此,本发明将不会被限制于本文所示的这些实施例,而是要符合与本文所公开的原理和新颖特点相一致的最宽的范围。

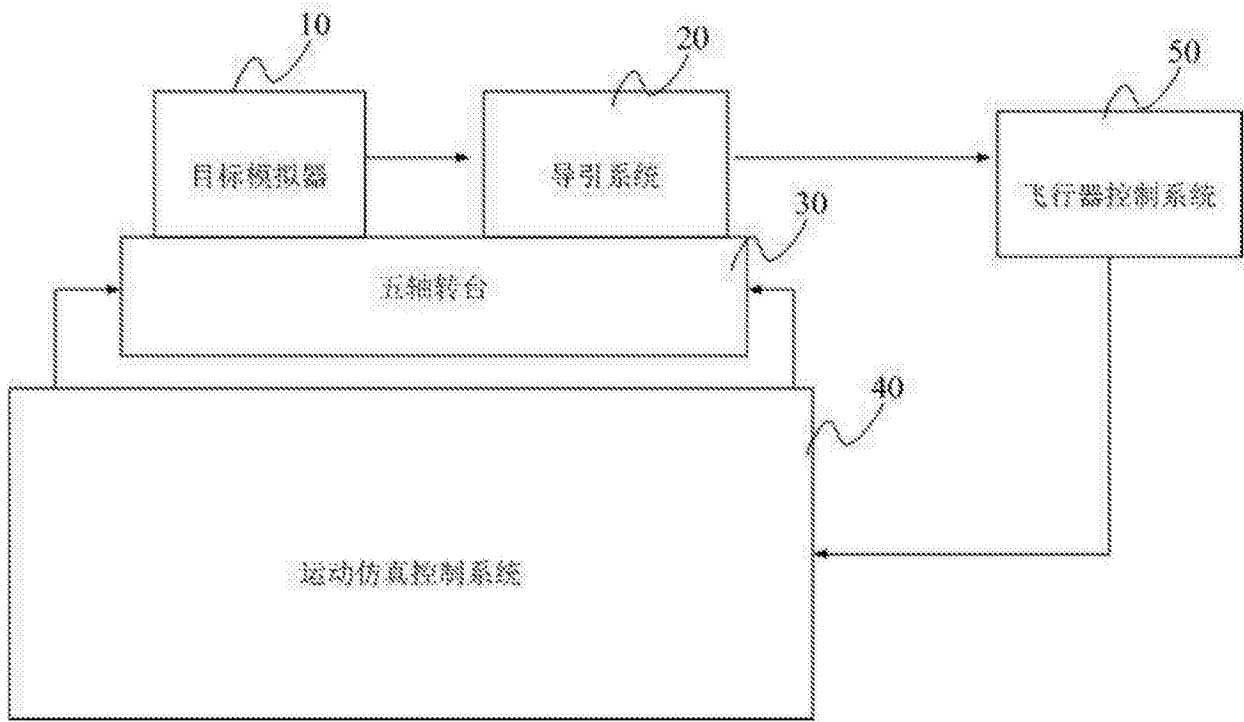


图1

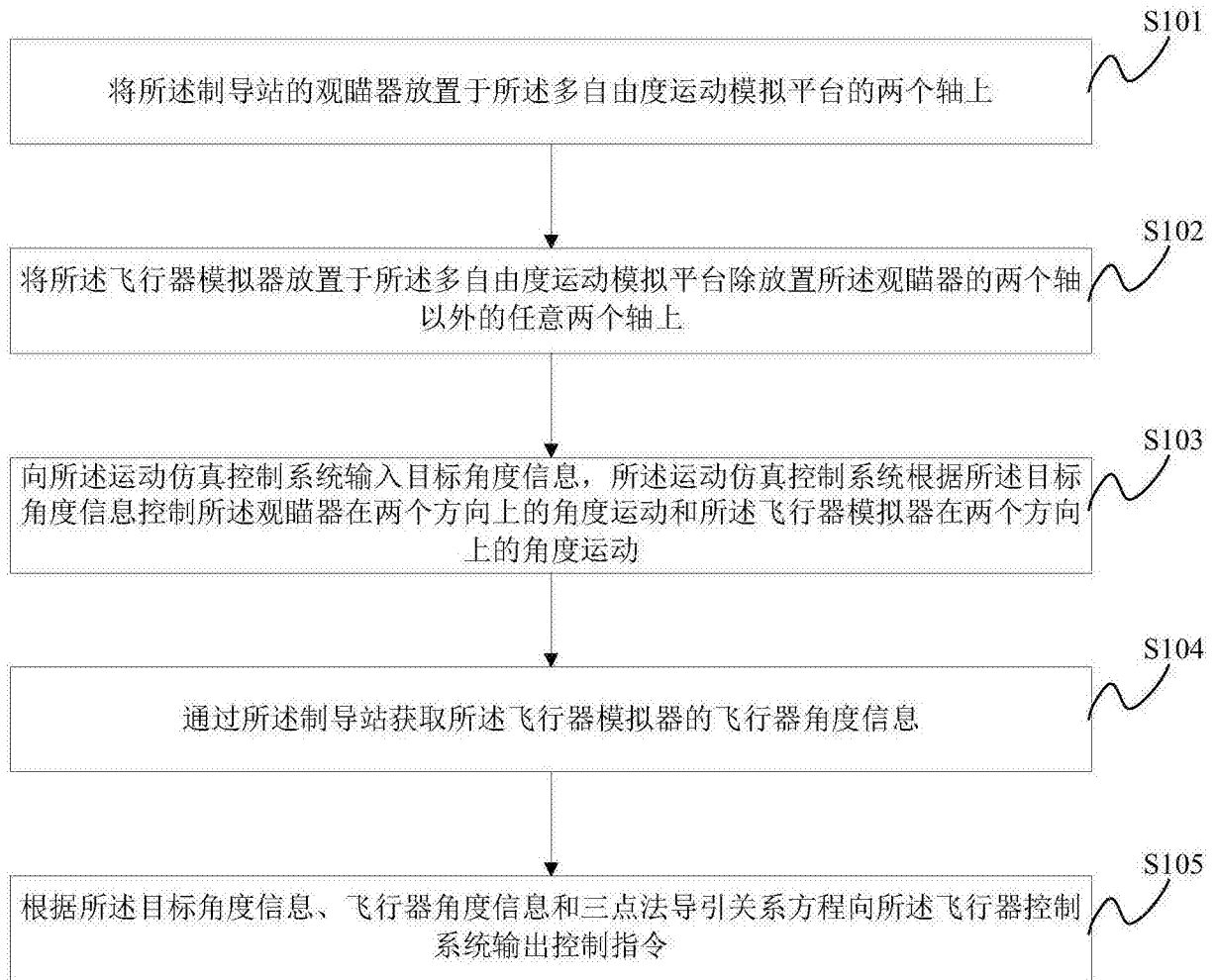


图2

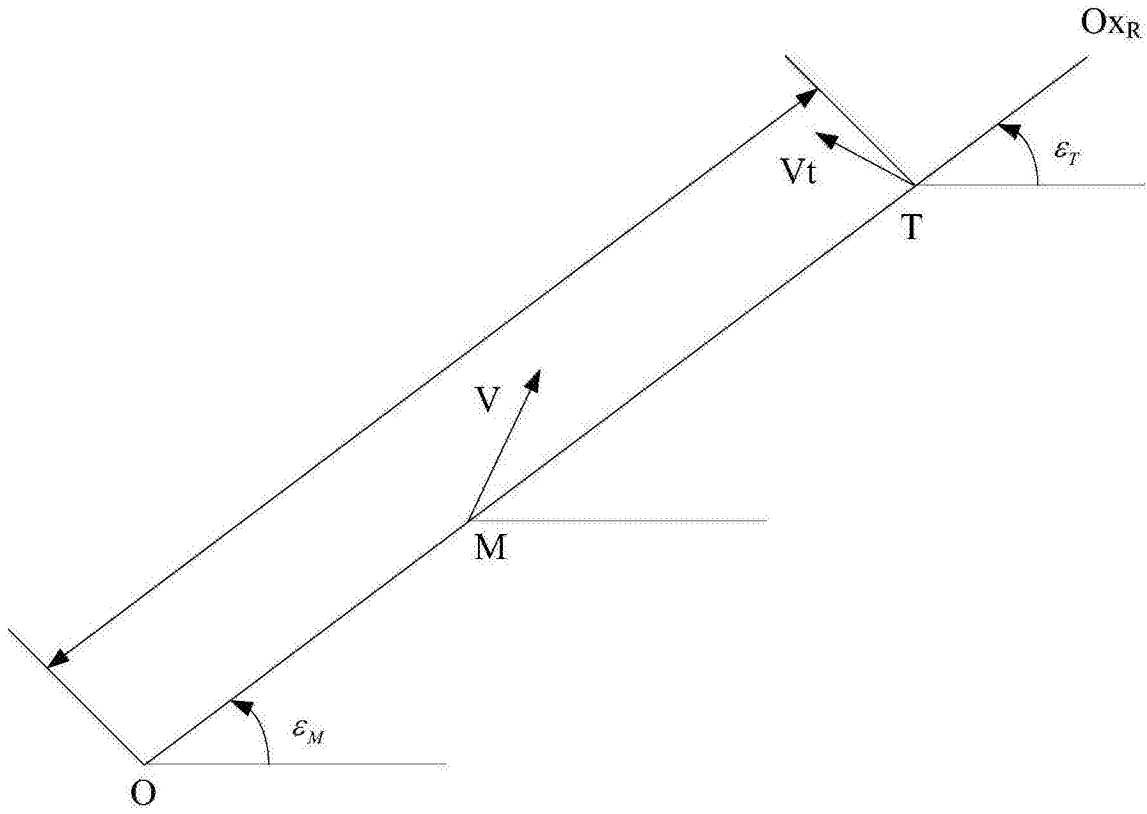


图3

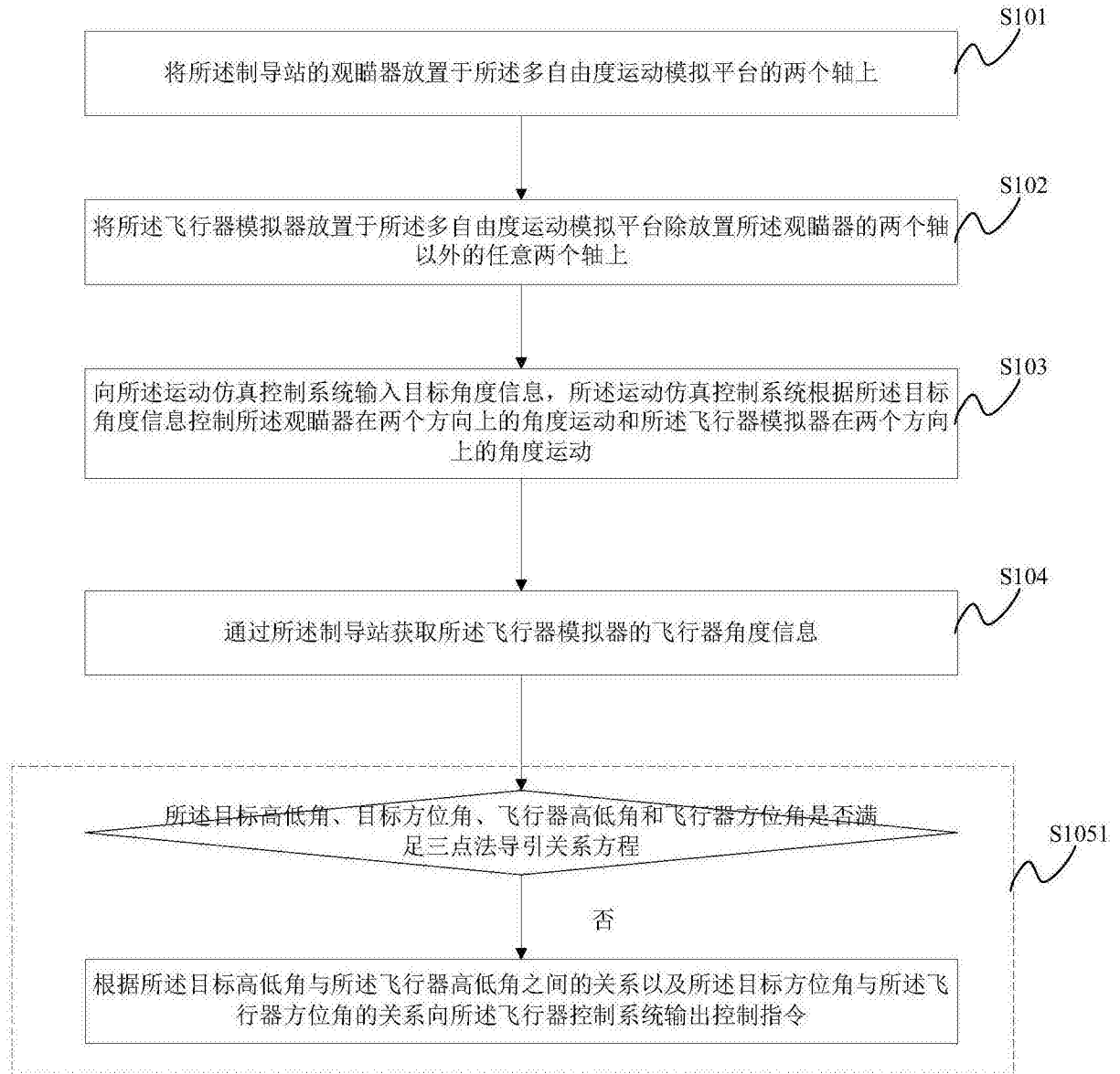


图4

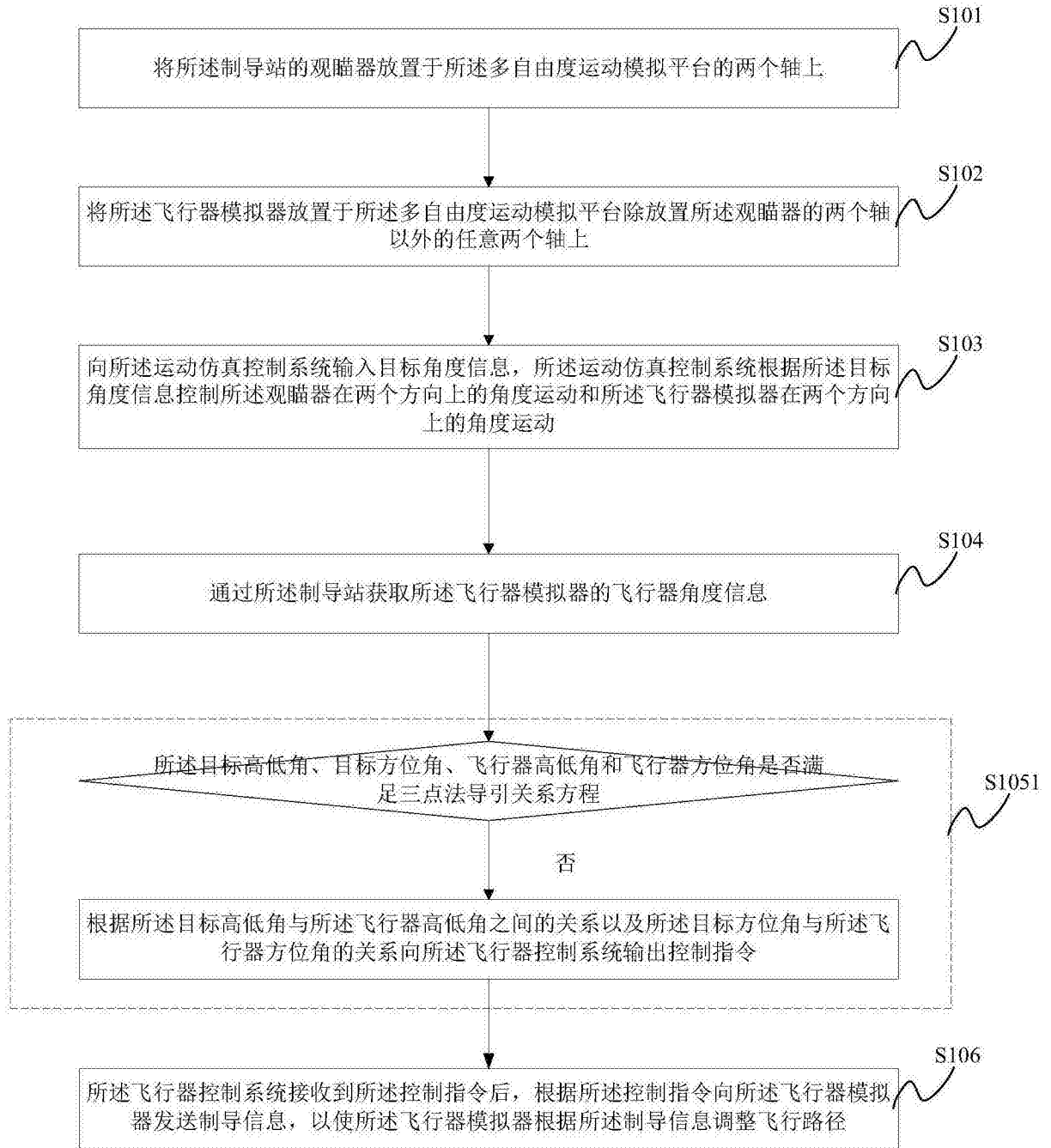


图5

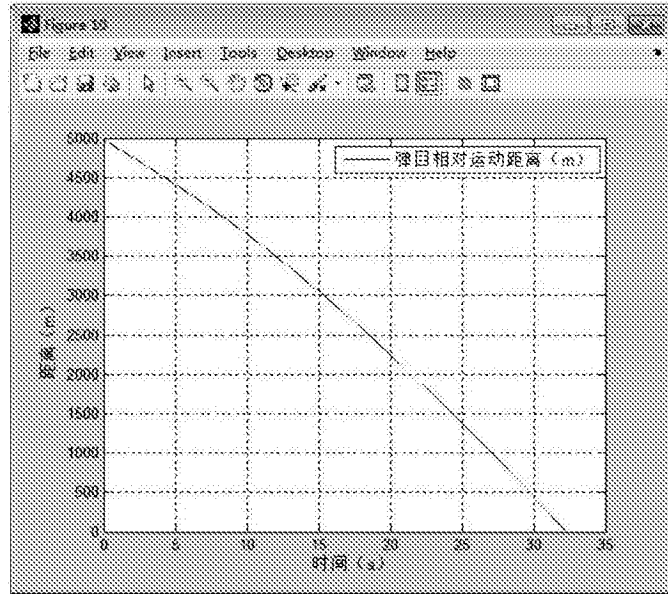


图6

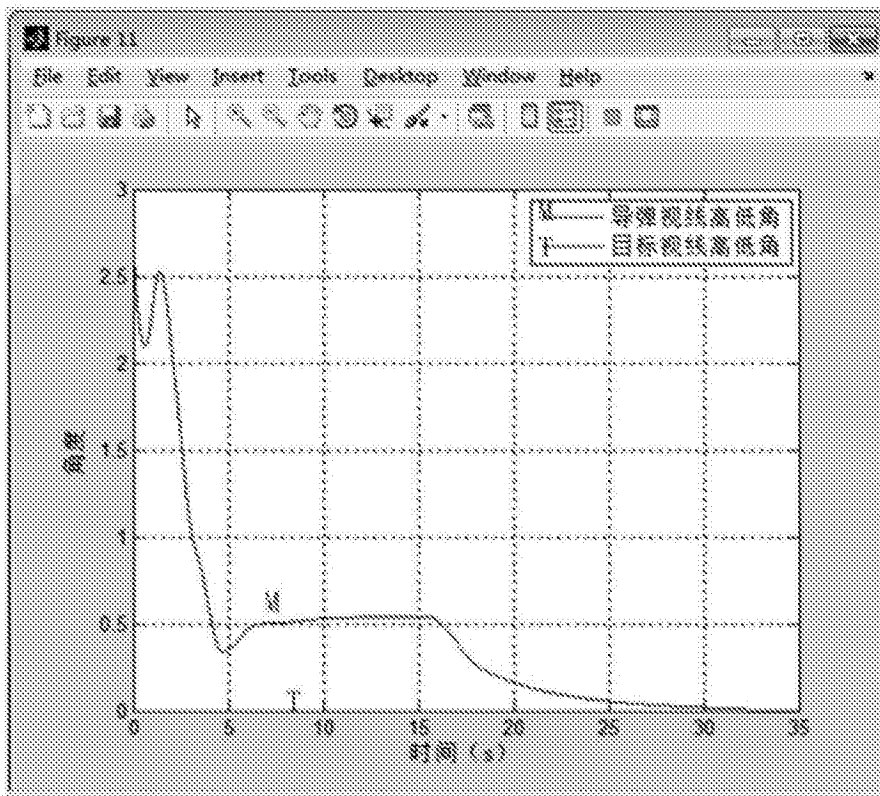


图7

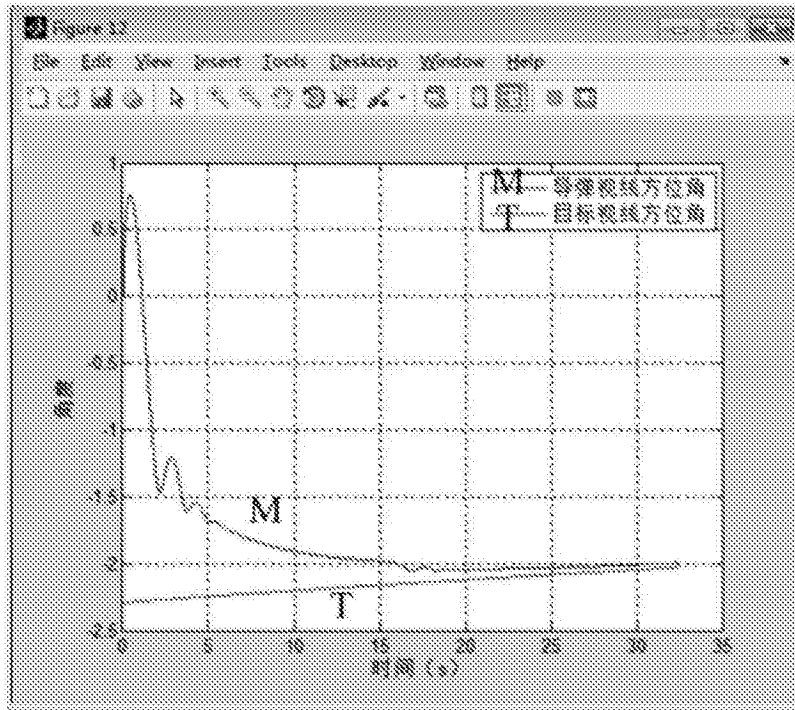


图8

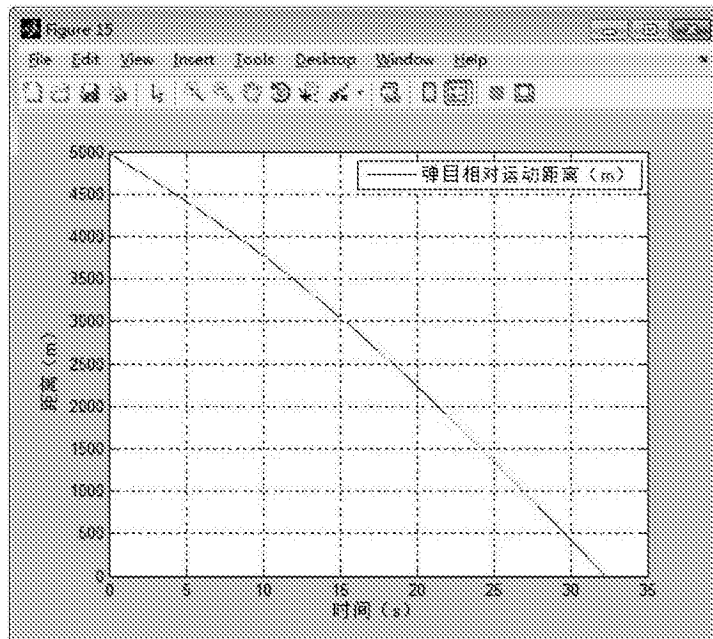


图9

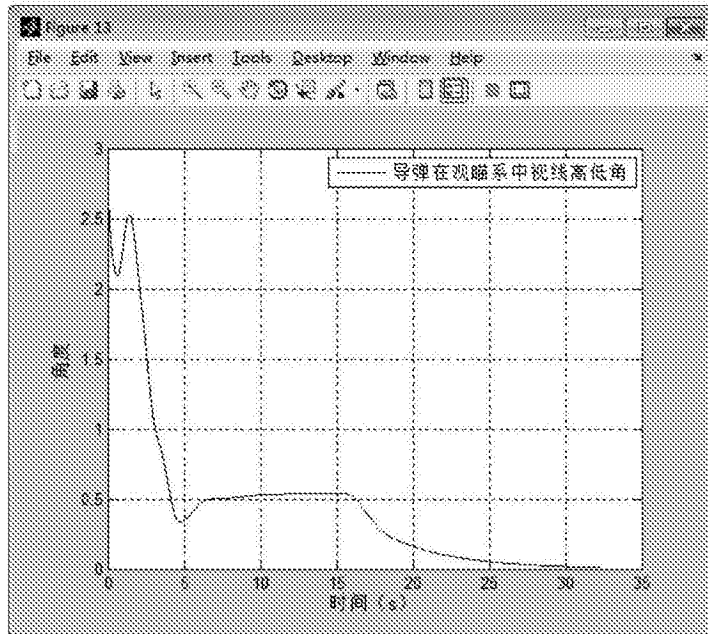


图10

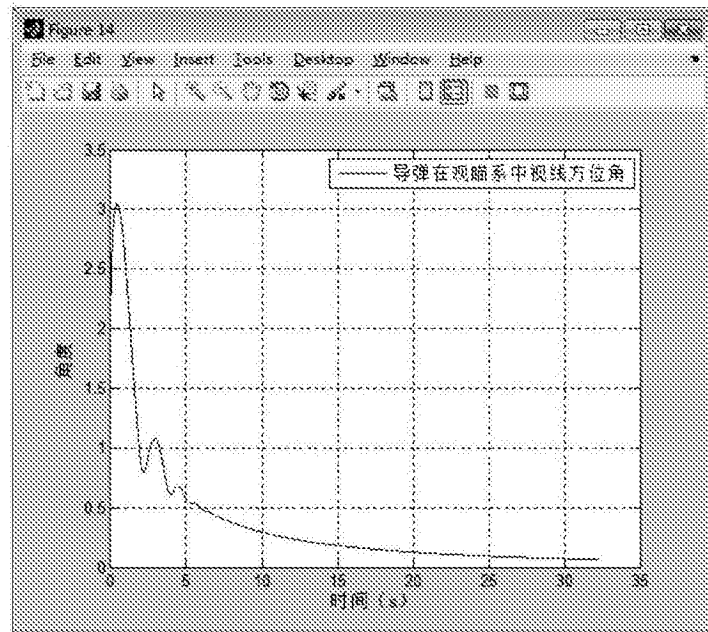


图11

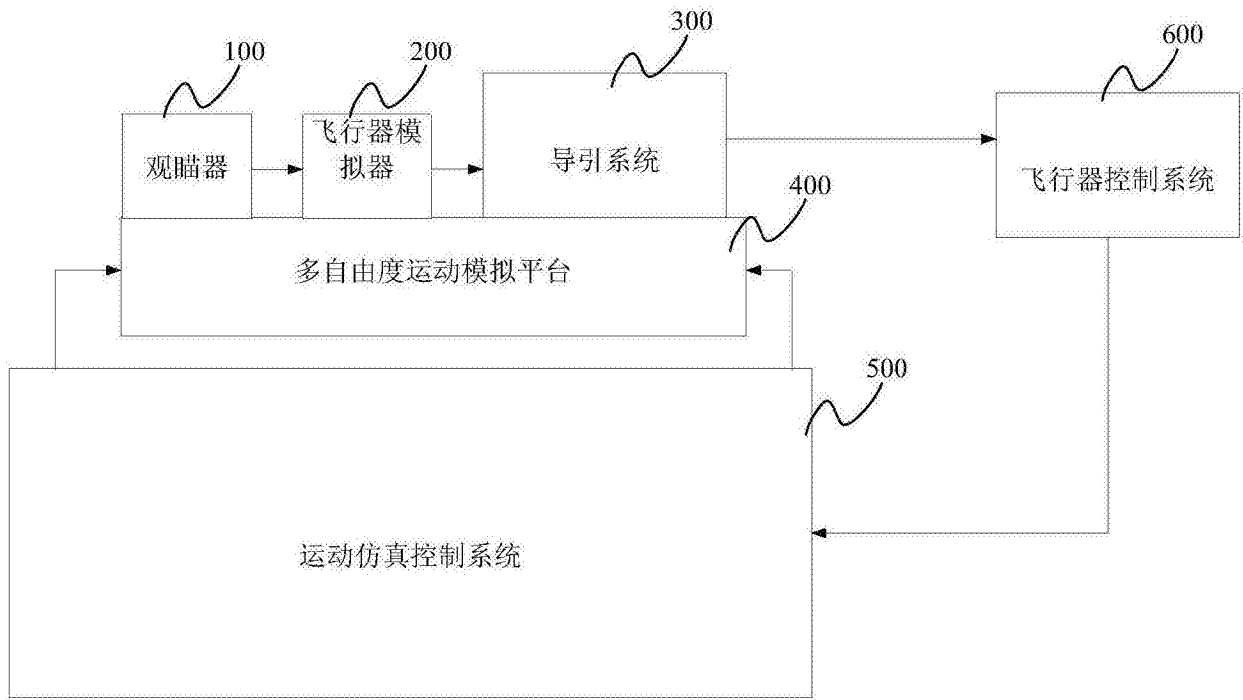


图12