



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103529852 A

(43) 申请公布日 2014. 01. 22

(21) 申请号 201310533458. 9

(22) 申请日 2013. 10. 31

(71) 申请人 中国航空气动力技术研究院
地址 100074 北京市丰台区云岗西路 17 号

(72) 发明人 胡强 成海朋 李刚 杨宁

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心
11009

代理人 安丽

(51) Int. Cl.

G05D 1/10(2006. 01)

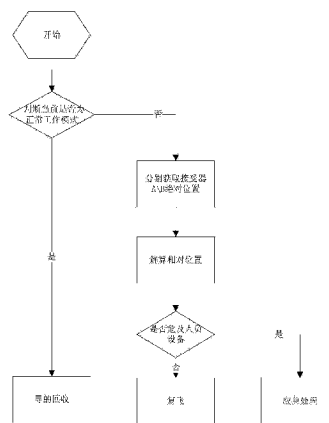
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称

一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法

(57) 摘要

一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法, 双卫星定位接收机是指分别在无人机和回收点处各安装一台卫星定位接收机, 寻的回收是指通过控制约束使无人机与特定目标发生交会, 从而达到无人机回收的目的。无人机寻的回收的导引控制方法包括了导引信息获取方法和无人机寻的过程中控制方法以及在异常情况下防止回收机构的载具与无人机发生碰撞的复飞策略。通过本方法导引和控制无人机撞击移动的船舶、车辆上部署的阻拦网或阻拦绳等回收机构, 解决了回收导引系统通常需要配备复杂导引设备或受能见度影响的不便的同时, 达到安全、精确的回收无人机的需求。



1. 一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法,其特征在于:所述双卫星接收机指分别安装在无人机和移动回收点处的两个相同型号的卫星定位接收机,定义为接收机 A 和接收机 B,步骤如下:

(1) 判断当前时刻接收机 A 和接收机 B 是否处于正常工作模式,若处于正常工作模式,令接收机 A 和接收机 B 使用相对差分模式导引控制无人机,之后进入步骤(2);若未处于正常工作模式,则分别单点获取接收机 A 和接收机 B 的位置,进而得到接收机 A 和接收机 B 的相对位置,之后进入步骤(3);所述正常工作模式是指同时可用于接收机 A 与接收机 B 定位的卫星颗数大于 8 颗;

(2) 判断无人机与回收点是否完成交会,若未完成交会返回步骤(1),若完成交会则完成了基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制;

(3) 根据公式 $d = \sqrt{R^2 \cos^2(\theta) + (|R \sin(\theta)| + r_{\max})^2} - r_{\max}$ 预测正常复飞时接收机 A、B 之间可能出现的最小距离,其中,R 为接收机 A、B 之间距离, r_{\max} 为无人机最大转弯半径, θ 为接收机 A、B 连线与接收机 A 速度方向之间的夹角,若 d 大于载具的宽度,则令无人机正常复飞;若 d 小于等于载具宽度,则令无人机发出报警信息并且紧急复飞。

2. 根据权利要求 1 所述的一种基于双卫星接收机无人机寻的回收导引控制方法,其特征在于:所述步骤(1)中使用相对差分模式导引控制无人机按照如下步骤进行:

(a) 获取接收机 B 经度、纬度;

(b) 剔除未被接收机 A、接收机 B 同时接收的卫星的定位数据;

(c) 将接收机 A、B 对应每颗卫星的伪距进行差分;

(d) 通过最小二乘法解算无人机在地心坐标系下接收机 A 指向接收机 B 的位置矢量估计值 \bar{x}_{AB} ;

(e) 通过坐标系旋转获取 \bar{x}_{AB} 在以接收机 B 为原点的北天东坐标系的北向坐标 D_n ,天向坐标 D_u 、东向坐标 D_e ,同时通过对接收机 A 获取北向坐标 V_{nA} 、 V_{nB} ,天向坐标 V_{uA} 、 V_{uB} ,东向坐标 V_{eA} 、 V_{eB} 相减获取以接收机 B 为原点的北天东坐标系下接收机 A 的北向速度 V_n ,天向速度 V_u 、东向速度 V_e 。

(f) 根据步骤(e)中相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量观测值通过速度、位置关系,通过 kalman 滤波方法对无人机在地心坐标系下相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量进行滤波,并计算视线高低角和方位角;

(g) 根据步骤(f)中得出的无人机在相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量滤波输出和高低角、方位角计算无人机相对回收点的视线高低、偏航角速率;

(h) 生成升降舵的平飞配平指令、方向舵荷兰滚阻尼指令以及副翼平飞控制指令,并通过使用比例导引方法生成方向舵和升降舵的比例导引指令;

(i) 将步骤(h)中得到各控制舵面指令相加产生舵控指令,并根据舵控指令控制方向舵、升降舵、副翼偏转到相应位置。

3. 根据权利要求 1 所述的一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法,其特征在于:所述步骤(3)中描述的复飞是指无人机拉起并转弯远离回收点,无人机的复飞状态包括正常复飞和紧急复飞,无人机正常复飞是指能保证无人机安全飞行的工作模式,

无人机紧急复飞是指为了使无人机不与载具发生碰撞而进行的复飞,其不保证无人机的飞行安全。

一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法,可以通过间接测量无人机相对与特定目标的视线角速率导引控制无人机与该目标进行交会以达到回收的目的,主要在无人机在移动平台上的精确回收。

背景技术

[0002] 无人机的回收导引控制技术是无人机重复使用的基础。大多数无人机通过伞降回收或机场跑道进行回收。小型无人机一般使用伞降回收,大中型无人机一般使用机场跑道进行回收。使用伞降回收时,无人机的回收精度和效率受风场影响严重,在陆地上使用时受回收场地形地貌的制约,在海上使用是还要考虑防水密封结构死重较高,影响载荷能力和航程、航时。使用机场跑道进行回收时,无人机的部署和使用受到了很大制约。

[0003] 在机动平台上通过阻尼网、阻尼绳吸能捕获回收无人机,可以极大的提高无人机的回收效率和部署能力,更加充分的利用无人机特别是小型无人机有限的航程、航时能力,提高无人机的使用效率。

[0004] 目前,我国公知的通过阻尼网、阻尼绳吸能捕获回收无人机一般通过两种方法获取导引信息:

[0005] 一种是在无人机上装备精密的(可见光、红外)光学设备和回收点附近的合作目标获取导引信息,这种方法的可靠性受能见度条件的影响严重,影响无人机的出勤率,且相关软件相当复杂。

[0006] 另外一种是通过在回收平台上装备复杂的无线电导引系统或雷达系统获取导引信息,这种方法回收平台提出了较高的要求,针对小型无人机效费比较低。

[0007] 目前,我国公知的通过阻尼网、阻尼绳吸能捕获回收无人机一般采用无人机飞行轨迹控制的方法控制无人机被阻尼网、阻尼绳吸能捕获。在回收点机动的条件下,飞行轨迹的计算方法和响应控制方法都非常复杂,软件也相当复杂。

发明内容

[0008] 本发明的技术解决问题是:克服现有技术的不足,提供了一种基于双卫星定位接收机的无人机寻的回收导引控制方法,实现了的无人机寻的回收导引控制,可满足在机动平台上通过阻尼网、阻尼绳吸能捕获回收无人机的需求。

[0009] 本发明的技术解决方案是:

[0010] 一种基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制方法,所述双卫星接收机指分别安装在无人机和移动回收点处的两个相同型号的卫星定位接收机,定义为接收机 A 和接收机 B,步骤如下:

[0011] (1)判断当前时刻接收机 A 和接收机 B 是否处于正常工作模式,若处于正常工作模式,令接收机 A 和接收机 B 使用相对差分模式导引控制无人机,之后进入步骤(2);若未处于正常工作模式,则分别单点获取接收机 A 和接收机 B 的位置,进而得到接收机 A 和接收机 B

的相对位置,之后进入步骤(3);所述正常工作模式是指同时可用于接收机 A 与接收机 B 定位的卫星颗数大于 8 颗;

[0012] (2) 判断无人机与回收点是否完成交会,若未完成交会返回步骤(1),若完成交会则完成了基于双卫星接收机的无人机寻的回收导引控制;

[0013] (4) 根据公式 $d = \sqrt{R^2 \cos^2(\theta) + (R \sin(\theta) + r_{\max})^2} - r_{\max}$ 预测正常复飞时接收机 A、B 之间可能出现的最小距离,其中, R 为接收机 A、B 之间距离, r_{\max} 为无人机最大转弯半径, θ 为接收机 A、B 连线与接收机 A 速度方向之间的夹角,若 d 大于载具的宽度,则令无人机正常复飞;若 d 小于等于载具宽度,则令无人机发出报警信息并且紧急复飞。

[0014] 所述步骤(1)中使用相对差分模式导引控制无人机按照如下步骤进行:

[0015] (a) 获取接收机 B 经度、纬度;

[0016] (b) 剔除未被接收机 A、接收机 B 同时接收的卫星的定位数据;

[0017] (c) 将接收机 A、B 对应每颗卫星的伪距进行差分;

[0018] (d) 通过最小二乘法解算无人机在地心坐标系下接收机 A 指向接收机 B 的位置矢量估计值 \vec{x}_{AB} ;

[0019] (e) 通过坐标系旋转获取 \vec{x}_{AB} 在以接收机 B 为原点的北天东坐标系的北向坐标 D_n , 天向坐标 D_u 、东向坐标 D_e , 同时通过对接收机 A 获取北向坐标 V_{nA} 、 V_{nB} , 天向坐标 V_{uA} 、 V_{uB} , 东向坐标 V_{eA} 、 V_{eB} 相减获取以接收机 B 为原点的北天东坐标系下接收机 A 的北向速度 V_n , 天向速度 V_u 、东向速度 V_e 。

[0020] (f) 根据步骤(e)中相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量观测值通过速度、位置关系,通过 kalman 滤波方法对无人机在地心坐标系下相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量进行滤波,并计算视线高低角和方位角;

[0021] (g) 根据步骤(f)中得出的无人机在相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量滤波输出和高低角、方位角计算无人机相对回收点的视线高低、偏航角速率;

[0022] (h) 生成升降舵的平飞配平指令、方向舵荷兰滚阻尼指令以及副翼平飞控制指令,并通过使用比例导引方法生成方向舵和升降舵的比例导引指令;

[0023] (i) 将步骤(h)中得到各控制舵面指令相加产生舵控指令,并根据舵控指令控制方向舵、升降舵、副翼偏转到相应位置。

[0024] 所述步骤(3)中描述的复飞是指无人机拉起并转弯远离回收点,无人机的复飞状态包括正常复飞和紧急复飞,无人机正常复飞是指能保证无人机安全飞行的工作模式,无人机紧急复飞是指为了使无人机不与载具发生碰撞而进行的复飞,其不保证无人机的飞行安全。

[0025] 本发明与现有技术相比的有益效果是:

[0026] (1) 本发明通过使用两台普通的型号相同的卫星定位接收机,间接测量无人机相对于回收点的俯仰和航向视线角速率,获取精确的导引信息。避免了能见度对回收安全性和精确性的影响,不需要在回收平台上配备复杂的高精度无线电导引或雷达系统,提高了无人机的适装性。

[0027] (2) 本发明在精确测量的视线角速率信号的基础上,通过平飞配平控制,滚转稳定控制,荷兰滚增稳控制的基础上叠加比例导引控制,使用寻的控制方式,极大的简化了在

回收点机动条件下导引控制系统软件的复杂度,保障了无人机的可靠性和应对回收点复杂机动条件和复杂风场的能力。

附图说明

[0028] 图 1 为本发明流程图;

[0029] 图 2 为本发明配置示意图。

具体实施方式

[0030] 下面结合附图对本发明的具体实施方式进行进一步的详细描述。

[0031] 在机动平台上通过阻尼网、阻尼绳吸能捕获回收无人机,可以极大的提高无人机的回收效率和部署能力,更加充分的利用无人机特别是小型无人机有限的航程、航时能力,提高无人机的使用效率。针对这种新型回收方式对无人机控制有了新的要求。

[0032] 无人机上装备精密的(可见光、红外)光学设备和回收点附近的合作目标获取导引信息,这种方法的可靠性受能见度条件的影响严重,影响无人机的出勤率,且相关软件相当复杂。

[0033] 通过在回收平台上装备复杂的无线电导引系统或雷达系统获取导引信息,这种方法回收平台提出了较高的要求,针对小型无人机效费比较低。

[0034] 本发明通过使用两台普通的型号相同的卫星定位接收机,通过时间差差分方法进行数据融合,间接测量无人机相对于回收点的俯仰和航向视线角速率,可以获取适合机动目标寻的精确的导引信息。

[0035] 根据这中新型回收方式中回收点机动的特点,采取无人机常规的飞行轨迹控制难以实现。

[0036] 通过简化控制约束条件,在平飞配平控制,滚转稳定控制,荷兰滚增稳控制的基础上叠加比例导引控制,使用寻的导引控制方式可以简化在回收点机动条件下导引控制系统软件的复杂度的同时,保障了应对回收点复杂机动条件和复杂风场的能力。

[0037] 根据图 2 所示,接收机 A 安装在无人机上,接收机 B 安装在回收装置上。通过差分方法结合 kalman 滤波进行数据融合获得以接收机 B 为原点的移动的北天东坐标的相对位置、速度矢量。FB 为视线高低角, FH 为视线俯仰角。通过相对位置、速度矢量、FB 为视线高低角, FH 为视线俯仰角可以得到俯仰和航向视线角速率。

[0038] 根据图 1 所示,本发明提出了一种基于双卫星定位接收机的无人机寻的导引控制方法,步骤如下:

[0039] 所述双卫星接收机指分别安装在无人机和移动回收点处的两个相同型号的卫星定位接收机,定义为接收机 A 和接收机 B,步骤如下:

[0040] (1) 根据正常工作模式标志位判断当前时刻卫星是否处于正常工作模式,若处于正常工作模式,使用相对差分模式导引控制无人机,进而进入步骤(2);若未处于正常工作模式,分别单点解算接收机 A、接收机 B 相对位置后进入步骤(3);所述正常工作模式是同时可用于接收机 A 与接收机 B 定位的卫星颗数大于 8 颗;

[0041] (2) 判断无人机与回收点是否完成交会,若未完成交会返回步骤(1)。

[0042] (3) 判断是否危及人员设备安全,若不危及人员设备安全,控制无人机进行复飞,

若危及人员设备安全进行应急处理。所述描述是否危及人员设备安全是指在非正常模式下无人机距离回收点过近。所述步骤(3)中描述的复飞是指无人机拉起并转弯远离回收点,应急处理处理是升报警疏散回收点附近人员,并由人工遥控操纵避免无人机与回收点的附近设备产生碰撞。根据公式 $d = \sqrt{R^2 \cos^2(\theta) + (|R \sin(\theta)| + r_{\max})^2} - r_{\max}$ 预测正常复飞时接收机 A、B 之间可能出现的最小距离。其中, R 为接收机 A、B 之间距离, r_{\max} 为无人机最大转弯半径, θ 为接收机 A、B 连线与接收机 A 速度方向之间的夹角,若 d 大于载具的宽度,则令无人机正常复飞;若 d 小于或等于载具宽度,则令无人机发出报警信息并且紧急复飞。

[0043] (4) 所述步骤(1)中使用相对差分模式导引控制按照如下步骤进行:

[0044] (a) 获取接收机 B 经度、纬度;

[0045] (b) 剔除未被接收机 A、接收机 B 同时接收的卫星的定位数据;

[0046] (c) 将接收机 A、B 对应每颗卫星的伪距进行差分 $p_{AB}^{(k)} = p_A^{(k)} - p_B^{(k)}$, 其中 $p_A^{(k)}$ 为第 k 颗卫星到接收机 A 的伪距, $p_B^{(k)}$ 为第 k 颗卫星到接收机 B 的伪距;

[0047] (d) 通过最小二乘法解算无人机在地心坐标系下接收机 A 指向接收机 B 的位置矢量估计值,其中最小二乘的指标函数为,

$$[0048] \quad \min \left\| \begin{bmatrix} p_{AB}^{(1)} \\ p_{AB}^{(2)} \\ \dots \\ p_{AB}^{(k)} \end{bmatrix} - G \begin{bmatrix} \vec{x}_{AB} \\ \delta b \end{bmatrix} \right\|, \text{ 求解后 } \begin{bmatrix} \vec{x}_{AB} \\ \delta b \end{bmatrix} = (G^T G)^{-1} G^T \begin{bmatrix} p_{AB}^{(1)} \\ p_{AB}^{(2)} \\ \dots \\ p_{AB}^{(k)} \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \vec{1}_A^{(1)} & 1 \\ \vec{1}_A^{(2)} & 1 \\ \dots & 1 \\ \vec{1}_A^{(k)} & 1 \end{bmatrix}, \text{ 其中 } \vec{1}_A^{(k)}$$

为地心坐标系下接收机 A 指向卫星的单位矢量, \vec{x}_{AB} 即为所求的接收机 A 指向接收机 B 的位置矢量估计值, δb 为接收机 A、B 之间时钟差估计(公式来推导参见,张海波,张超英,蔡新举,王国卫,基于 GPS 伪距的相对定位方案研究. 电子测试, 2008, 12);

[0049] (e) 通过坐标系旋转获取 \vec{x}_{AB} 在以接收机 B 为原点的北天东坐标系的北向坐标 D_n , 天向坐标 D_u 、东向坐标 D_e , 同时通过对接收机 A 获取向坐标 V_{nA} 、 V_{nB} , 天向坐标 V_{uA} 、 V_{uB} , 东向坐标 V_{eA} 、 V_{eB} 相减获取以接收机 B 为原点的北天东坐标系下接收机 A 的北向速度 V_n , 天向速度 V_u 、东向速度 V_e ;

[0050] (f) 根据步骤(e)中相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量观测值和速度、位置关系,通过 kalman 滤波方法对无人机在地心坐标系下相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量进行滤波,并根据图 2 中定义和滤波后北向坐标 D_n , 天向坐标 D_u 、东向坐标 D_e 计算视线高低角 FB 和方位角 FH;

[0051] (g) 根据步骤(f)中得出的无人机在相对坐标系列中的速度矢量和位置矢量滤波输出和高低角、方位角计算无人机相对回收点的视线高低、偏航角速率,其中

$$[0052] \quad \dot{q}_z = \frac{dFB}{dt} = -\cos^2(FB) \left(\frac{-V_u}{\sqrt{D_n^2 + D_e^2}} + \frac{\tan(FB)(D_n V_n + D_e V_e)}{(D_n^2 + D_e^2)} \right)$$

$$[0053] \quad \dot{q}_y = \frac{dFH}{dt} = -\frac{V_n D_e - V_e D_n}{D_n^2 + D_e^2}$$

[0054] $V_n \setminus V_u \setminus V_e$ 分别无人机在以网为原点的北天东坐标系下三个方向的以网为参考的

相对速度 $D_n \setminus D_u \setminus D_e$ 分别为以接受机 B 为原点的北天东坐标系下无人机的位置坐标

[0055] (h) 使用比例导引方法,生成方向舵和升降舵的比例导引指令;

[0056] (i) 依照常规方法产生升降舵的平飞配平指令、方向舵荷兰滚阻尼指令以及副翼平飞控制指令;

[0057] (j) 将步骤(d)、(e)中得到各控制舵面指令相加产生舵控指令,并根据舵控指令控制方向舵、升降舵、副翼偏转到相应位置。

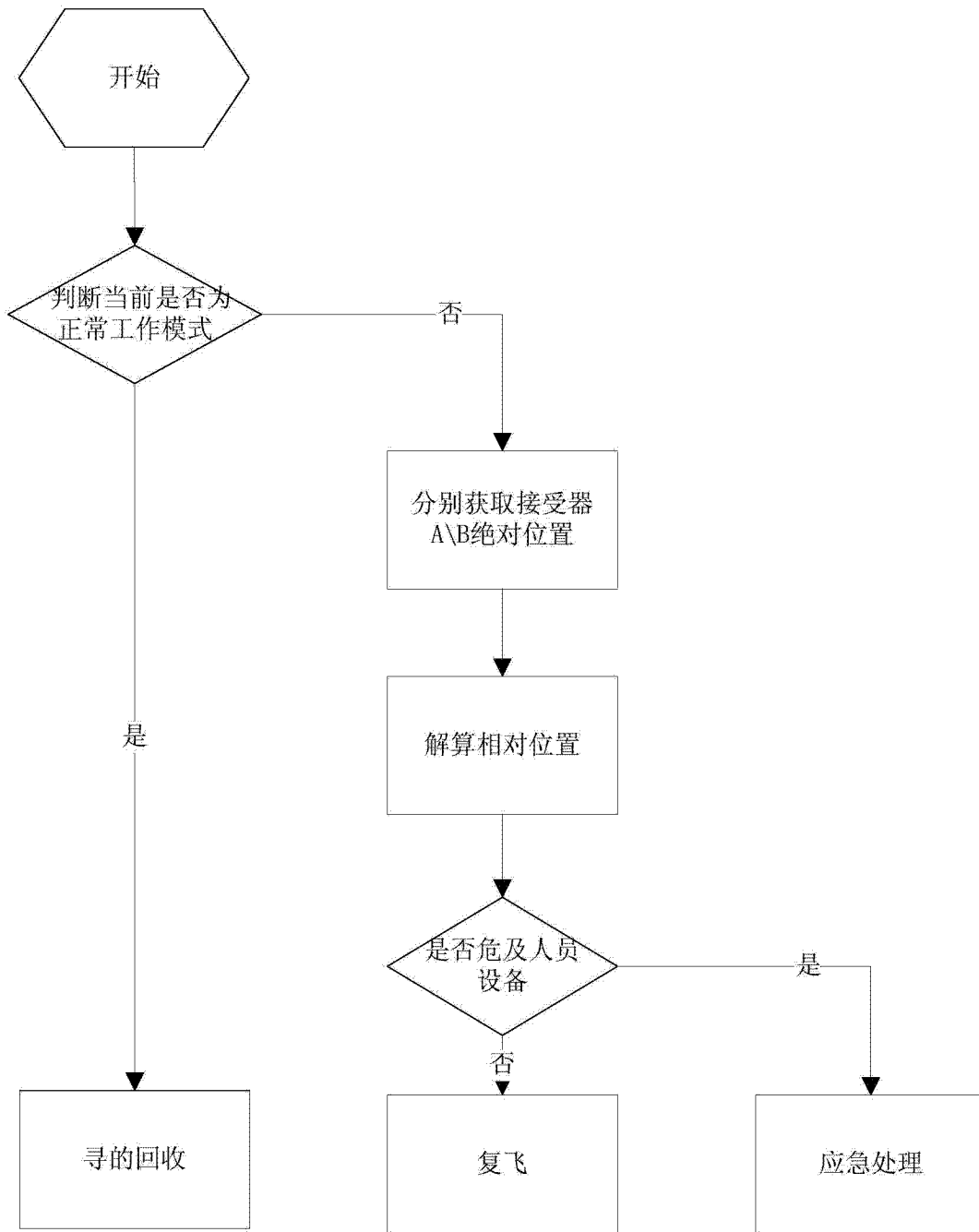


图 1

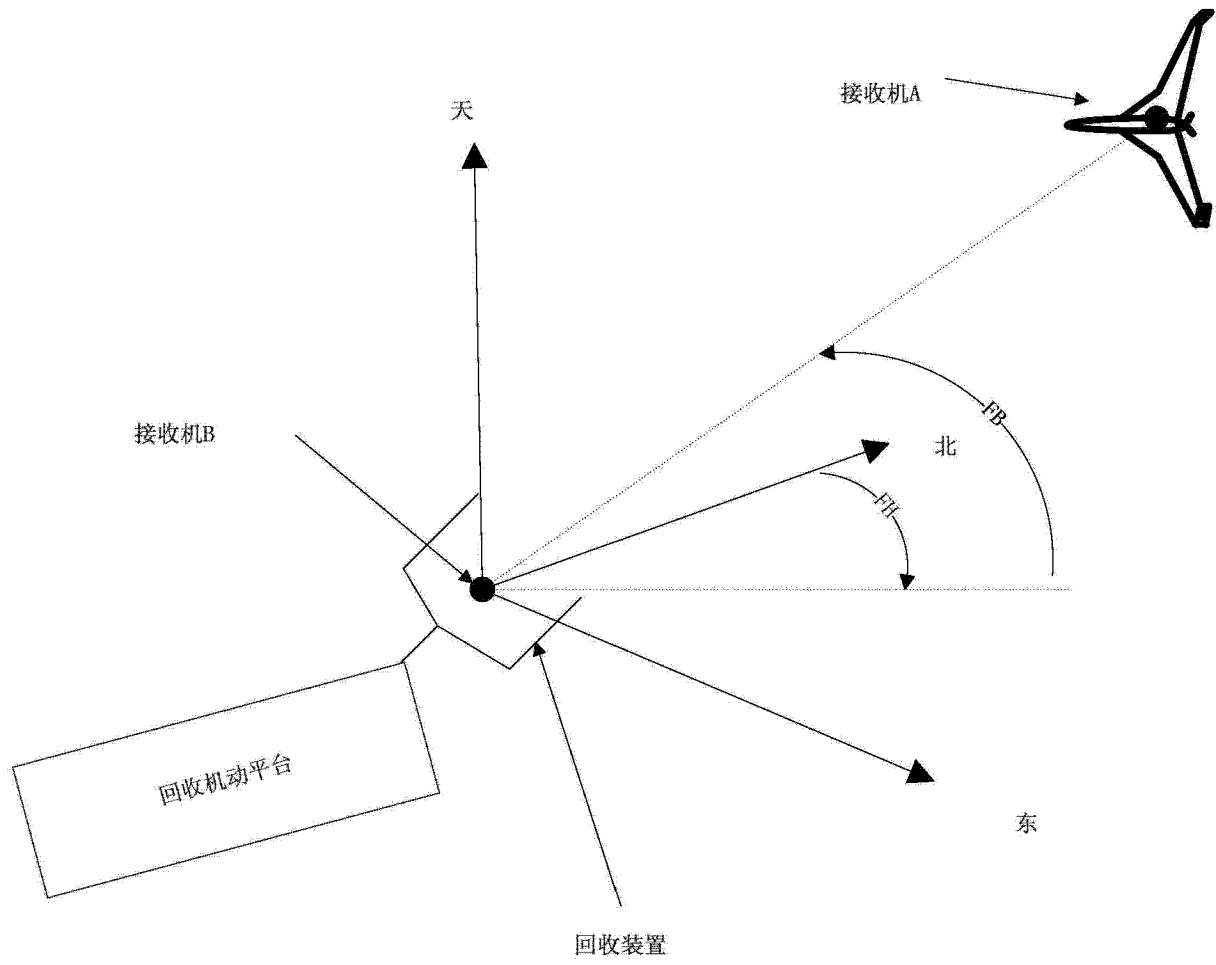


图 2