



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117270566 A

(43) 申请公布日 2023. 12. 22

(21) 申请号 202311313273.7

(22) 申请日 2023.10.11

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 许甫 肖歆昕 李文皓 张琛 王立鹏

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理
事务所(普通合伙) 11390
专利代理师 席卷

(51) Int. Cl.
G05D 1/10 (2006.01)

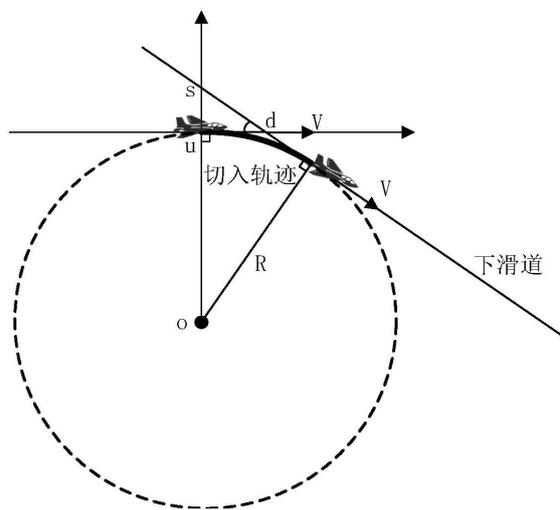
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

一种无人机下滑道切入制导方法

(57) 摘要

本发明提供了一种无人机下滑道切入制导方法,其根据飞机当前与下滑道之间的相对位置关系生成与飞机当前速度以及下滑道均相切的圆弧,无人机根据生成的圆弧实时计算飞机当前位置所处圆弧切线的倾角,无人机以倾角制导方式沿圆弧切入下滑道,当飞机当前倾角接近下滑道倾角时,切换制导策略,改为以倾角+高度的制导策略飞行。本发明构思合理,即使在切下滑道时的位置及速度均有较大程度的不确定性的情况下,也可平缓、稳定切入下滑道,制导策略的切换不会带来姿态的较大改变,过渡平缓,在大飞行包线的无人机上也有良好表现,适用于所有类型的无人机使用。



1. 一种无人机下滑道切入制导方法,其特征在于;根据飞机当前与下滑道之间的相对位置关系生成与飞机当前速度以及下滑道均相切的圆弧,无人机根据生成的圆弧实时计算飞机当前位置所处圆弧切线的倾角,无人机以倾角制导方式沿圆弧切入下滑道,当飞机当前倾角接近下滑道倾角时,切换制导策略,改为以倾角+高度的制导策略飞行。

2. 如权利要求1所述的无人机下滑道切入制导方法,其特征在于,所述飞机当前位置所处圆弧切线的倾角的具体计算过程为:

(1.1) 当飞机初始位置在下滑道下方时进行圆弧轨迹计算

当切下滑道初始时刻无人机位于下滑道下方,此时飞机以0倾角状态平飞,以飞机该时刻位置u为坐标原点,速度水平方向为x轴,垂直方向为y轴建立直角坐标系;设定下滑道与y轴的交点为s,与x轴交点为d,圆弧的圆心为o,半径设为R;

圆弧段的半径R以及不同飞行距离 x_d 对应的倾角给定 μ_{cmd} 的计算方式如下;

$$\frac{ud}{R} = \frac{sd}{su + R} \quad R = \frac{su \cdot ud}{sd - ud};$$

其中, $ud = \frac{su}{\tan(\mu_{xh})}$, $sd = \frac{su}{\sin(\mu_{xh})}$, μ_{xh} 为下滑道倾角;

$$\sin(\mu_{cmd}) = \frac{x_d}{R}$$

$$\mu_{cmd} = \arcsin\left(\frac{x_d}{R}\right);$$

(1.2) 当飞机初始位置在下滑道上方时进行圆弧轨迹计算

当切下滑道初始时刻无人机位于下滑道上方,此时无人机首先要转为倾角 μ_1 状态飞行, μ_1 要远大于下滑道倾角 μ_{xh} ,以便无人机可以较快切入下滑道;以无人机倾角 μ_1 状态飞行开始时刻位置u为坐标原点,水平方向为x轴,垂直方向为y轴建立直角坐标系;下滑道与y轴的交点为d,下滑道与飞机速度方向的交点为k,圆弧段对应的圆心为o,半径为R,半径o与y轴水平方向的交点为m;

圆弧段的半径R以及不同飞行距离 x_d 对应的倾角给定 μ_{cmd} 的计算方式如下:

飞机速度在坐标系中对应的方程为:

$$y = -x \cdot \tan(\mu_1);$$

下滑道在坐标系中对应的方程为:

$$y = -x \cdot \tan(\mu_{xh}) - ud;$$

两个方程的交点k及对应坐标 (x_k, y_k) 为:

$$-x \cdot \tan(\mu_1) = -x \cdot \tan(\mu_{xh}) - ud;$$

$$x_k = \frac{ud}{\tan(\mu_1) - \tan(\mu_{xh})};$$

$$y_k = -\frac{\tan(\mu_1) \cdot ud}{\tan(\mu_1) - \tan(\mu_{xh})};$$

根据交点k的坐标 (x_k, y_k) 求倾角给定 μ_{cmd} :

$$uk = \sqrt{x_k^2 + y_k^2};$$

$$\frac{ou}{uk} = \tan\left(\frac{180 - (\mu_1 - \mu_{xh})}{2}\right);$$

$$R = \tan\left(\frac{180 - (\mu_1 - \mu_{xh})}{2}\right) \cdot uk;$$

$$om = R \cdot \sin(\mu_1);$$

$$\sin(\mu_{cmd}) = \frac{om - x_d}{R};$$

$$\mu_{cmd} = \arcsin\left(\frac{om - x_d}{R}\right)。$$

3. 如权利要求1所述的无人机下滑道切入制导方法,其特征在于:所述倾角制导是在无人机从当前位置飞行至下滑道轨迹的过渡过程中使用,在飞机当前倾角 μ 与下滑道倾角 μ_{xh} 偏差小于预设小量 a ,即认为无人机已成功通过生成的圆弧切入下滑道,此时无人机转为高度+倾角方式跟踪下滑道,完成后续飞行。

4. 如权利要求1或3所述的无人机下滑道切入制导方法,其特征在于,所述倾角制导的计算公式为:

$$\theta_{cmd} = K_{p\mu} \cdot (\mu_{cmd} - \mu) + K_{d\mu} \cdot \dot{\mu};$$

其中, θ_{cmd} 为倾角制导的输出结果,即无人机俯仰角给定, μ_{cmd} 为第一节中根据圆弧段求得的倾角给定, μ 为无人机当前倾角, $\dot{\mu}$ 为倾角变化率; $K_{p\mu}$ 与 $K_{d\mu}$ 分别为倾角偏差与倾角变化率前的系数项。

5. 如权利要求1所述的无人机下滑道切入制导方法,其特征在于:所述倾角+高度的制导策略仅在原有倾角制导策略上加入高度制导,倾角制导仍占主导地位,且以圆弧段切入下滑道时刻,下滑道高度给定 H_{cmd} 与飞机当前高度 H 相等,故制导策略切换仍可保证飞行姿态平缓过渡。

6. 如权利要求1或5所述的无人机下滑道切入制导方法,其特征在于,所述倾角+高度的制导策略的计算公式为:

$$\theta_{cmd} = K_{p\mu} \cdot (\mu_{cmd} - \mu) + K_{d\mu} \cdot \dot{\mu} + K_{pH} \cdot (H_{cmd} - H) + K_{dH} \cdot \dot{H};$$

其中, θ_{cmd} 为倾角制导的输出结果,即无人机俯仰角给定, μ_{cmd} 为倾角给定,此时 μ_{cmd} 为定值下滑道倾角,即 $\mu_{cmd} = \mu_{xh}$, μ 为无人机当前倾角, $\dot{\mu}$ 为倾角变化率; $K_{p\mu}$ 与 $K_{d\mu}$ 分别为倾角偏差($\mu_{cmd} - \mu$)与倾角变化率 $\dot{\mu}$ 前的系数项, H_{cmd} 为下滑道高度给定, H 为无人机当前高度, \dot{H} 为无人机当前高度变化率, K_{pH} 与 K_{dH} 分别为高度偏差($H_{cmd} - H$)与高度变化率 \dot{H} 前的系数。

一种无人机下滑道切入制导方法

技术领域

[0001] 本发明涉及无人飞行器技术领域,具体涉及一种无人机下滑道切入制导方法。

背景技术

[0002] 无人机执行完空中飞行任务,切入预设下滑道,沿下滑道飞行降高至跑道着陆。这个过程有一段无人机由当前位置变为沿下滑道飞行的过渡阶段,目前现有切入方法多采用高度制导的方式改变飞行轨迹,即根据飞机当前高度与下滑道之间的高度差改变飞机姿态,使飞机由当前位置变为沿下滑道飞行,此方法适用于飞行包线较小的无人机使用。对于飞行包线大的无人机,由于切下滑道时飞机的位置及速度均有较大程度的不确定性,此方法效果不佳,有可能在调节的过程产生高度震荡问题,影响飞行安全。

发明内容

[0003] 针对上述背景技术中存在的问题,本发明提出了一种构思合理,即使在切下滑道时的位置及速度均有较大程度的不确定性的情况下,也可平缓、稳定切入下滑道,制导策略的切换不会带来姿态的较大改变,过渡平缓,在大飞行包线的无人机上也有良好表现,适用于所有类型的无人机使用的无人机下滑道切入制导方法。

[0004] 为解决上述技术问题,本发明提供的一种无人机下滑道切入制导方法,根据飞机当前与下滑道之间的相对位置关系生成与飞机当前速度以及下滑道均相切的圆弧,无人机根据生成的圆弧实时计算飞机当前位置所处圆弧切线的倾角,无人机以倾角制导方式沿圆弧切入下滑道,当飞机当前倾角接近下滑道倾角时,切换制导策略,改为以倾角+高度的制导策略飞行。

[0005] 所述无人机下滑道切入制导方法,其中,所述飞机当前位置所处圆弧切线的倾角的具体计算过程为:

[0006] (1.1) 当飞机初始位置在下滑道下方时进行圆弧轨迹计算

[0007] 当切下滑道初始时刻无人机位于下滑道下方,此时飞机以0倾角状态平飞,以飞机该时刻位置u为坐标原点,速度水平方向为x轴,垂直方向为y轴建立直角坐标系;设定下滑道与y轴的交点为s,与x轴交点为d,圆弧的圆心为o,半径设为R;

[0008] 圆弧段的半径R以及不同飞行距离 x_d 对应的倾角给定 μ_{cmd} 的计算方式如下;

$$[0009] \quad \frac{ud}{R} = \frac{sd}{su + R} \quad R = \frac{su \cdot ud}{sd - ud};$$

[0010] 其中, $ud = \frac{su}{\tan(\mu_{sh})}$, $sd = \frac{su}{\sin(\mu_{sh})}$, μ_{sh} 为下滑道倾角;

$$[0011] \quad \sin(\mu_{cmd}) = \frac{x_d}{R}$$

$$[0012] \quad \mu_{cmd} = \arcsin\left(\frac{x_d}{R}\right);$$

[0013] (1.2) 当飞机初始位置在下滑道上方时进行圆弧轨迹计算

[0014] 当切下滑道初始时刻无人机位于下滑道上方,此时无人机首先要转为倾角 μ_1 状态飞行, μ_1 要远大于下滑道倾角 μ_{xh} ,以便无人机可以较快切入下滑道;以无人机倾角 μ_1 状态飞行开始时刻位置 u 为坐标原点,水平方向为 x 轴,垂直方向为 y 轴建立直角坐标系;下滑道与 y 轴的交点为 d ,下滑道与飞机速度方向的交点为 k ,圆弧段对应的圆心为 o ,半径为 R ,半径 o 与 y 轴水平方向的交点为 m ;

[0015] 圆弧段的半径 R 以及不同飞行距离 x_d 对应的倾角给定 μ_{cmd} 的计算方式如下:

[0016] 飞机速度在坐标系中对应的方程为:

$$[0017] \quad y = -x \cdot \tan(\mu_1);$$

[0018] 下滑道在坐标系中对应的方程为:

$$[0019] \quad y = -x \cdot \tan(\mu_{xh}) - ud;$$

[0020] 两个方程的交点 k 及对应坐标 (x_k, y_k) 为:

$$[0021] \quad -x \cdot \tan(\mu_1) = -x \cdot \tan(\mu_{xh}) - ud;$$

$$[0022] \quad x_k = \frac{ud}{\tan(\mu_1) - \tan(\mu_{xh})};$$

$$[0023] \quad y_k = -\frac{\tan(\mu_1) \cdot ud}{\tan(\mu_1) - \tan(\mu_{xh})};$$

[0024] 根据交点 k 的坐标 (x_k, y_k) 求倾角给定 μ_{cmd} :

$$[0025] \quad uk = \sqrt{x_k^2 + y_k^2};$$

$$[0026] \quad \frac{ou}{uk} = \tan\left(\frac{180 - (\mu_1 - \mu_{xh})}{2}\right);$$

$$[0027] \quad R = \tan\left(\frac{180 - (\mu_1 - \mu_{xh})}{2}\right) \cdot uk;$$

$$[0028] \quad om = R \cdot \sin(\mu_1);$$

$$[0029] \quad \sin(\mu_{cmd}) = \frac{om - x_d}{R};$$

$$[0030] \quad \mu_{cmd} = \arcsin\left(\frac{om - x_d}{R}\right).$$

[0031] 所述无人机下滑道切入制导方法,其中:所述倾角制导是在无人机从当前位置飞行至下滑道轨迹的过渡过程中使用,在飞机当前倾角 μ 与下滑道倾角 μ_{xh} 偏差小于预设小量 a ,即认为无人机已成功通过生成的圆弧切入下滑道,此时无人机转为高度+倾角方式跟踪下滑道,完成后续飞行。

[0032] 所述无人机下滑道切入制导方法,其中,所述倾角制导的计算公式为:

$$[0033] \quad \theta_{cmd} = K_{p\mu} \cdot (\mu_{cmd} - \mu) + K_{d\mu} \cdot \dot{\mu};$$

[0034] 其中, θ_{cmd} 为倾角制导的输出结果,即无人机俯仰角给定, μ_{cmd} 为第一节中根据圆弧段求得的倾角给定, μ 为无人机当前倾角, $\dot{\mu}$ 为倾角变化率; $K_{p\mu}$ 与 $K_{d\mu}$ 分别为倾角偏差与倾角

变化率前的系数项。

[0035] 所述无人机下滑道切入制导方法,其中:所述倾角+高度的制导策略仅在原有倾角制导策略上加入高度制导,倾角制导仍占主导地位,且以圆弧段切入下滑道时刻,下滑道高度给定 H_{cmd} 与飞机当前高度 H 相等,故制导策略切换仍可保证飞行姿态平缓过渡。

[0036] 所述无人机下滑道切入制导方法,其中,所述倾角+高度的制导策略的计算公式为:

$$[0037] \quad \theta_{cmd} = K_{p\mu} \cdot (\mu_{cmd} - \mu) + K_{d\mu} \cdot \dot{\mu} + K_{pH} \cdot (H_{cmd} - H) + K_{dH} \cdot \dot{H};$$

[0038] 其中, θ_{cmd} 为倾角制导的输出结果,即无人机俯仰角给定, μ_{cmd} 为倾角给定,此时 μ_{cmd} 为定值下滑道倾角,即 $\mu_{cmd} = \mu_{xh}$, μ 为无人机当前倾角, $\dot{\mu}$ 为倾角变化率; $K_{p\mu}$ 与 $K_{d\mu}$ 分别为倾角偏差($\mu_{cmd} - \mu$)与倾角变化率 $\dot{\mu}$ 前的系数项, H_{cmd} 为下滑道高度给定, H 为无人机当前高度, \dot{H} 为无人机当前高度变化率, K_{pH} 与 K_{dH} 分别为高度偏差($H_{cmd} - H$)与高度变化率 \dot{H} 前的系数。

[0039] 采用上述技术方案,本发明具有如下有益效果:

[0040] 本发明无人机下滑道切入制导方法构思合理,其根据切下滑道初始时刻及初始位置,生成一段切下滑道的圆弧,飞机沿生成的圆弧以倾角制导方式飞行,即使在切下滑道时的位置及速度均有较大程度的不确定性的情况下,也可平缓、稳定切入下滑道;切下滑道过程使用倾角制导,切换完成后制导策略在原有倾角制导的基础上加入高度制导,倾角制导仍占主导地位,因此制导策略的切换不会带来姿态的较大改变,过渡平缓。本发明在大飞行包线的无人机上也有良好表现,适用于所有类型的无人机使用(低速、中速、高速、有动力、无动力无人机)。

附图说明

[0041] 为了更清楚地说明本发明具体实施方式或现有技术中的技术方案下面将对具体实施方式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,下面描述中的附图是本发明的一些实施方式,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,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0042] 图1为本发明无人机下滑道切入制导方法中涉及的飞机初始位置在下滑道下方的轨迹图;

[0043] 图2为本发明无人机下滑道切入制导方法中涉及的飞机初始位置在下滑道上方的轨迹图。

具体实施方式

[0044] 下面将结合附图对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例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。

[0045] 下面结合具体的实施方式对本发明做进一步的解释说明。

[0046] 如图1所示,本实施例提供的无人机下滑道切入制导方法,具体包括以下步骤:

[0047] S100、圆弧轨迹计算

[0048] S101、当飞机初始位置在下滑道下方时

[0049] 当切下滑道初始时刻无人机位于下滑道下方,此时飞机以0倾角状态平飞,以飞机该时刻位置u为坐标原点,速度水平方向为x轴,垂直方向为y轴建立直角坐标系。下滑道与y轴的交点为s,与x轴交点为d,圆弧的圆心为o,半径设为R。

[0050] 圆弧段的半径R以及不同飞行距离 x_d 对应的倾角给定 μ_{cmd} 计算方式如下, μ_{xh} 为下滑道倾角。

$$[0051] \quad \frac{ud}{R} = \frac{sd}{su + R} \quad R = \frac{su \cdot ud}{sd - ud};$$

$$[0052] \quad \text{其中, } ud = \frac{su}{\tan(\mu_{xh})}, \quad sd = \frac{su}{\sin(\mu_{xh})};$$

$$[0053] \quad \sin(\mu_{cmd}) = \frac{x_d}{R}$$

$$[0054] \quad \mu_{cmd} = \arcsin\left(\frac{x_d}{R}\right)。$$

[0055] S102、当飞机初始位置在下滑道上方时

[0056] 当切下滑道初始时刻无人机位于下滑道上方,此时无人机首先要转为倾角 μ_1 状态飞行, μ_1 要远大于下滑道倾角 μ_{xh} ,以便无人机可以较快切入下滑道。以无人机倾角 μ_1 状态飞行开始时刻位置u为坐标原点,水平方向为x轴,垂直方向为y轴建立直角坐标系。下滑道与y轴的交点为d,下滑道与飞机速度方向的交点为k,圆弧段对应的圆心为o,半径为R,半径o与y轴水平方向的交点为m。

[0057] 圆弧段的半径R以及不同飞行距离 x_d 对应的倾角给定 μ_{cmd} 计算方式如下:

[0058] 飞机速度在坐标系中对应的方程为:

$$[0059] \quad y = -x \cdot \tan(\mu_1);$$

[0060] 下滑道在坐标系中对应的方程为:

$$[0061] \quad y = -x \cdot \tan(\mu_{xh}) - ud;$$

[0062] 两个方程的交点k及对应坐标 (x_k, y_k)

$$[0063] \quad -x \cdot \tan(\mu_1) = -x \cdot \tan(\mu_{xh}) - ud;$$

$$[0064] \quad x_k = \frac{ud}{\tan(\mu_1) - \tan(\mu_{xh})};$$

$$[0065] \quad y_k = -\frac{\tan(\mu_1) \cdot ud}{\tan(\mu_1) - \tan(\mu_{xh})};$$

[0066] 根据交点k的坐标 (x_k, y_k) 求倾角给定 μ_{cmd} :

$$[0067] \quad uk = \sqrt{x_k^2 + y_k^2};$$

$$[0068] \quad \frac{ou}{uk} = \tan\left(\frac{180 - (\mu_1 - \mu_{xh})}{2}\right);$$

$$[0069] \quad R = \tan\left(\frac{180 - (\mu_1 - \mu_{xh})}{2}\right) \cdot uk;$$

[0070] $om=R \cdot \sin(\mu_1)$;

[0071] $\sin(\mu_{cmd}) = \frac{om - x_d}{R}$;

[0072] $\mu_{cmd} = \arcsin\left(\frac{om - x_d}{R}\right)$ 。

[0073] S200、制导策略选择

[0074] 本发明使用两种制导策略,分别为倾角制导以及高度+倾角制导。

[0075] 其中倾角制导在无人机从当前位置飞行至下滑道轨迹的过渡过程中使用,在飞机当前倾角 μ 与下滑道倾角 μ_{xh} 偏差小于预设小量 a ,即认为无人机已成功通过生成的圆弧切入下滑道,此时无人机转为高度+倾角方式跟踪下滑道,完成后续飞行。

[0076] 倾角+高度的制导策略仅在原有倾角制导策略上加入高度制导,倾角制导仍占主导地位,且以圆弧段切入下滑道时刻,下滑道高度给定 H_{cmd} 与飞机当前高度 H 相等,因此制导策略切换仍可保证飞行姿态平缓过渡。

[0077] 上述的倾角制导的计算公式为:

[0078] $\theta_{cmd} = K_{p\mu} \cdot (\mu_{cmd} - \mu) + K_{d\mu} \cdot \dot{\mu}$;

[0079] 其中, θ_{cmd} 为倾角制导的输出结果,即无人机俯仰角给定, μ_{cmd} 为第一节中根据圆弧段求得的倾角给定, μ 为无人机当前倾角, $\dot{\mu}$ 为倾角变化率; $K_{p\mu}$ 与 $K_{d\mu}$ 分别为倾角偏差与倾角变化率前的系数项。

[0080] 上述的倾角+高度制导的计算公式为:

[0081] $\theta_{cmd} = K_{p\mu} \cdot (\mu_{cmd} - \mu) + K_{d\mu} \cdot \dot{\mu} + K_{pH} \cdot (H_{cmd} - H) + K_{dH} \cdot \dot{H}$;

[0082] 其中, θ_{cmd} 为倾角制导的输出结果,即无人机俯仰角给定, μ_{cmd} 为倾角给定,此时 μ_{cmd} 为定值下滑道倾角,即 $\mu_{cmd} = \mu_{xh}$, μ 为无人机当前倾角, $\dot{\mu}$ 为倾角变化率; $K_{p\mu}$ 与 $K_{d\mu}$ 分别为倾角偏差($\mu_{cmd} - \mu$)与倾角变化率 $\dot{\mu}$ 前的系数项, H_{cmd} 为下滑道高度给定, H 为无人机当前高度, \dot{H} 为无人机当前高度变化率, K_{pH} 与 K_{dH} 分别为高度偏差($H_{cmd} - H$)与高度变化率 \dot{H} 前的系数。

[0083] 本发明构思合理,即使在切下滑道时的位置及速度均有较大程度的不确定性的情况下,也可平缓、稳定切入下滑道,制导策略的切换不会带来姿态的较大改变,过渡平缓,在大飞行包线的无人机上也有良好表现,适用于所有类型的无人机使用。

[0084] 最后应说明的是:以上各实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述各实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分或者全部技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的范围。

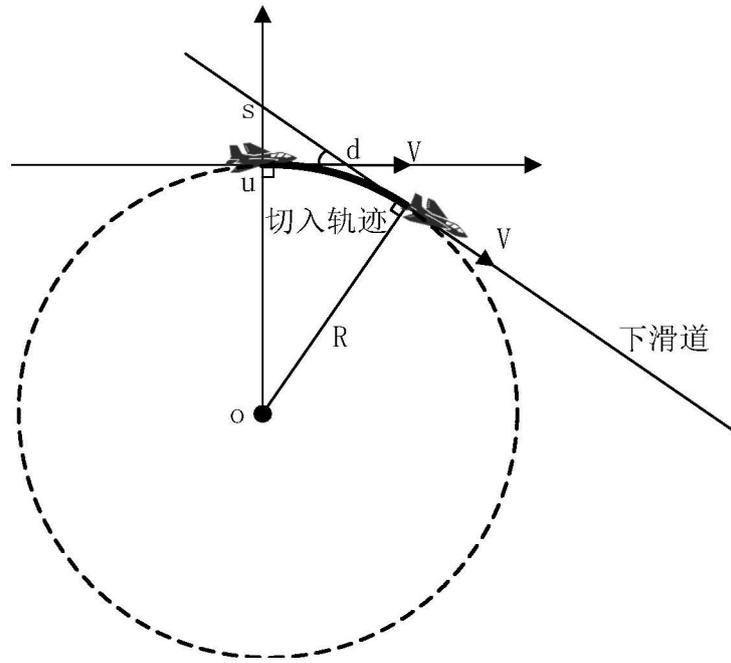


图1

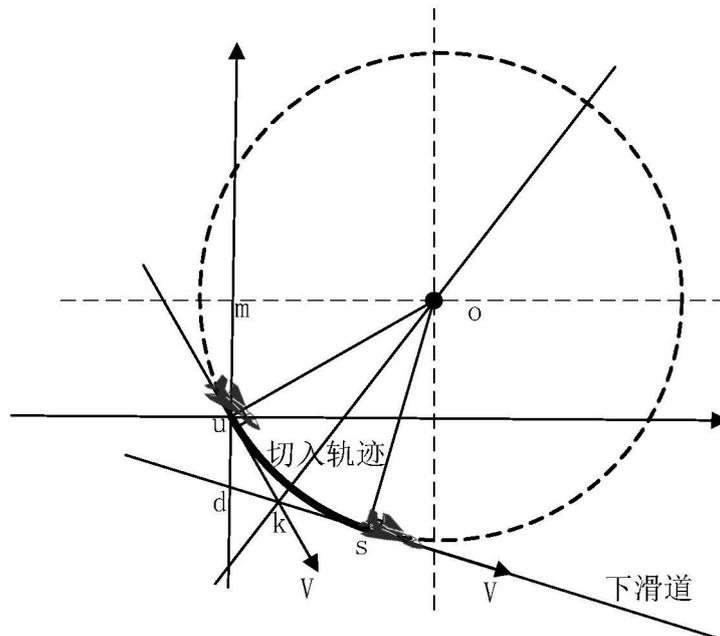


图2