



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113377128 B

(45) 授权公告日 2022. 12. 09

(21) 申请号 202110649458.X

CN 105718660 A, 2016.06.29

(22) 申请日 2021.06.10

CN 112361887 A, 2021.02.12

(65) 同一申请的已公布的文献号

CN 107832528 A, 2018.03.23

申请公布号 CN 113377128 A

CN 105953800 A, 2016.09.21

CN 108563243 A, 2018.09.21

(43) 申请公布日 2021.09.10

EP 0707194 A1, 1996.04.17

(73) 专利权人 北京空天技术研究所

张凯 等. 滑翔式高超声速目标可达区域计算方法.《现代防御技术》.2017,第45卷(第02期),67-73.

地址 100074 北京市丰台区云岗北里40号

(72) 发明人 柴琨琦 赵彪 徐忠达 孟飞

蔺君 等. 基于差分进化算法的再入可达域快速计算.《中国空间科学技术》.2020,第40卷(第04期),54-60.

李子愚 徐永坤

审查员 肖薇

(51) Int. Cl.

G05D 1/10 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 107480402 A, 2017.12.15

CN 109615936 A, 2019.04.12

CN 109459929 A, 2019.03.12

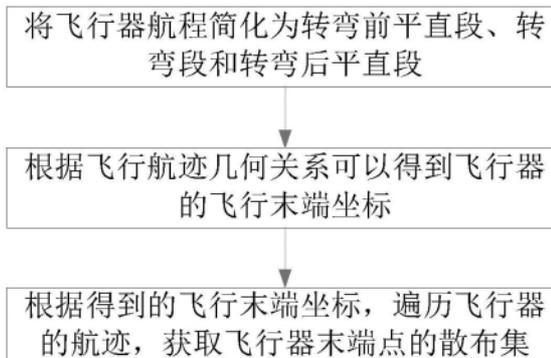
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54) 发明名称

一种飞行器可达区域估算方法

(57) 摘要

本发明提供一种飞行器可达区域估算方法,包括以下步骤:将飞行器航程简化为转弯前平直段、转弯段和转弯后平直段;转弯前平直段、转弯段、转弯后平直段三段航程应满足不等式;根据飞行航迹几何关系可以得到飞行器的飞行末端坐标;根据得到的飞行末端坐标,遍历飞行器的航迹,获取飞行器末端点的散布集,即可得到飞行器可达区域。本发明只需要飞行器的基本参数,就可以快速的估算出飞行器可达覆盖区域,实现飞行器设计方案初期对飞行器可达区域的快速估算,减小计算复杂度,缩短计算的时间。



1. 一种飞行器可达区域估算方法,其特征在于,包括以下步骤:

将飞行器航程简化为转弯前平直段、转弯段和转弯后平直段;

所述的转弯前平直段、转弯段、转弯后平直段三段航程应满足以下不等式:

$$a+k \cdot R \cdot \sigma+b<L, \text{且} a>0, b>0, \sigma>0$$

其中, a 为转弯前平直段航程, R 为转弯段最小转弯半径, σ 为转向角度, b 为转弯后平直段航程, L 为飞行器最大射程能力; k 为转弯射程修正系数,对于以当量比为控制参数的飞行器, k =转弯当量比/平飞当量比,对于以余气系数为控制参数的飞行器, k =平飞余气系数/转弯余气系数;

根据飞行航迹几何关系可以得到飞行器的飞行末端坐标: $X=a+R \cdot \sin \sigma+b \cdot \cos \sigma, Y=R \cdot (1-\cos \sigma)+b \cdot \sin \sigma$;根据得到的飞行末端坐标的条件,遍历飞行器的航迹,获取飞行器末端点的散布集,即可得到飞行器可达区域。

2. 一种存储介质,其特征在于,所述的存储介质中存放权利要求1所述的一种飞行器可达区域估算方法。

一种飞行器可达区域估算方法

技术领域

[0001] 本发明属于飞行器总体技术领域,具体涉及一种飞行器可达区域估算方法。

背景技术

[0002] 无人飞机、军/民用飞机、飞航式武器等的可达区域是评估其效能的重要指标。现有可达区域计算常通过飞行航迹仿真实现,需要完备的气动数据、控制算法设计,在方案设计初期计算周期较长。

发明内容

[0003] 本发明的目的在于克服现有技术中的不足,提供一种飞行器可达区域估算方法。本发明方案能够解决上述现有技术中存在的问题。

[0004] 本发明的技术解决方案:

[0005] 一种飞行器打击可达区域估算方法,包括以下步骤:

[0006] 将飞行器航程简化为转弯前平直段、转弯段和转弯后平直段;

[0007] 所述的转弯前平直段、转弯段、转弯后平直段三段航程应满足以下不等式:

[0008] $a+k \cdot R \cdot \sigma+b < L$,且 $a > 0, b > 0, \sigma > 0$

[0009] 其中, a 为转弯前平直段航程, R 为转弯段最小转弯半径, σ 为转向角度, b 为转弯后平直段航程, L 为飞行器最大射程能力; k 为转弯射程修正系数,对于以当量比为控制参数的飞行器, $k = \text{转弯当量比} / \text{平飞当量比}$,对于以余气系数为控制参数的飞行器, $k = \text{平飞余气系数} / \text{转弯余气系数}$ 。

[0010] 根据飞行航迹几何关系可以得到飞行器的飞行末端坐标: $X = a + R \cdot \sin \sigma + b \cdot \cos \sigma, Y = R \cdot (1 - \cos \sigma) + b \cdot \sin \sigma$;

[0011] 根据得到的飞行末端坐标,遍历飞行器的航迹,获取飞行器末端点的散布集,即可得到飞行器可达区域。

[0012] 本发明与现有技术相比的有益效果:

[0013] 本发明不需要完备的气动数据和控制算法的参数,只需要飞行器的基本参数,就可以快速的估算出飞行器打击覆盖区域,实现飞行器设计方案初期对飞行器可达区域的快速估算,减小计算复杂度,缩短计算的时间。

附图说明

[0014] 所包括的附图用来提供对本发明实施例的进一步的理解,其构成了说明书的一部分,用于例示本发明的实施例,并与文字描述一起来阐释本发明的原理。显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,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,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0015] 图1示出了根据本发明实施例提供的一种飞行器可达区域估算方法步骤示意图;

[0016] 图2示出了根据本发明实施例提供的飞行器轨迹简化示意图;

[0017] 图3示出了根据本发明实施例提供的飞行器可达区域估算图

具体实施方式

[0018] 需要说明的是,在不冲突的情况下,本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。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。以下对至少一个示例性实施例的描述实际上仅仅是说明性的,决不作为对本发明及其应用或使用的任何限制。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有作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。

[0019] 需要注意的是,这里所使用的术语仅是为了描述具体实施方式,而非意图限制根据本申请的示例性实施方式。如在这里所使用的,除非上下文另外明确指出,否则单数形式也意图包括复数形式,此外,还应当理解的是,当在本说明书中使用术语“包含”和/或“包括”时,其指明存在特征、步骤、操作、器件、组件和/或它们的组合。

[0020] 除非另外具体说明,否则在这些实施例中阐述的部件和步骤的相对布置、数字表达式和数值不限制本发明的范围。同时,应当明白,为了便于描述,附图中所示出的各个部分的尺寸并不是按照实际的比例关系绘制的。对于相关领域普通技术人员已知的技术、方法和设备可能不作详细讨论,但在适当情况下,所述技术、方法和设备应当被视为授权说明书的一部分。在这里示出和讨论的所有示例中,任何具体值应被解释为仅仅是示例性的,而不是作为限制。因此,示例性实施例的其它示例可以具有不同的值。应注意:相似的标号和字母在下面的附图中表示类似项,因此,一旦某一项在一个附图中被定义,则在随后的附图中不需要对其进行进一步讨论。

[0021] 如图1所示,根据本发明实施例提供一种飞行器可达区域估算方法,包括以下步骤:

[0022] 步骤一,将飞行器航程简化为转弯前平直段、转弯段和转弯后平直段;

[0023] 飞行器的航程可分为上升段、直飞段、转弯段和降落段,在本申请中,略去上升段和降落段航程,飞行器上升段和降落段航程散布范围很小,且占总航程比例较小,可忽略不计,或在本申请提供的方法获得的结果基础上直接修正;将直飞段中的弹道倾角不为0的直飞段简化为弹道倾角为0的平直飞段,在航程的计算中,误差可以被接受;将飞行器在任何时刻的转弯段集中到一段转弯段中,其总航程并不会变化;转弯前平直段和转弯后平直段的划分不会导致航程的变化,会影响飞行器末端落点的变化,所以需要将转弯前平直段的长度和转弯后平直段的长度遍历,从而求的所有的飞行器末端落点。

[0024] 在一个实施例中,转弯前平直段、转弯段、转弯后平直段三段航程应满足以下不等式:

[0025] $a+k \cdot R \cdot \sigma+b<L$,且 $a>0, b>0, \sigma>0$ 。

[0026] 其中, a 为转弯前平直段航程, R 为转弯段最小转弯半径, σ 为转向角度, b 为转弯后平直段航程, L 为飞行器最大射程能力; k 为转弯射程修正系数,对于以当量比为控制参数的飞行器, k =转弯当量比/平飞当量比,对于以余气系数为控制参数的飞行器, k =平飞余气系数/转弯余气系数。

[0027] 步骤二,根据飞行航迹几何关系可以得到飞行器的飞行末端坐标,如图2所示: $X=$

$a+R \cdot \sin\sigma+b \cdot \cos\sigma, Y=R \cdot (1-\cos\sigma)+b \cdot \sin\sigma;$

[0028] 步骤三,根据得到的飞行末端坐标,遍历飞行器的航迹,获取飞行器末端点的散布集,即可得到飞行器可达区域。

[0029] 为了对本发明提供的一种飞行器可达区域估算方法有更进一步了解,下面结合具体实例及附图进行详细说明。

[0030] 以某型号飞航导弹为例,技术指标为:飞行器巡航航程为150km,机动转弯半径为33km,依此对巡航可达区域进行估算。

[0031] 步骤一,如附图2所示,将飞行器航迹简化为3段,弯前直飞段,航程为a;转弯段,转弯半径 $R=33\text{km}$,转向角度为 σ ;弯后直飞段,航程为b。

[0032] 考虑转向机动对航程造成损失,平直飞行段发动机当量比为0.97,转弯飞行段发动机当量比为1.2,则修正系数 $k=1.2/0.97=1.23$,三段航程满足不等式 $a+1.23 \cdot R \cdot \sigma+b < 150$ 。

[0033] 步骤二,计算飞行器的落点坐标,对 $a>0$ 且 $b>0$ 且 $\sigma>0$ 的点绘图,得到巡航可达区域如图3所示。根据绘图结果估算巡航机动可达区域约1.50万平方公里。

[0034] 综上,本发明提供的一种飞行器可达区域估算方法,相比于现有技术至少具有以下优势:

[0035] 本发明不需要完备的气动数据和控制弹道的参数,只需要飞行器的基本参数,就可以快速的估算出飞行器打击覆盖区域,实现飞行器设计方案初期对飞行器可达区域的快速估算,减小计算复杂度,算短计算的时间。

[0036] 以上仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

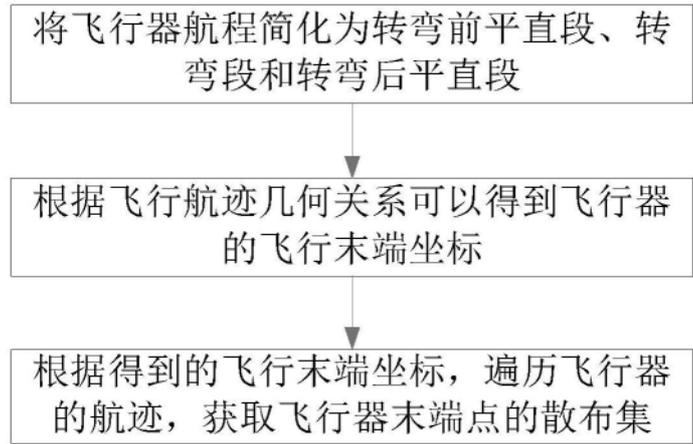


图1

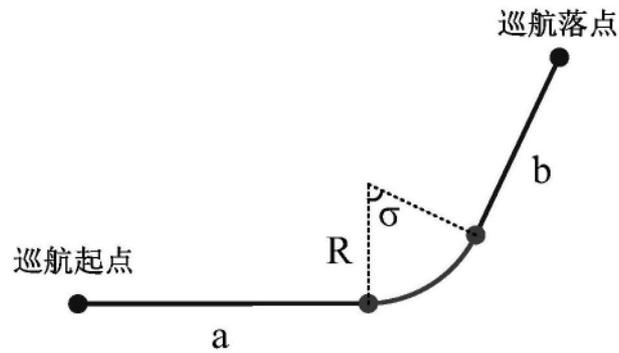


图2

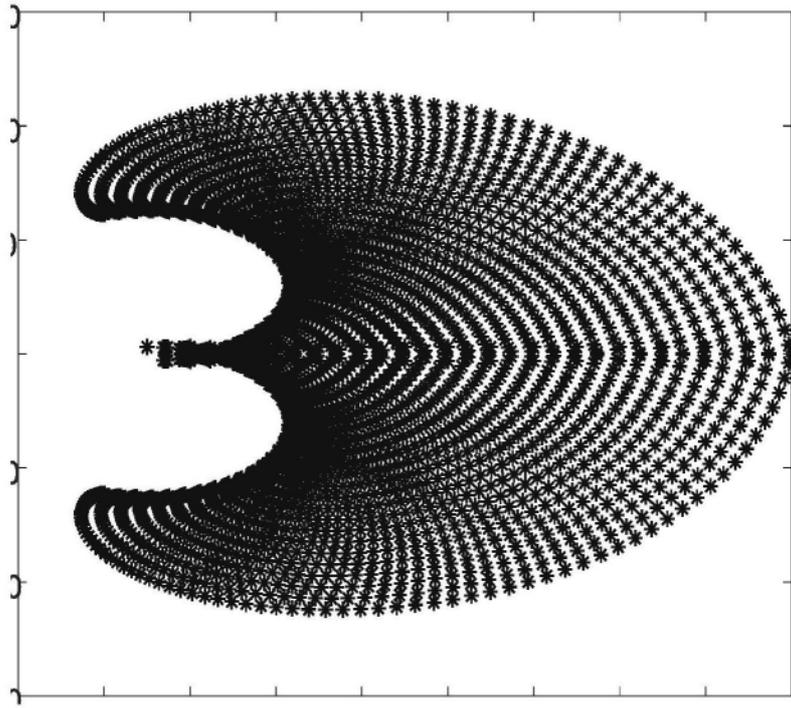


图3