



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104390529 A

(43) 申请公布日 2015. 03. 04

(21) 申请号 201410773804. 5

(22) 申请日 2014. 12. 12

(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 蒋增辉 宋威 贾区耀

(74) 专利代理机构 北京远大卓悦知识产权代理
事务所(普通合伙) 11369
代理人 史霞

(51) Int. Cl.
F42B 35/00(2006. 01)
G01M 9/00(2006. 01)

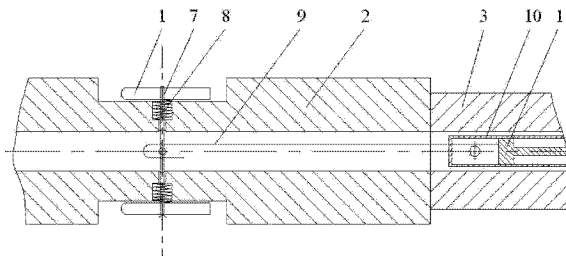
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统

(57) 摘要

本发明提供一种半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统,包括风洞支撑机构、锁紧机构、解锁机构、高速摄像机和多通道精确同步控制仪,风洞支撑机构用于将母弹迎风向地支撑于风洞流场中,锁紧机构包括锁紧线和弹簧,锁紧线径向横穿过母弹内部将子弹绑紧在母弹外周,绑紧的母弹与子弹之间设置有被压缩的弹簧,解锁机构包括解锁丝、气缸和活塞,解锁丝一端带有钩,该钩位于锁紧线横于母弹内的部分之前,其另一端固定在所述活塞上,高速摄像机设置与风洞的实验流场之外,多通道精确同步控制仪也设置于流场之外。本发明用于研究子弹从母弹抛撒分离过程中的动态飞行运动轨迹及动态分离气动特性,进而为子母弹抛撒优化设计和子弹的抛撒分布分析提供参考。



1. 一种半自由飞子母弹自由抛撒分离风洞试验系统,其特征在于:包括风洞支撑机构、锁紧机构、解锁机构、高速摄像机和多通道精确同步控制仪,所述风洞支撑机构用于将母弹迎风向地支撑于风洞的流场中,所述锁紧机构包括锁紧线和弹簧,所述锁紧线径向横穿过所述母弹内部将子弹绑紧在所述母弹的外周,绑紧的所述母弹与子弹之间设置有被压缩的所述弹簧,所述解锁机构包括解锁丝、气缸和活塞,所述解锁丝一端带有钩,该钩位于所述锁紧线横于所述母弹内的部分之前,其另一端固定在所述活塞上,通过所述气缸与所述活塞配合作用,所述解锁丝被向后拉动,所述钩能够钩挂在所述锁紧线上,并将所述锁紧线扯断,所述高速摄像机设置于风洞之外,用于从风洞的观察窗对所述子弹的飞行轨迹进行拍摄记录,所述多通道精确同步控制仪也设置于风洞之外,用于同时控制所述气缸和所述高速摄像机。

2. 根据权利要求1所述的半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统,其特征在于:所述弹簧设置于所述子弹的质心处,或者设置于所述子弹的质心之前或之后。

3. 根据权利要求1所述的半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统,其特征在于:所述风洞支撑机构与风洞刀架相连,能够通过风洞刀架改变所述母弹的状态。

4. 根据权利要求1所述的半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统,其特征在于:所述锁紧线采用钼丝所制。

5. 根据权利要求1所述的半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统,其特征在于:所述多通道精确同步控制仪通过控制所述气缸和所述高速摄像机同步或延时启动,能够实现对分离瞬间及分离后所述子弹在风洞观察窗范围内的飞行轨迹进行拍摄记录。

6. 根据权利要求1~5中任一项所述的半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统,其特征在于:所述多通道精确同步控制仪具有7个延时通道。

半自由飞子母弹抛撒分离风洞试验系统

技术领域

[0001] 本发明涉及半自由飞子母弹抛撒风洞试验系统,应用于风洞中母弹固定支撑,而子弹从母弹上抛撒分离的试验系统和方法。

背景技术

[0002] 子母弹用于对付集群目标,作为大纵深、大面积的压制兵器,已广泛的配置于炮弹、航弹、火箭弹和导弹上,其种类繁多,用途广泛,发展迅速,成为世界各国十分关注的热点。子母弹分离气动特性,是子母弹研制中的关键技术之一,分离时刻母弹的飞行状态(飞行马赫数、攻角、侧滑角等),以及子弹的抛射速度、排列及抛射方式等,都对子弹群落点分布的形状、抛撒面积大小及其均匀程度存在影响,并进而影响子母弹毁伤目标的效果。对子母弹分离气动特性进行研究,实现对子母弹分离时刻不同的飞行状态及抛射状态下子母弹分离过程的动态飞行运动轨迹及动态飞散特性进行预测,能为子母弹抛撒优化设计和子弹的抛撒分布分析提供参考。风洞试验是当前气动研究的最主要手段,尤其是涉及子母弹分离的动态过程的模拟,采用风洞试验结果的真实性和可靠性是数值模拟无法替代的。子母弹抛撒分离通常为多个子弹同时分离,因而基于定常气动概念的用于分离气动问题研究的CTS技术更难以应用。结合了固定支撑的风洞试验和风洞模型自由飞试验两种试验特点的本试验系统,则能够较好的实现对多个子弹从母弹分离的动态过程进行模拟,以及实现研究初始抛射参数和飞行状态等对抛射过程的影响,实现对子母弹分离气动特性进行研究。

发明内容

[0003] 本发明技术解决的问题是:提供一种半自由飞(母弹固定在风洞刀架上)子母弹自由抛撒分离风洞试验系统,以实现子母弹分离气动特性的研究,对多个子弹同时从母弹分离的动态过程进行模拟,并使用高速摄像机对整个分离过程和分离后子弹的飞行轨迹进行拍摄记录,从而实现对初始抛射参数和飞行状态对抛射过程影响的研究,以及对子母弹分离时刻不同的飞行状态及抛射状态下子母弹分离过程的动态飞行运动轨迹及动态飞散特性进行预测,为子母弹抛撒优化设计和子弹的抛撒分布分析提供参考。

[0004] 本发明的半自由飞子母弹自由抛撒分离风洞试验系统包括风洞支撑机构、锁紧机构、解锁机构、高速摄像机和多通道精确同步控制仪,所述风洞支撑机构用于将母弹迎风向地支撑于风洞的流场中,所述锁紧机构包括锁紧线和弹簧,所述锁紧线径向横穿过所述母弹内部将子弹绑紧在所述母弹的外周,绑紧的所述母弹与子弹之间设置有被压缩的所述弹簧,所述解锁机构包括解锁丝、气缸和活塞,所述解锁丝前端带有钩,该钩位于所述锁紧线横于所述母弹内的部分之前,其另一端固定在所述活塞上,通过所述气缸与所述活塞配合作用,所述解锁丝被向后拉动,所述钩能够钩挂在所述锁紧线上,并将所述锁紧线扯断,所述高速摄像机设置于风洞之外,用于从风洞的观察窗对所述子弹的飞行轨迹进行拍摄记录,所述多通道精确同步控制仪也设置于风洞之外,用于同时控制所述气缸和所述高速摄像机。

[0005] 优选所述弹簧设置于所述子弹的质心处,或者设置于所述子弹的质心之前或之后。

[0006] 优选所述风洞支撑机构与风洞刀架相连,能够通过风洞刀架改变所述母弹的状态。

[0007] 优选所述锁紧线采用钼丝所制。

[0008] 优选所述多通道精确同步控制仪通过控制所述气缸和所述高速摄像机同步或延时启动,能够实现对分离瞬间及分离后所述子弹在风洞观察窗范围内的飞行轨迹进行拍摄记录。

[0009] 优选所述多通道精确同步控制仪具有 7 个延时通道。

[0010] 本发明与现有技术相比的有益效果为:

[0011] 1、本发明结合了固定支撑下的风洞试验和模型自由飞试验两种风洞试验方式,也即采用半自由飞方式,将母弹固定支撑在风洞刀架上,而子弹则处于不受约束的自由飞行状态下实现与母弹的抛撒分离。固定支撑母弹的方式可以准确给定或者改变分离瞬间母弹的攻角、侧滑角以及旋转速度等参数,以考察母弹处于不同飞行状态对子母弹抛撒分离的影响;在母弹固定的情况下,模型尺寸缩比可取的较大(也即缩比后的模型尺寸可取的较大),因而可实现更小尺寸子弹的抛撒分离试验;母弹固定的方式还可更全面观察到母弹绕流流场或流场参数的变化(如迎风面、背风面,来流 M 数大小等)对子弹抛撒分离的影响。这是母弹也处于自由飞行的全自由飞试验较难以作到的,也是本试验系统的一个较突出的特点。

[0012] 2、通过改变分离机构中弹簧的预紧力以及相对子弹的作用位置,以及子弹的排列方式,可以实现不同的抛射速度、排列方式及抛射方式(角速度的大小和方向),从而实现考察不同的抛撒分离参数对子弹在从母弹分离时刻及分离后的动态飞行运动轨迹及动态飞散特性的影响。

附图说明

[0013] 图 1 为半自由飞子母弹抛撒风洞试验系统示意图。

[0014] 图 2 为抛撒分离解锁系统示意图。

具体实施方式

[0015] 下面结合附图进一步阐述本发明。

[0016] 本发明为一种半自由飞子母弹自由抛撒分离风洞试验系统,包括试验模型抛撒分离解锁系统、高速摄像机 4、多通道精确同步控制仪 5。核心部分为试抛撒分离解锁系统,包括:子弹 1、锁紧线 7、弹簧 8、解锁丝 9、母弹 2、风洞支撑系统 3、气缸 10、活塞 11。

[0017] 本发明采用半自由飞方式,将母弹 2 固定安装在风洞支撑系统 3 上,通过控制风洞刀架的姿态可准确给定或者改变分离瞬间母弹 2 的攻角、侧滑角以及旋转速度等参数,以实现考察母弹 2 处于不同飞行状态对子母弹 2 抛撒分离的影响。

[0018] 在分离试验前,需先将子弹 1 锁紧在母弹 2 上。通过下述方式锁紧子弹 1。将子弹 1 与母弹 2 之间的弹簧 8 压紧至设计状态,用锁紧线 7 依次从子弹 1 弹身上的孔、弹簧 8 中间的孔以及母弹 2 弹身上的孔穿过,至另一侧的弹簧 8 和子弹 1 弹身上的孔穿出后锁紧,从

而实现子弹 1 与母弹 2 之间的锁紧。根据需要,可在母弹 2 周身布置若干组子弹 1,其排列方式可以自由安排。

[0019] 解锁机构则由气缸 10 系统和解锁丝 9 实现。由多通道精确同步控制仪 5 发出解锁指令后,气缸 10 中的活塞 11 开始向右侧加速运动,从而带动解锁丝 9 也向右加速运动,当解锁丝 9 加速运动至锁紧线 7 处时,解锁丝 9 上的钩将钩住锁紧线 7,且利用其较大的速度瞬间将锁紧线 7 拉断,从而将锁紧机构解锁。锁紧线 7 采用较细的钼丝,其强度恰好能够保证既绑紧子弹 1,又很容易在冲击力的作用下被拉断。由于子弹 1 与母弹 2 之间为预压紧的弹簧 8,因此在锁紧机构解锁的情况下,子弹 1 将在弹簧 8 预紧力的作用下随即从母弹 2 上飞出,从而实现抛撒分离。对于多组子弹 1 锁紧在母弹 2 上的情况,由于子弹 1 往往是在同一截面周向均匀分布的,因此多根连线也是位于同一截面的,且呈交叉状,因此解锁丝 9 可将锁紧线 7 同时拉断,实现多组子弹 1 同时解锁。

[0020] 子弹 1 与母弹 2 之间的分离参数可通过对弹簧 8 参数的设计计算和改变弹簧 8 相对子弹 1 质心的位置来实现。分离参数一般包括分离速度和角速度,因此通过设计弹簧丝直径 d 、弹簧中径 D 、弹簧圈数 n 等参数来设计弹簧刚度系数 K ,以及弹簧压缩变形量 ΔX 使子弹 1 获得所需的分离速度。弹簧 8 相对于子弹 1 质心的作用位置,可使子弹 1 获得相应的角速度。如弹簧 8 作用位置位于子弹 1 质心的前方,则子弹 1 将获得顺时针旋转的角速度;如作用于子弹 1 质心的后方,则子弹 1 将获得逆时针旋转的角速度;如作用于子弹 1 质心上,则无角速度,子弹 1 平飞与母弹 2 分离。

[0021] 高速摄像机 4 通过对风洞观察窗 6 范围内进行拍摄,实现对整个实验过程的观察和记录,因此母弹 2 缩比模型尺寸大小应保证其全部处于观察窗 6 内,以便高速摄像机 4 能够实现对母弹 2 绕流流场的拍摄和记录,并观察母弹 2 绕流流场或流场参数的变化(如迎风面、背风面,来流 M 数大小等)对子弹 1 抛撒分离的影响;同时应保证子弹 1 缩比后的尺寸与观察窗 6 的大小比例适当,子弹 1 尺寸过小将难以观察其飞行状态,且应保证子弹 1 飞离母弹 2 后仍有一定的飞行距离后才离开观察窗,以便对分离后子弹 1 的动态飞行轨迹进行记录和观察。

[0022] 多通道精确同步控制仪 5 同时控制安装在风洞支撑系统 3 上的抛撒分离解锁系统中的气缸 10 和处于风洞外对观察窗 6 范围进行拍摄的高速摄像机 4,使二者同步或延时启动,从而实现对子弹 1 与母弹 2 分离过程及分离后子弹 1 的动态飞行轨迹及动态飞散特性进行拍摄记录。该仪器具有 7 个延时通道,可以实现 7 路不同时间的延时和保持,其延时间和保持时间均可在 0 ~ 100 秒之间随意设定,可精确到毫秒。

[0023] 以上对本发明的优选实施方式进行了说明,但本发明并不限于上述实施例。对本领域的技术人员来说,在权利要求书所记载的范畴内,显而易见地能够想到各种变更例或者修正例,当然也属于本发明的技术范畴。

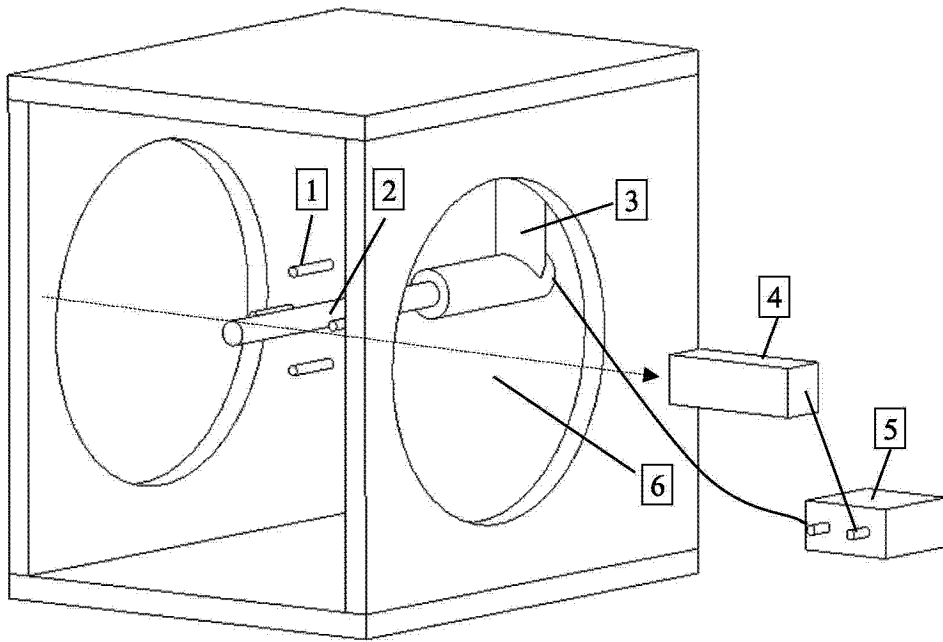


图 1

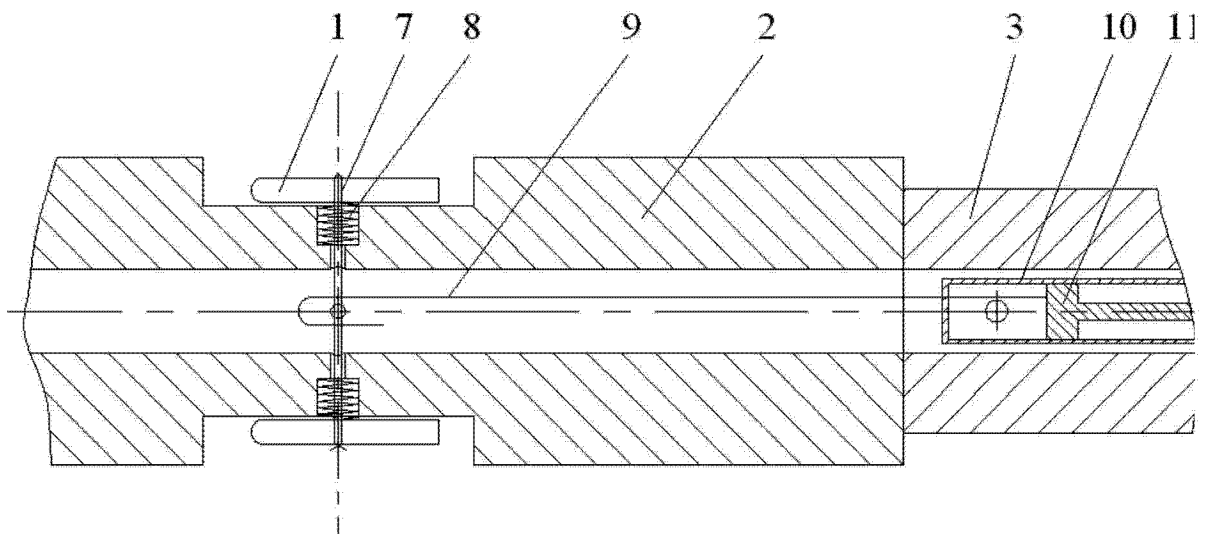


图 2