(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 114964693 B
(45)授权公告日 2023.06.23

(21)申请号 202210553750.6
(22)申请日 2022.05.20
(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 114964693 A
(43)申请公布日 2022.08.30
(73)专利权人 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 汪运鹏 王粤 姜宗林
(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 焦海峰
(51)Int.Cl.
G01M 9/04(2006.01)
G01M 9/08(2006.01)

审查员 杜娟

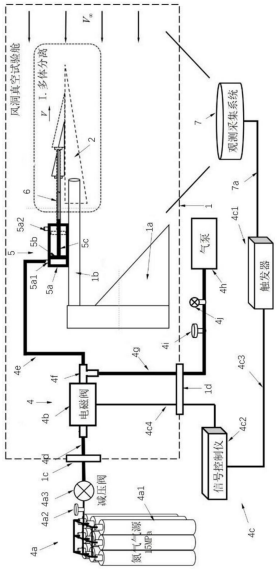
权利要求书2页 说明书9页 附图4页

(54)发明名称

基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置及方法

(57)摘要

本发明涉及风洞领域,具体涉及一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,其包括风洞试验舱、试验模型和气动弹射装置,试验时风洞试验舱内部为真空状态;试验模型放置在风洞试验舱的内部;气动弹射装置的弹射端正对试验模型并且朝向激波风洞的出风方向,气动弹射装置用于推动试验模型以给试验模型提供飞行的初始动量。在自由飞试验中,气动弹射装置能够在瞬间推动试验模型使其因惯性而高速自由飞行,满足发射的突发性,试验模型的初始姿态容易确定,适用于多种飞行器的外形。在多体分离自由飞试验中,试验模型在自由飞过程中高速动态分离,分离过程不受干扰。本发明还涉及一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法。



CN 114964693 B

1.一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,其特征在于,包括,

风洞试验舱(1),试验时所述风洞试验舱(1)内部为真空状态;

试验模型(2),所述试验模型(2)放置在所述风洞试验舱(1)的内部;

气动弹射装置(3),所述气动弹射装置(3)的弹射端正对所述试验模型(2)并且朝向激波风洞的出风方向,所述气动弹射装置(3)用于推动所述试验模型(2)以给所述试验模型(2)提供飞行的初始动量;

所述气动弹射装置(3)包括,

弹射驱动部(4),所述弹射驱动部(4)用于提供高压气体;

动力转化部(5),所述动力转化部(5)与所述弹射驱动部(4)连接,所述动力转化部(5)用于将所述高压气体的内能转化为动能;

弹射执行部(6),所述弹射执行部(6)与所述动力转化部(5)连接,所述弹射执行部(6)在所述动力转化部(5)提供的动能作用下推动所述试验模型(2)沿着直线方向移动并且在惯性作用下飞行;

所述弹射驱动部(4)包括供气源(4a),以及设置在所述风洞试验舱(1)内部的电磁阀(4b),以及用于控制所述电磁阀(4b)开闭的控制模块(4c),所述供气源(4a)通过第一软管(4d)与所述电磁阀(4b)连通,所述电磁阀(4b)通过第二软管(4e)与所述动力转化部(5)连通,试验时所述第二软管(4e)和所述动力转化部(5)内部为真空状态;

所述动力转化部(5)包括气缸缸体(5a)、活塞(5b)和活塞杆(5c),所述气缸缸体(5a)具有进气端(5a1)和出气端(5a2),所述进气端(5a1)与所述弹射驱动部(4)连接,所述出气端(5a2)与所述风洞试验舱(1)内部连通,所述活塞(5b)与所述活塞杆(5c)同轴连接在所述气缸缸体(5a)内部,所述活塞杆(5c)与所述弹射执行部(6)连接;

所述气缸缸体(5a)上靠近所述进气端(5a1)的一端形成有连通所述风洞试验舱(1)内部的微孔。

2.根据权利要求1所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,其特征在于,

所述控制模块(4c)包括信号触发器(4c1)和信号控制仪(4c2),所述信号触发器(4c1)通过第一触发信号导线(4c3)与所述信号控制仪(4c2)连接,所述信号控制仪(4c2)通过电压信号输出导线(4c4)与所述电磁阀(4b)连接,所述信号触发器(4c1)用于在激波风洞点火时向所述电磁阀(4b)发出触发信号,所述信号控制仪(4c2)用于接收触发信号之后等待规定的时间向所述电磁阀(4b)发出电压信号。

3.根据权利要求1所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,其特征在于,

所述电磁阀(4b)设置在所述风洞试验舱(1)的内部并且靠近所述动力转化部(5)。

4.根据权利要求1所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,其特征在于,

所述电磁阀(4b)与所述第二软管(4e)通过三通接头(4f)连接,所述三通接头(4f)的剩余接口通过第三软管(4g)连接有真空源(4h),所述真空源(4h)用于抽取所述电磁阀(4b)与所述动力转化部(5)之间的气体以形成真空。

5.根据权利要求1所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,其特

征在于，

所述弹射执行部(6)是连接在所述活塞杆(5c)上用于接触所述试验模型(2)的连接杆，所述弹射执行部(6)跟随所述活塞杆(5c)高速运动以高速推动所述试验模型(2)并且使其进入自由飞行状态。

6.根据权利要求2所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置，其特征在于，

所述激波风洞模拟试验装置还包括观测采集系统(7)，所述观测采集系统(7)通过第二触发信号导线(7a)与所述信号触发器(4c1)连接，所述观测采集系统(7)用于观测采集所述试验模型(2)在激波风洞流场中的运动轨迹，所述信号触发器(4c1)用于在激波风洞点火时向所述观测采集系统(7)发出触发信号。

7.一种根据权利要求1-3中任一项所述的基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法，其特征在于，包括以下步骤，

步骤100、控制调节所述弹射驱动部(4)输出的气体压力，进入准备工作；

步骤200、抽出所述弹射驱动部(4)与所述动力转化部(5)之间的气体；

步骤300、对所述风洞试验舱(1)内部抽真空；

步骤400、检测所述弹射驱动部(4)与所述动力转化部(5)之间是否为真空状态，否则重新返回执行步骤200，是则停止抽真空工作并进入下一步骤；

步骤500、检测所述风洞试验舱(1)是否为真空状态，是则进行下一步，否则返回执行步骤300；

步骤600、激波风洞点火，一段时间后在所述风洞试验舱(1)的入口处形成风场；

步骤700、所述弹射驱动部(4)延迟开启，向所述动力转化部(5)提供高压气体，所述动力转化部(5)将高压气体的内能转化为动能，并且通过所述弹射执行部(6)弹射所述试验模型(2)，使得风场在所述风洞试验舱(1)的入口处形成时，所述试验模型(2)处于飞行状态。

8.根据权利要求7所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法，其特征在于，

试验前，所述弹射执行部(6)与所述试验模型(2)无接触，试验时，所述弹射执行部(6)高速运动并且撞击在所述试验模型(2)上，使得所述试验模型(2)飞行。

9.根据权利要求7所述的一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法，其特征在于，

试验前，所述弹射执行部(6)与所述试验模型(2)的尾部抵接，试验时，所述试验模型(2)与所述弹射执行部(6)共同运动，在所述弹射执行部(6)抵达行程的终点时，所述试验模型(2)与所述弹射执行部(6)分离并且在惯性的作用下飞行。

基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置及方法

技术领域

[0001] 本发明涉及风洞领域，具体涉及一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置。本发明还涉及一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法。

背景技术

[0002] 普通风洞模型自由飞试验和多体分离风洞自由飞试验均需要模型发射机构、记录设备、同步控制设备及光路系统等，其中多体分离风洞自由飞试验还需要分离解锁机构。

[0003] 目前，现有技术已经给出了一些模型发射机构的结构，例如悬挂式与发射式，两种方法各有利弊：悬挂式投放装置有利于较好的控制模型的初始姿态，发射式投放装置可获得较多的试验周期。

[0004] 但是，在高超声速风洞动态试验中(例如CN107976295A公开的高焓激波风洞)，对现有的模型发射机构提出了更高的要求：

[0005] 对于悬挂式投放装置，在脉冲式超声速或高超声速风洞的流场建立过程中气流冲击力太大，需要悬挂的非常牢靠，但是这与要求释放时的突发性与无干涉要求有矛盾。

[0006] 对于发射式投放装置，模型安装在发射筒内，缺点是模型发射过程中高加速度的要求，加上发射筒出口处的流场扰动，模型初始状态会有一定的扰动，而且在高超声速来流情况下存在很强的气动干扰，导致模型运动初始姿态不易确定，并且发射筒装置需要与模型相匹配，互换性较差，使得发射式投放装置仅限于轴对称、大长细比飞行器的定型试验。

发明内容

[0007] 本发明的目的在于提供一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置及方法，以解决现有现有的模型发射机构不适用于激波风洞的技术问题。

[0008] 为解决上述技术问题，本发明具体提供下述技术方案：

[0009] 本申请提供一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置，包括，风洞试验舱，试验时所述风洞试验舱内部为真空状态；试验模型，所述试验模型放置在所述风洞试验舱的内部；气动弹射装置，所述气动弹射装置的弹射端正对所述试验模型并且朝向激波风洞的出风方向，所述气动弹射装置用于推动所述试验模型以给所述试验模型提供飞行的初始动量。

[0010] 优选地，所述气动弹射装置包括，弹射驱动部，所述弹射驱动部用于提供高压气体；动力转化部，所述动力转化部与所述弹射驱动部连接，所述动力转化部用于将所述高压气体的内能转化为动能；弹射执行部，所述弹射执行部与所述动力转化部连接，所述弹射执行部在所述动力转化部提供的动能作用下推动所述试验模型沿着直线方向移动并且在惯性作用下飞行。

[0011] 优选地，所述弹射驱动部包括供气源，以及设置在所述风洞试验舱内部的电磁阀，以及用于控制所述电磁阀开闭的控制模块，所述供气源通过第一软管与所述电磁阀连通，所述电磁阀通过第二软管与所述动力转化部连通，试验时所述第二软管和所述动力转化部

内部为真空状态。

[0012] 优选地，所述控制模块包括信号触发器和信号控制仪，所述信号触发器通过第一触发信号导线与所述信号控制仪连接，所述信号控制仪通过电压信号输出导线与所述电磁阀连接，所述信号触发器用于在激波风洞点火时向所述电磁阀发出触发信号，所述信号控制仪用于接收触发信号之后等待规定的时间向所述电磁阀发出电压信号。

[0013] 优选地，所述电磁阀设置在所述风洞试验舱的内部并且靠近所述动力转化部。

[0014] 优选地，所述动力转化部包括气缸缸体、活塞和活塞杆，所述气缸缸体具有进气端和出气端，所述进气端与所述弹射驱动部连接，所述出气端与所述风洞试验舱内部连通，所述活塞与所述活塞杆同轴连接在所述气缸缸体内部，所述活塞杆与所述弹射执行部连接。

[0015] 优选地，所述气缸缸体上靠近所述进气端的一端形成有连通所述风洞试验舱内部的微孔。

[0016] 作为本申请的另一方面，所述电磁阀与所述第二软管通过三通接头连接，所述三通接头的剩余接口通过第三软管连接有真空源，所述真空源用于抽取所述电磁阀与所述动力转化部之间的气体以形成真空。

[0017] 优选地，所述弹射执行部是连接在所述活塞杆上用于接触所述试验模型的连接杆，所述弹射执行部跟随所述活塞杆高速运动以高速推动所述试验模型并且使其进入自由飞行状态。

[0018] 优选地，所述激波风洞模拟试验装置还包括观测采集系统，所述观测采集系统通过第二触发信号导线与所述信号触发器连接，所述观测采集系统用于观测采集所述试验模型在激波风洞流场中的运动轨迹，所述信号触发器用于在激波风洞点火时向所述观测采集系统发出触发信号。

[0019] 本申请还提供一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法，包括以下步骤，步骤100、控制调节所述弹射驱动部输出的气体压力，进入准备工作；步骤200、抽出所述弹射驱动部与所述动力转化部之间的气体；步骤300、对所述风洞试验舱内部抽真空；步骤400、检测所述弹射驱动部与所述动力转化部之间是否为真空状态，否则重新返回执行步骤200，是则停止抽真空工作并进入下一步骤；步骤500、检测所述风洞试验舱是否为真空状态，是则进行下一步，否则返回执行步骤300；步骤600、激波风洞点火，一段时间后在所述风洞试验舱的入口处形成风场；步骤700、所述弹射驱动部延迟开启，向所述动力转化部提供高压气体，所述动力转化部将高压气体的内能转化为动能，并且通过所述弹射执行部弹射所述试验模型，使得风场在所述风洞试验舱的入口处形成时，所述试验模型处于飞行状态。

[0020] 优选地，试验前，所述弹射执行部与所述试验模型无接触，试验时，所述弹射执行部高速运动并且撞击在所述试验模型上，使得所述试验模型飞行。

[0021] 作为本申请的另一方面，试验前，所述弹射执行部与所述试验模型的尾部抵接，试验时，所述试验模型与所述弹射执行部共同运动，在所述弹射执行部抵达行程的终点时，所述试验模型与所述弹射执行部分离并且在惯性的作用下飞行。

[0022] 本申请与现有技术相比较具有如下有益效果：

[0023] 1.在自由飞试验中，所述气动弹射装置能够在瞬间推动所述试验模型使其因惯性而高速自由飞行，满足发射的突发性，所述试验模型的初始姿态容易确定，并且无需使用套

筒，适用于多种飞行器的外形。

[0024] 2.在多体分离自由飞试验中，所述试验模型受到撞击作用而飞行，并且在自由飞过程中高速动态分离，分离过程不受尾部支撑杆的干扰。

附图说明

[0025] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案，下面将对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，下面描述中的附图仅仅是示例性的，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引伸获得其它的实施附图。

[0026] 图1为多体分离风洞自由飞试验过程原理示意图；

[0027] 图2为激波风洞模拟试验装置的一种实施例执行多体分离自由飞试验的结构图；

[0028] 图3为激波风洞模拟试验装置的另一种实施例执行自由飞试验的结构图；

[0029] 图4为激波风洞模拟试验方法的流程图；

[0030] 图中的标号分别表示如下：

[0031] 1-风洞试验舱；1a-弯刀；1b-模型支杆；1c-第一法兰盘；1d-第二法兰盘；

[0032] 2-试验模型；

[0033] 3-气动弹射装置；

[0034] 4-弹射驱动部；4a-供气源；4a1-储气瓶；4a2-气瓶阀门开关；4a3-减压阀；4b-电磁阀；4c-控制模块；4c1-信号触发器；4c2-信号控制仪；4c3-第一触发信号导线；4c4-电压信号输出导线；4d-第一软管；4e-第二软管；4f-三通接头；4g-第三软管；4h-真空源；4i-阀门；4j-真空表；

[0035] 5-动力转化部；5a-气缸缸体；5a1-进气端；5a2-出气端；5b-活塞；5c-活塞杆；

[0036] 6-弹射执行部；

[0037] 7-观测采集系统；7a-第二触发信号导线。

具体实施方式

[0038] 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。

[0039] 普通风洞模型自由飞行试验的原理是：

[0040] 模型在风洞气流作用下自由飞行时，使用高速摄像机记录自由飞行图像，通过图像判读获取模型运动轨迹、姿态角及角速度的时间历程，采用参数拟合或参数辨识数据处理方法，得到模型气动力和气动导数。

[0041] 没有任何支撑干扰，能够比较真实地模拟飞行器的实际飞行状态是风洞模型自由飞行试验的优点，普通风洞模型自由飞行试验中试验模型完全不受支撑作用而自由飞行。

[0042] 多体分离风洞自由飞行试验也即在风洞自由飞行试验的基础上开展的多体分离试验，其原理是使预先将各分离体锁紧为一体的飞行器模型，在风洞流场中迎气流方向发射，使其自由飞行至观察窗处时，分离解锁装置触发解锁，从而使各分离体实现分离，同时

通过高速摄像等记录设备对各分离体分离过程及分离前后飞行轨迹进行拍摄记录，实现对多体之间分离时的干扰特性及运动轨迹的研究。

[0043] 如图1所示，整个试验过程可分为四个阶段以级间分离为例的多体分离风洞自由飞行试验过程原理示意图。

[0044] 第I阶段，模型作为一个整体由发射装置迎着风洞气流方向发射入流场；第II阶段，模型自由飞行入观察窗范围，高速摄影开始对其飞行轨迹进行拍摄记录，此时模型前后级仍未分离；第III阶段，分离解锁机构解锁，模型前后级开始分离；第IV阶段，分离过程完成，模型前、后级各自飞出观察窗。

[0045] 多体分离风洞自由飞行试验技术既具备风洞自由飞行试验技术的所有特点，又具有其独特的要求，难度也比后者要大。

[0046] 其严格模拟飞行器外型及各分离体运动参数，包括质心、质量、惯量以及解锁方式、分离力的大小、形式等，试验中各分离体均按与真实飞行具有相似性的运动规律，不受约束地“自由”飞行，能够充分反应多体分离过程的运动与气动耦合规律，是非常接近真实飞行气动特征的地面模拟试验方法。

[0047] 其对分离瞬间瞬态气动力的模拟只有风洞投放模型试验技术可以与其媲美，但其对飞行器自由飞行状态下多体分离过程中分离体相互之间的干扰特性模拟却是后者无法实现的。

[0048] 多体分离风洞自由飞行试验的试验装置可分为两大项，分别为：

[0049] 风洞自由飞行试验装置和分离解锁机构。

[0050] 其中，分离解锁机构是多体分离风洞自由飞行试验所需的特殊试验装置，分离解锁机构应能够保证解锁前对各分离体的锁定可靠，解锁机构触发后能迅速实现解锁，并满足分离瞬间各分离体的相对速度、相对姿态等分离参数要求。

[0051] 由于多体分离风洞自由飞行试验本身即是风洞自由飞行试验的一种特殊形式，因此风洞自由飞行试验的试验装置均是试验所需要的，如模型发射机构、记录设备、同步控制设备及光路系统等均是试验所需要的，且与普通风洞自由飞行试验的要求相同。

[0052] 如通常采用高速摄像机来对分离体的分离过程和飞行轨迹进行记录，分离过程是瞬态动态过程，一般仅有几十毫秒；而为了对分离过程进行更为准确的观察和记录，采用双光路来进行拍摄更佳；采用同步控制仪来实现对模型发射系统和高速摄像机的同步启动控制等。

[0053] 现有技术已经给出了模型发射机构的结构，但是在高超声速风洞动态试验中，对现有的模型发射机构提出了更高的要求。

[0054] 在航空航天基础研究领域，高超声速风洞动态试验技术为研究高超声速飞行器动态飞行特性、多体分离动态特性作出了很大的贡献。

[0055] 目前高超声速风洞主要分为常规高超声速加热风洞和激波风洞。

[0056] 常规高超风洞采用电弧加热，下吹式气流进行试验，往往有效试验时间长达几十秒，可以使用轨迹捕获系统(Captive Trajectory Simulation System,CTS)进行多体分离试验，但是CTS多体分离试验从原理上来说属于准定常试验，并非真实的动态模拟试验。

[0057] 另一方面，常规高超风洞的驻室采用电弧等装置进行加热试验气体，导致试验气体并非纯净空气，且加热能力有限，无法达到高总温体现出高超声速飞行条件下的高温真

实气体效应,而且无法达到更高的试验马赫数。

[0058] 所以研究高马赫数下飞行器动态特性的曙光更多的投向激波脉冲风洞。

[0059] 激波脉冲风洞可以达到更高的总温,模拟更高马赫数飞行条件下的高温真实气体效应,但是激波风洞有效试验时间比较短,最长可以达到130ms,激波风洞可以参考中科院力学所的JF12激波风洞。

[0060] 若要研究高超飞行器的动态分离或自由飞行试验,则需要一种可以用于激波风洞的高速弹射装置,在激波风洞短有效试验时间内使得试验模型进行高速动态分离或者弹射自由飞行。

[0061] 目前在高超风洞中进行的多体分离试验一般采用CTS轨迹模拟系统进行试验,为一种准静态的分离模拟试验,非真实飞行条件下的动态分离模拟试验;而模型自由飞行的试验投放装置主要采用悬挂式与发射式,两种方法各有利弊。

[0062] 悬挂式投放装置有利于较好的控制模型的初始姿态,但是在脉冲式超声速或高超声速风洞的流场建立过程中气流冲击力太大,需要悬挂的非常牢靠,但是这与要求释放时的突发性与无干涉要求有矛盾。

[0063] 对于发射式投放装置,模型安装在发射筒内,可获得较多的试验周期,缺点是模型发射过程中高加速度的要求,加上发射筒出口处的流场扰动,模型初始状态会有一定的扰动,而且在高超声速来流情况下存在很强的气动干扰,导致模型运动初始姿态不易确定,另一个缺点是发射筒装置需要与模型相匹配,互换性较差。

[0064] 而且使得当前风洞自由飞行试验仅限于轴对称、大长细比飞行器的定型试验。

[0065] 为了解决现有的模型发射机构不适用于激波风洞的技术问题,如图2-3所示,本申请提供:

[0066] 一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置,包括,风洞试验舱1,试验时风洞试验舱1内部为真空状态(30Pa左右);在试验开始之前,风洞试验舱1与激波风洞的喷管密闭连接,然后激波风洞的真空机组开始工作,将风洞试验舱1内部抽成真空状态。

[0067] 试验模型2,试验模型2放置在风洞试验舱1的内部;试验模型2朝向激波风洞的喷管放置,试验模型2的高度具有一定的限制,其需要被发射出去,并且不能在激波风洞有效试验时间落地,试验模型2的重量为26kg。

[0068] 气动弹射装置3,气动弹射装置3的弹射端正对试验模型2并且朝向激波风洞的出风方向,气动弹射装置3用于推动试验模型2以给试验模型2提供飞行的初始动量,使得激波风洞的风场形成于风洞试验舱1的入口时,气动弹射装置3已经执行弹射工作,并且试验模型2已经自由飞行10～20ms,接着试验模型2以速度V在风洞试验气流V∞建立后进行高速多体分离自由飞行或普通自由飞行试验;经过1-3秒后风洞试验结束,全部设备关闭。

[0069] 进一步的,为了使得试验模型2在风洞试验舱1的内部具有一定的高度:

[0070] 在风洞试验舱1的内部放置有弯刀1a和模型支杆1b,风洞试验舱1、弯刀1a和模型支杆1b顺序连接,模型支杆1b用于放置试验模型2,使得试验模型2具有在试验结束前不落地的高度。

[0071] 在自由飞行试验中,模型支杆1b仅用于放置试验模型2,并且在试验时,模型支杆1b与试验模型2之间无刚性/柔性的连接结构或者磁力吸引;在多体分离试验中,在试验模型2与模型支杆1b分离之后的飞行过程中,解锁机构解锁,解锁机构的结构已经被现有技术

公开，此处不做累述。

[0072] 进一步的，本实施例提供气动弹射装置3的一种实施方式：

[0073] 气动弹射装置3包括，弹射驱动部4，弹射驱动部4用于提供高压气体；弹射驱动部4可以通过高压气瓶的释放、火药燃烧等方式输出高压气体。

[0074] 动力转化部5，动力转化部5与弹射驱动部4连接，动力转化部5用于将所述高压气体的内能转化为直线运动的动能；弹射执行部6，弹射执行部6与动力转化部5连接，弹射执行部6在动力转化部5提供的动能作用下推动试验模型2沿着直线方向移动并且在惯性作用下自由飞行。

[0075] 进一步的，本实施例提供弹射驱动部4的一种实施方式：

[0076] 弹射驱动部4包括供气源4a，供气源4a优选为15MPa高压氮气气源。

[0077] 以及设置在风洞试验舱1内部的电磁阀4b，电磁阀4b优选为直流快开高压先导式常闭型电磁阀(电压24V，耐压15MPa，通径10mm，打开时间小于20ms，关闭时间1～3s)。

[0078] 以及用于控制电磁阀4b开闭的控制模块4c，供气源4a通过第一软管4d与电磁阀4b连通，电磁阀4b通过第二软管4e与动力转化部5连通，试验时第二软管4e和动力转化部5内部为真空状态，第一软管4d和第二软管4e优选为高压通气软管(内径6mm，耐压28MPa)。

[0079] 具体的：

[0080] 在风洞试验舱1上连接有第一法兰盘1c，第一软管4d通过第一法兰盘1c穿过风洞试验舱1的壳体，第一法兰盘1c用于连接风洞试验舱1和第一软管4d确保无漏气点。

[0081] 供气源4a使得第一软管4d和电磁阀4b的进气端始终具有压力，在电磁阀4b开启后，高压气体通过第二软管4e传输至动力转化部5，动力转化部5将高压气体的内能转化为动能。

[0082] 供气源4a包括顺序连接的储气瓶4a1、气瓶阀门开关4a2和减压阀4a3，储气瓶4a1用于储存高压氮气，气瓶阀门开关4a2用于开闭储气瓶4a1，减压阀4a3通过第一软管4d与电磁阀4b连接，减压阀4a3用于稳定输出至第一软管4d内部的氮气的压力，使其使用压力为9MPa。

[0083] 进一步的，本实施例提供控制模块4c的一种实施方式：

[0084] 控制模块4c包括信号触发器4c1和信号控制仪4c2，信号触发器4c1通过第一触发信号导线4c3与信号控制仪4c2连接，信号控制仪4c2通过电压信号输出导线4c4与电磁阀4b连接，在激波风洞点火时，信号触发器4c1向电磁阀4b发出触发信号，信号控制仪4c2接收触发信号之后等待规定的时间，然后向电磁阀4b发出24V直流电压信号。

[0085] 所述规定的时间大致为400ms～450ms，具体数据可根据试验结果确定，只要满足以下条件即可：

[0086] 当激波风洞的风场形成于风洞试验舱1的入口时，气动弹射装置3已经执行弹射工作，并且试验模型2已经自由飞行0～20ms。

[0087] 进一步的，为了缩短高压气体从电磁阀4b到动力转化部5需要的时间，以减少试验的不可控因素：

[0088] 电磁阀4b设置在风洞试验舱1的内部并且靠近动力转化部5。

[0089] 若电磁阀4b位于风洞试验舱1的外部，会使得第一软管4d的长度较长，电磁阀4b开启后，高压气体需要经过较长的时间才能够抵达动力转化部5，这就使得电磁阀4b开启与动

力转化部5启动这段延迟的时间过长，甚至可能导致激波风洞的有效试验时间结束时动力转化部5尚未启动的技术问题。

[0090] 进一步的，本实施例提供动力转化部5的一种实施方式：

[0091] 动力转化部5包括气缸缸体5a、活塞5b和活塞杆5c，气缸缸体5a具有进气端5a1和出气端5a2，进气端5a1与弹射驱动部4连接，出气端5a2与风洞试验舱1内部连通，活塞5b与活塞杆5c同轴连接在气缸缸体5a内部，活塞5b的行程为150mm，直径为63mm，活塞杆5c与弹射执行部6连接，弹射驱动部4通过进气端5a1向气缸缸体5a内部输出高压气体时，活塞5b朝向出气端5a2移动从而将高压气体的内能转化为动能。

[0092] 进一步的，由于出气端5a2与风洞试验舱1内部连通，因此气缸缸体5a内部靠近出气端5a2的区间会与风洞试验舱1同步保持真空负压状态，而第二软管4e和气缸缸体5a内部靠近进气端5a1的区间在试验前会保留一定的压力(最高可达一个大气压力)，活塞5b的两侧会受到一个推力，造成活塞杆5c向外伸出，使得试验开始之前，气缸的行程作动已经完成，模型无法弹射，导致试验中止。

[0093] 为了解决上述问题，需要在试验开始之前，抽空第二软管4e以及动力转化部5内部残留的气体，使得风洞试验舱1内部抽真空时，第二软管4e和动力转化部5内部没有可供活塞5b转化的内能，避免在试验开始之前活塞5b移动，具体的，本实施例提供两种实施方式以实现上述目的。

[0094] 对第二软管4e和动力转化部5内部抽真空的实施方式1：

[0095] 气缸缸体5a上靠近进气端5a1的一端形成有连通风洞试验舱1内部的微孔(图中未出示)。

[0096] 微孔是指直径≤1mm的孔，尽管在弹射驱动部4启动时，高压气体通过进气端5a1进入到气缸缸体5a内部并且驱动活塞5b移动的过程中，气缸缸体5a内部的高压气体会通过微孔溢出，但是损失的这部分高压气体的内能几乎可以忽略不计，其对活塞5b的运动产生的负面影响可以忽略，但是该微孔存在的优点在于：

[0097] 试验开始之前，激波风洞的真空机组对风洞试验舱1抽真空时，第二软管4e和气缸缸体5a内部残留的气体可以通过微孔逸散到风洞试验舱1内部然后被抽出，使得风洞试验舱1内部形成真空的同时，第二软管4e和气缸缸体5a内部也形成真空。

[0098] 对第二软管4e和动力转化部5内部抽真空的实施方式2：

[0099] 电磁阀4b与第二软管4e通过三通接头4f连接，三通接头4f的剩余接口通过第三软管4g连接有真空源4h，真空源4h优选为气泵，第三软管4g优选为高压通气软管(内径6mm，耐压28MPa)。

[0100] 真空源4h用于抽取电磁阀4b与动力转化部5之间的气体以形成真空。

[0101] 具体的，在风洞试验舱1上连接有第二法兰盘1d，电压信号输出导线4c4和第三软管4g均通过第二法兰盘1d穿过风洞试验舱1的壳体，第二法兰盘1d用于连接风洞试验舱1和电压信号输出导线4c4、第三软管4g确保无漏气点。

[0102] 上述结构也能够实现在试验开始之前将第二软管4e和气缸缸体5a内部抽真空的效果，为了使得真空源4h的工作可控，在本实施例中，在第三软管4g上安装有阀门4i和真空表4j，其中，为了便于工作人员操作，阀门4i和真空表4j均位于风洞试验舱1的外侧，在试验开始之前，真空源4h工作通过三通接头4f抽出第二软管4e和气缸缸体5a内部的气体，工作

人员观察真空表4j的读数，判断第二软管4e和气缸缸体5a是否处于真空状态(10kPa左右)并且保持稳定，若是，则关闭真空源4h和阀门4i。

[0103] 进一步的，本实施例提供弹射执行部6的两种实施方式：

[0104] 弹射执行部6是连接在活塞杆5c上用于接触试验模型2的连接杆，具体的，弹射执行部6与活塞杆5c的端部同轴连接。

[0105] 弹射执行部6跟随活塞杆5c高速运动以高速推动试验模型2并且使其进入自由飞行状态。

[0106] 进一步的，为了能够观察试验的过程：

[0107] 所述激波风洞模拟试验装置还包括观测采集系统7，观测采集系统7通过第二触发信号导线7a与信号触发器4c1连接，观测采集系统7用于观测采集试验模型2在激波风洞流场中的运动轨迹，信号触发器4c1用于在激波风洞点火时向观测采集系统7发出触发信号。

[0108] 观测采集系统7优选为高速相机/纹影采集系统，如图1所示，观测采集系统7的采集区间即为观察窗能够观测的区域，观测采集系统7的工作时间从激波风洞点火一直持续到试验模型2落地。

[0109] 进一步的，本申请还提供上述激波风洞模拟试验装置的试验方法，如图4所示：

[0110] 一种基于高速气动弹射技术的激波风洞模拟试验装置的试验方法，包括以下步骤，步骤100、控制调节弹射驱动部4输出的气体压力，进入准备工作；步骤200、抽出弹射驱动部4与动力转化部5之间的气体；步骤300、对风洞试验舱1内部抽真空；步骤400、检测弹射驱动部4与动力转化部5之间是否为真空状态，否则重新返回执行步骤200，是则停止抽真空工作并进入下一步骤；步骤500、检测风洞试验舱1是否为真空状态，是则进行下一步，否则返回执行步骤300；步骤600、激波风洞点火，一段时间后在风洞试验舱1的入口处形成风场；步骤700、弹射驱动部4延迟开启，向动力转化部5提供高压气体，动力转化部5将高压气体的内能转化为动能，并且通过弹射执行部6弹射试验模型2，使得风场在风洞试验舱1的入口处形成时，试验模型2处于自由飞行状态。

[0111] 还需要说明的是，在多体分离试验中，还包括步骤800、弹射执行部6撞击试验模型2之后，试验模型2的解锁机构解锁，使得试验模型2在自由飞行过程中完成多体分离。

[0112] 还需要说明的是，所述高速推动包含以下两种运动过程。

[0113] 其一：

[0114] 试验前，弹射执行部6与试验模型2无接触，弹射执行部6的端部连接有圆饼形状的撞击块，试验时，弹射执行部6的撞击块高速运动并且撞击在试验模型2上，使得试验模型2获得能够自由飞行的初始动量，若该试验是多体分离自由飞行试验，则撞击之后，试验模型2的解锁结构解锁。

[0115] 撞击过程属于严格的高速动态分离，上面级模型可以在116ms(在JF12有效试验时间内)完成高速纵向动态分离，最大速度可达10m/s左右，而常规高超风洞中使用的CTS系统试验模拟属于准定常试验，撞击过程对分离模型的干扰相比较CTS系统大大减小，因为分离的试验模型在分离过程中无尾部支撑杆的干扰。

[0116] 其二：

[0117] 试验前，弹射执行部6与试验模型2的尾部抵接，在试验模型2的尾部形成有与弹射执行部6插接配合的盲孔，试验时，试验模型2与弹射执行部6共同运动，在弹射执行部6抵达

行程的终点时，试验模型2与弹射执行部6分离并且在惯性的作用下自由飞行。

[0118] 推动过程对试验模型的干扰相比于传统套筒发射模式的干扰大大减小(甚至无干扰)，并且发射时满足突发性，弹射时模型的初始姿态容易确定，并且该弹射方法避免使用了套筒，大大提高了模型互换性，该方法可以适用于多样化的复杂飞行器外形，另外节省了试验模型成本和加工套筒费用。

[0119] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例，不用于限制本申请，本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内，对本申请做出各种修改或等同替换，这种修改或等同替换也应视为落在本申请的保护范围内。

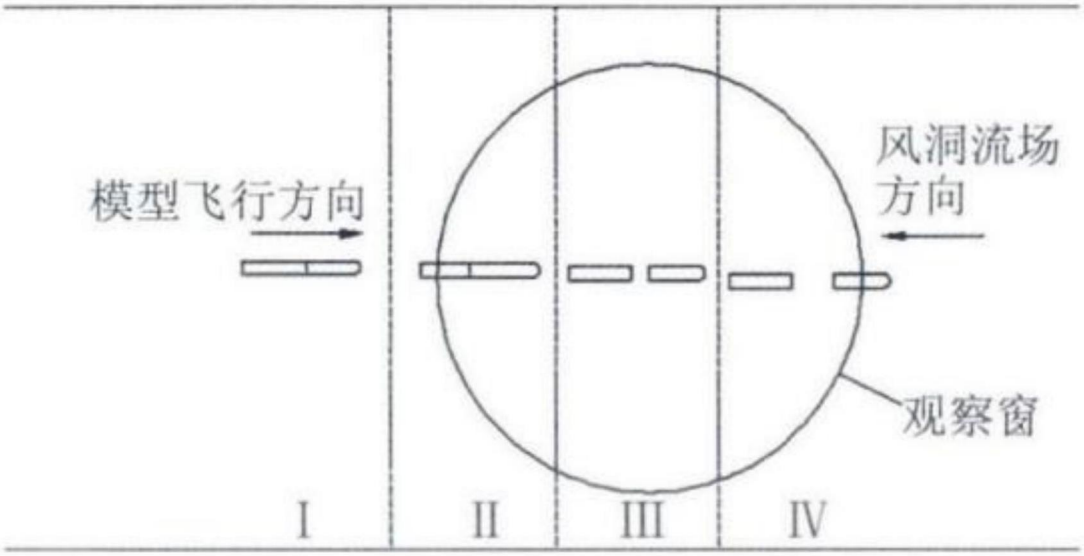


图1

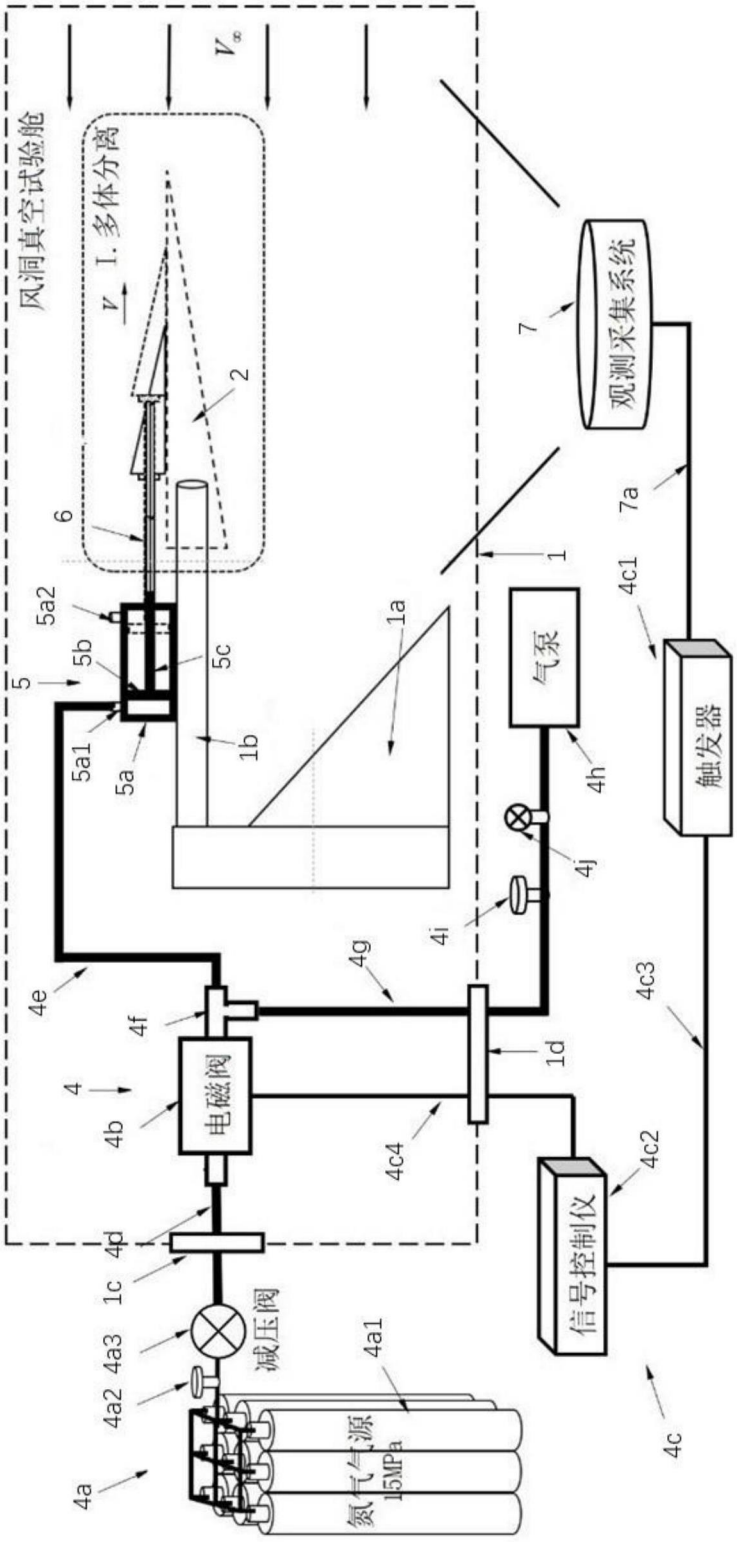

风洞真空试验舱
I. 多体分离
观测采集系统
气泵
触发器
电磁阀
信号控制仪
减压阀
氮气气源
15MPa
1
1a
1b
1c
1d
2
4
4a
4a1
4a2
4a3
4b
4c
4c1
4c2
4c3
4c4
4d
4e
4f
4g
4h
4i
4j
5
5a
5a1
5a2
5b
5c
6
7
7a

图2

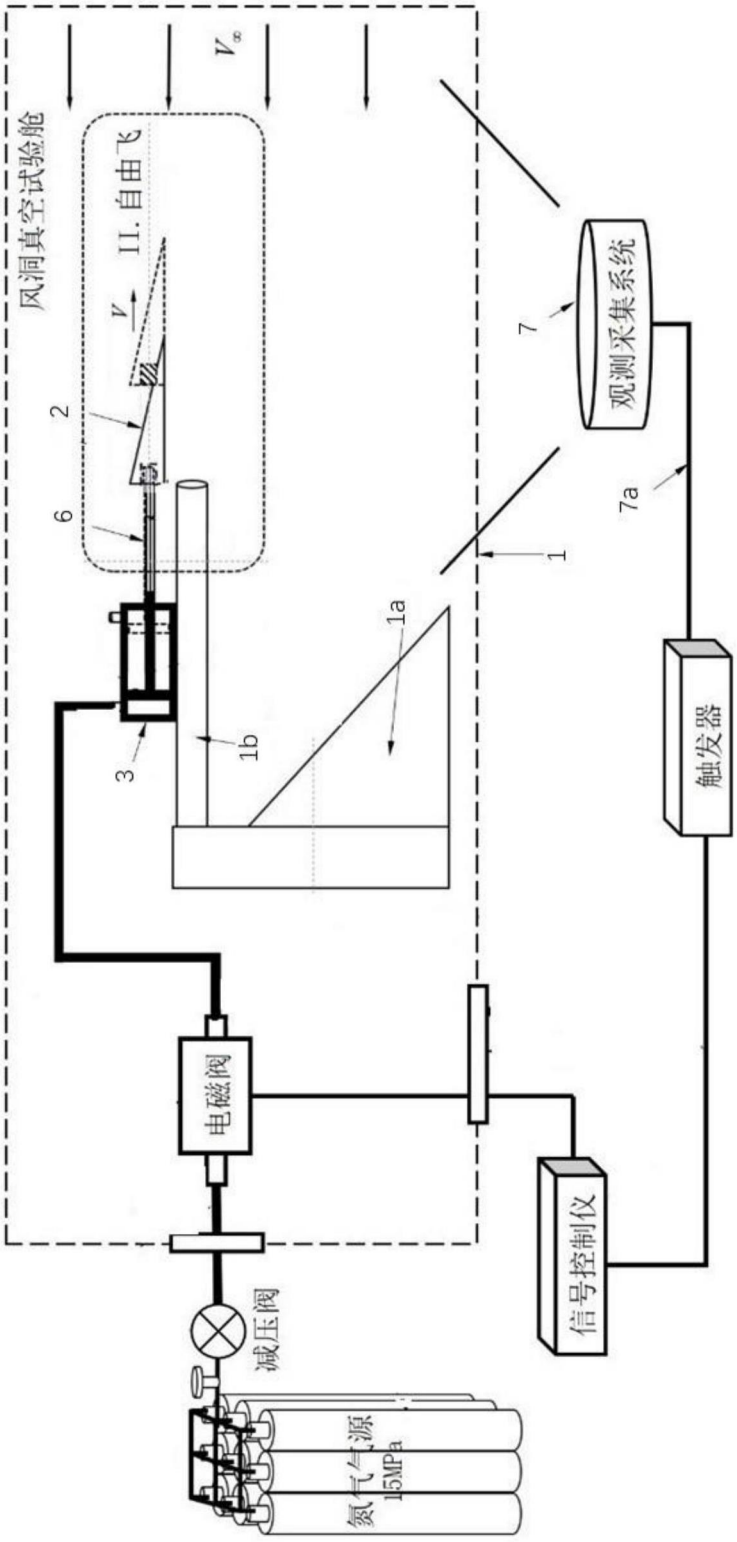

风洞真空试验舱
II. 自由飞
V_∞
V
2
6
3
1b
1a
1
7
观测采集系统
7a
触发器
电磁阀
减压阀
信号控制仪
氮气气源
15MPa

图3

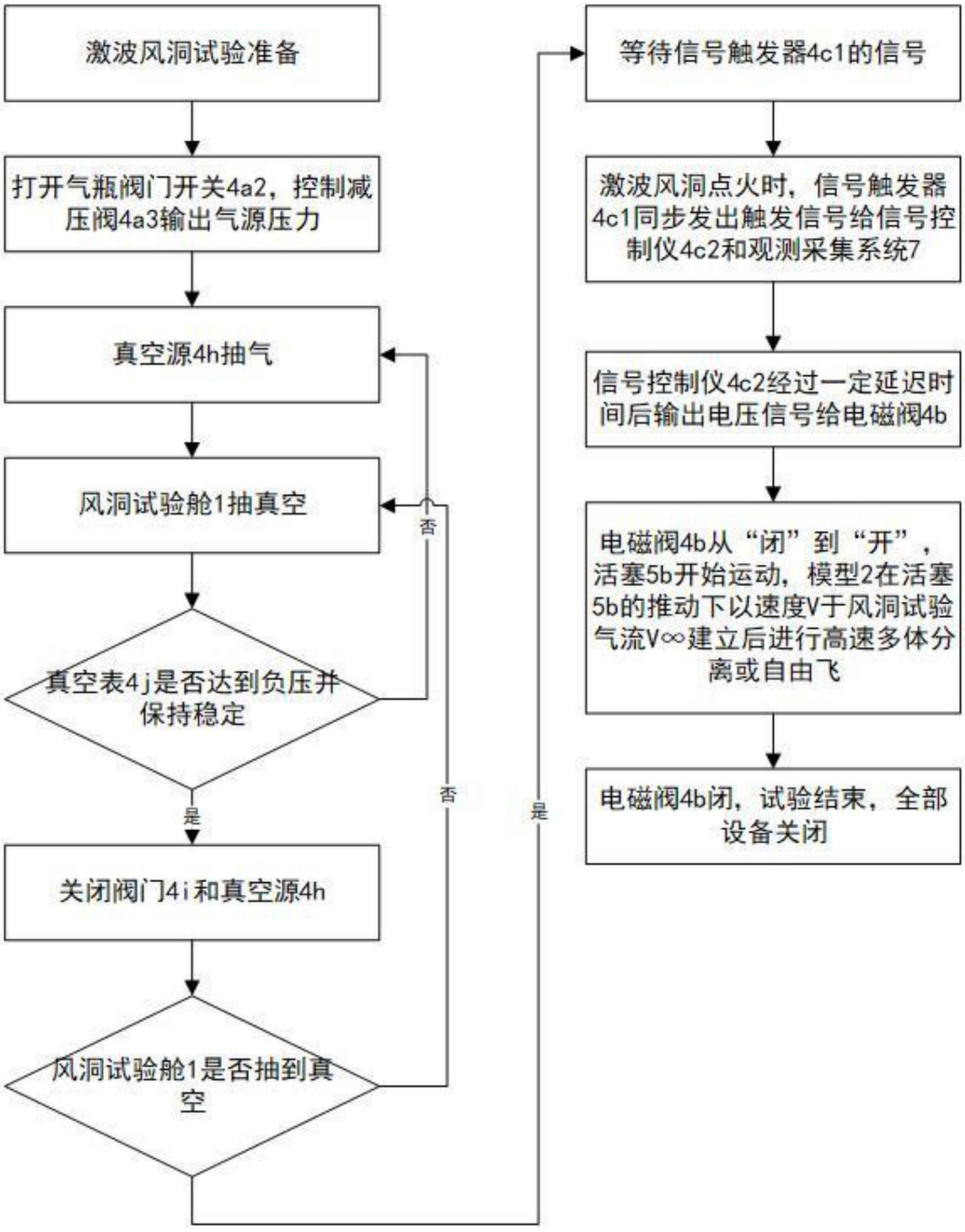

激波风洞试验准备
打开气瓶阀门开关4a2，控制减压阀4a3输出气源压力
真空源4h抽气
风洞试验舱1抽真空
真空表4j是否达到负压并保持稳定
否
是
关闭阀门4i和真空源4h
风洞试验舱1是否抽到真空
否
是
等待信号触发器4c1的信号
激波风洞点火时，信号触发器4c1同步发出触发信号给信号控制仪4c2和观测采集系统7
信号控制仪4c2经过一定延迟时间后输出电压信号给电磁阀4b
电磁阀4b从“闭”到“开”，活塞5b开始运动，模型2在活塞5b的推动下以速度V于风洞试验气流V∞建立后进行高速多体分离或自由飞
电磁阀4b闭，试验结束，全部设备关闭

图4