



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114993598 B

(45) 授权公告日 2023.07.21

(21) 申请号 202210553749.3

G01M 9/08 (2006.01)

(22) 申请日 2022.05.20

(56) 对比文件

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 114993598 A

刘洪山,徐翔,孔荣宗,吕治国,刘伟雄.激波风洞侧向喷流干扰效应试验研究.空气动力学学报.2005,(第03期),294-298.

(43) 申请公布日 2022.09.02

吴继飞;王元靖;罗新福;钱丰学.高超声速风洞多体干扰与分离试验技术.实验流体力学.2010,(第03期),99-102.

(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

审查员 占王彬

(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 9/00 (2006.01)

G01M 9/04 (2006.01)

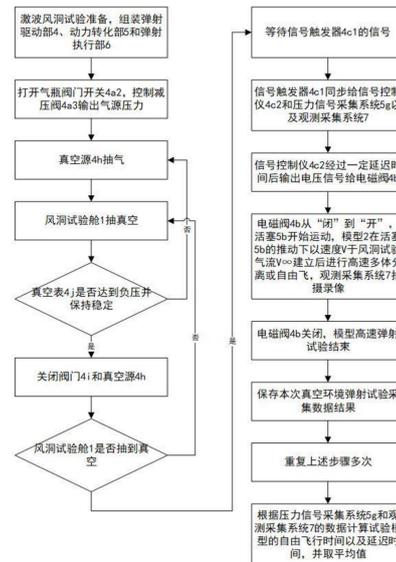
权利要求书3页 说明书13页 附图7页

(54) 发明名称

一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法及装置

(57) 摘要

本发明涉及风洞领域,具体涉及一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,本发明还涉及一种用于激波风洞动态试验的时间标定装置,时间标定装置包括试验模型、气动弹射装置、信号触发器和观测采集系统,气动弹射装置用于推动试验模型以给试验模型提供自由飞行的初始动量,信号触发器用于向气动弹射装置和观测采集系统发出触发信号,观测采集系统用于对试验模型进行拍摄录像;时间标定方法包括以下步骤:运行时间标定装置,通过观测采集系统得出的数据计算出激波风洞动态试验的各项时间。本申请的时间标定方法建立在激波风洞动态试验原有采集系统以及真实试验环境下进行,时间标定精确、精准度高、还原度高,简单可靠,操作便捷。



1. 一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,其特征在于,

所述时间标定方法使用的时间标定装置包括试验模型(2)、气动弹射装置(3)、信号触发器(4c1)和观测采集系统(7),所述气动弹射装置(3)的弹射端正对所述试验模型(2),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)提供自由飞行的初始动量,所述信号触发器(4c1)用于向所述气动弹射装置(3)和所述观测采集系统(7)发出触发信号,所述观测采集系统(7)用于对所述试验模型(2)进行拍摄录像;

所述气动弹射装置(3)包括弹射驱动部(4)、气缸缸体(5a)、活塞(5b)、活塞杆(5c)和弹射执行部(6),所述弹射驱动部(4)用于提供高压气体,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,所述弹射执行部(6)与所述活塞杆(5c)连接,所述弹射执行部(6)在所述活塞(5b)提供的动能作用下推动所述试验模型(2),所述气缸缸体(5a)上靠近所述出气端(5a2)的部位连接有第二压力传感器(5e),所述第二压力传感器(5e)通过压力传感器信号采集线路(5f)连接有压力信号采集系统(5g);

所述时间标定装置还包括风洞试验舱(1),所述试验模型(2)和所述气动弹射装置(3)均放置在所述风洞试验舱(1)内部;

所述时间标定方法包括以下步骤:

S1,在时刻 $t_1$ 之前,将所述风洞试验舱(1)内部、所述气缸缸体(5a)内部以及所述进气端(5a1)与所述弹射驱动部(4)的连接部位抽真空处理;

S2,在时刻 $t_1$ 启动所述信号触发器(4c1),所述信号触发器(4c1)向所述气动弹射装置(3)和所述观测采集系统(7)发出触发信号;

S3,所述观测采集系统(7)对所述试验模型(2)拍摄录像;

S4,在所述时刻 $t_1$ 之后,经过点火延迟时间 $dt_1$ ,在点火信号时刻 $t_2$ 启动激波风洞,获得风洞出风时刻 $t_6$ ,以及风洞有效试验时间 $t^*$ ;

S5,所述气动弹射装置(3)推动所述试验模型(2),使得所述试验模型(2)获得自由飞行的初始动量;

S6,所述压力信号采集系统(5g)通过所述压力传感器信号采集线路(5f)采集所述第二压力传感器(5e)传输的电压信号,设所述信号触发器(4c1)向所述弹射驱动部(4)发出触发信号的時刻为 $t_3$ ,所述第二压力传感器(5e)发出信号的時刻为 $t_5$ ,使用公式 $dt_3=t_5-t_3$ ,获得弹射作动延迟时间 $dt_3$ ;

S7,通过所述观测采集系统(7)的采集结果,获得所述试验模型(2)开始运动的初始時刻 $t_5$ ,以及所述试验模型(2)完全脱离所述观测采集系统(7)的观测区间的终止時刻 $t_7$ ,使用公式 $dt_4=t_7-t_5$ 得出模型飞行时间 $dt_4$ ;

S8,重复步骤S2-S7多次并且取平均值,调整所述点火延迟时间 $dt_1$ 和弹射启动延迟时间 $dt_2$ ,使其满足以下条件,从而完成对所述点火延迟时间 $dt_1$ 和弹射启动延迟时间 $dt_2$ 的标定:

若所述模型飞行时间 $dt_4 < \text{所述风洞有效试验时间 } t^*$ ,则使得所述初始時刻 $t_5 = \text{所述风洞出风時刻 } t_6$ ;

若所述模型飞行时间 $dt_4 > \text{所述风洞有效试验时间 } t^*$ ,则使得所述初始時刻 $t_5 > \text{所述风洞出风時刻 } t_6$ 。

2. 根据权利要求1所述的一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,其特征在于,所述气缸缸体(5a)上靠近所述进气端(5a1)的部位连接有第一压力传感器(5d),所述第一压力传感器(5d)通过所述压力传感器信号采集线路(5f)与所述压力信号采集系统(5g)连接;

步骤S6还包括以下步骤:

所述压力信号采集系统(5g)通过所述压力传感器信号采集线路(5f)采集所述第一压力传感器(5d)传输的电压信号,所述第一压力传感器(5d)发出信号的时刻为 $t_4$ 。

3. 根据权利要求1所述的一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,其特征在于,所述时间标定装置还包括信号控制仪(4c2);

步骤S2还包括:在所述时刻 $t_1$ ,所述信号触发器(4c1)向所述信号控制仪(4c2)发出触发信号;

步骤S5还包括:在所述时刻 $t_1$ 之后,经过所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ ,在所述时刻 $t_3$ ,所述信号控制仪(4c2)向所述气动弹射装置(3)发出启动信号。

4. 根据权利要求1所述的一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,其特征在于,

所述弹射驱动部(4)包括供气源(4a)、电磁阀(4b)、三通接头(4f)和真空源(4h),所述供气源(4a)、所述电磁阀(4b)、所述三通接头(4f)和所述进气端(5a1)顺序连接,所述三通接头(4f)的剩余接口与所述真空源(4h)连接;

将所述风洞试验舱(1)内部抽真空处理的步骤具体包括以下步骤:

同时打开所述真空源(4h),所述真空源(4h)通过所述三通接头(4f)抽出所述气缸缸体(5a)内部以及所述进气端(5a1)与所述三通接头(4f)的连接部位的气体。

5. 根据权利要求4所述的一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,其特征在于,所述真空源(4h)通过阀门(4i)和真空表(4j)与所述三通接头(4f)连接;

步骤S1还包括以下步骤:

所述真空表(4j)显示负压状态并且读数稳定时,关闭所述真空源(4h)和所述阀门(4i)。

6. 一种用于激波风洞动态试验的时间标定装置,其特征在于,

包括试验模型(2)、气动弹射装置(3)、信号触发器(4c1)和观测采集系统(7),所述气动弹射装置(3)的弹射端正对所述试验模型(2),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)提供自由飞行的初始动量,所述信号触发器(4c1)用于向所述气动弹射装置(3)和所述观测采集系统(7)发出触发信号,所述观测采集系统(7)用于对所述试验模型(2)进行拍摄录像,并且采集所述试验模型(2)开始运动的初始时刻 $t_5$ ,以及所述试验模型(2)完全脱离所述观测采集系统(7)的观测区间的终止时刻 $t_7$ ;

所述气动弹射装置(3)包括弹射驱动部(4)、气缸缸体(5a)、活塞(5b)、活塞杆(5c)和弹射执行部(6),所述弹射驱动部(4)用于提供高压气体,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,所述弹射执行部(6)与所述活塞杆(5c)连接,所述弹射执行部(6)在所述活塞(5b)提供的动能作用下推动所述试验模型(2),所述气缸缸体(5a)上靠近所述出气端(5a2)的部位连接有第二压力传感器(5e),所述第二压力传感器(5e)通过压力传感器信号采集线路(5f)连接有压力信号采集系统(5g);

所述时间标定装置还包括风洞试验舱(1),所述试验模型(2)和所述气动弹射装置(3)均放置在所述风洞试验舱(1)内部。

7.根据权利要求6所述的一种用于激波风洞动态试验的时间标定装置,其特征在于,

所述时间标定装置还包括风洞试验舱(1),所述试验模型(2)和所述气动弹射装置(3)均放置在所述风洞试验舱(1)内部,所述信号触发器(4c1)发出触发信号之前,所述风洞试验舱(1)内部处于真空状态。

## 一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法及装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及风洞领域,具体涉及一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法。本发明还涉及一种用于激波风洞动态试验的时间标定装置。

### 背景技术

[0002] 一般而言,高超声速飞行器的多体分离或动态飞行特性试验以及其他特种试验大部分都是在常规高超风洞中进行的。

[0003] 由于常规高超风洞有效试验时间很长(约40s),往往可以忽略高速模型分离以及自由飞所需的时间以及相关气动执行元件(高速气动弹射装置)的延迟作动时间,所以该问题在常规风洞试验中并不凸显而且未引起足够的重视,但是在较短的有效试验时间(约100ms)的激波风洞的动态特种试验中却十分重要,考虑到激波风洞相比于常规风洞有着高总温对于重大高超飞行器研制有着不可替代的优势,所以解决激波风洞特种试验中的飞行器分离或自由飞时间以及相应装置的启动延迟时间十分重要。

[0004] 为了获得上述时间参数并且对其进行精确地控制,有必要通过新的方法对这些时间参数进行标定。

### 发明内容

[0005] 本发明的目的在于提供一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法及装置,以解决

[0006] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0007] 本申请提供一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,所述时间标定方法使用的时间标定装置包括试验模型、气动弹射装置、信号触发器和观测采集系统,所述气动弹射装置的弹射端正对所述试验模型,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自由飞行的初始动量,所述信号触发器用于向所述气动弹射装置和所述观测采集系统发出触发信号,所述观测采集系统用于对所述试验模型进行拍摄录像;所述时间标定方法包括以下步骤:

[0008] S2,在时刻 $t_1$ 启动所述信号触发器,所述信号触发器向所述气动弹射装置和所述观测采集系统发出触发信号;S3,所述观测采集系统对所述试验模型拍摄录像;S5,所述气动弹射装置推动所述试验模型,使得所述试验模型获得自由飞行的初始动量;S7,通过所述观测采集系统的采集结果,获得所述试验模型开始运动的初始时刻 $t_5$ ,以及所述试验模型完全脱离所述观测采集系统的观测区间的终止时刻 $t_7$ ,使用公式 $dt_4=t_7-t_5$ 得出模型飞行时间 $dt_4$ 。

[0009] 优选地,所述气动弹射装置包括弹射驱动部、气缸缸体、活塞、活塞杆和弹射执行部,所述弹射驱动部用于提供高压气体,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,所述活塞与所述活塞杆同轴连接在所述气缸缸体内部,所述弹射执行部与所述活塞杆连接,所述弹射执行部在所述活塞提供的动能作用下推动所述试验模

型,所述气缸缸体上靠近所述出气端的部位连接有第二压力传感器,所述第二压力传感器通过压力传感器信号采集线路连接有压力信号采集系统;所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0010] S6,所述压力信号采集系统通过所述压力传感器信号采集线路采集所述第二压力传感器传输的电压信号,设所述信号触发器向所述弹射驱动部发出触发信号的时刻为 $t_3$ ,所述第二压力传感器发出信号的时刻为 $t_5$ ,使用公式 $dt_3 = t_5 - t_3$ ,获得弹射作动延迟时间 $dt_3$ 。

[0011] 优选地,所述气缸缸体上靠近所述进气端的部位连接有第一压力传感器,所述第一压力传感器通过所述压力传感器信号采集线路与所述压力信号采集系统连接;步骤S6还包括以下步骤:

[0012] 所述压力信号采集系统通过所述压力传感器信号采集线路采集所述第一压力传感器传输的电压信号,所述第一压力传感器发出信号的时刻为 $t_4$ 。

[0013] 优选地,所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0014] S4,在所述时刻 $t_1$ 之后,经过点火延迟时间 $dt_1$ ,在点火信号时刻 $t_2$ 启动激波风洞,获得风洞出风时刻 $t_6$ ,以及风洞有效试验时间 $t^*$ 。

[0015] 优选地,所述时间标定装置还包括信号控制仪;步骤S2还包括:

[0016] 在所述时刻 $t_1$ ,所述信号触发器向所述信号控制仪发出触发信号;步骤S5还包括:

[0017] 在所述时刻 $t_1$ 之后,经过所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ ,在所述时刻 $t_3$ ,所述信号控制仪向所述气动弹射装置发出启动信号。

[0018] 优选地,所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0019] S8,重复步骤S2-S7多次并且取平均值,调整所述点火延迟时间 $dt_1$ 和所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ ,使其满足以下条件,从而完成对所述点火延迟时间 $dt_1$ 和所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ 的标定:

[0020] 若所述模型飞行时间 $dt_4 < \text{所述风洞有效试验时间 } t^*$ ,则使得所述初始时刻 $t_5 = \text{所述风洞出风时刻 } t_6$ ;若所述模型飞行时间 $dt_4 > \text{所述风洞有效试验时间 } t^*$ ,则使得所述初始时刻 $t_5 > \text{所述风洞出风时刻 } t_6$ 。

[0021] 优选地,所述时间标定装置还包括风洞试验舱,所述试验模型和所述气动弹射装置均放置在所述风洞试验舱内部;所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0022] S1,在所述时刻 $t_1$ 之前,将所述风洞试验舱内部抽真空处理。

[0023] 优选地,所述时间标定装置还包括风洞试验舱,所述试验模型和所述气动弹射装置均放置在所述风洞试验舱内部;所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0024] S1,在所述时刻 $t_1$ 之前,将所述风洞试验舱内部、所述气缸缸体内部以及所述进气端与所述弹射驱动部的连接部位抽真空处理。

[0025] 优选地,所述弹射驱动部包括供气源、电磁阀、三通接头和真空源,所述供气源、所述电磁阀、所述三通接头和所述进气端顺序连接,所述三通接头的剩余接口与所述真空源连接;步骤S1具体包括以下步骤:

[0026] 在所述时刻 $t_1$ 之前,将所述风洞试验舱内部抽真空处理,同时打开所述真空源,所述真空源通过所述三通接头抽出所述气缸缸体内部以及所述进气端与所述三通接头的连接部位的气体。

[0027] 优选地,所述真空源通过阀门和真空表与所述三通接头连接;步骤S1还包括以下步骤:所述真空表显示负压状态并且读数稳定时,关闭所述真空源和所述阀门。

[0028] 本申请还提供一种用于激波风洞动态试验的时间标定装置,包括试验模型、气动弹射装置、信号触发器和观测采集系统,所述气动弹射装置的弹射端正对所述试验模型,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自由飞行的初始动量,所述信号触发器用于向所述气动弹射装置和所述观测采集系统发出触发信号,所述观测采集系统用于对所述试验模型进行拍摄录像,并且采集所述试验模型开始运动的初始时刻 $t_5$ ,以及所述试验模型完全脱离所述观测采集系统的观测区间的终止时刻 $t_7$ 。

[0029] 优选地,所述时间标定装置还包括风洞试验舱,所述试验模型和所述气动弹射装置均放置在所述风洞试验舱内部,所述信号触发器发出触发信号之前,所述风洞试验舱内部处于真空状态。

[0030] 本申请与现有技术相比较具有如下有益效果:

[0031] 1. 本申请的时间标定方法建立在激波风洞动态试验原有采集系统以及真实试验环境下进行,时间标定精确、精准度高、还原度高,简单可靠,操作便捷。

[0032] 2. 本申请的时间标定方法能够精确地标定激波风洞动态试验中的各项时间参数,使得试验模型能够在激波风洞短有效试验时间内精确顺利地完成任务或自由飞。

## 附图说明

[0033] 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。

[0034] 图1为多体分离风洞自由飞试验过程原理示意图;

[0035] 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;

[0036] 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;

[0037] 图4为时间标定装置的结构图;

[0038] 图5为时间标定过程的时刻表;

[0039] 图6为地面环境中时间标定方法的流程图;

[0040] 图7为真空环境中时间标定方法的流程图;

[0041] 图中的标号分别表示如下:

[0042] 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;

[0043] 2-试验模型;

[0044] 3-气动弹射装置;

[0045] 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;

[0046] 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;5d-第一压力传感器;5e-第二压力传感器;5f-压力传感器信号采集线路;5g-压力信号采集系

统;

[0047] 6-弹射执行部;

[0048] 7-观测采集系统;7a-第二触发信号导线。

### 具体实施方式

[0049] 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。

[0050] 普通风洞模型自由飞试验的原理是:

[0051] 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。

[0052] 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试验的优点,普通风洞模型自由飞试验中试验模型完全不受支撑作用而自由飞行。

[0053] 多体分离风洞自由飞试验也即在风洞自由飞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。

[0054] 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试验过程原理示意图。

[0055] 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。

[0056] 多体分离风洞自由飞试验技术既具备风洞自由飞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。

[0057] 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。

[0058] 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。

[0059] 多体分离风洞自由飞试验的试验装置可分为两大项,分别为:

[0060] 风洞自由飞试验装置和分离解锁机构。

[0061] 其中,分离解锁机构是多体分离风洞自由飞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。

[0062] 由于多体分离风洞自由飞试验本身即是风洞自由飞试验的一种特殊形式,因此风洞自由飞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试验的要求相同。

[0063] 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。

[0064] 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。

[0065] 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。

[0066] 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。

[0067] 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。

[0068] 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。

[0069] 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。

[0070] 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。

[0071] 若要研究高超飞行器的动态分离或自由飞试验,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。

[0072] 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。

[0073] 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。

[0074] 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。

[0075] 而且使得当前风洞自由飞试验仅限于轴对称、大长细比飞行器的定型试验。

[0076] 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:

[0077] 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。

[0078] 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。

[0079] 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 $V_{\infty}$ 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。

[0080] 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:

[0081] 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。

[0082] 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。

[0083] 进一步的,本实施例提供气动弹射装置3的一种实施方式:

[0084] 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。

[0085] 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提供的功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。

[0086] 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,包括以下步骤:

[0087] 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。

[0088] 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。

[0089] 还需要说明的是,所述高速推动包含以下两种运动过程。

[0090] 其一：

[0091] 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。

[0092] 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。

[0093] 其二：

[0094] 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。

[0095] 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。

[0096] 进一步的，本实施例提供弹射驱动部4的一种实施方式：

[0097] 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。

[0098] 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)。

[0099] 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)。

[0100] 具体的：

[0101] 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。

[0102] 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。

[0103] 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。

[0104] 进一步的，本实施例提供控制模块4c的一种实施方式：

[0105] 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。

[0106] 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:

[0107] 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。

[0108] 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:

[0109] 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。

[0110] 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。

[0111] 进一步的,本实施例提供动力转化部5的一种实施方式:

[0112] 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。

[0113] 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。

[0114] 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。

[0115] 对第二软管4e和动力转化部5内部抽真空的实施方式1:

[0116] 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)。

[0117] 微孔是指直径 $\leq 1\text{mm}$ 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:

[0118] 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。

[0119] 对第二软管4e和动力转化部5内部抽真空的实施方式2:

[0120] 电磁阀4b与第一软管4d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)。

[0121] 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。

[0122] 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。

[0123] 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。

[0124] 进一步的,本实施例提供弹射执行部6的两种实施方式:

[0125] 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。

[0126] 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。

[0127] 进一步的,为了能够观察试验的过程:

[0128] 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。

[0129] 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。

[0130] 在解决了如何在激波风洞中弹射试验模型2的技术问题之后,还有其他的技术问题有待解决:

[0131] 激波风洞有效试验时间(最高~100ms,毫秒量级)相比于高超声速常规风洞有效试验时间(~40s,秒量级)来说很短,所以若在激波风洞内开展模型自由飞或多体分离等动态特种试验,一是需要一种高速气动弹射装置,可以在激波风洞有效试验时间内将模型弹射出去,二是需要精确把控模型弹射分离或自由飞的时间,高速气动弹射装置作动的延迟时间,以及在试验时启动该高速气动弹射装置的信号延迟时间,使得模型的分离以及自由飞行可以最大程度利用激波风洞的有效试验时间,获得可靠试验数据。

[0132] 一般而言,高超声速飞行器的多体分离或动态飞行特性试验以及其他特种试验大部分都是在常规高超风洞中进行的。

[0133] 由于常规高超风洞有效试验时间很长,往往可以忽略高速模型分离以及自由飞所需的时间以及相关气动执行元件(高速气动弹射装置)的延迟作动时间,所以该问题在常规风洞试验中并不凸显而且未引起足够的重视,但是在较短的有效试验时间的激波风洞的动态特种试验中却十分重要,考虑到激波风洞相比于常规风洞有着高总温对于重大高超飞行器研制有着不可替代的优势,所以解决激波风洞特种试验中的飞行器分离或自由飞时间以及相应装置的启动延迟时间十分重要。

[0134] 因为激波风洞有效试验时间短,而试验又希望在风洞有效时间阶段内在风洞观察窗口观察到模型的分离运动,这就需要尽可能的使模型的分离运动时间 $<$ 风洞有效试验时间,所以就需要对这些时间或时刻进行较为精准的标定。

[0135] 为了解决上述技术问题,首先需要标定的是试验模型弹射分离或自由飞的时间(以下简称模型飞行时间 $dt_4$ ),以判断模型飞行时间 $dt_4$ 是否小于激波风洞的有效试验时间(以下简称风洞有效试验时间 $t^*$ ),进而判断试验是否能够在理想状态下进行,为此,如图4-7所示,本申请提供:

[0136] 一种用于激波风洞动态试验的时间标定方法,所述时间标定方法使用的时间标定装置包括试验模型2、气动弹射装置3、信号触发器4c1和观测采集系统7,气动弹射装置3的弹射端正对试验模型2,气动弹射装置3用于推动试验模型2以给试验模型2提供自由飞行的初始动量,信号触发器4c1用于向气动弹射装置3和观测采集系统7发出触发信号,观测采集系统7用于对试验模型2进行拍摄录像;所述时间标定方法包括以下步骤:

[0137] S2,在时刻 $t_1$ 启动信号触发器4c1,信号触发器4c1向气动弹射装置3和观测采集系统7发出触发信号;S3,观测采集系统7对试验模型2拍摄录像;S5,气动弹射装置3推动试验模型2,使得试验模型2获得自由飞行的初始动量;S7,通过观测采集系统7的采集结果,获得试验模型2开始运动的初始时刻 $t_5$ ,以及试验模型2完全脱离观测采集系统7的观测区间的终止时刻 $t_7$ ,使用公式 $dt_4 = t_7 - t_5$ 得出模型飞行时间 $dt_4$ 。

[0138] 为了能够最大化的利用风洞有效试验时间 $t^*$ ,模型飞行时间 $dt_4$ 应满足以下条件:

[0139] 一、模型飞行时间 $dt_4 <$ 风洞有效试验时间 $t^*$ ;二、试验模型2开始运动的初始时刻 $t_5 =$ 激波风洞点火后风洞均匀来流到达喷管出口并且在试验模型2的前方形成风场的时刻(以下简称风洞出风时刻 $t_6$ )。

[0140] 若上述条件不能满足,即:

[0141] 模型飞行时间 $dt_4 >$ 风洞有效试验时间 $t^*$ ,则应当让 $t_5 <$  $t_6$ ,从而使得模型提前运动,试验模型提前运动的时间为 $dt_4 - t^*$ 。

[0142] 进一步的,在标定了试验模型2开始运动的初始时刻 $t_5$ 之后,还有必要对初始时刻 $t_5$ 进行控制,若要控制初始时刻 $t_5$ ,就必须标定气动弹射装置3的作动时间,即向气动弹射装置3发出启动信号至气动弹射装置3对试验模型2输出动能这一过程所需要的时间(以下简称弹射作动延迟时间 $dt_3$ ),从而精准地控制气动弹射装置3推动动力转化部5的时刻,进而精准地控制试验模型2进入观测采集系统7的观测区间的初始时刻 $t_5$ ,为此,本申请首先提供一种气动弹射装置3的实施方式,然后提供该实施方式中的气动弹射装置3的作动时间的标定方法:

[0143] 气动弹射装置3包括弹射驱动部4、气缸缸体5a、活塞5b、活塞杆5c和弹射执行部6,弹射驱动部4用于提供高压气体,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,活塞5b与活塞杆5c同轴连接在气缸缸体5a内部,弹射执行部6与活塞杆5c连接,弹射执行部6在活塞5b提供的动能作用下推动试验模型2,气缸缸体5a上靠近出气端5a2的部位连接有第二压力传感器5e,第二压力传感器5e通过压力传感器信号采集线路5f连接有压力信号采集系统5g;所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0144] S6,压力信号采集系统5g通过压力传感器信号采集线路5f采集第二压力传感器5e传输的电压信号,设信号触发器4c1向弹射驱动部4发出触发信号的时刻为 $t_3$ ,第二压力传

感器5e发出信号的时刻为 $t_5$ ,使用公式 $dt_3 = t_5 - t_3$ ,获得弹射作动延迟时间 $dt_3$ 。

[0145] 需要注意的是,对 $dt_3$ 进行标定的过程不能在真空环境中进行,只能在地面环境中进行,活塞5b开始运动时,气缸缸体5a内部靠近出气端5a2的部位形成的区间内部的压力会增大,气体通过出气端5a2溢出,使得第二压力传感器5e的信号起跳,也就是说,第二压力传感器5e的信号起跳时间=活塞5b开始活动的时间=试验模型2开始运动的初始时刻 $t_5$ 。

[0146] 同时,还需要注意的是,在地面弹射试验中,激波风洞尚不需要开启,因此尚不需要信号控制仪4c2,也就不存在信号控制仪4c2延迟发出信号的时间,因此,可以视为 $t_3 = 0$ , $dt_3 = t_5 - 0$ ,在正式的试验中,由于气动弹射装置3需要通过信号控制仪4c2延迟至时刻 $t_3$ 启动,因此 $dt_3 = t_5 - t_3$ 。

[0147] 进一步的,弹射作动延迟时间 $dt_3$ 包括电磁阀开启至气体充满第二软管4e的时间,也包括气压在气缸缸体5a内部靠近进气端5a1的部位形成一定的压力至活塞5b开始运动的时间,为了使得 $dt_3$ 更加精确,可以对这两个时间进行分别标定:

[0148] 气缸缸体5a上靠近进气端5a1的部位连接有第一压力传感器5d,第一压力传感器5d通过压力传感器信号采集线路5f与压力信号采集系统5g连接;步骤S6还包括以下步骤:

[0149] 压力信号采集系统5g通过压力传感器信号采集线路5f采集第一压力传感器5d传输的电压信号,第一压力传感器5d发出信号的时刻为 $t_4$ 。

[0150] 其中 $t_4 - t_3$ 可以获得气体从弹射驱动部4传输至进气端5a1所需的时间(电磁阀打开时间+气路通气时间), $t_5 - t_4$ 可以获得高压气体的内能转化为活塞运动的动能的时间(气缸作动延迟时间),两者相加即可得到整个气动弹射装置3作动的延迟时间 $dt_3$ 。

[0151] 进一步的,若要控制风洞出风时刻 $t_6$ ,就必须标定激波风洞的点火起爆时间(以下简称点火信号时刻 $t_2$ ),为此:

[0152] 所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0153] S4,在所述时刻 $t_1$ 之后,经过点火延迟时间 $dt_1$ ,在点火信号时刻 $t_2$ 启动激波风洞,获得风洞出风时刻 $t_6$ ,以及风洞有效试验时间 $t^*$ 。

[0154] 进一步的,在标定了风洞出风时刻 $t_6$ 之后,为了确保初始时刻 $t_5 \leq$ 风洞出风时刻 $t_6$ ,还应当控制气动弹射装置3启动的时间 $t_3$ ,由于气动弹射装置3是接受信号触发器4c1的信号而启动的,因此,为了控制气动弹射装置3的启动时间:

[0155] 所述时间标定装置还包括信号控制仪4c2;步骤S2还包括:

[0156] 在所述时刻 $t_1$ ,信号触发器4c1向信号控制仪4c2发出触发信号;步骤S5还包括:

[0157] 在所述时刻 $t_1$ 之后,经过所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ ,在所述时刻 $t_3$ ,信号控制仪4c2向气动弹射装置3发出启动信号。

[0158] 目前,已知 $dt_2 = t_3 - t_1$ ,因此精确标定和控制弹射启动时间 $t_3$ ,等同于精确标定和控制弹射启动延迟时间 $dt_2$ 。

[0159] 进一步的,为了精准地标定上述时间:

[0160] 所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0161] S8,重复步骤S2-S7多次并且取平均值,调整所述点火延迟时间 $dt_1$ 和所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ ,使其满足以下条件,从而完成对所述点火延迟时间 $dt_1$ 和所述弹射启动延迟时间 $dt_2$ 的标定:

[0162] 若所述模型飞行时间 $dt_4 <$ 所述风洞有效试验时间 $t^*$ ,则使得所述初始时刻 $t_5 =$

所述风洞出风时刻 $t_6$ ;若所述模型飞行时间 $dt_4 >$ 所述风洞有效试验时间 $t^*$ ,则使得所述初始时刻 $t_5 >$ 所述风洞出风时刻 $t_6$ 。

[0163] 本领域技术人员知晓点火延迟时间 $dt_1$ 和弹射启动延迟时间 $dt_2$ 应当如何设置,只要其满足上述条件即可。

[0164] 进一步的,考虑到模型在真正风洞试验时的真空环境下的分离时间或运动时间会与地面大气环境下的分离时间或运动时间不同,所以需要对上述延迟时间以及信号控制仪设置的延迟时间进行修正,修正方法为:

[0165] 所述时间标定装置还包括风洞试验舱1,试验模型2和气动弹射装置3均放置在风洞试验舱1内部;所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0166] S1,在所述时刻 $t_1$ 之前,将风洞试验舱1内部抽真空处理。

[0167] 进一步的,前文已经叙述过,本实施例使用的气动弹射装置3的主体是动力转化部5,当风洞试验舱1内部抽真空时,气缸缸体5a内部与出气端5a2连通的部位也被抽真空,而气缸缸体5a内部与进气端5a1连通的部位以及第二软管4e中残留有一个大气压的气体,会导致活塞5b在时刻 $t_1$ 之前就抵达行程的终点,造成试验无法进行,为此:

[0168] 所述时间标定装置还包括风洞试验舱1,试验模型2和气动弹射装置3均放置在风洞试验舱1内部;所述时间标定方法还包括以下步骤:

[0169] S1,在所述时刻 $t_1$ 之前,将风洞试验舱1内部、气缸缸体5a内部以及进气端5a1与弹射驱动部4的连接部位抽真空处理。

[0170] 在真空环境中进行试验所标定的弹射启动延迟时间 $dt_2'$ 和模型飞行时间 $dt_4'$ 依然需要满足以下条件:

[0171] 若模型飞行时间 $dt_4' >$ 风洞有效试验时间 $t^*$ ,则弹射启动延迟时间 $dt_2 = t_6 - dt_3 - (dt_4' - t^*)$ ,使得初始时刻 $t_5 <$ 风洞出风时刻 $t_6$ 。

[0172] 若模型飞行时间 $dt_4' <$ 风洞有效试验时间 $t^*$ ,则弹射启动延迟时间 $dt_2' = t_6 - dt_3$ ,使得初始时刻 $t_5 =$ 风洞出风时刻 $t_6$ 。

[0173] 进一步的,将进气端5a1与弹射驱动部4的连接部位抽真空处理的具体方法如下:

[0174] 弹射驱动部4包括供气源4a、电磁阀4b、三通接头4f和真空源4h,供气源4a、电磁阀4b、三通接头4f和进气端5a1顺序连接,三通接头4f的剩余接口与真空源4h连接;步骤S1具体包括以下步骤:

[0175] 在所述时刻 $t_1$ 之前,将风洞试验舱1内部抽真空处理,同时打开真空源4h,真空源4h通过三通接头4f抽出气缸缸体5a内部以及进气端5a1与三通接头4f的连接部位的气体。

[0176] 进一步的:

[0177] 真空源4h通过阀门4i和真空表4j与三通接头4f连接;步骤S1还包括以下步骤:

[0178] 真空表4j显示负压状态并且读数稳定时,关闭真空源4h和阀门4i。

[0179] 如图5所示,基于上述时间标定方法,进行试验后得出的结论为:

[0180] 模型飞行时间 $dt_4 = 117\text{ms}$ ,风洞有效试验时间 $t^* = 100\text{ms}$ ,模型提前运动时间 $dt_4 - t^* = 17\text{ms}$ ,风洞出风时间 $t_5 = 530\text{ms}$ ,电磁阀延迟时间 $= t_4 - t_3 = 20\text{ms}$ ,气缸延迟时间 $= t_5 - t_4 = 59\text{ms}$ ,弹射作动延迟时间 $=$ 电磁阀延时时间 $+$ 气缸延迟时间 $= t_5 - t_3 = 79\text{ms}$ ,最终得出弹射启动延迟时间 $dt_2 = t_6 - dt_3 - (dt_4 - t^*) = 530 - 79 - (117 - 100) = 434\text{ms}$ 。

[0181] 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。

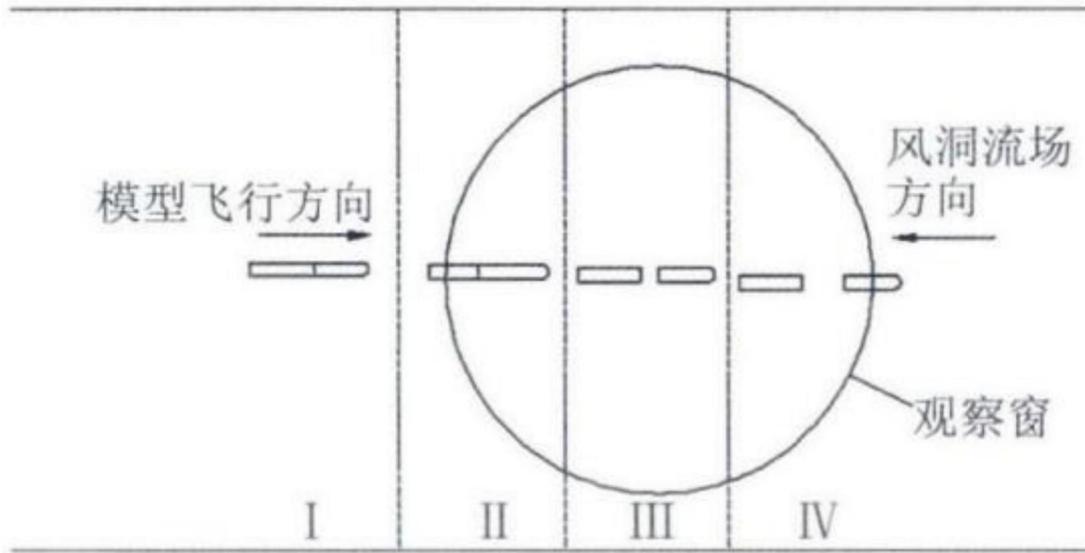


图1

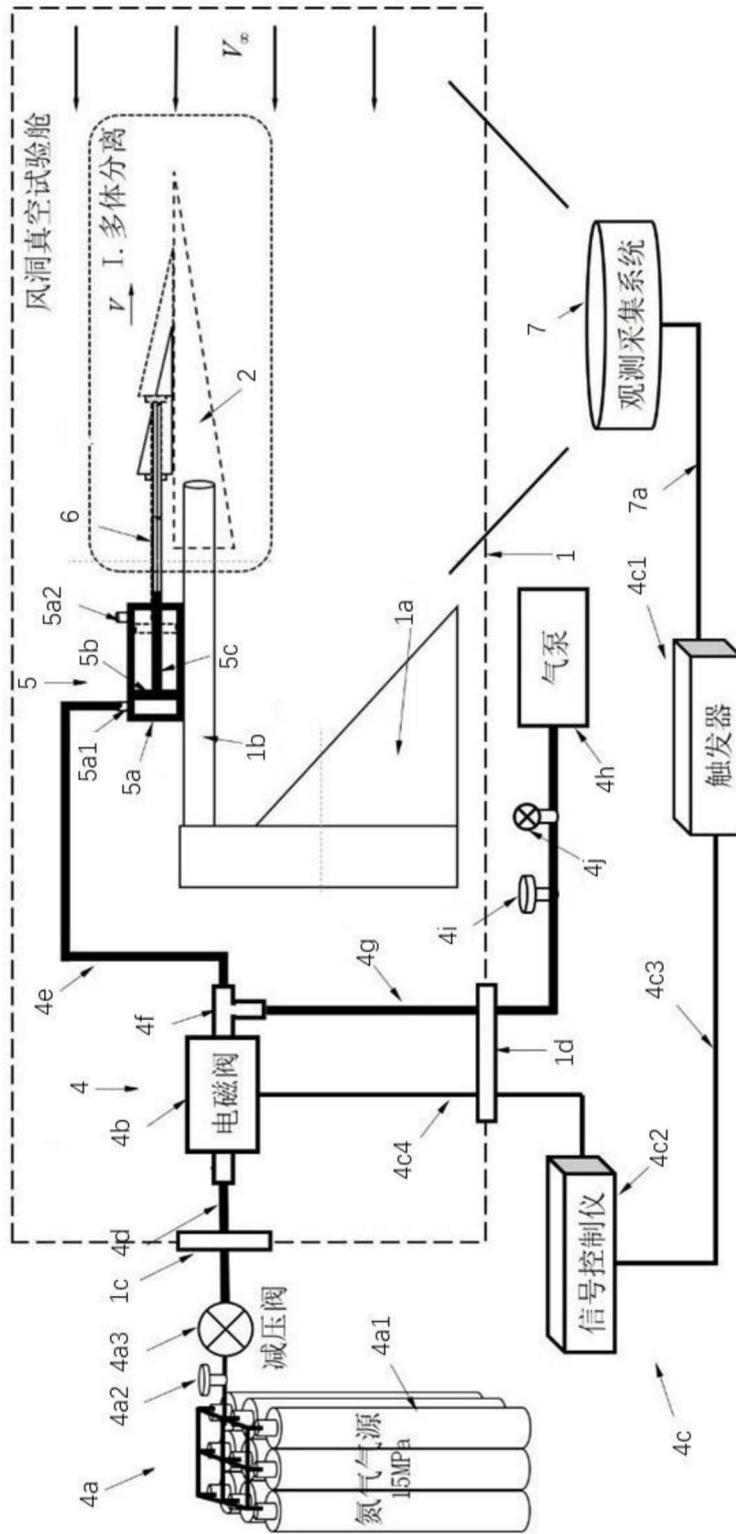


图2

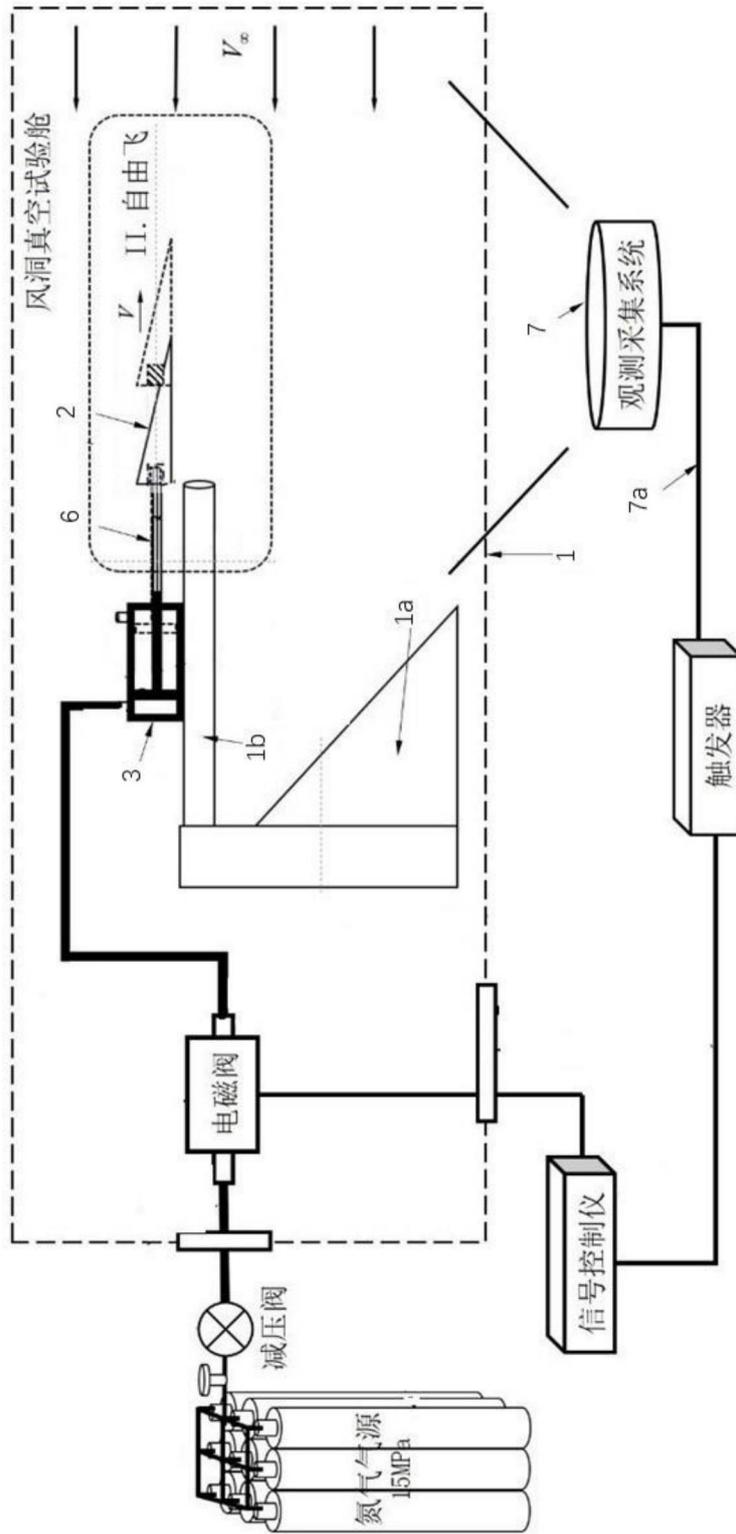


图3

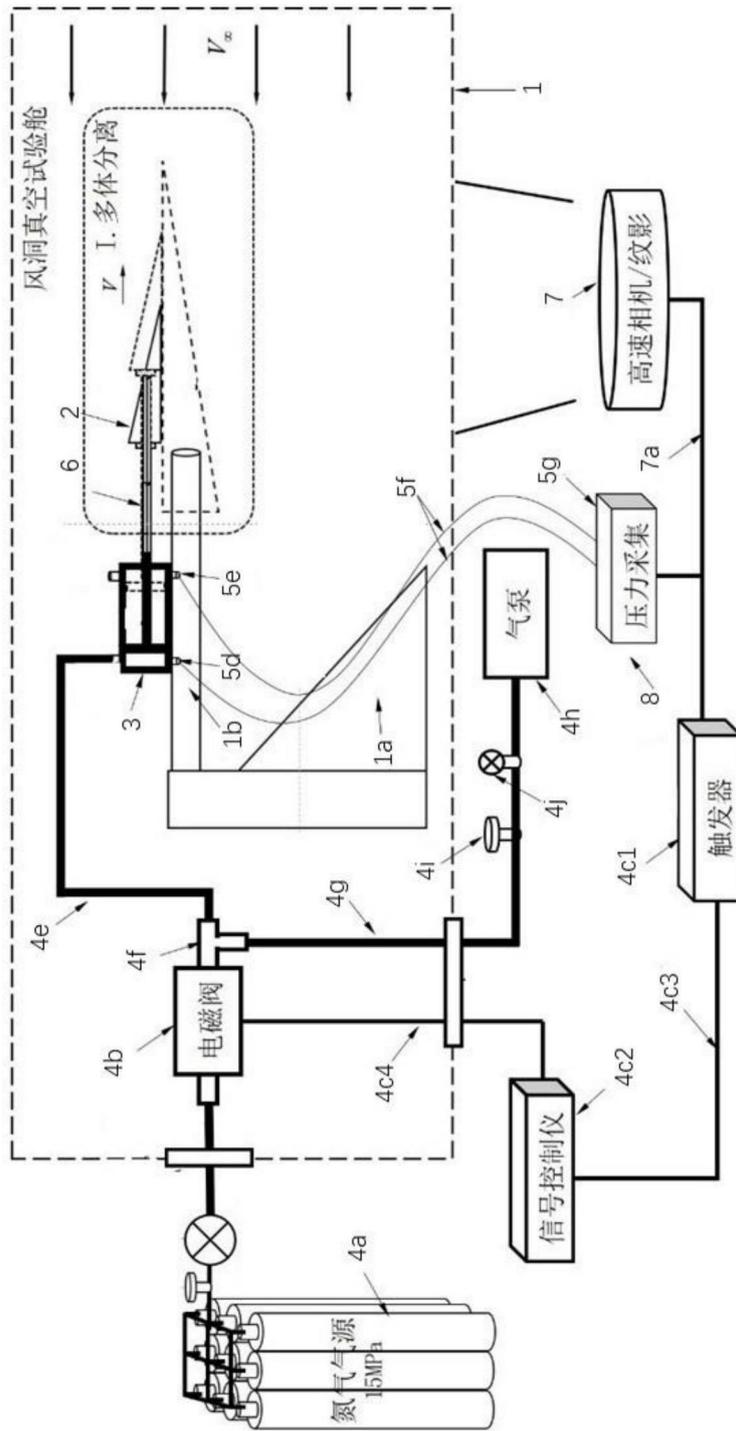


图4

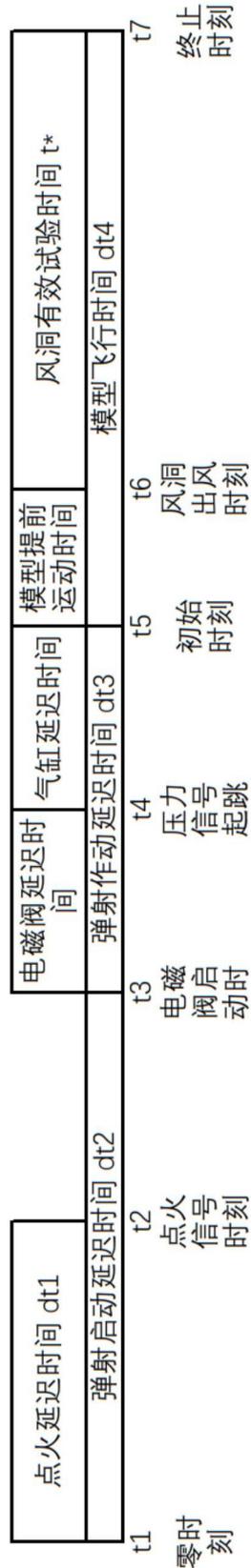


图5

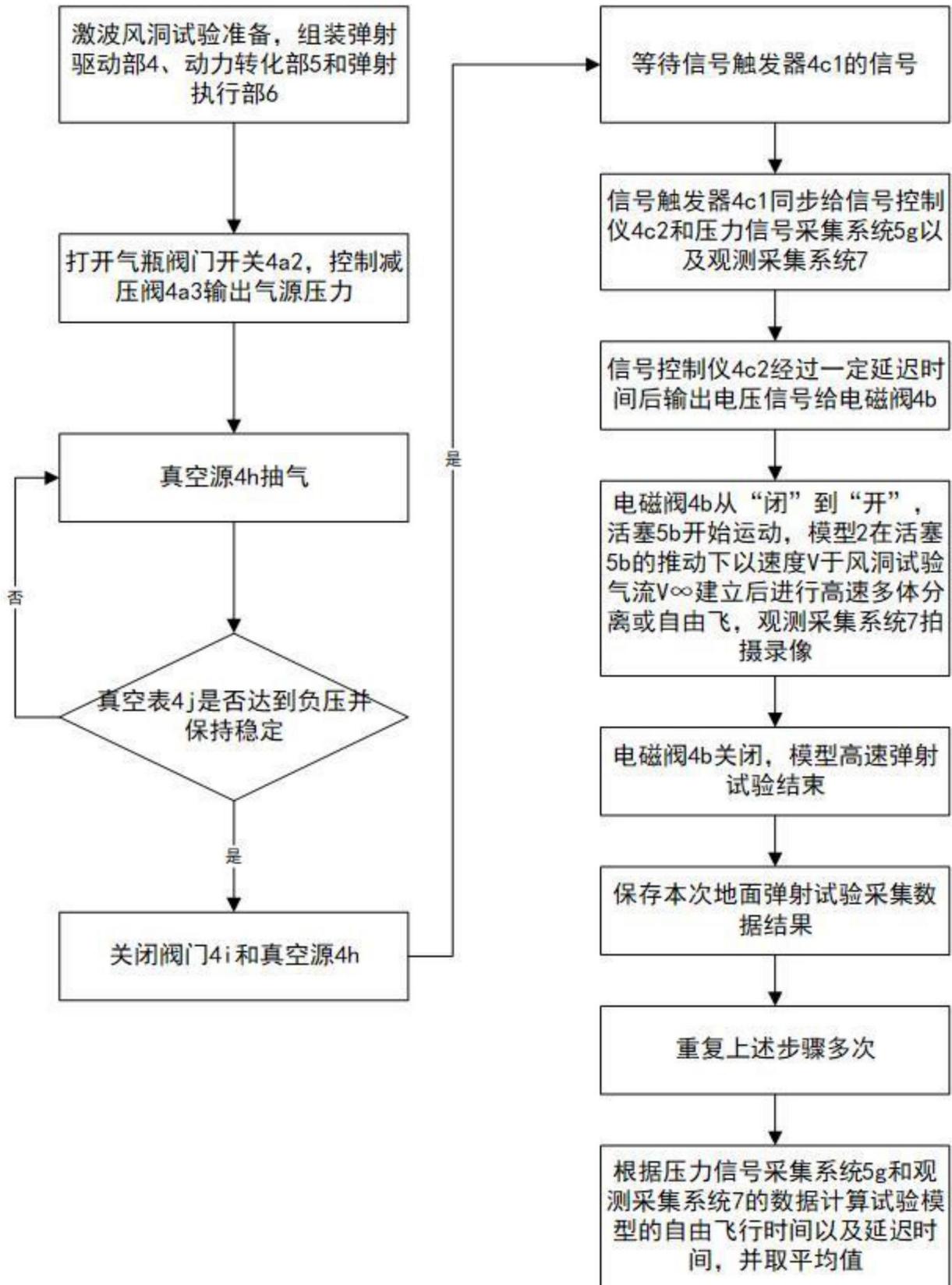


图6

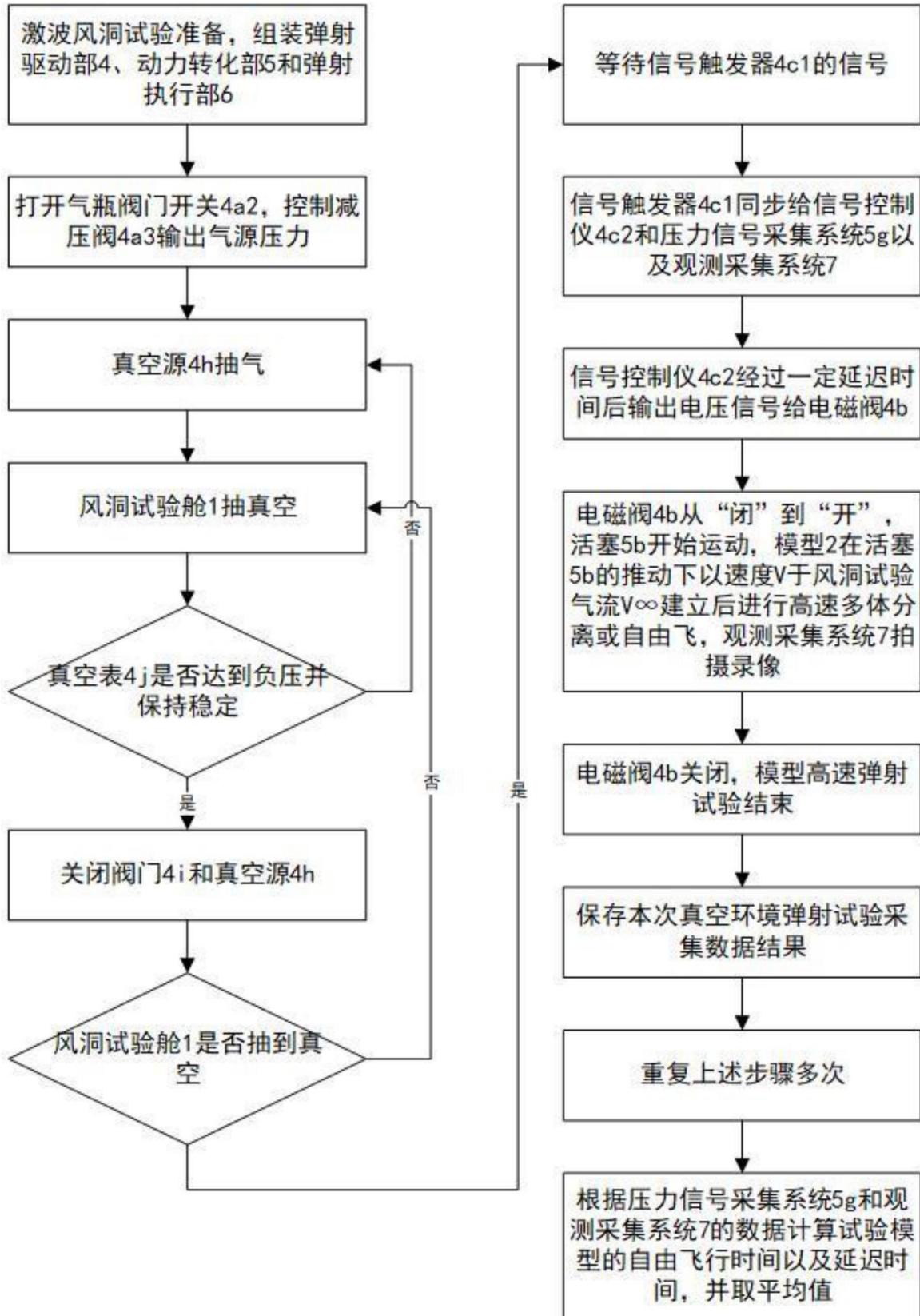


图7