



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114313324 B

(45) 授权公告日 2022.07.29

(21) 申请号 202210091544.8

G01M 9/08 (2006.01)

(22) 申请日 2022.01.26

审查员 官中运

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 114313324 A

(43) 申请公布日 2022.04.12

(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.

B64G 7/00 (2006.01)

G01M 9/04 (2006.01)

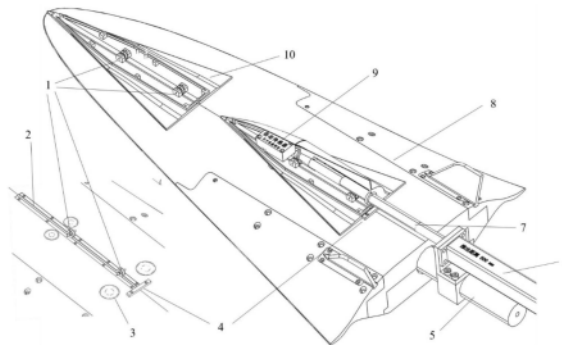
权利要求书2页 说明书6页 附图1页

(54) 发明名称

一种两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构

(57) 摘要

本发明公开了一种两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构,包括助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型,其特征在于,助推级飞行器模型的顶部设置有安装轨道级飞行器模型的水平导轨;助推级飞行器模型的尾部设置有杆式应变天平,且杆式应变天平的连接锥连接助推级飞行器模型;杆式应变天平通过应变支架安装有气缸组件,且气缸组件的活塞推杆接触连接轨道级飞行器模型。本发明中提供的两级飞行器水平分离方式可以有效避免常规垂直分离中激波干扰引起飞行器表面高压、高热流以及非定常载荷作用产生的稳定性问题,实现在常规高超声速风洞和脉冲激波风洞内进行两级入轨飞行器水平分离试验。



1. 一种基于两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构的实验方法,包括助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型,其特征在于,所述助推级飞行器模型的顶部设置有安装所述轨道级飞行器模型的水平导轨,且所述水平导轨使所述助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型的质心位于同一法线方向上;所述助推级飞行器模型的尾部设置有杆式应变天平,且所述杆式应变天平的连接锥连接所述助推级飞行器模型;所述杆式应变天平通过应变支架安装有气缸组件,且所述气缸组件的活塞推杆接触连接所述轨道级飞行器模型;

所述轨道级飞行器模型的背部表面设置有多个圆盘电磁铁以及电性连接所述圆盘电磁铁的电磁控制系统,且多个所述圆盘电磁铁对称分布在水平轨道两侧的所述轨道级飞行器模型表面上;

所述助推级飞行器模型和所述轨道级飞行器模型之间由多个所述圆盘电磁铁与所述助推级飞行器模型表面的电磁吸附作用而产生的静摩擦力与所述气缸组件施加在所述轨道级飞行器模型上的推力相平衡;

所述水平导轨靠近所述气缸组件的端部设置有定位块;

其特征在于,所述实验方法包括具体步骤:

步骤100、将轨道级飞行器模型安装在水平导轨中,且通过定位块对轨道级飞行器模型在水平导轨中的位置进行定位,电磁控制系统控制圆盘电磁铁工作使轨道级飞行器模型和助推级飞行器模型之间产生静摩擦力,再将轨道级飞行器模型的尾部与气缸组件的活塞推杆的端部接触连接;

步骤200、通过静摩擦力的换算设定气缸组件对于轨道级飞行器模型的初始推射作用力,气缸组件通过活塞推杆将初始推射作用力施加在轨道级飞行器模型上;

步骤300、设定气缸组件的活塞推杆不超过水平导轨长度的行程,使轨道级飞行器模型在水平导轨中实现与活塞推杆接触的直线移动和脱离活塞推杆后的直线移动的两个运动状态;

步骤400、在实验风洞工作时,电磁控制系统使所述圆盘电磁铁断电,使轨道级飞行器模型失去圆盘电磁铁的电磁吸附作用而对轨道级飞行器模型产生的水平方向的作用力的制约,气缸组件通过活塞推杆对轨道级飞行模型的尾部施加初始推射作用力,使轨道级飞行器模型推射弹出,完成步骤300中轨道级飞行器在水平导轨中的两个直线运动状态;

步骤500、通过在轨道级飞行器模型中设置安装PCB三自由度加速度计传感器和姿态传感器,测量轨道级运动气动载荷和姿态参数,并且通过杆式应变天平采集应变支架的作用力以及助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型之间分离作用力数据。

2. 根据权利要求1所述的实验方法,其特征在于,所述轨道级飞行器模型的背部设置有多个滑轮,所述滑轮嵌入所述水平导轨中与所述水平导轨滚动连接,且多个所述滑轮处于同一直线上。

3. 根据权利要求2所述的实验方法,其特征在于,所述助推级飞行器模型的上表面与轨道级飞行器模型的下表面无间隙贴合。

4. 根据权利要求1所述的实验方法,其特征在于,轨道级飞行器模型在水平导轨中实现与活塞推杆接触的直线移动和脱离活塞推杆后的直线移动的两个运动状态具体包括:

活塞推杆接触的直线移动:轨道级飞行器模型在活塞推杆作用下,沿着水平导轨在活塞推杆的行程中作近似匀加速直线运动;

脱离活塞推杆后的直线移动:轨道级飞行器模型脱离活塞推杆作近似匀减速直线运动,轨道级飞行器模型脱离助推级飞行器模型的头部在风洞的气动力作用下作自由运动。

5. 根据权利要求4所述的实验方法,其特征在于,在步骤300中,还包括助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型之间完成级间分离的轨道级飞行器模型运动速度理论参考值 v 的计算,具体包括:

设定所述的气缸活塞推杆行程为 s ,轨道级飞行器模型从定位块所在的初始位置运动到刚好脱离助推级头部前缘的运动距离为 x ,轨道级飞行器模型的质量为 m ,轨道级飞行器模型所受到的阻力为 f ;

气缸组件通过活塞推杆施加的初始推射作用力 F 与气缸直径的关系式为:

$$F = P * D * D * \pi / 4;$$

分离运动时间 T 与变量参数的关系:

$$T = \sqrt{\frac{2s}{F-f}} + \frac{\frac{F-f}{m} \sqrt{\frac{2s}{F-f}} - \sqrt{\frac{F \cdot s - fx}{\frac{1}{2}m}}}{\frac{f}{m}};$$

级间分离时轨道级飞行器模型的运动速度理论参考值 v :

$$v = \sqrt{\frac{F \cdot s - fx}{\frac{1}{2}m}};$$

其中, D 为气缸组件的气缸直径; P 为气缸组件的气缸充气压力。

6. 根据权利要求5所述的实验方法,其特征在于,其中,根据气缸直径 D 以及充气压力 P 确定轨道级飞行器模型和助推级飞行器模型的级间分离时间 T ,或者根据设定级间分离时间 T 确定气缸活塞推杆推力 F ,进而选择气缸直径 D 和气缸充气压力 P 。

一种两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构

技术领域

[0001] 本发明涉及风洞试验装置,尤其涉及一种用于两级入轨飞行器水平级间分离风洞试验装置。

背景技术

[0002] 两级入轨飞行器作为下一代完全可重复使用天地运输往返系统,以其经济性好、效率高、可靠性高受到了世界各国广泛的研究。自从上世纪90年代,德国工程师桑格尔提出“Sanger”两级入轨概念方案后,世界各国陆续推出各种两级入轨方案,比如美国的波音两级入轨概念方案、NASA提出的 TSTO Reference Vehicle方案以及中国提出的“腾云工程”两级入轨方案。两级入轨飞行器一般由可在大气层内作高超声速飞行的助推级和由火箭动力的轨道级组成,两级入轨飞行器发射时,由助推级驮着轨道级在常规机场滑跑起飞,然后快速加速爬升到几十公里高空,在高超声速条件下级间分离。两级分离完成后,助推级自行返回降落至机场,轨道级在火箭发动机推力下快速爬升进入目标轨道,完成入轨任务之后,轨道级脱离轨道再入进入大气层,滑翔返回降落至机场。

[0003] 两级入轨天地运输往返系统作为一项大型科研工程建设,需要克服三大技术难关,一是组合动力推进系统,二是高超声速下级间分离,三是飞行器的热防护。两级入轨飞行器在高超声速条件下的常规垂直级间分离会伴随着复杂的激波干扰、激波与边界层干扰等,导致两级表面产生高压、高热流区域,引起的非定常载荷也不利于两级飞行器的稳定。这直接增加了两级入轨任务的技术风险,为了提高级间分离过程中的安全性和可靠性,发明者提出两级入轨级间水平分离技术,该技术为当两级飞行器达到级间分离点时,轨道级在火箭发动机推力作用下沿着助推级表面向前运动分离,由于在分离过程中轨道级与助推级贴合无间隙相对运动,所以避免在两级之间产生复杂的激波干扰问题,可以避免在两级表面产生高压、高热流区域,同时避免两级受到急剧变化的非定常气动载荷引起两级飞行不稳定。两级入轨级间水平分离技术作为一项关键的新技术,需要从数值模拟以及风洞试验来验证该技术的可靠性和安全性,以及研究分析该分离技术中潜在的科学问题。为了使得在高超声速风洞中展开两级入轨飞行器水平分离试验,针对这些技术问题和挑战,本发明提出一种用于两级入轨飞行器水平级间分离风洞试验装置。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构,以解决现有技术中高超声速风洞或者脉冲激波风洞中进行两级入轨飞行器的水平分离试验的技术问题。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0006] 一种两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构,包括助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型,其特征在于,所述助推级飞行器模型的顶部设置有安装所述轨道级飞行器模型的水平导轨,且所述水平导轨使所述助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型

的质心位于同一法线方向上；所述助推级飞行器模型的尾部设置有杆式应变天平，且所述杆式应变天平的连接锥连接所述助推级飞行器模型；所述杆式应变天平通过应变支架安装有气缸组件，且所述气缸组件的活塞推杆接触连接所述轨道级飞行器模型。

[0007] 作为本发明的一种优选方案，所述轨道级飞行器模型的背部设置有多个滑轮，所述滑轮嵌入所述水平导轨中与所述水平导轨滚动连接，且多个所述滑轮处于同一直线上。

[0008] 作为本发明的一种优选方案，所述助推级飞行器模型的上表面与轨道级飞行器模型的下表面无间隙贴合。

[0009] 作为本发明的一种优选方案，所述轨道级飞行器模型的背部表面设置有多个圆盘电磁铁以及电性连接所述圆盘电磁铁的电磁控制系统，且多个所述圆盘电磁铁对称分布在水平轨道两侧的所述轨道级飞行器模型表面上；

[0010] 所述助推级飞行器模型和所述轨道级飞行器模型之间由多个所述圆盘电磁铁与所述助推级飞行器模型表面的电磁吸附作用而产生的静摩擦力与所述气缸组件施加在所述轨道级飞行器模型上的推力相平衡。

[0011] 作为本发明的一种优选方案，所述水平导轨靠近所述气缸组件的端部设置有定位块。

[0012] 本发明提供了一种根据上述的两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构的实验方法，包括具体步骤：

[0013] 步骤100、将轨道级飞行器模型安装在水平导轨中，且通过定位块对轨道级飞行器模型在水平导轨中的位置进行定位，电磁控制系统控制圆盘电磁铁工作使轨道级飞行器模型和助推级飞行器模型之间产生静摩擦力，再将轨道级飞行器模型的尾部与气缸组件的活塞推杆的端部接触连接；

[0014] 步骤200、通过静摩擦力的换算设定气缸组件对于轨道级飞行器模型的初始推射作用力，气缸组件通过活塞推杆将初始推射作用力施加在轨道级飞行器模型上；

[0015] 步骤300、设定气缸组件的活塞推杆不超过水平导轨长度的行程，使轨道级飞行器模型在水平导轨中实现与活塞推杆接触的直线移动和脱离活塞推杆后的直线移动的两个运动状态；

[0016] 步骤400、在实验风洞工作时，电磁控制系统使所述圆盘电磁铁断电，使轨道级飞行器模型失去圆盘电磁铁的电磁吸附作用而对轨道级飞行器模型产生的水平方向的作用力的制约，气缸组件通过活塞推杆对轨道级飞行模型的尾部施加初始推射作用力，使轨道级飞行器模型推射弹出，完成步骤300中轨道级飞行器在水平导轨中的两个直线运动状态；

[0017] 步骤500、通过在轨道级飞行器模型中设置安装PCB三自由度加速度计传感器和姿态传感器，测量轨道级运动气动载荷和姿态参数，并且通过杆式应变天平采集应变支架的作用力以及助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型之间分离作用力数据。

[0018] 作为本发明的一种优选方案，轨道级飞行器模型在水平导轨中实现与活塞推杆接触的直线移动和脱离活塞推杆后的直线移动的两个运动状态具体包括：

[0019] 活塞推杆接触的直线移动：轨道级飞行器模型在活塞推杆作用下，沿着水平导轨在活塞推杆的行程中作近似匀加速直线运动；

[0020] 脱离活塞推杆后的直线移动：轨道级飞行器模型脱离活塞推杆作近似匀减速直

线运动,轨道级飞行器模型脱离助推级飞行器模型的头部在风洞的气动力作用下作自由运动。

[0021] 作为本发明的一种优选方案,在步骤300中,还包括助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型之间完成级间分离的轨道级飞行器模型运动速度理论参考值 v 的计算,具体包括:

[0022] 设定所述的气缸活塞推杆行程为 s ,轨道级飞行器模型从定位块所在的初始位置运动到刚好脱离助推级头部前缘的运动距离为 x ,轨道级飞行器模型的质量为 m ,轨道级飞行器模型所受到的阻力为 f ;

[0023] 气缸组件通过活塞推杆施加的初始推射作用力 F 与气缸直径的关系式为:

[0024] $F = P * D * D * \pi / 4$;

[0025] 分离运动时间 T 与变量参数的关系:

$$[0026] \quad T = \sqrt{\frac{2s}{\frac{F-f}{m}}} + \frac{\frac{F-f}{m} \sqrt{\frac{2s}{\frac{F-f}{m}}} \sqrt{\frac{F \cdot s - f x}{\frac{1}{2}m}}}{\frac{f}{m}};$$

[0027] 级间分离时轨道级飞行器模型的运动速度理论参考值 v :

$$[0028] \quad v = \sqrt{\frac{F \cdot s - f x}{\frac{1}{2}m}};$$

[0029] 其中, D 为气缸组件的气缸直径; P 为气缸组件的气缸充气压力。

[0030] 作为本发明的一种优选方案,其中,根据气缸直径 D 以及充气压力 P 确定轨道级飞行器模型和助推级飞行器模型的级间分离时间 T ,或者根据设定级间分离时间 T 确定气缸活塞推杆推力 F ,进而选择气缸直径 D 和气缸充气压力 P 。

[0031] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:

[0032] 本发明用于研究两级入轨水平级间分离过程中的高超声速流场特性以及两级的气动力变化,验证两级入轨水平级间分离的技术可靠性和安全性,最后将成熟的水平级间分离方式应用到两级入轨飞行器级间分离中;可以根据选择的高超声速风洞有效试验时间,评估气缸参数,包括气缸压力以及气缸直径,使其可以灵活的应用于不同高超声速风洞中,在风洞有效试验时间内完成两级水平分离试验。

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为本发明的两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构示意图;

[0035] 图2为本发明的两级入轨飞行器水平级间分离示意图。

[0036] 图中的标号分别表示如下:

[0037] 1-滑轮;2-水平导轨;3-圆盘电磁铁;4-定位块;5-杆式应变天平;6-气缸组件;7-活塞推杆;8-助推级飞行器模型;9-轨道级姿态传感器;10-轨道级飞行器模型。

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] 如图1所示,本发明提供了一种两级入轨飞行器水平级间分离风洞实验组合结构,图1为本发明的两级入轨飞行器模型示意图,该两级入轨飞行器由基于乘波体可变翼展宽速域助推级飞行器以及三角后掠翼翼身融合空天飞机轨道级组成。

[0040] 助推级飞行器采用平顶式设计用于放置轨道级,轨道级飞行器采用腹部平整三角翼设计可以使得轨道级水平贴合在助推级背部,有利于两级水平级间分离。

[0041] 两级飞行器气动布局布置采用将两级飞行器质心布置于同一法线方向上,避免两级飞行器在分离的瞬间质心突然变化引起两级飞行器的飞行不稳定。

[0042] 助推级飞行器模型8的长度为1000mm,轨道级飞行器模型10的长度为400mm,助推级从初始位置运动到刚好脱离助推级的分离距离 $x=855\text{mm}$ 。

[0043] 在两级入轨飞行任务中,当两级入轨飞行器爬升到级间分离点时,轨道级在火箭发动机推力作用下沿助推级上表面水平分离。两级入轨飞行器水平分离示意图如图2所示。

[0044] 由于在水平分离过程中,两级之间表面贴合无间隙运动分离,所以可以表面高超声速级间分离过程中复杂严重的激波干扰带来的两级飞行器表面高压、高热流载荷以及急剧变化的气动载荷导致的飞行稳定性及控制等问题,大大降低了两级入轨级间分离技术风险,提高两级入轨的安全可靠性。

[0045] 为了在风洞试验中模拟两级飞行器水平级间分离的运动状态,本发明提出一种用于两级入轨飞行器水平级间分离风洞试验装置,包括助推级飞行器模型8和轨道级飞行器模型10,其特征在于,助推级飞行器模型8的顶部设置有安装轨道级飞行器模型10的水平导轨2,且水平导轨2使助推级飞行器模型8和轨道级飞行器模型10的质心位于同一法线方向上;助推级飞行器模型8的尾部设置有杆式应变天平5,且杆式应变天平5的连接锥连接助推级飞行器模型8;杆式应变天平5通过应变支架安装有气缸组件6,且气缸组件6的活塞推杆7接触连接轨道级飞行器模型10。

[0046] 轨道级飞行器模型10的背部设置有多个滑轮1,滑轮1嵌入水平导轨2中与水平导轨2滚动连接,且多个滑轮1处于同一直线上。

[0047] 助推级飞行器模型8的上表面与轨道级飞行器模型10的下表面无间隙贴合。

[0048] 轨道级飞行器模型10的背部表面设置有多个圆盘电磁铁3以及电性连接圆盘电磁铁3的电磁控制系统,且多个圆盘电磁铁3对称分布在水平轨道两侧轨道级飞行器模型10表面上;

[0049] 助推级飞行器模型8和轨道级飞行器模型10之间由多个圆盘电磁铁3与助推级飞行器模型8表面的电磁吸附作用而产生的静摩擦力与气缸组件6施加在轨道级飞行器模型10上的推力相平衡。

[0050] 水平导轨2靠近气缸组件6的端部设置有定位块4,结构示意图如图1所示。

[0051] 进一步地,本发明所提供的一种用于两级入轨飞行器水平级间分离的分离试验

阶段方法具体为:包括具体步骤:

[0052] 步骤100、将轨道级飞行器模型安装在水平导轨中,且通过定位块对轨道级飞行器模型在水平导轨中的位置进行定位,电磁控制系统控制圆盘电磁铁工作使轨道级飞行器模型和助推级飞行器模型之间产生静摩擦力,再将轨道级飞行器模型的尾部与气缸组件的活塞推杆的端部接触连接;

[0053] 步骤200、通过静摩擦力的换算设定气缸组件对于轨道级飞行器模型的初始推射作用力,气缸组件通过活塞推杆将初始推射作用力施加在轨道级飞行器模型上;

[0054] 步骤300、设定气缸组件的活塞推杆不超过水平导轨长度的行程,使轨道级飞行器模型在水平导轨中实现与活塞推杆接触的直线移动和脱离活塞推杆后的直线移动的两个运动状态;

[0055] 步骤400、在实验风洞工作时,电磁控制系统使所述圆盘电磁铁断电,使轨道级飞行器模型失去圆盘电磁铁的电磁吸附作用而对轨道级飞行器模型产生的水平方向的作用力的制约,气缸组件通过活塞推杆对轨道级飞行模型的尾部施加初始推射作用力,使轨道级飞行器模型推射弹出,完成步骤300中轨道级飞行器在水平导轨中的两个直线运动状态;

[0056] 步骤500、通过在轨道级飞行器模型中设置安装PCB三自由度加速度计传感器和姿态传感器9,测量轨道级运动气动载荷和姿态参数,并且通过杆式应变天平采集应变支架的作用力以及助推级飞行器模型和轨道级飞行器模型之间分离作用力数据。

[0057] 两级飞行器动态水平级间分离风洞试验装置气缸参数可以根据风洞试验时间、轨道级模型质量以及所受阻力进行确定。

[0058] 轨道级分离距离 $x=855\text{mm}$,气缸活塞推杆行程 $s=30\text{mm}$,模型质量 $m=2000\text{g}$,计算轨道级气动阻力和滑动摩擦力得到轨道级模型的阻力保守估计为 $f=30\text{N}$,分离运动时间为 T (即轨道级模型从初始位置刚好运动到模型尾部脱离所用时间),轨道级模型刚好完全与助推级分离后的速度为 V ,气缸活塞推杆施加推力为 F ,气缸充气压力为 P ,气缸直径为 D 。

[0059] 根据动量定理、牛顿第二定律和能量守恒,根据以上变量推导出以下公式:

[0060] 刚好完成级间分离时轨道级模型的速度为:

$$[0061] \quad v = \sqrt{\frac{F \cdot s - fx}{\frac{1}{2}m}}$$

[0062] 气缸推杆推力与气缸直径的关系为:

$$[0063] \quad F = P * D * D * \pi / 4$$

[0064] 分离运动时间 T 与上述变量参数的关系为:

$$[0065] \quad T = \sqrt{\frac{2s}{\frac{F-f}{m}}} + \frac{\frac{F-f}{m} \sqrt{\frac{2s}{\frac{F-f}{m}}} - \sqrt{\frac{F \cdot s - fx}{\frac{1}{2}m}}}{\frac{f}{m}}$$

[0066] 结合本实施例,当气缸直径选择标准的 $D=20\text{mm}$ 时,充气压力 $P=4\text{MPa}$ 时,轨道级分离时间为 $T=0.18\text{s}$,刚好完成分离时轨道级运动速度为 3m/s 。

[0067] 具体的试验方案如下：

[0068] 1. 助推级模型尾部固定支撑；轨道级模型通过定位装置定位，尾部连接高压气缸且气缸活塞推杆7顶住模型，通过换算作用力为F；

[0069] 2. 风洞起动时，触发电磁阀开关，定位销移动到助推级模型平面以下；轨道级被作用其尾部的活塞推杆7以F推射弹出，其运动方向为沿助推级平面导轨水平向前；

[0070] 3. 轨道级尾部分离运动至助推级前缘点时间为T，气缸活塞作用力F（气缸充气压力P和气缸直径D）即可以通过该时间和上述方法计算出来；

[0071] 4. 轨道级模型内拟安装PCB三自由度加速度计传感器，测量轨道级运动气动载荷和姿态参数；

[0072] 5. 助推级模型尾部支杆连接天平，采集阻力及级间分离作用力信息；

[0073] 6. 对水平分离过程测量纹影（阴影）图像（俯视影像和侧视影像），结合天平测量数据进行分析。

[0074] 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。

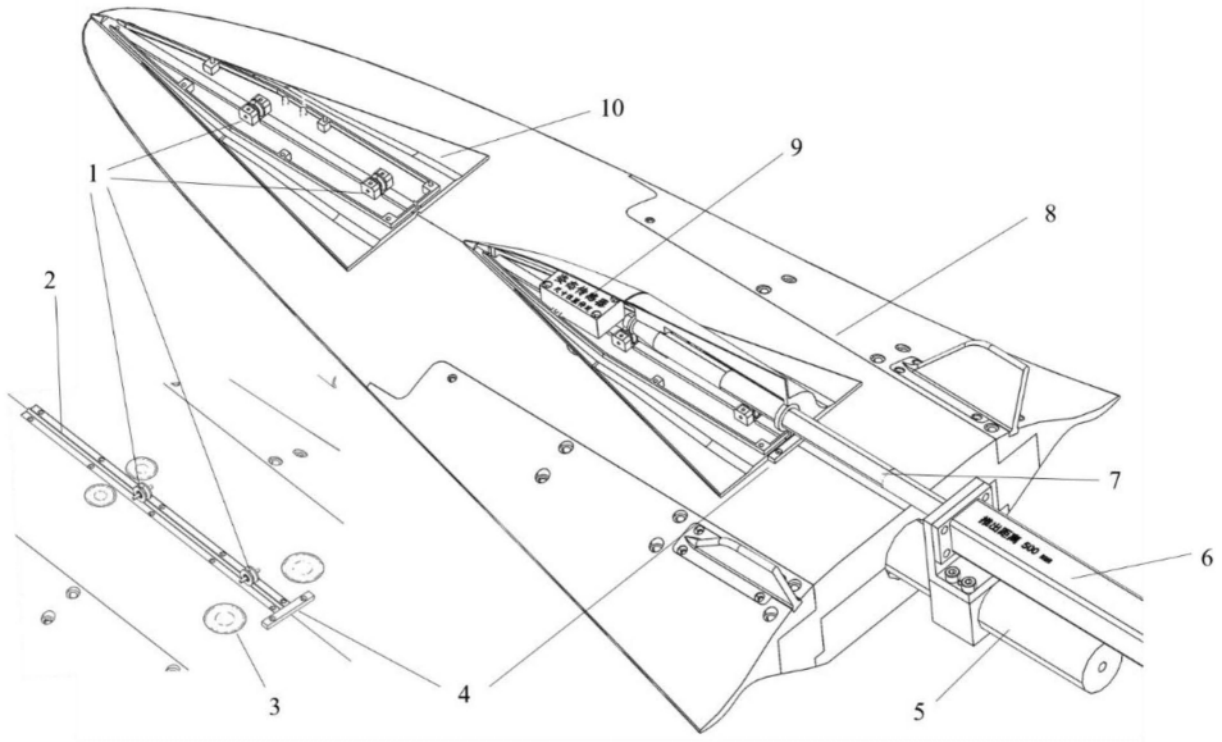


图1



图2