



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 214566243 U

(45) 授权公告日 2021. 11. 02

(21) 申请号 202120320162.9

(22) 申请日 2021.02.04

(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 杨磊 李文皓 刘文 张陈安

(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
代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.
B64G 1/64 (2006.01)

(ESM) 同样的发明创造已同日申请发明专利

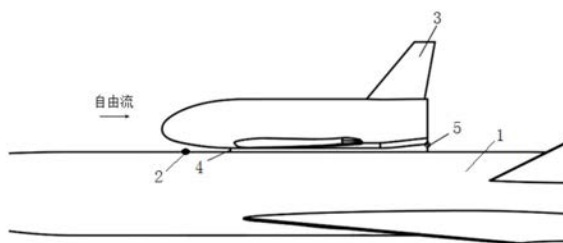
权利要求书1页 说明书6页 附图3页

(54) 实用新型名称

一种两级入轨飞行器背部快速分离装置

(57) 摘要

本实用新型公开了一种两级入轨飞行器背部快速分离装置,该装置包括形成于载机上的射流发生器,用于向与所述载机相连的二级飞行器的分离面提供向上的射流以抵消所述二级飞行器自身的部分重力。该装置可以向二级飞行器提供向上的射流形成向上的推力,使得二级飞行器可以相对载机转动做抬头运动形成第一目标倾斜角度,增加二级飞行器的俯仰角,以增加当地攻角使得二级飞行器所产生的升力快速增加,使二级飞行器可以快速上升至一定高度以免与载机尾翼发生碰撞。该射流发生器在工作时没有复杂的机械运动,因此启动速度快,启动即可向二级飞行器提供射流,可以极大地缩短二级飞行器达到安全高度所需的时间。



1. 一种两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,包括:

形成于载机上的射流发生器,用于向与所述载机相连的二级飞行器的分离面提供向上的射流以抵消所述二级飞行器自身的部分重力,使所述二级飞行器与所述载机在未分离状态下相对转动形成第一目标倾斜角度以增加所述二级飞行器产生的升力。

2. 根据权利要求1所述的两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,所述射流发生器用于向所述二级飞行器位于所述二级飞行器重心前部的分离面提供向上的射流。

3. 根据权利要求2所述的两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,所述射流发生器包括喷管喷口,所述喷管喷口位于所述载机背部的重心法向投影延长线上。

4. 根据权利要求3所述的两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,所述射流发生器包括储料箱以及燃烧室,所述喷管喷口与所述燃烧室相连。

5. 根据权利要求1所述的两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,所述载机与所述二级飞行器各自分离面之间形成有固连机构以及铰链机构,所述铰链机构位于所述二级飞行器的尾部;所述固连机构包括第一自解除螺栓,所述第一自解除螺栓用于在所述射流与所述铰链机构可平衡所述二级飞行器重力后解除所述固连机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接,使所述二级飞行器在所述射流作用下以所述铰链机构为支点相对转动以形成所述第一目标倾斜角度。

6. 根据权利要求5所述的两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,所述铰链机构包括第二自解除螺栓,所述第二自解除螺栓用于当所述二级飞行器与所述载机在未分离状态下相对转动形成第二目标倾斜角度后解除所述铰链机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接。

7. 根据权利要求6所述的两级入轨飞行器背部快速分离装置,其特征在于,所述第一自解除螺栓以及所述第二自解除螺栓均为爆炸螺栓。

一种两级入轨飞行器背部快速分离装置

技术领域

[0001] 本实用新型涉及两级入轨飞行器分离技术领域,特别是涉及一种两级入轨飞行器背部快速分离装置。

背景技术

[0002] 两级入轨飞行器是未来可重复使用的空天往返工具,是由载机携带二级飞行器(运载火箭、航天飞机、轨道器等)飞行至一定高度,并以一定速度分离,随后轨道器加速爬升入轨,载机水平着陆。两级入轨飞行器为未来航天发射提供低成本、高可靠性、高灵活的解决方案。在发射过程中,载机同二级飞行器分离技术是关系到发射成败的关键。

[0003] 在分离过程中,载机和二级飞行器之间存在较强的气动干扰,该干扰以激波反射与折射的方式表现,并在载机和二级飞行器之间所形成的流道内反复作用,且具有较强的非定常特征和非线性特性。同时受限于载机起落架高度和内部空间,二级飞行器只能在载机背部进行挂载。在分离时,二级飞行器主要依靠自身升力分离。然而分离点具有高速、低密度的特征,虽然速度较快(Ma6),但密度较小(海平面密度的1.5%),因此动压较低;二级飞行器一般为航天飞机或轨道器,升力系数较小,且载机对来流遮挡作用明显,当地有效迎角较小,二级飞行器升力较小。另外受限于载机起落架高度,载机垂尾布置于尾部上方,因此在分离过程中,二级飞行器需要快速上升至一定高度以免与载机尾翼发生碰撞。

[0004] 申请号201921714836.2的专利文献中记载了“两级入轨飞行器背部分离装置”,该装置虽然可以解决上述问题,但是其采用的顶起机构结构复杂,附加重量较大,所需能源较多,且在分离过程中顶起机构将产生较大气动阻力和气动加热,载机总体设计及飞行工程实现难度较大。此外,顶起分离过程耗时较长,不能实现载机和二级飞行器背部的快速分离。

发明内容

[0005] 本实用新型提供了一种两级入轨飞行器背部快速分离装置。

[0006] 本实用新型提供了如下方案:

[0007] 一种两级入轨飞行器背部快速分离装置,包括:

[0008] 形成于载机上的射流发生器,用于向与所述载机相连的二级飞行器的分离面提供向上的射流以抵消所述二级飞行器自身的部分重力,使所述二级飞行器与所述载机在未分离状态下相对转动形成第一目标倾斜角度以增加所述二级飞行器产生的升力。

[0009] 优选地:所述射流发生器用于向所述二级飞行器位于所述二级飞行器重心前部的分离面提供向上的射流。

[0010] 优选地:所述射流发生器包括喷管喷口,所述喷管喷口位于所述载机背部的重心法向投影延长线上。

[0011] 优选地:所述射流发生器包括储料箱以及燃烧室,所述喷管喷口与所述燃烧室相连。

[0012] 优选地:所述载机与所述二级飞行器各自分离面之间形成有固连机构以及铰链机构,所述铰链机构位于所述二级飞行器的尾部;所述固连机构包括第一自解除螺栓,所述第一自解除螺栓用于在所述射流与所述铰链机构可平衡所述二级飞行器重力后解除所述固连机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接,使所述二级飞行器在所述射流作用下以所述铰链机构为支点相对转动以形成所述第一目标倾斜角度。

[0013] 优选地:所述铰链机构包括第二自解除螺栓,所述第二自解除螺栓用于当所述二级飞行器与所述载机在未分离状态下相对转动形成第二目标倾斜角度后解除所述铰链机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接。

[0014] 优选地:所述第一自解除螺栓以及所述第二自解除螺栓均为爆炸螺栓。

[0015] 根据本实用新型提供的具体实施例,本实用新型公开了以下技术效果:

[0016] 通过本实用新型,可以实现一种两级入轨飞行器背部快速分离装置,在一种实现方式下,该装置可以包括形成于载机上的射流发生器,用于向与所述载机相连的二级飞行器的分离面提供向上的射流以抵消所述二级飞行器自身的部分重力,使所述二级飞行器与所述载机在未分离状态下相对转动形成第一目标倾斜角度以增加所述二级飞行器产生的升力。该装置可以向二级飞行器提供向上的射流形成向上的推力,使得二级飞行器可以相对载机转动做抬头运动形成第一目标倾斜角度,增加二级飞行器的俯仰角,以增加当地攻角使得二级飞行器所产生的升力快速增加,使二级飞行器可以快速上升至一定高度以免与载机尾翼发生碰撞。该射流发生器在工作时没有复杂的机械运动,因此启动速度快,启动即可向二级飞行器提供射流,可以极大地缩短二级飞行器达到安全高度所需的时间。

[0017] 当然,实施本实用新型的任一产品并不一定需要同时达到以上所述的所有优点。

附图说明

[0018] 为了更清楚地说明本实用新型实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例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本实用新型的一些实施例,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。

[0019] 图1是本实用新型实施例提供的一种两级入轨飞行器背部快速分离装置的连接状态的结构示意图;

[0020] 图2是本实用新型实施例提供的一种两级入轨飞行器背部快速分离装置的固连机构分离后的结构示意图;

[0021] 图3是本实用新型实施例提供的一种两级入轨飞行器背部快速分离装置的铰链机构分离后的结构示意图;

[0022] 图4是本实用新型实施例提供的二级飞行器位移变化曲线图;

[0023] 图5是本实用新型实施例提供的二级飞行器姿态角变化曲线图。

[0024] 图中:载机1、射流发生器2、二级飞行器3、固连机构4、铰链机构5。

具体实施方式

[0025] 下面将结合本实用新型实施例中的附图,对本实用新型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实用新型一部分实施例,而不是全部的

实施例。基于本实用新型中的实施例，本领域普通技术人员所获得的所有其他实施例，都属于本实用新型保护的范围。

[0026] 实施例

[0027] 参见图1、图2、图3、图4、图5，为本实用新型实施例提供的一种两级入轨飞行器背部快速分离装置，如图1、图2、图3所示，该装置包括形成于载机1上的射流发生器2，用于向与所述载机1相连的二级飞行器3的分离面提供向上的射流以抵消所述二级飞行器3自身的部分重力，使所述二级飞行器3与所述载机1在未分离状态下相对转动形成第一目标倾斜角度以增加所述二级飞行器3产生的升力。

[0028] 本申请提供的二级飞行器可以是运载火箭、航天飞机、轨道器等，其中二级飞行器的分离面可以是二级飞行器的底面，载机的分离面可以是载机的顶面。该射流发生器可以向二级飞行器的底部提供向上的射流形成向上的推力，使得二级飞行器可以相对载机转动做抬头运动形成第一目标倾斜角度，增加二级飞行器的俯仰角，以增加当地攻角使得二级飞行器所产生的升力快速增加，使二级飞行器可以快速上升至一定高度以免与载机尾翼发生碰撞。由于顶起机构包含的多个部件需要按照各自预定的工作顺序相互配合运动才能够完成对二级飞行器的顶起，因此使二级飞行器达到第一目标倾斜角度所需的时间较长。而该射流发生器在工作时没有复杂的机械运动，因此启动速度快，启动即可向二级飞行器提供射流，可以极大地缩短二级飞行器达到安全高度所需的时间。

[0029] 本申请采用的射流发生器相对设置顶起机构具有结构简单、提供的射流发射速度快、所需能源少、分离过程气动阻力和气动热较小、作用于二级飞行器的推力集中且推力大小可根据二级飞行器的重量进行调节等优点。

[0030] 在实际应用中，所述射流发生器用于向所述二级飞行器位于所述二级飞行器重心前部的分离面提供向上的射流。该射流发生器可以采用冷射流发生器也可以是热射流发生器，由于二级飞行器通常为返回式航天器，其腹部具有防隔热层，可以承受的温度较高，即使采用热射流也不会对二级飞行器造成损坏。该射流发生器向二级飞行器提供的射流作用在二级飞行器位于其重心前部的底部，铰链机构位于二级飞行器尾部，可以使得二级飞行器抬头力矩更大。进一步的，所述射流发生器包括喷管喷口，所述喷管喷口位于所述载机背部的重心法向投影延长线上。喷管喷口位于所述载机的重心法向投影延长线上可以保证喷管喷口喷出的射流作用在二级飞行器上后对载机产生的反作用力作用在其重心法向投影的延长线上，使得载机的受力均匀不会在反作用力下发生俯仰、滚转等现象，影响载机飞行姿态和分离安全。具体的，所述射流发生器包括储料箱以及燃烧室，所述喷管喷口与所述燃烧室相连。该燃烧室可以通过储料箱内供给的燃料进行燃烧，燃烧产生的射流经过喷管喷口喷出作用在二级飞行器的底部，达到向二级飞行器提供向上的推力的目的。

[0031] 在具体使用时，可以根据载机的重量选择配置多套该射流发生器，保证可以载机可以获得足够的推力。例如，在二级飞行器重量较大时，配置一套该射流发生器需要将发生器的尺寸制作的较大，这样不利于与载机进行装配，此时可以选择设置多套体积较小的射流发生器配合使用，形成多道射流共同作用于二级飞行器即可。该射流发生器还可以包含射流大小调节机构（如调节燃料流量），用于对射流发生器提供的射流大小进行调节，这样可以使得在载机上设置的射流发生器适用对不同重量二级飞行器提供射流。该射流大小的调节还可以通过设置的多套射流发生器同时工作的数量实现，例如，某一载机上配置有5套

射流发生器,当二级飞行器重量较大时,则可以5套射流发生器同时向二级飞行器提供射流,当二级飞行器重量较小时,可以选择其中的一套或者几套向二级飞行器提供射流,即可以保证二级飞行器的快速分离,又可以节约燃料防止提供的射流的推力过大对二级飞行器造成损坏。同时,可以保证无需对载机的结构进行改动即可实现与携带的不同重量的二级飞行器的快速分离。

[0032] 在实际应用中,为了实现载机与二级飞行器的相连接,同时可以保证快速分离以及相对转动,本申请实施例可以提供所述载机1与所述二级飞行器3各自分离面之间形成有固连机构4以及铰链机构5,所述铰链机构5位于所述二级飞行器3尾部;所述固连机构4包括第一自解除螺栓,所述第一自解除螺栓用于在所述射流与所述铰链机构5可平衡所述二级飞行器重力后解除所述固连机构对所述载机1以及所述二级飞行器3的连接,使所述二级飞行器3在所述射流作用下以所述铰链机构5为支点相对转动以形成所述第一目标倾斜角度。该固连机构4可以包括第一支撑杆以及与其相邻的第一自解除螺栓,第一支撑杆的一端可以与载机的前部固定相连的,第一自解除螺栓的两端分别与第一支撑杆以及二级飞行器相连。该第二自解除螺栓可以在射流推力同尾部铰链机构可平衡二级飞行器的重力后启动使得第一支撑杆与二级飞行器完全分离,使得二级飞行器的前端于载机之间的约束力消失,在射流提供的推力作用下可以围绕铰链机构转动使得二级飞行器的前部抬起最终形成所述第一目标倾斜角度。在达到所述第一目标倾斜角度之前由于二级飞行器的当地攻角较小,因此需要射流发生器始终向二级飞行器提供射流。

[0033] 所述铰链机构包括第二自解除螺栓,所述第二自解除螺栓用于当所述二级飞行器与所述载机在未分离状态下相对转动形成第二目标倾斜角度后解除所述铰链机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接。铰链机构可以包括第二支撑杆、铰链以及第二自解除螺栓,第二支撑杆的一端与载机的后部相连另一端与铰链相连,第二自解除螺栓的两端分别与铰链以及二级飞行器相连。在二级飞行器的倾斜角达到第二目标倾斜角度后,即可启动该第二自解除螺栓,使得二级飞行器与铰链形成对二级飞行器后部的约束力消失,即可实现二级飞行器与载机的完全分离。由于在二级飞行器的倾斜角达到第一目标倾斜角度后,二级飞行器在惯性及气动力作用下继续进行抬头运动,因此在第一目标倾斜角度到第二目标倾斜角度过渡的过程中,可以将射流发生器关闭。这样即可节约燃料,又可降低启动第二自解除螺栓时二级飞行器的抬头速度,避免二级飞行器在分离后俯仰角度过大、纵向飞行稳定性降低。在实际应用中,所述第一自解除螺栓以及所述第二自解除螺栓均为爆炸螺栓。具体选择何种螺栓可以根据需要进行选择。爆炸螺栓多用于多点连接分离面。每个爆炸螺栓形似普通螺栓,内部装有炸药和点火器。分离时,炸药被引爆,使剪切锁剪断或者沿螺栓削弱槽断开,实现两分离体解锁。爆炸螺栓品种多,主要有开槽式、剪切销式、钢球式爆炸螺栓和无污染爆炸螺栓等。这种装置的优点是承载能力大、结构简单、工作可靠、使用方便。在实际应用中还可以选择钛镍记忆合金为材料的无爆炸自解除螺栓,钛镍记忆合金为材料的无爆炸自解除螺栓具有可以重复使用的优点,且启动后不会产生碎片。

[0034] 本申请实施例还可以提供一种两级入轨飞行器背部快速分离装置的使用方法包括:

[0035] 接收分离指令信息;该分离指令可以储存在控制器内,分离指令信息的获取可以通过机械按键触发的方式获取,也可以通过虚拟按键触发的方式获取,也可根据飞行状态

自动触发;机械按键触发的方式,可以通过按动对应的触发按键以获取该分离指令信息;虚拟按键触发的方式,可以通过在对应软件的界面中按动相关的虚拟触发按键以实现获取分离指令信息;自动触发的方式,可以通过判断载机飞行状态,满足触发条件后自动获取该分离指令信息。

[0036] 根据所述分离指令信息控制射流发生器启动以便所述射流发射器向所述二级飞行器的分离面提供向上的射流;具体的,控制器可以在接收到该指令信息后控制燃烧室的点火设备点火,使燃烧室内燃料燃烧,射流即可通过喷管喷口朝向二级飞行器喷出,为二级飞行器提供推力。

[0037] 确定所述射流以及铰链机构可平衡所述二级飞行器的重力后启动第一自解除螺栓解除固连机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接;分离过程开始后,使用射流冲击二级飞行器前部下端,当射流所提供的推力足以克服重力后(通过安装于固连机构的压力传感器获取信号,当压力传感器指示压力为0时,说明固连机构不承受重力),二级飞行器与载机之间的固连机构的第一自解除螺栓启动实现分离,从而使二级飞行器绕后端铰接机构转动实现抬头,以提高当地攻角、增加升力。

[0038] 确定所述二级飞行器形成第一目标倾斜角度后关闭所述射流发生器;在射流作用下,二级飞行器抬头,当二级飞行器到达第一目标倾斜角度时,射流发生器即可关闭。

[0039] 确定所述二级飞行器形成第二目标倾斜角度后启动第二自解除螺栓解除所述铰链机构对所述载机以及所述二级飞行器的连接以实现所述载机与所述二级飞行器的分离。二级飞行器在惯性及气动力作用下继续抬头运动,当达到第二目标倾斜角度时,尾部铰链机构爆炸螺栓完成爆破分离;二级飞行器在气动力作用下同载机脱离。

[0040] 在实际应用中,该第一目标倾斜角度以及第二目标倾斜角度均通过耦合动力学的仿真优化方法进行设计,预先设定。具体的,所述第一目标倾斜角度为所述二级飞行器在惯性及气动力作用下可围绕所述铰链机构转动至第二目标倾斜角度的最小倾斜角度;所述第二目标倾斜角度为所述二级飞行器在惯性及气动力作用下可产生克服所述二级飞行器自身重力的升力所需的最小倾斜角度。进一步的,所述第一目标倾斜角度以及所述第二目标倾斜角度均通过所述二级飞行器自身导航系统和大气系统测量。

[0041] 分离装置可以由前部固接机构、尾部铰链机构和射流发生器组成。其中前部固接机构由支撑杆和爆炸螺栓组成。尾部铰链机构由支撑杆、铰链和爆炸螺栓组成。射流发生器由储箱、燃烧室、喷管组成,喷管喷口位置位于载机重心法向投影。分离过程中,在控制系统作用下,如图1所示,射流发生器开机,射流对二级飞行器产生向上推力,当射流推力同尾部铰链机构可平衡二级飞行器重力后,前部固接机构爆炸螺栓完成爆破分离;随后,如图2所示,在射流作用下,二级飞行器抬头,当二级飞行器到达一定倾斜角度时,射流发生器关闭;如图3所示,二级飞行器在惯性及气动力作用下继续抬头运动,当达一定倾斜角度时,尾部铰链机构爆炸螺栓完成爆破分离;最后二级飞行器在气动力作用下同载机脱离。

[0042] 通过基于CFD的飞行动力学仿真,对本申请提供的装置及方法的效果件验证。在Ma6.0、30km高度、4°迎角情况下,可实现重量约1.6t的航天飞机与载机的顺利分离。射流发生器的设计喷流马赫数为3.0,喷流压比1600,流量9.82kg/s,设计射流工作0.248s。其中第一目标倾斜角度为2.59°,第二目标倾斜角度为12°。参见图4、图5,尾部铰接机构分离后,航天飞机到达安全高度所需要的时间约为0.32s。

[0043] 需要说明的是,在本文中,诸如第一和第二等之类的关系术语仅仅用来将一个实体或者操作与另一个实体或操作区分开来,而不一定要求或者暗示这些实体或操作之间存在任何这种实际的关系或者顺序。而且,术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖非排他性的包含,从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者设备不仅包括那些要素,而且还包括没有明确列出的其他要素,或者是还包括为这种过程、方法、物品或者设备所固有的要素。在没有更多限制的情况下,由语句“包括一个……”限定的要素,并不排除在包括所述要素的过程、方法、物品或者设备中还存在另外的相同要素。

[0044] 以上所述仅为本实用新型的较佳实施例而已,并非用于限定本实用新型的保护范围。凡在本实用新型的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换、改进等,均包含在本实用新型的保护范围内。

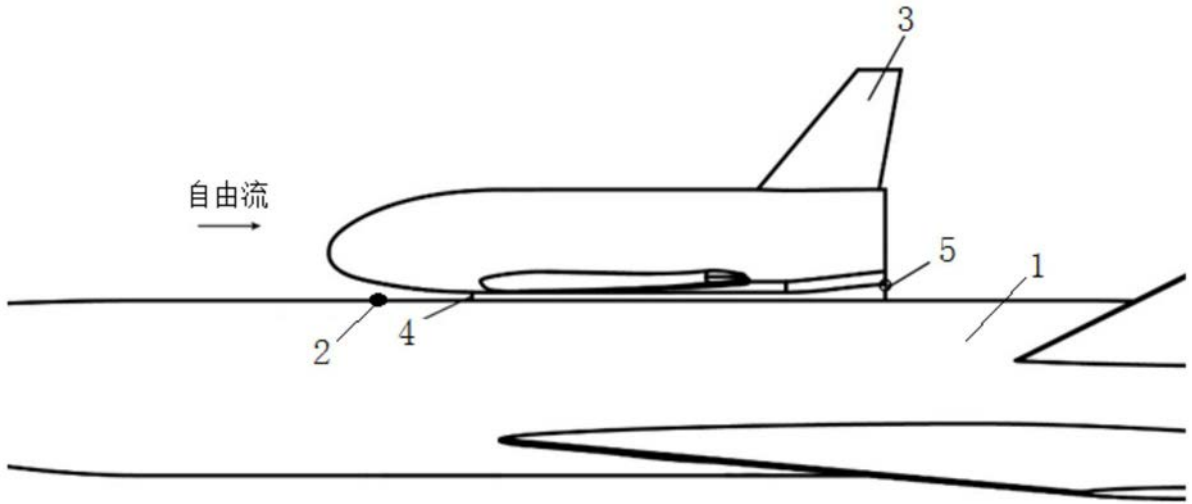


图1

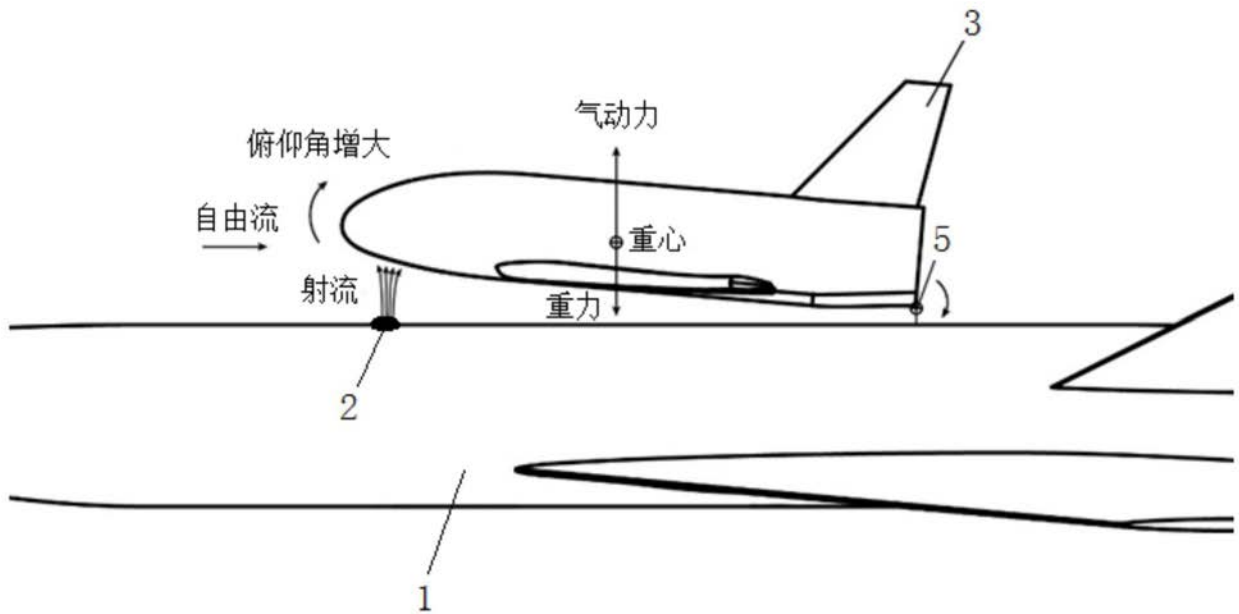


图2

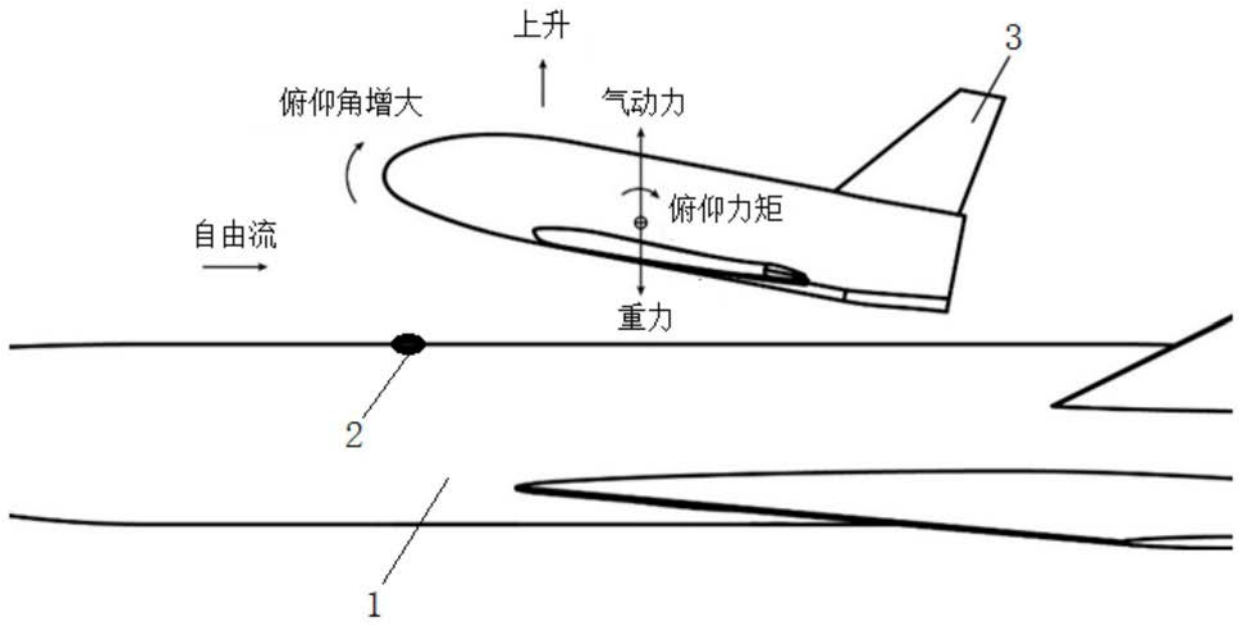


图3

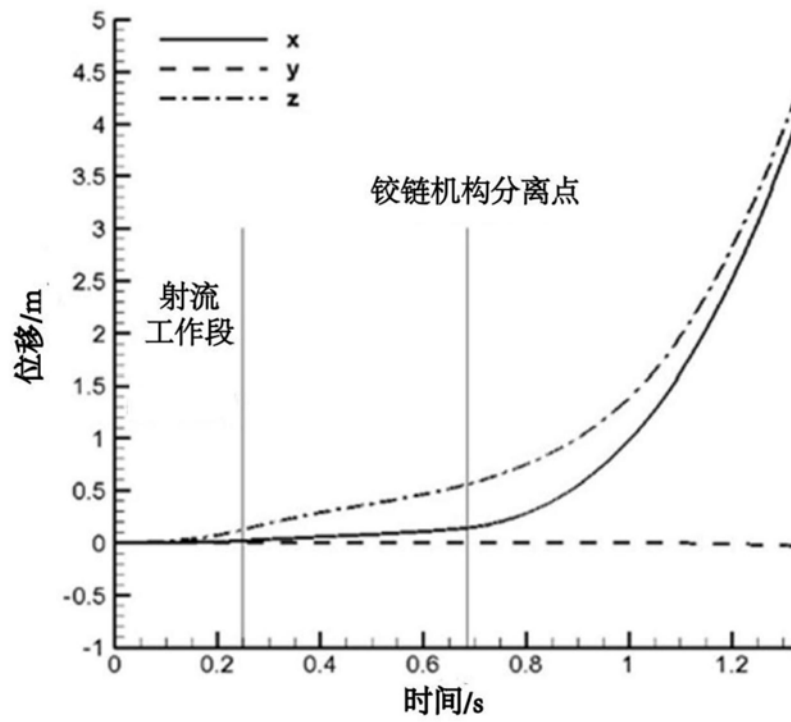


图4

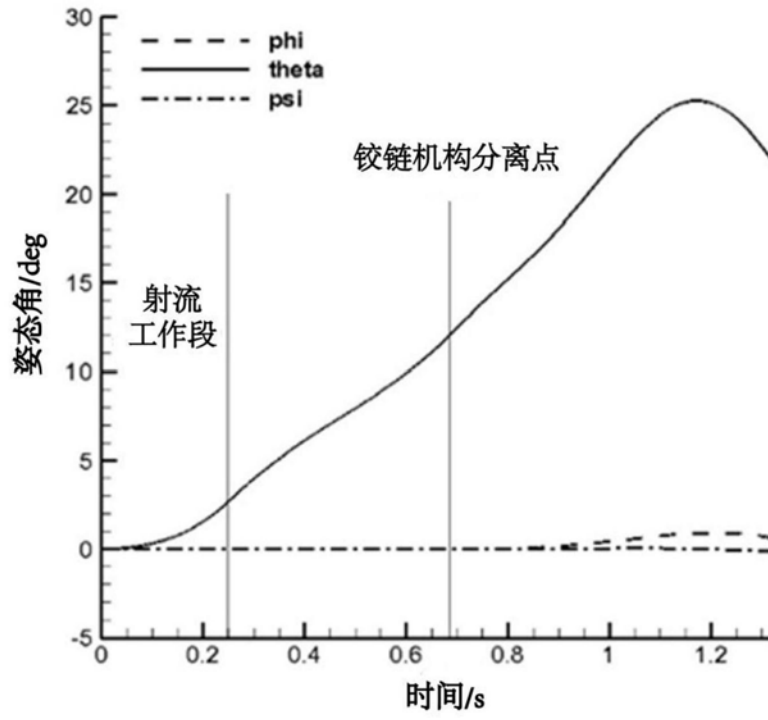


图5