



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113353293 A

(43) 申请公布日 2021.09.07

(21) 申请号 202110822054.6

(22) 申请日 2021.07.20

(71) 申请人 北京星际荣耀科技有限责任公司

地址 100176 北京市大兴区经济技术开发区盛南街9号1幢3层319

申请人 北京星际荣耀空间科技股份有限公司

(72) 发明人 施发树 廉永正 黄佩

(74) 专利代理机构 北京三聚阳光知识产权代理有限公司 11250

代理人 康艳艳

(51) Int. Cl.

B64G 1/62 (2006.01)

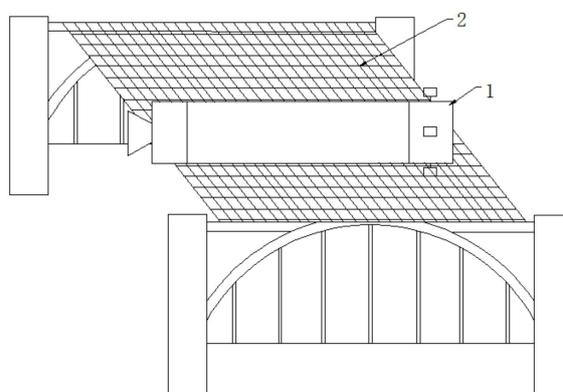
权利要求书2页 说明书9页 附图7页

(54) 发明名称

运载火箭子级回收着陆系统及方法

(57) 摘要

本发明涉及运载火箭技术领域,具体涉及一种运载火箭子级回收着陆系统及方法,运载火箭子级回收着陆系统包括:回收着陆装置,设置在地面或船上,回收着陆装置包括着陆缓冲机构;火箭发动机,设置在火箭子级上,火箭发动机设有多台,用于控制火箭子级进行减速;推力矢量控制装置,用于改变火箭发动机的推力方向;惯性测量系统,用于实时测量火箭子级的姿态和位置;GPS系统,用于实时测量火箭子级的位置;RCS反作用控制系统,设置在火箭子级上,火箭子级在进入大气层之前,RCS反作用控制系统使火箭子级在再入段之前翻转及着陆目标瞄准;气动舵,设置在火箭子级上;箭载计算机,设置在火箭子级上。



1. 一种运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,包括:
回收着陆装置,设置在地面或船上,所述回收着陆装置包括着陆缓冲机构;
火箭发动机(8),设置在火箭子级(1)上,所述火箭发动机(8)设有多台,用于控制所述火箭子级(1)进行减速;
推力矢量控制装置,用于改变所述火箭发动机(8)的推力方向;
惯性测量系统,用于实时测量所述火箭子级(1)的姿态和位置;
GPS系统,用于实时测量所述火箭子级(1)的位置;
RCS反作用控制系统(9),设置在所述火箭子级(1)上,所述火箭子级(1)在进入大气层之前,所述RCS反作用控制系统(9)使所述火箭子级(1)在再入段之前翻转及着陆目标瞄准;
气动舵(7),设置在所述火箭子级(1)上;
箭载计算机,设置在所述火箭子级(1)上,并与所述火箭发动机(8)、所述惯性测量系统、所述GPS系统、所述RCS反作用控制系统(9)、所述气动舵(7)、所述推力矢量控制装置连接,用于控制所述火箭子级(1)在进入大气层后的姿态;
GNC系统,用于使火箭子级(1)沿预定轨迹下降并使所述火箭子级(1)以水平姿态落到所述着陆缓冲机构上。
2. 根据权利要求1所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述运载火箭子级回收着陆系统还包括:
第一RCS喷管组件,与气源通过管路相连,所述管路上设有阀门,所述第一RCS喷管组件在所述火箭子级(1)上对称地设有两组,且两组所述第一RCS喷管组件分布在所述火箭子级(1)的同一圆周上,每组所述第一RCS喷管组件至少包括分别朝向第一方向、第二方向、第三方向的三个第一RCS喷管,所述第一方向与所述第二方向相反且与火箭子级(1)的径向垂直,所述第三方向沿火箭子级(1)的径向且朝向外侧,每个所述第一RCS喷管均对应设有一个阀门,所述RCS反作用控制系统(9)与所述阀门连接,能够控制所述阀门的通断。
3. 根据权利要求2所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述气源包括气瓶,所述气瓶设置在所述火箭子级(1)上,所述气瓶内设有氮气或惰性气体。
4. 根据权利要求2所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述火箭子级(1)包括尾段(11)、贮箱(12)和级间段(13),所述尾段(11)内设置有所述火箭发动机(8)、推进剂供应系统、推力矢量控制装置及热防护系统,所述贮箱(12)内设有推进剂,所述级间段(13)外设置有所述气动舵(7)及所述第一RCS喷管,所述级间段(13)内设置所述GNC系统、所述RCS反作用控制系统(9)。
5. 根据权利要求4所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述尾段(11)外设有阻力减速板。
6. 根据权利要求5所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述级间段(13)上设有第二RCS喷管,所述第二RCS喷管的轴线与所述火箭子级(1)的轴线重合。
7. 根据权利要求5所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述着陆缓冲机构包括着陆网(2),所述回收着陆装置包括支撑所述着陆网(2)的支架。
8. 根据权利要求7所述的运载火箭子级回收着陆系统,其特征在于,所述支架包括主支撑杆(31)和与所述主支撑杆(31)相连的副支撑杆(32),所述副支撑杆(32)设有液压阻尼机构。

9. 一种运载火箭子级回收着陆方法,其特征在于,包括以下步骤:

火箭子级(1)和火箭本体分离;

火箭子级(1)在惯性作用下冲高并向下进入大气层,气动舵(7)打开,RCS反作用控制系统(9)使火箭子级(1)翻转及瞄准着陆目标;

进入大气层后,推力矢量控制装置、RCS反作用控制系统(9)与气动舵(7)配合控制火箭子级(1)的姿态,使火箭子级(1)沿预定轨迹下降并使所述火箭子级(1)以水平姿态落到着陆网(2)上。

运载火箭子级回收着陆系统及方法

技术领域

[0001] 本发明涉及运载火箭技术领域,具体涉及一种运载火箭子级回收着陆系统及方法。

背景技术

[0002] 大多数的运载火箭包括多个火箭子级,每一个火箭子级都装有发动机和燃料,目的是为了提高火箭的连续飞行能力与最终速度。从尾部最初一级开始,每个火箭子级的燃料用完后自动脱落;脱落后进入到火箭子级返回过程,火箭子级返回过程指的是沿其飞行轨道直接进入、或者离开它原来飞行的轨道沿转变后的轨道进入地球的大气层,并通过大气层中的大气减速,安全降落在地球上的过程。

[0003] 子级返回过程是一种人为的、有目的的和受控的过程,一旦返回过程受控,实际上也就改变了其原始的飞行轨道,而是沿转变后的轨道返回。子级返回过程一般可分为如下几个阶段:1)子级分离段,从分离开始到子级离开运载火箭结束,也可能要求子级离开火箭某一安全距离为止,分离点的位置、速度、姿态角、分离角速度、分离安全距离等构成子级飞行轨道要素;2)转入返回轨道的过渡段,为从分离结束到进入地球稠密大气层之前的被动段,地球高真空(稀薄大气)大气层高度一般取80km-120km,过渡段运行轨道一般不加以控制,因此属于大气层外自由下降段,由于冲高惯性,所有子级包括一子级都可能具有高真空过渡段;3)再入大气层(或再入段),在高真空中下降运动的过渡段是一条开普勒轨道,当下降到气动作用明显(例如,气动力达到重力的1%)的区域时,返回器的运动就开始偏离开普勒轨道,此时就进入了大气层再入段。再入点为再入段的起点,也是气动力起明显作用的稠密大气层的最高点,对于降落伞着陆系统垂直着陆的子级,其再入段是从再入点减速下降到降落伞着陆系统开始工作的这一段轨道,该段从子级开始进入大气层起,至离地面10km-20km高度处止,子级再入段中一般要经受严重的气动力加热和较大的过载考验,因此,再入段的轨道研究是返回轨道研究中的重点;4)转入返回轨道的着陆段,该段为利用常规减速装置(一般为降落伞或可控翼伞)和其它减速器(气动减速器、可控推力减速火箭发动机)使返回器安全降落在地球表面的终段轨道。以降落伞为例,其在10km-20km以下的高度开始工作,一般是采用两级减速:先在12km-7km的高度打开一个面积很小的减速伞,将返回器初步减速,然后在7km-3km的高度打开面积较大的主伞,保证返回器以安全速度着陆。对于无人的飞行器,着陆速度允许到15m/s。总之,要完成子级返回过程,需要好几个专用的系统和若干设备,返回过程遇到的环境条件比发射过程和运行过程复杂和恶劣,只有从发射、分离、返回、再入大气层、着陆到发现找回的每一个过程或过程中的每一个环节的工作都正常,子级返回任务才算成功。

[0004] 弹道及弹道-升力式再入航天器在再入过程,在气动阻力作用下急剧减速。一般在15km左右的高度,其速度可减小到声速;再继续下降,返回舱的速度将逐渐趋于稳定下降速度,保持在100-200m/s左右,此时,如果不进一步采取减速措施,则返回器将以大于等于100m/s的速度冲向地面而坠毁。因此,在着陆之前还需要有一套着陆减速装置或减速器,将

子级进一步减速到安全着陆速度。

[0005] 垂直返回是为了解决运载火箭重复使用而提出的一种回收技术,其工作原理是这样的:火箭子级在完成的任务后,通过自身携带的控制系统和动力装置,按照设定的轨迹自主飞回着陆场,并以垂直的箭体姿态缓慢稳定地降落到指定着陆场。相比于有翼重复使用助推器水平着陆方式,垂直返回对火箭外形及总体布局影响较小。

[0006] 可控推力减速技术在SpaceX公司猎鹰9火箭上最先商业成功应用,猎鹰9第一级在返回和着陆过程中,火箭发动机利用2~3次再点火工作,就可以完成火箭减速,并实现定点着陆。垂直着陆时由安装在子级下部的着陆支架(或称着陆腿)支撑。回收后的子级经修复、组装并补充燃料后,可重新执行发射任务。猎鹰9的回收着陆系统和技术比较成熟,包括低空、低速情况下的高精度姿态控制技术、大范围推力调节技术、导航算法、横向机动技术和着陆腿支撑技术等。

[0007] 猎鹰9的回收方式包括陆地回收和海上回收两种方式。陆地回收采用三次点火回收方式:比两次点火多一次机动点火(即反推点火或叫着陆点修正点火),这次点火的目的是调整回收着陆点,通过这次机动,可将着陆点选择为发射场,也可以选择为其他(可达范围内)指定着陆点;海上回收平台名称为发射场自主无人船(ASDS),驳船船长91米、宽52米,装有四个300马力(220kW)全向动力,在火箭着陆作业期间可以使用自主或遥控操作模式,海上回收采用两次点火回收方式:在再入大气层前减速点火和着陆段的制动点火,着陆点在发射弹道的航迹线下(其着陆点主要由分离位置速度决定),主要采用海上驳船回收方式回收。

[0008] 在猎鹰9号火箭成功应用的着陆支撑机构有4条着陆腿,由碳纤维材料和铝合金蜂窝板制成,采用高压氦气气动系统展开。高约7.62m,总质量为2.1吨,着陆腿伸展最大长度为18m,跨度为21.336m。着陆腿为倒三角形形式,四条着陆腿对称分布在火箭的四周。着陆腿内有液压减震器,以减小着陆冲击,实现火箭的软着陆。在发射过程中,着陆腿收拢依附在火箭主体上,并刚好贴合气动外壳以降低阻力。在落地之前10s,着陆腿展开为钝角,以免发动机和地面接触进行缓冲和支撑。支撑着陆腿展开动力源是高压氦气系统。着陆腿工作时通过着陆腿内部缓冲器的压缩变形吸收冲击能量,着陆后不反弹,具有着陆姿态稳定、可靠性高的优点。

[0009] 垂直着陆回收技术存在的主要问题是运载火箭能力的损失较大。在有效载荷损失方面,为实现可重复使用性和载人安全性,航天飞机的有效载荷几乎减少了50%;安加拉系列如果使用贝加尔可重复使用一子级,其有效载荷将比完全一次性使用型降低43%。可见,为了实现可重复使用,火箭有效载荷运载能力损失相当惊人。

[0010] 对于安装着陆腿的子级,运载能力损失的原因是着陆腿质量大,至少配四个支撑架。在发射上升段,该支撑是负担,完全无用,而且增加了额外的气动阻力;在返回段,着陆腿打开和锁定,然后着陆缓冲,再检测和翻修、更换后,继续重复使用。着陆腿的质量间接增加了推进剂的能量和携带量,从而提高了运载能力的损失,增加了火箭的可重复使用成本。对于长细比较大、外形独特的运载火箭子级,要做到垂直返回、着陆稳定可靠和高精度、速度降为零,着陆腿的极限载荷大,由于安全系数较高,提高了设计强度值,从而进一步增加了着陆腿的质量。

发明内容

[0011] 因此,本发明要解决的技术问题在于克服现有技术中的运载火箭子级回收着陆系统导致运载火箭运载能力损失较大缺陷,从而提供一种可提高运载火箭运载能力的运载火箭子级回收着陆系统及方法。

[0012] 为解决上述技术问题,本发明提供的一种运载火箭子级回收着陆系统,包括:

[0013] 回收着陆装置,设置在地面或船上,所述回收着陆装置包括着陆缓冲机构;

[0014] 火箭发动机,设置在火箭子级上,所述火箭发动机设有多台,用于控制所述火箭子级进行减速;

[0015] 推力矢量控制装置,用于改变所述火箭发动机的推力方向;

[0016] 惯性测量系统,用于实时测量所述火箭子级的姿态和位置;

[0017] GPS系统,用于实时测量所述火箭子级的位置;

[0018] RCS反作用控制系统,设置在所述火箭子级上,所述火箭子级在进入大气层之前,所述RCS反作用控制系统使所述火箭子级在再入段之前翻转及着陆目标瞄准;

[0019] 气动舵,设置在所述火箭子级上;

[0020] 箭载计算机,设置在所述火箭子级上,并与所述火箭发动机、所述惯性测量系统、所述GPS系统、所述RCS反作用控制系统、所述气动舵、所述推力矢量控制装置连接,用于控制所述火箭子级在进入大气层后的姿态;

[0021] GNC系统,用于使火箭子级沿预定轨迹下降并使所述火箭子级以水平姿态落到所述着陆缓冲机构上。

[0022] 可选地,所述运载火箭子级回收着陆系统还包括:

[0023] 第一RCS喷管组件,与气源通过管路相连,所述管路上设有阀门,所述第一RCS喷管组件在所述火箭子级上对称地设有两组,且两组所述第一RCS喷管组件分布在所述火箭子级的同一圆周上,每组所述第一RCS喷管组件至少包括分别朝向第一方向、第二方向、第三方向的三个第一RCS喷管,所述第一方向与所述第二方向相反且与火箭子级的径向垂直,所述第三方向沿火箭子级的径向且朝向外侧,每个所述第一RCS喷管均对应设有一个阀门,所述RCS反作用控制系统与所述阀门连接,能够控制所述阀门的通断。

[0024] 可选地,所述气源包括气瓶,所述气瓶设置在所述火箭子级上,所述气瓶内设有氮气或惰性气体。

[0025] 可选地,所述火箭子级包括尾段、贮箱和级间段,所述尾段内设置有所述火箭发动机、推进剂供应系统、推力矢量控制装置及热防护系统,所述贮箱内设有推进剂,所述级间段外设置有所述气动舵及所述第一RCS喷管,所述级间段内设置所述GNC系统、所述RCS反作用控制系统。

[0026] 可选地,所述尾段外设有阻力减速板。

[0027] 可选地,所述级间段上设有第二RCS喷管,所述第二RCS喷管的轴线与所述火箭子级的轴线重合。

[0028] 可选地,所述着陆缓冲机构包括着陆网,所述回收着陆装置包括支撑所述着陆网的支架。

[0029] 可选地,所述支架包括主支撑杆和与所述主支撑杆相连的副支撑杆,所述副支撑杆设有液压阻尼机构。

[0030] 本发明还提供一种运载火箭子级回收着陆方法,包括以下步骤:

[0031] 火箭子级和火箭本体分离;

[0032] 火箭子级在惯性作用下冲高并向下进入大气层,气动舵打开,RCS反作用控制系统使火箭子级翻转及瞄准着陆目标;

[0033] 进入大气层后,推力矢量控制装置、RCS反作用控制系统与气动舵配合控制火箭子级的姿态,使火箭子级沿预定轨迹下降并使所述火箭子级以水平姿态落到着陆网上。

[0034] 本发明技术方案,具有如下优点:

[0035] 1. 本发明提供的运载火箭子级回收着陆系统,火箭子级上不再设置着陆腿,可以大大减轻火箭子级的质量,避免了由于着陆腿质量引起的运载能力下降问题,与现有技术相比可提高运载能力,降低发射成本;同时采用水平着陆的方式可减小火箭子级受到的冲击,避免对火箭发动机造成伤害;该运载火箭子级回收着陆系统可适用于陆地回收和海上回收,适应性好。在火箭子级上设置RCS反作用控制系统有以下优点:火箭子级力和力矩平衡后的迎角可以保证火箭子级以一定的姿态着陆;对于侧向的发散和扰动可以通过侧向力来减轻,而不需要对火箭子级重新定向,从而可以对扰动和横向偏离提供更快、更及时的控制相应,改善着陆控制精度。

附图说明

[0036] 为了更清楚地说明本发明具体实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对具体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,下面描述中的附图是本发明的一些实施方式,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。

[0037] 图1为本发明的实施例1中提供的运载火箭子级回收着陆系统火箭子级回收着陆网上的示意图;

[0038] 图2为本发明的实施例1中提供的运载火箭子级回收着陆系统的回收着陆装置的结构示意图;

[0039] 图3为本发明的实施例1中提供的运载火箭子级回收着陆系统的回收着陆装置的结构示意图;

[0040] 图4为本发明的实施例1中提供的运载火箭子级回收着陆系统的回收着陆装置的结构示意图;

[0041] 图5为火箭子级的结构示意图;

[0042] 图6为第一RCS喷管组件在火箭子级上的布置示意图;

[0043] 图7为火箭运动时在纵向平面内的受力示意图;

[0044] 图8为火箭子级回收着陆过程的示意图。

[0045] 附图标记说明:

[0046] 1、火箭子级;11、尾段;12、贮箱;13、级间段;2、着陆网;3、承力钢结构固定座;31、主支撑杆;32、副支撑杆;33、连接器;4、钢结构;5、吊索;6、承力钢梁;7、气动舵;8、火箭发动机;9、RCS反作用控制系统。

具体实施方式

[0047] 下面将结合附图对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例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。

[0048] 在本发明的描述中,需要说明的是,术语“中心”、“上”、“下”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。此外,术语“第一”、“第二”、“第三”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0049] 在本发明的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0050] 此外,下面所描述的本发明不同实施方式中所涉及的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互结合。

[0051] 实施例1

[0052] 垂直着陆回收技术存在的主要问题是运载火箭能力的损失较大。在有效载荷损失方面,为实现可重复使用性和载人安全性,航天飞机的有效载荷几乎减少了50%;安加拉系列如果使用贝加尔可重复使用一子级,其有效载荷将比完全一次性使用型降低43%。可见,为了实现可重复使用,火箭有效载荷运载能力损失相当惊人。

[0053] 对于安装着陆腿的子级,运载能力损失的原因是着陆腿质量大,至少配四个支撑架。在发射上升段,该支撑是负担,完全无用,而且增加了额外的气动阻力;在返回段,着陆腿打开和锁定,然后着陆缓冲,再检测和翻修、更换后,继续重复使用。着陆腿的质量间接增加了推进剂的能量和携带量,从而提高了运载能力的损失,增加了火箭的可重复使用成本。对于长细比较大、外形独特的运载火箭子级,要做到垂直返回、着陆稳定可靠和高精度、速度降为零,着陆腿的极限载荷大,由于安全系数较高,提高了设计强度值,从而进一步增加了着陆腿的质量。

[0054] 为此,本实施例提供一种运载火箭子级回收着陆系统,可以提高运载火箭的运载能力。在一个实施方式中,运载火箭子级回收着陆系统包括:回收着陆装置、火箭发动机8、推力矢量控制装置、惯性测量系统、GPS系统、RCS反作用控制系统9、气动舵7、箭载计算机、GNC系统。

[0055] 其中回收着陆装置设置在地面或船上,回收着陆装置包括着陆缓冲机构,着陆缓冲机构能够减轻对回收着陆装置的冲击,也可以很好的对火箭子级1起到防护的作用;火箭发动机8设置在火箭子级1上,火箭发动机8设有多台,用于控制火箭子级1进行减速,火箭发动机8的推力可变,在回收过程中,火箭发动机8的推力方向与火箭子级1的运动方向相反,从而起到减速作用,火箭发动机8具有喷管,喷管可相对火箭发动机8的本体偏摆,从而可改变火箭发动机8的推力方向;推力矢量控制装置用于改变火箭发动机8的推力方向,具体的,火箭发动机8的喷管在驱动机构的作用下相对发动机的本体偏摆,推力矢量控制装置用于

控制驱动机构工作,从而来控制喷管的偏摆角度;惯性测量系统用于实时测量火箭子级1的姿态和位置,惯性测量系统是利用陀螺仪、加速度计等惯性敏感元件和电子计算机,实时测量运载体相对于地面运动的加速度,以确定运载体的位置和地球重力场参数的组合系统;GPS系统用于实时测量火箭子级1的位置;RCS反作用控制系统9设置在火箭子级1上,火箭子级1在进入大气层之前,RCS反作用控制系统9使火箭子级1在再入段之前翻转及着陆目标瞄准;气动舵7设置在火箭子级1上;箭载计算机设置在火箭子级1上,并与火箭发动机8、惯性测量系统、GPS系统、RCS反作用控制系统9、气动舵7、推力矢量控制装置连接,用于控制火箭子级1在进入大气层后的姿态;GNC系统(制导、导航与控制分系统)用于使火箭子级1沿预定轨迹下降并使火箭子级1以水平姿态落到着陆缓冲机构上。

[0056] 在本实施方式中,火箭子级1上不再设置着陆腿,可以大大减轻火箭子级1的质量,避免了由于着陆腿质量引起的运载能力下降问题,与现有技术相比可提高运载能力,降低发射成本;同时采用水平着陆的方式可减小火箭子级1受到的冲击,避免对火箭发动机8造成伤害;该运载火箭子级回收着陆系统可适用于陆地回收和海上回收,适应性好。在火箭子级1上设置RCS反作用控制系统9有以下优点:火箭子级1力和力矩平衡后的迎角可以保证火箭子级1以一定的姿态着陆;对于侧向的发散和扰动可以通过侧向力来减轻,而不需要对火箭子级1重新定向,从而可以对扰动和横向偏离提供更快、更及时的控制相应,改善着陆控制精度。

[0057] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,气动舵7可选用栅格舵,通过控制栅格舵所受的其动力来控制火箭子级1的再入大气和下降过程。栅格舵采用“十”字型配置方案,两个水平方向舵面控制俯仰通道,两个竖立方向舵面控制偏航通道,两个或四个舵面同向偏转控制滚转通道。栅格舵安装在级间段13上,横跨一子级与级间段13对接面,前端在升空时固定在一子级上。每片栅格舵的尺寸约为 $1.22\text{m} \times 1.52\text{m}$,都可以独立调整姿态,在液压系统的驱动下,能够进行旋转和倾斜。它们升空时收拢,降落时打开。

[0058] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,运载火箭子级回收着陆系统还包括第一RCS喷管组件,与气源通过管路相连,管路上设有阀门,第一RCS喷管组件在火箭子级1上对称地设有两组,且两组第一RCS喷管组件分布在火箭子级1的同一圆周上,每组第一RCS喷管组件至少包括分别朝向第一方向、第二方向、第三方向的三个第一RCS喷管,第一方向与第二方向相反且与火箭子级1的径向垂直,第三方向沿火箭子级1的径向且朝向外侧,每个第一RCS喷管均对应设有一个阀门,RCS反作用控制系统9与阀门连接,能够控制阀门的通断。在本实施方式中,通过设置两组第一RCS喷管组件,且每组第一RCS喷管组件至少包括分别朝向三个不同方向的第一RCS喷管,如图6所示,图6中示出了火箭子级1的一个截面,第一方向为朝左侧,第二方向为朝右侧,第三方向为沿着直径朝向外侧,第一RCS喷管工作时,向外喷出气体对火箭子级1施加与喷出方向相反的作用力,可以通过控制不同的第一RCS喷管的阀门的通断来调节火箭子级1的姿态,可以实现火箭子级1的三通道(XOY平面、XOZ平面、YOZ平面)、六自由度(俯仰、偏航和滚转)姿态控制。

[0059] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,气源包括气瓶,气瓶设置在火箭子级1上,气瓶内设有氮气或惰性气体。在该实施方式中,第一RCS喷管通过喷出氮气或惰性气体来调节火箭子级1的姿态,惰性气体具体可以为氮气。在一个可替换的实施方式中,气源可以为发动机化学反应产生的气体。

[0060] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,火箭子级1包括尾段11、贮箱12和级间段13,尾段11内设置有火箭发动机8、推进剂供应系统、推力矢量控制装置及热防护系统,贮箱12内设有推进剂,级间段13外设置有气动舵7及第一RCS喷管,级间段13内设置GNC系统、RCS反作用控制系统9。在该实施方式中,火箭子级1着陆时尾部朝前,其质心位于前面,RCS反作用控制系统9位置靠后,其作用力臂大,可以发挥快速响应RCS反作用控制系统9的平移或侧推能力,从而确保对齐地面着陆目标位置。

[0061] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,尾段外设有阻力减速板。阻力减速板的设置可以进一步起到对火箭子级1起到减速的作用,阻力减速板的材质可选用轻质且强度较高的材料,阻力减速板可呈翅膀状设置在火箭子级1外,与火箭子级1箭体之间尾段呈锐角,在发射火箭的时候不会增加阻力,在回收过程中,由于尾段朝前,可较好的起到减速的作用。

[0062] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,级间段13上设有第二RCS喷管,第二RCS喷管的轴线与火箭子级1的轴线重合。第二RCS喷管的设置可以对火箭子级1的配平起到辅助作用。

[0063] 火箭子级1的配平主要用于解决水平着陆的力和力矩平衡问题,满足零速和零转速水平着陆要求。火箭的运动是三维空间运动,可以将飞行过程简化分解成纵向运动和侧向运动。导弹的纵向运动,是由导弹质心在飞行平面(即纵向平面或铅锤平面)或对称平面 xoz 内的平移运动和绕 oy 轴的旋转运动所组成。如图5所示,导弹在纵向平面内运动时,导弹的速度矢量 \vec{v} 始终处在该平面内。

[0064] 火箭降落时,火箭子级1尾部(位于主发动机的尾段)朝前,另一端安装RCS和气动舵7。火箭子级1质心(CG)靠前,空气动力压心(CP)靠后。如图7所示,飞行过程中,作用在导弹上的力主要有:空气动力 F (分解为法向力 F_n 和轴向力 F_a)、发动机推力 T 、第一RCS喷管的喷流侧推力和重力 mg 。

[0065] 一般讲,为了维持火箭的平衡,火箭具有三个方向上的力矩:俯仰力矩、滚转力矩以及偏转力矩,其中,俯仰力矩 M 又称纵向力矩,它的作用是使导弹绕横轴 oz 作抬头或低头的转动。俯仰力矩是指作用在火箭上的空气动力和第一RCS喷管的喷流侧推力对其质心所产生的力矩沿横轴 oy 的分量。

[0066] 纵向运动方程中,俯仰操纵机构(发动机推力矢量控制装置、气动舵7的偏转和第一RCS喷管的喷流等)仅取决于纵向运动参数,而偏航、滚转操纵机构的偏转仅取决于侧向运动参数。

[0067] 下面给出纵向面内的水平和垂直方向的平衡运动方程:

$$[0068] \begin{cases} T \sin(\theta + \delta) - R \cos(\theta) - F_N(\alpha, V) \cos(\theta) + F_A(\alpha, V) \sin(\theta) = 0 \\ T \cos(\theta + \delta) - mg + R \sin(\theta) + F_N(\alpha, V) \sin(\theta) + F_A(\alpha, V) \cos(\theta) = 0 \end{cases}$$

[0069] 和纵向面内的俯仰平衡方程式:

$$[0070] -T \sin(\delta) L_{t1} + T \sin(\delta) L_{t2} + RL_r + M(\alpha, V) + F_N(\alpha, V) L_c = 0$$

[0071] 式中,

[0072] T ——主发动机的推力;

[0073] R ——表示气动舵气动力和第一RCS喷管的喷流侧向力;

[0074] F——空气气动力,分解为法向力 F_n 和轴向力 F_a ;

[0075] mg ——重力;

[0076] α ——迎角,相对风速与 oz 轴间的夹角;

[0077] θ ——火箭旋转角(轴线与铅锤线夹角);

[0078] δ ——主发动机喷管摆角,也叫推力矢量角;

[0079] V ——相对风速 \vec{V} ,包括环境风和惯性速度;

[0080] L ——各种力矩。

[0081] 其中,气动力和力矩系数定义如下:

$$[0082] F_A(\alpha, V) = CA(\alpha) q S_{ref}$$

$$[0083] F_N(\alpha, V) = CN(\alpha) q S_{ref}$$

$$[0084] M(\alpha, V) = CLMCG(\alpha) q S_{ref} L_{ref}$$

$$[0085] q = \frac{1}{2} \rho \sqrt{V_x^2 + V_z^2}$$

$$[0086] \alpha = \theta - \arctan\left(\frac{-V_x}{V_z}\right)$$

[0087] 式中,

[0088] $CA(\alpha)$ ——轴向力系数;

[0089] $CN(\alpha)$ ——法向力系数;

[0090] $CLMCG(\alpha)$ ——俯仰力矩系数;

[0091] q ——空气动压;

[0092] S_{ref} ——火箭特征面积,一般用横截面积表示;

[0093] L_{ref} ——火箭特征长度,一般用子级长度表示;

[0094] V_x 、 V_z ——分别表示风速在坐标系中的分量。

[0095] 在上述实施方式的基础上,在一个优选的实施方式中,如图1至图4所示,着陆缓冲机构包括着陆网2,回收着陆装置包括支撑着陆网2的支架。着陆网2用金属或高强度复合材料制成,耐冲击性能好,着陆网2的长度可以为50m,宽度可以为20m,着陆网2可承受火箭子级1高达30t的质量。

[0096] 着陆网2可以为吊挂式或支撑式。如图2所示,支架包括四个承力钢结构固定座3,弧形钢结构连在两个承力钢结构固定座3的顶端之间,弧形钢结构4上设有多个吊索5,着陆网2吊装在吊索5上,该着陆网2为吊挂式。

[0097] 如图3所示,支架包括四个承力钢结构固定座3,承力钢梁6连在两个承力钢结构固定座3之间,着陆网2连在承力钢梁6上,承力钢梁6还由钢结构4支撑,该着陆网2为支撑式。

[0098] 在一个优选的实施方式中,如图4所示,支架包括主支撑杆31和与主支撑杆31通过连接器33相连的副支撑杆32,副支撑杆32设有液压阻尼机构。在该实施方式中,由于副支撑杆32设有液压阻尼机构,副支撑杆32可以承受较大的冲击,具有较大的着陆缓冲功能。

[0099] 如图4所示,一个主支撑杆31连接有两个副支撑杆32。

[0100] 实施例2

[0101] 本实施例提供一种运载火箭子级1回收着陆方法,包括以下步骤:

[0102] 火箭子级1和火箭本体分离,结合图8,火箭起飞后,在A点处火箭子级1和火箭本体分离,火箭本体继续飞行入轨;

[0103] 火箭子级1在惯性作用下冲高并向下进入大气层,气动舵7打开,RCS反作用控制系统9使火箭子级1翻转及瞄准着陆目标,在该步骤中主要依靠RCS反作用控制系统9,使火箭子级1翻转,使尾部朝前并瞄准着陆目标,参考图8,气动舵7在B点处展开;

[0104] 进入大气层后,推力矢量控制装置、RCS反作用控制系统9与气动舵7配合控制火箭子级1的姿态,使火箭子级1沿预定轨迹下降并使火箭子级1以水平姿态落到着陆网2上,在该步骤中,以气动舵7为主、与RCS反作用控制系统9、推力矢量控制为辅的策略控制火箭子级1的姿态,结合图8,火箭子级1再入大气层(约80km高度),在经过再入点E后,多台火箭发动机8第一次点火反推,这时候火箭子级1以尾部朝下降落与减速,将下降速度减速到亚声速,在大概4km高度,一台火箭发动机8再次点火,火箭子级1同样以尾部朝下减速,同时火箭子级1姿态不断进行调整,直到将火箭子级1速度降为零并水平着陆到着陆网2上。

[0105] 显然,上述实施例仅仅是为清楚地说明所作的举例,而并非对实施方式的限定。对于所属领域的普通技术人员来说,在上述说明的基础上还可以做出其它不同形式的变化或变动。这里无需也无法对所有的实施方式予以穷举。而由此所引伸出的显而易见的变化或变动仍处于本发明创造的保护范围之内。

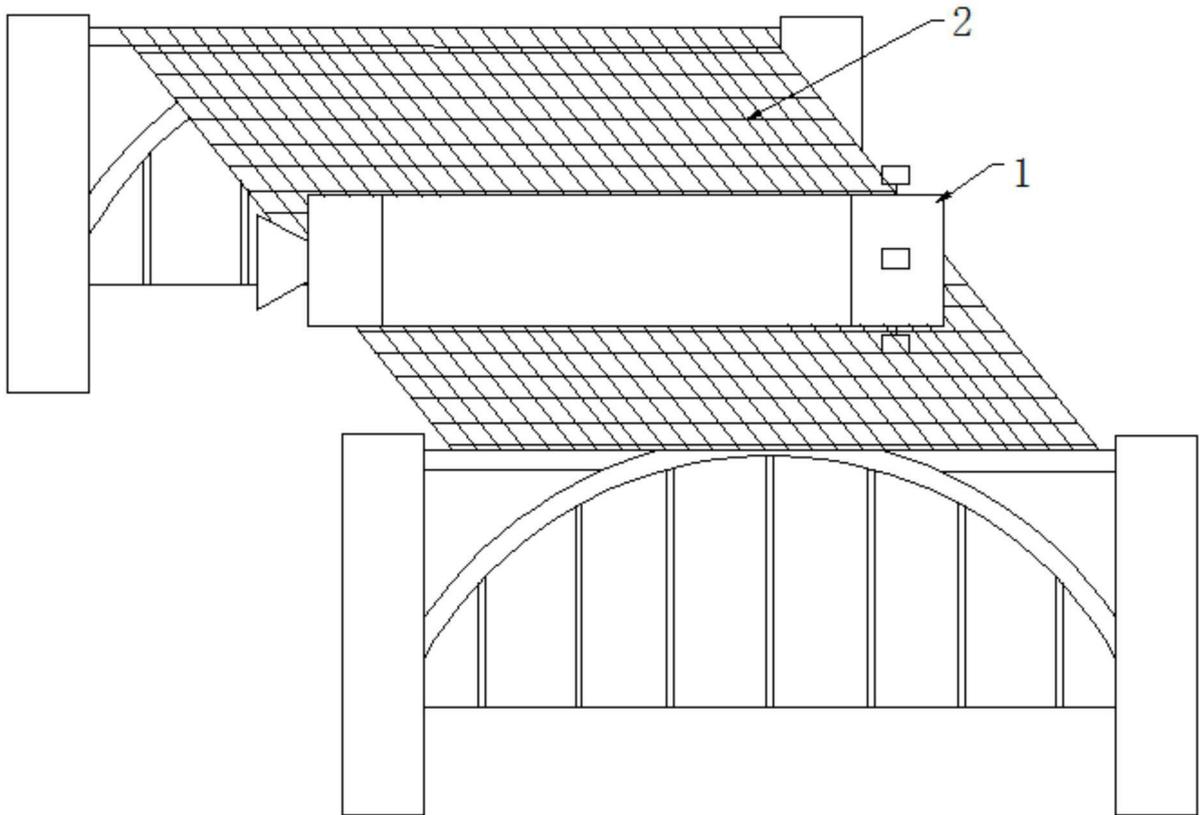


图1

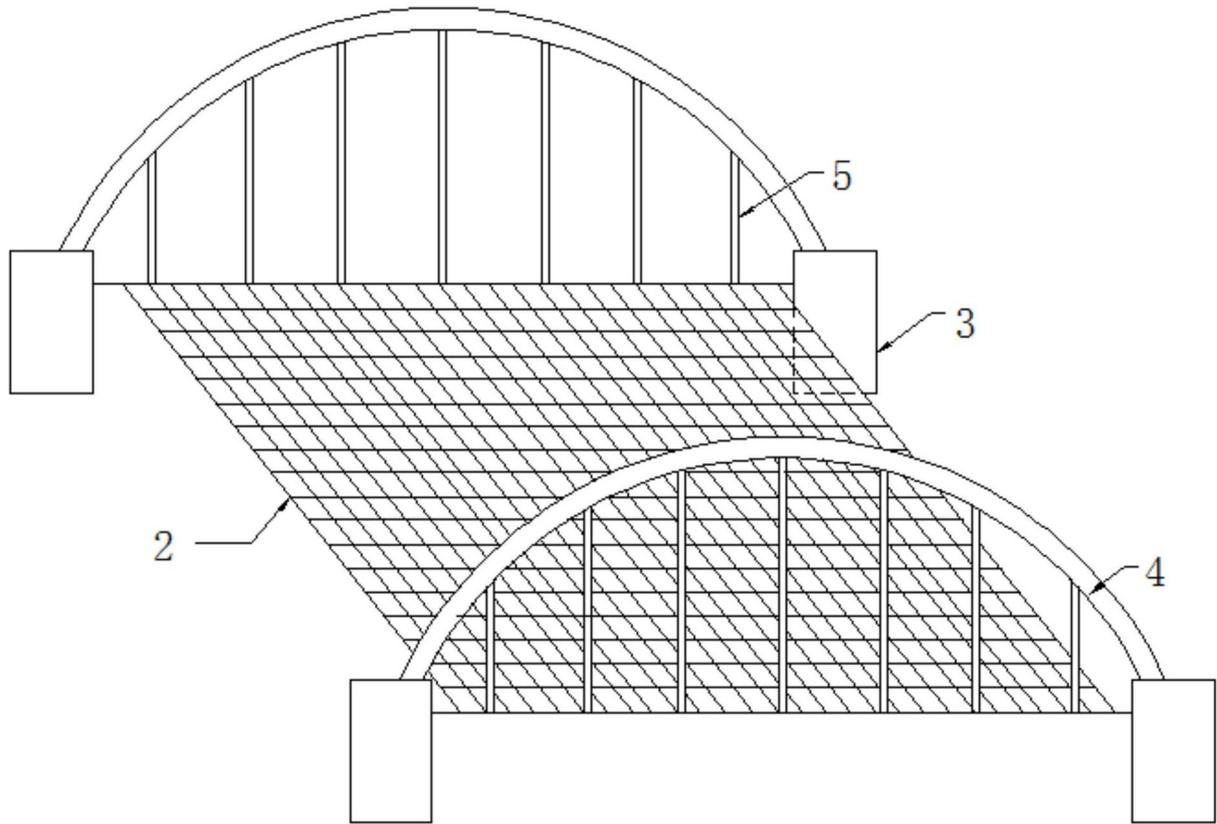


图2

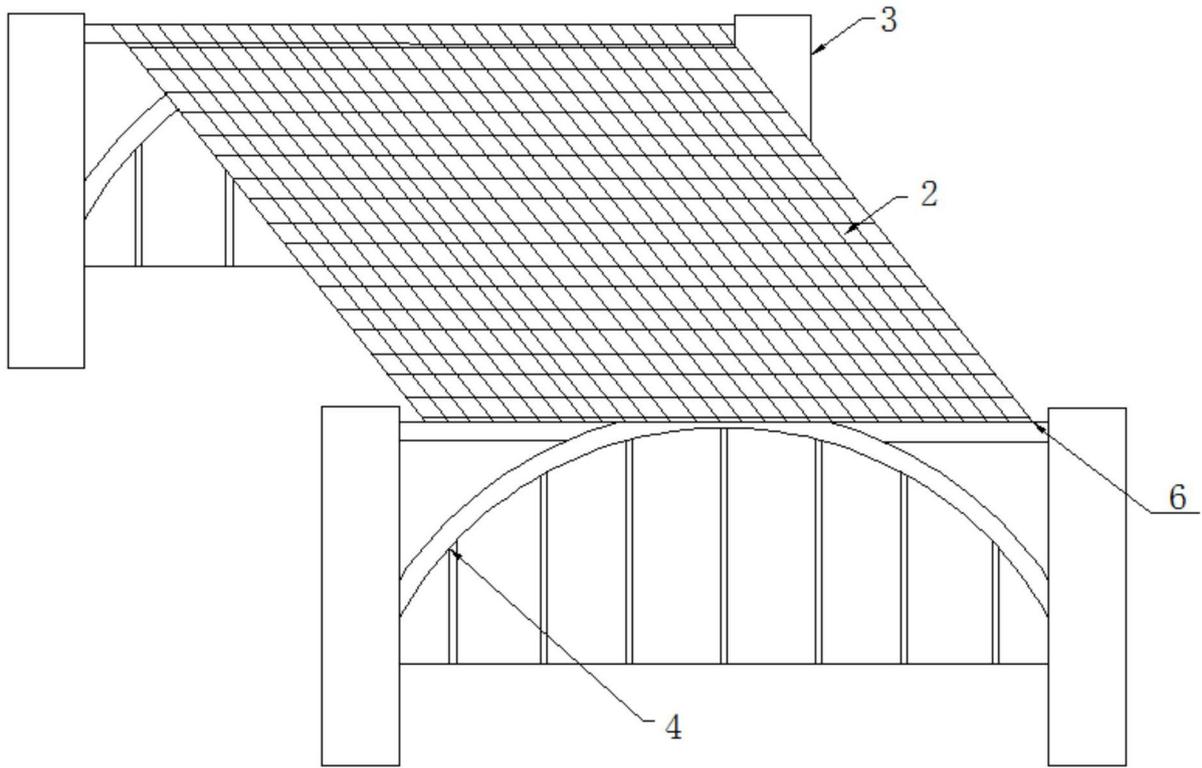


图3

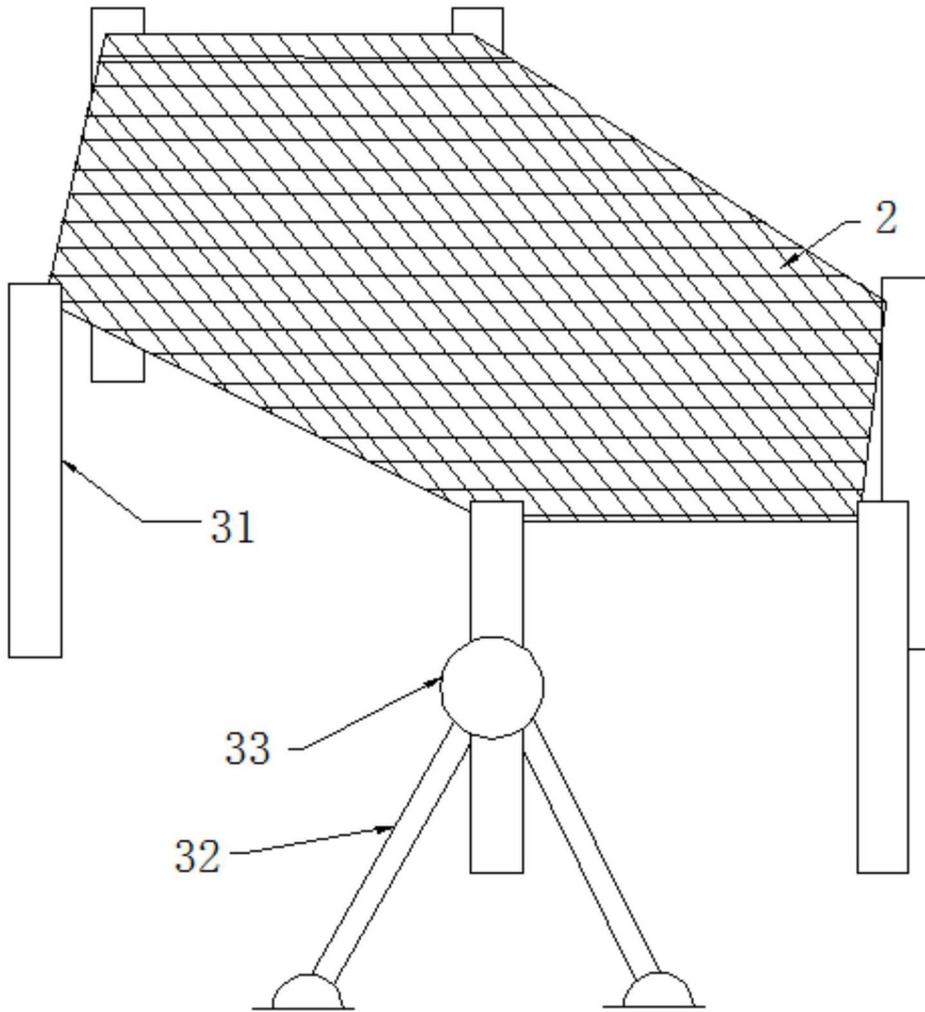


图4

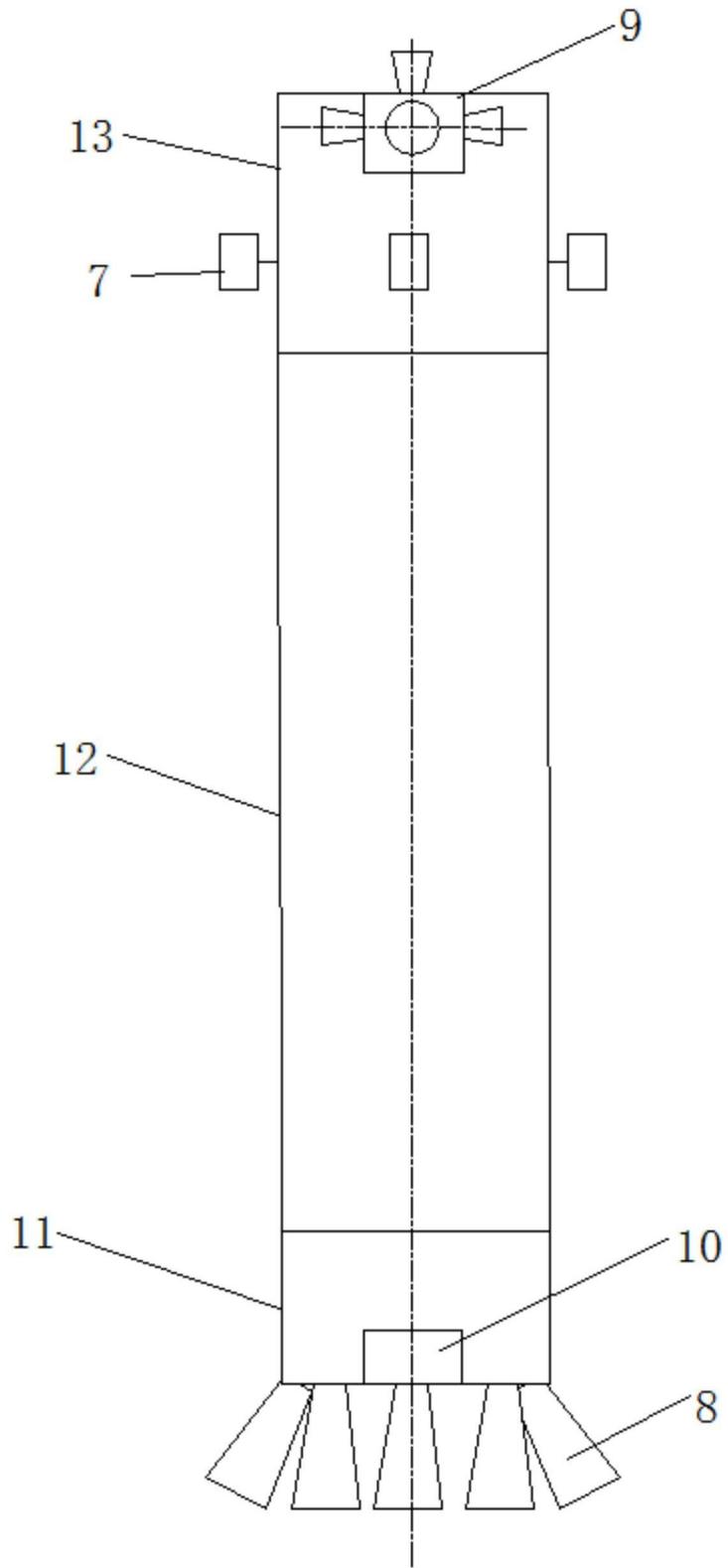


图5

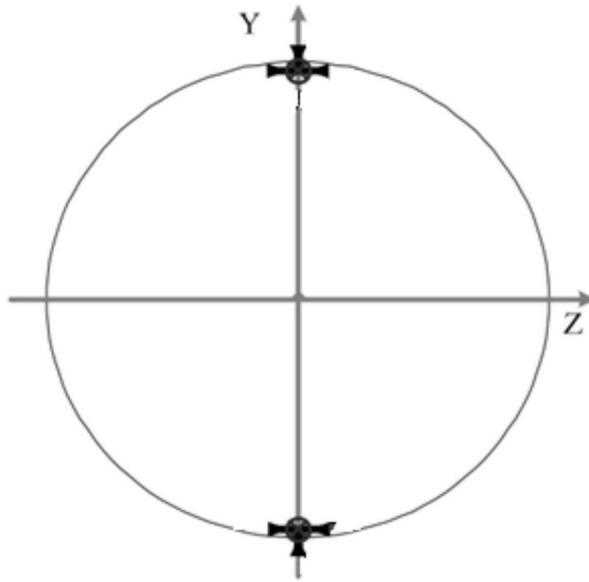


图6

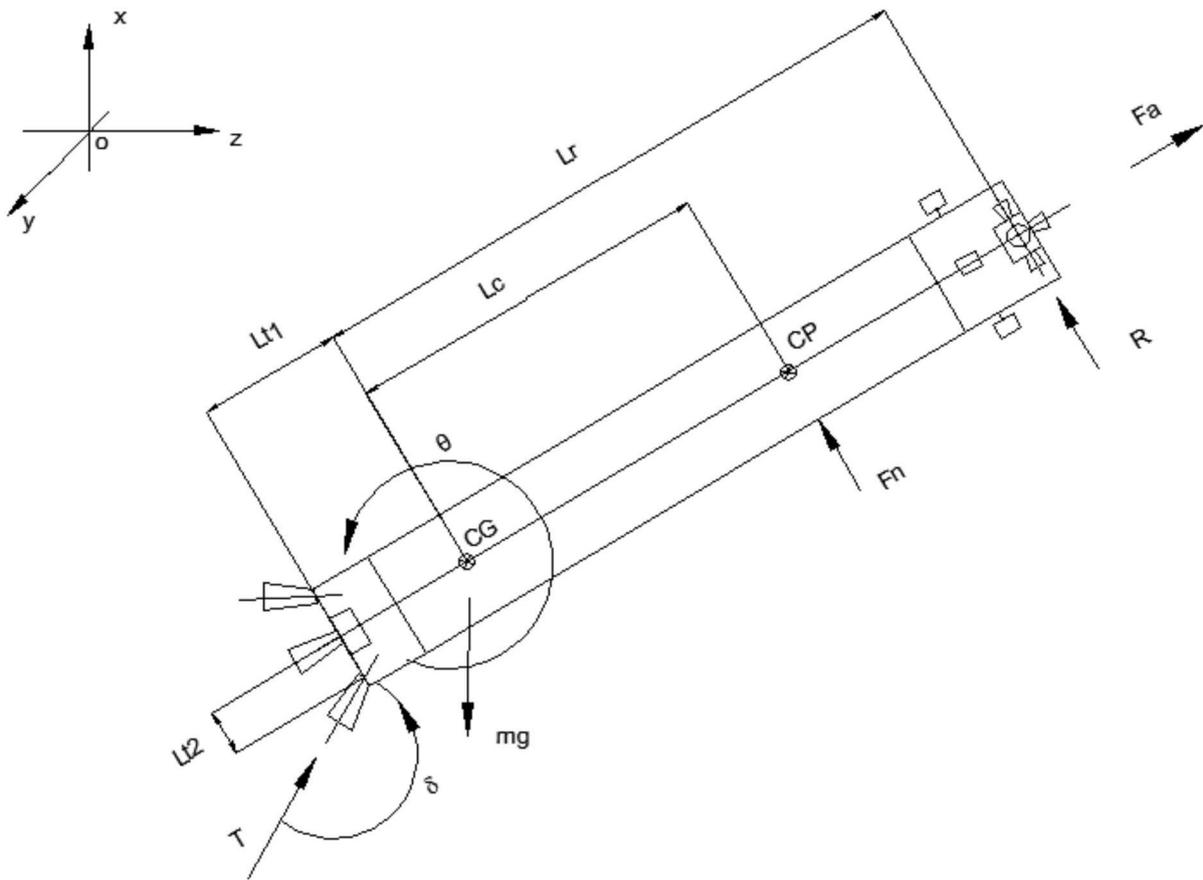


图7

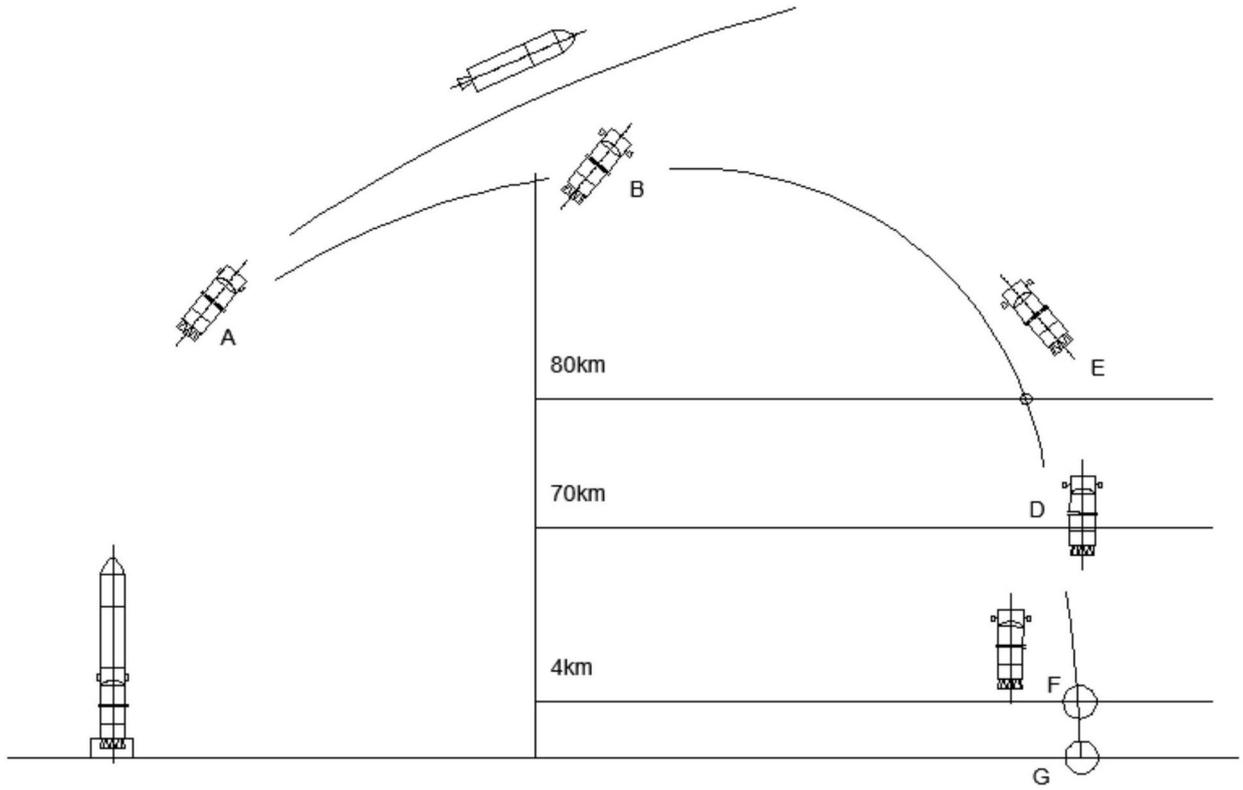


图8