(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 119826023 A
(43)申请公布日 2025.04.15

(21)申请号 202510140231.0

(22)申请日 2025.02.08

(71)申请人 东方空间技术(山东)有限公司
地址 265100 山东省烟台市海阳市凤城街道海翔中路1号

(72)发明人 辛爱青 布向伟 黄帅 耿昌

(74)专利代理机构 北京中济纬天专利代理有限公司 11429
专利代理师 马国冉

(51)Int.Cl.
F16L 55/027(2006.01)
F42B 15/00(2006.01)
F02K 9/44(2006.01)

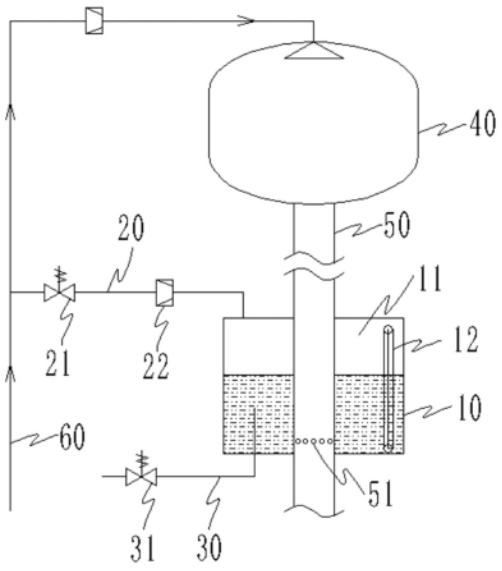
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54)发明名称

一种POGO振动抑制系统及POGO振动抑制方法

(57)摘要

本发明公开了一种POGO振动抑制系统及POGO振动抑制方法,属于液体运载火箭动力系统领域,包括蓄压器和注气管路;蓄压器为内部具有容纳腔的密封压力容器;推进剂贮箱输送管与容纳腔连通;蓄压器配置成依靠推进剂贮箱输送管输送至容纳腔的推进剂,容纳腔上部形成抑制POGO振动的气枕;注气管路进口端与推进剂增压管路连接,注气管路出口端在蓄压器上部与容纳腔连通;注气管路配置成通过向容纳腔充入气化后的推进剂体积来实现气枕的容积控制。本发明无需携带额外的氦气气源,也无需射前进行充气,大大降低了箭上的动力系统复杂程度,也提高了发射的可靠度。



CN 119826023 A

1.一种POGO振动抑制系统,包括蓄压器(10)和注气管路(20);其特征在于:

所述蓄压器(10)为内部具有容纳腔(11)的密封压力容器;所述推进剂贮箱输送管(50)与所述容纳腔(11)连通;所述蓄压器(10)配置成依靠所述推进剂贮箱输送管(50)输送至所述容纳腔(11)的推进剂,所述容纳腔(11)上部形成抑制POGO振动的气枕;

所述注气管路(20)进口端与推进剂增压管路(60)连接,所述注气管路(20)出口端在所述蓄压器(10)上部与所述容纳腔(11)连通;所述注气管路(20)配置成通过向所述容纳腔(11)充入气化后的推进剂体积来实现所述气枕的容积控制。

2.如权利要求1所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,还包括设置于所述容纳腔(11)内部用于对所述容纳腔(11)内部的推进剂进行液位检测的液位检测装置(12)。

3.如权利要求2所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,还包括用于排放所述容纳腔(11)内多余气体的排放管路(30)。

4.如权利要求3所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,所述排放管路(30)与所述容纳腔(11)连通;所述排放管路(30)排放口位于所述推进剂贮箱输送管(50)与所述容纳腔(11)连通处最高点的水平面以上。

5.如权利要求4所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,所述排放管路(30)上设置有控制其通断的应急排放阀(31)。

6.如权利要求5所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,所述注气管路(20)上具有截止阀(21)和限流装置(22);所述截止阀(21)和所述限流装置(22)串联设置于所述注气管路(20)上。

7.如权利要求6所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,所述截止阀(21)为电磁截止阀。

8.如权利要求7所述的POGO振动抑制系统,其特征在于,所述限流装置(22)为节流孔板。

9.一种POGO振动抑制方法,其特征在于,利用POGO振动抑制系统实现POGO振动抑制;POGO振动抑制系统包括蓄压器(10)、注气管路(20)、液位检测装置(12)和排放管路(30);

所述蓄压器(10)为内部具有容纳腔(11)的密封压力容器;所述推进剂贮箱输送管(50)与所述容纳腔(11)连通;所述蓄压器(10)配置成依靠所述推进剂贮箱输送管(50)输送至所述容纳腔(11)的推进剂,所述容纳腔(11)上部形成抑制POGO振动的气枕;

所述注气管路(20)进口端与推进剂增压管路(60)连接,所述注气管路(20)出口端在所述蓄压器(10)上部与所述容纳腔(11)连通;所述注气管路(20)配置成通过向所述容纳腔(11)充入气化后的推进剂体积来实现所述气枕的容积控制;所述注气管路(20)上具有截止阀(21)和限流装置(22);所述截止阀(21)和所述限流装置(22)串联设置于所述注气管路(20)上;

所述液位检测装置(12)设置于所述容纳腔(11)内部,用于对所述容纳腔(11)内部的推进剂进行液位检测;

所述排放管路(30)与所述容纳腔(11)连通;所述排放管路(30)排放口位于所述推进剂贮箱输送管(50)与所述容纳腔(11)连通处最高点的水平面以上;所述排放管路(30)上设置有控制其通断的应急排放阀(31);

POGO振动抑制方法包括:

火箭发射前向推进剂贮箱(40)内加注推进剂,推进剂通过推进剂贮箱输送管(50)进入容纳腔(11),并在容纳腔(11)上部形成气枕;

火箭飞行过程中通过液位检测装置(12)检测容纳腔(11)内的推进剂液位,并通过推进剂液位计算气枕容积;

根据预先设定的不同飞行时段所需的气枕容积以及对应液位上下限范围进行充气控制,进而实现POGO振动抑制。

10.如权利要求9所述的POGO振动抑制方法,其特征在于,所述根据预先设定的不同飞行时段所需的气枕容积以及对应液位上下限范围进行充气控制,包括:

火箭动力控制系统通过液位检测装置(12)采集容纳腔(11)内液位高度;

当容纳腔(11)内气枕容积较小时,打开注气管路(20)上的截止阀(21)向容纳腔(11)内充气,液位下降至下限范围后截止阀(21)关闭,以达到抑制POGO的能力;

当容纳腔(11)内液位过低时,打开应急排放阀(31)进行排气以提高容纳腔(11)内推进剂的液位,保证发动机安全。

一种POGO振动抑制系统及POGO振动抑制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及液体运载火箭动力系统领域,特别涉及一种POGO振动抑制系统及POGO振动抑制方法。

背景技术

[0002] POGO振动是指液体运载火箭结构系统与推进系统动特性相互耦合产生的不稳定低频振动,在发射过程中随着火箭飞行自动产生、增大、然后缩小甚至消失,该振动可能使得有效载荷受损或超出航天员的承受极限,通常大型液体运载火箭在飞行过程中普遍存在纵向耦合振动的潜在危险。

[0003] 抑制POGO纵向振动的方法在发动机泵入口安装大的集中弹性元件—蓄压器,按照不同的蓄压器种类,通常分为弹簧式、储气式以及注气式。

[0004] 现有中国发明专利CN117006111A公开一种注气式蓄压器、POGO振动抑制系统及POGO振动抑制方法,利用一种氦气注气式蓄压器实现大型运载火箭POGO振动抑制。该方案采用氦气增压方案,火箭发射前进行高压氦气气瓶充气,飞行过程中根据蓄压器气腔内的所需气枕容积实时控制蓄压器充气电磁阀的开闭进行补气。该方案导致火箭系统复杂度提高,需要携带额外的氦气气源以及充气阀门等箭上部件,同时地面系统还需配套充气工装。此外,此种方案还容易导致火箭发射前气瓶泄露造成发射推迟。

[0005] 有鉴于此,实有必要提供一种新的技术方案以解决上述问题。

发明内容

[0006] 为解决上述技术问题,本申请提供一种POGO振动抑制系统及POGO振动抑制方法,提出一种利用贮箱自生增压气体进行注气的方案,无需携带额外的氦气气源,也无需射前进行充气,大大降低了箭上的动力系统复杂程度,也提高了发射的可靠度。

[0007] 一种POGO振动抑制系统,包括:

蓄压器;所述蓄压器为内部具有容纳腔的密封压力容器;所述推进剂贮箱输送管与所述容纳腔连通;所述蓄压器配置成依靠所述推进剂贮箱输送管输送至所述容纳腔的推进剂,所述容纳腔上部形成抑制POGO振动的气枕;

注气管路;所述注气管路进口端与推进剂增压管路连接,所述注气管路出口端在所述蓄压器上部与所述容纳腔连通;所述注气管路配置成通过向所述容纳腔充入气化后的推进剂体积来实现所述气枕的容积控制。

[0008] 优选的,还包括设置于所述容纳腔内部用于对所述容纳腔内部的推进剂进行液位检测的液位检测装置。

[0009] 优选的,还包括用于排放所述容纳腔内多余气体的排放管路。

[0010] 优选的,所述排放管路与所述容纳腔连通;所述排放管路排放口位于所述推进剂贮箱输送管与所述容纳腔连通处最高点的水平面以上。

[0011] 优选的,所述排放管路上设置有控制其通断的应急排放阀。

[0012] 优选的,所述注气管路上具有截止阀和限流装置;所述截止阀和所述限流装置串联设置于所述注气管路上。

[0013] 优选的,所述截止阀为电磁截止阀。

[0014] 优选的,所述限流装置为节流孔板。

[0015] 根据本申请的另一方面,还提供一种POGO振动抑制方法,利用POGO振动抑制系统实现POGO振动抑制;POGO振动抑制系统包括蓄压器、注气管路、液位检测装置和排放管路;

所述蓄压器为内部具有容纳腔的密封压力容器;所述推进剂贮箱输送管与所述容纳腔连通;所述蓄压器配置成依靠所述推进剂贮箱输送管输送至所述容纳腔的推进剂,所述容纳腔上部形成抑制POGO振动的气枕;

所述注气管路进口端与推进剂增压管路连接,所述注气管路出口端在所述蓄压器上部与所述容纳腔连通;所述注气管路配置成通过向所述容纳腔充入气化后的推进剂体积来实现所述气枕的容积控制;所述注气管路上具有截止阀和限流装置;所述截止阀和所述限流装置串联设置于所述注气管路上;

所述液位检测装置设置于所述容纳腔内部,用于对所述容纳腔内部的推进剂进行液位检测;

所述排放管路与所述容纳腔连通;所述排放管路排放口位于所述推进剂贮箱输送管与所述容纳腔连通处最高点的水平面以上;所述排放管路上设置有控制其通断的应急排放阀;

POGO振动抑制方法包括:

火箭发射前向推进剂贮箱内加注推进剂,推进剂通过推进剂贮箱输送管进入容纳腔,并在容纳腔上部形成气枕;

火箭飞行过程中通过液位检测装置检测容纳腔内的推进剂液位,并通过推进剂液位计算气枕容积;

根据预先设定的不同飞行时段所需的气枕容积以及对应液位上下限范围进行充气控制,进而实现POGO振动抑制。

[0016] 优选的,所述根据预先设定的不同飞行时段所需的气枕容积以及对应液位上下限范围进行充气控制,包括:

火箭动力控制系统通过液位检测装置采集容纳腔内液位高度;

当容纳腔内气枕容积较小时,打开注气管路上的截止阀向容纳腔内充气,液位下降至下限范围后截止阀关闭,以达到抑制POGO的能力;

当容纳腔内液位过低时,打开应急排放阀进行排气以提高容纳腔内推进剂的液位,保证发动机安全。

[0017] 与现有技术相比,本申请至少具有以下有益效果:

1、本发明注气蓄压器系统原理简单,降低了箭上以及地面供气系统的复杂程度,提高了火箭的发射可靠性。

[0018] 2、本发明通过自生增压气体进行蓄压器注气,无需额外携带气源,系统结构简单。

[0019] 3、本发明无需发射前进行充气,降低了地面系统复杂程度,简化了发射步骤。

[0020] 4、本发明大大降低了箭上的重量,提高了火箭的运载能力。

[0021] 5、本发明能够通过蓄压器内部的液位检测装置进行容纳腔内液位检测,有效判断

充气时机。

附图说明

[0022] 后文将参照附图以示例性而非限制性的方式详细描述本发明的一些具体实施例。附图中相同的附图标记标示了相同或类似的部件或部分。本领域技术人员应该理解,这些附图未必是按比例绘制的。附图中:

图1为本发明POGO振动抑制系统的系统连接示意图。

[0023] 其中,上述附图包括以下附图标记:

10、蓄压器;11、容纳腔;12、液位检测装置;20、注气管路;21、截止阀;22、限流装置;30、排放管路;31、应急排放阀;40、推进剂贮箱;50、推进剂贮箱输送管;51、联通孔;60、推进剂增压管路。

具体实施方式

[0024] 为使本申请的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本申请具体实施例及相应的附图对本申请技术方案进行清楚、完整地描述。显然,所描述的实施例仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,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,都属于本申请保护的范围。

[0025] 实施例1

[0026] 如图1所示,一种POGO振动抑制系统,包括:蓄压器10和注气管路20。

[0027] 蓄压器10为内部具有容纳腔11的密封压力容器;推进剂贮箱输送管50与容纳腔11连通;蓄压器10配置成依靠推进剂贮箱输送管50输送至容纳腔11的推进剂,容纳腔11上部形成抑制POGO振动的气枕。

[0028] 其中,推进剂贮箱输送管50为推进剂贮箱40和火箭发动机泵之间的管路,用于向火箭发动机泵输送相应的推进剂,其可以为氧化剂输送管也可以为燃料输送管。

[0029] 在本实施例中,位于容纳腔11内的推进剂贮箱输送管50上设置有联通孔51。依靠联通孔51的连通作用,推进剂贮箱输送管50内的推进剂能够进入容纳腔11内,并能够在容纳腔11的上部形成气枕。

[0030] 优选的,联通孔51设置于容纳腔11下部的推进剂贮箱输送管50上。此种设置能够保证在容纳腔11的上部形成气枕的同时,在最大程度上避免气枕内的气体通过联通孔51进入推进剂贮箱输送管50,进而保证发动机安全。

[0031] 优选的,蓄压器10安装在推进剂贮箱输送管50末端,以尽量靠近火箭发动机泵入口,提高POGO振动抑制的有效性。

[0032] 注气管路20进口端与推进剂增压管路60连接,注气管路20出口端在蓄压器10上部与容纳腔11连通;注气管路20配置成通过向容纳腔11充入气化后的推进剂体积来实现气枕的容积控制。

[0033] 需要说明的是,推进剂增压管路60是在发动机泵后高压输送管路引出的一个分支管路,用于向推进剂贮箱40内加压,以保证推进剂稳定输送至发动机泵内,并泵送至火箭发动机。发动机泵后高压输送管路支路内的推进剂通过蒸发器气化,并调节到合适温度形成增压气,增压气通过推进剂增压管路60引入推进剂贮箱40进行增压,推进剂增压管路60为

一条竖直管路,连接发动机增压气出口和推进剂贮箱40增压气入口。

[0034] 作为本发明的另一个实施例,POGO振动抑制系统还包括设置于容纳腔11内部用于对容纳腔11内部的推进剂进行液位检测的液位检测装置12。

[0035] 作为本发明的另一个实施例,POGO振动抑制系统还包括用于排放容纳腔11内多余气体的排放管路30。排放管路30与容纳腔11连通;排放管路30排放口位于推进剂贮箱输送管50与容纳腔11连通处最高点的水平面以上。

[0036] 优选的,排放管路30上设置有控制其通断的应急排放阀31。

[0037] 作为本发明的另一个实施例,注气管路20上具有截止阀21和限流装置22;截止阀21和限流装置22串联设置于注气管路20上。

[0038] 优选的,截止阀21为电磁截止阀。

[0039] 优选的,限流装置22为节流孔板。

[0040] 实施例2

[0041] 一种POGO振动抑制方法,利用POGO振动抑制系统实现POGO振动抑制。

[0042] 如图1所示,POGO振动抑制系统包括蓄压器10、注气管路20、液位检测装置12和排放管路30;

蓄压器10为内部具有容纳腔11的密封压力容器;推进剂贮箱输送管50与容纳腔11连通;蓄压器10配置成依靠推进剂贮箱输送管50输送至容纳腔11的推进剂,容纳腔11上部形成抑制POGO振动的气枕;

注气管路20进口端与推进剂增压管路60连接,注气管路20出口端在蓄压器10上部与容纳腔11连通;注气管路20配置成通过向容纳腔11充入气化后的推进剂体积来实现气枕的容积控制;注气管路20上具有截止阀21和限流装置22;截止阀21和限流装置22串联设置于注气管路20上;

液位检测装置12设置于容纳腔11内部,用于对容纳腔11内部的推进剂进行液位检测;

排放管路30与容纳腔11连通;排放管路30排放口位于推进剂贮箱输送管50与容纳腔11连通处最高点的水平面以上;排放管路30上设置有控制其通断的应急排放阀31。

[0043] 进一步的,本实施例中的POGO振动抑制系统还可以包括实施例1中的全部部件,且各部件的连接关系和位置关系也同实施例1,在此不再赘述。

[0044] POGO振动抑制方法包括以下步骤:

S1、火箭发射前向推进剂贮箱内加注推进剂,推进剂通过推进剂贮箱输送管50进入容纳腔11,并在容纳腔11上部形成气枕。

[0045] S2、火箭飞行过程中通过液位检测装置12检测容纳腔11内的推进剂液位,并通过推进剂液位计算气枕容积。

[0046] 具体的,由于容纳腔11内的总高度和各高度上的截面积是确定的,通过液位的检测能够确定气枕高度,进而能够将其换算成气枕容积。

[0047] S3、根据预先设定的不同飞行时段所需的气枕容积以及对应液位上下限范围进行充气控制,进而实现POGO振动抑制。

[0048] 其中,根据预先设定的不同飞行时段所需的气枕容积以及对应液位上下限范围进行充气控制,包括:

火箭动力控制系统通过液位检测装置12采集容纳腔11内液位高度；

当容纳腔11内气枕容积较小时，打开注气管路20上的截止阀21向容纳腔11内充气，液位下降至下限范围后截止阀21关闭，以达到抑制POGO的能力；

当容纳腔11内液位过低时，打开应急排放阀31进行排气以提高容纳腔11内推进剂的液位，保证发动机安全。

[0049] 由于容纳腔11内液位过低时，可能存在容纳腔11内的气体进入发动机泵入口的风险，蓄压器10内设置有应急排气装置，POGO振动抑制系统中通过设置排放管路30，能够在液位过低时打开应急排放阀31排气，进而提高容纳腔11中的推进剂液位，保证发动机安全。

[0050] 为了便于描述，在这里可以使用空间相对术语，如“在……之上”、“在……上方”、“在……上表面”、“上面的”等，用来描述如在图中所示的一个器件或特征与其他器件或特征的空间位置关系。应当理解的是，空间相对术语旨在包含除了器件在图中所描述的方位之外的在使用或操作中的不同方位。例如，如果附图中的器件被倒置，则描述为“在其他器件或构造上方”或“在其他器件或构造之上”的器件之后将被定位为“在其他器件或构造下方”或“在其他器件或构造之下”。因而，示例性术语“在……上方”可以包括“在……上方”和“在……下方”两种方位。该器件也可以其他不同方式定位(旋转90度或处于其他方位)，并且对这里所使用的空间相对描述作出相应解释。

[0051] 需要注意的是，这里所使用的术语仅是为了描述具体实施方式，而非意图限制根据本申请的示例性实施方式。如在这里所使用的，除非上下文另外明确指出，否则单数形式也意图包括复数形式，此外，还应当理解的是，当在本说明书中使用术语“包含”和/或“包括”时，其指明存在特征、步骤、工作、器件、组件和/或它们的组合。

[0052] 需要说明的是，本申请的说明书和权利要求书及上述附图中的术语“第一”、“第二”等是用于区别类似的对象，而不必用于描述特定的顺序或先后次序。应该理解这样使用的数据在适当情况下可以互换，以便这里描述的本申请的实施方式能够以除了在这里图示或描述的那些以外的顺序实施。

[0053] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已，并不用于限制本发明，对于本领域的技术人员来说，本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内，所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。

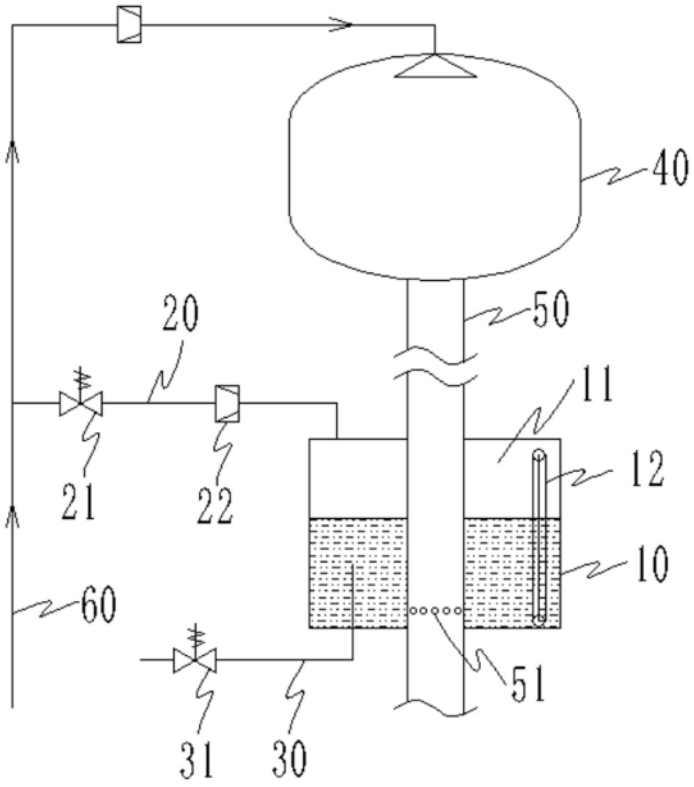


图 1