

美国 POGO 抑制装置的材料工艺

史淑娟^{1,2} 谷良贤¹

(1 西北工业大学,西安 710072)

(2 北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

文 摘 综合介绍了美国运载火箭发展历史中所使用的囊式蓄压器、弹簧活塞式蓄压器、金属膜盒式蓄压器和注气式蓄压器等 POGO 抑制装置的材料和工艺发展。通过对美国 POGO 抑制装置的材料与工艺的介绍,为我国相关领域的材料和工艺发展提供参考。

关键词 POGO 抑制装置,材料,工艺

中图分类号:V19

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.02.019

Material and Process of American POGO Suppressor

SHI Shujuan^{1,2} GU Liangxian¹

(1 Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

(2 Beijing Institute of Astronautical Systems Engineer, Beijing 100076)

Abstract The development of material and process of the POGO suppress device is overviewed, such as bladder accumulator, piston accumulator, metal bellows accumulator, ball gas-charged accumulator which used in the rocket development history. Through the introduction of the materials and technology of U. S. POGO suppress device, a reference for the development of materials and processes related fields is provided.

Key words POGO suppressor, Material, Process

0 引言

POGO 振动是指液体火箭结构系统和推进剂系统动特性相互耦合而产生的自激发散振动,此时,火箭呈现纵向不断收缩和拉伸状态。20 世纪 60 年代,美国在大力神火箭研制过程中,发现飞行过程中的 POGO 现象^[1-2],由此展开 POGO 抑制的研究。为了抑制液体火箭的 POGO 振动,国外通用的做法是:在推进剂输送管路上安置 POGO 抑制装置,用于错开推进剂输送系统和火箭结构的耦合频率。此类装置结构形式有:囊式蓄压器、弹簧活塞式蓄压器、膜盒式蓄压器、注气式蓄压器等。多年来,随着国外材料和工艺的进展,POGO 抑制装置在材料和工艺研制方面不断进步。本文对美国 POGO 抑制装置的材料和工艺进行介绍。

1 美国 POGO 抑制装置用材料和工艺

1.1 囊式蓄压器

大力神 3 系列火箭的燃料和氧化剂推进剂输送管路中,初始选用了一种氮气充气气囊环形蓄压器^[1],用于抑制该火箭的 POGO 振动。环形气囊式蓄压器的外

形和布局参见图 1。主要由气囊和外壳组成。

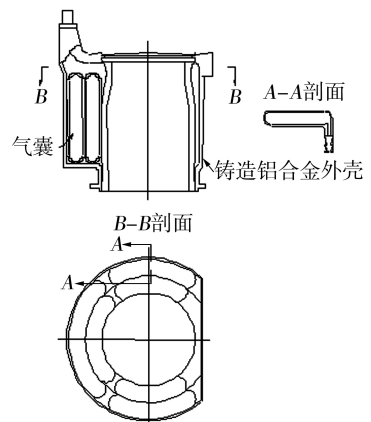


图 1 囊式蓄压器示意图

Fig.1 Schematic diagram of bladder accumulator

气囊的材料初始选择用聚偏氟乙烯塑料(PVDF),其 T_g 为 -39°C ,脆化温度为 -62°C ,熔点 170°C ,长期使用温度为 $-40 \sim 150^\circ\text{C}$,其特点是力学性能好,具有良好的化学稳定性,在室温下不被酸、

碱、强氧化剂所腐蚀。PVDF 塑料同 N_2O_4 相容,且氮气渗透率低,并容易加工制造。但 PVDF 塑料的气囊对压力冲击较敏感,试验中,曾发生由于泵前阀门打开或者发动机点火导致的管路压力脉动峰值较大,导致蓄压器塑料气囊破裂。所以最后在燃烧剂管路的蓄压器气囊采用的材料是异丁橡胶,采用树脂硫化异丁橡胶复合物制成,其力学性能较高,复合物的拉伸强度不小于 0.26 MPa,伸长率为 450% ~ 650%。异丁橡胶气囊可以承受启动活门打开或发动机启动瞬间产生的推进剂水击。

气囊的制造工艺为:在一根代表成品最后构型的成型铝芯轴上,涂覆几层非固化异丁橡胶薄板料。连续增加几层橡胶,直到气囊的主要部分壁厚达到 2.54 mm,气囊的所有边角壁厚达到 3.05 mm 为止,同时进行气囊增压用的连接管、密封塞和波纹环的制造和加工。在完成气囊所有橡胶涂覆后,在所有橡胶外表面,覆盖一块放气布,随后,再覆盖一个 PVDF 真空袋。未固化的气囊连同放好就位的真空袋,一起装入一个蒸汽热压釜内,使橡胶固化。真空袋连接外部的真空源,蒸汽热压釜产生特定的橡胶复合物所需要的正确温度/压力条件。在此蒸汽固化过程中,放气布使橡胶析出的气体能排放到真空源处,从而可避免在成品气囊的橡胶壁内形成气穴。在固化循环的熔化和凝固阶段,真空袋连同蒸汽热压釜内的压力,一起产生均匀的外加载荷,作用在橡胶上,以确保气囊壁厚度保持等厚。气囊固化完成后,将 PVDF 真空袋和放气布从橡胶上除掉,固化后的气囊显示出放气布织纹状外表面。此时,铝芯轴仍在橡胶气囊的中间,利用强碱性腐蚀剂 Oakite 260M 把铝芯轴除掉。此腐蚀剂消耗芯轴,但不影响固化后的橡胶。在芯轴除掉后,气囊进行清洗和试验,并最终组装到蓄压器上呈环形分布。

气囊式蓄压器的外部壳体为铸造铝合金材料 A356,热处理状态为 T6。A356 具有良好的铸造特性和抗蚀性能。壳体铸造工艺由砂模铸造和塑料模铸造组成,其工艺过程参考美军标 MIL-C-6021 和 MIL-A-21180 铸造技术条件。

通过对美国气囊式蓄压器选材和加工工艺的初步分析,发现采用 PVDF 的囊式蓄压器,存在高压冲击敏感的问题,在管路水击的作用下,容易破裂,故未能在美国的火箭中得到使用;采用树脂硫化异丁橡胶的囊式蓄压器力学性能较高,故在大力神 3 系列常温燃烧剂输送系统中得到了使用。

1.2 弹簧活塞式蓄压器

在大力神 3 系列火箭使用囊式蓄压器的同时,大力神 2 燃料管路系统使用负载弹簧活塞式蓄压器^[1-2],见图 2。该蓄压器主要由外壳、内外弹簧、导向环、缓冲件、活塞等组成。蓄压器中的导向环材料

采用特氟隆,特氟隆相对于活塞材料,硬度较低,故可以防止在振动环境下擦伤活塞或者壳体;蓄压器的缓冲件为一个蝶形圈,可以避免载荷通过活塞动作,对周围产品造成影响。

弹簧活塞式蓄压器可以降低管路系统的基本频率,大约从 17 Hz 降至 5 Hz。但该类型蓄压器在使用中的主要问题是:活塞密封和壳体空腔之间会存在较大摩擦力,影响了蓄压器的灵敏度和降低管路中压力脉动的能力。另外活塞式蓄压器的径向密封圈采用的是非金属材料,故在推进剂长期使用时,存在相容性差的问题。

由于灵敏度和相容性较差等方面原因,导致了弹簧活塞式蓄压器仅在美国的大力神 2 火箭中得到应用,但其导向为后续膜盒式蓄压器导向选材提供了借鉴意义。

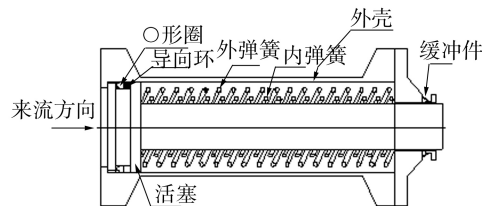


图 2 活塞式蓄压器示意图

Fig. 2 Schematic diagram of piston accumulator

1.3 膜盒式蓄压器

大力神 3 火箭一级的氧化剂管路安装的是充氮气的嵌套金属膜盒式蓄压器^[1-2],见图 3。该蓄压器主要包括一对膜盒组件和一个铸铝壳体。二者之间为法兰对接,采用 O 形密封环密封。

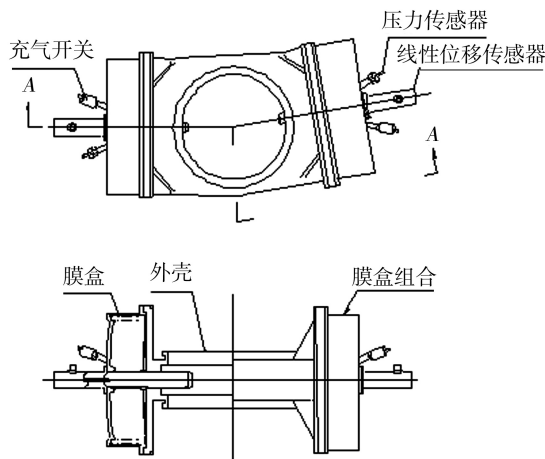


图 3 膜盒式蓄压器示意图

Fig. 3 Schematic diagram of metal bellows accumulator

膜盒为蓄压器的主要元件,主要由不锈钢材料 AM-350 膜片组焊接而成,根据材料手册^[3],AM-350 易成型、焊接和钎焊,与推进剂有良好的相容性。膜片的名义厚度为 0.3 mm,其焊接采用严格控制的钨极惰性气体焊接系统完成,膜片组的焊接工艺是一种熔合过程,不使用填料,焊道非常均匀。膜盒中的膜片组跟膜盒壳体之间的焊接,采用严格控制的电子束焊接设备完成,焊接在相对低的应力处,并要求在实

施焊接前,做好部件的焊口边角工艺和装配准备,焊缝影响区延伸在焊缝两侧大约 1.58 mm 的区域。膜盒的焊深采用工艺件进行精确的控制:即先利用几何形状相同的工艺件,进行焊接和相关分析,合格后,再进行正式产品焊接。膜片组外径与壳体内孔之间有 3.2 mm 的间隙,确保在飞行过程中,膜盒和壳体之间不会发生碰撞,同时也为推进系统提供一定级别的阻尼,这种阻尼可以使膜盒的共振幅值降低。膜盒上还安装有压力传感器和充气开关,共同构成了膜盒组件。压力传感器和充气开关安装位置前都有 25 μm 的过滤器,以免有多余物或者污染物进入膜盒内腔。

与囊式蓄压器壳体材料和工艺相同,蓄压器壳体也为一个铝合金 A356 铸件,经过 T6 条件的热处理,壳体满足 MIL-C-6021 和 MIL-A-21180 的要求。具体工艺为:壳体外表面采用砂模技术制造,壳体内部流道用改进的塑料模铸造,这种改进的塑料模铸造工艺,可以生产出 $Ra3.2 \mu\text{m}$ 以上的光洁表面,并达到 0.38 mm 的公差,使得壳体最后机加操作期间的材料清除量较小。膜盒式蓄压器的壳体采用 Teflon 材料作为导向轴瓦,其主要作用是确保导向轴的支撑刚度的前提下,减少对导向轴的磨损。

从膜盒式蓄压器的材料与工艺看,其外壳成功地借鉴了囊式蓄压器的经验,其导向成功地借鉴了弹簧活塞蓄压器的经验。膜盒式蓄压器采用了与推进剂相容性较好的不锈钢材料 AM-350 作为气体的封闭容腔,并成功解决了膜片焊接工艺难题,故在美国的常温火箭中得到较为普遍的应用。

1.4 注气式蓄压器

1.4.1 航天飞机

20 世纪 70 年代,美国研制的航天飞机已经达到了完全消除 POGO 的飞行^[2-4]。航天飞机抑制 POGO 的装置为注气式蓄压器^[5],该蓄压器安装在高压氧化剂涡轮泵入口的液氧管路中,结构示意图见图 4。

航天飞机注气式蓄压器主要由外部壳体、扩散器、挡板、溢出管、防溅结构等组成^[6-7]。其外壳采用 Incolnel718 材料加工而成^[8],Incolnel718 抗应力腐蚀能力强,且易焊接,与液氧相容。挡板等采用 321 不锈钢材料制成,该材料加工性能好,具有良好的抗晶间腐蚀能力,且与液氧相容^[3,8]。十字和环形挡板可以避免蓄压器内液体的晃动,采用焊接工艺加工而成。溢出管底部开孔,可以控制蓄压器内液体的液位。防溅结构可避免蓄压器内的不必要液氧进入气氧系统中去,为非承压部件,由于其结构复杂,以往采用焊接形式加工,但目前美国已经对其进行了 3D 激光制造^[9]的研究:激光可以精确融化加工出复杂的防溅结构,采用图 4 中所示的激光 3D 打印机,可以将金属粉末快速成型出性能满足要求的防溅结构。蓄压器的扩散器与外壳采用法兰连接,扩散器可用于宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014 年 第 2 期

避免蓄压器内不必要的充气干扰。注气式蓄压器外部壳体焊接部分采用了适应焊接热补偿的结构下沉形式^[8],避免了焊接热应力对结构的影响,大大提高了焊接的性能。

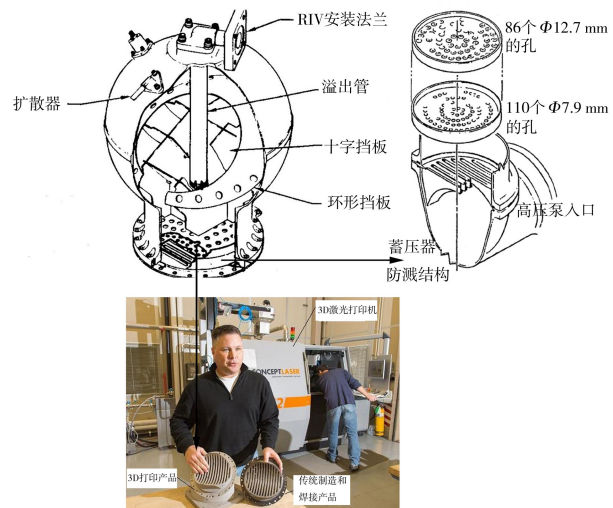


图 4 航天飞机用 POGO 抑制蓄压器

Fig. 4 POGO Suppression Accumulator of SSME

1.4.2 新一代阿瑞斯 I 火箭

阿瑞斯 I 运载火箭是美国航宇局正在研发的一种新型火箭,在设计之初,其工程师便竭力抑制火箭的纵向振动。根据文献^[10-11],阿瑞斯 I 火箭选择的蓄压器也为注气式蓄压器。其结构示意图见图 5,该蓄压器主要由环绕在液氧输送管路外部的环形容腔、高位溢出和充气装置等组成,其原理类似航天飞机,但结构相对简单。蓄压器与液氧输送主管路连通的通道为下部的两排小孔。

目前阿瑞斯火箭蓄压器的加工技术尚未公布。但根据文献^[12-14],阿瑞斯 I 火箭的输送管路尚未采用复合材料,且根据蓄压器的使用环境和安装位置,阿瑞斯火箭的蓄压器,最大可能仍采用不锈钢材料,并采用自动焊接工艺进行加工制造^[14-15]。

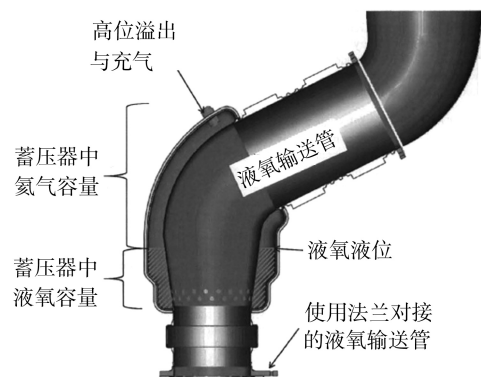


图 5 阿瑞斯 I 火箭 POGO 抑制蓄压器

Fig. 5 POGO suppression Accumulator of Ares I

从航天飞机以及美国新一代阿瑞斯运载火箭的注气式蓄压器看,美国在蓄压器中采用了与液氧相容的 Incolnel718 等材料,且目前已经将先进的 3D 激光

制作技术引入了蓄压器非承压零件的加工制造中。

另外蓄压器作为安装在输送管路系统中的元件,在火箭飞行过程中,整体上既是承压容器,也提供抑制 POGO 的能量。通过分析,发现注气式蓄压器的结构类似于小贮箱,目前,美国已经在火箭液氢贮箱^[16-17]、发射筒^[18]、高压容器^[19]中采用复合材料作为承压或者承载的结构材料,且对复合材料在输送管路中的应用进行了大量研究^[20-21]。

2 结语

对于安装在输送管路中的蓄压器,可以预见:随着科学技术的进步和发展,在不久的将来,具有轻质高强度的材料以及相关 3D 制造工艺技术必将在 POGO 抑制装置中有重大应用。

参考文献

[1] Norquist L W S, Marucs J P, Ruscio D A. Development of close-coupled accumulators for suppressing missile longitudinal oscillations (POGO) [C]. AIAA 5th Propulsion Joint Specialist Conference, 1969

[2] Larsen C E. NASA Experience with Pogo in Human Space flight Vehicles [EB/OL]. [2008-05-22]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov>

[3] Military Handbook. MIL-HDBK-5H [M]. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures, 1998; 55-79

[4] Langer S L, Philip Tygielsk. Mathematical model of the space shuttle main engine gaseous oxygen control valve [R]. AIAA PAPER 92-3538, 1992

[5] Rocketdyne Propulsion & Power. Space shuttle main engine orientation [EB/OL]. [1998-06]. <http://large.stanford.edu/courses/2011/ph240/nguyen1/docs/SSME-PRESENTATION.pdf>

[6] Fletcher J C, Fenwick J R. Accumulator; United States [P]. 4039000, 1977-08-02

[7] Worlund A L, Jamieson J R. Cryogenic propellant management-integration of design, performance and operational requirements [C]. Space Shuttle Technical Conference, 1983

[8] Early D, Nguyen C T. SSME FMEA/CIL Design [EB/OL]. [2000-07-25]

[9] <http://www.jsc.nasa.gov/news/columbia/nsts08399/book03/part3/n40001.pdf>

[9] Doug Messier. 3-D Printing Makes Its Mark in NASA's New Engine [EB/OL]. [2013-03-31]. <http://www.parabolicarc.com/2013/03/31/3-d-printing-makes-its-mark-in-nasas-new-engine>

[10] Swanson L A, Giel T V. Design analysis of the ARES I POGO accumulator [C]. AIAA Joint Propulsion Conference, 2009

[11] Jason E Q, Swanson L A. Overview of the Main Propulsion System for the NASA Ares I Upper Stage [C]. 2009

[12] Bhat B N. Materials processes and manufacturing in Ares I- upper stage; integration with systems design and development [C]. NASA-MSFC, Sep 22, 2008

[13] Tenney D R. Evaluation of advanced composite structures technologies for application to NASA's Vision for Space Exploration [R]. NASA/CR-2008-215122, 2008

[14] Danny Davis. Ares I upper stage update [R]. October 21, 2008

[15] Lumsden J M, Whittlesey A C. Automatic arc welding of propulsion system tubing in close proximity to sensitive electronic devices [R]. AIAA PAPER 81-1569, Jun 04, 2003

[16] Frank Abdi, Leonardo Israeli, Scott Johnson. Composite tank permeation prediction and verification [R]. AIAA paper 2003-1760, 2003

[17] Tam W H, Griffin P S, Jackson A C. Design and manufacture of a composite overwrapped pressurant tank assembly [R]. AIAA PAPER 2002-4349, 2002

[18] Ananthasagaram S, Gopinath V. Design of fiber reinforced plastic launch tube [J]. International Journal of Modern Engineering Research, Vol. 2, Issue 1, 2004

[19] Ray D M, Greene N J, Revilock D, et al. High pressure composite overwrapped pressure vessel (COPV) development tests at cryogenic temperatures [C]. 49th AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg, IL, 2008

[20] Nettles A T. Polymer matrix composite lines and ducts [C]. NASA-MSFC, October 2001

[21] Nettles A T. Permeability testing of composite material and adhesive bonds for the DC-XA composite feedline program [R]. NASA TM-108483, March 1995

(编辑 李洪泉)