

海绵表面张力管理装置的设计与分析

穆小强, 陈祖奎, 宁继荣, 马 健
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了一种推进剂管理装置——海绵表面张力管理装置。阐述了该管理装置的结构组成和工作原理, 对该管理装置进行了设计和分析。概述了相关试验考核情况。试验结果表明: 该管理装置的性能满足设计要求。该装置可推广应用于其它类似系统。

关键词: 海绵表面张力管理装置; 设计; 分析

中图分类号: V434-33

文献标识码: A

文章编号: (2010) 05-0013-05

Design and analysis for the sponge surface tension propellant management device

MU Xiao-qiang, CHEN Zu-kui, NING Ji-rong, MA Jian
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A surface tension propellant management device called sponge is introduced in this paper. The structure and working principle are elaborated. The design and analysis of propellant management are performed. The experimentation of the management device is summarized. The experimental result indicates that the performance of the production accords with the requirement of design. The device can be used in other similar systems

Keywords: sponge surface tension propellant management device; design; analysis

0 引言

上世纪 60 年代至今, 表面张力推进剂管理装置以其相容性好、可靠性高、推进剂排空效率高优点, 在卫星、上面级、星际探测器、航天飞机以及空间站上得到广泛应用。表面张力推进剂管理装置包括通道、叶片、槽、海绵、启动篮等。海绵表面张力管理装置 (以下简称海绵) 是

一种能够反复填充的开放式推进剂管理装置单元, 既可以单独使用, 也可以与其他管理装置联合使用, 实现管理推进剂的功能。

海绵能够在中、低加速度下利用表面张力作用蓄留推进剂, 具有一定的向海绵中心导流和供液能力, 并可以反复进行再填充。基于上述特点, 海绵主要应用在以下三种场合: 第一, 发动机初始点火; 第二, 为了实现特定机动要求, 需要重复使用一定量的推进剂; 第三, 贮箱内推进

收稿日期: 2010-08-10; 修回日期: 2010-08-20

作者简介: 穆小强 (1982—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭推进系统

剂的控制。海绵的性能已经在众多飞行器的在轨飞行中得到充分考验,例如:海盜75飞行器贮箱、德尔它II上面级的双组元推进系统贮箱、HS601平台推进剂贮箱等。目前国外有广泛的工程应用,而这一领域在我国应用较少。本文结合海绵的研制,阐述了其组成、工作原理及设计分析方法,并对其性能进行了试验验证。

1 海绵的功能和性能要求

该海绵用于二次启动系统,一次工作结束后,轴向过载1.5 s内从2 g减小到0 g,海绵需保持住贮箱出口的推进剂;在两次工作间隙,轴向和侧向过载分别为 ± 0.002 g,海绵需在贮箱出口附近蓄留一部分推进剂;二次启动前,姿控发动机对推进剂进行沉底,海绵实现推进剂气液分离。具体设计指标见表1。

表1 推进剂管理装置设计指标

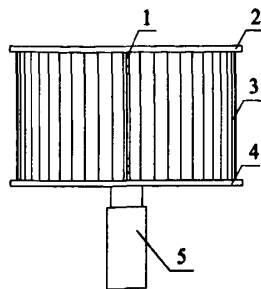
Tab. 1 Design requirements of propellant management device

序号	项 目	性能指标
1	最大蓄留量	$\leq 0.6\text{L}$ (侧向0.002g)
2	额定流量	0.72kg/s
3	排空效率	$\leq 99\%$
4	额定流量下压降	$\geq 5.5\text{kPa}$

2 海绵的组成及工作原理

2.1 海绵的组成

一般来说,海绵由多个叶片组成的楔形结构和底部收集装置组成。叶片的排列方式有:锥状、折叠锥状和辐射状。底部收集装置通常采用筛网和多孔板等。海绵由中心支柱1,盖板2,叶片3、筛网4和出口5组成,如图1所示。中心支柱用于支撑海绵盖板和叶片。盖板一方面用于消除边界效应,一方面起固定海绵叶片的作用。叶片组成辐射状的楔形结构,用于蓄留一定量的推进剂。筛网用于阻挡气体进入下游管路。



1-中心支柱;2-盖板;3-叶片;4-筛网;5-出口

图1 海绵结构图

Fig. 1 Sponge configuration

2.2 海绵的工作原理

下面介绍海绵的工作原理。图2所示为在侧向加速度作用下海绵内推进剂的分布情况。在上液面曲率半径比下液面曲率半径足够小的情况下,由于液体表面张力的作用产生驱动力,可以克服静压力,从而实现蓄留功能。如果此驱动力不足以克服静压力,海绵将会出现泄漏和滴落现象。海绵蓄留的控制方程如下:

$$\sigma \left(\frac{1}{R_{up}} - \frac{1}{R_{low}} \right) = \rho a (Z_{up} - Z_{low}) \quad (1)$$

式中:半径 R_{up} 和 R_{low} 近似等于叶片间上下液面的半径; σ 为表面张力系数; ρ 为推进剂密度; a 为加速度; Z_{up} 和 Z_{low} 为叶片间上下液面的高度。

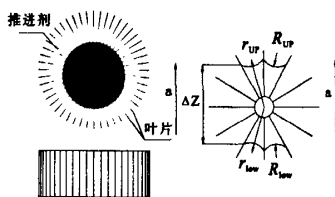


图2 海绵工作原理图

Fig. 2 Working principle of the sponge

3 海绵设计分析

海绵设计分析包括各阶段推进剂位置分析、参数选择、临界加速度和最大蓄留量计算。

3.1 各阶段推进剂位置确定

图3(a)~(c)分别代表各阶段推进剂的位置。由图中可见,在关机后,贮箱处于微重力状态,

同时受到轴向和侧向过载的共同作用, 推进剂会远离贮箱出口处, 海绵蓄留一部分推进剂覆盖贮箱出口; 在工作段, 海绵向发动机提供一定流量和压力的推进剂。

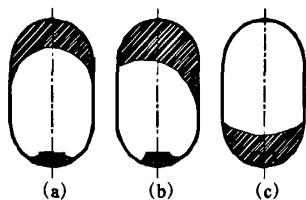


图 3 各阶段推进剂的位置

Fig. 3 Positions of propellant at different phases

重点对关机后推进剂位置的变化进行了研究。利用商用 CFD 软件 FLUENT 对贮箱内推进剂运动特性进行了非定常数值模拟。为了简化计算, 模型中用 10 个 $\Phi 1\text{ mm}$ 小孔组成的多孔元件代替筛网。计算采用 SIMPLEC 算法求解 N-S 方程, 湍流模型采用重整化群 (RNG) $k-\varepsilon$ 模型, 通过多相组分体积模型 (VOF) 来处理气液两相的流动, 进而捕捉气液两相的分界面位置确定其变化规律。加速度加载通过自编 UDF 程序来实现。计算网格由 FLUENT 前处理软件 GAMBIT 生成, 采用非结构化网格。为了体现多孔板的作用, 在孔处进行了局部加密, 网格如图 4 所示。计算了贮箱内 10% 剩余量的液体变化情况。图 5 (a) 为初始液面; 图 5 (b) 为贮箱出口未布置任何装置的情况; 图 5 (c) 为贮箱出口布置多孔板的情况。从图中可以看出, 底部无多孔板的情况下, 出液管中充满了气体, 而底部有多孔板的情况下, 出液管中仍充满液体。底收集器的筛网孔径要远小于 $\Phi 1\text{ mm}$, 因此筛网同样可以防止关机后气体不进入出液管中。

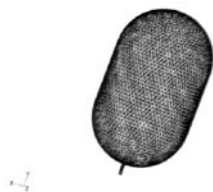


图 4 计算网格

Fig. 4 Computation mesh

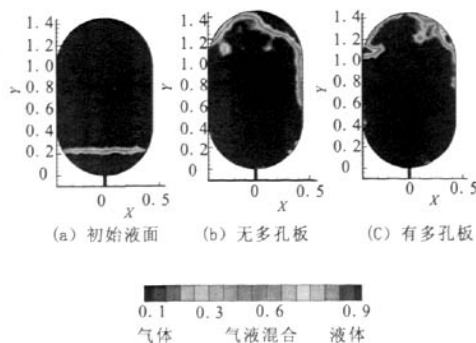


图 5 关机后的推进剂位置

Fig. 5 Positions of propellant after rocket shut-down

3.2 设计计算

图 6 所示为海绵的设计流程图。首先根据设计要求, 对海绵进行初步设计。然后通过对海绵基本方程的求解, 可以得到海绵的临界加速度值, 进而得到海绵的最大蓄留量、流阻等参数, 从而全面评估海绵的综合性能。将该海绵的性能与设计指标进行对照, 看是否能够满足指标要求。如果不满足, 就需要修改海绵的参数, 之后再按照上述方法迭代计算, 最后直到满足设计指标要求为止。

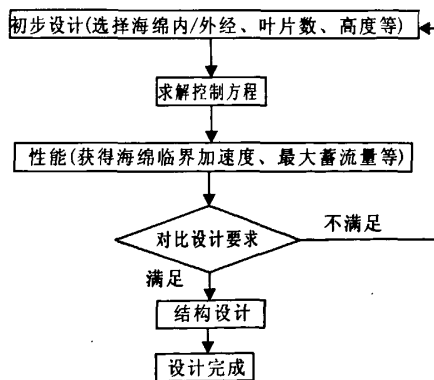


图 6 海绵设计流程

Fig. 6 Flow chart of the design for sponge

3.2.1 临界加速度计算

在微重力环境中, 加速度所产生的静压力会抵消一部分表面张力的驱动力。当静压力小于表面张力的驱动力时, 如果有气泡进入海绵叶片间

隙中,可以在表面张力的驱动下排出,从而实现推进剂的不夹气供应。当加速度足够大时,两者将会完全抵消,这时气泡就不能从海绵中排出,从而导致有部分推进剂被气泡隔开,这会造成海绵断流和排液夹气,导致海绵失效。此时的加速度就是海绵的临界加速度。要使气泡向外运动,进而排出,如图7所示,其所受到表面张力的驱动力必须大于或等于静压力差,即:

$$\sigma \left(\frac{1}{R_{up}} - \frac{1}{R_{low}} \right) > \rho a (Z_{up} - Z_{low}) \quad (2)$$

通过变换得:

$$a_{lim} = 2 \frac{\sigma}{\rho e^2} \frac{de}{dz} \quad (3)$$

式中: e 为叶片间距,只要加速度小于上述加速度,海绵内的气泡才能被排出,海绵才能有效蓄留推进剂。

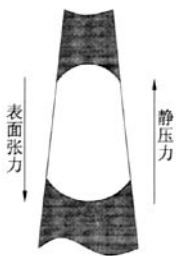


图7 海绵排出气泡

Fig. 7 Gas bubble ejection

3.2.2 最大蓄留量计算

方程(1)可以应用到海绵结构里推进剂表面的任何一点,该方程可以改为

$$\sigma \frac{1}{R} - \rho a z = \sigma \frac{1}{R_0} - \rho a z_0 \quad (4)$$

式中: R 和 z 分别是任意叶片缝隙间液面的半径和高度; R_0 和 z_0 对应于某个给定的叶片缝隙间液面的半径和高度。对于一个给定的海绵结构,每一个叶片缝隙中 R 和 z 的关系可以由上述方程代替,从而可以求解每一个叶片缝隙间的液面分布,进而求出海绵的蓄留量。

3.2.3 性能参数

根据求解上述方程,对该海绵性能进行了计

算,计算结果如下:临界加速度为 $0.004 g$, 高于最大侧向加速度 $0.002 g$, 这说明不会有推进剂隔离的现象出现;侧向加速度 $a=0.002 g$ 作用下,海绵的蓄留量为 $1.38 L$, 安全系数为 2.3 。一般来说叶片中的动压头损失较表面张力压差小得多,可以忽略,海绵损失主要为过网损失、沿程损失和局部损失。在额定流量下海绵的流阻为 $3.2 kPa$, 满足不大于 $5.5 kPa$ 的设计要求。考虑挂壁推进剂,排空效率大于 99% 。

4 试验验证

海绵验证试验主要包括泡破点检查试验、排放试验、力学环境试验、中性浮力试验等。泡破点试验为了检查管理装置的泡破点,在力学环境前后各进行了一次,泡破点值分别为 $6130 Pa$ 和 $6350 Pa$ 。排放试验是为了考察海绵的供液能力、流阻特性、排空效率和防溅防塌的效果。排放试验结果表明:最大流量为 $1.78 L/s$, 满足设计要求,安全系数大于 2 ;排空效率为 99.6% , 高于 99% 的要求;在额定流量下的流阻为 $4.1 kPa$, 满足不大于 $5.5 kPa$ 的要求;排液过程中在管理装置附近进行了吹气,有意识地让气泡进入海绵叶片中,未出现夹气和液面塌陷等现象。力学环境试验是考核海绵结构强度,检验其力学环境适应性。通过鉴定级力学环境试验后,对管理装置外观进行检查,产品未出现变形和损坏,泡破点没有降低,表明海绵满足结构强度和刚度要求。由于海绵不能在重力场下充分验证蓄留情况,中性浮力试验可以在重力场下模拟微重力环境,从而验证海绵的蓄留能力。设计过程中,基于成本等方面的考虑,未进行该试验,只通过理论分析,并在设计时取较大安全系数来保证其蓄留性能。

5 结论

海绵表面张力管理装置是一种利用楔形结构和筛网进行蓄留和供应一定量推进剂的装置,具有为发动机启动提供不夹气推进剂的功能。

(下转第30页)

3 结论

采用高速动态分析系统,研究了真空环境下液体射流的雾化特性。直流式喷嘴的直径为 $\Phi 0.6 \sim \Phi 3.2$ mm,射流速度为 $v=5 \sim 65$ m/s,研究得到的结论如下:

1) 真空与大气环境下,液体射流的雾化特性具有显著的区别,主要是真空环境下液体喷射发生了闪蒸,闪蒸成为射流破碎的主要因素;

2) 对于相同直径的直流式喷嘴,喷射雷诺数增大,破碎长度变长,雾化锥角减小;

3) 在相同喷射速度的条件下,喷嘴直径增大,破碎长度越长,雾化锥角越大;

4) 相对于喷嘴直径,真空环境下射流速度对闪蒸与雾化的影响更大。

参考文献:

[1] NASA. Ice in space: an experimental and theoretical investigation with application to comets, NASA 19760016-029[R]. USA: NASA, 1976.

[2] KOFSKY I L, RALL D L, MARIS M A, et al. Phenomenology of a water venting in low earth orbit [J]. Acta Astronautica 1992, 26(5): 325-347.

[3] FOUCAUD R. Experimental study of the ariane 5 attitude control system (SCA) passivation, AIAA 2001-2763[R]. USA: AIAA, 2001.

[4] 刘伟民,毕勤成,刘璐,等. 低压闪蒸液滴形态和温度变化的研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(6): 957-960.

[5] 刘昌波,张涛,李福云. N_2O_4 真空排放实验研[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 1-5.

[6] MUNTZ E P, ORME M. Characteristics, control, and uses of liquid streams in space, AIAA1987-756 [R]. USA: AIAA, 1987.

[7] 杨永强,刘站国,徐浩海. 液氧煤油发动机低温组元两相充填过程研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 11-15.

[8] 范宇峰,黄家荣. 工质粘度对单相流体回路工作性能的影响[J]. 低温工程, 2007, 157(3): 20-24.

[9] 李进贤,何浩波,岳春国,等. 旋流式气/液同轴喷嘴常压雾化燃烧实验研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1563-1569.

[10] 魏建勤,傅维镛. 柴油混合闪蒸喷雾的探索研究[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(4): 509-513.

[11] CAROLE, DEXTER, MARK F. 液体火箭发动机燃烧装置试验缩比技术[C]// 第二届国际推进会议论文集. 法国: [出版者不详], 1996: 335-374.

(编辑: 马 杰)

(上接第16页)

通过设计分析,并经过试验验证,该海绵的性能达到设计指标要求。该管理装置可推广应用于其他类似的系统中。

参考文献:

[1] JAEKLE D E, Jr. Propellant management device conceptual design and analysis: sponges, AIAA1993-1970 [R]. USA: AIAA, 1993.

[2] WALTER H. Design and manufacture of a propellant tank assembly, AIAA1997-2813[R]. USA: AIAA, 1997.

[3] WALTER H. Design, development, qualification and manufacture of the HS601 propellant tank, AIAA 1996-2748 [R]. USA: AIAA, 1996.

[4] DOWDY M W, HISE R E, PETERSON R G. Surface ten

sion propellant control for Viking 75 orbiter, AIAA 1976-596 [R]. USA: AIAA, 1976.

[5] BENTON Joe, JAEKLE Jr. Design and manufacture of a propellant tank assembly, AIAA 2007-5559 [R]. USA: AIAA, 2007.

[6] WALTER Tam, JAEKLE Jr. Propellant tank with surface tension PMD for tight center-of-mass propellant control, AIAA 2008-4942[R]. USA: AIAA, 2008.

[7] 胡文瑞,徐硕昌. 微重力流体力学 [M]. 北京: 科学出版社, 1999.

[8] 王赞社,顾兆林,冯诗恩,等. 低温推进剂贮箱增压过程的传热传质数学模拟[J]. 低温工程, 2007 (6): 32-35.

[9] 何景轩,何国强. 复合材料格栅结构的强度分析[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 449-453.

(编辑: 王建喜)