

文章编号: 1000-8055(2012)09-2028-07

航天器推进系统水击及其抑制方法

晏 政, 彭小辉, 程玉强, 吴建军

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对航天器推进系统充填和关机过程水击这一动力学问题, 基于已建立的航天器推进系统仿真模型, 开展了某型推进系统的仿真研究, 并重点分析了节流孔、弯管对推进剂供应管路水击的抑制作用。研究表明: ①在推进系统充填和关机过程中, 其不同位置均出现了明显的水击现象, 充填过程水击频率较低, 而关机过程水击频率较高, 关机过程的水击峰值压力显著高于充填过程; ②节流孔可显著削弱充填过程中的压力和流量振荡, 关机过程的水击需要由较小的节流孔才能有效抑制; ③弯管可明显削弱充填过程中的压力和流量振荡, 对流量振荡的抑制效果尤为显著, 但弯管对关机过程水击的抑制效果不明显。

关 键 词: 航天器推进系统; 系统动力学; 动态特性; 数值仿真; 水击; 水击抑制

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

Research of water hammer and its suppression methods for spacecraft propulsion system

YAN Zheng, PENG Xiao-hui, CHENG Yu-qiang, WU Jian-jun

(College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to investigate the water hammer dynamics of spacecraft propulsion system during the priming and shutdown processes, dynamic simulation of a certain unified propulsion system (UPS) was conducted firstly based on UPS simulator modeled previously. Then the water hammer suppression effect of orifice and bent pipe on the propellant supply pipeline was analyzed thoroughly. Results show that water hammer phenomena occur obviously in almost the whole propulsion system during the priming and shutdown processes. However, the frequency and the peak pressure of water hammer during the priming process are both lower than that of the shutdown process, especially the peak pressure. The results also show that both the orifice and the bent pipe can suppress the oscillation of pressure and flow rate significantly during the priming processes, but only orifice with small diameter can suppress the water hammer effectively during the shutdown process. Moreover, in contrast to their weak suppression of water hammer during the shutdown process, bent pipe can suppress the oscillation of flow rate especially effective in the priming process.

Key words: spacecraft propulsion system; system dynamics; dynamic characteristics; numerical simulation; water hammer; water hammer suppression

收稿日期: 2012-03-28

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.015.html>

作者简介: 晏政(1982—), 男, 重庆巴南人, 博士生, 研究方向为火箭及其组合推进技术, E-mail: yanzhengnurd@yahoo.com.cn

通讯作者: 吴建军(1967—), 男, 新疆奎屯人, 教授、博士生导师, 博士, 研究方向为火箭及其组合推进技术、束能与电磁推进技术,

E-mail: jjwu@nudt.edu.cn

国内外多年的飞行经验表明,推进系统充填、关机过程中的水击现象是造成密封失效和推进剂泄漏的重要原因^[1],而推进剂泄漏将进而影响航天器正常工作,降低推进系统可靠性.研究推进剂供应管路的水击现象和压力瞬变规律,对改进推进系统设计,抑制水击对推进系统的危害,提高推进系统的可靠性具有重要的意义.

针对推进系统充填和关机过程水击这一动力学问题,国内外学者进行了大量的数值仿真和实验研究^[1-13].系统动力学仿真采用的数值方法由集中参数法^[3-4]发展到分布参数法(包括有限元方法^[5]、特征线法^[1,6-10])等,而研究对象也由简化系统发展到工程实际系统.

当前学者的研究尚存在以下不足之处:①研究对象多经过不同程度简化,对复杂供应管路的研究较少,难以准确反映推进系统的实际工作状态;②研究工作侧重于开、关机动态特性的分析,主要是对推进剂供应管路水击现象的模拟与分析,但对抑制水击的因素分析较少.文献^[11-13]分别采用数值仿真和实验手段研究了航天器推进系统充填过程的水击现象;文献^[14]针对大型运载火箭的液氧供应管路,开展了考虑流固耦合作用的动响应分析研究.文献^[1]分析了三通接头、阀门流动特性对水击的抑制作用.文献^[4]讨论了节流孔位置、大小2个因素对水击峰值压力的影响;文献^[15]介绍了节流孔在削弱 Microwave Anisotropy Probe 推进系统充填水击峰值的应用;文献^[16]研究了波纹管对运载火箭推进剂输送管路水击压力的吸收.

本文将在之前建立的航天器推进系统仿真模型 UPSSim 的基础上,针对某型推进系统开展充填和关机过程的水击仿真研究,并重点分析节流孔、弯管对水击的抑制作用.

1 推进系统的水击现象

文献^[17]在 AMESim (advanced modeling environment for performing simulations of engineering systems) 软件环境下进行二次开发,分别建立了减压阀、贮箱、发动机的仿真模型,搭建了某航天器推进系统的动力学仿真模型,如图1所示.图中:NOPV 为常开电爆阀、NCPV 为常闭电爆阀、MV 为加泄阀、LV 为自锁阀、F 为过滤器、PR 为减压阀、CV 为单向阀、TP 为试验接口.

本文在此基础上,对某型双组元统一推进系统的充填和关机过程进行了仿真,该系统包括一

台轨控发动机和多台姿控推力器,氧化剂采用四氧化二氮(MON),燃料采用一甲基肼(MMH).设定贮箱推进剂初始压力为 1.45 MPa(文中压力均为表压),管路初始压力为 0 MPa,管路充填 0.8 s 后,轨控发动机开始工作,工作至 1.2 s 关机,轨控发动机电磁阀响应时间为 10 ms.

因阀门响应时间短、管路尺寸小、管路分段较多等原因,在轨控发动机充填和关机过程中,推进剂的压力和流量均出现了显著的水击现象,表1列出了推进系统充填和关机过程中不同位置的水击峰值压力.

表1 推进系统充填和关机过程的水击峰值压力
(单位:MPa)

Table 1 Water hammer peak pressure of propulsion system in the priming and shutdown processes (unit: MPa)

位置	充填过程		关机过程	
	MON 管路	MMH 管路	MON 管路	MMH 管路
轨控发动机 电磁阀入口	2.92	2.95	3.58	3.47
偏差/%	104.8	106.4	151.2	142.5
NOPV 入口	2.79	2.83	3.38	3.31
偏差/%	94.8	96.5	135.8	130.2
三通管入口	2.70	2.71	2.43	2.34
偏差/%	87.3	88.2	69.1	62.6
NCPV 入口	2.38	2.39	2.42	2.34
偏差/%	64.4	64.7	67.3	61.6
贮箱出口	1.53	1.53	1.59	1.58
偏差/%	5.4	5.3	9.8	8.9

由表1中可见:①在本文设定的管路初始压力下,MON 管路和 MMH 管路的充填水击峰值压力均显著低于关机过程;②轨控发动机电磁阀入口处的关机水击压力峰值最高,MON 路水击峰值压力达到了 3.58 MPa,MMH 管路水击峰值压力为 3.47 MPa,均远高于贮箱压力 1.45 MPa,MON 管路内的关机水击较 MMH 管路内相同位置的水击更加严重,原因在于两种推进剂的物性不同^[3-4];③由于流阻等耗散因素,越往上游,水击峰值越小,贮箱出口处的水击峰值压力并不高.

图2与图3与所示分别为推进系统充填和关机过程中轨控发动机的电磁阀入口压力.本文的仿真条件与文献^[10]的实验类似,图2所示仿真

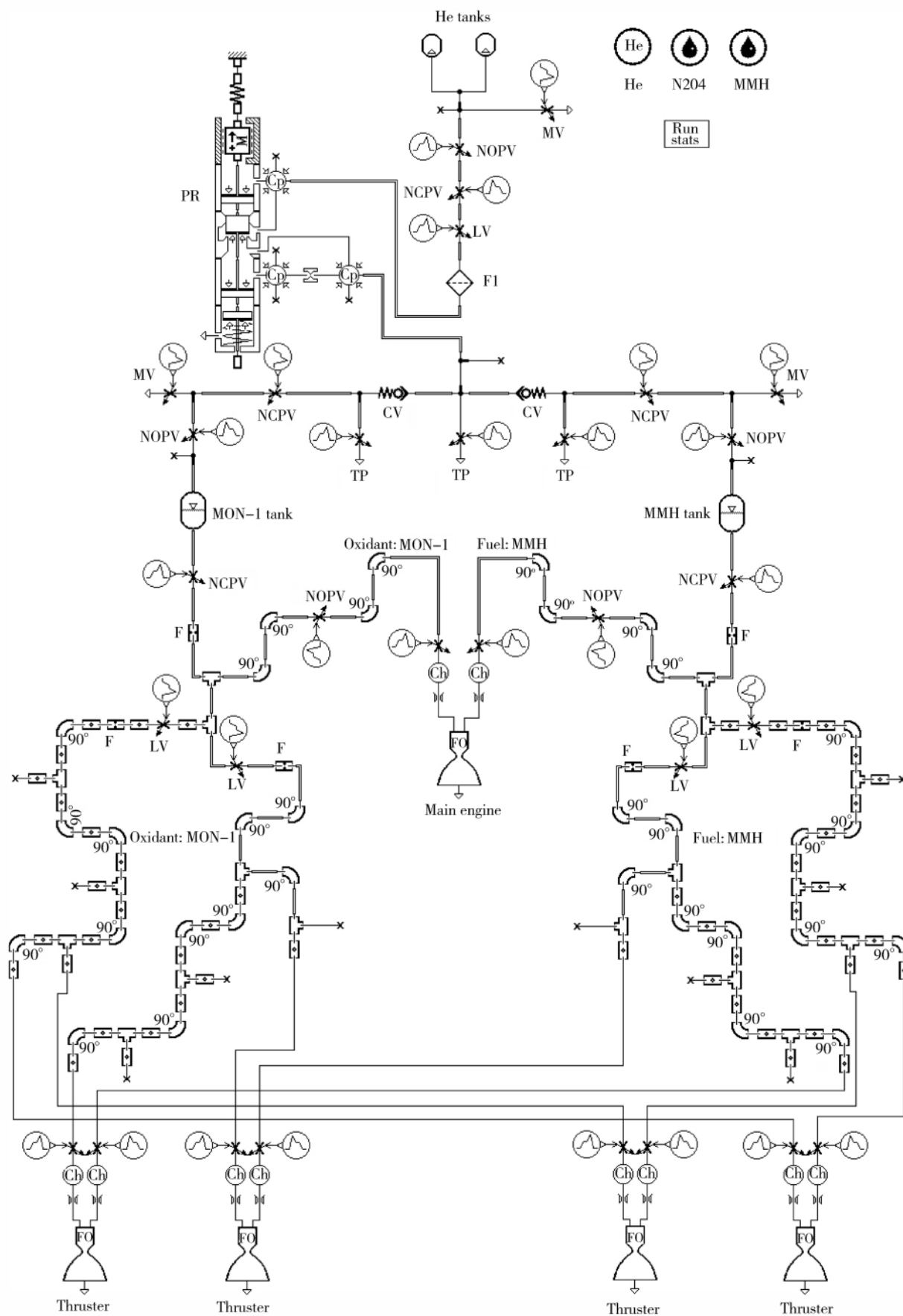


图 1 航天器推进系统动力学仿真模型示意图

Fig. 1 Sketch of unified propulsion system simulator

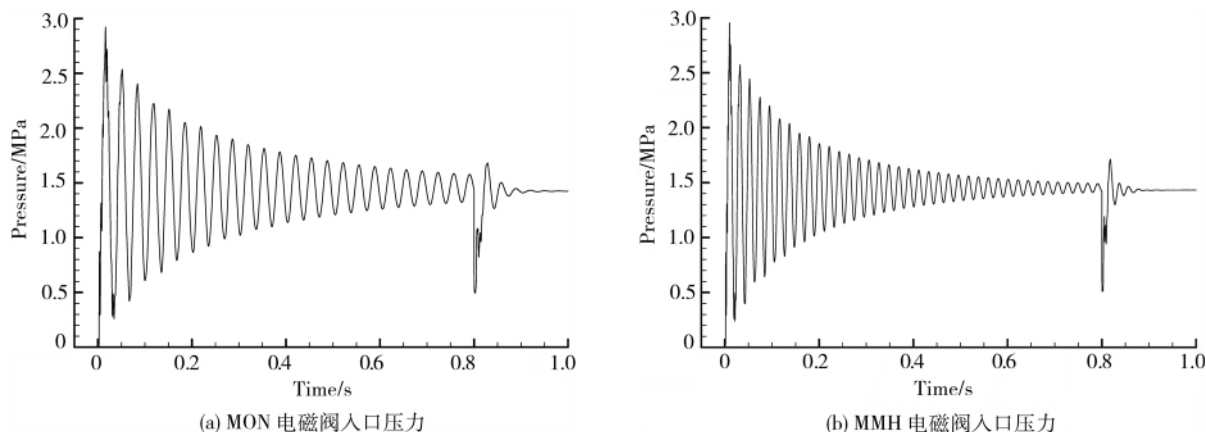


图2 充填过程中轨控发动机的水击现象

Fig. 2 Water hammer of main engine in the priming process

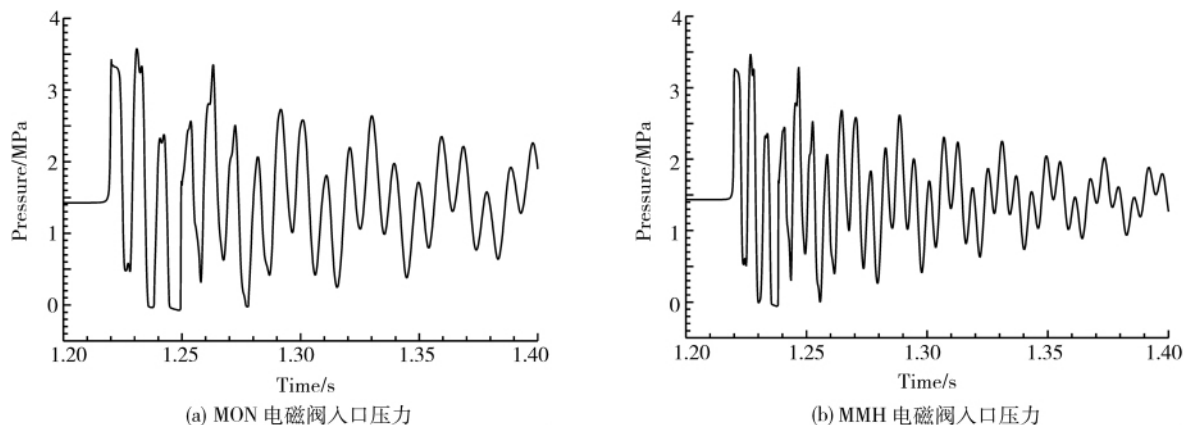


图3 关机过程中轨控发动机的水击现象

Fig. 3 Water hammer of main engine in the shutdown process

结果也与其实验结果非常接近。0.8 s后轨控发动机开始工作,因此图中出现了新的压力振荡,但随着发动机工作,该振荡迅速衰减。

由图可见:①充填和关机过程的水击现象有显著的不同,充填过程的水击以低频振荡为主(MON管路约为30 Hz,MMH管路约为47.5 Hz),而关机过程的水击频率高于充填过程(MON管路约为106 Hz,MMH管路约为167 Hz);②无论充填过程还是关机过程,MON管路的水击频率均低于MMH管路,其水击能量的衰减也更慢;③关机过程中,MON管路电磁阀入口压力最低达到了-0.069 MPa,MMH管路电磁阀入口压力最低也达到了-0.055 MPa,说明出现了汽穴现象;注意到汽穴现象出现的位置是在第3个波谷,而非第一个压力波谷,其原因在于低频与中频水击波的叠加。

2 水击的抑制方法

水击的抑制方法很多^[18],本节将在前述水击

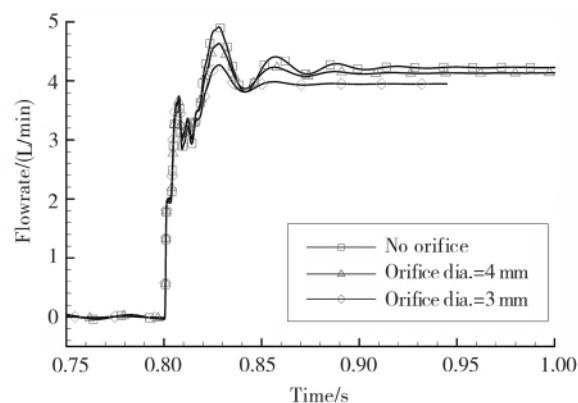
仿真的基础上,重点分析节流孔、弯管对推进系统供应管路充填和关机过程水击的抑制作用。

2.1 节流孔对水击的抑制作用

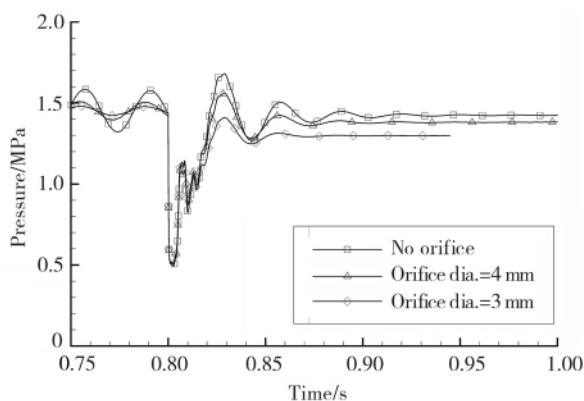
节流孔的位置和孔径对水击的抑制具有重要作用。针对本文的研究对象,节流孔选择在常闭电爆阀NCPV的下游。减小节流孔的孔径,可削弱水击峰值,加速水击振荡的衰减,但为保证最小的流量损失(图4(a)所示)和合理的压降(图4(b)所示),需要合理选择节流孔的孔径。本文选择节流孔孔径(dia.)为4 mm。

在前述仿真模型UPSSIM的基础上,分别在MON和MMH的轨控供应管路常闭电爆阀NCPV下游增加节流孔F2和F3,其余元件及其参数不变,进行对比仿真。

表2列出了推进系统增加节流孔之后,充填和关机过程中不同位置的水击峰值压力。对比表1和表2可见:①对于该推进系统的充填过程,节流孔对其下游的水击具有非常显著的抑制作用,



(a) MON 电磁阀流量



(b) 轨控发动机 MON 电磁阀入口压力

图 4 不同节流孔孔径对推进系统充填水击的影响

Fig. 4 Effect of orifice with diverse diameters on water hammer in the priming process of propulsion system

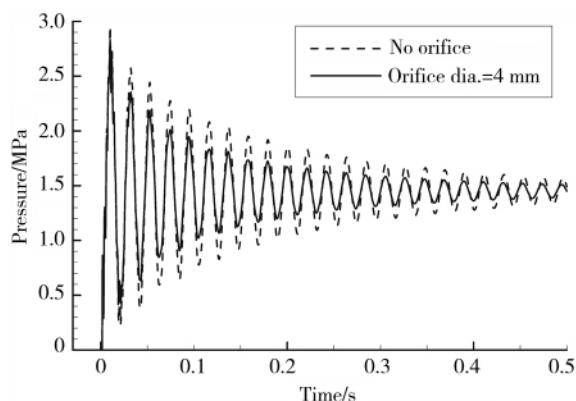
表 2 带节流孔的推进系统的水击峰值压力(单位:MPa)

Table 2 Water hammer peak pressure of propulsion system with orifice in the priming and shutdown processes (unite:MPa)

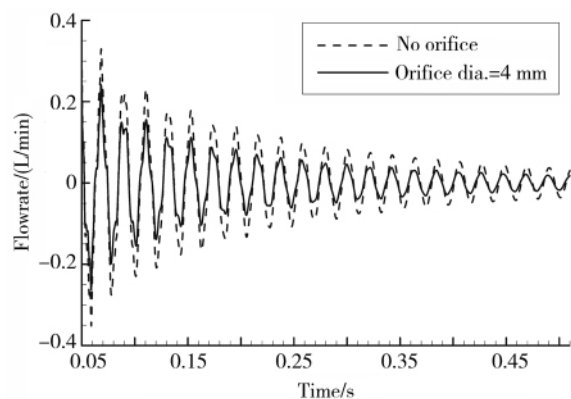
位置	充填过程		关机过程	
	MON 管路	MMH 管路	MON 管路	MMH 管路
轨控发动机 电磁阀入口	2.74	2.83	3.51	3.43
偏差/%	92.6	97.8	146.2	139.7
NOPV 入口	2.63	2.71	3.33	3.28
偏差/%	83.8	88.7	132.2	128.0
三通管入口	2.53	2.61	2.37	2.31
偏差/%	76.1	80.7	64.8	60.3
NCPV 入口	2.26	2.31	2.37	2.31
偏差/%	57.0	60.2	64.5	60.4
贮箱出口	1.52	1.52	1.59	1.58
偏差/%	4.8	5.0	9.3	8.7

推进系统各个位置的水击峰值压力均被显著削弱;②但直径为 4 mm 的节流孔对于关机过程的抑制效果较弱,如需显著削弱关机水击,需要采用更小孔径的节流孔,并适当增加贮箱出口压力,以保证不影响推力室推力.

图 5 对比了有无节流孔条件下,推进系统充填过程水击的典型参数,图 5(a)和图 5(b)所示分别为轨控发动机 MMH 电磁阀入口压力和流量.由图可见:①节流孔可显著削弱充填过程中的低频压力和流量振荡,水击的最大压力振幅由 0.26~2.71 MPa 缩小为 0.43~2.40 MPa,0.05 s 后最大流量振幅由 -0.352~0.329 L/min 缩小为 -0.263~0.241 L/min;②压力振荡衰减 90% 的时间,也由原来的 0.58 s 缩小为 0.41 s;③节流孔并不改变充填过程中的水击频率. MON 供应管路的压力和流量也呈现出相似的抑制效果,不同之处在于 MON 管路的衰减时间更长.



(a) 轨控发动机 MMH 电磁阀入口压力



(b) 轨控发动机 MMH 电磁阀流量

图 5 节流孔对推进系统充填水击的抑制作用

Fig. 5 Water hammer suppression of orifice in the priming process of propulsion system

综上所述,合理选择节流孔孔径,可在保证最小流量损失和合理压降的条件下,削弱充填过程

中的压力和流量峰值,加速水击振荡的衰减;如需显著削弱关机水击,需要采用小孔径的节流孔,并适当增加贮箱出口压力。

2.2 弯管对水击的抑制作用

在第 2.1 节仿真模型基础上,分别取消 MON 管路节流孔 F2 和 MMH 管路节流孔 F3 至轨控发动机之间的 4 段弯管,添加同等长度的直管,其余元件及其参数不变,对比分析其仿真结果。

表 3 列出了推进系统取消弯管之后,充填和关机过程中不同位置的水击峰值压力。对比表 2 和表 3 可见,对于该推进系统的充填过程,弯管对水击同样具有显著的抑制作用,推进系统各个位置的水击峰值压力均被显著削弱;弯管对于关机过程的抑制效果较弱。

表 3 推进系统取消弯管后的水击峰值压力(单位:MPa)
Table 3 Water hammer peak pressure of propulsion system without bent pipe in the priming and shutdown processes (unit:MPa)

位置	充填过程		关机过程	
	MON 管路	MMH 管路	MON 管路	MMH 管路
轨控发动机 电磁阀入口	2.90	2.93	3.43	3.36
偏差/%	106.9	107.2	144.3	137.8
NOPV 入口	2.82	2.83	3.26	3.20
偏差/%	99.3	99.7	130.5	126.1
三通管入口	2.57	2.58	3.36	3.29
偏差/%	81.3	81.8	137.3	131.4
NCPV 入口	2.39	2.39	3.18	3.10
偏差/%	65.5	65.4	120.6	114.4
贮箱出口	1.53	1.53	1.59	1.58
偏差/%	5.7	5.5	9.8	8.8

图 6 对比了有无弯管条件下,推进系统充填过程水击的典型参数,图 6(a)和图 6(b)所示分别为轨控发动机 MON 电磁阀入口压力和流量。由图可见:①弯管的存在,降低了充填过程和关机过程中的水击振荡频率,MON 管路水击频率由 55 Hz 下降至 30 Hz,MMH 管路水击频率由 88.8 Hz 下降至 47.5 Hz;②弯管可显著削弱充填过程中的低频压力和流量振荡,水击的最大压力振幅由 0.01~2.90 MPa 缩小为 0.52~2.74 MPa,最大流量振幅由 -1.53~1.71 L/min 缩小为

-0.59~1.01 L/min;③弯管对缩短水击的衰减时间作用很小,原因在于尽管弯管可以削弱压力和流量振荡,但直管更高的振荡频率亦可削弱振荡,在充填过程仿真过程中(0.8 s)两种效应效果相当。MMH 供应管路的压力和流量也呈现出相似的抑制效果。

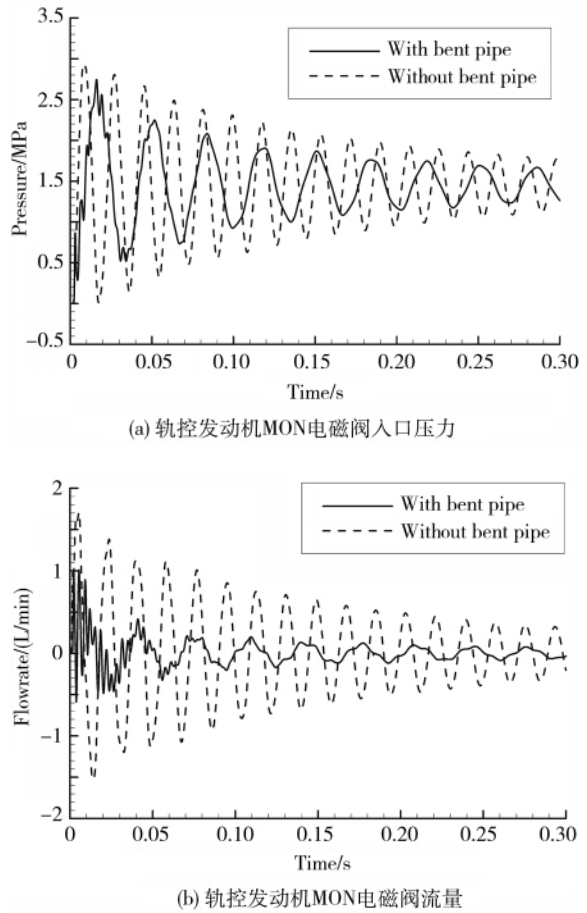


图 6 弯管对推进系统充填水击的抑制作用
Fig. 6 Water hammer suppression of bent pipe in the priming process of propulsion system

综上所述,弯管可明显削弱充填过程中的压力和流量振荡,对流量振荡的抑制效果尤为显著,并降低充填过程中的水击振荡频率;但弯管对缩短充填水击衰减时间的作用很小,且对于关机水击的抑制效果较弱。

3 结 论

在航天器推进系统仿真模型的基础上,针对系统动力学关注的充填和关机过程水击问题,进行了某型推进系统的仿真研究,并重点分析了节流孔、弯管对水击的抑制作用,主要结论如下:

1) 在轨控发动机充填和关机过程中,推进系

统的不同位置均出现了显著的水击现象:由于推进剂的物性差异,其水击峰值、振荡频率均有所不同,充填过程的水击频率较低,而关机过程的水击频率较高,关机过程的水击峰值压力显著高于充填过程。

2) 节流孔可显著削弱充填过程中的水击峰值,加速水击振荡的衰减;如需显著削弱关机水击,需要采用小孔径的节流孔,并适当增加贮箱出口压力。

3) 弯管可明显削弱充填水击现象,对流量振荡的抑制效果尤为显著,但对缩短充填过程水击衰减时间的作用很小,对关机水击的抑制效果也较弱。

参考文献:

- [1] 林景松,王平阳,高红,等.液体火箭发动机关机水击的数值模拟[J].上海航天,2008(3):53-57.
LIN Jingsong, WANG Pingyang, GAO Hong, et al. Numerical simulation of water hammer in shutting liquid rocket engine[J]. Aerospace Shanghai, 2008(3): 53-57. (in Chinese)
- [2] Prickett R P, Mayer E, Hermel J. Water hammer in a spacecraft propellant feed system[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 592-597.
- [3] 黎勤武,张为华,王振国,等.空间发动机系统关机过程水击现象理论分析[J].推进技术,1998,19(3):27-29.
LI Qinwu, ZHANG Weihua, WANG Zhenguo, et al. Theoretical analyses of water-hammering in shutting space engine system[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(3): 27-29. (in Chinese)
- [4] 戴佳,黄敏超,沈赤兵,等.挤压式液体火箭发动机水击特性研究[J].上海航天,2007(1):52-55.
DAI Jia, HUANG Minchao, SHEN Chibing, et al. Study on water hammer characteristics in pressure-fed liquid rocket engine[J]. Aerospace Shanghai, 2007(1): 52-55. (in Chinese)
- [5] 程谋森,刘昆,张育林.推进剂供应管路内液体瞬变流一维有限元计算[J].推进技术,2000,21(4):12-15.
CHENG Mousen, LIU Kun, ZHANG Yulin. One-dimensional finite element solutions for liquid transients in propellant feedlines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 12-15. (in Chinese)
- [6] 聂万胜,陈新华,戴德海,等.姿控推进系统发动机关机的管路瞬变特性[J].推进技术,2003,24(1):6-8.
NIE Wansheng, CHEN Xinhua, DAI Dehai, et al. Transient characteristics during shutdown operation of liquid feed line for attitude control propulsion subsystem[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 6-8. (in Chinese)
- [7] 张黎辉,李家文,张雪梅,等.航天器推进系统发动机动态特性研究[J].航空动力学报,2004,19(4):546-549.
ZHANG Lihui, LI Jiawen, ZHANG Xuemei, et al. Dynamic characteristics study of spacecraft propulsion system engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 546-549. (in Chinese)
- [8] 张育林,刘昆,程谋森.液体火箭发动机动力学理论与应用[M].北京:科学出版社,2005.
ZHANG Yulin, LIU Kun, CHENG Mousen. Theory and application of liquid rocket engine dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2005. (in Chinese)
- [9] 苏龙斐,张黎辉,潘海林.卫星推进系统发动机启动过程数值仿真[J].航空动力学报,2005,20(4):698-701.
SU Longfei, ZHANG Lihui, PAN Hailin. Numerical simulation on the starting process of satellite propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 698-701. (in Chinese)
- [10] 薛科,张黎辉,苏龙斐,等.卫星推进系统真空充填过程数值仿真[J].航空动力学报,2007,22(2):323-326.
XUE Ke, ZHANG Lihui, SU Longfei, et al. Numerical simulation of the priming process of satellite propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 323-326. (in Chinese)
- [11] Gibek I, Maisonneuve Y. Waterhammer tests with real propellants[R]. AIAA 2005-4081, 2005.
- [12] Lecourt R, Steelant J. Experimental investigation of waterhammer in simplified basic pipes of satellite propulsion systems[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(6): 1214-1224.
- [13] Lema M, Steelant J, Pena F L, et al. Multiphase fluid hammer in spacecraft propulsion systems[R]. AIAA 2011-5683, 2011.
- [14] 魏鑫,孙冰,于子文,等.火箭推进系统充液管路的流固耦合响应分析[J].航空动力学报,2010,25(4):852-856.
WEI Xin, SUN Bing, YU Ziwen, et al. Dynamic response analysis of fluid-structure interaction in liquid-filled pipes of rocket feed system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 852-856. (in Chinese)
- [15] Davis G T. The MAP propulsion subsystem[R]. AIAA 2002-4156, 2002.
- [16] 王英浩.火箭推进剂输送系统中波纹管对水击压力的吸收分析[D].长沙:国防科学技术大学,2004.
WANG Yinghao. Analysis of bellows absorb water hammer in rocket propellant feed system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)
- [17] 晏政,刘泽军,程玉强,等.航天器推进系统模块化建模方法[J].国防科技大学学报,2012,34(4):30-35.
YAN Zheng, LIU Zejun, CHENG Yuqiang, et al. Modular modeling of spacecraft propulsion system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(4): 28-32. (in Chinese)
- [18] Hearn H C. Development and application of a priming surge analysis methodology[R]. AIAA 2005-3738, 2005.