

液体火箭发动机水击特性仿真及试验研究

窦 唯, 胡长喜

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 建立了液体火箭发动机水击压力的模型, 进行了数值仿真和试验对比分析, 研究了影响液体火箭发动机水击压力的影响因素, 讨论了发动机关机后推进剂管路的压力瞬变特性, 从而验证了数值模拟的正确性。

关键词: 液体火箭发动机; 水击特性; 仿真; 试验

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0040-06

Simulation and testing research for water hammer characteristic of liquid rocket engine

DOU Wei, HU Chang-xi

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Water hammer pressure model of liquid rocket engine was built. The numerical simulation and testing contrastive analysis were made. The factors that influence water hammer pressure of the liquid rocket engine were investigated. The pressure transient characteristic of the propellant pipes after shutdown of engine was discussed. The correctness of the numerical simulation was approved by the comparison of calculated data with experiment data. The research achievement can be used in the design and testing of liquid rocket engine.

Keywords: liquid rocket engine; water hammer characteristic; simulation; experiment

0 引言

液体火箭发动机在飞行中因密封失效造成推进剂泄漏的现象并不少见。据分析, 液体火箭发动机在启动、转级和关机的瞬间流量和压力会产生水击现象, 是造成液体推进剂泄漏, 进而使其

推力降低甚至完全丧失、降低发动机可靠性的主要原因。

航天技术的发展要求液体火箭发动机尽可能提高可靠性。为保证液体火箭发动机安全、可靠和高质量地工作, 有必要研究水击动态特性及其影响因素, 对发动机系统的设计与分析具有重要意义。

收稿日期: 2012-10-23; 修回日期: 2012-12-24

基金项目: 国家 863 项目(2008AA702303)

作者简介: 窦唯 (1977—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机总体设计

目前, 关于液体火箭发动机推进剂输送系统充填和关机的水击特性已经进行了相关的理论分析和实验研究, 但是在工程上能与热试车试验结合起来进行研究的还是较少。为此, 本文通过建立水击的理论模型, 开展了水击特性的仿真及试验研究, 研究了影响液体火箭发动机水击压力的影响因素, 通过试验验证了安装泄压阀可以降低水击压力。

1 液体火箭发动机水击压力模型建立

当液体火箭发动机启动或关机时, 推进剂输送管路内会产生剧烈的压力脉动, 即水击现象。由于液体流动的惯性和液体的压缩性, 当阀门突然关闭时, 管路内液体不是在同一时刻全部停止流动, 压力也不是在同一时刻同时升高, 而是以波的形式在管道中传递, 即当阀门关闭后连续发生多次水击时水击压力峰值非常大, 可以达到工作压力的数倍。

水击分直接水击和间接水击。直接水击压力大, 危害也大, 破坏力强。为此本文只研究直接水击压力的动态特性。

为了反映出水击的实际过渡过程, 采用能量法来建立数学模型, 能量法能较准确地反映水击压力随时间变化的规律。阀门、管道系统的水击过程可用图 1 的物理模型描述, 该模型为质量弹簧阻尼系统。用 m 表示管道中的流体质量。 m 可用通道面积 A 、管道长度 L 和流体密度 ρ 的乘积表示为

$$m = AL\rho \quad (1)$$

流体刚度 K_1 可由管道和流体系统的有效弹性模量 β_{ef} 表示为

$$K_1 = \frac{A}{L} \beta_{ef} \quad (2)$$

如图 1 所示, 当流体质量 m 移动到截面 2 处突然停止, 这相当于阀门突然关闭。水击过程则相当于流体的动能 E_k 和势能 E_p 在 1、2 两截面间的相互转化。当流体的能量以势能形式出现时, 压力骤升, 骤升的压力随后又因系统内流体的摩擦和管道变形时能量的消耗而逐渐减弱。设系统

的耗逸能量为

$$E_f = \frac{1}{2} C_1 \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 \quad (3)$$

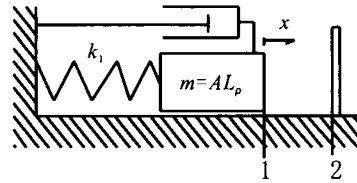


图 1 水击过程的物理模型

Fig. 1 Physical model of water hammer process

非保守系统的能量表达式为

$$\Delta E = E_k - E_p = \frac{1}{2} m \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 - \frac{1}{2} Kx^2 \quad (4)$$

将(3)式和(4)式代入拉格朗日方程

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \Delta E}{\partial \frac{dx}{dt}} \right) - \frac{\partial \Delta E}{\partial x} + \frac{\partial E_f}{\partial \frac{dx}{dt}} = 0 \quad (5)$$

于是得到

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + C_1 \frac{dx}{dt} + Kx = 0 \quad (6)$$

由于流体的弹性压力 $p_1 = K_1 x / A$, 可得

$$x = \frac{p_1 L}{\beta_{ef}} \quad (7)$$

实际上, 水击压力等于流体的弹性压力, 将初始条件 $t=0$, $x_0=0$, $dx/dt=v_0$ 和式 (7) 代入方程 (6), 就可以得到水击的计算式

$$\Delta p_1 = \frac{\beta_{ef} v_0}{\sqrt{\frac{\beta_{ef}}{\rho} (1-\zeta^2)}} e^{-\frac{\zeta}{L} \sqrt{\frac{\beta_{ef}}{\rho}} t} \sin \frac{1}{L} \sqrt{\frac{\beta_{ef}}{\rho} (1-\zeta^2)} t \quad (8)$$

式中: $\beta_{ef} = \frac{\beta_0 \beta_1}{\beta_1 + \beta_0}$; $\beta_1 = \frac{\delta E_1}{d(1-0.5\mu)}$; $\zeta = \frac{C_1}{2\sqrt{mK_1}}$ 。

因 $C_1 = K_1 \times 10^{-3}$, 则由(1)和(2)式得

$$\zeta = \frac{10^{-3}}{2L} \sqrt{\frac{\beta_{ef}}{\rho}} \quad (9)$$

儒可夫斯基水击波速 a 为

$$a = \frac{1}{\sqrt{\rho \cdot \left(\frac{1}{\beta_1} + \frac{d}{\delta \cdot E_1} \right)}} \quad (10)$$

因此,根据式(10)和(8),忽略 μ 值,得到水击压力的计算式为

$$\Delta p_t = \frac{\rho a v_0}{\sqrt{1-\zeta^2}} e^{-\frac{\zeta}{L} a t} \sin \frac{a}{L} \sqrt{1-\zeta^2} t \quad (11)$$

其中

$$v_0 = \frac{q_m}{A\rho}, A = \frac{\pi}{4} d^2$$

总压力为

$$p = \Delta p_t + p_0 \quad (12)$$

上面公式中: β_l 为流体的体积弹性模量; E_l 为管壁材料的弹性模量; d 为管道的内径; δ 为管道的壁厚; a 为水击波波速; A 为通道面积; L 为管道长度; ρ 为流体密度; β_l 为管道的弹性模

量; β_d 为管道、流体系统的有效弹性模量; ζ 为相对阻尼系数; q_m 为质量流量; v_0 为流体原流速; p_0 为流体初始压力。

2 液体火箭发动机水击特性研究

水击模型建立后进行仿真研究,模型见图2。图中 r 对应 ρ ,B1对应 β_l ,B2对应 δ ,B3对应 ζ ,Bt对应 β_0 。水击试验实际参数 ρ 为1 000 kg/m³, q_m 为2.932 kg/s, β_l 为2.16×10³ MPa, E_l 为198×10³ MPa, d 为0.04 m, δ 为0.002 m, L 为15 m, p_0 为5.2 MPa,将其输入到仿真模型中,结果见图3。试验介质为水,管材为1Cr18Ni9Ti。

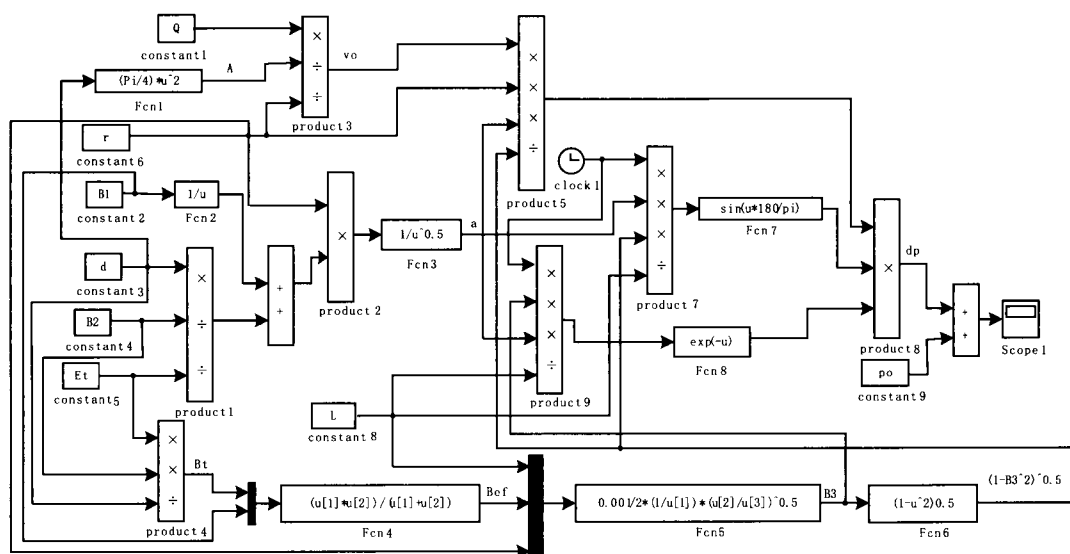


图2 水击过程的仿真模型

Fig. 2 Simulation model of water hammer process

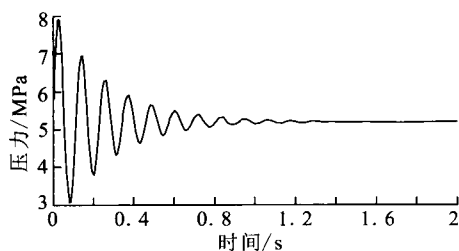


图3 水击压力仿真结果

Fig. 3 Simulation result of water hammer pressure

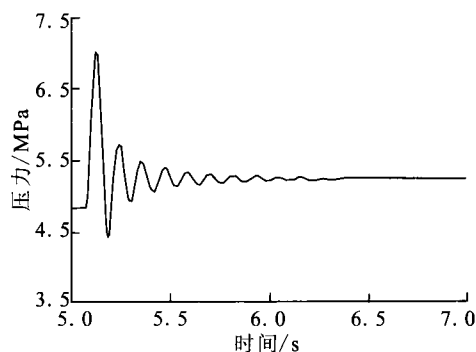


图4 水击压力试验结果

Fig. 4 Test result of water hammer pressure

试验结果的水击压力如图 4 所示。从图 3 和图 4 可以看出, 本文的仿真结果和试验结果一致, 说明了本文所建立的水击压力仿真模型是合理的。

在正确模拟出水击压力试验过程中动态特性的基础上, 开展了流量、管路直径、管路长度、管材弹性模量以及介质不同等参数对其动态性能的影响研究。这里只给出了流量、管路直径及管路长度的影响分析。为了分析流量对水击压力的影响, 本文只改变流量, 其他参数不变, 流量分别取为 $0.3Q_0$, $0.5Q_0$, $0.8Q_0$, Q_0 , $1.3Q_0$ 和 $1.7Q_0$ (Q_0 为试验时的流量), 然后输入仿真模型中, 仿真结果如图 5 所示。从图 5 中可以看出, 通过减小水流量, 水击压力呈线性降低。

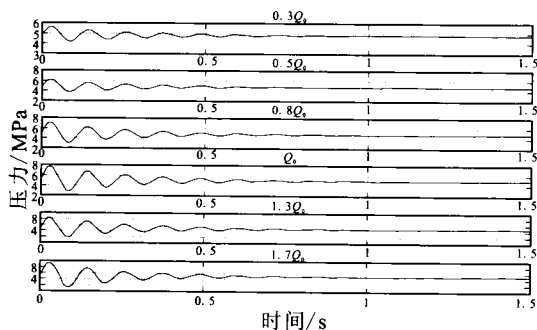


图 5 流量对水击压力的影响

Fig. 5 Effects of flow on water hammer pressure

研究管路直径对水击压力的影响时, 只改变管路直径的大小, 同样其他参数不变, 管道直径分别取为 $0.3d_0$, $0.5d_0$, $0.8d_0$, d_0 , $1.3d_0$ 和 $1.7d_0$ (d_0 为试验时的管路直径), 输入仿真模型中, 得到仿真结果如图 6 所示。从图 6 中可以看出, 管道直径越大, 水击压力越小。

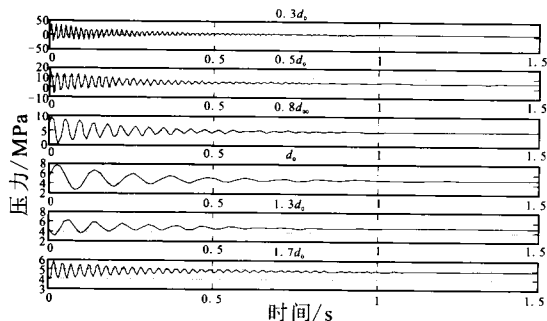


图 6 管道直径对水击压力的影响

Fig. 6 Effects of pipeline diameter on water hammer pressure

研究管路长度对水击压力的影响时, 管路长度分别取为 $0.3L_0$, $0.5L_0$, $0.8L_0$, L_0 , $1.3L_0$ 和 $1.7L_0$ (L_0 为试验时的管路长度), 其它参数不变, 输入仿真模型中, 得到仿真结果如图 7 所示。从图 7 可看出, 管路长度越小, 水击压力越小。

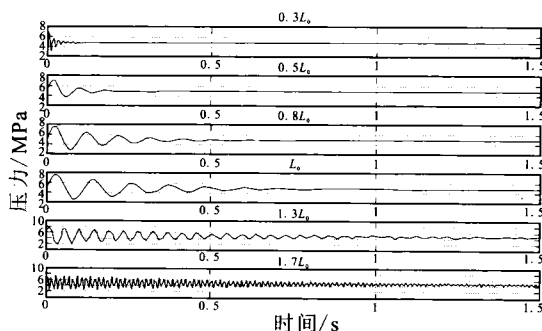


图 7 管路长度对水击压力的影响

Fig. 7 Effects of pipeline length on water hammer pressure

通过上面的仿真研究, 可以得出以下规律:

1) 减小管路中液体流量, 降低流速, 则水击压力呈线性降低。

2) 增加管道直径不仅可以降低流速, 而且可以减小水击压力的传播速度。增加管道直径可以使得瞬变过程中的波速变幅减小。管道直径越大, 水击压力越小。

3) 缩短管路长度, 可以减小水击压力的传播时间, 减小水击压力。

4) 管壁对液体的摩擦将使压力波强度减弱, 同时管壁材料刚度对压力波也有影响, 柔软的管壁材料具有吸收和衰减压力波的作用。管材不同也会引起瞬变过程中波速的变幅不同。随着管材弹性模量的减小, 波速的变化也减小, 既可减小管路中的液体流速, 又可减小水击波的传播速度, 从而降低水击压力。

5) 液体的密度及弹性模量越小, 水击压力越小。

6) 延长阀门关闭时间, 且缓慢均匀, 以避免直接水击, 使直接水击变成间接水击, 或降低间接水击, 减小水击压力。

7) 安装泄压阀, 在水击压力超过某一值后, 泄压阀开启, 泄出部分流体, 由于流体压缩性很小, 压力随着流体的泄出而迅速降低。

3 水击试验研究

为了探讨安装泄出阀对水击压力的影响及安装泄压阀后阀门关闭时间对水击压力的影响,开展了液体火箭发动机水击压力试验研究。图 8 为发动机水击压力试验系统原理图,图中左侧为液体主阀,右侧为泄出阀,然后分别接汽蚀管排出,图 9 为水击试验系统模装图,图 10 为发动机水击试验实物图。试验按要求测量主阀和泄出阀入口及出口压力稳态和动态数据。为确保数据可靠,两阀入口数据均采用两个测点进行试验采集。试验时要求泄出阀分流量为 10%。本次试验共启动 6 次,试验用水流量均为 3.98 kg/s,第 1 次启动,先打开主阀,5 s 后同时打开泄出阀和关闭主阀,2 s 后关闭泄出阀。两个阀门的响应时间为 10 ms。第 2, 3, 4, 5 次启动先打开主阀,5 s 后打开泄出阀, Δt (2, 3, 4 和 5 次启动的 $\Delta t=0.02$ s, 0.05 s, 0.1 s 和 0.5 s) 后关闭主阀,2 s 后关闭泄出阀。第六次试验,泄出阀不分流,打开主阀,5 s 后关闭主阀。

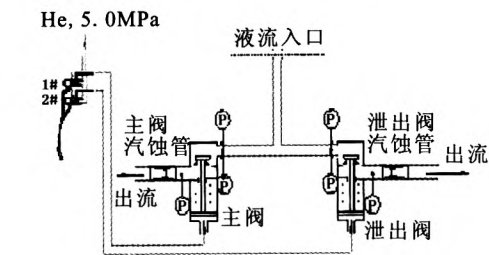


图 8 发动机水击试验系统原理图
Fig. 8 Principle diagram of water hammer testing system

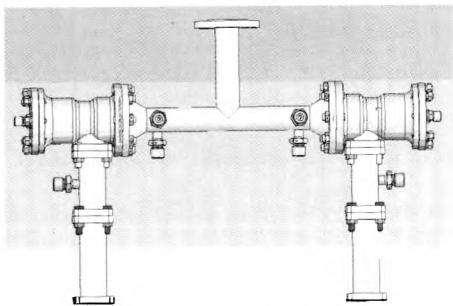


图 9 发动机水击试验系统模装图
Fig. 9 Model diagram of water hammer testing system

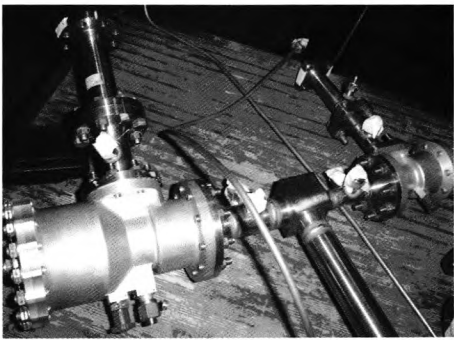


图 10 发动机水击试验系统实物图
Fig. 10 Picture of water hammer testing system

试验前进行了水击压力理论计算,得出主阀路理论水击压力值如表 1 所示。试验结果如表 2 所示。

表 1 水击计算理论值

Tab. 1 Theoretical values of water hammer calculation				
参数	流量/ (kg·s ⁻¹)	入口压力/ MPa	水击压力/ MPa	总压力/ MPa
数值	3.98	4.4	11.9	16.3

表 2 水击试验结果

Tab. 2 Results of water hammer testing			
试验次序	试验入口压 力/MPa	入口稳态压 力/MPa	入口瞬态压 力/MPa
1	4.4	7.4	36
2	4.4	7.76	22.86
3	4.4	7.67	23.6
4	4.4	7.58	24.5
5	4.4	7.57	24.8
6	4.4	7.84	32.3

由表 2 的试验数据结果可以看出,主阀流量为 3.98 kg/s,试验入口压力均为 4.4 MPa 的情况下,泄出阀不打开时,稳态测量和速变测量结果均与水击理论计算的结果不一致,理论计算值为 16.3 MPa,实际速变测量值为 32.3 MPa,稳态测量值为 7.84 MPa,速变测量结果相比理论计算结

果偏高, 稳态测量结果与理论计算值偏低。通过试验可知主路流量为 2.93 kg/s, 分流 40% 流量时, 可以使主阀入口压力降低 12%, 主路流量为 3.98 kg/s, 分流 10% 流量时, 可以使主阀入口压力降低 25%; 泄出阀先打开与主阀关闭间隔 0.1 s 的情况较好。但是整体上来看, 安装泄出阀后对降低水击压力起到很大作用, 水击压力从 32.3 MPa 降到 22.86 MPa, 并且可以看出阀门关闭时间对水击压力影响也不同, 因此安装泄出阀可以起到降低水击压力的作用。

4 结论

建立了液体火箭发动机水击压力的仿真模型, 给出了仿真和试验的结果, 分析了影响液体火箭发动机水击压力的影响因素, 并在此基础上开展了阀门关闭时间及安装泄出阀对水击压力的影响研究, 通过水击试验定性的证明了安装泄压阀及适当设置阀门关闭时间可有效地降低水击压力, 为发动机水击压力的动态特性的分析和液体火箭发动机推进剂供应系统有效降低水击压力提供了参考措施。

参考文献:

- [1] 胡平信, 刘国球. 液体火箭发动机的技术发展和展望[J]. 导弹与航天运载技术, 1998, 27(2): 1-10.
- [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] PRICKEET R P, MAYER E, HERMEL J. Water hammer in a spacecraft propellant feed system, AIAA-88-2920 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 林景松, 王平阳, 高红. 液体火箭发动机关机水击的数值模拟[J]. 上海航天, 2008 (3): 53-58.
- [7] 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.
- [8] 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): 543-549.
- [9] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 34 页)

- [4] 张遥, 罗先武, 许洪元, 等. 一种考虑热力学效应的空化模型的发展及数值应用[C]. 大连: 中国工程热物理学会学术会议论文, 2009.
- [5] 曹海涛. 低温条件下空化流动特性数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [6] KAMIJO K, SHIMURA T, WATANABE M. A visual ob-

servation of cavitating inducers, 77-WA/FE-14 [R]. USA: ASME, 1977.

- [7] TSUJIMOTO Y. Flow instabilities in cavitating and non-cavitating pumps[J]. Design and Analysis of High Speed Pumps, 2006 (7): 1-24.

(编辑: 陈红霞)