

文章编号:1000-8055(2013)03-0550-06

低压工况下 10 N 姿控推力器燃烧室 工作过程仿真

毛晓芳, 唐振宇, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 描述了发动机燃烧室工作过程仿真模型的主要参数,应用此模型对 10 N 推力器在不同供应管路压强条件下燃烧室的脉冲工作过程进行了仿真。对比分析了长脉冲和短脉冲两种工作模式下管路压强逐渐降低时燃烧室压强、推力等参数的变化规律。通过长脉冲工况的仿真实验推力与实验测量推力反推出管路压强为 1.48、1.0、0.6 MPa 时推力效率分别为 94%、91% 和 90%。短脉冲工况仿真结果表明:管路压强为 0.4 MPa 时推力器已经无法正常点火,应避免推力器工作于此工况。

关 键 词: 低供应管路压强; 推力器; 燃烧室; 工作过程; 数值仿真模型

中图分类号: V434.13

文献标志码: A

Simulation on working process of 10 N attitude-control thruster combustion chamber at lower-pressure condition

MAO Xiao-fang, TANG Zhen-yu, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: A simulation model for the working process of rocket engine combustion chamber was described. Simulation was implemented by using this model for a 10 N thruster working at different lower supply pressures. Comparisons were made to find some characteristics of chamber pressure and thrust of the thruster when it worked in long-pulse and short-pulse modes at regular and lower supply pressures. According to the theoretical thrust obtained by simulation and the experimental thrust in long-pulse mode, it can be concluded that the thrust efficiencies are 94%, 91% and 90%, respectively, while supply pressures equal to 1.48, 1.0, 0.6 MPa, separately. Meanwhile, simulation results of short-pulse mode cases show that, when the supply pressure decreases to 0.4 MPa, the thruster cannot be ignited in short-pulse mode.

Key words: lower pressure in supply pipe; thruster; combustion chamber;
working process; numerical simulation model

自燃双组元化学推力器是航天器姿态轨道控制的重要推进系统,在航天器上应用广泛。为精确控制姿态轨道,推力器常处于脉冲工作状态,工作过程中燃烧室中进行着包含喷注雾化、两相流动、扩散燃烧等非稳态的物理化学过程。

国外于 20 世纪六七十年代陆续开展了对自燃推进剂液体火箭发动机自燃点火、脉冲工作等过程的理论分析、数值建模与实验方面的研究^[1-4]。CFD 技术成熟后,更加复杂的喷雾燃烧模型也不断被应用于对自燃双组元发动机燃烧过程的研究中^[5-6]。

收稿日期:2011-11-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.550_011.html

作者简介:毛晓芳(1971—),女,高级工程师,博士生,研究领域为航天器空间推进技术。

国内从20世纪80年代开始通过大量理论和实验研究建立了喷雾燃烧的基础理论模型^[7-8],在此基础上对自燃推进剂空间发动机的稳态燃烧过程、燃烧稳定性、脉冲工作及启动关机等动态特性都开展了研究^[9-11].但是,这些研究主要关注供应系统、燃烧稳定性或单纯的喷雾燃烧过程.

本文研究采用包含双组元姿控推力器燃烧室整个瞬态工作过程的仿真模型对10N量级姿控推力器燃烧室的工作过程进行分析.特别针对其在轨运行期间可能出现的推进剂贮箱压强下降问题展开对比研究,分析其不同在低压工况下的可靠性、稳定性及工作性能.

1 仿真模型

燃烧室仿真分析模型可以用于分析包括自燃点火、喷注雾化、液滴运动、液滴蒸发、压强建立、气体流动及熄火等复杂过程在内的发动机瞬态工作过程,主要由液相模型和气相模型组成.

1.1 液相模型

液相模型包括喷注雾化、液滴运动、液滴蒸发等过程.液滴运动和蒸发模拟采用经典的喷雾燃烧模型^[7],针对姿控推力器特点的喷注雾化模型则包含了对集液腔充填和排空过程的考虑和模化分析.

推力器喷注单元的充填/排空过程涉及到复杂的两相流动过程,当前模型对此过程进行了简化考虑,将集液腔所处的状态分为3种,即①开机过程中集液腔的充填状态;②正常工作时集液腔填满状态;③关机过程中集液腔的排空状态.分别对应于图1(a)~图1(c)视图.

充填过程中(图1(a)),集液腔由空腔逐渐被推进剂液体填充,假设气液间存在明显的两相界面,由于处于充填过程,气体位于靠近喷注器一侧,液体则位于靠近管路和阀门一侧.此时,认为集液腔中气体处于饱和状态,喷嘴喷注饱和的推进剂气体,喷注流量按气体流量公式计算.

正常喷注过程中(图1(b)),喷注器与管路的液体已经联通.喷注流量由以下包含阻尼和液体惯性作用的微分方程确定^[12].

$$\frac{d\dot{m}_{\text{spray}}}{dt} = \frac{p_{\text{supply}} - p_c - \frac{\dot{m}_{\text{spray}}^2}{2\rho(A_j C)^2}}{\sum \frac{L}{A}} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为质量流量; p 为压强; ρ 为密度; t 为时间; C 为喷注器的流量系数; A_j 为喷注器喷孔总面积; L, A 分别为每段供应管路的长度和横截面

积;下标spray表示喷注;supply表示供应管路; c 表示燃烧室.

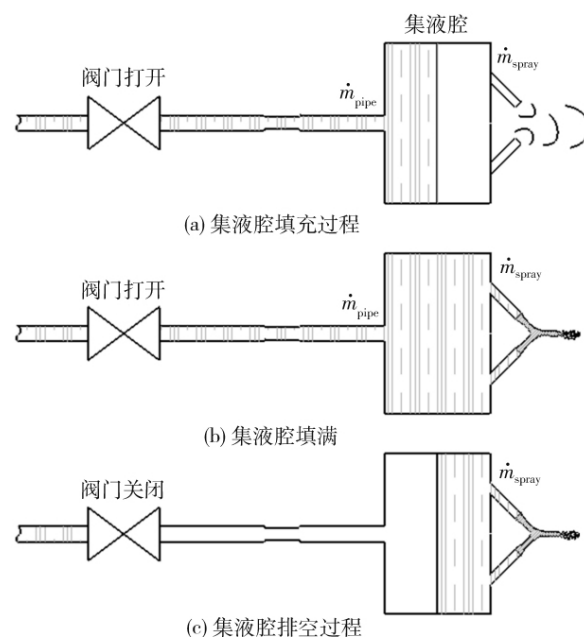


图1 喷注质量计算示意

Fig. 1 Sketch of calculation method for mass of spray

关机指令下达后,阀门关闭,集液腔进入排空过程(图1(c)),此状态下同样认为气液间存在明确的界面,同时认为靠近喷注器一侧保持液态,另一侧的推进剂饱和蒸气逐渐将液体从集液腔排出.此时,喷嘴喷射推进剂液体,相应的喷注流量表达为

$$\dot{m}_{\text{spray}} = \begin{cases} C \sqrt{2\rho(p_v - p_c)} \cdot A_j & (p_v > p_c) \\ 0 & (p_v < p_c) \end{cases} \quad (2)$$

式中 p_v 为推进剂蒸气压强.确定喷注流量后,根据喷注器及流动相关参数计算雾化平均直径,按Rosin-Rammler分布函数给定相应的直径系列及每系列直径液滴对应的质量分数^[7].

1.2 气相模型

处理气相时做以下假设①点火前和熄火后燃料与氧化剂气体不进行化学反应,称为非燃烧状态;②点火后至熄火前燃烧室中气体处于化学平衡状态,称为燃烧状态.

自燃推进剂发生自燃点火需要满足一定的环境条件.推进剂喷入燃烧室后开始雾化蒸发,燃烧室温度、压强和推进剂气体的质量分数不断变化,文献^[13]指出了根据燃烧室气体压强、温度及混合比确定自燃点火临界条件的理论方法,熄火的

临界条件认为与点火条件相反.

在非燃烧状态,对于理想气体有如下焓与比定压热容 c_p 的关系

$$H = A c_p T \quad (3)$$

按此关系,非燃烧状态混合气体的总温按热容平均计算,按时间离散后的计算方程为

$$T_c^n = \frac{H_{\text{vap}} + (m_c^{n-1} - \dot{m}_t \Delta t) c_{p,c} T_c^{n-1}}{C_{\text{vap}} + (m_c^{n-1} - \dot{m}_t \Delta t) c_{p,c}} \quad (4)$$

式中上标 n 及 $n-1$ 表示时间层; m_c^{n-1} 表示燃烧室混合气体的质量; $\dot{m}_t$ 为喉部气体流量; $c_{p,c}$ 为混合气体的平均比定压热容; T_c^n 为燃烧室混合气体的总温; H_{vap} , C_{vap} 分别表示当前时间步内新蒸发的推进剂蒸气的焓和热容.

燃烧室总压由理想气体状态方程确定

$$p_c^n = (m_c^n R_0 T_c^n) / (V_c M_g) \quad (5)$$

式中 M_g 为混合气体的平均摩尔质量; R_0 为通用气体常数; V_c 为燃烧室容积.

在燃烧状态,根据化学反应前后质量守恒和能量守恒,并结合化学平衡假设构造求解燃烧室总温和总压的迭代关系式,详见文献[14].

1.3 计算流程及输入条件

结合以上模型,编写了分析燃烧室瞬态工作过程计算机程序,其计算流程见图2.

模型包括以下两个方面输入条件:

1) 推力器固有参数:包括燃烧室圆柱段直径、长度,收缩段型面,喉部直径,喷注器个数及尺寸,集液腔容积,所采用的推进剂种类;

2) 推力器工作参数:包括推力器开关机时刻,工作脉冲个数,供应管路压强,阀门响应时间.

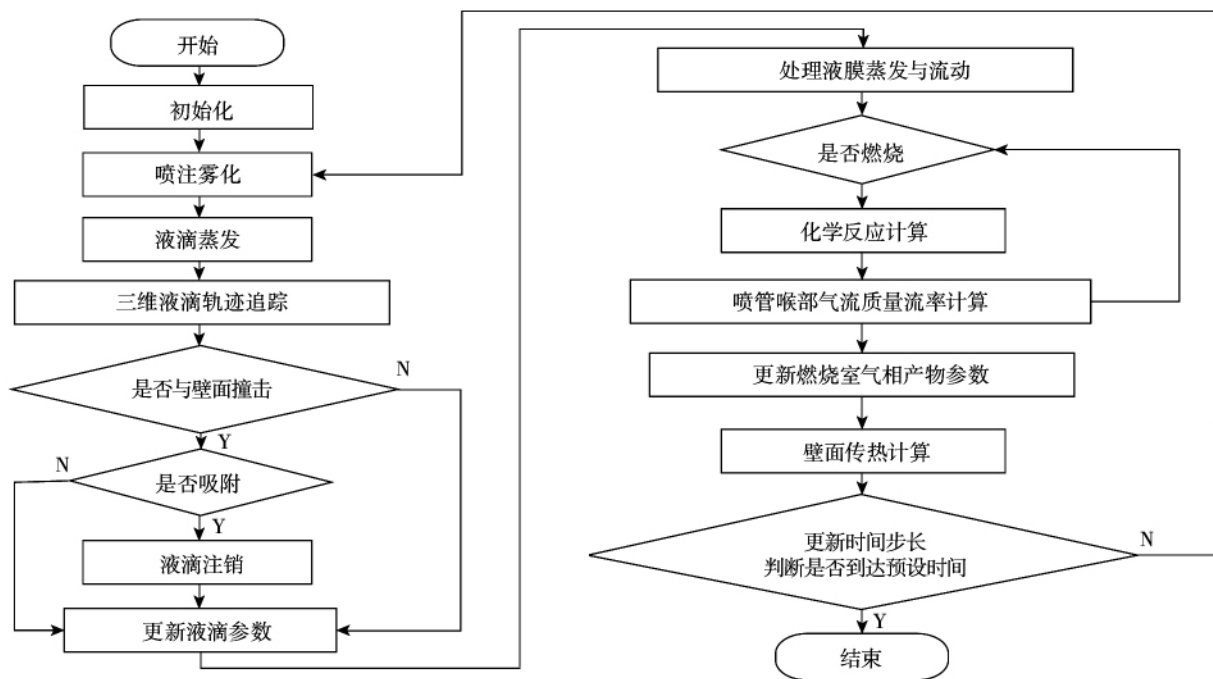


图2 燃烧室工作过程分析模型计算流程

Fig. 2 Calculation flow chart of combustion chamber working process analysis model

2 10 N 姿控推力器燃烧室工作过程分析

10 N 推力量级的空间推力器是航天器上常用的姿控推力器,同时也可作为轨控推力器的备份.应用发动机燃烧室工作过程分析模型对某 10 N 姿控推力器的工作过程进行了仿真分析.10 N 姿控推力器采用自燃推进剂组合四氧化二氮

(N_2O_4) 和一甲基肼 (monomethyl hydrazine, MMH) 作为推进剂.仿真分析针对推力器处于两种典型脉冲工作模式和几种供应管路压强的不同工况而展开,具体的计算工况及编号见表1.

2.1 长脉冲工作过程分析

图3为采用工况 L1 设置进行仿真计算后得到的推力器工作3个脉冲周期后的燃烧室总压随时间的变化曲线.曲线明显反映出了3个脉冲周

期的压强变化, 稳态条件下计算出的压强约为 0.79 MPa, 点火压强峰值约为 1 MPa. 由于在后面 2 个脉冲的点火过程中, 燃烧室中残留有上一个脉冲剩余的推进剂, 并共同参与了本次点火燃烧, 压强峰较第 1 个脉冲的点火压强峰偏大.

表 1 仿真工况设置及编号

Table 1 Simulation cases and their number

开/关机脉冲宽度	供应管路压强/MPa	工况编号
长脉冲 256 ms/1 s	1.48	L1
	1.00	L2
	0.60	L3
	0.40	L4
短脉冲 20 ms/480 ms	1.48	S1
	1.00	S2
	0.60	S3
	0.40	S4

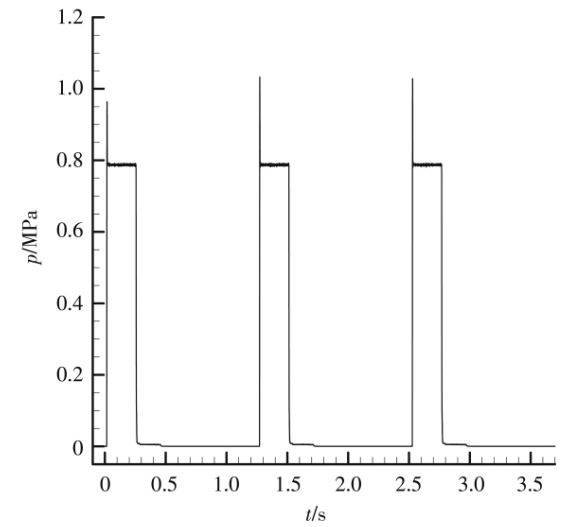


图 3 L1 工况的压强曲线

Fig. 3 Pressure curve of case L1

图 4 显示了 L2 工况第 2 个工作脉冲的总压及喷注流量的仿真结果. 此时, 燃烧室的稳态压强下降到 0.6 MPa. 图中反映出在一个工作脉冲中氧化剂和燃料的喷注流量的变化: 稳态时氧化剂和燃料的流量分别为 1.532, 1.033 g/s, 熄火后当燃烧室压强低于集液腔中剩余推进剂的饱和蒸气压力时, 集液腔中剩余的推进剂还会继续喷出, 将剩余推进剂排空. 由于氧化剂 N_2O_4 的饱和蒸气压高于燃料 MMH, N_2O_4 先于 MMH 开始排空过程. Trinks H 等人^[3]研究 MBB 10 N 推力器时同样获得了类似结果.

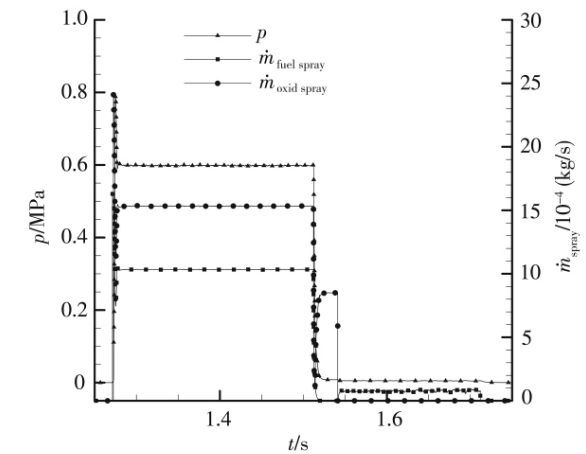


图 4 L2 工况下第 2 个脉冲的总压及喷注流量曲线

Fig. 4 Variation of total pressure and spray mass flux in the 2nd pulse cycle of case L2

图 5 为 10 N 姿控推力器处于长脉冲工作模式时, 几种不同管路入口压力工况下第 2 个脉冲的总压曲线对比. 可以看出, 随着供应管路压强降低, 燃烧室稳定压强逐渐降低, 点火过程中的压力振荡现象逐渐明显起来; 另外一方面, 点火延迟的时间也有所增加, 即推力器的推力响应变慢. 图 6 以曲线形式显示了入口压强同燃烧室稳态压强的关系, 随着入口压强减小, 燃烧室稳态压强加速减小.

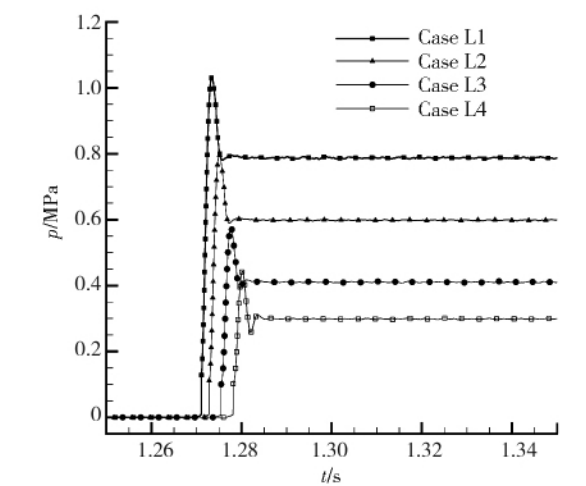


图 5 长脉冲几种工况下第 2 个脉冲的总压曲线对比

Fig. 5 Comparison of total pressure curves in the second pulses of long-pulse operation cases

依据计算获得的压强及气体参数可得出推力器理论推力随时间的变化, 计算方法如下^[15]:

$$F = C_F p_c A_t \tag{6}$$

$$C_F = C_F^0 + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_c}{p_a} - \frac{p_a}{p_c} \right) \tag{7}$$

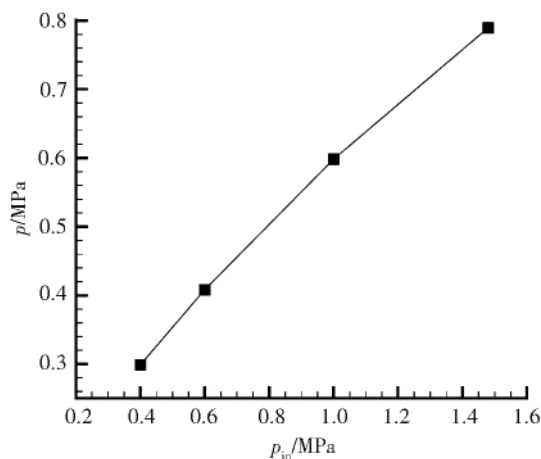


图 6 长脉冲 4 种工况供应管路入口压强同稳态燃烧室总压间关系

Fig. 6 Relationship of inlet pressure and chamber pressure in the four long-pulse cases

$$C_F = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \Gamma \quad (8)$$

式中 F 为推力器理论推力; C_F 为推力系数; κ 为燃烧室混合气体的等熵指数; A_e, A_t 分别为推力器喷管出口截面和推力器喉部截面面积; p_e, p_c 分别为燃烧室总压强和推力器喷管出口截面压强, p_e 可根据 p_c 及推力器喷管扩张比 A_e/A_t 算出。

图 7 显示了长脉冲工作模式下,不同入口压力时第 2 个脉冲的理论推力曲线,图中 3 条平行于 x 轴的直线分别为 L1, L2 和 L3 对应工况下试验测得的实际推力。由于仿真得到的推力为理论推力,未考虑燃烧室效率(一般在 0.94~0.99 之间)及喷管效率(一般在 0.88~0.97 之间)等因素,因此是偏大的。表 2 详细列出了实测推力与仿真计算得到的理论推力,并计算了推力效率,可以看出,入口压强越小,推力器的推力效率越低。

表 2 长脉冲工况实测推力及仿真实论推力对比

Table 2 Comparisons of experimental thrust and simulated thrust of long-pulse case

工况编号	实测推力/N	仿真推力/N	推力效率
L1	10	10.69	0.94
L2	7.384	8.14	0.91
L3	5.03	5.58	0.90
L4		4.04	

2.2 短脉冲工作过程分析

当航天器需要进行姿态微调时,推力器开机

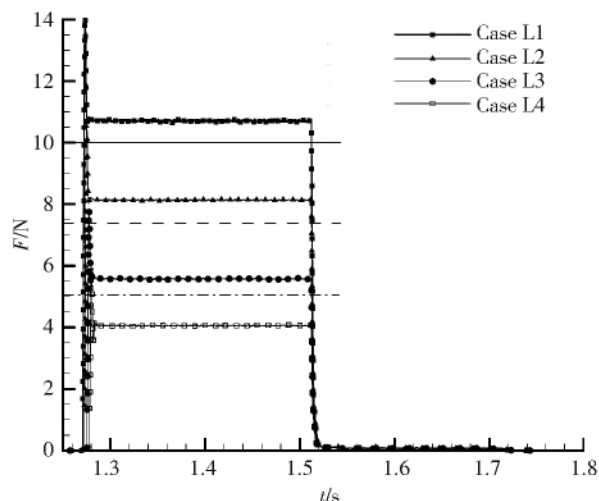


图 7 长脉冲工况的理论推力曲线和实测稳态推力

Fig. 7 Theoretical thrusts of long-pulse operation cases and experimental steady thrusts

脉冲宽度可减小至 20 ms 左右,应用燃烧室分析模型对短脉冲工况下低入口压强对推力器性能的影响进行了分析。

短脉冲工况的大部分规律与长脉冲时相似,不过多重。从推力曲线的对比分析中,可以看出短脉冲的特点。图 8 为短脉冲工作模式时,几种不同入口压力工况下第 2 个脉冲周期的推力曲线对比。与长脉冲相似,入口压强降低,点火延迟时间增加,但由于 S4 工况点火延迟较长,开机时间很短,仿真结果显示,其基本无法产生推力。S4 工况 3 个脉冲周期中的燃烧室压强曲线显示于图 9 中,可见燃烧室压强非常低,说明入口压强较低时,不宜在过短脉冲模式下工作。

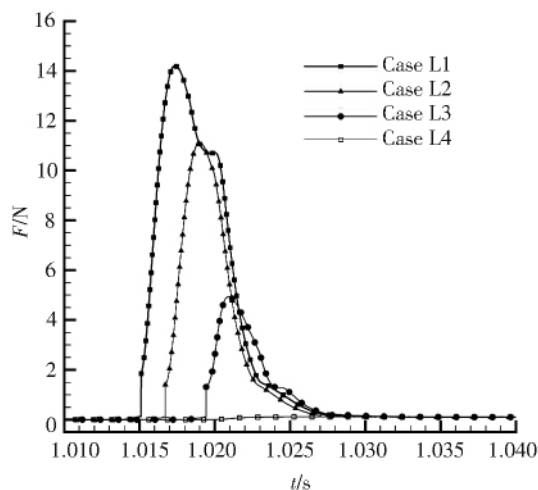


图 8 短脉冲几种工况下推力曲线对比

Fig. 8 Thrust comparison between short-pulse operation cases

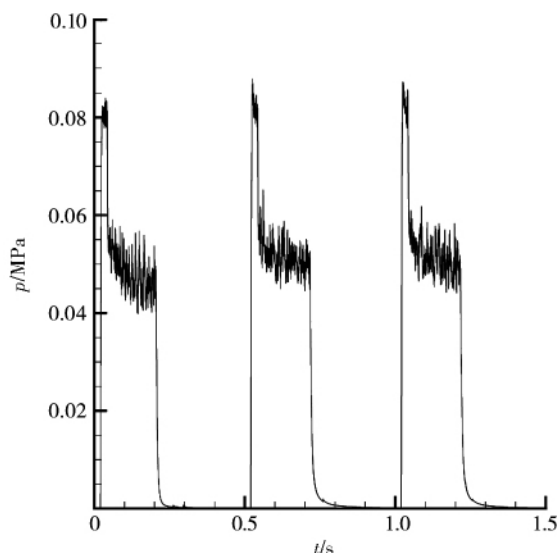


图9 S4工况的压强曲线

Fig. 9 Pressure curve of case S4

3 结论

本文对推力器燃烧室工作过程分析模型进行了描述,使用此模型对10N姿控推力器在长短两种典型脉冲模式下处于不同供应管路入口压强时的工作过程进行了仿真分析,可得以下结论:

1) 长工作脉冲时,供应管路压强从额定的1.48 MPa逐渐降低到0.40 MPa,推力器仍可正常点火并正常工作;但随入口压强的降低,点火时间逐渐延长,启动建压过程中的压强振荡现象逐渐明显,进一步降低入口压强有可能出现低频振荡问题,使推力器工作可靠性降低。

2) 短脉冲工作时,由于低入口压强会使点火延迟时间变长,推力器推力响应变慢,导致在开机的短时间内燃烧室压强无法充分建立,实际输出的冲量会受到很大影响;当入口压强降低到0.40 MPa后,燃烧室无法在开机时间内正常建立压强,因而推力器几乎不产生推力。因此,当入口压强降低后,不应使用过短的工作脉冲。

本文针对10N姿控推力器低压工况工作过程的仿真研究揭示了低压工况下推力器工作性能的变化规律,仿真结果和分析结论合理可靠,可为10N及其他相似推力器的实际使用提供很好的参考依据。

参考文献:

- [1] Webber W T, Hoffman R J. A mechanistic model for analysis of pulse-mode engine operation[R]. AIAA 72-1184, 1972.
- [2] Trinks H. Experimental exhaust plume analysis with MBB 10 N thruster[R]. AIAA 83-1259, 1983.

- [3] Trinks H, Hoffman R J. Experimental investigation of bi-propellant exhaust plume flowfield, heating, and contamination, and comparison with the CONTAM computer model predictions[R]. AIAA 83-1447, 1983.
- [4] Hoffman R J, Webber W T, Oeding R G. An analytical model for the prediction of liquid rocket plume contamination effects on sensitive surfaces[R]. AIAA 72-1172, 1972.
- [5] Prelik D, Estublier D. An Eulerian-Lagrangian approach to spray combustion modeling for liquid bi-propellant rocket motors[R]. AIAA 95-2779, 1995.
- [6] Knab O, Prelik D, Estublier D. Flow field prediction within liquid film cooled combustion chambers of storable bi-propellant rocket engines[R]. AIAA 98-3370, 1998.
- [7] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1995.
- [8] 庄逢辰. 计算机数值模拟与仿真在液体火箭发动机喷雾燃烧设计中的应用[J]. 指挥技术学院学报, 2000, 11(1): 1-7.
ZHUANG Fengchen. The application of computer numerical modeling and simulation technology in liquid rocket engine spray combustion design[J]. Journal of Institute of Command and Technology, 2000, 11(1): 1-7. (in Chinese)
- [9] 刘娟, 潘余, 刘卫东, 等. 超燃冲压发动机双凹腔燃烧室氢气燃烧流场分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2501-2505.
LIU Juan, PAN Yu, LIU Weidong, et al. Analysis of the hydrogen combustion field in scramjet dual-cavity combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2501-2505. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 李丹琳, 田原, 孙纪国. 隔板对燃烧室声学特性的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 715-720.
LI Danlin, TIAN Yuan, SUN Jiguo. Effects of baffle on combustion acoustic characteristics of liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 715-720. (in Chinese)
- [12] Webber W T. Calculation of low-frequency unsteady behavior of liquid rockets from droplet combustion parameters[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1972, 9: 231-237.
- [13] Agosta V D, Seamans T F, Vanpee M. Development of a fundamental model of hypergolic ignition in space-ambient engines[J]. AIAA Journal, 1967, 5: 1616-1624.
- [14] 唐振宇, 侯凤龙, 蔡国飙. 双组元姿控发动机燃烧室瞬态工作过程仿真模型[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 193-197.
TANG Zhenyu, HOU Fenglong, CAI Guobiao. A model for simulating the transient process for combustion chamber of bi-propellant attitude-control engine[J]. 2012, 33(4): 193-197. (in Chinese)
- [15] 李宜敏, 张中钦, 张远君. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999.