

UDMH/NTO 双组元凝胶推力器的初步探索

葛明和, 何佳丽
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了研制 UDMH/NTO 双组元凝胶推力器, 利用理论分析、数值模拟及试验等手段对凝胶流变特性进行了初步研究; 根据凝胶流变特性试验数据, 利用最小二乘法拟合获得了凝胶流变特性参数; 利用数值模拟研究了锥形流道锥角变化对凝胶流变特性的影响; 设计了双组元凝胶推力器试验样机并完成了流量特性试验及热试车。结果表明, 试验用 UDMH/NTO 两种凝胶推进剂流变特性较为接近; 对于 UDMH/NTO 凝胶推进剂, 通过数值模拟结果确定了最佳的锥角角度, 可使凝胶平均表观粘度到达喷孔出口时降到最低; 试验样机喷注器的流量特性数值模拟结果与试验值接近, 说明该喷注器适合于凝胶的流动及雾化; 热试车取得成功, 获得了稳态、脉冲室压及结构温度等有效数据。

关键词: 非牛顿流体; 双组元凝胶; 推力器; 流变特性

中图分类号: V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0007-04

Investigation of UDMH/NTO bipropellant gelled thruster

GE Ming-he, HE Jia-li
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: For the development of UDMH/NTO bipropellant gelled thruster, theoretical analysis, numerical simulation and experimental methods are used to investigate the gelled rheological characteristics. According to the experimental results of the gelled rheological characteristics, the parameters of the gelled rheological characteristics were deduced by the least squares fit. The influence of the cone passageway's taper angle on the rheological characteristics was analyzed by means of numerical simulation. An experimental bipropellant gelled thruster was designed and its hot test of flow property was finished. The experimental results show that the rheological characteristics of the two propellants are similar. As for UDMH/NTO gelled propellant, the optimal cone angle was confirmed, which can make the average apparent viscosity of the gelled at its outlet to reach to minimum. The simulation results of the flow characteristics of the experimental injector are closer to the experimental results, which show the injector is suitable for flow and atomization of the gelled. Parameters such as performance and temperature were obtained from the successful hot test.

Keywords: non-Newtonian fluid; bipropellant gelled; thruster; rheological characteristic

收稿日期: 2014-02-03; 修回日期: 2014-04-15

基金项目: 总装预研项目(51328030304)

作者简介: 葛明和 (1976—), 男, 高级工程师, 研究领域为姿轨控发动机推力室设计

0 引言

凝胶推进剂以其高密度、高燃烧能量、高安全性、长期贮存及流量可控等优点，已成为一种具有广阔应用前景的新型推进剂。多年来，国内外研究人员已对凝胶推进剂的配方、制备及流变特性等方面展开了系列研究^[1-5]，近年来对凝胶燃烧机理等方面的研究日趋广泛深入^[6-10]。美、俄、德等国在凝胶推进系统方面取得了新的进展，进行了导弹飞行演示验证等试验^[11]。本文在 UDMH/NTO 凝胶流变特性试验的基础上，结合理论分析数值模拟研究了 UDMH/NTO 凝胶的流变特性参数。锥形孔（渐缩形流道）角度变化对凝胶流变特性的影响，国内外都进行了详细研究^[12-13]。本文根据文献 [13] 的思路，利用数值模拟方法找到了适合于 UDMH/NTO 凝胶流动的最佳锥形孔角度，可使凝胶在流过锥形孔后粘度降到最低。参考数值模拟结果设计了双组元凝胶推力室样机，进行了发动机的热试车研究，分别进行了稳态和脉冲程序试车，试车取得了有效试验数据，试后发动机结构完好，性能稳定，为后续改进设计，提高燃烧性能奠定了良好的基础。

1 凝胶在锥形喷孔内流动的数值模拟

利用试验获得的流变特性参数，对 UDMH/NTO 凝胶推进剂在不同锥角、不同出口直径的锥形流道内的流动情形进行了数值模拟，根据数值模拟结果比较了锥形孔对凝胶流变特性的影响。有关锥形孔结构参数见表 1。3 种锥形孔角度关系为： $\alpha_1 < \alpha_2 < \alpha_3$ 。

表 1 数值模拟用锥形孔结构参数

Tab. 1 Structural parameters of cone orifice used in numerical simulation

入口直径/mm	锥形角度/(°)	出口孔径/mm	出口长度/mm	压降/MPa	备注
5.0	α_1	0.4	1.5	0.2~3.0	常温 (20 °C)
	α_2	0.6			
	α_3	0.8			
		1.0			

利用 FLUENT 软件中的非牛顿流体幂率模型（不考虑温度变化对凝胶粘度的影响）进行仿真，假设凝胶为不可压层流，边界条件采用入口压力边界及出口压力边界。锥形流道网格如图 1 所示，边界层网格加密以更清晰地了解沿流道径向表观粘度的变化，取较长的锥孔入口段是为了消除入口边界效应的影响，选取 I-I，II-II 截面分析经过锥形孔前后的凝胶平均表观粘度的变化。UDMH 凝胶和 NTO 凝胶具有相似的流变特性，故本文只给出一种凝胶（UDMH 凝胶）流变特性随锥形角度的变化情况。

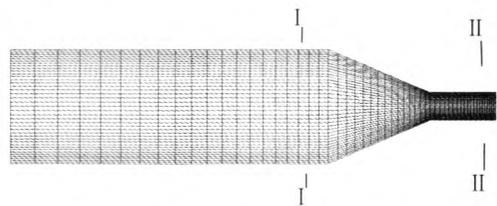


图 1 锥形孔网格 (锥孔角度为 α_2)

Fig. 1 Grid of cone orifice(α_2)

1.1 锥形孔 I-I，II-II 截面表观粘度

以锥度 α_2 的锥孔为例，在 I-I，II-II 截面上表观粘度的变化如图 2 所示。相同压降下，锥形流道前后凝胶的表观粘度存在显著差异，说明锥形孔（渐缩形流道）可以降低凝胶的表观粘度。在喷注器设计时充分考虑了这一特点。

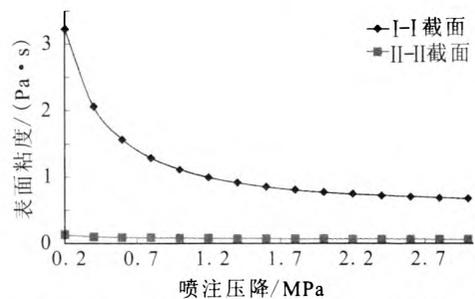


图 2 UDMH 凝胶 I-I, II-II 截面表观粘度仿真结果

Fig. 2 Simulation results of apparent viscosity of gelled UDMH

1.2 锥形孔出口 II-II 截面表观粘度的变化

为了进一步判断锥形孔角度对凝胶表观粘度的影响，对流过锥形孔后表观粘度下降的程度进行了比较。图 3 为 UDMH 凝胶锥孔（角度 α_2 ）

出口 II-II 截面表观粘度的变化。锥角越大, II-II 截面表观粘度越低; 相同压降下, 锥孔出口直径越小, 表观粘度也越低。在相同喷注压降及锥孔出口直径下可以取较大的锥形孔锥角, 以使凝胶表观粘度降到最低。

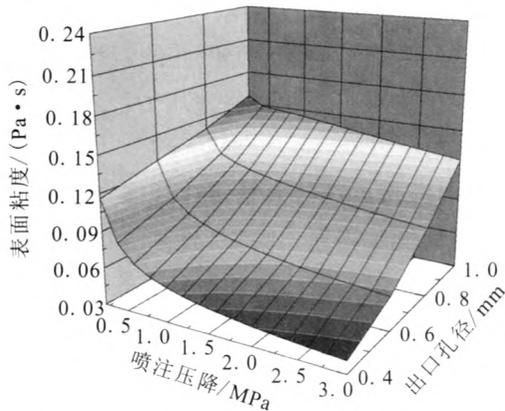


图 3 UDMH 凝胶表观粘度随出口 (II-II 截面) 直径、压降的变化

Fig. 3 Variation of apparatus viscosity of gelled UDMH at the section II-II with outlet diameter and pressure drop

1.3 凝胶在锥孔内的流量特性

1.3.1 凝胶流量特性数值模拟

角度 α_2 和不同出口直径的锥形孔流量随压降的变化如图 4 所示。相同压降下, 锥角小的喷孔比锥角大的喷孔流量大 (这是因为锥角小的流道局部损失略小, 故流量略大些)。

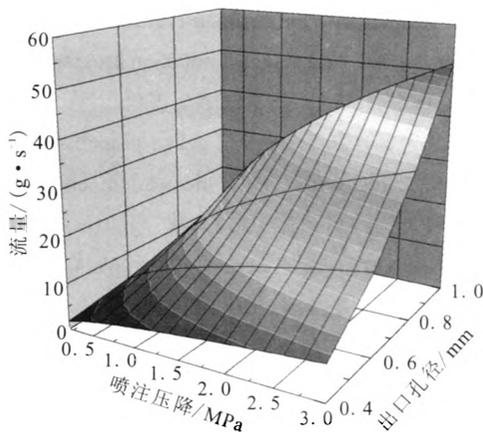


图 4 UDMH 凝胶流量随出口孔径、喷注压降的变化
Fig. 4 Variation of mass flow rate of gelled UDMH with outlet diameter and injecting pressure drop

1.3.2 喷注器流量特性试验

在对喷注器流道进行数值模拟的基础上, 初步设计了双组元凝胶喷注器, 为了检验喷注器试验件的流量特性, 将模拟结果与试验结果 (额定工况下) 进行了对比, 数值模拟结果与试验结果较为接近 (如图 5 所示), 所设计的喷注器流道合理。

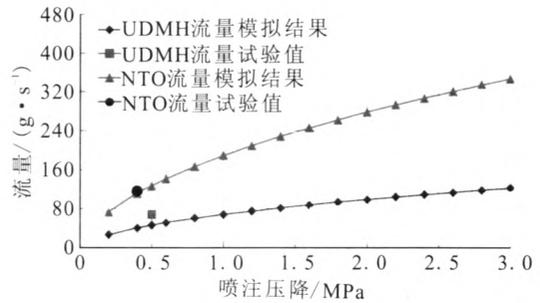


图 5 试验样机喷注器流量特性

Fig. 5 Flow characteristics of injector of experimental thruster

2 双组元凝胶推力器热试车研究

2.1 推力器样机

发动机地面推力为 440 N, 设计室压 1.0 MPa。喷注器设计充分考虑凝胶“剪切稀化”的流变特性, 头身对接采用真空电子束焊接。借用某液体双组元电磁阀 (推力室外形如图 6 所示, $T_{w1} \sim T_{w5}$ 为温度测点)。

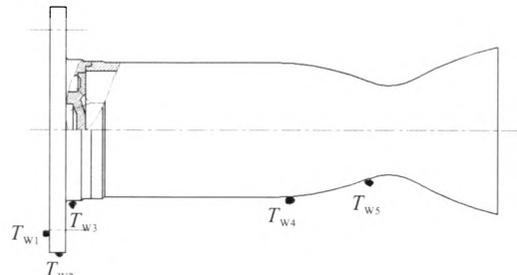


图 6 双组元凝胶推力室温度测点

Fig. 6 Temperature measuring points of bipropellant gelled thruster

2.2 热试车概况

发动机稳态点火 40 s, 脉冲工作 300 个, 脉冲工作时间 31.6 s。本次试车获取了有效的性能

参数,考核了双组元凝胶发动机方案设计的可行性。试后检查产品外观正常,结构完好,喷孔无堵塞情况,喷管内壁有少量白色附着物,经分析确认,是残留的未完全燃烧的凝胶剂。

2.3 试车结果及分析

2.3.1 稳态及脉冲室压曲线

从图7(a)可以看出,推力室能正常工作,稳态室压平稳,点火压力峰不大,有一定粗糙度,基本达到额定室压,初步验证了喷注器的雾化、混合及燃烧性能。从图7(b)可以看出,推力室脉冲工作时,脉冲清晰稳定,一致性较好。通过对室压曲线详细分析,发动机起动加速性约为35 ms,关机减速性约为20 ms,证明试验样机脉冲响应性能较好。

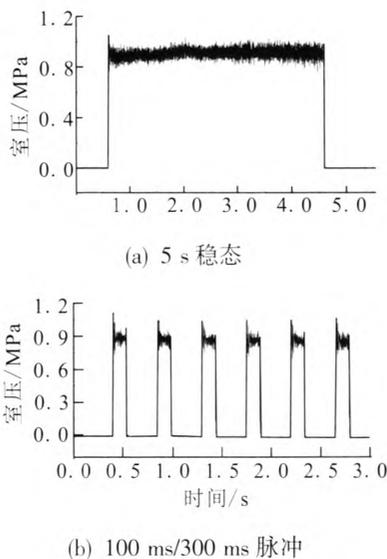


图7 推力室的室压及脉冲状态

Fig. 7 Pressure and pulse states of experimental thruster

2.3.2 燃烧室外壁温度

根据试车温度的曲线判断,试车过程中推力室头部温度不高,关机后热反浸导致头部温度(T_{w1})升高到100℃。喷管喉部最高温度(T_{ws})约1000℃,铌合金喷管尚有足够的温度裕度,初步验证了热防护设计方案。后续研制过程中,可以适当降低边区冷却剂量,并考虑如何减小热反浸,优化结构设计参数,以获得更好的燃烧性能。

3 结论

通过本文的研究可得出如下结论:

1) 锥形流道结构利用了凝胶“剪切稀化”的流变特性,流道出口的表现粘度明显降低,凝胶喷注器设计时可充分利用,选取最佳角度。

2) 热试车结果表明所设计的双组元凝胶发动机样机能正常工作,燃烧室压力稳定,脉冲响应性能较好。

3) 凝胶推进剂的高粘度比液体(牛顿流体)雾化、混合困难得多,喷注器设计需着重考虑雾化质量及混合均匀性,以提高燃烧效率。

参考文献:

- [1] 符全军,杜宗罡. UDMH/NTO 双组元凝胶推进剂的制备及性能研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 48-53.
- [2] MADLENER K. Characterization of various properties of gel fuels with regard to propulsion application, AIAA 2008-4870 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [3] DESYATKOV A. Experimental investigation of gelled fuel with high vapor pressure species and metal additives, AIAA 2008-4873[R]. USA: AIAA, 2008.
- [4] VON KAMPEN J, MADLENER K, CIEZKI H K. Characteristic flow and spray properties of gelled fuels with regard to the impinging jet injector type, AIAA2006-4573 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] SALVO R D, DEACONU S, MAJUMDAR A. Development and implementation of non-Newtonian rheology into the generalized fluid system simulation program (GFSSP), AIAA2006-4869[R]. USA: AIAA, 2006.
- [6] PALASZWSKI B. Metallized gelled propellants combustion experiments in a pulse detonation engine, AIAA 2004-4191[R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] KUNIN A. Influence of organic gel droplets on the behavior of gel spray diffusion flames, AIAA2005-4476[R]. USA: AIAA, 2005.
- [8] SOLOMON Y, NATAN B, COHEN Y. Combustion of gel fuels based on organic gellants, AIAA2006-4565[R]. USA: AIAA, 2006.

(下转第72页)

参数进行包络分析和数据曲线对比分析,以对试验参数建立合理的阈值方法进行研究。获得测量参数变化规律,参数测量值的散布情况以及特性值统计分析。解决了同类关键参数间简单处理分析,各类参数之间未进行相关、相干的综合分析问题,提高了数据利用率。

4.4 试验资源管理

实现试验资源计量状态可控,针对过期资源用户间交互消息提醒,确保资源始终在有效计量状态下使用。包括:仪器、仪表、计量器具及采集设备等试验资源管理。具备试验资源使用、校验等信息入库、试验资源统计、有效期提醒能力,解决了长期以来传感器、阀门等试验资源计量管理纸质登记及试验资源年检、报修需人工提醒的问题。

5 结束语

试验数据管理平台是与试验数据特点、试验管理紧密结合的信息化系统。通过对试验数据管理平台设计开发过程中相关关键技术的研究,解决了试验数据管理工作中面临的问题,实现了试验信息数字化、数据管理综合化和操作自动化。

参考文献:

- [1] 王方星,冷文浩,孟斌. TDM 平台的海量试验数据展现优化[J]. 计算机工程与设计, 2012, 12(1): 412-416.
- [2] 刘斌. 基于元数据的海量试验数据管理系统研究与设计[J]. 微电子学与计算机, 2012, 12(4): 158-161.
- [3] 张建勋,古志民,郑超. 云计算研究进展综述[J]. 计算机应用研究, 2010, 12(2): 66-68.
- [4] 万年红. 数据库原理及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011.
- [5] 林庆,朱翠苗,郑广成,等. 基于 ASP.NET 的 MVC 设计模式的研究[J]. 计算机工程与设计, 2008, 12(1): 33-34.
- [6] 周树语. 设计模式在面向对象框架中的应用[J]. 计算机光盘软件与应用, 2013, 12(6): 28-30.
- [7] 钱洁萍. MVC 设计模式与 Struts 架构的研究[J]. 中国科教创新导刊, 2013, 12(7): 66-68.
- [8] 高开林. 试验数据管理系统中的设备管理研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
- [9] 聂蓉梅,郑东升,罗军. 运载火箭大型试验数据库系统设计方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2008, 12(1): 41-43.
- [10] 宋铭利,王素丽. 试验数据管理系统的设计与实现[J]. 计算机工程与设计, 2011, 12(5): 45-46.
- [11] 赵晓莉,李粮,石小江. 基于 PLM 平台的航空发动机试验数据管理技术研究 [J]. 测控技术, 2013, 12(12): 138-142.
- [12] 李沛然,邓兆祥,叶常景. 汽车 NVH 试验数据管理系统关键技术研究[J]. 振动与冲击, 2010, 12(2): 163-166.
- [13] 吴广君,王树鹏,陈明,等. 海量结构化数据存储检索系统[J]. 计算机研究与发展, 2012, 12(1): 15-16.
- [14] 刘国芳,张炜冯,王兵. 基于 ASP.NET 的批量数据导入方法的研究与实现[J]. 电脑知识与技术, 2014, 12(8): 38-40.
- [15] 辛怀声,王鹏. 基于 XML 的数据解析软件设计与实现 [J]. 电脑知识与技术, 2014, 12(1): 18-20.

(编辑: 马 杰)

(上接第 10 页)

- [9] BAROR D. Experimental evaluation of gel fuel droplet burning rates at sub and supercritical conditions, AIAA 2008-4874[R]. USA: AIAA, 2008.
- [10] 丰松江,何博,聂万胜. 液体火箭凝胶推进剂燃烧特性研究进展[J]. 火箭推进, 2009, 35(4): 1-7.
- [11] 王中,梁勇. 美、俄、德凝胶推进剂的发展现状[J]. 航天推进, 2010 (2): 76-793.
- [12] RAHIMI S. The injection process of gel fuels, AIAA 97-2972[R]. USA: AIAA, 1997.
- [13] 刘国庆,蔡体敏,夏学礼,等. 凝胶推进剂锥形管道流动特性数值分析[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(2): 154-158.

(编辑: 马 杰)