流阻对200N单推-3发动机热试车工作特性的影响 *

张阿莉[1,2]，刘国西[1,2]，张 涛[1]，宋 飞[1]，高 永[1,2]，
方忠坚[1]，林 倩[1]，宇文雷[1]

（1. 北京控制工程研究所，北京 100094；
2. 北京市高效能及绿色宇航推进工程技术研究中心，北京 100094）

摘 要：管道及阀门内部流阻会显著影响发动机工作性能。为探究不同管路流阻大小下200N单推-3发动机工作特性，开展了光管和波纹管两种管路200N发动机热试车试验研究。结果表明：大流阻工况喷前压下降约42.8%。热试车前后喷前压振荡剧烈，不利于发动机平稳工作。管路流阻显著影响脉冲燃压，小流阻脉冲燃压建立约2.5MPa，大流阻脉冲工作燃压建立约1MPa，远低于前者；管路流阻显著影响阀门启动特性，大流阻状态下，阀门启动时间（T_{80}）约为小流阻状态的3.93~5.28倍，管路流阻对阀门电流影响很小；小流阻状态下脉冲冲量显著大于大流阻状态下的脉冲冲量，约为后者1.5~2.1倍。

关键词：流阻；单组元发动机；200N；单推-3推进剂；热试车

中图分类号：V434.3 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055（2023）10-2203044-09

DOI：10.13675/j.cnki. tjjs. 2203044

Effects of Flow-Resistance on Hot Test Working Characteristics of 200N DT-3 Thruster

ZHANG A-li[1,2]，LIU Guo-xi[1,2]，ZHANG Tao[1]，SONG Fei[1]，GAO Yong[1,2]，
FANG Zhong-jian[1]，LIN Qian[1]，YUWEN Lei[1]

（1. Beijing Institute of Control Engineering，Beijing 100094，China；
2. Beijing Engineering Research Center of Efficient and Green Aerospace Propulsion Technology，
Beijing 100094，China）

Abstract：The working characteristics of 200N DT-3 thrusters could be changed remarkably by the flow-resistance of tubes and valves. To investigate the working characteristics of 200N DT-3 thrusters under different flow-resistances，the working characteristics of 200N DT-3 thrusters under the slick tube and rippled tube were tested and contrasted. The results show that the pressure in front of the injector deceases 42.8% under large flow-resistance. The pressure in front of the injector before and after hot tests changes acutely which is bad for the steady working of thrusters. The pressure in the chamber is influenced greatly by the flow-resistance of tubes. The pressure in the chamber sets up at 1MPa under large flow-resistance，which is lower than that under the small flow-resistance at 2.5MPa. The start-up characteristics of the thrusters is influenced remarkably by the flow-resistance. The valve starting time（T_{80}）of the thrusters under large flow-resistance is 3.93~5.28 times of the small flow-resistance. There is almost no effect on the valve current under different flow-resistances. The pulse impulse of small flow-resistance is significantly bigger than that of the large flow-resistance，1.5~2.1 times of the large flow-resistance.

Key words：Flow-resistance；Mono-propellant thruster；200N；DT-3 propellant；Hot test

* **收稿日期**：2022-03-11；**修订日期**：2022-09-21。

通讯作者：张阿莉，博士，高级工程师，研究领域为卫星及探测器单组元推进系统设计。E-mail：15010983294@163.com

引用格式：张阿莉，刘国西，张 涛，等. 流阻对200N单推-3发动机热试车工作特性的影响[J]. 推进技术，2023，44(10)：2203044.（ZHANG A-li，LIU Guo-xi，ZHANG Tao，et al. Effects of Flow-Resistance on Hot Test Working Characteristics of 200N DT-3 Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2023，44(10)：2203044.）

1 引 言

单组元液体火箭发动机多为微型和小型发动机，常用于运载火箭姿控和上面级、卫星、探测器、飞船、导弹弹头等飞行器的冲量提供及姿态控制。目前大量应用的单组元推进剂单推-3弥补了肼推进剂冰点高（1.5℃）的弱点，可以在-3~2℃下正常贮存和供应，且能获得比肼推进剂高的比冲。因此，与以无水肼为推进剂的单组元发动机相比，以单推-3为推进剂的单组元发动机具有冰点低、研制成本低、系统热控要求低、可靠性高的优点，广泛应用于航天运载火箭的姿态控制动力系统[1]。随着近年来我国运载火箭的高密度发射，单组元液体火箭发动机的飞行任务增多，经历的应用环境及任务剖面也趋于复杂化。复杂的力、热环境对单组元发动机的可靠稳定工作带来更加严酷的考验。

单组元推进系统是利用单一推进剂自身分解产生高温高压气体，再经过收缩扩张喷管喷出产生推力的推进系统。常用的单组元推进剂有无水肼（N_2H_4）、二硝酰胺铵（ADN）、单推-3（DT-3）和硝酸羟铵（HAN）等[2-3]。

单组元发动机一般由控制推进剂供应的电磁阀和实现能量转换的燃烧推力室组成。发动机工作时由电磁阀控制推进剂的有效供应，通过催化剂对推进剂进行催化分解，发生反应生成高温、高压燃气，经喷管高速喷出产生推力[4]。电磁阀内部推进剂流道和发动机头部内部流道较为细小，且阀芯为运动件，依靠阀芯的运动进行开关电磁阀来以此控制推进剂的有效供应。

随着工作温度的降低，单推-3推进剂的密度和粘度相应增加，进而导致阀门内部和头部内部流阻增大，另外相同单推-3工质采用不同的管路，导致阀门内部和头部内部流阻也不同，直接影响到发动机的性能[5-7]。同时，受低温下推进剂粘度增大影响，阀门关闭过程中阀芯所受阻力增加，也易导致阀门关闭响应时间延长等现象。

在发动机工作特性研究方面，对于绿色无毒ADN基推进剂的单组元0.2N微推力器，部分研究者对其进行了性能试验研究，通过高空模拟热试车试验，获得微推力器稳态和脉冲工况，考察微推力器的启动性能、稳态、脉冲工作稳定性[8]。对于大推力氢氧发动机，其动态工作过程是一个强烈耦合的复杂瞬态动力学过程，通过适当简化建立的分析模型进行了发动机动态特性仿真分析与起动时序试验研究[9]。

针对与小推力高室压NTO/MMH发动机配套的实验系统而言，首先需尽可能减小推进剂沿液体管路的流阻损失，以便获得较低的推进剂贮箱压力及气瓶压力，提高实验系统对不同实验工况的适应能力，同时降低实验危险性。其次，发动机室压高，喷注器压降大，若流量不稳定，极易发生不稳定燃烧甚至爆燃、爆炸[10]。为保证实验系统安全稳定地达到发动机所需工况，必须精确确定从贮箱出口至发动机喷注器入口间的压力损失与推进剂流量的关系。

目前关于管路流阻对200N单推-3发动机热试车工作性能和特性的试验研究有待进一步开展，并进行针对性的试验和具体分析讨论。目前单组元推进系统主要以落压工作模式为主，单组元推进剂的催化分解试验都是基于脉冲启动模式和常温启动模式开展的[11]。

为了探究不同流阻情况下单推-3推进剂单组元发动机的工作特性，揭示单推-3 200N发动机工作性能的影响因素，本文开展了光管和波纹管两种管路200N发动机热试车试验研究，给出了200N发动机试验的研究方法和研究结果。

2 试验系统及方法

2.1 DT-3物理化学性质[12]

单推-3（DT-3）是我国在20世纪80年代自行研制的一种性能优良的低冰点单组元推进剂，它是由肼、硝酸肼、水按规定的配比组成。本文采用的DT-3成分组成主要为：按照质量比，由无水肼约60%，硝酸肼约20%和水约20%组成。其最大特点是冰点低，可在-30℃下正常工作。它作为单组元推进剂，与无水肼相比，不但冰点低、密度大、能量略高于无水肼，而且低温启动性能好。在姿控末速修正推进系统中使用可省去或简化加热、保温装置，减轻结构质量，增加有效载荷，提高系统的可靠性。

DT-3已被长征系列运载火箭等用作末速修正和姿态控制推进剂，是世界上第一种实际应用的低冰点单组元推进剂。DT-3是一种具有类似氨臭味的有毒无色透明液体，吸湿性强，在空气中冒白烟，与二氧化碳有很强的亲和力，凝固时体积收缩。DT-3是极性物质，可溶于水、低级醇、丙酮、氨等，但不溶于烃类、多元醇、卤代烃和其他有机溶剂。DT-3的沸点和饱和蒸气压与氨含量有关，表1，2列出了DT-3的主要物性参数，其中沸点和饱和蒸气压为氨含量0.2%时的数据。

Table1　Physical properties of DT-3

项目	数值
相对分子质量	35.16
冰点/℃	−30.00
沸点/℃	110.00
密度(20℃)/(g/cm^3)	1.11
粘度(20℃)/(mPa·s)	2.24
饱和蒸气压(20℃)/kPa	2.67
表面张力(20℃)/(N/m)	7.18×10^{-2}
汽化热(20℃)/(J/kg)	1.45×10^{6}
比热容(20℃)/[J/(kg·K)]	3.09×10^{3}
热导率(20℃)/(W/(m·K))	4.43×10^{-1}
临界温度/℃	347.44
临界压力/MPa	13.4
过量焓(25℃)/(J/kg)	4.82×10^{4}

(即在25℃配制 N_2H_4-HNO_3-H_2O 三组分体系的DT-3时,组分间相互溶解、混合所产生的热效应)

Table 2　Viscosity coefficient at different temperatures of DT-3

Temperature/℃	Viscosity coefficient
−30	12.79
−20	7.79
−10	5.23
0	3.74
10	2.82
20	2.24
30	1.83
40	1.52
50	1.29

2.2　DT-3热试车试验

2.2.1　试验件产品

试验件产品简图见图1。

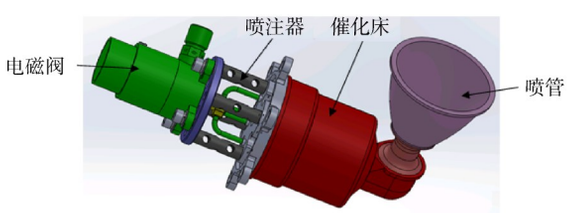


Fig. 1　Sketch of 200N DT-3 thruster

2.2.2　热试车试验装置与参数

热试车试验设备要求:(1)系统中需装有过滤精度优于10μm的过滤器,试验前过滤器必须拆下清洗干净,管路必须吹除干净;(2)试验中所有的通用及专用仪器,均应在周检有效期内,要求试验前、后对燃压传感器进行标定。

热试车试验工质:推进剂采用单推-3,使用前经复验合格,挤压气体采用高纯氮气,推进剂、挤压气体均为常温。将发动机通过喷注器法兰安装在支架上,如图2所示。

Fig. 2　Fixing sketch of 200N DT-3 thruster for hot test

在不同流阻状态下的单推-3发动机本身的技术状态完全相同,采用的催化剂种类、颗粒度、孔隙度相同,前床装填816型(20~30目)细颗粒催化剂,后床装填LBⅡ型(Φ=3.3mm×3.8mm)粗颗粒催化剂;热试车初始状态:试验台环境温度(20±5)℃、大气环境,试验工况的脉冲时间和时间间隔完全相同。

不同流阻状态的单推-3发动机均直接进行热试车工况试验,无脉冲活化过程(预热脉冲),状态相同,不会对流阻对比试验本身产生其它干扰因素的影响。

关于脉冲冲量的计算方法:冲量的定义是作用力与作用时间的乘积,所以推进器的冲量为推进器的推力与工作时间的乘积。对于对非稳态工作的推进器,其冲量为推力随时间变化曲线的积分,即

$$I=\int_0^t F(t)\mathrm{d}t \tag{1}$$

式中I为冲量(N·s);F为力(N);t为时间(s)。

本文中脉冲冲量的计算,首先根据试验台数据采集得到推力F,其次根据推力F随时间t的变化曲线,进行对时间t的积分,即从曲线的积分面积得到脉冲冲量。

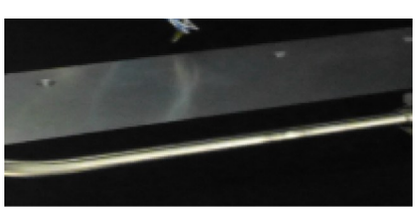
整个热试车试验过程中,要求自动采集参数如下:喷前压、燃压、流量、床温、电磁阀温度、喷注器温度等,其中未详细说明部分依照《液体火箭发动机试验数据处理方法》(QJ 1492A-2005)执行。本试验推力类参数的采集包括喷前压(p_p)、燃压(p_c)和流量(q_m),其中喷前压(p_p)通过压传测量,燃压(p_c)通过测压管进行采集;流量(q_m)通过流量传感器进行采集。

在试验过程中对温度进行实时检测和采集，数据采集速率要求不低于100次/s，数据的提前量（即开始采集至电磁阀通电的时间）为不少于0.3s，数据的延后量（即电磁阀断电至数据停止采集的时间）为不少于0.7s，并根据温度数据，测量各个温度测点在试验过程中的最高温度值 T_{max}。

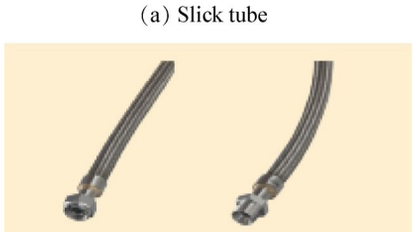
2.2.3　金属光管和波纹管

金属光管是推进系统地面和星上管路广泛使用的一种金属管，主要有铝管、钛管和不锈钢管等。波纹金属软管是由不锈钢波纹管外编一层至多层钢丝或钢带网套，两端配以接头或法兰的柔性元件，并根据 GB/T14525-2010《波纹金属软管通用技术条件》进行设计、制造和检测。它能吸收振动，补偿位移，可防止因不均匀地基沉降而造成配管系统的变形、泄漏，对于配管系统因热胀冷缩造成的变化有良好的吸收作用，是现代管路系统不可缺少的重要配件。金属光管和波纹软管的内径均为4mm，能承受高压30MPa，实物图见图3。

下述文中关于小流阻热试车工况即系统管路采用金属光管的工况，大流阻热试车工况即系统管路采用金属波纹管的工况。



(a) Slick tube



(b) Rippled tube

Fig. 3　Picture of slick tube and rippled tube

管道沿程损失可以用以下公式[2]计算，即

$$\Delta p = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho v^2}{2} \tag{2}$$

对于光滑管道，λ 与雷诺数 Re 数有关，即

$$\lambda = \begin{cases} 64/Re & Re < 2300 \\ 0.3164/Re^{0.25} & Re \in [2300, 10^5] \\ 0.0032 + 0.221/Re^{0.237} & Re > 10^5 \end{cases} \tag{3}$$

式中 λ 为沿程摩擦阻力系数；ρ 为流体介质密度；l，d 为管路长度和内径；v 为管截面流体平均流速；对于粗糙管道，λ 与 Re 和相对粗糙度 $\frac{\Delta}{d}$ 都有关。

对于波纹软管，内部流道凸起和凹陷尺寸相对于管道通径不再可以简单地认为是粗糙凸起，其内部流道对流体流动有摩擦、管壁形状阻挡、管壁形状扰流等综合影响，上述公式不再适用，可通过试验测量的方法简单快速得到流阻结果。

本文进行了相同规格管路在相同压力下，光管和波纹管的流量对比试验。结果表明：在相同管路入口压力下，光管的流量是波纹管的1.22~1.55倍（随着入口压力的增大逐渐增大）。可理解为：假定小流阻管路（光管）的等效流阻系数为1，那么大流阻管路（波纹管）的等效流阻系数为1.22~1.55。

2.3　热试车工况

表3给出了200N单推3发动机的热试车试验程序表，包括不同喷前压状态下的脉冲工作模式（30ms，60ms，100ms，150ms）和稳态工作模式（3s）。

Table 3　Hot test of 200N DT-3 thruster

序号	喷前压（绝压）/MPa	工作方式	脉冲时间/ms	脉冲次数
1	4.4	脉冲	30	10
2	4.4	脉冲	60	10
3	4.4	脉冲	100	10
4	4.4	脉冲	150	10
5	4.4	稳态	3000	5
6	5.2	脉冲	30	10
7	5.2	脉冲	60	10
8	5.2	脉冲	100	10
9	5.2	脉冲	150	10
10	5.2	稳态	3000	5

3　结果与讨论

3.1　流阻极小热试车情况

如图4所示，在200N DT-3发动机开始建压时，室压略低，约25ms后上升到额定值，整个试车过程中室压平稳；图3前面几个脉冲工况，喷前压一致性较好约为4.25MPa，第一个30ms的脉冲燃压尖锐，达到了3MPa，平台较短，随着60ms，100ms，150ms脉冲时间增加，平台愈加平稳。其原因是首次脉冲启动时，推力器试验件结构温度较低，粘度较大，且从喷注器、毛细管到催化床需要经历这些不同形状的管道，需要花费时间长，并影响了DT-3的催化分解效率，导致启动之初室压偏低。随后由于结构温度升高，其催化分解效率提高，室压达到额定值。

从3s稳态热试车工况可见，t_1 为平台期，喷前压

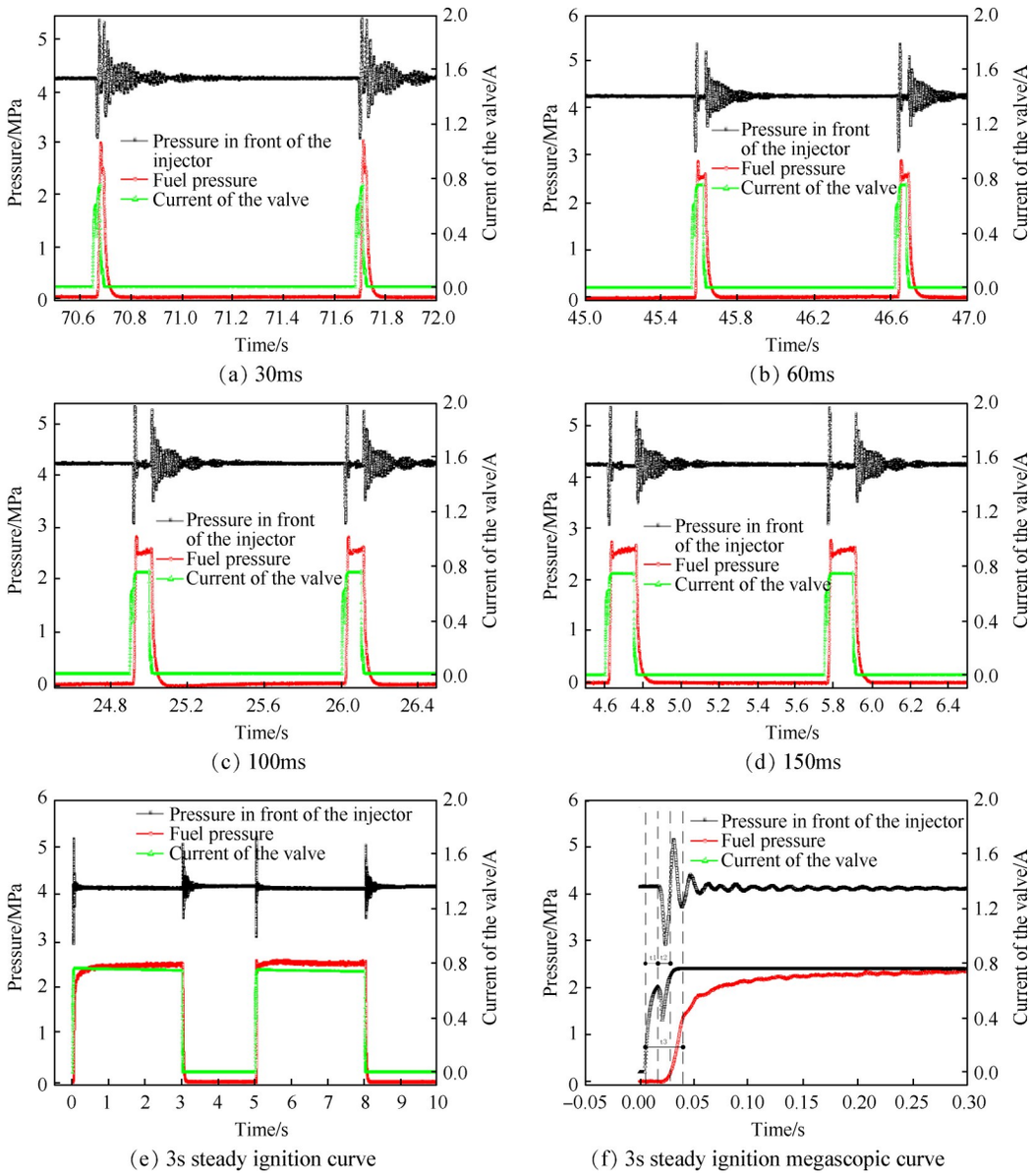


Fig. 4　Curve of pressure and the current under small flow resistance

保持 4.2MPa 不变，即虽然接收到要开始发动机工作的指令，但是燃压尚未建立，t_2 时间段内，喷前压急剧下降至约 2.8MPa，推进剂迅速流进毛细管和催化床，并于催化剂表面接触发生反应，到整个 t_3 时间段，推进剂从喷注器流进毛细管、催化床这一系列过程基本完成并持续有推进剂不断地流入，t_3 之后的时间燃压正常建立并逐渐趋于平稳。

表 4 给出了小流阻工况热试车启动特性及脉冲冲量统计表，可见第一次热试车的启动特性 T_{80} 为 70ms，T_{20} 为 38.6ms，T_{80} 时间较长，第 2 次热试车的启动特性 T_{80} 为 34.4ms，T_{20} 为 39.6ms，第 2 次热试车的 T_{80} 时间显著降低，仅为第 1 次的 50%，这主要归因于首次热试车启动是严格意义上的冷启动，5~10℃下的启动，需要消耗时间长，第二次启动是建立在第一次热试车启动基础上的，此时发动机热试车工作结束不久，启动温度约为 130℃，大大降低了 T_{80}。

Table 4　Startup and close characteristics of hot tests under small flow resistance

序号	T_{80}/ms	T_{20}/ms	备注
1	70.0	38.6	常温启动
2	34.4	39.6	热启动

3.2　大流阻热试车结果

从图 5 可见，200N 发动机脉冲热试车从 30ms，60ms，100ms，150ms 工况，可以看出脉冲工作之前喷前压均为约 5.2MPa，在开始脉冲工作后，喷前压急剧下降至约 3MPa，推进剂经过喷注器、毛细管、催化床后，燃压逐渐建立约为 1MPa，阀门电流曲线形成，阀

门电流 0.8~1.0A。每个脉冲工作结束后，推进剂在发动机内部逐渐恢复至工作前状态，喷前压呈振荡恢复状态，经过约 5 个水击振荡周期，逐渐恢复至初始的 5.2MPa 的喷前压状态。

从图 5 的 3s 稳态发动机热试车结果可以看出，开始稳态热试车后，喷前压从 4.8MPa 急剧下降至约 2.8MPa，推进剂经过喷注器、毛细管、催化床后，燃压逐渐建立约为 2MPa 并保持稳定，阀门电流曲线形成，阀门电流 0.6~0.65A 并保持稳定。

表 5 给出了大流阻稳态工况热试车启动特性统计表，可见第一次热试车的启动特性 T_{80} 为 275.2ms，T_{20} 为 124.3ms，T_{80} 时间很长，约为小流阻稳态工况的 3.93 倍，第 2 次热试车的启动特性 T_{80} 为 185.3ms，T_{20} 为 90.4ms，第 2 次热试车的 T_{80} 时间显著缩短，仅为第 1 次的 67%，这主要与首次热试车启动是严格意义上的冷启动有关，5~10℃下的启动，需要消耗时间长，第二次启动是建立在第一次热试车启动的基础上的，此时发动机热试车工作结束不久，启动温度约为 130℃，大大缩短了 T_{80}。对比表 4 可知大流阻第二次热启动的 T_{80} 是小流阻工况的 5.28 倍，可见波纹管大流阻工况对 T_{80} 影响显著。

3.3　不同管路流阻下的脉冲冲量对比

管路流阻大小对发动机脉冲冲量的影响结果见图 6 所示，对于采用光管的管路，流阻极小的热试车情况，几乎被认为是无流阻状态。

由图 6 可见：小流阻状态下脉冲冲量显著大于有

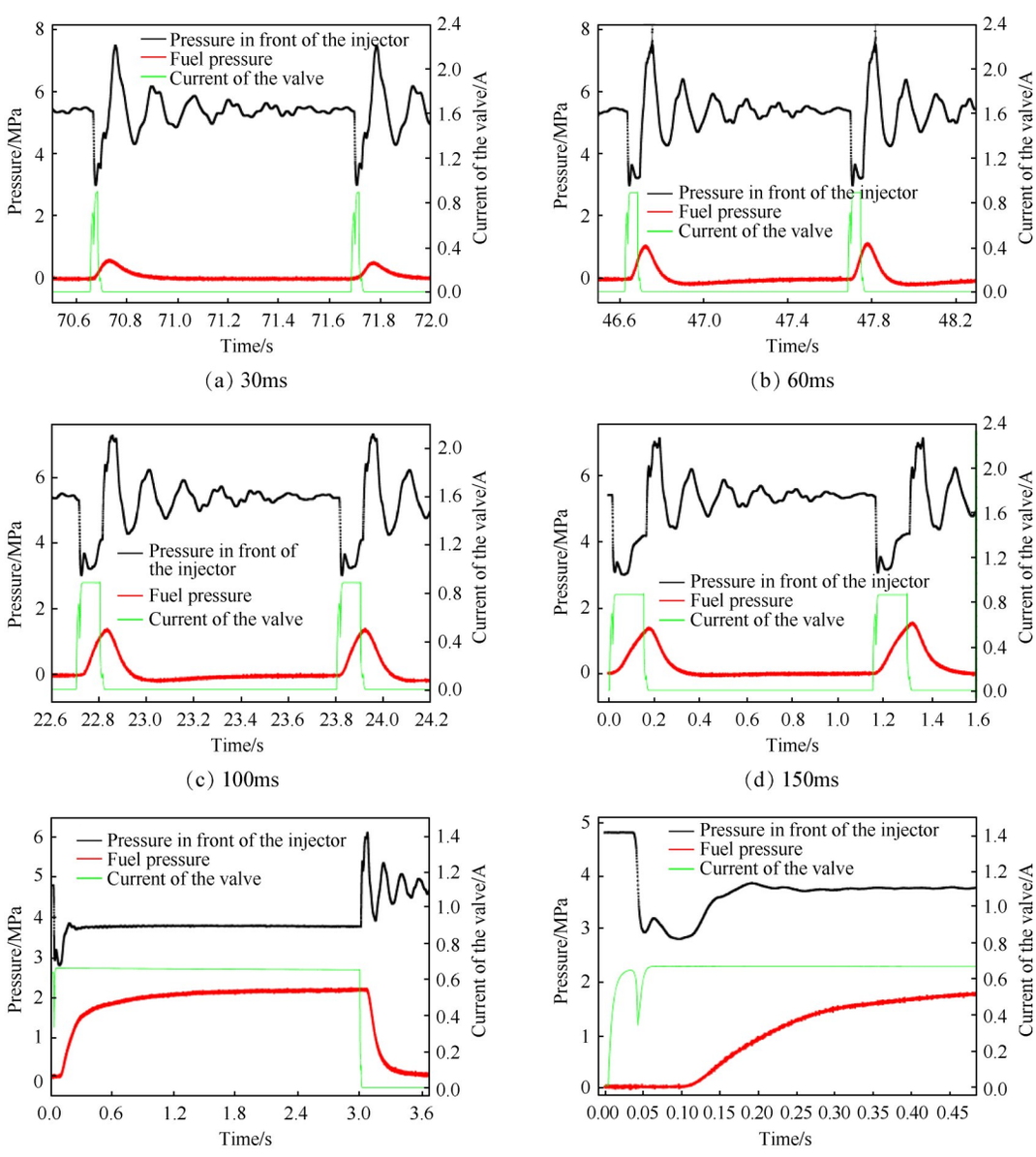


Fig. 5　Curve of pressure and the current under large flow resistance

Table 5　Startup and close characteristics of hot tests under large flow resistance

Serial number	T_{80}/ms	T_{20}/ms	Illumination
1	275.2	124.3	Normal temperature startup
2	185.3	90.4	Hot startup

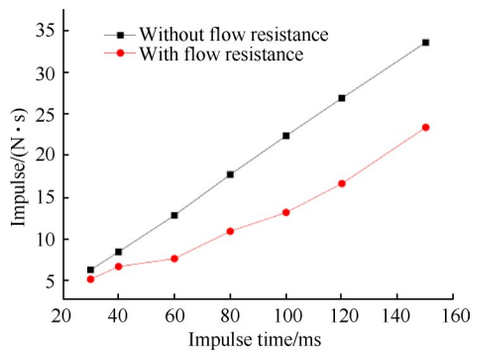


Fig. 6　Influence of flow resistance on the pluse impulse

流阻状态下的脉冲冲量。在 30~60ms 脉冲工况下，冲量约为大流阻的 1.9~2.1 倍，在 80~160ms 脉冲工况下，冲量约为大流阻的 1.5~1.9 倍，从脉冲冲量统计情况可见，随着脉冲时间成倍增加，脉冲冲量几乎和脉冲时间呈正比线性关系增加，在 30~160ms 脉冲工况下，冲量约为大流阻的 1.5~2.1 倍。

3.4　分析与讨论

关于流阻特性，管路总压力损失理论计算过程中，工作介质在管路内流动中产生的流阻损失主要为局部损失及沿程损失。产生局部损失的组件主要有：过滤器、自锁阀、弯管、管路三通等，产生沿程损失的组件主要为直管路[13]。在本文测试系统中，保持发动机设计状态、催化剂种类、颗粒度、热试车工况程序、测试系统管路长度及试验装置和环境均一致的前提条件下，变化因素仅为：小流阻（光管）和大流阻（波纹管）。为了综合分析，建立了管路流阻影响发动机工作特性的分析示意图，如图 7 所示。

从图 7 可见，由于管路流阻的大小状态差异，导致喷前压（喷注器前的入口压力）和燃压（燃烧室压力）受大流阻影响显著，喷前压和燃压均显著降低，且大流阻对喷前压和燃压的影响是一致的；根据 2.2.3 节，不同的管路流阻状态下的流量对比试验，可知，不同的管路流阻状态得到不同的推进剂质量流量，同时影响到脉冲冲量的显著变化；管路流阻对发动机启动特性尤其是 T_{80} 影响显著，对发动机的阀门电流影响较小，主要受当时的阀门温度及线圈阻值影响。

3.4.1　管路流阻对喷前压和燃压的影响

3.4.1.1　对喷前压的影响

根据图 4 和图 5 的脉冲热试车对比，流阻极小的

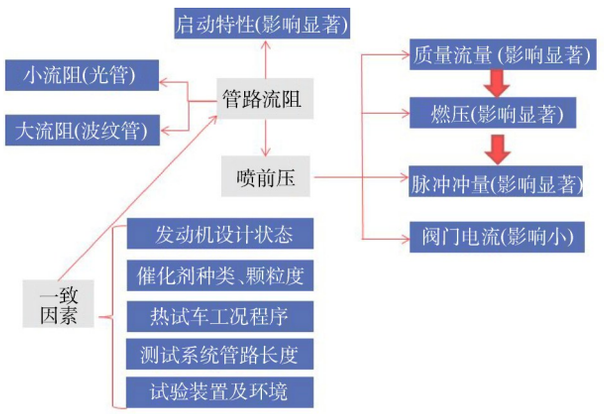


Fig. 7　Analysis sketch of the influence of flow resistance on the working characteristics of 200N thruster

发动机热试车前后喷前压下降平均值约 31.8%，最大值和最小值振幅相差约 2MPa；有流阻后的喷前压下降平均值约 42.8%。最大值和最小值振幅相差约 4MPa。流阻较大的喷前压，热试车前后喷前压振荡剧烈，不利于发动机平稳工作。

综合可见，发动机工作前管路真空充填过程中的水击强度比较大，对于推力器前端电磁阀的结构正向耐压性能提出了较高要求。管路充填过程中的水击和管流振荡现象，可用于推进系统管路充填流动瞬变特性分析[11]。当发动机进行起动关机时产生的水击压力对发动机本身、甚至是系统贮箱、管路、关闭阀处及其它还工作发动机等都有不同程度的影响，应予与重视。推进系统发动机频繁地进行着起动与关机的动态过程，为发动机系统设计和优化提供了指导[14-17]。

随着管路流阻对喷前压的显著影响，大流阻状态下喷前压下降显著，致使流动的推进剂质量流量明显减小，这将直接影响燃压的建立。

3.4.1.2　对燃压的影响

（1）对脉冲工况影响

根据图 4 和图 5 的脉冲热试车对比，流阻极小的发动机热试车脉冲工作后燃压建立在约 2.5MPa，甚至更高，稳态燃压建立在约 2MPa。流阻较大的发动机热试车脉冲工作后燃压建立在仅约 1MPa，远远低于流阻极小的热试车结果。

每次脉冲工况建立的时间相比稳态都很短，推进剂流动到燃烧室的时间不充分，且每次推进剂流至燃烧室的过程均要受到沿途大流阻的影响，多次脉冲需进行多次流阻的叠加效应，因此大流阻下的发动机脉冲燃压建立仅约 1MPa。

（2）对稳态工况影响

根据图 4 和图 5 稳态工况对比，流阻较大的发动

机稳态燃压建立在约2MPa,与流阻极小的发动机稳态燃压相当。可见流阻对200N发动机脉冲热试车的燃压建立影响较大,对稳态热试车影响较小。

随着稳态热试车工况时间比脉冲时间大大延长,使得推进剂流动有足够的时间到达燃烧室,所以稳态热试车工况下管路流阻对推进剂流动的影响减弱,使得对燃压建立过程的影响减弱,因此,不同流阻状态下的发动机燃压建立数值相当。

3.4.2　管路流阻对阀门启动特性和电流影响

3.4.2.1　对启动特性T_{80}的影响

从表4和表5对比可见,同样是第一次启动,不同管路流阻状态下的阀门启动时间T_{80},大流阻约为小流阻稳态工况的3.93倍。T_{80}主要包括三部分时间总和:(1)阀门开启时间,阀门接收指令后至完全打开的时间;(2)阀门开启后,推进剂开始逐渐流动至燃烧室的时间,燃压即将建立,发动机逐渐产生推力;(3)推进剂流量逐渐达到饱和,发动机推力攀升至80%的额定推力所需的时间。

本文200N单推-3发动机也可参考其它单组元推力器如"1N ADN推力器"研究,随着喷注压力下降,推力器T_{80}不断变大。随着喷注压力的下降,引起推进剂质量流量相应减少,产生燃烧温度相应降低,进一步减弱了推进剂的催化分解与燃烧过程,推力器的瞬态启动性能降低[18]。

大管路流阻状态下,推进剂流动速度减慢,推进剂经喷注器、毛细管、催化床到达燃烧室的时间延长,且达到流量饱和状态的时间进一步延长,发动机喷前压、燃压均下降,真正能够达到发动机T_{80}所需的时间更长,因此,大流阻约为小流阻稳态工况的3.93倍。另外,同样是第二次启动(即相当于热启动),大管路流阻工况的T_{80}是小流阻工况的5.28倍,在同样的有预热启动条件下,温度提高,推进剂粘度下降,更有利于流动,减小过程中流阻,但是对波纹管管路的大流阻的状态仍有显著的影响。

3.4.2.2　对阀门电流的影响

根据图4和图6的脉冲热试车对比,流阻极小的发动机热试车脉冲工作后阀门电流建立在约0.7~0.8A,稳态阀门电流建立在约0.7~0.8A,脉冲工作和稳态工作阀门电流基本一致。流阻较大的发动机阀门电流建立在约0.65~0.7A,脉冲工作和稳态工作阀门电流基本一致。不同流阻状态下阀门电流略有差异,约10%。

阀门电流的大小和驱动电压及阀门线圈阻值密切相关,同样的驱动电压下,线圈阻值越大,则阀门电流越小。管路流阻本身不会对线圈电阻产生影响,不同流阻状态下阀门电流略有差异,可能和线圈阻值受温度、个体差异等因素影响有关,管路流阻对200N发动机热试车的脉冲及稳态阀门电流均影响较小。

3.4.3　管路流阻对脉冲冲量的影响

根据图6曲线可见,在2.2.2节已经介绍了脉冲冲量的计算方法,另外,脉冲冲量的实际得到过程也可等效为

$$I = \dot{m}\Delta v \tag{4}$$

式中$\dot{m}$为质量流量(g/s),Δv为速度变化量(m/s)。

根据喷管的流量计算公式[2]

$$\dot{m} = C_{\mathrm{D}} p_{\mathrm{c}} A_{\mathrm{t}} \tag{5}$$

式中$\dot{m}$为质量流量(kg/s),C_{D}称为喷管的流量系数,p_{c}为燃烧室压力,A_{t}为喷管喉部的面积。

喷管的质量流量与p_{c}以及A_{t}成正比,根据2.2.3节,波纹管(大流阻)和光管(小流阻)的量化试验结果,假定小流阻管路(光管)的等效流阻系数为1,那么大流阻管路(波纹管)的等效流阻系数为1.22~1.55,即可等效理解为小流阻的C_{D}值是大流阻的1.22~1.55倍,得到的质量流量更大,即小流阻状态每个脉冲时间内,质量流量大,实际得到的单位脉冲冲量大,多个脉冲累积的效果,因而得到图6的结果,小流阻状态下脉冲冲量显著大于大流阻状态下的脉冲冲量,约为后者1.5~2.1倍。

4　结　论

本文通过研究,得到以下结论:

(1)小流阻工况热试车前后喷前压下降平均约31.8%,振幅相差约2MPa;大流阻工况喷前压下降平均约42.8%,振幅相差约4MPa。后者热试车前后喷前压振荡剧烈,不利于发动机平稳工作。

(2)管路流阻显著脉冲燃压,对稳态燃压影响较小,小流阻脉冲燃压建立约2.5MPa,稳态燃压建立约2MPa。大流阻脉冲工作燃压建立在约1MPa,远低于前者。稳态燃压建立在约2MPa,两者相当。

(3)管路流阻显著影响发动机启动特性,对阀门电流影响很小,大流阻状态下200N单推-3发动机的T_{80}是小流阻状态的3.93~5.28倍。

(4)小流阻状态下脉冲冲量显著大于大流阻状态下的脉冲冲量,约为后者1.5~2.1倍。

致　谢:感谢北京控制工程研究所怀来试验站提供的热试车试验验证平台。感谢推进剂研制单位北京航天试验技术研究所提供的大力支持。感谢北京控制工程研究所魏延明研究员、孙水生研究员、武葱茏研究员对本文的指导。

参考文献

[1] 刘昌国，关 亮，施 伟，等. 单组元300N发动机低温试验研究[J]. 推进技术，2021，42(7)：1662-1670.（LIU Chang-guo，GUAN Liang，SHI Wei，et al. Low Temperature Experimental Research on Mono-Propellant 300N Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*，2021，42(7)：1662-1670.）

[2] 潘海林，丁凤林，李 永，等. 空间推进[M]. 西安：西北工业大学出版社，2016.

[3] Michele N，Marius W，Christian H，et al. New Technologies for Ammonium Dinitramide Based Monopropellant Thrusters-the Project RHEFORM [J]. *Acta Astronautica*，2018，143：105-117.

[4] 高 永，方忠坚，林 倩，等. 卫星单元肼推进系统轨控过程不确定性研究[J]. 推进技术，2021，42(5)：1195-1200.（GAO Yong，FANG Zhong-jian，LIN Qian，et al. Uncertainty Study of Satellite Orbit Maneuver Process Using Monopropellant Hydrazine Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2021，42(5)：1195-1200.）

[5] 窦 唯. 液体火箭发动机用过滤器流阻特性及实验[J]. 导弹与航天运载技术，2011(1)：10-13.

[6] 任建军. 国外空间攻防武器动力系统技术发展概述[J]. 火箭推进，2012，38(1)：7-11.

[7] 于 冰. 金属软管流阻性能数值计算及实验研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2019.

[8] 付拓取，刘旭辉，张 伟，等. 一种绿色无毒单组元微推力器性能试验研究[J]. 推进技术，2020，41(1)：85-91.（FU Tuo-qu，LIU Xu-hui，ZHANG Wei，et al. Experimental Investigation on Performance of a Green，Non-Toxic，Monopropellant Micro-Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2020，41(1)：85-91.）

[9] 郑大勇，王弘亚，胡 骏. 大推力氢氧发动机瞬态特性研究[J]. 推进技术，2021，42(8)：1761-1769.（ZHENG Da-yong，WANG Hong-ya，HU Jun. Transient Characteristics of High-Thrust Oxygen/Hydrogen Rocket Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*，2021，42(8)：1761-1769.）

[10] 刘 洌，王 强，方忠坚，等. 小推力高室压NTO/MMH火箭发动机实验系统管路流阻特性实验[J]. 航空动力学报，2016，31(3)：746-755.

[11] 袁 磊，周红玲，孙 冰. 卫星单元肼推进系统落压工作特性的数值仿真与试验[J]. 上海航天，2007，24(2)：42-46.

[12] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京：中国宇航出版社，2011.

[13] 崔宝玲，马光飞，王慧杰，等. 阀芯结构对节流截止阀流阻特性和内部流动特性的影响[J]. 机械工程学报，2015，51(12)：178-184.

[14] 程谋森，张育林. 航天器推进系统管路充填过程动态特性[J]. 推进技术，2000，21(2)：25-28.（CHENG Mou-sen ZHANG Yu-lin. Dynamic Characteristics of Priming Process in Spacecraft Propulsion System(I) Theoretical Model and Simulation Result[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2000，21(2)：25-28.）

[15] 张黎辉. 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)：547-549.

[16] 夏子龙，王锁芳. 进口流量对无管式减涡器流阻特性影响研究[J]. 推进技术，2020，41(6)：1276-1285.（XIA Zi-long WANG Suo-fang. Research on Effects of Inlet Flow Rate on Flow Resistance Characteristics of Tubeless Vortex Reducer[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2020，41(6)：1276-1285.）

[17] 朱 赟，张哲衡，解 亮，等. 加力燃烧室典型结构件流阻特性研究[J]. 航空发动机，2019，45(6)：46-50.

[18] 张 伟，王 梦，陈 阳，等. 1N ADN基推力器瞬态启动性能试验研究[J]. 空间控制技术与应用，2021，47(4)：63-68.

（编辑：朱立影）