

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

刘 浏¹, 卫 强¹, 方忠坚¹, 梁国柱¹, 张学军²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 航天推进技术研究院 北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 为研究小推力高室压 NTO/MMH(四氧化二氮/甲基胍)火箭发动机实验系统管路流阻特性, 对管路流阻理论、冷流实验及点火实验进行对比分析研究. 通过管路介质流动能量损失计算, 建立 NTO/MMH 管路流阻特性理论模型. 开展无水乙醇冷流实验及 NTO/MMH 小推力高室压火箭发动机点火实验, 以最小二乘法确定流阻特性实验拟合公式. 与冷流实验结果相比, 无水乙醇流量分别为 0.10~0.40 kg/s, 0.09~0.36 kg/s 时, NTO/MMH 管路理论流阻平均误差分别为 5.42%, 3.67%; 与点火实验结果相比, 真实推进剂流量分别为 0.39~0.47 kg/s, 0.26~0.31 kg/s 时, NTO/MMH 管路理论流阻平均误差分别为 2.44%, 2.47%; 基于冷流实验预测的流阻平均误差分别为 5.74%, 3.46%, NTO 流量为 0.47~0.51 kg/s(不含 0.47 kg/s)时, 管路理论与冷流实验预测的流阻平均误差分别为 16.56%, 9.73%. 实验与分析结果可应用于小推力高室压 NTO/MMH 发动机点火实验, 并为实验系统设计提供必要支持.

关 键 词: 小推力液体火箭发动机; 高压实验系统; 流阻特性; 冷流实验; 点火实验

中图分类号: V434.3

文献标志码: A

Pipe flow resistance characteristics of test system for low-thrust NTO/MMH rocket engines with high chamber pressure

LIU Lie¹, WEI Qiang¹, FANG Zhong-jian¹,

LIANG Guo-zhu¹, ZHANG Xue-jun²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology,

Academy of Aerospace Propulsion Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: To research the pipe flow resistance characteristics of the low-thrust NTO/MMH (nitrogen tetroxide/methyl hydrazine) rocket engine with high chamber pressure, comparative analysis of pipe flow resistances on the theoretical analysis, cold-flow tests and firing tests were conducted. According to the calculation methods of flow energy loss, the theoretical analysis models of NTO/MMH pipe flow resistance were established. After alcohol-cold-flow tests and low-thrust NTO/MMH rocket engine's firing tests with high chamber pressure, the pipe flow resistance characteristics fitting formulas based on test results were obtained with the least-square method. Compared with the cold-flow test results, when

收稿日期:2014-07-23

作者简介:刘浏(1988—),男,重庆合川人,博士生,主要从事姿轨控发动机设计、仿真与实验研究.

通讯作者:梁国柱(1966—),男,贵州遵义人,教授、博士生导师,博士,主要从事火箭发动机研究.

mass flow rates of alcohol were 0.10~0.40 kg/s, 0.09~0.36 kg/s respectively, the average errors of theoretical flow resistances of NTO/MMH pipes were 5.42% and 3.67%. With the results of firing tests, when mass flow rates of NTO/MMH were 0.39~0.47 kg/s, 0.26~0.31 kg/s respectively, the average errors of theoretical flow resistances of NTO/MMH pipes were 2.44% and 2.47%, and those based on cold-flow tests of NTO/MMH pipes were 5.74% and 3.46%, but when mass flow rates of NTO were 0.47~0.51 kg/s (without 0.47 kg/s), the average errors of theoretical flow resistance and cold-flow tests increased to 16.56% and 9.73%. These NTO/MMH flow resistance characteristics acquired from firing tests could be applied in the firing test, providing a necessary support in design of the rocket engine test system in the future.

Key words: low-thrust liquid rocket engine; high pressure test system; flow resistance characteristics; cold-flow test; firing test

小推力高室压火箭发动机(下文简称发动机)采用较高的燃烧室压力(2~7 MPa),具有系统结构紧凑、响应迅速、质量轻便、比冲性能高的特点,能有效缩小与之配套的动力系统结构尺寸,应用前景广泛^[1-2]. 目前,美俄等国已在部分导弹拦截系统上使用了高室压姿轨控发动机系统^[3-7],我国正逐步推进小推力高室压 NTO/MMH 发动机的研究^[8-11].

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,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. 但目前鲜有发现关于 NTO/MMH 管路流阻特性数据的公开报道,有鉴于此,有必要对高室压发动机实验系统推进剂管路流阻特性进行实验研究.

为满足多种工况下小推力高室压 NTO/MMH 发动机点火实验,涵盖较大的推进剂流量范围的需求,本文在搭建推进剂管路流阻特性实验系统的基础上,建立推进剂管路理论、冷流实验与点火实验管路流阻特性模型,开展以无水乙醇为工质的冷流实验研究与分析,并将分析结果与额定室压为 4 MPa 的 NTO/MMH 实验发动机点火实验实测数据进行分析比较,确定 NTO/MMH 推进剂的管路流阻特性,以期小推力高室压 NTO/MMH 发动机点火实验时精确控制流量和相关实验系统设计提供参考.

1 推进剂管路流阻特性实验系统

推进剂管路流阻特性实验系统分为 NTO 流阻特性实验管路与 MMH 流阻特性实验管路,布局相似,管路模型均如图 1 所示. 两套实验系统均可进行冷流实验,并可分别以 NTO/MMH 为推进剂,进行小推力高室压发动机点火实验.

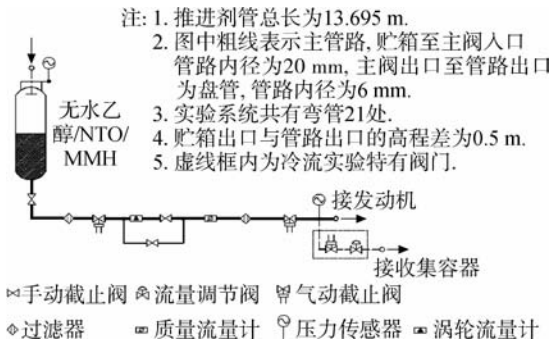


图1 推进剂管路模型
Fig.1 Pipe model of propellant

实验系统由推进剂供应系统、测量系统、控制系统组成^[12]. 贮箱中工作介质(无水乙醇/NTO/MMH)经增压气体(高纯氮气)增压后,流经手动截止阀、气动截止阀、流量计、过滤器等组件,进入收集容器或发动机喷注器.

为准确获得实验系统的流阻特性,在实验系统管路上设置了压力传感器、涡轮流量计及质量流量计. 压力传感器测量工作介质通过实验系统管路各测量点的压力. 涡轮流量计具有较高的响应速度,用于测量实验系统的瞬态起动流量^[13]. 质量流量计具有较高的测量精度,用于测量实验系统稳态流量、介质密度和温度等参数. 涡轮流量计与质量流量计也起到互为冗余备份的作用,确

保可靠获得工质流量。

实验系统采用电磁气动阀门控制,通过控制系统发出相应指令,气动阀门可单独或按时序开闭,并设置有紧急关机功能。

实验系统内部设置相应的卸压、吹除、放液管路,保证系统的安全性。

由于不同推力量级的发动机流量差异巨大,且特定推力量级的发动机正常工作时流量范围较为固定,为满足不同推力量级的发动机需要,需通过冷流实验获得较宽流量范围内的系统管路流阻特性。但由于 NTO/MMH 具有剧毒,故使用无水乙醇代替真实推进剂作为冷流实验工作介质。

进行冷流实验时,在管路系统出口处安装气动截止阀与流量调节阀(图 1 中未画出)。当工作介质(无水乙醇)在管路内充填完毕,手动调节流量调节阀至适当开度后,控制系统根据相应时序,打开流量调节阀上游的气动截止阀,3~10 s 后关闭。在该过程中,通过贮箱自动增压系统维持箱压不变,测量系统分别采集贮箱气垫压力、主管路出口工作介质压力、流量、温度及密度。针对贮箱的不同压力和流量工况,调节流量调节阀开度,重复上述步骤,直至实验结束。

拆卸主管路出口的气动截止阀及流量调节阀,将主管路出口连接小推力高室压 NTO/MMH 发动机,即可进行点火实验。可针对发动机的不同室压,调节贮箱气垫压力,保证发动机流量,直至点火实验结束。

利用本实验系统,可进行无水乙醇/NTO/MMH 流量为 0~1.5 kg/s,压力为 0~10 MPa 的推进剂管路流阻特性实验,并可进行室压为 2~7 MPa 的小推力高室压 NTO/MMH 发动机点火实验。

2 推进剂管路流阻特性模型的建立

2.1 管路总压力损失理论计算

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、气动截止阀、手动截止阀、流量计、弯管、管路三通等,产生沿程损失的组件主要为直管路。

2.1.1 管路介质流速计算

在实验系统中,介质流量 q_m 由流量调节阀开度(冷流实验)或发动机喉部(点火实验)节流控制。假设实验系统管路内径为 d ,工作介质密度为

ρ ,则管路内工作介质流速 v 为

$$v = \frac{4q_m}{\pi \rho d^2} \quad (1)$$

2.1.2 管路局部压力损失计算

对于绝大部分组件,局部压力损失可表示为

$$\Delta p_\zeta = \zeta \frac{\rho v^2}{2} \quad (2)$$

式中 ζ 为局部损失系数。针对不同组件,需确定不同的局部损失系数。

带隔壁全开状态的标准直通截止阀局部损失系数 ζ 与管路内径 d 有关,采用经验公式计算, $\zeta \approx 0.52/\sqrt{d}$, d 以米为单位;过滤器由多孔的金属骨架和包覆在它外面的过滤材料组成,局部损失系数 $\zeta = 3.2^{[14-15]}$ 。弯管处的局部损失系数为 $\zeta = 0.131 + 0.159(d/r)^{3.5}$, r 为弯管半径^[16]。直角三通局部损失系数 $\zeta = 0.75^{[17]}$ 。质量流量计压力损失很小,不超过 0.1 MPa,此处取为 0.1 MPa。

本理论计算忽略了介质流经管路进口起始段、突然扩大、突然缩小管路等产生的局部压力损失。

2.1.3 管路沿程压力损失计算

由于实验系统从贮箱出口至发动机头部的管路较长,必须考虑沿程压力损失,即

$$\Delta p_L = \lambda \frac{L}{d} \cdot \frac{\rho v^2}{2} \quad (3)$$

式中 L 为主管路长度; λ 为沿程损失系数,是雷诺数 Re 和管壁相对表面粗糙度 Δ/d 的函数。流动处于层流区 ($Re \leq 2320$) 时, $\lambda = 64/Re$; 处于过渡区 ($2320 < Re \leq 4000$) 时, $\lambda = 0.0025 Re^{1/3}$; 处于湍流区 ($Re > 4000$) 时, $\lambda = 0.11 \left(\frac{\Delta}{d} + \frac{68}{Re} \right)^{0.25 [16]}$ 。实验系统主管路材料为 304 不锈钢^[18],绝对表面粗糙度 $\Delta = 0.35 \text{ mm}^{[16]}$ 。

由于管路压力较高,在计算雷诺数时,不能忽略液体黏度随压力的变化,随着压力的升高,黏度增大。黏度计算式为 $\mu = \mu_0 e^{\beta(p-p_0)}$, μ_0 为介质在表压力 p_0 时的黏度。 β 决定于介质的物理性质和温度,平均值取为 $0.02 \sim 0.03 \text{ MPa}^{-1}$,对于牛顿流体的黏度而言,每增加一个大气压,标准大气压下黏度小的介质黏度增量比黏度大的介质黏度增量少些^[19]。由标准状态下无水乙醇/NTO/MMH 的黏度分别为 1.20, 0.45, 0.78 mPa·s 可知, $\beta_a > \beta_f > \beta_o$, 下标 a, f, o 分别表示介质无水乙醇/MMH/NTO。

2.1.4 管路系统总压力损失计算

从实验系统贮箱出口至主管路出口(发动机喷注器入口),考虑了所有产生压力损失的组件后,理论计算总压力损失为

$$\Delta p_{th} = \sum \Delta p_{\zeta} + \sum \Delta p_L \quad (4)$$

针对本实验系统,在给定流量条件下,可计算管路内介质(无水乙醇/NTO/MMH)的理论总压力损失。

2.2 管路总压力损失实验测定

进行实验系统冷流或点火实验时,通过压力传感器及质量流量计测得贮箱气垫压力 p_{tank} 、主管路出口(喷注器入口)压力 p_{inj} 、工作介质密度 ρ ,则实验测量的管路总压力损失为

$$\Delta p_{\text{test}} = p_{\text{tank}} - p_{\text{inj}} + \rho g(H_0 + H) \quad (5)$$

式中 H 为贮箱内加注工作介质的高度, H_0 为贮箱出口与主管路出口的高程差, g 为重力加速度。

在本实验系统中,为保证贮箱内足够的气垫体积,加注高度 $H \leq 1\text{ m}$;高程差 $H_0 = 0.5\text{ m}$,则对介质无水乙醇/NTO/MMH,分别有

$$\rho_a g(H_0 + H) \leq 0.012\text{ MPa} \ll \Delta p_{\text{test}} \quad (6)$$

$$\rho_o g(H_0 + H) \leq 0.021\text{ MPa} \ll \Delta p_{\text{test}} \quad (7)$$

$$\rho_i g(H_0 + H) \leq 0.013\text{ MPa} \ll \Delta p_{\text{test}} \quad (8)$$

因此,在冷流实验与发动机点火实验中,管路的实测总压力损失均可近似表示为

$$\Delta p_{\text{test}} = p_{\text{tank}} - p_{\text{inj}} \quad (9)$$

2.3 管路流阻特性的建立

2.3.1 管路理论流阻特性的建立

在给定介质流量 q_m 的条件下,结合管路总压力损失的理论计算方法,针对实验系统冷流实验及发动机点火实验采用的不同介质进行相应理论计算,分别建立针对冷流实验与点火实验的管路理论流阻特性公式为

$$\Delta p_{th,c} = \sum \Delta p_{c,a} = f_1(q_{ma,c}) \quad (10)$$

$$\Delta p_{th,h} = \sum \Delta p_{h,p} = f_2(q_{mp,h}) \quad (11)$$

下标 c, h 分别代表冷流实验工况参数与点火实验工况参数, p 表示真实推进剂 NTO/MMH。式(10)、式(11)用于实验前预估与实验后数据分析。

2.3.2 管路冷流实验流阻特性的建立

冷流实验采用无水乙醇为工作介质,由伯努利方程和质量守恒方程得出管路流量与总压力损失的关系为

$$q_{ma,c} = C_a A \sqrt{2\rho_a \Delta p_{\text{test},c,a}} \quad (12)$$

式中 C_a 为冷流实验的无水乙醇管路系统流量系数, A 表示管路系统的节流面积(冷流实验时为管路出口节流阀的流通面积,点火实验时为发动机喷注器流通面积)。

联立式(9)、式(12)有

$$\Delta p_{\text{test},c,a} = p_{\text{tank},c} - p_{\text{inj},c} = \frac{1}{2\rho_a (C_a A)^2} q_{ma,c}^2 = k_c q_{ma,c}^2 \quad (13)$$

式中 k_c 表示冷流实验管路流阻特性系数,由实验确定。

因此,通过冷流实验可以测得无水乙醇在管路中的压力损失 $\Delta p_{\text{test},c,a}$ 及其流量 $q_{ma,c}$,可确定冷流实验管路流阻特性公式为

$$\Delta p_{\text{test},c,a} = f_3(q_{ma,c}) = k_c q_{ma,c}^2 \quad (14)$$

2.3.3 基于冷流实验的真实推进剂流阻特性的建立

由于点火实验与冷流实验采用不同推进剂,故冷流实验测量数据不能直接应用于发动机点火实验。进行冷流实验后,可理论预估真实推进剂(NTO/MMH)的管路流阻特性。

在与冷流介质相同压力损失 ($\Delta p_{\text{test},c,p} = \Delta p_{\text{test},c,a}$) 的条件下,真实推进剂流量 $q_{mp,c}$ 可类比式(13)表示为

$$\Delta p_{\text{test},c,p} = p_{\text{tank},c} - p_{\text{inj},c} = \frac{1}{2\rho_p (C_p A)^2} q_{mp,c}^2 = k_p q_{mp,c}^2 \quad (15)$$

式中 C_p, k_p 分别表示基于冷流实验的关于真实推进剂的管路流量系数以及流阻特性系数。与 k_c 类似, k_p 需由实验确定。

工程上近似认为不同介质在相同实验系统内流量系数相等,即 $C_a = C_p$ 。联立式(13)、式(15)可建立在相同压力损失的情况下,无水乙醇的流量与真实推进剂流量的关系,即

$$q_{mp,c} = q_{ma,c} \sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_a}} \quad (16)$$

由式(16),通过冷流实验测得的无水乙醇流量 $q_{ma,c}$ 可换算得到基于冷流实验的真实推进剂流量 $q_{mp,c}$ 。因此,可建立通过冷流实验确定的压力损失 $\Delta p_{\text{test},c,a}$ 与换算得到的 NTO/MMH 流量 $q_{mp,c}$ 的关系,即确定基于冷流实验的真实推进剂管路流阻特性公式

$$\Delta p_{\text{test},c,p} = f_4(q_{mp,c}) = k_p q_{mp,c}^2 \quad (17)$$

式(17)可用于新建实验系统在发动机点火实验前预估系统的管路压力损失,实现发动机的工况调节。

2.3.4 发动机点火实验管路流阻特性的建立

与建立冷流实验管路流阻特性类似,发动机点火实验时,真实推进剂管路压力损失 $\Delta p_{\text{test,h,p}}$ 与流量 $q_{\text{mp,h}}$ 的关系为

$$\Delta p_{\text{test,h,p}} = p_{\text{tank,h}} - p_{\text{inj,h}} = \frac{1}{2\rho_p(C_h A)^2} q_{\text{mp,h}}^2 = k_h q_{\text{mp,h}}^2 \quad (18)$$

式中 C_h 为点火实验的真实推进剂管路系统流量系数, k_h 表示发动机点火实验管路流阻特性系数,由实验确定. 则发动机点火实验管路流阻特性为

$$\Delta p_{\text{test,h,p}} = f_5(q_{\text{mp,h}}) = k_h q_{\text{mp,h}}^2 \quad (19)$$

经过上述分析,建立了理论计算、冷流实验、及发动机点火实验得到的关于不同介质的管路流阻特性,它们之间的关系如图 2 所示.

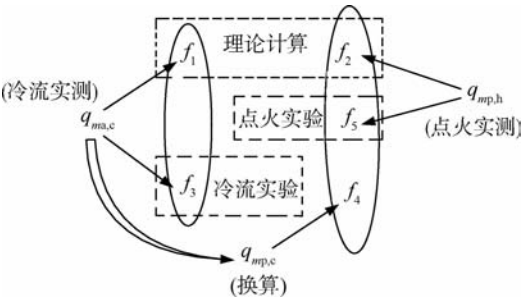


图 2 流阻特性关系

Fig. 2 Relations among different flow resistance characteristics

管路流阻特性 f_1, f_2 由理论计算获得, f_3 由冷流实验得到, f_4 基于冷流实验换算得到, f_5 通过点火实验确定. 为深入分析本推进剂管路流阻特性实验系统 NTO/MMH 管路系统的流阻特性,在冷流实验后比较以无水乙醇为介质的管路流阻特性 f_1, f_3 , 点火实验后比较以真实推进剂为介质的管路流阻特性 f_2, f_4, f_5 .

3 管路流阻特性冷流实验与分析

3.1 冷流实验结果

使用无水乙醇为工作介质,进行管路流阻特性冷流实验. 设定最小测量流量为 0.05 kg/s.

以 NTO 管路某次冷流实验为例,典型测量参数如图 3 所示. 图中气动截止阀开启和关闭的时间间隔为 5.5 s,测量得到贮箱出口处推进剂压力为 6.17 MPa,管路出口压力为 5.15 MPa,流量为 0.33 kg/s. 相应的 NTO 管路总压力损失 $\Delta p_{\text{test,c,a}} = 1.02 \text{ MPa}$, 即得数据点 $(q_{\text{ma,c}}, \Delta p_{\text{test,c,a}}) = (0.33, 1.02)$.

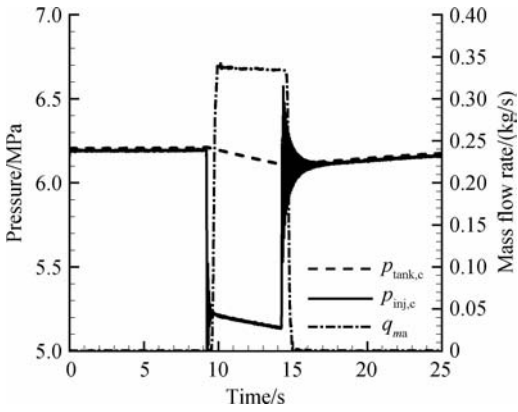


图 3 典型冷流实验测量曲线

Fig. 3 Typical cold-flow test measuring curves

针对不同无水乙醇流量,按照上述方法,对 NTO 管路与 MMH 管路分别进行多次实验,可获得若干冷流实验测量数据点,如图 4 中无水乙醇冷流实验数据点所示. 图 4 中 NTO 管路无水乙醇流量范围为 0.10~0.40 kg/s,对应的压力损失为 0.13~1.37 MPa;MMH 管路无水乙醇流量范围为 0.09~0.36 kg/s,压力损失为 0.06~1.04 MPa. 显然,随着无水乙醇流量增大,NTO/MMH 管路压力损失不断增加. 图中还包含 NTO/MMH 管路的冷流实验理论流阻特性曲线、NTO/MMH 管路的冷流实验流阻特性拟合曲线、NTO/MMH 管路基于冷流实验换算的真实推进剂流阻特性拟合曲线、NTO/MMH 管路的点火实验测量数据点、NTO/MMH 管路的点火实验理论流阻特性拟合曲线、NTO/MMH 管路

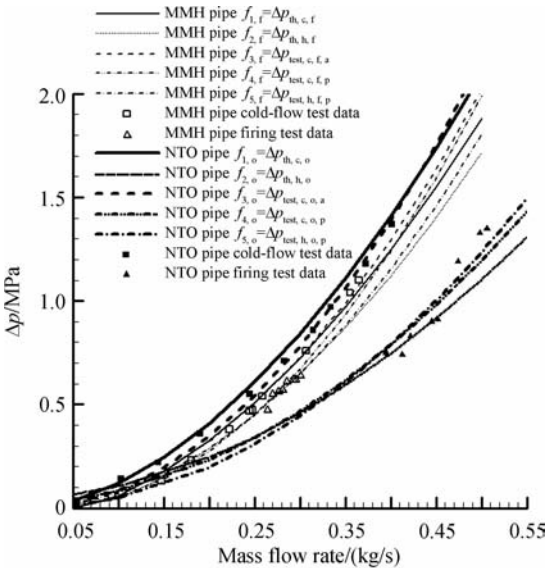


图 4 管路流阻特性比较

Fig. 4 Comparison of pipe flow resistance characteristics

的点火实验流阻特性拟合曲线,均将在后文中详细阐述.

将冷流测量数据点用式(14)所示的方程进行最小二乘法拟合,以获得冷流实验管路流阻特性曲线 f_3 ,如图 4 中 $f_{3,o}$ 和 $f_{3,f}$ 曲线所示,NTO/MMH 管路的无水乙醇冷流实验流阻特性方程为

$$\Delta p_{\text{test},c,o,a} = f_{3,o}(q_{ma,o,c}) = 8.662q_{ma,o,c}^2 \quad (20)$$
$$\Delta p_{\text{test},c,f,a} = f_{3,f}(q_{ma,f,c}) = 8.077q_{ma,f,c}^2 \quad (21)$$

式中管路流阻特性系数分别为 $k_{c,o}=8.662,k_{c,f}=8.077$,此处下标 o/f 分别表示 NTO/MMH 管路.

表 1 理论计算与冷流实验管路流阻误差
Table 1 Error of flow resistance characteristics of the theoretical calculation and cold-flow tests

实验管路	计算方式	绝对误差范围/MPa	相对误差范围/%	平均误差/%
NTO 管路	理论计算 $f_{1,o}$	(-0.01,0.06)	(-9.86,6.98)	5.42
	冷流拟合 $f_{3,o}$	(-0.05,0.02)	(-13.14,1.91)	3.64
MMH 管路	理论计算 $f_{1,f}$	(-0.05,0.04)	(-4.31,6.75)	3.67
	冷流拟合 $f_{3,f}$	(-0.02,0.03)	(-2.07,5.23)	2.49

与冷流实验测量点相比,NTO/MMH 管路的理论流阻特性曲线 f_1 的平均误差分别为 5.42%,3.67%.从工程应用角度而言,本文建立的理论模型对冷流实验的预测是完全可以接受的.此外,由于 MMH 管路冷流理论流阻特性 $f_{1,f}$ 的平均误差小于 NTO 管路中 $f_{1,o}$ 的平均误差,表明 MMH 管路冷流理论流阻特性的计算精度高于 NTO 管路.产生上述误差的原因是管路流阻特性系数 k_c 并不为常数,随着管路中流量的变化, k_c 会发生变化.相比于 NTO 管路流阻特性系数 $k_{c,o}$,MMH 管路中 $k_{c,f}$ 受流量变化的影响要小.

实用中为方便起见,可直接应用通过无水乙醇冷流实验数据拟合得到的 NTO/MMH 管路的流阻特性曲线 f_3 ,其平均误差分别为 3.64%,2.49%.

3.3 基于冷流实验的真实推进剂流阻特性分析

根据无水乙醇冷流实验测量数据点,按式(16)可换算得到如图 5 所示的真实推进剂流阻数据点,NTO/MMH 管路的推进剂流量范围分别转变为 0.14~0.54 kg/s,0.10~0.38 kg/s.可以看出,随着推进剂流量的增加,管路压力总损失也不断增加.图 5 中还包含 NTO/MMH 管路基于冷流实验换算的真实推进剂流阻特性拟合曲线及改进拟合曲线、NTO/MMH 管路的点火实验测量数据点、NTO/MMH 管路的点火实验流阻特

NTO/MMH 管路虽然布局相似,但在介质特性、管路长度、零部件连接方式上并非完全相同,故管路流阻特性系数略有不同.

3.2 对冷流实验结果的理论分析

将式(10)所示的冷流实验管路理论流阻特性曲线 f_1 、式(14)所示的冷流实验管路流阻特性曲线 f_3 与冷流实验测量数据点进行对比,如图 4 所示,图中 f_1,f_3 的下标 o/f 表示 NTO/MMH 管路.与冷流测量点相比,曲线 f_1 和 f_3 的绝对误差、相对误差及平均误差如表 1 所示.

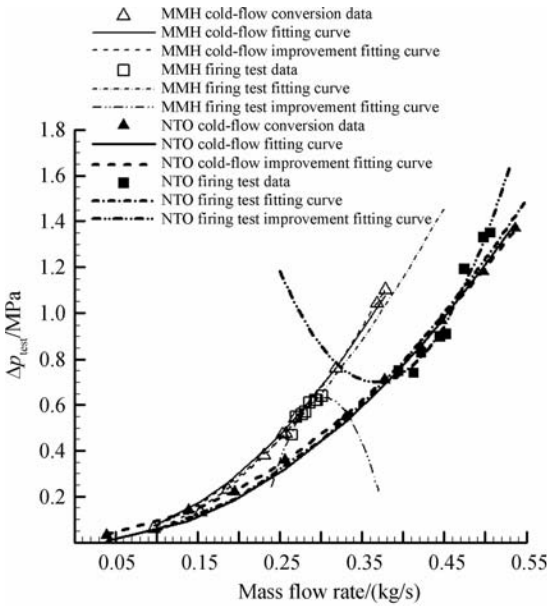


图 5 管路推进剂流阻特性拟合曲线对比
Fig. 5 Comparison of fitting curves of pipe flow resistance characteristics

性拟合曲线以及改进拟合曲线等,均将在后文中详细阐述.

为便于应用与分析,利用式(17),采用最小二乘法对换算得到的推进剂 NTO/MMH 的管路流阻特性数据点进行曲线拟合,得到 $k_{p,o}=4.8440,k_{p,f}=7.5200$,即 NTO/MMH 管路流阻特性方程为

$$\Delta p_{\text{test,c,o,p}} = f_{4,\text{o}}(q_{\text{mp,o,c}}) = 4.8440q_{\text{mp,o,c}}^2 \tag{22}$$

$$\Delta p_{\text{test,c,f,p}} = f_{4,\text{f}}(q_{\text{mp,f,c}}) = 7.5200q_{\text{mp,f,c}}^2 \tag{23}$$

文中流量单位为 kg/s, 压力单位为 MPa.

就实际情况而言, 与 k_p 相关的流量系数 C_p 与流动的雷诺数、节流件的加工质量和推进剂物性等因素有关, 因此对于不同的推进剂流量, k_p 不为常数. 为提高拟合精度, 使用含一次项、常数项的二次函数进行拟合, 则基于冷流实验的真实

推进剂管路流阻特性改进方程为

$$\Delta p_{\text{test,c,o,p}} = 4.3030q_{\text{mp,o,c}}^2 + 0.1986q_{\text{mp,o,c}} + 0.0205 \tag{24}$$

$$\Delta p_{\text{test,c,f,p}} = 8.7540q_{\text{mp,f,c}}^2 - 0.4186q_{\text{mp,f,c}} + 0.0078 \tag{25}$$

将基于冷流实验的换算数据点、流阻特性方程、改进流阻特性方程绘于图 5 中, 精度分析列于表 2 中.

表 2 基于冷流实验的管路流阻特性拟合形式对比

Table 2 Comparison of different flow resistance characteristics' fitting formulas based on the cold-flow tests				
实验管路	计算方式	绝对误差范围/MPa	误差平方和/ 10^{-4}	确定系数
NTO 管路	改进前	(-0.022,0.046)	74.3	0.9960
	改进后	(-0.006,0.009)	3.00	0.9998
MMH 管路	改进前	(-0.033,0.023)	53.8	0.9953
	改进后	(-0.006,0.014)	8.35	0.9993

式(24)、式(25)分别与式(22)、式(23)相比, 改进方程的误差平方和减小, 确定系数增大, 说明改进方程优于原拟合方程.

因此, 为提高拟合精度, 减小误差, 基于无水乙醇冷流实验换算的真实推进剂管路流阻特性 f_4 可直接使用改进式(24)、式(25). 在已知小推力高室压发动机 NTO/MMH 流量及混合比的情况下, 可确定从实验系统贮箱至喷注器入口处推进剂 NTO/MMH 的管路压力损失, 结合发动机室压及喷注器压力损失, 可获得实验所需贮箱压力, 为发动机点火实验工况调节提供重要依据.

4 推进剂管路流阻特性点火实验与分析

4.1 发动机点火实验

为进一步研究小推力高室压发动机实验系统真实推进剂的管路流阻特性, 在冷流实验及基于冷流实验换算的真实推进剂管路流阻特性基础上, 进行了 8 次小推力高室压 NTO/MMH 发动机点火实验, 发动机额定燃烧室压力为 4 MPa. 测量系统采集贮箱气垫压力、喷注器入口压力、流量及密度, 典型测量参数如图 6、图 7 所示.

由图 6、图 7 可知, 发动机工作起动时伴有明显压力峰, 随即稳定工作至第 6 s 结束, 第 6 s 至第 15 s 对主管路出口主阀下游管路及发动机进行了 3 次氮气吹除. 发动机稳定工作时室压 (3.6 MPa)、NTO/MMH 贮箱压力、喷注器入口压力

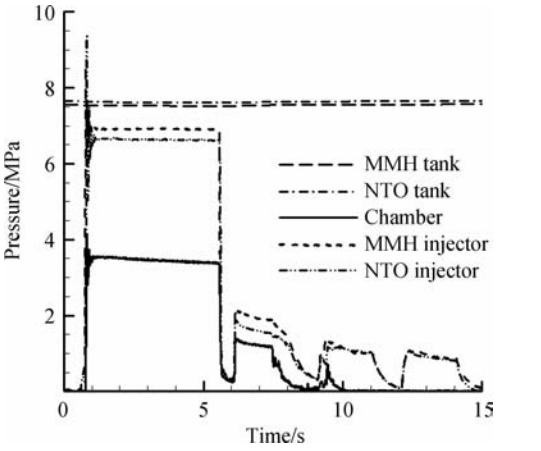


图 6 发动机压力-时间曲线
Fig. 6 Pressure-time curves of engine

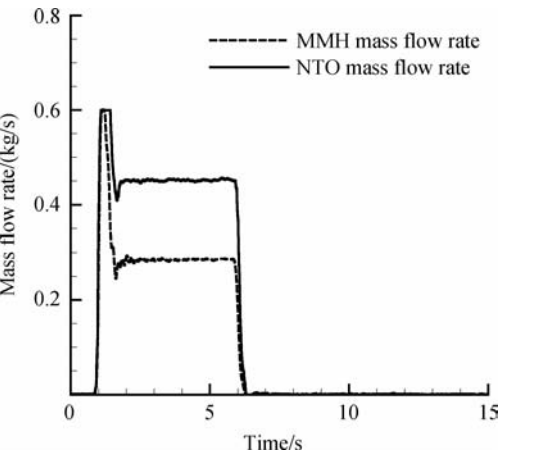


图 7 发动机流量-时间曲线
Fig. 7 Mass flow rate-time curves of engine

及流量均基本稳定。

8 次发动机点火实验测量数据点如图 4 所示。因发动机实验工况所限,图 4 中 NTO/MMH 流量范围分别为 0.39~0.51 kg/s,0.26~0.31 kg/s,与此对应的系统总压力损失为 0.70~1.40 MPa,0.45~0.65 MPa。

4.2 流阻特性点火实验结果分析

用最小二乘法对点火实验测得的推进剂 NTO/MMH 的管路流阻特性数据点进行曲线拟合。确定式(19)中 k_h 的值有 $k_{h,o}=4.9410, k_{p,f}=7.2049$ 。则发动机点火实验管路流阻特性方程为

$$\Delta p_{\text{test,h,o,p}} = f_{5,o}(q_{\text{mp,o,h}}) = 4.9410q_{\text{mp,o,h}}^2 \tag{26}$$

$$\Delta p_{\text{test,h,f,p}} = f_{5,f}(q_{\text{mp,f,h}}) = 7.2049q_{\text{mp,f,h}}^2 \tag{27}$$

使用含一次项、常数项的二次函数进行拟合,则点火实验管路流阻特性的改进方程为

$$\Delta p_{\text{test,h,o,p}} = 35.460q_{\text{mp,o,h}}^2 - 26.000q_{\text{mp,o,h}} + 5.465 \tag{28}$$

$$\Delta p_{\text{test,h,f,p}} = -94.480q_{\text{mp,f,h}}^2 + 57.490q_{\text{mp,f,h}} - 8.111 \tag{29}$$

式(26)~式(29)的中流量、压力单位与式(22)~式(25)相同。

将点火实验测量数据点、式(26)~式(29)所示的拟合曲线、改进拟合曲线绘于图 5 中。将图中方程式(26)、式(27)分别与式(22)、式(23)曲线比较可知,两组曲线几乎重合,且点火实验与基于冷流实验的管路流阻特性系数 $k_{h,f}$ 与 $k_{p,f}, k_{h,o}$ 与 $k_{p,o}$ 间的相对误差均小于 4%,且 4 条曲线具有相同的自变量单调区间。因此,拟合方程式(26)、式(27)的流量应用范围可扩大至式(22)、式(23)所示的基于冷流实验换算的推进剂流量范围。

其次,由表 3 可知,虽与式(26)、式(27)相比,式(28)、式(29)的拟合精度有了一定提高,但当 NTO 流量小于、MMH 流量大于点火实验流量范围时,利用式(28)、式(29)计算的 NTO/MMH 管路压力损失随流量增大而减小。故式(28)、式(29)应用范围较窄,仅在点火实验覆盖的推进剂流量范围内适用。

将按第 2.3 节方法得到的式(11)所示真实推进剂(NTO/MMH)理论计算管路流阻特性 f_2 曲线,3.3 节得到的式(24)、式(25)所示的基于冷流实验换算得到的真实推进剂管路流阻特性

f_4 曲线,与点火实验实测的流阻特性 f_5 曲线,绘于图 4 内。图中 f_2, f_4, f_5 的下标 o/f 表示 NTO/MMH 管路。与点火实验测量数据相比较,各流阻特性的绝对误差、相对误差及平均误差如表 4 所示。

NTO/MMH 管路点火实验理论流阻特性曲线 f_2 与点火实验数据相比可知,MMH 管路理论流阻特性平均误差为 2.47%,且曲线 $f_{2,f}$ 与 $f_{5,f}$ 间无明显差异;NTO 管路流量为 $0.39 \leq q_{\text{mp,o,h}} \leq 0.47$ kg/s 时,NTO 管路理论流阻特性平均误差为 2.44%;NTO 流量较大($0.47 < q_{\text{mp,o,h}} \leq 0.51$ kg/s)时,随着推进剂流量的增加,曲线 $f_{2,o}$ 与 $f_{5,o}$ 差异较为明显, $f_{2,o}$ 与实测数据的平均误差为 16.56%。可见在推进剂流量较大时,理论计算结果的偏差较大。

图 4 中,对于 MMH 管路,基于冷流拟合流阻特性曲线 $f_{4,f}$ 与点火实验数据相比,平均误差为 3.46%;拟合特性曲线 $f_{4,f}$ 与 $f_{5,f}$ 相比,在 $q_{\text{mp,f,h}} \leq 0.31$ kg/s 时,两曲线几乎完全重合;当 $q_{\text{mp,f,h}} > 0.31$ kg/s 时,随着流量的增大,曲线 $f_{4,f}$ 与 $f_{5,f}$ 间差异逐渐变大,MMH 流量达到冷流实验上限值($q_{\text{mp,f,h}} = 0.38$ kg/s)时,曲线 $f_{4,f}$ 的相对误差为 9%左右。对于 NTO 管路,当流量 $q_{\text{mp,o,h}} \leq 0.47$ kg/s 时,与点火实验数据相比, $f_{4,o}$ 的平均误差为 5.74%,拟合特性曲线 $f_{4,o}$ 与 $f_{5,o}$ 两曲线无明显差异。NTO 管路流量 $q_{\text{mp,o,h}} > 0.47$ kg/s 时,与点火实验数据相比, $f_{4,o}$ 的平均误差达 9.73%, $f_{4,o}, f_{5,o}$ 间差异逐渐增大,当 NTO 流量达到上限值($q_{\text{mp,o,h}} = 0.54$ kg/s)时, $f_{4,o}$ 的相对误差为 11%左右。究其原因,雷诺数是影响流量系数的重要参数之一,它是介质黏度和流速的函数。2.3 节建立的式(17),即基于无水乙醇冷流实验预估真实推进剂流阻特性时并未考虑冷流实验与点火实验之间不同介质黏度和流速的差异,从而导致雷诺数及流量系数与真实点火实验的差异。

此外,在标准状态下,无水乙醇的黏度分别是 NTO/MMH 的 2.67 倍与 1.54 倍,NTO 与无水乙醇的黏度值差异大于 MMH 与无水乙醇黏度值的差异。随着压力的增大,黏度值间的差异会进一步增大。从 MMH 管路无水乙醇冷流实验流阻特性曲线 $f_{4,f}$ 的平均误差(3.46%)小于 NTO 管路 $f_{4,o}$ 的平均误差可以看出,MMH 管路基于无水乙醇冷流实验的流阻特性换算结果比 NTO 管路要好。

表 3 发动机点火实验的管路流阻特性拟合形式对比

Table 3 Comparison of different flow resistance characteristics' fitting formulas based on the firing tests

实验管路	计算方式	绝对误差范围/MPa	误差平方和/ 10^{-3}	确定系数
NTO 管路	改进前	(-0.085,0.102)	53.5	0.8797
	改进后	(-0.080,0.048)	12.9	0.9710
MMH 管路	改进前	(-0.025,0.034)	2.52	0.8810
	改进后	(-0.026,0.015)	1.25	0.9411

表 4 推进剂管路流阻特性误差分析

Table 4 Error analysis of propellant flow resistance characteristics

实验管路	计算方式	绝对误差范围/MPa	相对误差范围/%	平均误差/%
NTO 管路	理论计算 $f_{2,o}$ ($0.39 \leq q_{mp,o,h} \leq 0.47 \text{ kg/s}$)	(-0.02,0.04)	(-2.75,6.51)	2.44
	理论计算 $f_{2,o}$ ($0.47 < q_{mp,o,h} \leq 0.51 \text{ kg/s}$)	(-0.23,-0.19)	(-17.54,-15.57)	16.56
	冷流拟合 $f_{4,o}$ ($0.39 \leq q_{mp,o,h} \leq 0.47 \text{ kg/s}$)	(0.02,0.08)	(2.57,8.72)	5.74
	冷流拟合 $f_{4,o}$ ($0.47 < q_{mp,o,h} \leq 0.51 \text{ kg/s}$)	(-0.14,-0.11)	(-10.68,-9.05)	9.73
	点火拟合 $f_{5,o}$	(-0.08,0.04)	(-6.76,4.69)	3.53
	理论计算 $f_{2,f}$	(-0.02,0.04)	(-4.18,7.66)	2.47
	冷流拟合 $f_{4,f}$	(-0.02,0.04)	(-3.10,8.41)	3.46
	点火拟合 $f_{5,f}$	(-0.02,0.02)	(-4.78,3.25)	1.82
MMH 管路				

5 结 论

本文针对小推力高室压 NTO/MMH 发动机实验研究的需要,从理论计算、冷流实验和点火实验 3 个方面进行了 NTO/MMH 管路系统流阻特性的研究,得到如下结论:

- 1) 所建立的管路系统流阻特性理论计算模型能较好地预示介质为无水乙醇/NTO/MMH 管路的流阻特性. NTO/MMH 管路无水乙醇流量分别为 0.10~0.40 kg/s,0.09~0.36 kg/s 时,理论计算的管路流阻特性与无水乙醇冷流实验结果平均误差为 5.42%,3.67%;NTO/MMH 管路真实推进剂流量分别为 0.39~0.47 kg/s,0.26~0.31 kg/s 时,理论计算管路流阻特性与发动机点火实验数据的平均误差为 2.44%,2.47%;NTO 管路真实推进剂流量偏大为 0.47~0.51 kg/s(不含 0.47 kg/s)时,平均误差也显著偏大为 16.56%.
- 2) 基于冷流实验换算拟合得到 NTO/MMH

管路真实推进剂流阻特性公式和曲线,适于工程实际应用. NTO/MMH 管路真实推进剂流量分别为 0.39~0.47 kg/s,0.26~0.31 kg/s 时,基于冷流实验拟合结果与发动机点火实验结果平均误差为 5.74%,3.46%,NTO 管路中真实推进剂流量偏大为 0.47~0.51 kg/s(不含 0.47 kg/s)时,平均误差偏大为 9.73%,但大大好于理论预示结果,说明推进剂流量较大时,采用无水乙醇进行冷流实验是很有必要的.

3) 基于发动机点火实验数据,获得了真实推进剂流量分别为 0.39~0.51 kg/s,0.26~0.31 kg/s 范围内的 NTO/MMH 管路流阻特性拟合公式和曲线,可直接应用于本实验系统的小推力高室压 NTO/MMH 火箭发动机点火实验的工况调节,并为实验系统设计提供参考数据.

参考文献:

[1] 沈赤兵,王克昌,陈启智. 国外小推力液体火箭发动机的最新进展[J]. 上海航天,1996(3):41-45.

SHEN Chibing, WANG Kechang, CHENG Qizhi. The latest progress in small thrust liquid rocket engines abroad [J]. Aerospace Shanghai, 1996(3):41-45. (in Chinese)

[2] 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.

REN Jianjun. Overview of technology development of propulsion systems for space attack and defense weapons abroad[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(1):7-11. (in Chinese)

[3] Ruttle D, Fitzsimmons M. Development of miniature 35-lbf fast response bipropellant divert thruster[R]. AIAA 93-2585, 1993.

[4] Acampora K J, Wichmann H. Component development for micropropulsion systems[R]. AIAA 92-3255, 1992.

[5] Campbell J G. Divert propulsion system for army leap kill vehicle[R]. AIAA 93-2637, 1993.

[6] Campbell J G. Miniature propulsion systems[R]. AIAA 92-3252, 1992.

[7] Fritz D E, Dressler G A, Mayer N L. Development and flight qualification of the propulsion and reaction control system for ERIS[R]. AIAA 92-3663, 1992.

[8] 陈新华, 沈赤兵. 空间拦截器动力系统小推力高压燃烧室特性研究[J]. 指挥技术学院学报, 1997, 8(1):13-20.

CHEN Xinhua, SHEN Chibing. Low thrust high pressure rocket motor chamber characteristics research for space interceptor power system[J]. Journal of Institute of Command and Technology, 1997, 8(1):13-20. (in Chinese)

[9] 沈赤兵, 吕志信, 陈启智. 燃烧时滞对小推力高室压动力系统响应特性的影响[J]. 航空动力学报, 1997, 12(1):61-65.

SHEN Chibing, LÜ Zhixin, CHEN Qizhi. Influence of combustion time delay on response of low-thrust power system with high combustor pressure[J]. Journal of Aero-space Power, 1997, 12(1):61-65. (in Chinese)

[10] 沈赤兵, 陈启智. 小推力推进系统起动过程的分析[J]. 宇航学报, 1997, 18(3):33-39.

SHEN Chibing, CHEN Qizhi. Analysis of the starting process of low-thrust propulsion system[J]. Journal of Astronautics, 1997, 18(3):33-39. (in Chinese)

[11] 张楠, 李进贤, 曹琪, 等. 高室压发动机系统适用性研究[J]. 世界科技研究与发展, 2010, 32(3):342-344.

ZHANG Nan, LI Jinxian, CAO Qi, et al. Applicability study on liquid rocket engine system under high chamber pressure[J]. World Sci-Tech R&D, 2010, 32(3):342-344. (in Chinese)

[12] 马欣, 米连柯, 普罗尼. 液体火箭发动机试验研制的理论基础[M]. 北京:国防工业出版社, 1978.

[13] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京:宇航出版社, 1990.

[14] 华绍曾, 杨学宇. 实用流体阻力手册[M]. 北京:国防工业出版社, 1985.

[15] 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.

DOU Wei. Pressure drop and experiment of liquid rocket engine filter[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(1):10-13. (in Chinese)

[16] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2006.

[17] 李玉柱, 贺五洲. 工程流体力学:上册[M]. 北京:清华大学出版社, 2006.

[18] Huzel D K, Huang D H. Modern engineer for design of liquid-propellant rocket engines[M]. Washington D C: AIAA, 1992.

[19] 苏尔皇. 液体的粘度计算和测量[M]. 北京:国防工业出版社, 1986.

(编辑:陈 越)