

文章编号: 1000 8055(2010)07-1646-07

小型气氢气氧火箭发动机试验系统设计研究

刘万龙¹, 刁 鹏¹, 王 翀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: 根据小型气氢气氧火箭发动机试验工况的要求设计完成 1000 N 级的气氢气氧火箭发动机试验系统. 介绍了供气系统的设计过程, 详细讨论了气氢气氧流量与管径的选取过程, 完成了比对式推力测量装置和计算机测量与控制系统的的设计, 并进行系统标定及冷流验证试验. 该试验系统能在不同工况下开展小型火箭发动机冷热试验研究, 同时实现远程计算机监控, 具有较高精度.

关 键 词: 氢氧火箭发动机; 试验系统; 比对式推力测量; 测控; 管路设计

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

Test system design for small H₂/O₂ rocket engine

LIU Wanlong¹, DIAO Peng¹, WANG Chong¹,

LIANG Guozhu¹, ZHANG Xuejun²

(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: The H₂/O₂ rocket engine test system has been designed based on general test requirements of small 1000 N H₂/O₂ rocket engine. The design of gas feed system was introduced. The choice of the mass velocity and pipe diameter was discussed particularly. The comparison type thrust measuring device and the computer measurement & control system have been designed. The scaling and confirmatory tests have been carried out. The test system can be used for cold flow tests and firing tests of small H₂/O₂ rocket engine under different work conditions, and can also be supervised and controlled remotely by computer with high accuracy.

Key words: H₂/O₂ rocket engine; test system; comparison type thrust measuring; measure and control; pipeline design

试验在火箭发动机研制过程中起着极其重要的作用, 发动机研制过程中遇到的绝大多数问题都是靠试验来解决的^[1]. 试验系统的性能对发动机工作的安全可靠性以及推力测量的精确性有直接影响^[2].

气体火箭发动机试验系统涉及工质供给、流

量及压力控制、系统状况(压力、温度)监控、点火、关机、推力测量等方面, 可分成三个分系统: 供气系统、火箭发动机推力测量装置(以下简称推力测量装置)、计算机测量与控制系统(以下简称测控系统)^[3].

本文依据某小型气氢气氧火箭发动机试验工

收稿日期: 2009 05 22; 修订日期: 2009 08 28

作者简介: 刘万龙(1982-), 男, 江苏盐城人, 博士生, 主要从事火箭发动机测试及内流场仿真研究.

况(推力 $F=200\sim 1\,500\text{ N}$, 室压 $p_c=3\sim 7\text{ MPa}$, 混合比 $K=2\sim 4$) 的要求, 完成了供气系统的方案设计, 气氢气氧流量确定, 管径选取, 完成比对式推力测量装置和测控系统设计, 基于 LabVIEW 编制了测控程序, 并进行系统标定及冷流验证试验。

1 供气系统

1.1 方案设计

供气系统是推力测量装置的上游系统, 也是测控系统的承载系统, 测控系统的很多组件如传感器、电磁阀都设置在这个系统之上, 其系统示意图如图 1 所示。

该系统功能在于提供一定压力的试验气体作为发动机试验的工作介质, 把喷管喷射出的气体及放气手阀排出的气体通过排气管路排至安全区域。整个系统由压气机、高压储气罐、压力表、汇流排、减压阀、安全阀、过滤器、电磁阀、截止阀、单向阀、放气手阀、管路等组成^[4]。

1.1.1 主路

主路工质由上游储气罐或高压气瓶组提供, 通过减压阀逐级减压实现调压稳压, 再通过声速喷管实现流量控制。在若干关键位置(如气源、减压阀前后、声速喷嘴前后、发动机及预燃室入口前

等) 设置压力表、压力传感器、温度传感器等测量设备。压力表用于现场观测, 传感器用于远程监控及数据采集(示意图中没有标出)。在减压阀及电磁阀前设置过滤器, 减压阀后设置安全阀, 在适当位置设置放气手阀, 以便于系统正常运行。

1.1.2 点火路

在发动机试验中点火是一个非常关键的环节, 关系到整个发动机试验的成败, 因而设置了单独的点火路, 用小流量工质来控制点火过程。点火路的气氢气氧进入一个小预燃室进行混合, 并用火花塞或其他点火方式点燃混气, 然后通过导焰管把高温燃气导入发动机燃烧室, 最后点燃由主路进入发动机内的氢氧混气。如图 1 所示, 点火路单独设置了减压阀和声速喷管来进行压力与流量的调节与控制。

1.1.3 吹除置换路

发动机试验结束后需要迅速吹除下游管路以及发动机内残余气体, 因此设计了单独的氮气路。吹除的压力一般取 $3\sim 5\text{ MPa}$ 即可。此外如果系统长期闲置, 氢气路里可能会混入空气, 因此从氮气路减压阀前引出一路至氢气路减压阀前作为置换路, 中间用手阀控制。为了防止管路系统中氢氧产生混合, 在适当位置还设置了单向阀来控制氢气和氧气的流向。

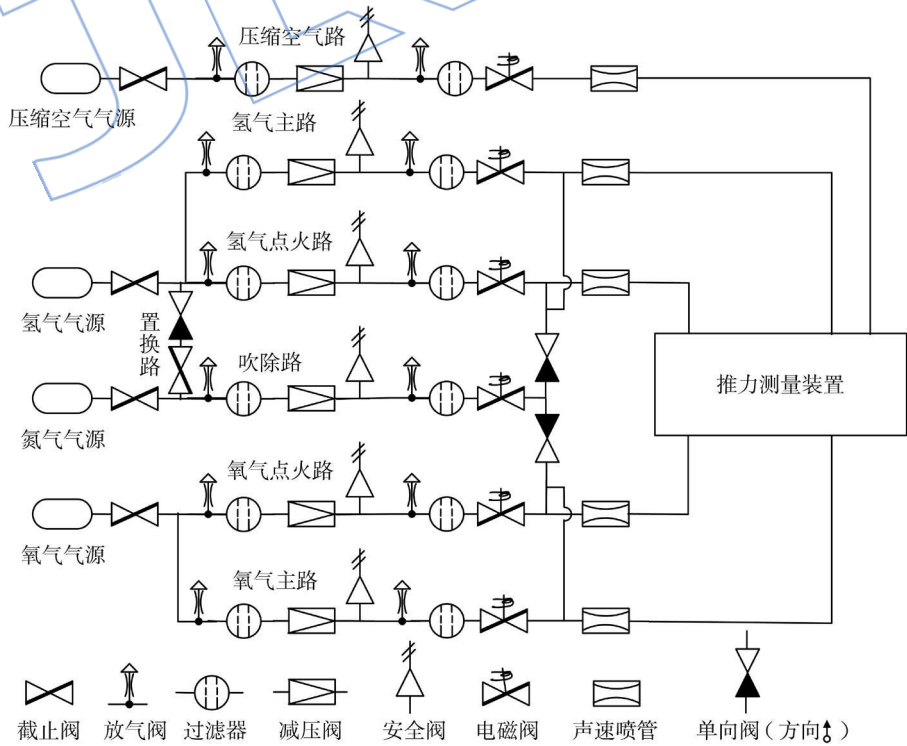


图 1 供气系统示意图

Fig. 1 Gas feed system schematic diagram

1. 1. 4 压缩空气路

在发动机试验研究中,常常需要用压缩空气冷流试验进行验证性试验,所以在系统设计中单独设置一路压缩空气路,其设置方法同主路.

1. 1. 5 管路安全性

高压管路需要进行壁厚强度校核、酸洗、吹除、水压和气密检验及探伤,以保证系统安全.

不同工质对管路系统有不同的要求:氢气属于易燃易爆气体,其在氧气中常温下的爆轰极限为 15%~ 90%(体积)^[1]. 所以设计时严格保证氢氧系统分开,并保证试验环境通风良好,防止氢气积聚,同时对氢气路上的电器作防爆处理. 氧气属于强氧化性气体,管路中进行禁油处理,并选用专门的氧气阀门.

管路中流速过快会引发系统危险. 对于氧气,如果系统流速太快,会使管路突出部位温度升高,加速氧化,甚至发生燃烧;对于氢气,如果氢气纯度不高,高速流动时会产生很高的静电积累,很容易引起燃烧或爆炸^[1]. 因此管路中气体工质流速必须限制在安全范围内.

1. 2 理论设计

1. 2. 1 气氢氧流量确定

根据试验发动机试验工况(混合比 $K = 2 \sim 4$, 室压 $p_c = 3 \sim 7 \text{ MPa}$) 的要求,假设气氢氧初始状态为标准状况,喷管出口压强 0.1 MPa ,由热力计算得到不同室压、不同混合比情况下理论燃烧温度及发动机理论比冲 I_s ,如表 1 和表 2 所示.

表 1 不同工况下理论燃烧温度(单位:K)
Table 1 Theoretical combustion temperature under different conditions (unit: K)

混合比	p_c / MPa				
	3	4	5	6	7
$K = 2$	2 074	2 074	2 074	2 074	2 075
$K = 3$	2 684	2 689	2 693	2 697	2 699
$K = 4$	3 097	3 114	3 126	3 136	3 144

由表 1 可见,燃烧室温度主要由混合比决定,并随压强升高小幅增大. 实际温度值往往达不到理论值,但仍很大,故试验发动机采用水冷结构.

由表 2 可见,燃烧产物最高比冲出现在混合比 $K = 3$ 的附近,并随压强升高而增大.

试验推力 F 的范围: $200 \sim 1\,500 \text{ N}$, 工质总质量流量 $\dot{m}_t$ 、氧气质量流量 $\dot{m}_{O_2}$ 和氢气质量流量

$\dot{m}_{H_2}$ 由公式(1)~ (3) 得出

$$\dot{m}_t = \frac{F}{I_s} \tag{1}$$

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{K \dot{m}_t}{K + 1} \tag{2}$$

$$\dot{m}_{H_2} = \frac{\dot{m}_t}{K + 1} \tag{3}$$

系统最大氢气流量 135.9 g/s , 最大氧气流量 328.3 g/s , 其对应试验参数如表 3 所示.

表 2 不同工况下发动机理论比冲(单位: m/s)
Table 2 Theoretical engine specific impulse under different conditions (unit: m/s)

混合比	p_c / MPa				
	3	4	5	6	7
$K = 2$	3 680	3 776	3 844	3 898	3 937
$K = 3$	3 715	3 819	3 895	3 951	3 998
$K = 4$	3 654	3 765	3 845	3 906	3 956

表 3 最大氢气、氧气流量及其对应试验参数
Table 3 Maximal mass velocity of H_2/O_2 and corresponding testing parameters

$\dot{m}_{H_2} / (\text{g/s})$	$\dot{m}_{O_2} / (\text{g/s})$	$\dot{m}_t / (\text{g/s})$	p_c / MPa	K	F / N
135.9	271.8	407.7	3	2	1 500
82.1	328.3	410.4	3	4	1 500

在管路设计时取氢气最大流量 140 g/s , 取氧气最大流量 330 g/s 来进行计算. 点火路中工质流量取主路中的 5%, 故氢气路按 7 g/s , 氧气路按 16.5 g/s 来设计.

1. 2. 2 管径选取

管路设计主要包括管径选取和壁厚强度校核,壁厚强度校核一般要求其安全系数达到 1.5~ 3, 这里仅就管径选取为例简单说明.

从管路安全角度要求管路中气体平均流速一般不超过 50 m/s ^[1]. 由于气体马赫数小于 0.3, 可按不可压气体来估算.

在相同情况下, 室压越小, 燃烧室温度越低, 比冲越低, 产生相同推力需要的工质质量流量越大; 同时试验压力越低, 管路中的供气压力也越低; 气体密度越小, 相同质量流量下, 其体积流量越大, 流速越大. 故选取极限情况: 室压 3 MPa , 氢气总流量 140 g/s , 氧气总流量 330 g/s , 氢气点火路 7 g/s , 氧气点火路 16.5 g/s , 主路按照总流量

计算。

管路系统中由于流阻的影响, 其总压从气源至发动机是逐级递减的. 因此以三个具有代表性的部件作为参考点: 喷注器、声速喷嘴、减压阀. 喷注器流阻一般设计为室压的 0.2 倍^[5]; 声速喷嘴起限流作用, 处于雍塞状态下有一定总压损失; 减压阀由于调压需要, 前后压差较大; 由于室压为 3 MPa, 因此分别按 8, 5, 3.6 MPa 的总压来设计减压阀前(位置 1)、减压阀至声速喷嘴(位置 2)与声速喷嘴后(位置 3)的管径. 对主路和点火路需分别设计.

标准海平面 20 ℃ 时气体密度^[6]: 氢气为 0.0839 kg/m³, 氧气为 1.33 kg/m³. 假设管路中气体温度不变, 根据如下公式计算:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{p_2}{p_1}$$

(4)

$$v = \frac{4\dot{m}}{\rho\pi d^2}$$

(5)

式中 ρ 为状态 1 气体密度, ρ_2 为状态 2 气体密度, p_1 为状态 1 气体压强, p_2 为状态 2 气体压强; v 为管路中气体流速, $\dot{m}$ 为气体质量流量, ρ 为气体密度, d 为管径.

在满足以上流速要求的条件下, 再结合实际工程需要来选取管径, 各位置选取的管径及最大流速如表 4 和表 5 所示.

表 4 氢气路各位置管径及最大流速

Table 4 Diameter and maximal flow rate at different positions of H₂ pipeline

	主路			点火路		
	1	2	3	1	2	3
d/mm	25	32	40	6	8	8
$v/(\text{m/s})$	43.0	42.0	37.3	37.3	33.6	46.7

表 5 氧气路各位置管径及最大流速

Table 5 Diameter and maximal flow rate at different positions of O₂ pipeline

	主路			点火路		
	1	2	3	1	2	3
d/mm	10	15	15	6	6	6
$v/(\text{m/s})$	40.0	28.4	39.5	5.6	8.9	12.4

氮气路由于只用来置换和吹除, 用气量有限, 没有很高的流阻和安全性要求, 故其管径按经验

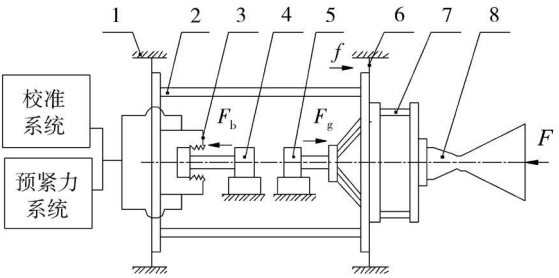
选取. 减压阀前管径 10mm, 减压阀后管径 15 mm.

2 推力测量装置

推力测量装置主要由发动机安装架(以下简称推力架)、推力传感器和被试发动机等组成. 根据发动机中心轴与地面角度不同可分为: 水平测量装置、垂直测量装置^[2]. 其中水平测量装置很适合小推力研究性试验, 这种布置非常便于发动机的安装和测量.

根据动架和定架间连接的特点, 推力架有两种形式: 柔性推力架、非柔性推力架. 非柔性推力架仅用于水平试验台, 常用滚子导轨这类连接结构. 这种结构虽然在调试初期能获得比较高的调试精度, 但在试车现场的恶劣环境中, 其滚子内的轴承、滚子和导轨的表面质量及这两者之间的间隙都会发生变化, 直接影响摩擦力的大小, 使这种结构很难保持调试初期的高精度^[1], 其轴向静态精度一般在 2% 左右^[7-8]. 柔性推力架的动架与定架间多采用弹簧钢片连接, 比较牢固; 推力传感器只感受轴向推力, 侧向推力则由弹簧钢片来承受, 因此位移较小, 而且系统的固有频率很高.

本装置采用了卧式结构, 发动机推力与传感器受力方向在同一轴线上; 通过板簧连接动架与定架; 采用比对式推力测量装置, 其原理图如图 2 所示, 实物图如图 3 所示; 采用液压方式的校准系统和恒压预紧力系统, 加载平稳, 可靠性高.



1 定架; 2 动架; 3 波纹管式加载器; 4 标准传感器; 5 工作传感器; 6 板簧; 7 转接架; 8 发动机

图 2 比对式推力测量装置原理图
Fig. 2 Comparison type thrust measuring device schematic diagram

传统的推力测量装置标定完后, 需要把标准传感器卸下, 不仅增加了试验的工作量, 而且在拆卸的过程中, 不可避免地改变了系统标定状态, 增大了测量不确定度. 这种影响在小推力高精度测量中显得尤为突出. 比对式推力测量装置在完成现场推力标定后, 不改变系统标定状态, 标准传感

器与工作传感器同时在线测量;而且由于使用工作传感器与标准传感器联合测量,可以消除温漂,有利于提高测试精度.该测量装置在发动机稳态工作时推力测量不确定度不超过 0.5%.

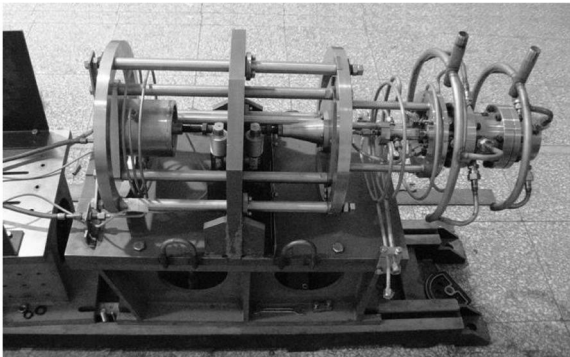


图 3 推力测量装置实际照片
Fig. 3 Thrust measuring device photograph

如图 2 所示,轴向上动架受到发动机推力 F 、标准传感器的作用力 F_b 、工作传感器的作用力 F_g 、弹性约束件及工艺管路等作用在动架上的附加阻力 f (简称附加阻力).根据受力平衡得

$$F = F_g - F_b + f = F_g^* - F_b \tag{6}$$

式中 F_g^* 为工作传感器作用力及附加阻力的合力.现场标定时,由油压校准系统通过波纹管式加载器提供校准力,此时 $F = 0$, F_b 由 2000E 负荷测量仪(不确定度:0.005%FS)现场读出.则有

$$F_g^* = F_b \tag{7}$$

式中 $F_g^* = K_g^* \cdot \Delta U_g$; $F_b = K_b \cdot \Delta U_b$; K_g^* 为工作传感器的灵敏度(已包含附加阻力效应); ΔU_g 为采集到的工作传感器输出增量; K_b 为标准传感器的灵敏度; ΔU_b 为采集到的工作传感器输出增量.

3 测控系统

测控系统分为测量和控制两方面.测量方面要求能采集试验中系统关键位置的状态参数(温度、压强)和发动机推力等;并通过软件把这些参数以图形或数字的方式展示给操作者,使其在试验过程中能及时掌控系统状况^[9-10].控制方面要求系统能够实现电磁阀开合、发动机点火、关机和时序控制,这些功能可以通过机械式控制台或计算机控制台实现.机械式控制台系统复杂,可动性差,不便维护.计算机控制台系统简单,移动方便,便于更新,已是控制台的重要发展方向.

本系统选择计算机控制台,并通过测控软件把数据采集与控制集成在一起,使得多通道高速数据采集与控制可同步可靠进行^[11-12].其硬件示意图如图 4 所示,包括计算机、摄像头、多通道数据采集卡、继电器控制卡、传感器、电磁阀、电源及电缆等.本系统具有 32 路信号采集与 16 路开关量控制能力.

由于安全需要,采用远程监控.为减少信号衰减和电磁干扰,采用电流型传感器.在满足规定的供电电压及系统总电阻要求下,电流型传感器相当于一个恒流源,其输出只与被测量有关,在采集终端通过低温漂的精密电阻将电流信号转化成可采集的电压信号.使用开关型电源给电磁阀及火花塞供电,线性电源为传感器供电.电源功率按其有效功率大于实际使用电器总功率的两倍来设计,以备系统扩展之用.

测控软件基于 LabVIEW 编制,是一个虚拟控制台,通过软件界面上的按钮实现电磁阀开合以及火花塞点火等各种试验操作,也可按预设的时序控制硬件设备工作.

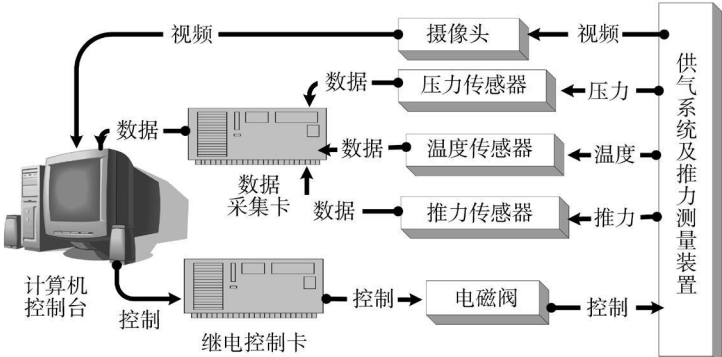


图 4 计算机测量与控制系统示意图
Fig. 4 Computer measurement and control system schematic diagram

4 标定及试验

用上文所述的标定方法对标准传感器及工作传感器进行标定, 图 5 和图 6 为 F_b 和 F_g^* 的标定曲线, 由于正反行程数据点比较接近, 显示时在图上重叠, 故在图上进行局部放大。

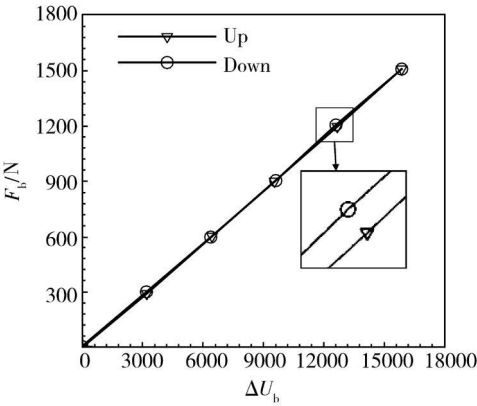


图 5 标准传感器标定曲线
Fig. 5 Standard sensing unit rating curve

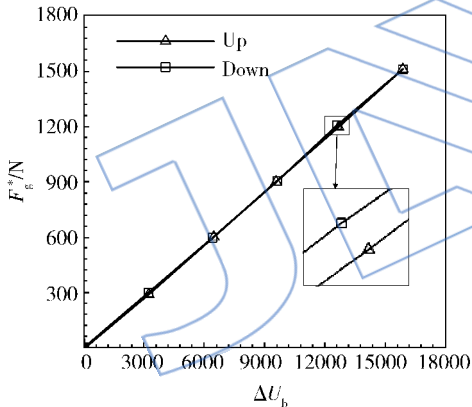


图 6 工作传感器标定曲线
Fig. 6 Working sensing unit rating curve

从图 5 和图 6 可以看出标定曲线有很好的线性度, 根据最小二乘法可以拟合出工作直线, 得到 $K_b = 0.09511$, $K_g^* = 0.09540$, 标准传感器及工作传感器标定曲线的相关系数分别为 0.99992, 0.99995. 可见对工作传感器使用 K_g^* 包含附加阻力影响是合理的, 系统推力测量有较高的精度。

图 7 为冷流验证试验推力时间曲线, 其推力稳定段平均推力 250.1 N. 采用自动时序控制, 0 s 开始采集, 9.5 s 打开电磁阀, 23.5 s 关闭电磁阀, 33.5 s 停止采集, 采集频率为每秒 1000 个数据点. F_b 和 F_g^* 由测控软件采集值换算得到, F 由

公式(6)得到.

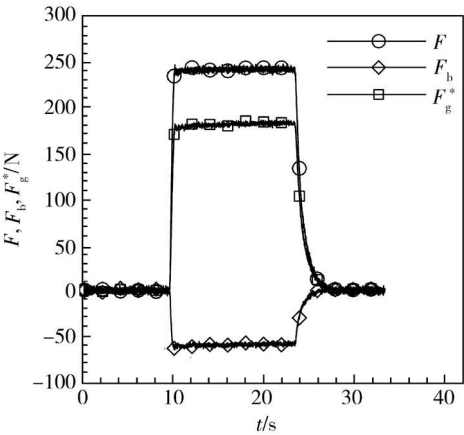


图 7 冷流试验推力时间曲线
Fig. 7 Cold flow test thrust vs. time curve

由图 7 可以看出对比式测量可以有效消除零点漂移现象, 测量系统有很高的响应频率, 能迅速捕捉 F_b 和 F_g^* 的变化. 在工作段 F_g^* 变大, F_b 变小; 由于预紧力置零的缘故, 推力传感器的输出为负值; 同时可以看出工作传感器是主要受力传感器. 工作段推力曲线保持水平, 说明系统流量控制及推力测量有很高的稳定性。

5 结束语

本文依据小型气氢气氧火箭发动机试验工况的要求研究并设计了 1000 N 级的地面用气氢气氧火箭发动机试验系统. 对其供气系统、推力测量装置、测控系统进行探讨, 使得系统能在不同工况下对发动机进行测试, 并实现远程计算机监控. 系统能满足混合比范围为 2~ 4、室压范围为 3~ 7 MPa、推力范围为 200~ 1500 N 的气氢气氧火箭发动机燃烧试验及多工况下的冷流试验研究的要求. 经冷流测试, 系统工作正常, 可以进行进一步研究试验。

参考文献:

[1] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991.
[2] 薛群, 徐向东. 固体火箭发动机测试与试验技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1994.
[3] 马欣 B A, 米连柯 H П, 普罗尼 Л B. 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.
[4] 张青松, 胡泽保, 胡伟. 一种小型全流量补燃循环火箭发动机实验装置[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 334-338.
ZHANG Qingsong, HU Zebao, HU Wei. An experimental equipment for small scale rocket engine with full flow

- staged combustion cycle [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 334-338. (in Chinese)
- [5] Huzel D K, Huang D H. Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines [M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [6] 邢宗文. 流体力学基础 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1992.
- [7] 张方余. 长工作时间固体火箭发动机高精度性能试验架研制 [J]. 推进技术, 1997, 18(4): 95-98.
ZHANG Fangyu. Development of a high accuracy test bench for long term solid rocket engines [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(4): 95-98. (in Chinese)
- [8] 侯向荣. 固体火箭发动机试验架性能试验方法 [J]. 推进技术, 1994, 15(2): 72-77.
HOU Xiangrong. Testing methods for properties of test rig used for solid rocket motors [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(2): 72-77. (in Chinese)
- [9] 杨思锋, 董文华, 朱恒伟. 液体火箭发动机地面试验状态监控系统研究 [J]. 推进技术, 1997, 18(1): 47-52.
YANG Sifeng, DONG Wenhua, ZHU Hengwei. An investigation on monitoring system for liquid rocket engine ground tests [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(1): 47-52. (in Chinese)
- [10] 张天宏, 黄向华. 航空小型动力装置试验台测试系统 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 189-192.
ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua. A test system for mini aviation power unit [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 189-192. (in Chinese)
- [11] 陈广南, 郭健, 张为华, 等. 固体火箭发动机试验综合软件系统设计 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 49-51.
CHEN Guangnan, GUO Jian, ZHANG Weihua, et al. Integral software system for solid motor test [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 49-51. (in Chinese)
- [12] 陈步学, 毛根旺, 李进贤, 等. 固体火箭技术固体火箭冲压发动机地面试验装置及测控系统 [J]. 固体火箭技术, 2001, 24(4): 70-71.
CHEN Buxue, MAO Genwang, LI Jinxian, et al. Ground test equipment and measurement control system of solid rocket ramjet engines [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(4): 70-71. (in Chinese)