

电磁气动阀四机集成设计

赵春云, 张石燕, 焦金成
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 针对某空间飞行器对轨控发动机控制阀体积及重量的要求, 统筹考虑气液路供应、4 台发动机、氧化剂及燃料贮箱的安装要求, 设计了新颖的电磁气动阀四机集成结构。经仿真分析及试验实测, 结果表明: 电磁气动阀四机集成结构具有设计巧妙、性能优良的特点。

关键词: 电磁气动控制阀; 集成设计; 仿真分析; 应用

中图分类号: V432-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 03-0052-05

Integrated design of four pneumatic solenoid valves for four engines

ZHAO Chun-yun, ZHANG Shi-yan, JIAO Jin-cheng
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: Considering the harsh terms such as limited volume and less weight for the space aircraft engine control valves, it is necessary to guarantee the installation requirements of the gas/liquid supply line, four engines and oxidant/fuel tanks, so a novel integrated structure design of the four pneumatic solenoid valves came into being. The results of simulation analyses and test show that integration structure of four pneumatic solenoid valves possesses the characteristics of clever design and excellent performance.

Keywords: pneumatic solenoid valve; integrated design; simulation analysis; application

0 引言

电磁气动阀是某空间飞行器推进分系统的重要组成部分之一, 主要用于控制轨控发动机的启动和关闭。随着空间推进技术的不断发展, 系统对电磁气动阀产品研制要求不断提高, 其中主要表现在以下几个方面: 1) 产品工作介质易燃、易爆

并有腐蚀性, 因此对可靠性及安全性要求高; 2) 体积小、重量轻; 3) 在大流量条件下要求快响应 (负载 6 MPa 及额定水流量 610 g/s 条件下, 开启及关闭响应特性分别为不大于 6 ms 和 8ms)。由于产品的特殊要求, 传统电磁阀不能满足体积小及响应快的要求。某空间飞行器一套系统需要 4 台电磁气动阀, 要求每台产品能够分别独立、

收稿日期: 2014-02-12; 修回日期: 2014-03-11

作者简介: 赵春云 (1969—), 女, 高级工程师, 研究领域为空间推进系统阀门设计

快速、可靠地控制一台双组元发动机开启及关闭。由于整个系统受空间尺寸及重量的限制,故考虑研制一种新型电磁气动阀四机集成结构,以满足系统要求。

根据空间飞行器及其工作特点,新型电磁气动阀四机集成结构必须具有以下特点:

1) 每台产品能够分别独立、快速、可靠地控制对应双组元发动机开启及关闭;

2) 将4台电磁气动阀集成在一起,形成电磁气动阀四机集成结构,此结构设计不但要节省空间、减轻重量,同时要简化4台产品之间的连接管路,降低产品的泄漏风险,提高产品的可靠性;

3) 每台电磁气动阀四机集成结构再与4台推力室集成起来,形成4台发动机的四机集成,在结构设计中必须兼顾推力室的安装;

4) 电磁气动阀四机集成结构壳体上同时集成氧化剂贮箱和燃料贮箱的安装结构及密封结构,使贮箱不需要另外的安装支架、连接管路及密封设计;

5) 在上述与4台推力室及2个独立贮箱的安装中,不需要另外的连接管路或连接管路尽量少,以实现减重及提高可靠性的双重功效。

1 新型电磁气动阀四机集成结构的方案

1.1 方案的设计要点

1.1.1 流量大、响应迅速

任务指标为:入口负载6 MPa及额定水流量610 g/s条件下,产品开启和关闭响应时间分别为不大于6 ms及8 ms。要满足流量大,就需要相应的开启能力,如采用直动式方案,阀门线圈和衔铁都要相应增大,进而体积和重量都会增加。为了解决上述问题,满足系统开启/关闭快响应的要求,需要采用先导式电磁气动方案,用一个小的导阀来控制气源的通断,由于气体的充填和排出速度都较快,在极短的时间内,控制气体通过推动膜片、进而控制氧化剂和燃料路的启动或关闭,从而实现对双组元推进剂的快速控制。

1.1.2 采用四机集成实现减小体积及减轻重量

一套系统需要4台电磁气动阀,要求每台产品能够独立、快速、可靠地控制一台双组元发动机开启及关闭。可以通过采用气动先导控制以及集成化设计技术,实现产品的减小体积和减轻重量的目的。即利用集成模块,将4台电磁气动阀集成在一起,将气、液路流道统一设计,实现控制气源、氧化剂和燃料的集中供应,通过对4台导阀的独立操作完成对每一组氧化剂和燃料通断的快速控制。

1.2 方案实现

先导式电磁气动阀由电磁阀导阀和气动阀两部分组成。在产品通电前,电磁阀和气动阀均处于关闭状态,系统分别通过对应流道将控制气、氧化剂和燃料分别充填到气、液路阀芯组件前。通电后,电磁导阀衔铁推出,通过气顶杆推动气路阀芯组件使气路导通,气体经气路阀芯组件进入气动阀的气腔,分别推动氧化剂路及燃料路的顶杆向左或向右运动,最终实现双组元液路导通。

断电后,电磁导阀电磁力消失,在气路弹簧及气体负载的作用下,气路阀芯组件回缩到关位,使气路断开,气体经由排气孔排出,气腔内泄压;氧化剂路及燃料路顶杆在液路弹簧及液体负载的作用下运动到关闭位置,实现双组元液路的关闭。

1.3 关键技术

1.3.1 先导式电磁气动控制技术

某空间飞行器系统需要能分别快速控制4台双组元发动机开启及关闭的阀门。产品的设计采用先导式电磁气动控制技术,通过重量40 g、电磁吸力大于20 N的气路导阀,给液路主阀提供1 060 N的开启力,完成对双组元发动机氧化剂路和燃料路控制,实现快速响应的功能。先导式电磁气动阀开启/关闭工作原理见图1。

1.3.2 四机集成技术

将4台电磁气动阀进行集成化设计,形成电磁气动阀四机集成结构。在该设计方案中,利用壳体内部空间加工气体和液体流道;在集成壳体外部不仅为4台推力室预留安装位置和对接接

口,同时还要为氧化剂贮箱、燃料贮箱提供对接接口和密封结构。采用此设计方案,将气路和液路流道、推力室与阀门对接接口、贮箱安装接口及所需要密封结构集于一体,省去了与氧化剂、燃料贮箱之间的连接管路和其自身的安装支架。

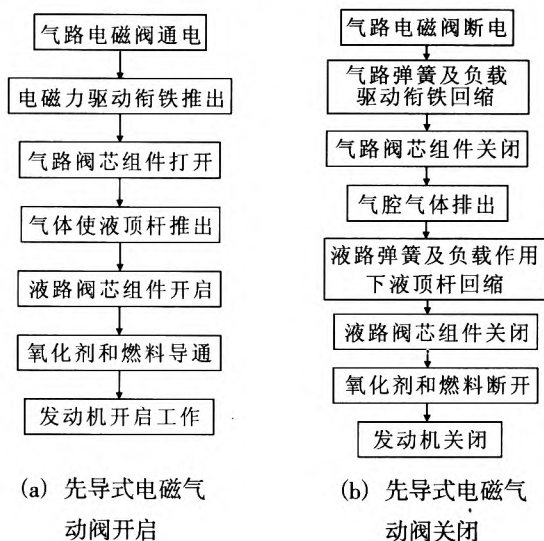


图 1 电磁气动阀开启/关闭工作原理图

Fig. 1 Block diagrams for functional principles of opening and closing the pneumatic solenoid valve

通过四机集成结构形成多个分支流道,对推进剂进行流量再分配,确保推进剂快速供应,实现了电磁气动阀四机集成的快速响应。经过对流道道的反复优化,最终确定双组元电磁气动阀四机集成结构气、液路流道模型如图 2 所示。

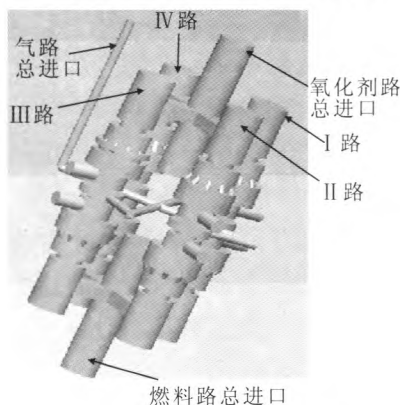


图 2 气、液路流道模型

Fig. 2 Model of gas and liquid flow passage

整个集成结构壳体中集成了 1 套气路及 2 套液路的立体供应系统,简便、可靠的完成了 4 路阀门控制气体及八路液路集成供应系统。

由于四机集成技术的应用,使电磁气动阀四机集成结构的壳体不但具有安装和支撑功能,还具有流道分配功能。

1.3.3 电火花加工技术应用

气路由 1 路总的气路进口,通过设计 2 条直径 1.5 mm、深 80 mm 的十字交叉孔,实现将总的气源分配到 4 路控制气的进口,该 $\Phi 1.5$ mm 深孔采用电火花方法完成。

液体分别由上、下两路进口进入,如图 2 所示。在每路液路进口底部设计有 4 个长 8 mm、宽 5 mm 的方孔,将总进口液体分配到对应液路阀芯组件进口,由于受结构尺寸限制,上述方孔也采用电火花技术加工。

2 仿真计算

2.1 先导电磁阀电磁场仿真

根据设计需要,产品的气路入口负载作用力为 9.8 N,为了保证产品可靠开启,先导电磁阀的开启力需要 20 N,为此,产品投产前对新设计的先导电磁阀进行了通电 30 V 电磁场仿真,电磁场仿真见图 3,产品测试结果见表 1。

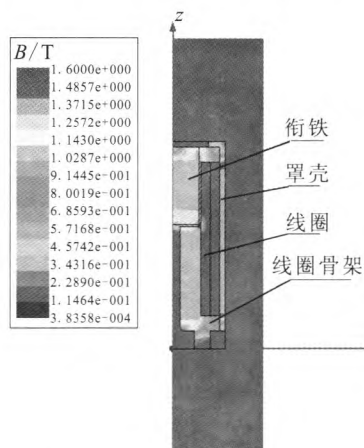


图 3 先导电磁阀电磁场仿真

Fig. 3 Result of electromagnetic field simulation of guide solenoid valve

表 1 产品测试结果

Tab. 1 Testing result of products

阀门号	电磁吸力/N		
	24 V	27 V	30 V
1209-1-1	22.54	24.5	26.46
1209-1-2	21.56	24.5	25.48
1209-1-3	21.56	24.5	25.48

仿真结果为: 磁路的最大磁感应强度为 1.4 T, 电磁吸力 30.95 N; 产品实测值: 电磁吸力 25.48~26.46 N。仿真结果真实有效, 新设计产品满足使用要求。

2.2 电磁气动阀四机集成结构液路流阻仿真

电磁气动阀四机集成结构的流道存在多处直角弯道、阀芯组件的小孔截流和阀口截流, 这会造成流阻损失。系统要求在入口负载 6 MPa 及额定水流量 610 g/s 条件下流阻不大于 1.2 MPa, 为了验证设计结构在流阻方面能否满足任务要求, 在设计初期就对产品流道进行反复优化设计和流

阻仿真。

经过反复优化, 最终确定了双组元四机流道模型。利用 Pre/E 绘制流道模型, 然后利用 CFdesign 软件进行流阻计算。氧化剂路入口压力 6 MPa、当量水流量为 610 g/s; 燃料路入口压力 6 MPa、当量水流量为 473 g/s。

经过仿真, 氧化剂路流阻仿真结果为 0.96 MPa, 燃料路流阻仿真结果为 0.58 MPa。产品实测值: 氧化剂路流阻实测值范围为 0.88~1.07 MPa, 燃料路流阻实测值范围为 0.54~0.65 MPa。从仿真和产品实测值可以看出, 氧化剂路流阻和燃料路流阻实测值和仿真结果基本一致, 达到了设计预期, 完全满足任务要求。

3 试验

3.1 电磁气动阀四机集成结构试验

针对电磁气动阀四机集成结构进行了流阻、动作裕度、响应特性及密封性试验, 得到其主要性能参数, 见表 2。可以看出, 先导式电磁气动阀指标完全满足任务指标要求。

表 2 电磁气动阀四机集成结构主要性能参数汇总表

Tab. 2 Main performance parameters for integrated structure of four pneumatic solenoid valves

试验项目		技术指标要求值	设计及实验情况
流阻	氧化剂路流阻/MPa	0.5~1.2	0.88~1.07
	燃料路流阻/MPa	0.5~1.2	0.54~0.65
动作裕度	空载动作裕度/V	≤6	3.7~6
	负载动作裕度/V	≤14	7~14
DC27V 响应特性	空载打开响应时间/ms	≤3	1.9~3
	空载关闭响应时间/ms	≤15	9.1~15
	负载 (6 MPa) 打开响应时间/ms	≤6	3.05~5
	负载 (6 MPa) 关闭响应时间/ms	≤8	3.3~8
密封性	氧化剂路密封性/(Pa·m³/s)	1×10 ⁻⁴	3.5×10 ⁻⁶ ~4.6×10 ⁻⁷
	燃料剂路密封性/(Pa·m³/s)	1×10 ⁻⁴	3.5×10 ⁻⁶ ~8×10 ⁻⁷

3.2 发动机系统试验

为进一步验证电磁气动阀的实际性能以及与推力室联合工作情况,进行了发动机单机热试车。在试验中,为考核发动机的稳态及脉冲工作能力,进行了多种形式的脉冲考核。发动机稳态试车性能曲线见图4,脉冲性能曲线见图5,脉冲试验火焰脉冲节奏清晰、稳定、火焰明亮。

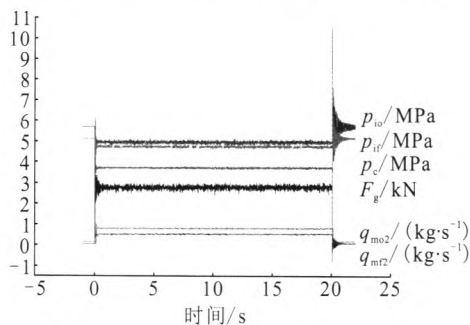


图4 发动机稳态试车曲线

Fig. 4 Typical curves of engine in steady state

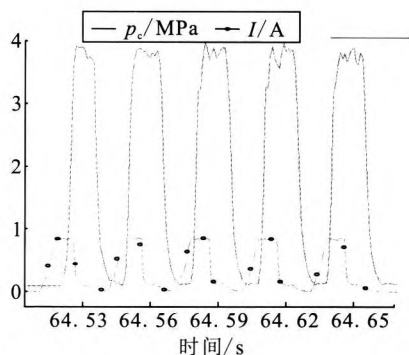


图5 脉冲工作曲线

Fig. 5 Working curves of engine in pulse state

通过试车结果可以看出,电磁气动阀四机集成设计完全满足任务需求。该电磁气动阀四机集成结构现已顺利通过了飞行试验考核。

4 结论

通过电磁气动阀四机集成结构设计,得到以下结论:

1) 使用先导式气动电磁阀能够在大量下实现对双组元推进剂快速、可靠的独立控制。

2) 利用集成化设计,不但实现了电磁气动阀四机集成结构与氧化剂贮箱、燃料贮箱及4台推力室的无管路、无附加支架的连接安装,而且保证了4路气体及8路液体的无管路集中供应。

3) 电磁气动阀四机集成设计实现了体积小、重量轻的目的。

参考文献:

- [1] BUSHWAY E D, NELSON E. Design and development of high tweight integrated valve/injectors for the THAAD program, AIAA 94-3383[R]. USA: AIAA, 1994.
- [2] MORASH D H, BARBARITS J K, LANGE L G. Propellant valve assembly for the upper stage of the Ariane 5 launch vehicle, AIAA 95-3095[R]. USA: AIAA, 1995.
- [3] MATSUOKA K. Study on valve systems for pulse detonation engines, AIAA 2010-6672[R]. USA: AIAA, 2010.
- [4] King P T. Magnetically-actuated manually-operated isolation valve: US, US2006/0124880 A1 [P/OL]. 2004-12-14 [2006-06-15]. <http://www.google.com/patents/US20060124880>.
- [5] 廖湘恩. 航空电器[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [6] 赵博. Ansoft12 在工程电磁场中的应用 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2010.
- [7] 刘国强. Ansoft 工程电磁场有限元分析 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.
- [8] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999.
- [9] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [10] 柳长安, 张蒙正. 弹道变轨对冲压动力反舰导弹的影响[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 20-26.
- [11] 丁凡, 姚健娣, 笪靖, 等. 高速开关阀的研究现状[J]. 中国工程机械学报, 2011, 9(3): 0351-0358.

(编辑: 张永秀)