



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104913201 A

(43) 申请公布日 2015. 09. 16

(21) 申请号 201510210454. 6

(22) 申请日 2015. 04. 29

(71) 申请人 北京航天发射技术研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路 1 号

申请人 中国运载火箭技术研究院

(72) 发明人 顾乡 程帆 刘黎 张亚民 秦岭

樊蕾 王立 孙贺 刘聪聪 罗强

(74) 专利代理机构 北京双收知识产权代理有限公司 11241

代理人 左明坤

(51) Int. Cl.

F17D 3/01(2006. 01)

F17D 1/04(2006. 01)

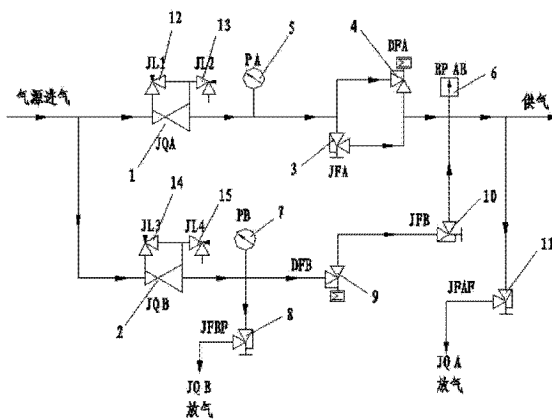
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

冗余设计的减压器供气回路及控制方法

(57) 摘要

一种冗余设计的减压器供气回路及控制方法,包括设置在低温推进剂增压气源进气管路上的减压器、电磁阀、手动截止阀、压力表和压力传感器;第一至第四节流阀为调节减压器;压力表为监视减压器出口压力;压力传感器为监视供气压力;三位两通电磁阀控制减压器的切换。本发明冗余设计的减压器供气回路及控制方法,实现了减压器的冗余并能根据采集数据实现减压器的电动切换,充分满足任务中供气的“窄窗口”要求,解决了低温推进剂火箭地面增压供气的单点问题,保证了“零窗口”发射的目标要求的实现,提高了火箭发射的可靠性。



1. 一种冗余设计的减压器供气回路,其特征在于,
包括设置在低温推进剂增压气源进气管路上的减压器、电磁阀、手动截止阀、压力表和压力传感器;

所述减压器包括第一减压器和第二减压器;

所述低温推进剂增压气源进气管路分别与第一减压器输入端和第二减压器输入端相连接;

所述第一减压器输出端与相互并联的第一手动截止阀输入端和三位两通电磁阀输入端相连接;

所述第一减压器输出端设置有第一压力表;

所述第一手动截止阀输出端和三位两通电磁阀输出端相互连接后与供气管路相连接

所述供气管路设置有压力传感器 6;

所述第二减压器输出端设置有第二压力表 7;

所述第二减压器输出端分别与第二手动截止阀输入端和第二三位两通电磁阀输入端相连接;

第二手动截止阀输出端与放气管路相连接;

第二三位两通电磁阀输出端与第三手动截止阀输入端相连接;

第三手动截止阀输出端与供气管路相连接;

第四手动截止阀输入端与供气管路相连接;

第四手动截止阀输出端与放气管路相连接。

2. 根据权利要求 1 所述冗余设计的减压器供气回路,其特征在于:所述第一减压器由第一节流阀和第二节流阀构成;所述第二减压器由第三节流阀和第四节流阀构成。

一种冗余设计的减压器供气回路控制方法,其特征在于,

包括如下步骤:

测试阶段:

打开手动截止阀 JFA,使用主减压器 JQA 供气;

通过压力传感器 BPAB 远端监视减压器工作情况;

发射任务阶段:

启动电磁阀 DFA,使用主减压器 JQA 供气;无人值守时打开手动截止阀 JFB;监视压力传感器 BPAB;

当 JQA 减压器出现内漏或无法调压故障时;

控制电磁阀 DFA 关闭,停止主减压器 JQA 供气;

控制电磁阀 DFB 打开,采用减压器 JQB 供气。

冗余设计的减压器供气回路及控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种液压管路控制装置,具体的说,是涉及一种冗余设计的减压器供气回路。

背景技术

[0002] 国内外为低温推进剂火箭提供地面增压供气的减压器通常使用单一减压器实现供气,一般需持续至射前 -2min,且为单点,未设计冗余,一旦出现故障会直接影响到发射流程的进展,甚至导致发射流程的终止,无法实现任务中“零窗口”发射的目标要求。因此必须采取措施提高地面增压供气的可靠性,实现减压器的冗余来应对可能出现的故障。

发明内容

[0003] 针对上述现有技术中的不足,本发明提供一种增压供气的可靠性的冗余设计的减压器供气回路。

[0004] 本发明所采取的技术方案是:

[0005] 一种冗余设计的减压器供气回路,

[0006] 包括设置在低温推进剂增压气源进气管路上的减压器、电磁阀、手动截止阀、压力表和压力传感器;

[0007] 所述减压器包括第一减压器和第二减压器;

[0008] 所述低温推进剂增压气源进气管路分别与第一减压器输入端和第二减压器输入端相连接;

[0009] 所述第一减压器输出端与相互并联的第一手动截止阀输入端和三位两通电磁阀输入端相连接;

[0010] 所述第一减压器输出端设置有第一压力表;

[0011] 所述第一手动截止阀输出端和三位两通电磁阀输出端相互连接后与供气管路相连接

[0012] 所述供气管路设置有压力传感器 6;

[0013] 所述第二减压器输出端设置有第二压力表 7;

[0014] 所述第二减压器输出端分别与第二手动截止阀输入端和第二三位两通电磁阀输入端相连接;

[0015] 第二手动截止阀输出端与放气管路相连接;

[0016] 第二三位两通电磁阀输出端与第三手动截止阀输入端相连接;

[0017] 第三手动截止阀输出端与供气管路相连接;

[0018] 第四手动截止阀输入端与供气管路相连接;

[0019] 第四手动截止阀输出端与放气管路相连接。

[0020] 所述第一减压器由第一节流阀和第二节流阀构成;所述第二减压器由第三节流阀和第四节流阀构成。

- [0021] 一种冗余设计的减压器供气回路控制方法，
- [0022] 包括如下步骤：
- [0023] 测试阶段：
- [0024] 打开手动截止阀 JFA，使用主减压器 JQA 供气；
- [0025] 通过压力传感器 BPAB 远端监视减压器工作情况；
- [0026] 发射任务阶段：
- [0027] 启动电磁阀 DFA，使用主减压器 JQA 供气；无人值守时打开手动截止阀 JFB；监视压力传感器 BPAB；
- [0028] 当 JQA 减压器出现内漏或无法调压故障时；
- [0029] 控制电磁阀 DFA 关闭，停止主减压器 JQA 供气；
- [0030] 控制电磁阀 DFB 打开，采用减压器 JQB 供气。
- [0031] 本发明相对现有技术的有益效果：
- [0032] 本发明冗余设计的减压器供气回路，实现了减压器的冗余并能根据采集数据实现减压器的电动切换，充分满足任务中供气的“窄窗口”要求，解决了低温推进剂火箭地面增压供气的单点问题，保证了“零窗口”发射的目标要求的实现，提高了火箭发射的可靠性。

附图说明

- [0033] 图 1 是本发明冗余设计的减压器供气回路的原理图。
- [0034] 附图中主要部件符号说明：
- [0035] 图中：
- | | |
|--------------------|-------------|
| [0036] 1、第一减压器 | 2、第二减压器 |
| [0037] 3、第一手动截止阀 | 4、第一三位两通电磁阀 |
| [0038] 5、第一压力表 | 6、压力传感器 |
| [0039] 7、第二压力表 | 8、第二手动截止阀 |
| [0040] 9、第二三位两通电磁阀 | 10、第三手动截止阀 |
| [0041] 11、第四手动截止阀 | 12、第一节流阀 |
| [0042] 13、第二节流阀 | 14、第三节流阀 |
| [0043] 15、第四节流阀。 | |

具体实施方式

- [0044] 以下参照附图及实施例对本发明进行详细的说明：
- [0045] 附图 1 可知，一种冗余设计的减压器供气回路，
- [0046] 包括设置在低温推进剂增压气源进气管路上的减压器、电磁阀、手动截止阀、压力表和压力传感器；
- [0047] 所述减压器包括第一减压器 1 和第二减压器 2；
- [0048] 所述低温推进剂增压气源进气管路分别与第一减压器 1 输入端和第二减压器 2 输入端相连接；
- [0049] 所述第一减压器 1 输出端与相互并联的第一手动截止阀 3 输入端和第一三位两通电磁阀 4 输入端相连接；

- [0050] 所述第一减压器 1 输出端设置有第一压力表 5；
- [0051] 所述第一手动截止阀 3 输出端和第一三位两通电磁阀 4 输出端相互连接后与供气管路相连接
- [0052] 所述供气管路设置有压力传感器 6；
- [0053] 所述第二减压器 2 输出端设置有第二压力表 7；
- [0054] 所述第二减压器 1 输出端分别与第二手动截止阀 8 输入端和第二三位两通电磁阀 9 输入端相连接；
- [0055] 第二手动截止阀 8 输出端与放气管路相连接；
- [0056] 第二三位两通电磁阀 9 输出端与第三手动截止阀 10 输入端相连接；
- [0057] 第三手动截止阀 10 输出端与供气管路相连接；
- [0058] 第四手动截止阀 11 输入端与供气管路相连接；
- [0059] 第四手动截止阀 11 输出端与放气管路相连接。
- [0060] 所述第一减压器 1 由第一节流阀 12 和第二节流阀 13 构成；所述第二减压器 2 由第三节流阀 14 和第四节流阀 15 构成。
- [0061] 本发明冗余设计的减压器供气回路的第一至第四节流阀 JL1-JL4 为调节减压器；第一和第三压力表 PA 和 PB 为监视减压器出口压力；压力传感器 BPAB 为监视供气压力；第一三位两通电磁阀 DFA 和第二三位两通电磁阀 DFB 为一种先导式常闭电磁阀，控制减压器的切换；第一手动截止阀 JFA 控制主减压器的手动供气；第三手动截止阀 JFB 为隔离备份减压器；第二手动截止阀和第四手动截止阀 JFAF 和 JFBF 为减压器气路放气。在第一减压器 JQA 后并联设置第一三位两通电磁阀 DFA 和第一手动截止阀 JFA，在第二减压器 JQB 后串联设置第二三位两通电磁阀 DFB 和第三手动截止阀 JFB。
- [0062] 气源进气后，通过控制第一节流阀 JL1 和第三节流阀 JL3 分别调节第一、第二减压器至压力表 PA 和 PB 为要求值，完成减压器调压；
- [0063] 一种冗余设计的减压器供气回路控制方法，
- [0064] 包括如下步骤：
- [0065] 测试阶段：
- [0066] 打开手动截止阀 3，使用第一减压器 1 供气；
- [0067] 这样可以减少电磁阀通电时间，增加电磁阀寿命；
- [0068] 通过压力传感器 6 远端监视减压器工作情况；
- [0069] 发射任务阶段：
- [0070] 启动电磁阀 4，使用第一减压器 1 供气；无人值守时打开手动截止阀 JFB；监视压力传感器 6。在无人值守的情况下，JFB 打开是备份减压阀 JQB 正常供气的前提条件。通过压力传感器 BPAB 的压力值判断减压阀 JQA 是否正常工作，若程序判断压力传感器 BPAB 的压力值出现异常，将启动备份减压阀 JQB。
- [0071] 当第一减压器 1 出现内漏或无法调压故障时；
- [0072] 控制电磁阀 4 关闭，停止第一减压器 1 供气；
- [0073] 控制电磁阀 9 打开，采用第二减压器 2 供气。实现减压器的切换。解决了低温推进剂火箭地面增压供气减压器的单点失效问题，提高供气的可靠性，保证了“零窗口”发射的目标要求的实现。

[0074] 本发明冗余设计的减压器供气回路,实现了减压器的冗余并能根据采集数据实现减压器的电动切换,充分满足任务中供气的“窄窗口”要求,解决了低温推进剂火箭地面增压供气的单点问题,保证了“零窗口”发射的目标要求的实现,提高了火箭发射的可靠性。

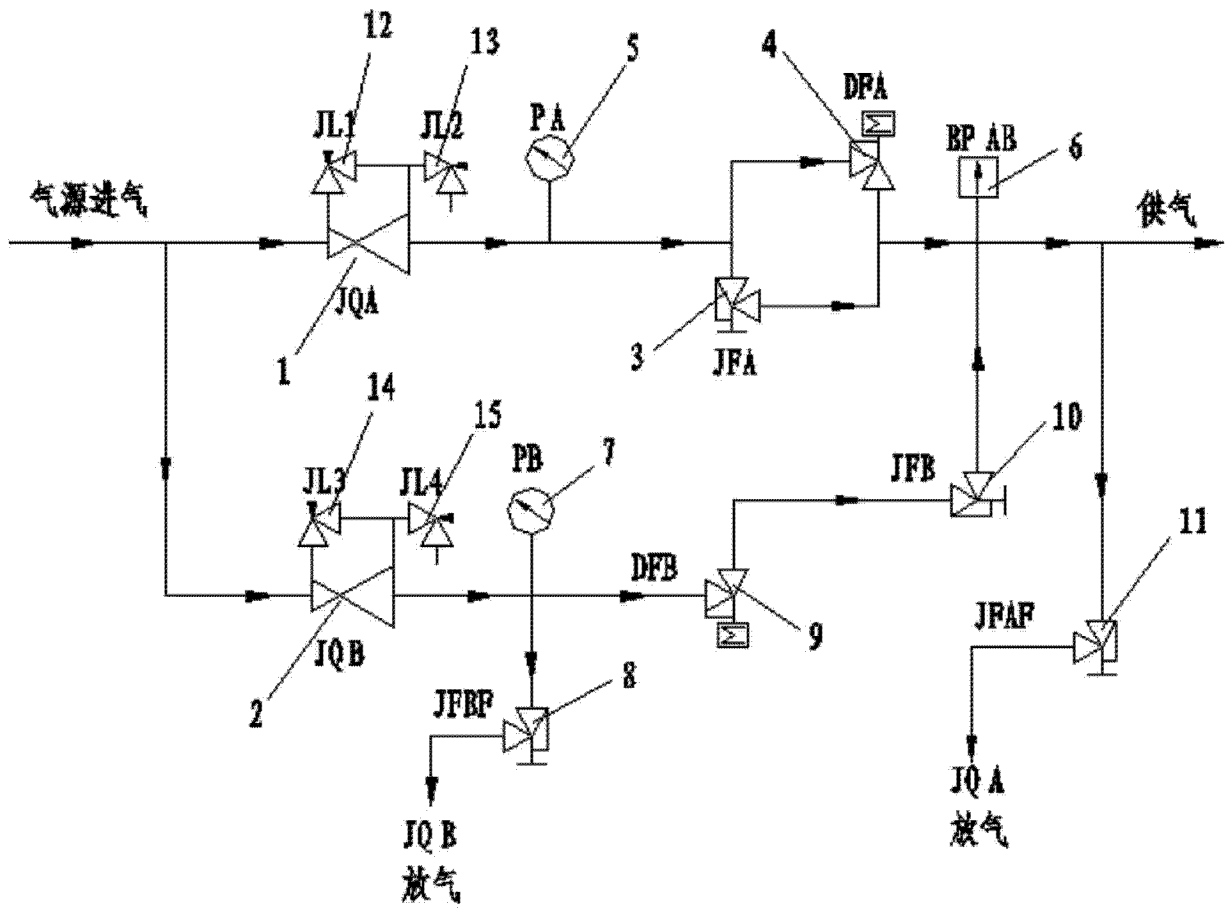


图 1