

发动机喷管摆动模拟工装设计

刘春生¹ 李耀阳²

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

2. 海军驻中国运载火箭技术研究院军事代表室, 北京 100076)



摘要: 本文在对某固体发动机喷管摆动特性分析的基础上, 针对箭上排油软管、滚控发动机、伺服油源及发动机喷管之间的接口和相对位置关系, 设计了一种基于铰链原理的发动机喷管摆动模拟工装。经过试验证明, 该工装能够满足排油软管地面摆动试验及干涉检查要求。本文设计的工装首次实现了管路产品随发动机喷管摆动的地面试验模拟, 为型号研制及后续型号应用提供了新思路。

关键词: 喷管; 摆动模拟; 工装设计

Simulation Tooling of Engine Nozzle Swing

Liu Chunsheng¹ Li Yaoyang²

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076;

2. Navy Representative office in China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076)

Abstract: This paper focuses on the prevention and control of aerospace products from production process error angle, and puts forward the basic principles and methods about error prevention of design process, process engineering, technological process, and personnel guarantee. Meanwhile, it provides some application cases about the application of anti-error technique.

Key words: nozzle; swing simulation; tooling design

1 引言

某型号一级主发动机工作时, 伺服机构排油软管要跟随发动机喷管进行多次摆动。为了验证排油软管能否适应发动机喷管的摆动工况, 模拟箭上实际安装状态, 设计了发动机喷管摆动模拟工装, 并对排油软管试验件进行了摆动试验考核, 检查了排油软管摆动时与滚控发动机的干涉情况。

发动机喷管在伺服系统的作用下完成摆动, 从而对箭体飞行姿态进行控制。由于发动机喷管及其摆动装置构造复杂, 且伺服系统驱动喷管摆动的机理难度大, 所以地面模拟工装的设计难度很大。本文抓住发动机喷管的结构特点并结合排油软管考核的实际需

求, 对其进行了简化, 设计了一种基于铰链波纹管原理的工装^[1], 模拟发动机喷管摆动。

2 发动机喷管摆动特性

排油软管一端与伺服系统连接, 和伺服系统一起运动。伺服系统接收到控制系统的摆动指令后, 通过伺服油源作为动力推动两个伺服作动器进行伸缩运动, 从而推动柔性喷管完成各种复杂的摆动, 使箭体按照预定轨道飞行。图 1 为某型伺服作动器信号示意图, 图 2 和图 3 为该型伺服作动器线位移和角位移曲线。

作者简介: 刘春生 (1984-), 工程师, 流体力学专业; 研究方向: 运载火箭增压输送系统管路系统设计与总装。

收稿日期: 2013-05-05

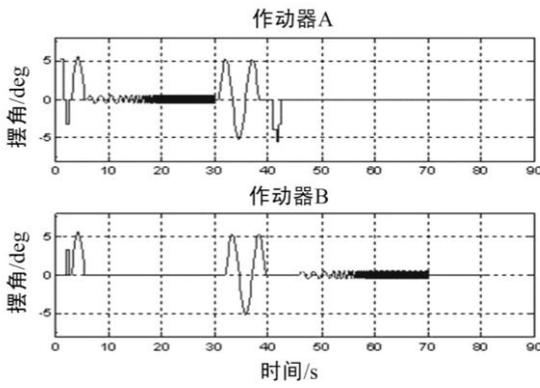


图1 伺服作动器信号示意图

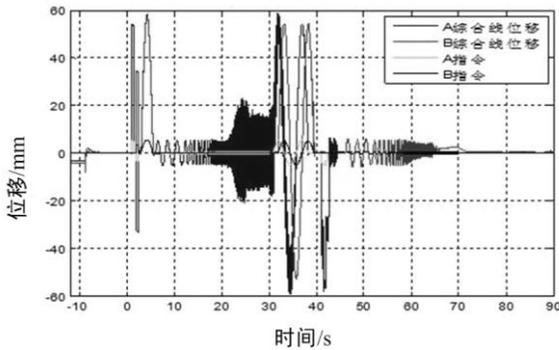


图2 线位移曲线

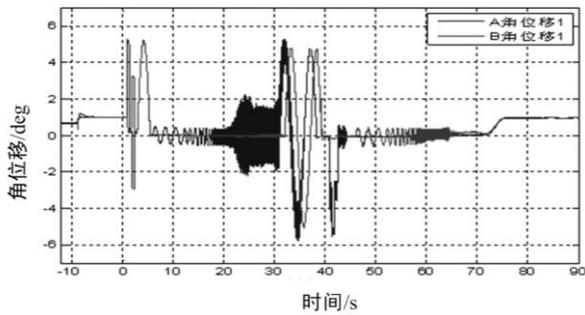


图3 角位移曲线

3 发动机喷管摆动模拟工装设计

3.1 排油软管安装状态

排油软管箭上状态两端分别与伺服系统及发动机喷管加强环连接，图4为发动机喷管及排油软管安装示意图。排油软管由弯管、软管和排油嘴组成，先由一段弯管引出，然后通过软管连接到喷管加强环的排油嘴上。弯管与伺服排油口螺接，排油嘴通过6个M8的螺栓与喷管加强环固定，排油嘴安装面垂直于发动机喷管加强环安装面。

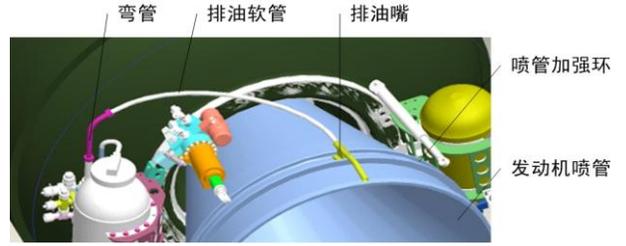


图4 发动机喷管及排油软管

3.2 摆动工装设计思路

发动机工作时，喷管在伺服作动器的控制下进行摆动，从而调整火箭的飞行姿态。由于火箭飞行工况下发动机喷管的摆动曲线非常复杂，地面工装难以完全真实模拟。因此，本文在设计时对喷管的摆动情况进行了包络，考虑了喷管摆动的极限情况，即模拟喷管进行最大角度划圆摆动；同时模拟了箭上排油软管、滚控发动机、伺服油源及发动机喷管之间的接口和相对位置关系。

3.3 摆动工装设计方案

摆动工装主要包括操作杆、摇摆杆、排油嘴、铰链、限位环、圆筒组件、底板、调整杆及支架组件等。弯管与支架组件接口连接，软管一端与弯管连接，另一端与排油嘴连接。摆动工装组成如图5所示。

摇摆杆用来模拟发动机喷管的母线，排油嘴安装在摇摆杆的顶部与排油软管一端连接，圆筒组件和摇摆杆焊接模拟喷管，并与铰链连接，模拟喷管摆动，限位环用来限制模拟喷管的摆动角度，底板通过调整杆与限位环连接，调整杆主要用来调整限位环的高度，从而控制模拟喷管的摆动角度，支架组件用以安装硬管，硬管的轴线与底板平面平行，且与底板平面II象限线垂直。

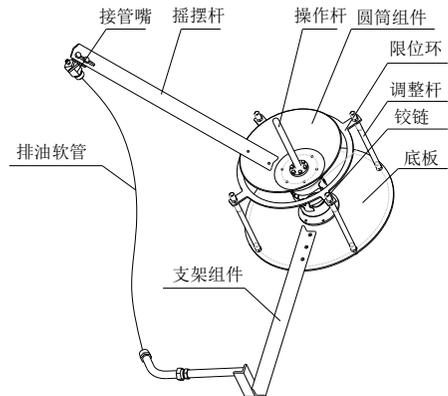


图5 摆动试验装置示意图

工装设计时需保证排油嘴出口轴线与操作杆轴线组成的平面穿过底板平面Ⅲ象限线且垂直于底板平面，二者之间的夹角与箭上状态一致，排油嘴出口平面中心与支架组件中硬管出口平面中心的垂直距离、水平距离以及支架组件中硬管出口平面中心与操

作杆轴线中心距离与箭上状态一致。为了保证排油软管的划圆摆动角度为 8.5° ，经计算需要保证限位环平面与底板上表面的距离为 248mm 。具体位置关系示意图如图6所示。

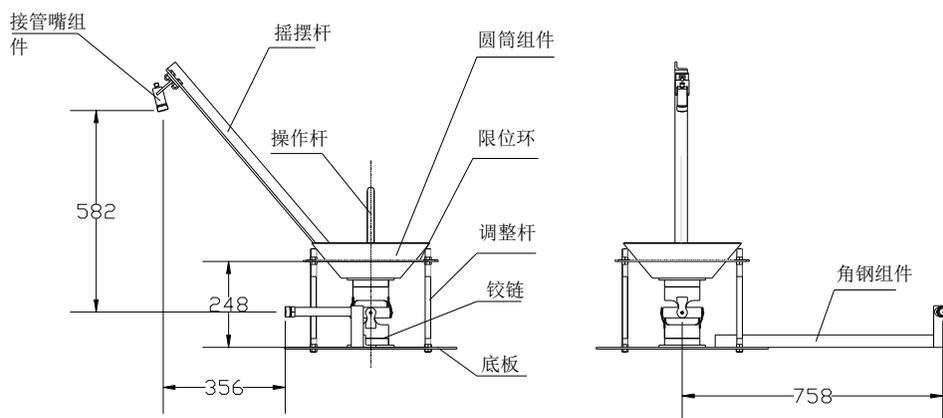


图6 摇摆试验装置位置关系示意图

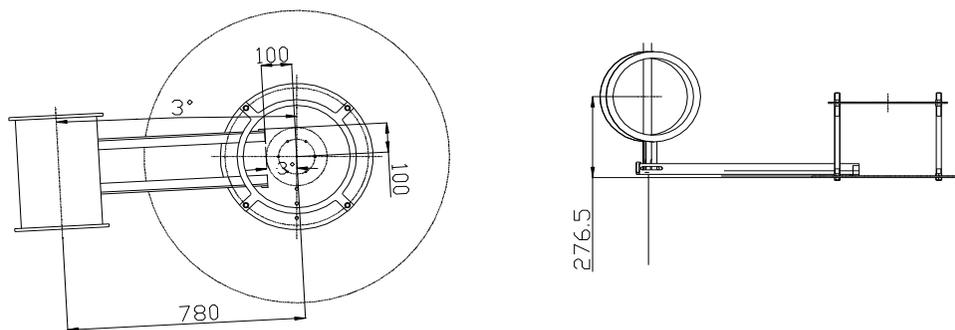


图7 干涉检查试验装置位置关系示意图

在此基础上，设计了工装模拟滚控发动机，主要考虑了滚控发动机与排油软管的相对位置关系。通过查看滚控发动机及排油软管的位置关系，可知排油软管在摆动过程中不会与滚控发动机的封头发生干涉，因此在设计模拟工装时未考虑模拟滚控发动机封头，且滚控发动机法兰外径比机身外径大（法兰外径为 $\Phi 309\text{mm}$ ，机身外径为 $\Phi 266\text{mm}$ ），工装以滚控发动机法兰外径为基准加工一个柱形筒段（长度与滚控柱段长度一致，为 390mm ）来模拟。底板平面Ⅳ象限线逆时针旋转 3° 为模拟滚控发动机的轴线，且模拟滚控发动机的轴线与摆心的径向距离、与底板平面的距离和箭上状态一致，具体位置关系示意图如图7所示。

3.4 摆动工装工作原理

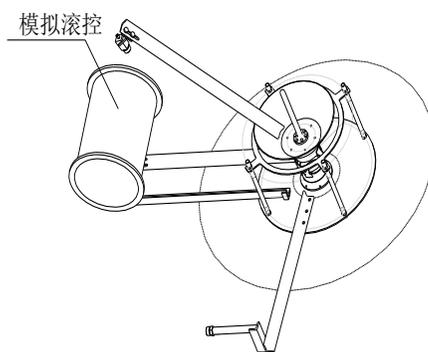


图8 摆动工装原理示意图

将弯管和排油软管组合件连接到工装对应的模拟接口上，推动喷管摆动模拟工装中的摇摆杆，使其在限位环范围内进行划圆摆动，并检查排油软管在摆动过程中与模拟滚控发动机的干涉情况。限位装置由

限位环、底板、调整杆及配套紧固件组成，通过调整限位装置来调节摇摆杆的摆动角度。摆动工装原理示意图如图8所示。

4 试验情况

试验产品选用弯管和排油软管组合件，共4件，编号分别为1#、2#、3#、4#。

首先将弯管与支架组件中的钢管螺接并拧紧，保证弯管所在平面与钢管共处一个平面上，然后将排油软管分别与弯管及工装中的排油嘴螺接并拧紧；手握摇摆杆，将圆筒组件紧贴限位环进行摆动，摆动一圈视为对软管进行了1次摆动试验。对试验件1#，2#，3#进行了60次摆动试验，对试验件4#进行了150次摆动试验。每摆动30次用保压法对排油软管进行1MPa气密检查试验，要求10min压降不大于0.01MPa。图9为现场试验照片。



图9 摆动试验现场照片

将模拟滚控发动机按照箭上的位置关系安装到摆动试验装置上，并对试验件进行划圆摆动，观察软管与模拟滚控的干涉情况。图10为现场试验照片。



图10 干涉检查现场照片

5 结束语

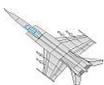
本文设计了一种基于铰链原理的发动机喷管摆动模拟工装，模拟喷管划圆摆动时伺服排油软管的空间运动状态。经过试验证明，该工装能够满足排油软管摆动试验及发动机与软管干涉检查试验的要求。

经过摆动试验验证后的排油软管参加了某型火箭一级发动机与伺服系统联试，工作正常，满足设计要求。本文设计的工装首次实现了管路产品随发动机喷管摆动的试验模拟，为伺服排油软管等类似产品的研制奠定了基础。

参考文献

1 李永生. 美国膨胀节制造商协会标准[S]. 第七版中译本

#####



航天动态

NASA 使用现代制造工艺研制 F-1 发动机零件

NASA 与动力系统 (Dynamics) 公司签定合同，要求改进太空发射系统 (SLS) 先进助推器的承载能力、可靠性和性能。动力系统公司与其合作伙伴航空喷气-洛克达因 (AR) 公司通过使用现代制造工艺制造原阿波罗计划中 F-1 火箭发动机的几个主要组件并进行测试，以此来展示其现代制造技术水平，这项任务被称为“减少风险活动”。

到目前为止，F-1 依然是一款非常先进的助推发动机，因为它的性能和承载能力结合得最理想。在阿波罗-土星项目中，F-1 发动机开发所涉及的无返回工程成本非常高，但消除了重大风险，如燃烧的稳定性，在承载方面有更大的能力。该项目前 10 个月的重大的进展包括：a. 在 F-1B 条件下进行 F-1 气体发生器的热点火。十次点火试验中完成测试时间共 235s，均符合标准。另外，在 Dynamics/AR 为获取经验进行测试之前，马歇尔航天飞行中心的推进工程师们已在 GG 上进行了一系列类似的测试；b. 传统 F-1 涡轮泵的拆卸。涡轮泵将用 3 个新关键组件进行重新装配：涡轮箱、蜗壳、涡轮叶片。这些新组件是使用新材料和新工艺制造的不同阶段的铸件。c. 完成了 F-1 主燃烧室 (MCC) 热等静压 (HIP) 连接的初步设计。

(丁新玲 供稿)