

# 飞机压力加油管路动压控制技术

周瑞祥, 苏新兵, 沈燕良, 王建平

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:**针对飞机地面压力加油管路系统通向5号油箱的管路压力脉动现象,提出一种新的实时主动流量控制方法,基于传统被动式抑制器,建立其动特性方程,并提取可控参量,通过反馈技术,确定出优化控制律,对抑制器气室压力进行在线优化控制,理论研究及试验结论证实了该方法的优越性。

**关键词:**燃油管路;瞬态压力;抑制技术

**中图分类号:**V22   **文献标识码:**A   **文章编号:**1009-3516(2003)05-0001-03

近几十年来的统计资料表明,流体瞬态诱发的振荡现象已成为压力传输管路失效的主要原因之一,现象主要集中于:由于管内脉动压力长期存在,导致导管初始裂纹不断扩展及振动加剧,最终出现导管及其支撑件的破坏。本文考虑的飞机地面加装压力加油系统,燃油向油箱的传输过程中也不无例外的要依赖于管路传输,且由于其在飞机上安装部位的限制,很多导管及其接头部位对仪器和维护人员来说均是不可达,导管失效将导致供油失效、燃油外漏,还直接引起飞机燃油高温起火,不仅带来巨大的经济损失,而且危及到飞机及驾驶员的安全。因此开展针对压力管路安全方面的研究就显得十分紧迫。压力瞬态的传统控制多采用被动补救式装置,以减轻管路承受的负荷,它的显著优点体现在削减压力峰值效果明显,但由于其控制方法的固有滞后性,导致其控制精度差,且只能在一定程度上部分地缓解脉动压力的危险程度<sup>[1]</sup>。本文提出基于装载于管路系统的补救装置,通过对其与管路结合处的压力流量特性进行分析,设计出优化的控制律,对气室进行主动压力控制,并对通向飞机油箱的燃油管路压力进行定量分析,达到了较为理想的控制效果。

## 1 管路系统及压力抑制原理

取飞机通往5号油箱的加油管路为研究对象,其管路上游端为加油总管,压力被钳制在稳态,下游端通油箱,在油箱前设置了加油控制活门,当油箱内液位达到目标位时,保证在4s内切断供油。由于切断油路的瞬时对管路内压力流量构成一次较大的干扰,会导致较大的瞬态压力流量出现。为抑制加油活门前的脉动压力,考虑在其附近加装压力抑制器,并采用相应的控制策略,对压力抑制器的内腔压力实时控制,以达到完全抑制管内流体瞬态。

## 2 控制策略

### 2.1 管路支配方程

飞机燃油管路为圆管,燃油可压缩,其管内流动为一维流动,各截面上速度、密度沿导管轴向呈标准分布,其动态过程可以用下列非线性、双曲型部分差分方程表述:

$$p_t + vp_x + \rho a^2 v_x = 0 \quad (1)$$

收稿日期:2002-12-13

基金项目:军队科研基金资助项目(KJ99072)

作者简介:周瑞祥(1971-),男,湖北通城人,讲师,博士生,主要从事液压伺服系统的智能控制及管路动特性研究。

$$v_i + \frac{p_x}{\rho} + w_x = -\frac{f|v|}{2D} - g \sin \alpha \quad (2)$$

式中:  $p_t, p_x$  分别为流体压力对时间, 位移的偏微分;  $v_x$  为流速对位移的偏微分;  $f$  为摩擦因数;  $D$  为管内径;  $g$  为重力加速度;  $a$  为压力传递波速;  $\alpha$  为管路倾斜角。

为处理方便起见, 采用标准形转换方法, 将方程(1)、(2)转换成标准形式<sup>[2]</sup>。

$$(\omega_1)_t + a(\omega_1)_x = h_1 \quad (3)$$

$$(\omega_2)_t + a(\omega_2)_x = h_2 \quad (4)$$

式中:  $\omega_1 = \frac{p + \rho av}{2\rho a \sqrt{1 + \rho^2 a^2}}$ 、 $\omega_2 = \frac{p - \rho av}{2\rho a \sqrt{1 + \rho^2 a^2}}$  是规范型变量;  $(\omega_1)_t$ 、 $(\omega_2)_t$  为变量对时间的偏微分;  $(\omega_1)_x$ 、 $(\omega_2)_x$  为变量对位移的偏微分。可以看出, 标准规范型变量的差分项已被有效解耦, 可以实现针对已知干扰来预报瞬态流量, 进而采取确定的控制手段来抑制管内的瞬态压力超调现象。

## 2.2 压力抑制的主动控制方法

主动控制装置是在传统气室的基础上, 对气压进行主动控制的瞬态流量抑制器。它由一封闭气室、油室及其壳体组成, 装置外有充气接头及与燃油管路系统相联的接口短管, 该短管的直径及管长应朝着入口阻抗小的方向选取。对该装置正确控制, 可将它看作系统在线储存和供应流体的装置。其控制基本原理是: 将管路系统设想为一个独立的动态系统, 瞬态流动状况作系统输出, 输入为管路与瞬态抑制器接口处的流体压力, 通过对管路接头处动态压力监控, 针对压力脉动幅值的大小, 确定相应的对气室增压、减压动作及动作的大小, 从而达到动态调节系统峰值流量的目的。这样, 流体瞬态抑制控制问题就变为典型的对气室压力优化控制问题, 优化的控制策略可完全确保管内流体工作在期望的状态。

鉴于控制过程将通过数字计算机实现, 先将分布参数描述的流动状态离散化为有限阶集总系统。本文利用特征线法对流动支配方程实施离散化, 产生线性双曲方程的局部精确解<sup>[2]</sup>。由于集中压力、速度被选作系统输出, 采用集总标准变量集来描述系统状态。离散化的结果导致系统每一状态下的参变量集均可求得, 定义向量  $\omega$ 、 $z$  分别表示状态向量和输入向量, 将状态方程表述为向量矩阵形式:

$$\omega(n+1) = A\omega(n) + Bz(n) + d \quad (5)$$

式中:  $\omega(n) = [\omega(1, n), \omega(2, n), \dots, \omega(J, n)]^T$ ;  $z(n) = [P(J, n+1)]$ ;  $A$ 、 $B$ 、 $d$  分别是传递矩阵、常值输入矩阵及常值向量。由于控制输入变量是抑制器和管路接口处的流体压力, 尽管这些输入参数不是直接可控, 但其间接受到抑制器内气体压力控制, 可通过调节气压来有效控制设计输入参量。同样, 控制系统状态变量在物理含义上不是直接可观和可测的, 需要找到一组可测量的输出变量集, 综合反映系统状态变量与输出变量关系的系统状态方程得到:

$$\begin{cases} p(j, n) = \frac{\rho a \omega(j, n)}{\sqrt{1 + \rho^2 a^2}} \\ v(j, n) = \frac{\omega(j, n)}{\sqrt{1 + \rho^2 a^2}} \end{cases} \quad (6)$$

以向量矩阵形式, 以  $u$  表示输出向量:  $u(n) = E\omega(n)$  状态方程和输出方程一起组成控制系统的动态方程。为了确定控制抑制器达到满意效果的控制律, 针对抑制器设计优化控制率来最小化动态过程与稳定条件下的流动状态之间的偏差。衡量系统状态偏离设定期望稳定状态程度的定量指标确定如下<sup>[3]</sup>

$$I = \frac{1}{2} |u_s(n)|_S^2 + \frac{1}{2} \sum_{n=1}^N (|u_s(n)|_Q^2 + |z_s(n)|_R^2) \quad (7)$$

式中:  $u_s(n)$  为实际流体状态与稳态值之偏差;  $z_s(n)$  为控制输入与参考输入之偏差。下标  $Q$ 、 $S$ 、 $R$  分别为相应的正定矩阵空间。最优控制结果即产生一个相应的气室控制理想压力。

## 2.3 试验研究

在飞机地面加油试验过程中, 加油控制活门正常关闭条件下, 通过构造数据采集处理及分析回路, 在线对瞬态抑制器内气室压力予以动态的主动控制, 以达到本文提出的完全消除压力瞬态脉动目的<sup>[4-6]</sup>。实测的结果表明: 由动压传感器送来的各加油控制活门前的压力波动幅度小, 监测的结果几乎看不出十分明显的压力冲击(水锤)现象, 符合预期设计要求, 效果理想。监测到的各油箱压力幅值记录结果见表1。

表1 各组油箱加油控制活门前压力值

油箱序号	2 <sup>#</sup>	转输	5 <sup>#</sup>	左7 <sup>#</sup>	右7 <sup>#</sup>	左12 <sup>#</sup>	右12 <sup>#</sup>
稳态值/MPa	0.323	0.243	0.261	0.384	0.296	0.372	0.272
无控制时最大值/MPa	0.712	0.812	0.887	0.620	0.527	0.62	0.498
主动控制时最大值/MPa	0.364	0.418	0.355	0.432	0.339	0.448	0.367

### 3 结束语

针对飞机地面加油燃油管路系统,本文提出对瞬态抑制器采用主动控制,以达到完全抑制外扰情况下的非稳定流动状态,提出非线性优化控制律,利用反馈技术在线控制气室压力以间接达到完全抑制压力脉动,试验研究结果验证了该方法的正确性,对解决管路系统可靠性及安全性问题有十分积极的意义。

#### 参考文献:

- [1] 陈照弟. 复杂长管路系统的压力波动及其抑制技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,1999.
- [2] Contractor D N. Valve stroking to control waterhammer transients using dynamic programming [J]. Numerical methods for fluid transient analysis,1983,21(2): 188 - 194.
- [3] Lili T. Validation of hyperbolic model for water - hammer in deformable pipes [J]. Journal of fluids engineering,2000 , 122(3): 57 - 63.
- [4] 周瑞祥,苏新兵. 飞机压力加油系统管道泄漏检测方法研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(6):7 - 9.
- [5] 王建平,沈燕良,李晓勇. 变量液压泵稳态仿真模型[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2002,3(4):59 - 61.
- [6] 沈燕良,王兴华,王建平,等. 某型飞机地面压力加油系统的1:1模拟试验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2001,2(2):8 - 10.

(编辑:姚树峰)

## Investigation of Airplane Refueling Pipeline for Dynamic Pressure

ZHOU Rui - xiang, SU Xin - bing, SHEN Yan - liang, WANG Jian - ping

( The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China )

**Abstract:** In this paper, based on the traditional passive accumulator, a new on - line control method is presented according to the pressure transient of the airplane fuel pipeline connected with No. 5 reservoir. The dynamic characteristic equations are analyzed, the controllable parameters and the corresponding optimal control scheme are determined.

**Key words:** fuel pipeline; transient pressure; eliminating technology