

一种适合我国在轨卫星液体 推进剂剩余量测量的技术方案*

达道安 张天平

(兰州物理研究所, 兰州, 730000)

摘 要: 比较全面地介绍了适合我国卫星液体推进剂测量的气体注入压力激励方法, 对相关应用技术问题进行了分析讨论。该方法可实现推进剂测量误差达贮箱总体积的1%的高精度测量要求, 具有很好的开发价值。

主题词: 气体注入压力激励法⁺, 卫星运行管理, 液体推进剂, 推进剂利用系统, 推进剂余量, 测量误差

分类号: V511.3

THE TECHNICAL SCHEME FOR THE MEASUREMENT OF LIQUID PROPELLANT RESIDUE ON THE NATIONAL SATELLITE

Da Dao'an Zhang Tianping

(Lanzhou Inst. of Physics, Lanzhou, 730000)

Abstract: The method, called pressure stimulation by gas injection, was introduced in detail for the measurement of liquid propellant residue on the national satellite. A technical scheme in practice was given. The conclusion that the measurement accuracy for liquid propellant residue volume attains to 1% of the total tank volume was obtained with total error analysis and suitable correction.

Subject terms: Pressure stimulation by gas injection⁺, Satellite operation management, Liquid propellant, Propellant utilization system, Remaining propellant mass, Measurement error

1 引 言

作为卫星生命之源的液体推进剂的可靠监测, 是提高卫星整体管理水平和卫星使用效率的最重要技术保证之一。由于多方面的原因, 使得彻底解决这一问题变得非常困难^[1~4]。目前存在的主要问题有: (1) 常用方法测量精度不高^[3,5]; (2) 高精度测量方法通用性差^[6]; (3) 一些方法不成熟, 其稳定性和可靠性不能保证^[7,8]。

液体推进剂测量应以动态高精度测量研究为目的, 在发生如推进剂泄漏等意外情况下能较准确测量推进剂存量。同时测量装置系统不能过多增加卫星整体重量和体积。经过综合比较, 认为气体注入压力激励法是一种最适合我国卫星液体推进剂测量的较好方法。

* 收稿日期: 19961203, 修回日期: 19970310

2 基本原理与实现方案

气体注入压力激励方法的基本原理可用图 1 所示的系统说明：由外部高压气体源通过互连管路向贮箱注入一定质量 M 的气体，在贮箱内产生压力增加的激励结果，用温度传感器测量激励产生的贮箱温度变化，用压力传感器测量激励产生的气垫压力变化幅度，求出贮箱内液体推进剂的体积量。设气体为理想气体，则基本控制方程为：

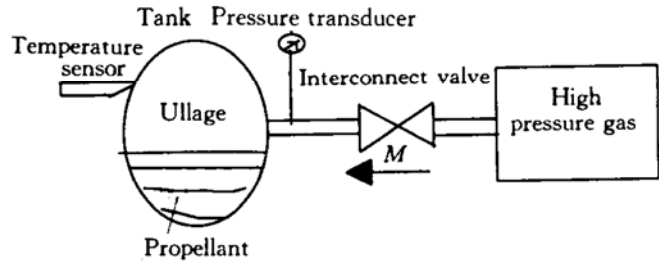


Fig. 1 Principle diagram of the PSIG

$$V_l = V_t - \frac{\Delta MR}{(p_{u2}/T_{u2}) - (p_{u1}/T_{u1})} \quad (1)$$

式中： V_l 为液体推进剂体积； V_t 为推进剂贮箱总体积； ΔM 为注入气体质量； R 为注入气体的气体常数； T_{u1} 、 T_{u2} 、 p_{u1} 、 p_{u2} 分别为箱内气体激励前和激励后的温度和压力。

气体注入压力激励法测量在卫星上的实现方案为：

- (1) 星载高压气瓶内的氦气作为注入高压气体源；
- (2) 在挤压气瓶与推进剂贮箱之间管路上增加可多次开关的内接互连阀和一些开关控制辅助设备，实现氦气注入激励过程的控制；

(3) 在推进剂贮箱上分别布点安装高分辨高精度压力传感器和高精度温度传感器，测量贮箱内压力、温度值及它们变化量的大小；

(4) 在高压气瓶上也分别安装高分辨高精度压力传感器和高精度温度传感器，以确定注入贮箱的气体质量，理想气体假设下基本控制方程为：

$$\Delta M = (V_p/R)(p_{p1}/T_{p1} - p_{p2}/T_{p2}) \quad (2)$$

其中： V_p 为高压气瓶体积； p_{p1} 、 p_{p2} 、 T_{p1} 、 T_{p2} 分别为激励前后高压气瓶的压力和温度；同样理由，温度传感器可多点安装。

- (5) 测量过程和测量数据获取处理由微机自动控制完成。

结合方程 (1) 和 (2)，得到卫星液体推进剂气体注入压力激励法测量的基本公式：

$$V_l = V_t - V_p[(p_{p1}/T_{p1} - p_{p2}/T_{p2})/(p_{u2}/T_{u2} - p_{u1}/T_{u1})] \quad (3)$$

3 有关问题的分析和讨论

(1) 测量硬件设备：由于压力激励幅度受贮箱设计压力和高压气体源气体量的限制，为贮箱气垫压力的 2%~3%，这就要求绝对压力传感器的精度应满足 0.01% 的基本要求。温度传感器为表面型，采用热电偶。测量综合精度的基本要求为优于 0.3%。

内接互连阀门是对卫星推进系统有直接影响的关键设备，其基本要求是高可靠、低泄漏、重量轻、电磁控制、可多次开关等。采用针阀比较合适。测量控制和数据获取处理系统可并入卫星测控网络。

(2) 测量次数：决定于高压气体源气量和压力激励幅度大小，粗略估算，利用 1kg 氦气可测量的次数约为 26 次，对 10 年左右寿命卫星，可以认为满足测量次数要求。

(3) 测量模型：为考虑卫星贮箱与环境的具体热交换条件，可能造成时间和测量精度上的损失；考虑意外或紧急情况下，在不满足各自热力学平衡条件下进行测量，需要建立气体

注入压力激励过程的热力学模型, 确定不同热力学模型对应的误差容许的测量条件。

建立测量模型的工作可在地面进行, 气瓶和贮箱系统处在模拟空间热真空环境中, 表面热辐射及热吸收性能相似于空间真实情况。通过不同温度、不同压力、不同压力激励幅度下激励产生的温度和压力弛豫特性试验, 以及这些条件的正交组合试验, 分别用等温模型、绝热模型和多方模型模拟不同时间段获取数据对应的激励热力学过程, 建立起推进系统正常状态下测量精度最佳的常规测量热力学模型和紧急非正常状态下测量精度较好的非常规模型。分别确定两种测量模型的各种条件匹配关系。

4 测量系统的误差分析和修正

(1) 氮气的非理想气体行为: 高精度测量时, 不考虑氮气理想气体偏离行为而引入的相对误差如表 1 (相对于参考状态):

Table 1 The relative errors result from He's non-ideal gas property

Temp. \ pressure	0MPa	0.1MPa	1MPa	5MPa	10MPa	20MPa
0°C	0.05%	0.00%	0.47%	2.57%	5.23%	10.36%
50°C	0.06%	0.01%	0.38%	2.16%	4.37%	8.69%
Ref. point $T_0=0^\circ\text{C}$ $p_0=0.1\text{MPa}$ $Z_0=1.0000$						

其中 Z_0 为参考状态的压缩系数。应用的氮气压力范围为 1.5MPa~20MPa, 温度范围为 -10°C ~ 70°C , 显然, 在此范围内非理想气体行为引入的最大误差高达 10%, 因此必须对此作出修正。

比较简单而切实的修正方法就是在氮气状态方程中直接引入压缩系数 Z , 并表达为压力和温度的函数, 从精度考虑, 取线性项即可:

$$Z = 1 + p[\alpha + \beta(T - T_s)] \quad (4)$$

这里, α , β 为常系数; T_s 为标准参考温度, 可取为贮箱系统的最常规温度值; p 、 T 为压缩系数对应的压力和温度。通过此修正, 其引起误差可降低到 0.1% 以下。

(2) 液体推进剂蒸汽分压的影响: 典型常用二元推进剂为甲基肼和四氧化二氮, 相同温度下, 四氧化二氮的饱和蒸汽压比甲基肼高一个数量级, 表 2 和表 3 分别为不同温度时甲基肼和四氧化二氮的饱和蒸汽压及它们相对于贮箱气垫压力的比值^[10], 其中贮箱压力取 1.5MPa。

Table 2 MMH's saturation pressure at different temperatures

Temp.	4.4°C	26.7°C	48.9°C	71.1°C
MMH	2.14kPa	6.90kPa	21.4kPa	54.5kPa
p_{SAT}/p_U	0.14%	0.46%	1.42%	3.63%

Table 3 NTO's saturation pressure at different temperatures

Temp.	1.1°C	21.1°C	43.3°C	65.6°C
NTO	33.1kPa	101kPa	266kPa	627kPa
p_{SAT}/p_U	2.20%	6.73%	17.7%	41.8%

很明显,推进剂蒸汽压的影响不能忽略;而另外一方面,推进剂蒸汽分压随着贮箱内氦气气垫压力的变化而产生变化。

设氦气为理想气体,当贮箱内有不凝结气体氦气时,贮箱内推进剂饱和蒸汽分压不同于纯推进剂蒸汽压,这时它不仅是温度的函数,而且也是氦气分压(从而也是贮箱总压力)的函数。从而可推导出贮箱内推进剂饱和蒸汽分压与贮箱总压力的近似关系式。经计算,考虑氦气压力对推进剂饱和蒸汽分压的影响时,消除的四氧化二氮饱和蒸汽分压误差为4.84%,而对整体贮箱氦气测量压力消除的误差为0.32%,大于0.1%,因此有必要进行修正。对不同温度和常规贮箱总压力条件下推进剂饱和蒸汽分压的数据值,按照修正公式:

$$p_s = 10^{(a_0 + \frac{a_1}{T} + \frac{a_2}{T^2})} \quad (5)$$

对测量控制方程中的压力进行修正替换:

$$p_{ui} \Rightarrow p_{ui} - p_s = p_{ui} - 10^{(a_0 + \frac{a_1}{T_{ui}} + \frac{a_2}{T_{ui}^2})} \quad i = 1, 2 \quad (6)$$

以四氧化二氮为例,修正后对贮箱氦气压力测量的影响误差均降低到了0.1%以下。

(3) 氦气在推进剂中的溶解:氦气在甲基肼和四氧化二氮中的重量溶解度典型值分别为: $1.919 \times 10^{-5} \text{ kgHe/kgMMH}$ 和 $3.883 \times 10^{-5} \text{ kgHe/kgNTO}$,即氦气溶解最大量占贮箱内氦气的0.5%,而测量时,推进剂为氦气溶解饱和推进剂,测量中由于氦气在推进剂中的溶解引入误差可忽略不计。

(4) 环境热效应的影响:由激励开始到测量结束的过程中,由于贮箱热环境变化引起的贮箱温度变化,在测量中叠加于激励产生的温度和压力变化之上,如果不能区分出来,会给测量结果带来误差。

测量技术本身提供区分环境热效应的方法,称为温度压力修正技术^[4]。即对推进剂贮箱之一进行压力激励测量时,而另一贮箱未被扰动,其环境热效应导致的温度变化将引起压力变化,利用高精度高分辨压力传感器可测量此变化,反推出环境热效应引起的温度变化,并从测量贮箱中扣除环境热效应影响。

(5) 贮箱拉伸变形:高压气瓶和推进剂贮箱在加压过程中会产生体积变化,对钛合金贮箱,其典型的拉伸变形产生体积误差约1%左右。因此需要考虑体积随压力变化函数关系,而温度变化引起体积变化很小,可不计。贮箱拉伸由 dV/dp 修正,修正方法为对测量控制方程进行如下形式的代换:

$$V_i \Rightarrow V_i = V_{i0} + \lambda_i(p_u - p_0), \quad V_p \Rightarrow V_p = V_{p0} + \lambda_p(p_p - p_0) \quad (7)$$

其中: λ_i, λ_p 分别为贮箱和气瓶的拉伸系数,由实验确定。 p_0 为参考压力,可取为地面大气压。

(6) 系统误差修正后测量精度分析:通过以上测量系统误差分析和修正,其各项系统误差均已降低到0.1%以下,因此,我们忽略这些系统误差,并采用等温模型:即激励前后气瓶和贮箱温度分别不变,测量控制基本方程(3)成为如下形式:

$$V_i = V_i - V_p \left(\frac{T_u}{T_p} \right) \left(\frac{\Delta p_p}{\Delta p_u} \right) \quad (8)$$

应用标准误差分析公式及各基本物理量测量误差:绝对压力测量误差为 $0.01\% p$; 温度测量误差为 $0.3\% T$; 体积测量精度为 $0.1\% V$; 而差压(即压力增减量)测量误差分别为 $0.01\sqrt{2}\% p_p$ 和 $0.01\sqrt{2}\% p_u$ 。

不难得出在推进系统典型工作条件下,如果 $\Delta p_u \geq 2.3\% p_u$,即压力激励幅度大于原压力

的 2.3%，则可满足卫星液体推进剂耗尽时推进剂测量误差为贮箱总体积的 1%。

5 结 论

气体注入压力激励方法是满足动态测量要求的卫星推进剂测量方法。它最大程度地利用了卫星已有设备和器件，附加载荷小，适合我国长寿命通信卫星应用。该方法测量精度高，对 10 年卫星推进剂耗尽时的误差为贮箱总体积的 1%，相当于卫星寿命 ± 6 个月的不确定度。因此，气体注入压力激励方法具有很大的开发和研制价值。

参 考 文 献

- 1 Monti R. Assessment study of liquid content measurement methods applicable to space mission. ESA. Techno System Report TS-8-84, 1984
- 2 Monti R, Golia C. Liquid gauging technologies for space station utilization. IAF-85-36
- 3 Trinks H. Assessment study of liquid content measurement methods applicable to space mission. Report TUHH-TRI-ESA-84-2, 1984
- 4 Chobolov M V, Purohit G P. Low-gravity propellant gauging system for accurate predictions of spacecraft end-of-life. J Spacecraft and Rockets, 1993, 30(1)
- 5 Chang Y K et al. Error analyses for spacecraft propellant gauging techniques. AIAA94-2512
- 6 Monti R, Golia C. Result of the G-22 experiment. Techno System Report, 1994
- 7 Challoner A D. Determination of spacecraft liquid fill fraction. AIAA93-3727-CP
- 8 Torgovitsky S. Propellant remaining modeling. N92-14096
- 9 佚名. 深冷手册. 北京: 燃料化学工业出版社, 1973
- 10 杨宝贵 译. 液体推进剂处理、贮存和运输. 北京: 国防工业出版社, 1976
- 11 贝尔 H D(德). 工程热力学理论基础及工程应用. 北京: 科学出版社, 1983