

一种推进剂剩余量在轨测量方法研究

袁 磊, 王 申, 连仁志, 刘 涛

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 对我国某卫星平台气体注入压力激励推进剂剩余量测量方法进行了研究, 建立了剩余量计算模型, 开发了计算软件, 开展了地面试验, 结果表明, 测量误差在 $-0.68\% \sim 0.66\%$ 范围内, 达到了较高的测量精度。

关键词: 推进系统; 剩余推进剂; 推进剂在轨测量

中图分类号: V423.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0087-05

On-board gauging method of remaining propellant

YUAN Lei, WANG Shen, LIAN Ren-zhi, LIU Tao

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: For a Chinese satellite, an on-board gauging method of remaining propellant was designed, the mathematical model was established, the software for calculating remaining propellant was developed, and some ground tests were carried out. The test results show that the designed on-board gauging method of remaining propellant has adequate accuracy for engineering application and its error is within the range of $-0.68\% \sim 0.66\%$.

Keywords: propulsion system; remaining propellant; on-board propellant gauging

0 引言

目前, 我国卫星推进剂剩余量在轨测量均采用 PVT 法、BK 法或者二者相结合的方法^[1]。PVT 法^[2-3]简单易行, 但精度不高, 特别对高轨双组元统一推进系统, 由于轨道转移时用去大部分推进剂, 正常留轨期间贮箱以较低落压比工作, 给 PVT 法的准确测量带来很大困难。此外, 如果推进系统存在泄漏, 则影响测量精度。BK 法要求

具有充分的推进系统地面试验数据, 并要求在轨性能长期稳定。特别对高轨双组元统一的推进系统, 75%~90%的推进剂消耗在入轨段, 远地点发动机的推进剂消耗量记录不准确时, 会造成卫星定点后的基准剩余量产生很大偏差, 加之姿控推力器以脉冲工作为主, 不同脉宽和箱压下推进剂耗量不同, 进一步制约了 BK 法的精度; PVT 法和 BK 法相结合^[4-5], 虽能降低不确定度, 但仍无法从根本上消除或者减少单独测量方法所产生的误差。

收稿日期: 2013-01-25; 修回日期: 2013-05-14

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2009JY02)

作者简介: 袁磊 (1977—), 男, 研究员, 研究领域为空间推进系统工程

气体注入压力激励法^[6]的基本原理是由气瓶给贮箱注入一定气体,测量二者参数的变化,经热力学定律计算贮箱内气体体积,进而得到推进剂剩余量。该方法测量精度高,设备简单,易于实现。同时,还可利用其补气系统进行并联贮箱的均衡排放控制和氧化剂、燃料混合比在轨调节。

气体注入压力激励法在国内已得到较多关注^[7-12],但目前开展的工作多局限于原理性探索,尚未直接针对型号进行研究。我国在研的某卫星平台采用四贮箱平铺构型,为精确测定每只贮箱内的推进剂剩余量,创新性地采用了气体注入压力激励法。本文以其剩余量测量系统为研究对象,开展了气体注入压力激励法的应用研究,结果表明,利用该方法能获得较高的推进剂剩余量测量精度,为卫星长寿命在轨可靠运行,提供推进剂剩余量测量理论和技术基础。

1 数学模型及影响因素分析

图 1 为气体注入压力激励推进剂测量系统原理图。

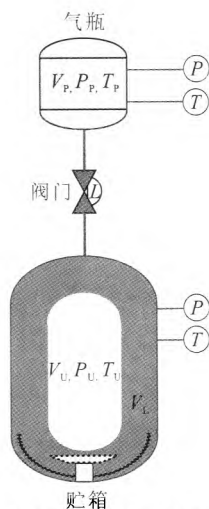


图 1 气体注入压力激励法原理图

Fig. 1 Principle of remaining propellant gauging method

剩余推进剂容积为贮箱容积与贮箱中气体容积之差:

$$V_L = V_T - V_U \quad (1)$$

假定挤压气体为理想气体,由质量平衡关系得到下式:

$$\left(\frac{P_P V_P}{T_P} + \frac{P_U V_U}{T_U} \right)_i = \left(\frac{P_P V_P}{T_P} + \frac{P_U V_U}{T_U} \right)_f \quad (2)$$

式中:下标 P 为气瓶中气体参数;下标 U 为贮箱中气垫气体参数;下标 i, f 分别为激励前和激励后状态。

根据式 (1) 和 (2) 可得气体注入压力激励法的一般模型,也称非等温模型:

$$V_L = V_T - V_P \frac{P_{Pi}/T_{Pi} - P_{Pf}/T_{Pf}}{P_{Uf}/T_{Uf} - P_{Ui}/T_{Ui}} \quad (3)$$

实际上剩余量测量精度受多种工程因素影响,主要包括压力、温度参数的测量精度、氮气的饱和蒸汽压及其在推进剂中的溶解度、压力容器体积测量精度及弹性变形方程以及非理想气体状态等。为此,需对每一项因素开展误差分析并修正计算模型。本文采用的气体注入压力激励法工程应用模型如下:

$$V_L = V_T \lambda_T (P_{Uf}) - V_P \lambda_P (P_{Pf}) \frac{\frac{P_{Pi}}{Z_{Pi} T_{Pi}} - \frac{P_{Pf}}{Z_{Pf} T_{Pf}}}{\frac{P_{Uf} - P_{Suf}}{Z_{Uf} T_{Uf}} - \frac{P_{Ui} - P_{Sui}}{Z_{Ui} T_{Ui}}} \quad (4)$$

式中: λ 为容积因子; Z 为压缩因子; P_S 为推进剂饱和蒸汽压。

2 试验系统和试验方法

2.1 计算软件

考虑公式 (4) 各项因子,编制剩余量计算软件。如图 2 所示,计算软件采用模块化设计,包括底层信息和功能实现模块、初始化计算状态模块、数据输入模块、计算模块和计算结果输出及评估模块。

2.2 硬件系统

硬件系统,如图 3 所示,主要由 2 个 50 L 气瓶、1 个 7 L 气容、1 个 720 L 表面张力贮箱和相关控制阀等组成。为精确测量气瓶、气容和贮箱的压力,三者分别设置一个进口高精度压力传感器,精度为 0.01%FS。气瓶、气容、贮箱各设置多个精度为 ± 0.1 °C 温度传感器,以精确测量激励过程中的温度变化。加注量通过电子秤测量得到,精度为 ± 0.02 kg。

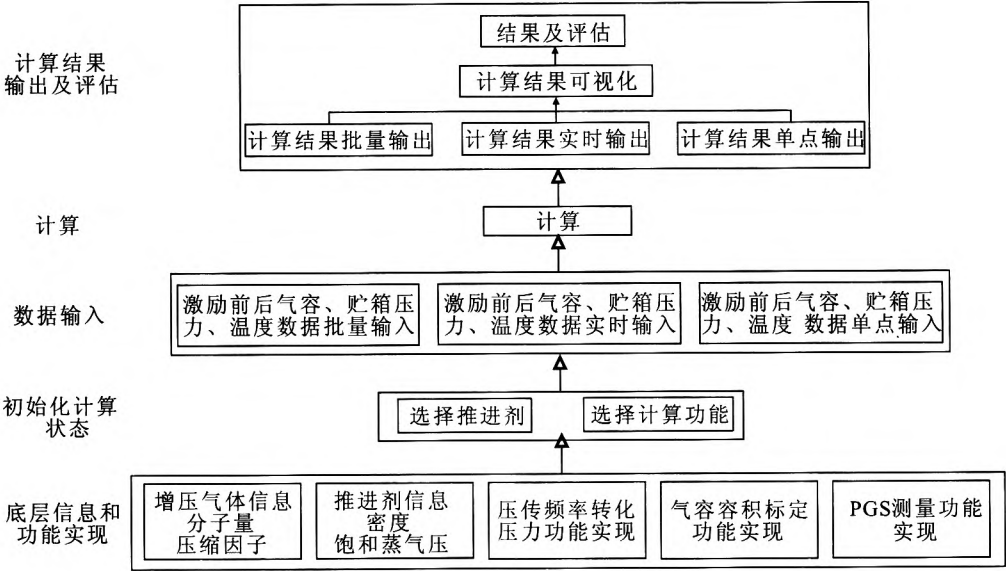


图 2 气体注入压力激励法计算软件框架

Fig. 2 Calculation software architecture of propellant gauging method

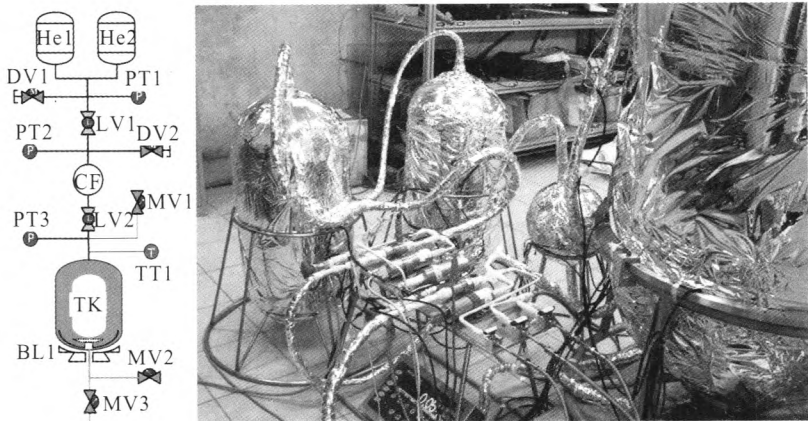


图 3 气体注入压力激励法试验系统

Fig. 3 Ground test system of propellant gauging method

2.3 试验工况

根据推进剂预算，约 80%的推进剂消耗在转移轨道段，静止轨道阶段耗量约 20%。因此，选择剩余量为 20%，10%和 5%进行试验，对应工质量分别为 135 kg，85 kg 和 35 kg。根据不同的气瓶初始压力、气容初始压力和贮箱初始压力，以及有无试验系统热控包覆，共设置 26 个工况。

2.4 试验方法

试验方法如下：

1) 根据试验工况调整气瓶、气容、贮箱压力及贮箱中工质量；

- 2) 打开自锁阀 LV1，气瓶中高压氦气进入气容，二者压力平衡后关闭自锁阀 LV1；
- 3) 等待气瓶和气容的各自温度、压力达到稳定状态；
- 4) 记录气瓶和气容的温度、压力数据；
- 5) 打开自锁阀 LV2，气容中高压氦气进入贮箱，二者压力平衡后关闭自锁阀 LV2；
- 6) 等待气容和贮箱各自温度、压力达到稳定状态；
- 7) 记录气容和贮箱的温度、压力数据；
- 8) 计算推进剂剩余量，评估测量误差。

3 试验过程及结果分析

3.1 气瓶、气容和贮箱容积测量

试验前采用称重法分别测量气瓶、气容和贮箱的容积, 获得了容积随压力的变化关系。

3.2 气容容积标定

气容容积 (含管路容腔) 的准确数值通过标定得到, 如图 4 所示, 标定结果为 7.299 L。

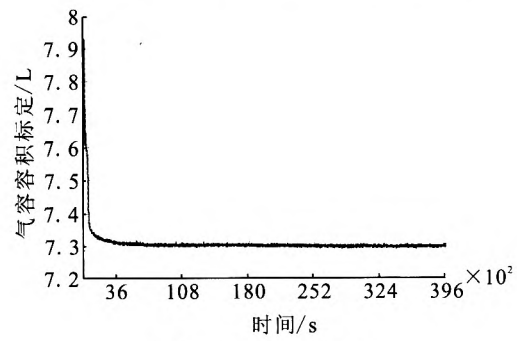


图 4 气容容积标定

Fig. 4 Calibration of gas buffer volume

3.3 试验数据分析

不同工况的差异仅在于气瓶、气容和贮箱的压力, 贮箱中的工质量, 以及硬件系统温控状况不同, 而试验过程及温度、压力参数的变化趋势是类似的, 因此仅针对 1 个工况进行详细分析。该工况状态及事件如表 1 所示, 持续时间约 23 h。

表 1 某工况状态和事件

Tab. 1 Working status and actions

状态	事件	时间/s	备注
	开始	0	
气瓶 6 MPa	开 LV1	1 620	气瓶激励气容
气容 1.55 MPa	关 LV1	2 940	
贮箱 1.55 MPa	开 LV2	33 000	气容激励贮箱
工质 85.02 kg 带隔热包覆	关 LV2	33 840	
	结束	82 020	

3.3.1 气瓶激励气容过程

气瓶激励气容后, 气瓶温度开始下降, 1.5 h

后下降幅度约为 0.4~0.7 ℃, 之后缓慢上升, 7 h 后上升 0.2~0.5 ℃。本次激励气瓶压力下降约 0.24 MPa。气容温度快速上升, 5 min 内上升 11.4~13.4 ℃, 之后缓慢下降, 7 h 后下降 11.2~13.2 ℃。本次激励气容压力上升约 3.5 MPa。

3.3.2 气容激励贮箱过程

气容激励贮箱后, 贮箱气壁温度快速上升, 6 min 内上升 0.9~1.3 ℃, 之后缓慢下降, 7 h 后基本达到激励前温度状态。本次激励贮箱压力上升约 0.04 MPa, 气容温度快速下降 (如图 8 所示), 20 min 内下降 4.4~13.2 ℃, 之后缓慢上升, 8 h 后基本与环境温度持平。本次激励气容压力下降约 3.5 MPa。

3.3.3 剩余量测量结果分析

图 5 是气容激励贮箱开始至工况结束之间约 13 h 的工质剩余量测量结果和误差曲线。图 5 中时间起点为开 LV2。

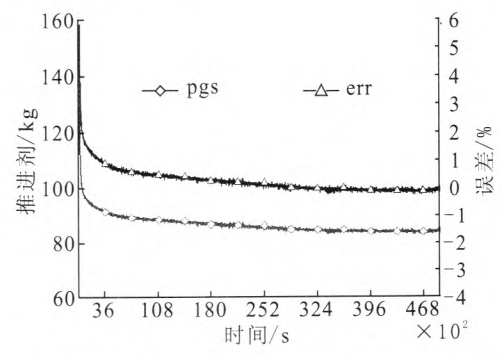


图 5 剩余量测量结果及误差(整个激励过程)

Fig. 5 Tested result and error of propellant remaining quantity in whole compression process

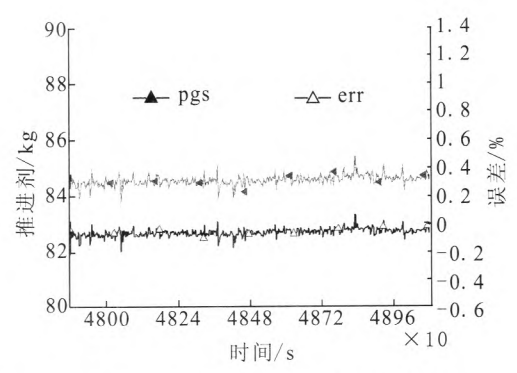


图 6 剩余量测量结果及误差(激励过程最后 20 min)

Fig. 6 Tested result and error of propellant remaining quantity in the last 20 minutes of compression process

测量误差在激励后快速下降, 激励后 1 h 下降到 1.02%, 之后的 12 h 逐渐下降并收敛到某个稳定值。工况结束前 20 min 的测量结果和误差曲线如图 6, 剩余量计算结果均值 84.56 kg, 剩余量测量误差为 -0.064%。

3.4 所有工况试验结果

图 7 按顺序给出了所有 26 种工况的测量结果。

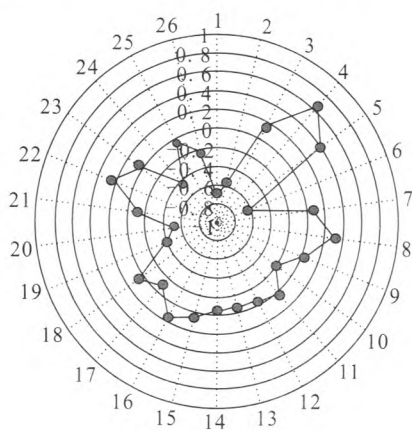


图 7 26 种工况剩余量测量误差百分比

Fig. 7 Error (%) of remaining propellant gauging under 26 working conditions

26 轮试验过程中, 贮箱激励幅度范围 0.001 7~0.050 3 MPa, 相当于贮箱压力 (1.7 MPa) 的 0.1%~3%, 剩余量测量误差 (相对贮箱容积) 范围 -0.68%~0.66%, 其中误差绝对值大于 0.5% 的仅有 5 次, 分别为工况 1, 2, 4, 6 和 20, 其余 21 轮次试验测量误差均小于 0.5%。

4 结论

对我国某卫星平台的气体注入压力激励推进剂剩余量测量方法研究过程中, 综合考虑压力容器变形、推进剂饱和蒸汽压、非理想气体状态等因素, 建立了剩余量计算模型, 编制了计算软件, 并开展了大量地面试验。研究结果表明, 测

量误差在 -0.68%~0.66% 范围内, 可信度高, 重复性好, 可为卫星长寿命在轨可靠运行提供有力保障。

参考文献:

- [1] 达道安, 张天平. 在轨卫星液体推进剂测量技术评述[J]. 推进技术, 1997, 18(4): 89-94.
- [2] YENDLER B. Review of propellant gauging methods, AIAA 2006-939[R]. US: AIAA, 2006.
- [3] AMBROSE J, YENDLER B, COLLICOTT S H. Modeling to evaluate a spacecraft propellant gauging system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(6): 833-835.
- [4] LAL A, RAGHUNANDAN B N. Uncertainty analysis of propellant gauging system for spacecraft [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(5): 943-946.
- [5] HANSMAN R J, Jr. Fundamental limitations on low gravity fluid gauging technologies imposed by orbital mission requirements, AIAA 88-3402 [R]. US: AIAA, 1988.
- [6] CHOBOLOV M V, PUROHIT G P. Low gravity propellant gauging system for accurate prediction of spacecraft end-of-life [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(1): 92-101.
- [7] 达道安, 张天平. 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[J]. 推进技术, 1997, 18(6): 98-102.
- [8] 张天平, 达道安. 卫星液体推进剂剩余量测量的热力学模型及其应用[J]. 中国空间科学技术, 1998, 18(6): 52-57.
- [9] 张天平, 达道安, 李育红, 等. 卫星推进剂剩余量测量技术地面试验研究[J]. 上海航天, 2000 (4): 34-39.
- [10] 傅娟. 微重力条件下贮箱液体推进剂自主检测方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [11] 魏延明, 宋涛, 梁军强. 基于并联贮箱结构的卫星推进剂剩余量测量方法[J]. 空间控制技术与应用, 2010, 8(4): 25-30.
- [12] 宋涛, 马云华, 林长杰, 等. 环境对气体注入法测量剩余推进剂的影响分析[J]. 航天器工程, 2011, 7(4): 147-151.

(编辑: 张永秀)