

在轨卫星液体推进剂测量技术评述*

达道安 张天平

(兰州物理研究所, 兰州, 730000)

摘 要: 回顾了在轨卫星液体推进剂测量技术发展概况。介绍了各种已开发的具体测量方法, 并在相互比较的基础上作出了评述。最后对我国开展该项工作提出建议。

主题词: 液体推进剂, 推进剂贮箱, 测量方法, 可靠性评价

分类号: V474, V511

INTRODUCTION AND ESTIMATION ON MEASUREMENT METHODS OF LIQUID PROPELLANT APPLICABLE TO SATELLITES

Da Daoan Zhang Tianping

(Lanzhou Inst. of Physics, Lanzhou, 730000)

Abstract: The development of liquid propellant measurement methods applicable to satellites are outlined. A series of methods is introduced in principle and estimated comparatively. Some suggestions for native study are made.

Subject terms: Liquid propellant, Propellant tank, Measurement method, Reliability assessment

1 引 言

对在轨卫星的液体推进剂进行准确可靠监测, 不仅是航天技术发展的必然要求, 更是确保卫星有效使用和航天任务全面完成的重要条件。国外卫星液体推进剂测量技术的研究始于60年代, 但在最近十几年里才取得重要进展。本文就卫星液体推进剂测量这一技术领域的发展历史、研究现状以及存在的问题作一概括, 重点介绍和评述现已发表或应用的在轨卫星液体推进剂测量技术。

2 测量方法和原理

2.1 气体定律法(PVT)和薄记法(BK)

PVT法是根据遥测卫星上的液体推进剂储箱内气体(挤压气体和饱和蒸汽两者共存)的压力和温度数据, 利用气体状态方程计算出储箱内气垫体积, 再由储箱总体积和液体密度计算出箱内液体推进剂体积和质量。其基本控制方程为:^[1]

$$V_g = M_g Z_g R_g T_g / p_g, \quad V_l = V_t - V_g, \quad M_l = V_l \times \rho(T)$$

式中: V_g 、 M_g 、 R_g 、 Z_g 、 T_g 、 p_g 分别为箱内气垫的体积、质量、气体常数、气体压缩因子、温度和压力; V_l 、 M_l 、 $\rho(T_l)$ 分别为箱内液体体积、质量和密度; V_t 为储箱总体积。

BK 法^[2~4]是根据遥测卫星上推进系统的温度压力数据及轨道速度变化,并结合推力器比冲等地面经验数据关系,具体计算每个推力器在每个特定工作时序上的液体推进剂消耗量,并累计相加得一定时间内的总消耗量。

2.2 体积激励法

体积激励法是根据体积激励机构对储箱系统施加某种形式的体积伸缩变化,考虑液体的近似不可压缩性,施加的体积变化完全由气体承载,利用气体热力学方程和初终态温度压力测量数据及体积激励幅度计算出气体体积,再由储箱总体积和液体密度计算出箱内液体推进剂体积和质量。根据激励体积的时间变化关系,可分为周期体积激励(PVS)和非周期体积激励^[5,6,9]。两者的基本控制方程统一写为:

$$V_1 = V_t - n p_0 V_0 / \Delta p_g \quad V_0 \ll V_t - V_1 \quad 1 \leq n \leq \gamma$$

式中: n 为气体过程多方指数; γ 为气体绝热指数; p_0 为激励前气体压力; V_0 为体积激励幅度峰值; Δp_g 为激励引起气体压力变化峰值。

着重指出,气体过程多方指数 n 是由系统热力学建模来确定的,通常取等温模型 ($n=1$) 或绝热模型 ($n=\gamma$)。

2.3 气体注入法

气体注入又称质量注入。由外部给储箱系统注入一定量的相同或不同于箱内的气体,由道尔顿分压定律和箱内气体压力温度变化计算出储箱内气体体积,再由储箱总体和液体密度计算出箱内液体推进剂体积和质量。对等温条件,基本控制方程为^[7,10,11]:

$$V_1 = V_t - \Delta m R_0 T / \Delta p$$

式中: Δm 为注入气体质量; R_0 为注入气体常数; T 为箱内气体温度; Δp 为箱内压力增量。

具体实施上,气体注入法的典型技术有压力温度节流法^[11](PTT)和休斯公司液体推进剂测量系统^[10](PGS)。前者用一节流装置测量注入气体质量,后者用高分辨高精度压力传感器测量注入气体质量。

2.4 放射性方法

放射性吸收(NA)法^[12~15]是利用 γ 射线穿透能力强和射线在不同物质中吸收系数不同的特性,由放射源和计数探头组成包围储箱的某种空间点阵结构,测量穿过储箱不同路径上的射线吸收情况,从而计算出不同路径上液体厚度,最后经等效于对箱内液体分布进行积分的复杂数学计算得到液体量。其控制方程可形式地表为:

$$m_1 = f(A_1, A_2, \dots, A_k; N_1, N_2, \dots, N_m; \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n)$$

式中: f 为某种形式函数; $A_1, A_2, \dots, A_k$ 是 k 个放射源的活度; $N_1, N_2, \dots, N_m$ 是 m 个计数探头实测计数率; $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ 是其它已知参数。

放射性示踪法^[1]是把一定质量的放射性气体元素注入储箱内,在放射性元素和箱内气体混合均匀的条件下,测量出放射元素浓度,从而得到储箱内气体体积和液体体积。其控制方程为:

$$V_1 = V_t (1 - C_0 x_0 / C)$$

式中: x_0 为初装气体体积填充率; C_0, C 分别为放射性元素初装浓度和测量时浓度。

2.5 超声波技术

利用超声波技术的方法有超声波传感器法^[14~16]和超声波流量计法^[14,15]等,前者的基本原理是通过测量发射超声波脉冲与回收该脉冲在液气界面反射回传信号间的时间间隔,由声

速得到液体厚度。具体实施上是对储箱系统进行超声波多传感器全息扫描,通过离散点传感器测量与储箱内液体体积之间代数换算关系得到液体推进剂存量。超声波流量计(SFM)法的基本原理则相同于工业超声波流量计。

2.6 电磁技术

利用电磁技术测量液体推进剂的方法有:静场技术^[17,18]、谐振频率漂移法^[17]和电磁能量吸收法^[17,18]等。静场技术法是把储箱系统设计为一电容器或电感器,其电容或电感大小随箱内液体体积变化,控制方程可表示为:

$$V_1 = f(C, \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n) \text{ 或 } V_1 = g(L, q_1, q_2, \dots, q_n)$$

式中: f, g 为函数关系; C 为电容; L 为电感; $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n; q_1, q_2, q_n$ 为其它参数。

谐振频率漂移法则是把储箱系统作为谐振腔,谐振频率为液体量和位置的函数,谐振频率随液体量变化而漂移^[19]。

2.7 流体动力学方法

流体动力学方法的基本思路是通过研究储箱内液体的在轨动力学行为,寻找出液体量和某些动力学量之间的定量关系。液体晃动频率幅度相位(FAP)法^[20]即为一例,其原理是对稳定飞行卫星质心引入小扰动,利用在轨测量数据取得液体晃动频率、幅度和相位值,并于地面建立的非经验性卫星动力学计算模所预测液体量的对应频率、幅度和相位比较,取最好一致时液体量为所测值。

2.8 推进系统概念模法

推进系统概念模(CMPS)法^[2]首先创建液体推进剂系统表示布图,包括液体推进剂箱、管路和助推器等,然后利用推进系统及系统各部分的几何尺寸、功能参数和其它物理参数,给出描述系统物理过程的数学表达,由此模拟推进系统工作全过程,计算液体推进剂消耗量。控制方程为:

$$M_t = \sum \int_{t_0}^{t_i} \omega_i(t) dt$$

式中: M_t 液体推进剂消耗量; t_0 推进系统工作起始时间, t_i 液体推进剂消耗量测量时间; $\omega_i(t)$ 液体推进剂在第 i 个推力器中流率,是时间 t 的函数; $\sum$ 对所有推力器求和。

3 测量精度的比较和评述

3.1 测量精度的比较

一些典型测量方法的理论和实验测量精度的比较见表 1,括号中的 T 和 E 分别表示测精度理论值和实验值,为区别不同文献测量精度报道之间差别,每一精度值都标明出处。

Table 1 Accuracy of some typic methods

Method	Ground test accuracy	Microgravity test accuracy	Accuracy on satellites
PVT	3.1% (T) ^[16]		13.7% ^[18] , $\geq 5.0\%$ ^[22]
BK	1.7% (T) ^[16]		4.2% ^[18] , max 10% ^[12]
PVT+BK			4% ^[18]

Table 1 (continued)

Method	Ground test accuracy	Microgravity test accuracy	Accuracy on satellites
NA	0.27% (E) ^[3]	1~2% ^[22] , 2.76% ^[3]	
FAP			0.7% ^[15]
PGS			±2 months for 15 years satellite ^[12]
PTT	<1% (E) ^[13]	1% ^[13]	
PVS		0.6% ^[10]	
SFM	<1% (E)	>1% ^[13]	
CMPS	1.9% (T) ^[16]		

3.2 测量方法的评价

(1) PVT 法结构特别简单, 费用很低, 但测量精度也低, 已远不能满足当代卫星管理水平对在轨卫星液体推进剂高精度测量的要求。另外该方法不能用于动态测量。现已将 PVT 和 BK 结合起来, 以减小测量误差。

(2) BK 法适合于在轨卫星液体推进剂测量, 许多 10 年以下寿命卫星都采用该方法。它要求具有充分可靠的推进系统工作性能地面试验数据, 并要求推进系统工作性能长期稳定, 实际上都很难保证。再加上不同于地面的空间环境的影响等因素, 测量精度也不是很高, 应用同样有限。除了前面提到的和 PVT 结合以降低误差外, 今后需进行推进系统工作性能空间试验, 在增强推进系统工作性能稳定性的基础上, 逐步提高 BK 法的测量精度。

推进系统概念模方法完全由计算机模拟, 同样要求具有充分可靠的推进系统工作性能地面试验数据和推进系统工作性能的长期稳定。显然, 此方法的最大优势是无在轨硬件设备, 且其原理可推广于其它液体消耗系统, 因而具有很大的长远开发价值。但目前应用存在测量精度较低的问题。

从实际应用看, BK 法仍将可能是卫星液体推进剂测量的最简单方法, 但随着卫星推进系统硬件设备可靠性的提高, 它最终将和推进系统概念模 (CMPS) 方法合二为一。

(3) 流量计方法要对流速进行时间积分, 稳定连续流动时测量精度较高, 但对脉冲流的测量精度不高, 并且测量误差是累计相加的。因此, 基本不适用于在轨卫星上推进剂测量, 因为卫星推进剂消耗都不是连续管流, 累计误差会很大。但可与其它方法结合, 如卫星远地点点火消耗液体推进剂量用超声波流量计测量, 而卫星入轨后的液体推进剂消耗用其它方法测量。

(4) 放射性吸收法测量精度高, 但测量设备笨重复杂, 对人体可能有伤害, 应用要从载荷和安全两方面慎重考虑。放射性示踪法用于液体推进剂测量时, 除隔膜储箱外, 其它类型的储箱系统的可行性有待研究。

(5) 电磁法中的电容电感法要求液体推进剂介电常数与气体介电常数差别大和要求液体推进剂为磁性流体的限制相一致, 并且测量精度不一定高。至于谐振频率漂移法和电磁能量吸收法, 其定量关系较难确定, 测量精度不高, 有待新的探索。

(6) 超声传感器法要求气体处在一起而不被液体分割, 并且需要大量传感器, 结构较复杂, 再加上精度不能保证, 在卫星液体推进剂测量中难有作为。

(7) 液体晃动频率幅度相位法不仅要求有良好的空间流体动力学、流体和卫星耦合动力

学等研究基础,而且要求配备如加速度计等在轨数据获取设备,应用难度比较大,特别对大型卫星更为困难。其测量的可靠性和测量精度有待进一步研究证实。此方法今后用于小型卫星液体推进剂测量的可能性较大,例如在休斯 376 双旋卫星上的成功应用^[20]。

(8) 体积激励法作为一动态测量方法,除具有测量精度高,快速响应好、适用于各种液体推进剂各类储箱各种工作方式等优点外,其不同于静态测量的最突出的优势在于该方法能有效地用于液体储箱系统正在工作状态下和液、气体泄漏情况下。体积激励法几乎能满足卫星液体推进剂测量的所有要求,唯一的例外是重量方面,这点可由提高运载能力克服。可以预见,体积激励法在将来的卫星液体推进剂测量技术中必将占有重要地位。

(9) 气体注入具有体积激励法一样的动态测量方法优点,但存在与储箱系统工作方式上的矛盾,因为此方法测量时的储箱系统的工作方式既非落压也非恒压。另外,是否有充足气源孔是影响测量精度和测量寿命的关键。此方法设备简单,在卫星上实施易行,又可满足动态测量要求等显著优点,使得该方法仍然为以后发展应用的较佳候选方法之一,如休斯公司开发研制并取得专利的 PGS^[10]。

4 展 望

综上所述,在轨卫星液体推进剂测量技术的发展正走向两个极端,一是完全在轨高精度直接测量,二是完全地面高精度模拟测量。但由于目前卫星液体推进剂测量这一技术还远未成熟,今后的研究除继续应用和完善现有测量方法以外,必将有新的测量原理和方法出现。表 2 给出了有继续研究和完善价值的方法,并指出了研究方向,展望了应用前景。

Table 2 Method valuable to develop further

Method	Improvable aspects	Applicability
PVT+BK	Improve the accuracy by special way for particular satellites	Liquid propellant measurement for development country of satellites
CMPS	Improve accuracy by the further test and improvment of the hardware's reliability	Liquid propellant measurement for developed country of satellites
FAP	Continue the study and test of feasibility and reliability	Liquid propellant measurement for small-sized satellites
PGS、PTT	Improve the equipment and construction	Liquid propellant measurement for the satellites under 10 years life-time
PVS	Improve the equipment and the reliability, solve the compatability problem	Liquid propellant measurement for all kinds of satellites
NEW	High accuracy, small-sized, high reliability and generality	Liquid propellant measurement for all kinds of satellites

参 考 文 献

- 1 Evans R L, Olivier J R. Proposal for determining the mass of liquid propellant within a space vehicle propellant tank subjected to a zero gravity environmet. NASA-TN-1571
- 2 Torgovitsky S. Propellant remaining modeling. N92-14096
- 3 Yeh T P. Bipropellant propulsion performance and propellant remaining prediction-comparison of analytical models to INSAT-1B flight data. AIAA 89-2512
- 4 Chang Y K, et al. Error analysis for spacecraft propellant gauging techniques. AIAA 94-2792
- 5 Monti R. Assessment study of liquid content measurement methods applicable to space missions. ESA Tech. System Report TS-8-84, 1984
- 6 Monti R, Golia C. Liquid gauging technologies for space station utilization. IAF-85-36
- 7 Monti R, et al. Result of the G-22 experiment. Techno System Report, 1994
- 8 渡边嘉二郎, 铃木悟. 卫星储箱内液体的测量方法. 控制工程, 1993 (2)
- 9 Mord A. Development of on-orbit fluid gaging techniques. N88-15936
- 10 Chobolov M V. Tank gauging apparatus and method. MCS-21059-1
- 11 Trinks H, Behring T. Liquid propellant content measurement methods applicable to space missions. AIAA 89-2728
- 12 Bupp F E. Zero-G flight test of a gauging system. NASA-CR-147707
- 13 Bupp F E. Development of a zero-G gauging system. AFRPL-TR-74-53
- 14 Orazietti A J, Orton G F. Propellant gaging for geostationary satellites. AIAA 86-1716
- 15 Orton G. Low-G propellant gaging. N88-15937
- 16 Roberti D, Durgin W W. An ultrasonic measurement technique to determine the location and volume of spherical voids in fluids. AIAA 88-3556-CP
- 17 Hansman R J Jr. Fundamental limitations on low gravity fluid gauging technologies imposed by orbital mission requirements. AIAA 88-3402
- 18 Trinks H. Assessment study of liquid content measurement methods applicable to space mission. Report TUHH-TRI-ESA-84-2, 1984
- 19 Bendis Coporation. Design, development and manufacture of a breadboard radio frequency mass gauging system. NASA-CR-144069, 1975
- 20 Challoner A D. Determination of spacecraft liquid fill fraction. AIAA 93-3727-CP
- 21 Morris B G. Tank gauging apparatus and method. MCS-21059-1