

# 嫦娥三号推进系统在轨推进剂耗量计算方法

曹 伟<sup>1</sup>, 许映乔<sup>2</sup>, 魏彦祥<sup>1</sup>, 郭尚群<sup>1</sup>, 金广明<sup>1</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

**摘 要:** 嫦娥三号推进系统推进剂剩余量是探测器每次变轨前需要确认的重要数据, 液体推进剂剩余量计算误差会导致对嫦娥三号探测器质量估计错误, 从而导致预期目标与变轨结果发生偏差, 需要对轨道进行修正, 导致在轨推进剂消耗量额外增大. 因此, 选择合理的在轨推进剂耗量计算方法是圆满完成嫦娥三号探测器飞行任务的保障. 通过比较各种推进剂剩余量测量技术的测量精度、测量可靠性及使用成熟度, 同时考虑嫦娥三号推进系统的实际产品配置情况和研制试验情况, 嫦娥三号探测器在轨推进剂耗量计算采用加速度计法和簿记法进行综合估算. 其中, 轨道机动时主要采用加速度计法进行计算, 其他时段主要采用簿记法进行计算. 飞行试验数据分析表明, 该方法有效且精度较高, 可以推广应用于空间推进系统在轨推进剂耗量计算.

**关键词:** 嫦娥三号; 推进系统; 推进剂耗量计算

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0063-07

## Method of onboard propellant consumption calculation for Chang'e-3 propulsion system

CAO Wei<sup>1</sup>, XU Ying-qiao<sup>2</sup>, WEI Yan-xiang<sup>1</sup>, GUO Shang-qun<sup>1</sup>, JIN Guang-ming<sup>1</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The liquid propellant surplus in Chang'e-3 propulsion system is an important data for detector to affirm before each orbital transfer. Calculation error of the liquid propellant remaining can lead to mass miscalculation of Chang'e-3 detector, and cause deviation from the expectative target of orbit transfer, and result in an extra increase of liquid propellant consumption due to orbit correction. Therefore, it is very important to select a reasonable calculation method of onboard propellant consumption for Chang'e-3. According to the comparison results of detection accuracy, reliability and maturity of propellant remaining detection technology, the comprehensive estimation with both accelerometer method and bookkeeping method was adopted for liquid propellant consumption of Chang'e-3 after consideration of actual configuration, development and test of Chang'e-3 propulsion

收稿日期: 2014-07-28; 修回日期: 2014-09-28

作者简介: 曹伟 (1981—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

system. Accelerometer method is mainly used in orbit maneuver, and bookkeeping method is used for other period. Analysis of the flight test data shows that it is an effective method with high accuracy. This method can be applied to the onboard propellant consumption calculation of space propulsion system.

**Keywords:** Chang'e-3; propulsion system; propellant consumption calculation

## 0 引言

嫦娥三号探测器推进剂剩余量是探测器每次变轨前需要确认的重要数据。推进剂剩余量计算误差会导致对探测器质量估计错误,导致预期目标与变轨结果发生偏差,需要对轨道进行修正,导致在轨推进剂消耗量额外增大。嫦娥三号探测器携带的推进剂占探测器总质量的67.7%,在轨工作时这些推进剂时刻都会随7 500 N变推力轨控发动机或150 N和10 N姿控推力器的工作而减少。因此,选择合理的在轨推进剂耗量计算方法是圆满完成嫦娥三号探测器飞行任务的保障。

## 1 嫦娥三号推进剂剩余量测量方法确定

一般适合空间应用的液体推进剂剩余量测量方法可以分为3类:一是基于推进剂体积测量的气体定律法(简称PVT法)、体积激励法、气体注入压力激励法和气体循环激励等方法;二是基于推进剂质量测量的流量计、簿记(Book Keeping)、热容量等方法;三是基于航天器加速度计输出的加速度计法。

### 1.1 气体定律法(PVT)

PVT法是根据航天器上遥测的液体推进剂贮箱内的气体(挤压气体和饱和蒸气)压力和温度数据,利用气体状态方程计算出贮箱内气垫的体积,再由贮箱总体积和液体推进剂密度计算出贮箱内推进剂所占体积和质量。

PVT法简单易行,无需附加构件,但是测量精度较低。特别是对于地球同步轨道航天器双组元统一推进系统,由于在轨道转移期间用去大部分推进剂,在航天器留轨工作期间,贮箱处于落压工作模式,而其落压压力变化范围比较小,给

贮箱剩余推进剂准确测量带来很大困难。此外,气体定律方法的精度受初始装填条件、挤压气体在推进剂中的溶解度和温度条件的影响较大,特别与双组元推进系统中的氧化剂蒸气压有关。选用0.5%精度的压力传感器,采用PVT法,针对8年寿命的航天器预测误差约为1年。

### 1.2 簿记法(BK法)

BK法是利用航天器上遥测的推进系统贮箱内气体的压力和温度数据、地面试验推力器和部件特性及轨道变化的速度增量 $\Delta V$ 数据,计算每个推力器在每个特定工作时段上的液体推进剂耗量,然后累计相加计算出一定时间内的总消耗量,从而得到推进剂剩余量。这种方法需要使用详尽的推力器工作记录,包括推力器点火时间、脉冲数、脉冲宽度等,因此,BK法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。

整个飞行寿命中,簿记法预测的推进剂流率不断积累,对推进剂剩余量的估计误差也是不断积累的,所以簿记技术所预测的推进剂剩余量的精度也逐步下降。到航天器寿命快终了时,对10~15年寿命航天器来说,其预测的剩余飞行寿命可能有1~2年以上的误差。

### 1.3 体积激励法

体积激励法是根据体积激励机构对贮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,再由贮箱总体积和液体密度计算出箱内液体推进剂的体积和质量。

体积激励法是一种动态测量法,测量精度

高, 响应快, 适用于各种液体推进剂各类贮箱不同的工作方式, 但是其测量装置相对复杂, 体积激励的驱动设备明显笨重, 功率消耗大, 激励体积与贮箱的柔性密封连接降低了推进系统的可靠性。

#### 1.4 气体注入压力激励法

气体注入压力激励法, 简单地讲, 就是由气瓶给贮箱系统注入一定量的气体, 测量气瓶和贮箱内气体压力温度的变化值, 通过热力学定律计算出贮箱内气体的体积, 再由贮箱的总体积和液体密度计算出推进剂的体积和质量。

具体实施上, 气体注入压力激励法的典型技术有压力温度节流法 (PTT) 和美国休斯公司提出的推进剂测量系统 (PGS)。前者用一个节流装置测量注入气体质量, 后者用高精度高分辨率压力传感器测量注入气体质量。

#### 1.5 加速度计法

航天器在轨的轨道机动还可以采用加速度计对推进剂消耗量进行计算。其基本原理是通过通过对加速度计的输出生成积分得到轨道机动时间段内航天器获得的速度增量, 然后根据齐奥尔科夫斯基的火箭方程计算出航天器的质量变化量, 从而得到推进剂消耗量。

#### 1.6 嫦娥三号推进剂剩余量测量方法确定

通过比较各种推进剂剩余量测量技术的测量精度、测量可靠性及使用成熟度, 考虑嫦娥三号推进系统的实际产品配置情况 (体积激励法和气体注入压力激励法需要附加构件, 嫦娥三号推进系统未配置), 嫦娥三号推进系统在轨推进剂耗量计算方法可选择 PVT 法、BK 法和加速度计法。

上述 3 种推进剂剩余量测量技术误差各不相同, 总的来说轨道机动时加速度计法最准确, BK 法和 PVT 法次之; 而对于其他时段, PVT 法最准确, BK 法次之, 加速度计法不适用。

对于 PVT 法和 BK 法, 2 种方法均简单易行, 无附加构件, 使用较为普遍。其中, PVT 法与温度和压力遥测参数密切相关, 温度和压力遥测值对 PVT 法的测量精度影响相当大, 而嫦娥三号推进系统的贮箱和气瓶均为复合材料缠绕结构, 温度传感器均是粘贴在复合材料缠绕层的外表面,

并不是测量容器内部实际气体的温度值, 因此嫦娥三号着陆器推进系统采用 PVT 法的误差比较大。BK 法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, 考虑嫦娥三号推进系统 85% 以上的推进剂都是 7 500 N 变推力发动机消耗, 而 7 500 N 变推力发动机研制阶段累计试车 53 台, 点火 517 次, 累计点火时间 66 233.9 s, 7 500 N 变推力发动机经过大量研制试验其工作性能稳定性可以保证。同时, 嫦娥三号推进系统研制期间进行了 3 次全系统地面热试车考核, 推进系统工作性能稳定性可以保证。因此, 嫦娥三号推进系统在轨推进剂耗量计算首选 BK 法, 轨道机动时结合加速度计法对剩余推进剂进行综合估算。

## 2 推进剂耗量计算方法

### 2.1 飞行任务剖面

嫦娥三号推进系统采用 7 500 N 变推力轨控发动机和 150 N 和 10 N 姿控推力器, 7 500 N 变推力轨控发动机分固定推力和变推力二种模式, 固定推力模式多采用 7 500 N 推力工况工作, 也可在 5 000 N 或更低推力工况工作; 变推力模式采用 5 000 N 推力工况启动后再进行推力调节, 推力调节范围为 1 500~5 000 N。

嫦娥三号探测器经过火箭发射段、地月转移段、环月段和动力下降段 4 个飞行阶段, 最终在月面实现软着陆。在整个飞行过程中, 推进系统需要进行地月转移轨道中途修正、近月制动、环月变轨、动力下降等多次轨道机动。中途修正可能的工况为 150 N 变轨工况、7 500 N 标称推力工况和 1 500 N 定推力工况; 近月制动工况为 7 500 N 标称推力工况; 环月变轨工况为 150 N 变轨工况; 动力下降工况为 7 500 N 标称推力工况和连续变推力工况。其中, 连续变推力工况推力实时变化, 采用 BK 法对其进行准确的推进剂耗量计算较难, 但变推力工况出现在探测器工作末期, 之后不再有轨道机动工况, 因此, 对变推力工况的推进剂耗量仅采用平均推力和平均比冲进行估算。CE-3 探测器飞行过程示意图见图 1。

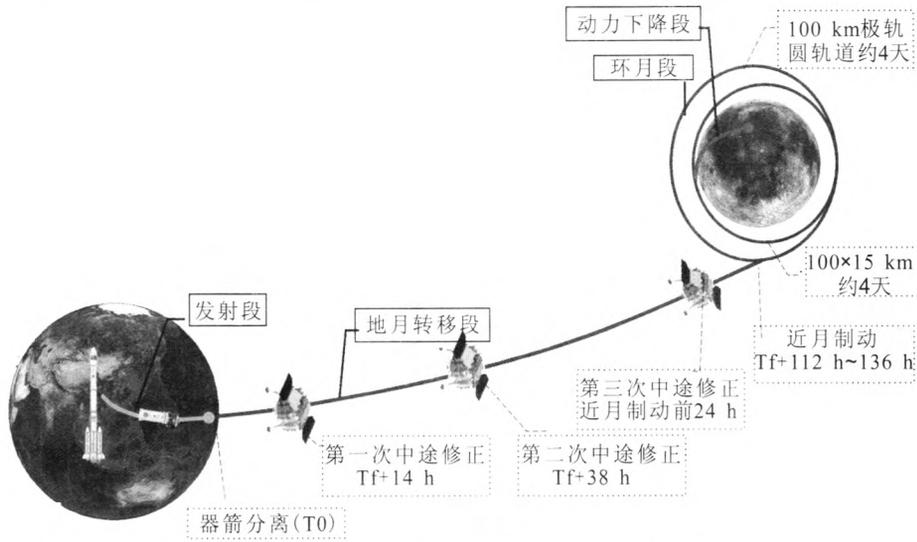


图1 CE-3探测器飞行过程示意图

Fig. 1 Schematic of flight process of Chang'e-3 space probe

2.2 7 500 N 标称推力工况

7 500 N 标称推力工况推力变化曲线见图 2。

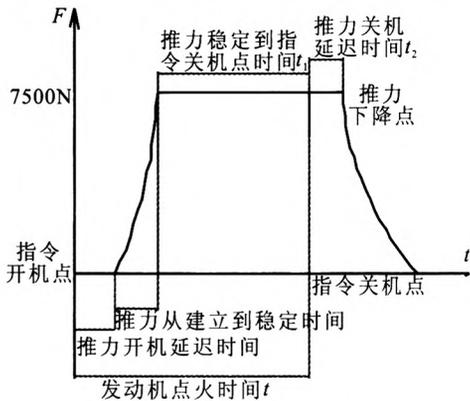


图2 7 500 N 标称推力工况推力曲线

Fig. 2 Thrust curve of 7 500 N nominal thrust condition

进行推进剂耗量计算时，假设条件为：

1) 7 500 N 标称推力工况开机时推力建立到稳定时间比较短 (约为 0.07 s)，对推进剂耗量计算影响非常小，假设该段时间内推力为线性变化，且该段时间内比冲不变，采用热标试车值或在轨标定值。

2) 假设 7 500 N 工况稳态推力段比冲保持不变，采用热标试车值或在轨标定值。

7 500 N 标称推力工况稳态推力、冲量、推进剂耗量计算如下：

1) 根据热标试车结果，推算得到 7 500 N 标称推力工况稳态推力公式 (单位：N)

$$F = a \times (p_{io} - 1.7) + b \times (p_{if} - 1.7) + c$$

式中：a、b 和 c 为系数，根据热标试车进行拟合，并可根据在轨标定情况进行修正； $p_{io}$  为 7 500 N 发动机氧阀入口压强，取在轨飞行发动机点火时压力稳定段平均值； $p_{if}$  为 7 500 N 发动机燃阀入口压强，取在轨飞行发动机点火时压力稳定段平均值。

2) 冲量 (单位：N·s)

$$I_p = I_p(1) + F \times t_1 + I_p(2)$$

式中： $I_p(1)$  为发动机开机时推力稳定前产生的冲量； $F \times t_1$  为发动机开机推力稳定后到指令关机点产生的冲量； $I_p(2)$  为发动机关机后效冲量；推力开机延迟时间和 7 500 N 工况推力从建立到稳定时间采用推进系统地面全系统试车数据；7 500 N 关机工况产生的后效冲量采用热标试车值； $t$  为发动机点火时间。

3) 推进剂耗量 (单位：kg)

$$m = I_p(1) / I_{sp, 7500} + F \times t_1 / I_{sp, 7500} + I_p(2) / I_{sp, 7500}$$

式中： $I_{sp, 7500}$  为 7 500 N 工况稳态真空比冲，采用热标试车值或在轨标定值。根据轨控发动机地面试车采集的压力、流量、推力等测量数据分析，轨控发动机起动和关机过程的推进剂耗量相对较

少, 可以假设该段时间内比冲保持稳态真空比冲不变, 该假设条件对推进剂耗量偏差的影响可忽略不计。

### 2.3 1 500 N 定推力工况

轨控发动机需要在 1 500 N 定推力工况工作时, 发动机先以 5 000 N 工况启动, 稳定工作 4 s 后变推力至 1 500 N 推力工况工作。1 500 N 定推力工况推力变化曲线见图 3。

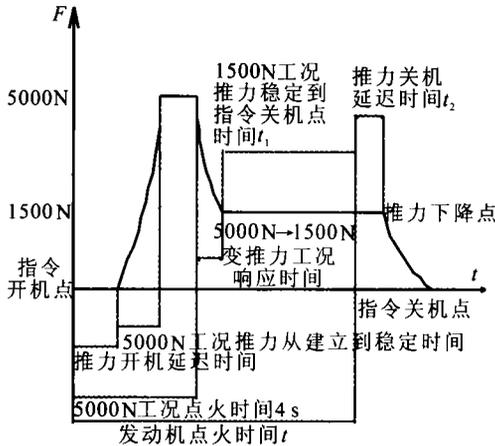


图 3 1 500 N 定推力工况推力变化曲线

Fig. 3 Thrust curve of 1 500 N constant thrust condition

进行推进剂耗量计算时, 假设条件为:

1) 1 500 N 定推力工况开机时推力建立到稳定时间比较短 (约为 0.2 s), 对推进剂耗量计算影响较小, 假设该段时间内推力为线性变化, 并假设该段时间内比冲不变, 采用热标试车 5 000 N 工况值;

2) 5 000 N→1 500 N 变推力工况响应时间比较短 (约为 0.64 s), 对推进剂耗量计算影响较小, 假设该段时间内推力为线性变化, 并假设该段时间内比冲不变, 采用热标试车 5 000 N 工况值;

3) 启动段 5 000 N 工况点火时, 由于 5 000 N 工况点火时间仅为 4 s, 发动机入口压力还未稳定, 因此, 启动段 5 000 N 工况推力未采用发动机入口压力进行换算, 假设其推力为热标试车 5 000 N 工况值;

4) 假设 1 500 N 工况稳态推力段比冲保持不变, 采用热标试车 1 500 N 工况值。

1 500 N 定推力工况稳态推力、冲量和推进剂耗量计算如下:

1) 根据热标试车结果, 推算得到 1 500 N 定推力工况稳态推力公式 (单位: N):

$$F = a \times (p_{i0} - 1.9) + b \times (p_{i1} - 1.9) + c$$

式中:  $a$ ,  $b$  和  $c$  为系数, 根据热标试车拟合。

2) 冲量 (单位:  $N \cdot s$ ):  $I_p = I_p(1) + F \times t_1 + I_p(2)$ , 式中:  $I_p(1)$  为发动机开机时 5 000 N 工况点火到 1 500 N 工况推力稳定前产生的冲量,  $F \times t_1$  为 1 500 N 工况推力稳定后到指令关机点产生的冲量,  $I_p(2)$  为发动机关机后效冲量; 推力延迟时间、5 000 N 工况推力从建立到稳定和 5 000 N→1 500 N 变推力工况响应时间采用推进系统地面全系统试车数据, 5 000 N 工况真空推力、1 500 N 关机工况产生的后效冲量采用热标试车值。

3) 推进剂耗量 (单位: kg):

$$m = I_p(1) / I_{sp, 5000} + F \times t_1 / I_{sp, 1500} + I_p(2) / I_{sp, 1500}$$

式中  $I_{sp, 5000}$  和  $I_{sp, 1500}$  分别为 5 000 N 工况和 1 500 N 工况稳态真空比冲, 采用热标试车值。

### 2.4 $n \times 150$ N 变轨工况

由于 150 N 推力器的启动加速性  $t_{90}$  不大于 80 ms, 关机减速性  $t_{10}$  不大于 60 ms, 且 150 N 推力器的流量较小 (约 0.052 kg/s), 因此, 150 N 推力器启动和关机过程的推力变化不单独考虑, 按稳态推力处理, 该假设条件对推进剂耗量偏差的影响可忽略不计。

真空推力 (单位: N):  $F = n \times F_n$

冲量 (单位:  $N \cdot s$ ):  $I_p = n \times F_n \times t$ ,

推进剂耗量 (单位: kg):  $m = n \times F_n \times t / I_{sp, 150}$

式中:  $n$  为变轨用 150 N 推力器台份数;  $F_n$  为  $n \times 150$  N 工况下单台 150 N 推力器的实际推力, 采用推进系统地面全系统试车数据或在轨标定值;  $t$  为 150 N 推力器变轨点火时间;  $I_{sp, 150}$  为 150 N 推力器比冲, 采用单机批抽检数据。

### 2.5 姿控推力器脉冲工况

150 N 推力器脉冲工况推进剂耗量 (单位: kg)

$$m = n \times 150 \times (t_1 + t_2 + t_3 + t_4 + t_5 + t_6) / I_{sp, 150}$$

式中:  $n$  为脉冲多耗量, 一般取  $n = 1.1 \sim 1.4$ ;  $t_1$  为 150 N X 轴正向喷气时间累计;  $t_2$  为 150 N X 轴负向喷气时间累计;  $t_3$  为 150 N Y 轴正向喷气时间累计;  $t_4$  为 150 N Y 轴负向喷气时间累计;  $t_5$  为 150 N Z 轴正向喷气时间累计;  $t_6$  为 150 N Z

轴负向喷气时间累计;  $I_{sp,150}$  为 150 N 推力器比冲, 采用单机批抽检数据。

10 N 推力器脉冲工况推进剂耗量 (单位: kg)

$$m=n \times 10 \times (t_1+t_2+t_3+t_4+t_5+t_6) / I_{sp,10}$$

式中:  $n$  为脉冲多耗量, 一般取  $n=1.1 \sim 1.4$ ;  $t_1$  为 10 N X 轴正向喷气时间累计;  $t_2$  为 10 N X 轴负向喷气时间累计;  $t_3$  为 10 N Y 轴正向喷气时间累计;  $t_4$  为 10 N Y 轴负向喷气时间累计;  $t_5$  为 10 N Z 轴正向喷气时间累计;  $t_6$  为 10 N Z 轴负向喷气时间累计;  $I_{sp,10}$  为 10 N 推力器比冲, 采用单机批抽检数据。

### 3 计算精度分析

#### 3.1 轨控发动机推力公式精度分析

轨控发动机的推力公式的精度包含三个部分, 分别为: 热标试车推力测量精度、轨控发动机入口压力遥测采集精度和小偏差方程计算精度。其中, 轨控发动机入口压力遥测采集精度包含 2 个部分, 分别为: 压力传感器精度和遥测系统采集精度。经分析, 各部分精度如下:

热标试车推力测量精度  $\delta_1$ : 1%;

小偏差方程计算精度  $\delta_2$ : 2.5%;

压力传感器精度  $\delta_3$ : 0.5%;

遥测系统采集精度  $\delta_4$  (一个分层值跳变): 0.74%;

因此, 轨控发动机推力公式精度:

$$\delta_5 = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \delta_3^2 + \delta_4^2} = 2.84\%$$

#### 3.2 轨控推进剂耗量精度分析

##### 3.2.1 轨控发动机推进剂耗量精度

1) 轨控发动机推力由计算公式给出时, 发动机推进剂耗量精度包含 2 个部分, 分别为: 发动机推力公式精度和热标试车比冲测量精度。经分析, 各部分精度如下:

轨控发动机推力公式精度  $\delta_5$ : 2.84%;

热标试车轨控发动机 7 500 N 工况比冲测量精度  $\delta_6$ : 1%, 1 500 N 工况比冲测量精度  $\delta_7$ : 2%;

因此, 轨控发动机推力由计算公式给出时, 7 500 N 工况推进剂耗量精度:  $\delta_8 = \sqrt{\delta_5^2 + \delta_6^2} = 3\%$ ,

1 500 N 工况推进剂耗量精度:  $\delta_9 = \sqrt{\delta_5^2 + \delta_7^2} = 3.5\%$ 。

2) 轨控发动机推力由在轨加速度计标定给出时, 已知发动机点火时间  $\Delta t$ , 则轨控发动机推进剂耗量为:  $\Delta m = F \Delta t / I_{sp}$ 。此时, 轨控发动机推进剂耗量精度包含 2 个部分, 分别为: GNC 加速度计标定的发动机推力精度和热标试车比冲测量精度。经分析, 各部分精度如下:

加速度计标定的轨控发动机推力精度  $\delta_{10}$ : 1%;

热标试车轨控发动机 7 500 N 工况比冲测量精度  $\delta_6$ : 1%, 1 500 N 工况比冲测量精度  $\delta_7$ : 2%;

因此, 轨控发动机推力由在轨加速度计标定给出时, 7 500 N 工况推进剂耗量精度:  $\delta_{11} =$

$\sqrt{\delta_{10}^2 + \delta_6^2} = 1.4\%$ ; 1 500 N 工况推进剂耗量精度:

$\delta_{12} = \sqrt{\delta_{10}^2 + \delta_7^2} = 2.2\%$ 。

##### 3.2.2 150 N 推力器变轨时推进剂耗量精度

150 N 推力器变轨时推进剂耗量精度包含 2 个部分, 分别为: 标称推力精度和标称比冲精度。经分析, 各部分精度如下:

标称推力精度  $\delta_{13}$ : 1%;

标称比冲精度  $\delta_{14}$ : 1%;

因此, 150 N 推力器变轨时推进剂耗量精度:

$\delta_{15} = \sqrt{\delta_{13}^2 + \delta_{14}^2} = 1.4\%$ 。

#### 3.3 姿控推进剂耗量精度分析

姿控推力器推进剂耗量精度包含 4 个部分, 分别为: 累计喷气时间遥测精度、标称推力精度、标称比冲精度、脉冲多耗计算精度。经分析, 各部分精度如下:

累计喷气时间遥测精度  $\delta_{16}$ : 1%;

标称推力精度  $\delta_{13}$ : 1%;

标称比冲精度  $\delta_{14}$ : 1%;

脉冲多耗计算精度  $\delta_{17}$ : 40%;

因此, 姿控推力器推进剂耗量精度:  $\delta_{18} =$

$\sqrt{\delta_{16}^2 + \delta_{13}^2 + \delta_{14}^2 + \delta_{17}^2} = 40\%$ 。

#### 3.4 嫦娥三号探测器推进剂总耗量精度分析

轨控发动机推力由计算公式给出时, 嫦娥三号探测器推进剂总耗量精度:

$$\delta_{19} = \frac{m_{\text{轨},7500}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_8$$

$$+ \frac{m_{\text{轨},1500}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_9$$

$$+ \frac{m_{\text{轨},150}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_{15}$$

$$+ \frac{m_{\text{姿}}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_{18}$$

轨控发动机推力由在轨加速度计标定给出时, 嫦娥三号探测器推进剂总耗量精度:

$$\delta_{20} = \frac{m_{\text{轨},7500}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_{11}$$

$$+ \frac{m_{\text{轨},1500}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_{12}$$

$$+ \frac{m_{\text{轨},150}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_{15}$$

$$+ \frac{m_{\text{姿}}}{m_{\text{轨},7500} + m_{\text{轨},1500} + m_{\text{轨},150} + m_{\text{姿}}} \times \delta_{18}$$

式中:  $m_{\text{轨},7500}$  为 7 500 N 工况累计推进剂消耗量;  $m_{\text{轨},1500}$  为 1 500 N 工况累计推进剂消耗量;  $m_{\text{轨},150}$  为 150 N 推力器变轨时累计推进剂消耗量;  $m_{\text{姿}}$  为姿控推力器累计推进剂消耗量。

### 4 嫦娥三号探测器在轨推进剂耗量计算实例

嫦娥三号探测器在轨推进剂耗量计算采用加速度计法和 BK 法进行综合估算, 其中, 实际在轨轨道机动工况有 7 500 N 标称推力工况和  $8 \times 150$  N 变轨工况, 轨道机动时主要采用加速度计法进行计算, 其他时段主要采用 BK 法进行计算。嫦娥三号探测器在轨飞行各阶段推进剂耗量计算实例见表 1, 由表 1 可见, 采用加速度计法和 BK 法综合估算的探测器质量与 GNC 估算的探测器质量一致性较好, 误差在 10 kg 以内, 且探测器在轨各次轨道机动精度较高, 最大速度增量误差仅为  $-0.044 8$  m/s, 充分说明了嫦娥三号推进系统采用的在轨推进剂耗量计算方法是有效的。

表 1 嫦娥三号探测器在轨推进剂耗量计算实例

Tab. 1 Calculation example of propellant consumption for Chang'e-3 space probe

	姿控消耗量/kg	轨控消耗量/kg	推进剂消耗量/kg	探测器剩余质量/kg	累计推进剂消耗误差上界	累计推进剂消耗误差下界	GNC 估算探测器剩余质量/kg	实际轨控速度增量误差/(m·s <sup>-1</sup> )
速率阻尼、地月转移巡航姿态建立和维持	1.300	0	1.300	3 788.700	0.520	-0.520		
第 1 次中途修正 (8×150 N)	0.003	10.857	10.860	3 777.840	0.673	-0.673		0.033 1
第 2 次中途修正 (7 500 N)	0.130	26.537	26.667	3 751.173	1.099	-1.099		-0.012 1
近月制动捕获 (7 500 N)	3.650	899.189	902.839	2 848.334	15.148	-15.148	2 841.215	-0.041 1
100×100 km 环月轨道姿控	0.566	0	0.566	2 847.768	15.374	-15.374		
降轨至 100×15 km (8×150 N)	0.546	17.172	17.718	2 830.050	15.833	-15.833		-0.044 8
100×15 km 环月轨道姿控	0.544	0	0.544	2 829.506	16.051	-16.051	2 823.171	
动力下降 (7 500~1 500 N)	12.801	1 391.190	1 403.991	1 425.515	40.648	-40.648	1 416.000	

(下转第 97 页)

- 构燃料贮箱动力学特性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(5): 132-134.
- [7] 库克 L D, 马尔库 D S, 普利沙 M E. 有限元分析的概念与应用[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2007.
- [8] 杨剑, 张璞, 陈火红. MD Nastran 有限元实例教程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008.
- [9] 田利思, 李相辉, 马岳峰. MSC Nastran 动力分析指南[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012.

(编辑: 王建喜)

(上接第 69 页)

## 5 结论

嫦娥三号探测器在轨推进剂耗量计算采用加速度计法和 BK 法进行综合估算, 飞行试验数据分析表明, 该方法有效且精度较高, 可以推广应用于空间推进系统在轨推进剂耗量计算。

### 参考文献:

- [1] 金广明, 曹伟, 魏彦祥, 等. 嫦娥三号着陆器推进系统关键技术及飞行性能分析[J]. 中国科学: 技术科学, 2014 (44): 385-390.
- [2] 梁军强, 王晓磊, 宋涛. 嫦娥二号航天器推进系统拓展任务性能分析[J]. 中国科学: 技术科学, 2013 (43): 733-738.
- [3] 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 (4): 89-94.
- [4] 达道安, 张天平. 空间液体测量技术的发展[J]. 中国空间科学技术, 1997 (2): 35-44.
- [5] 张天平, 达道安, 张志远, 等. 有机结合 PVT 和 BK 法以降低测量卫星液体推进剂的不确定度[J]. 推进技术, 1998 (4): 88-91.
- [6] 雷雯. 国外空间液体剩余量测量技术[J]. 推进技术, 1996 (3): 83-86.
- [7] 张天平, 达道安, 陈珍, 等. 一种测量卫星液体推进剂的组合方法[J]. 中国空间科学技术, 1999 (1): 53-57.
- [8] 陈全. 基于 P-V-T 法的星上推进系统剩余燃料量的计算及误差分析[J]. 控制工程, 1996 (4): 50-53.
- [9] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础[M]. 洪鑫, 张宝炯, 等译. 北京: 科学出版社, 2003.
- [10] YEH Tso-Ping. Bipropellant propulsion performance and propellant remaining prediction-comparison of analytical models to INSAT-1B flight data, AIAA89-2512 [R]. USA: AIAA, 1989.
- [11] CHALLONER A D. Determination of spacecraft liquid fill fraction, AIAA93-3727-CP[R]. USA: AIAA, 1993.
- [12] ORAZIETTI A J, ORTON G F, LOUIS S T, et al. Propellant gauging for geostationary satellites, AIAA86-1716[R]. USA: AIAA, 1986.
- [13] HANSMAN R J, Jr., MESEROLE J S. Fundamental limitations on low gravity fluid gauging technologies imposed by orbital mission requirements, AIAA88-3402 [R]. USA: AIAA, 1988.
- [14] TRINKS H, BEHRING T. Liquid propellant content measurement methods applicable to space missions, AIAA89-2728[R]. USA: AIAA, 1989.

(编辑: 陈红霞)