



嫦娥二号卫星推进系统拓展任务性能分析

梁军强*, 王晓磊, 宋涛

北京控制工程研究所, 北京 100190

* E-mail: Liangjq@163.com

收稿日期: 2013-03-31; 接受日期: 2013-05-11

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥二号卫星圆满完成了工程任务后, 又取得了各项拓展任务的成功, 并于 2012 年 12 月 13 日成功与 4179 小行星交会并成像探测. 本文针对嫦娥二号卫星拓展任务需求, 介绍了推进系统研制过程中的相关关键技术, 深入分析了推进系统有力支持嫦娥二号卫星拓展任务的各个关键方面, 主要包括气路系统及 490 N 发动机的长寿命工作、轨控推力准确预估和控制技术以及推进剂剩余量精确计算.

关键词
嫦娥二号
推进系统
拓展任务

嫦娥二号卫星自完成月面成像的主任务以来, 又圆满完成了多项拓展任务. 2012 年 12 月 13 日 16 时 30 分, 嫦娥二号卫星经过 200 d 的跋涉和 5 次中途修正, 与“图塔蒂斯”近距离擦身而过, 并成功获取高分辨率完整图像. 该任务的成功实施创造了多项纪录: 第一次从拉格朗日点出发进行小行星探测; 第一次对“图塔蒂斯”进行近距离探测; 第一次获取关于“图塔蒂斯”的高分辨率光学影像.

推进分系统作为嫦娥二号卫星重要的分系统, 为圆满完成各项任务, 在系统研制期间进行了充分的地面试验验证, 在卫星飞控期间也进行了大量的在轨数据分析工作. 本文围绕嫦娥二号卫星拓展任务需求, 对推进系统研制和飞控工作中的相关关键技术进行重点介绍.

1 嫦娥二号推进系统的特点

嫦娥二号推进系统采用高性能的双组元推进系统, 系统原理及主要部件如图 1 所示. 嫦娥二号推进系统配置 1 台 490 N 发动机, 用于嫦娥二号卫星的轨

道机动; 配置 12 台 10 N 推力器, 分为 2 个分支互为备份, 用于嫦娥二号卫星的姿态控制和轨道调整; 配置 2 只推进剂贮箱——氧化剂贮箱和燃烧剂贮箱, 分别装填氧化剂(四氧化二氮)和燃烧剂(甲基肼), 为 490 N 发动机和 10 N 推力器提供需要的推进剂; 配置 1 套气路系统, 在 490 N 发动机点火期间为推进剂贮箱提供稳定压力的氦气, 其中 2 个氦气瓶是存储高压氦气的容器, 通过一只减压器将高压氦气减低并稳定到贮箱工作所需的压力, 两只单向阀用来阻止贮箱内推进剂蒸汽向减压器扩散, 避免因两种推进剂蒸汽在减压器下游接触而发生爆炸的危险.

在嫦娥一号卫星任务实施前, 嫦娥二号卫星推进系统就已经开始研制. 根据系统设计, 490 N 发动机和气路系统在抵达月球轨道后就完成任务, 并断开与推进系统的连接, 因此 490 N 发动机和气路系统的设计工作寿命为 3 个月. 在嫦娥一号卫星成功后, 嫦娥二号卫星的任务发生了改变, 要求推进系统在环月工作的 6 个月中多次启动 490 N 发动机完成轨道机动任务, 这就需要将气路系统和 490 N 发动机的工作寿命提高到 6 个月以上. 嫦娥二号卫星新任务的确

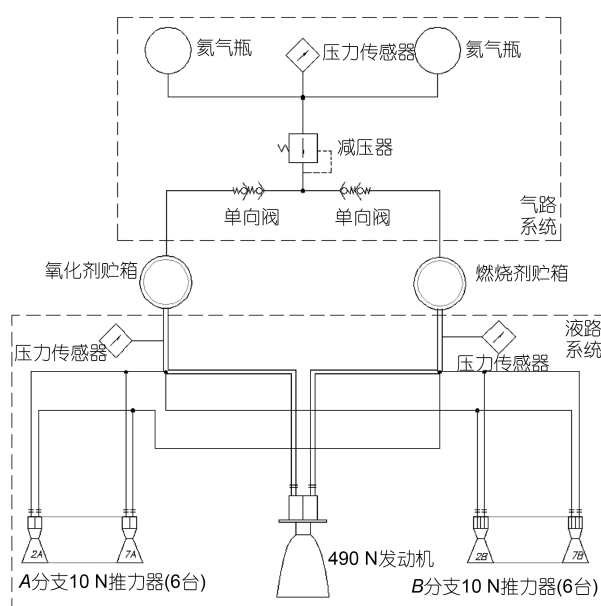


图1 嫦娥二号卫星推进系统原理图

定是在2008年10月,此时推进系统已经焊接和总装完成,并且定于2010年发射。在这么短的时间内,要研制新的气路系统来满足嫦娥二号卫星任务需求几乎是不可能的,而且还要把现有的推进系统拆卸后再重新焊接,花费巨大。在这种不利条件下,基于对嫦娥二号气路系统和490 N发动机的任务分析,提出了嫦娥二号卫星气路系统和490 N发动机长寿命验证技术,同时模拟了气路系统和490 N发动机的在轨工作状态、内部真实推进剂环境和外部快速交变的温度环境,提出了在真实推进剂环境下对气路阀门关键指标的定量检验方法,并对推进系统气路设计提出了改进措施,以低成本和最小的代价保障了嫦娥二号卫星的任务。

嫦娥二号卫星气路系统和490 N发动机长寿命验证技术的难点之一在于如何在地面模拟推进系统气路在轨的真实工况。气路系统相对于液路系统要复杂,气体也比液体容易发生泄漏;气路系统内部不但有氦气,还有推进剂蒸汽,而且入口压力的变化范围很宽(4~21 MPa);考虑到嫦娥二号的轨道特点,气路系统的外部温度变化幅度和变化频率也很大(变化周期约为2 h)。以上这些影响条件在地面模拟中均需要考虑到。对于气路内部环境的模拟重点在以下3个方面。

1) 气路系统和490 N发动机内部工作压力。气路系统在轨长期工作中内部的压力变化复杂,为模

拟气路在轨长期工作中的内部压力变化,设计了气路接通试验、气路系统联试试验、气路长期在轨长期工作模拟试验和490 N发动机再启动试验等一系列的试验进行验证。

2) 气路系统和490 N发动机内部推进剂环境。虽然气路的主要工质是氦气,但是由于气路与推进剂贮箱连接,内部的氦气中也混合有推进剂蒸汽,尤其是单向阀下游,推进剂蒸汽浓度可达到饱和状态,对于单向阀的影响很大。为模拟气路内部的推进剂蒸汽环境,在气路出口处连接模拟贮箱,贮箱内加注有一定量的推进剂模拟嫦娥二号卫星环月期间的剩余推进剂状态。当系统稳定后,单向阀下游的推进剂蒸汽就会达到饱和状态,并且会通过单向阀向上游扩散,从而验证单向阀的反向密封性能。模拟贮箱下游连接490 N发动机的控制阀门,用于验证490 N发动机的长期密封性能。

3) 气路外部温度环境。嫦娥二号卫星的环境温度变化特点是温度高、变化快。由于嫦娥二号卫星距离月球更近,嫦娥一号卫星的温度情况只能作为参考。结合嫦娥二号卫星的热仿真技术,经过整星热试验的验证,最终确定出嫦娥二号卫星气路系统和490 N发动机的在轨温度变化范围和变化周期。对于嫦娥二号卫星这种高速变化的温度环境,在地面仅依靠昼夜交替的温度变化是无法进行充分模拟的。为此,在试验系统中设置了高低温箱来模拟温度变化情况。受到高低温箱内部空间限制,只能将关键部件进行优化布置,以便放入高低温箱中。

通过以上3个方面,基本模拟了气路系统和490 N发动机在轨长期工作工况。在轨工作的真空环境和微重力环境因条件限制,未进行模拟,但是经过分析,真空环境和微重力环境对气路在轨工况模拟的影响很小,具体如下:

1) 气路系统和490 N发动机各个部件和管道均为焊接密封,材料是钛合金或不锈钢,耐压能力是大气压力的40~600倍,不受真空环境的影响;

2) 气路系统的各个阀门内部空间很小,不受微重力环境的影响;

3) 气路系统的氦气质量小,微重力环境对其流动过程无影响;

4) 490 N发动机重点验证密封能力,不受微重力环境的影响。

嫦娥二号卫星气路系统和490 N发动机长寿命

验证技术的另一个难点在于评估气路关键部件——单向阀的反向密封能力. 因为若单向阀的反向密封失效, 则推进剂蒸汽将会通过单向阀后互相接触, 严重时可能引起爆炸, 导致卫星失败. 为了对单向阀的密封性能进行充分验证, 需要在试验过程中多次检测单向阀的反向漏率. 但是由于在地面的模拟试验中, 模拟了真实的推进剂环境, 不可能使用常规的氦质谱检漏的方法单独检测单向阀, 因此, 如何在不改变模拟试验状态的条件对试验系统中的单向阀进行检测就成为要攻克的第二个难题. 通过广泛调研, 我们提出了利用单向阀泄漏的推进剂蒸汽来检验单向阀的密封能力, 并设计了相应的气体取样装置和推进剂蒸汽检验系统. 但是, 接下来就要面对下一个难题——如何评价检验出的推进剂蒸汽含量和单向阀反向密封性能的技术指标之间的关系, 因为单向阀反向密封性能指标是以通用的氦气漏率而定的. 基于对单向阀微量泄漏的分析, 以及推进剂蒸汽在氦气中的物理特性研究, 我们提出了将推进剂蒸汽的泄漏量等效转换为氦气漏率的方法: 通过定时检验单向阀上游密封容积内的推进剂蒸汽浓度, 换算为氦气下的漏率指标, 以便与单向阀的技术要求比较, 判断密封性能是否满足任务要求. 换算到氦气下的漏率指标的计算式为

$$\eta = \frac{P_{\text{He}}}{t} \cdot \rho_s (V_s + V_L) \cdot \frac{R_p T_p Z_p}{P_p}, \quad (1)$$

其中 η 为等效的氦气下漏率, $\text{Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$; P_{He} 为单向阀下游压力, Pa ; t 为试验进行时间, 即上次检查到本次检查的间隔时间, s ; ρ_s 为气体样本的检验结果, kg/m^3 ; V_s 为取样器的容积, m^3 ; V_L 为从单向阀上游到取样器之间密封管道容积, m^3 ; R_p 为推进剂蒸汽的气体常数, $\text{kg K Pa}^{-1} \text{m}^{-3}$; T_p 为推进剂蒸汽温度, K ; Z_p 为推进剂蒸汽的气体压缩因子; P_p 为推进剂的饱和蒸汽压, Pa .

试验中对单向阀进行了 5 次检测, 检测结果均满足指标要求, 在轨飞行情况也表明单向阀反向密封性能良好, 气路系统和 490 N 发动机成功完成了各项任务.

2 嫦娥二号推进系统保障拓展任务实施的关键技术

在嫦娥二号卫星拓展任务实施过程中, 推进系统进行了大量的在轨数据分析工作, 除了确认各个

部件的工作性能, 还实现了变轨推力准确预测和剩余推进剂精确估算, 这两个方面有力支持了拓展任务的完美实施.

2.1 变轨推力预测

对于变轨推力进行准确预测, 是实现嫦娥二号卫星完美变轨的先决条件. 若推力预测不准确, 则会导致变轨时间发生偏差, 并影响到最终的变轨结果, 如果误差较大, 还需要再次对轨道进行修正, 额外消耗推进剂.

影响 490 N 发动机和 10 N 推力器的推力主要因素是入口压力, 其次是推进剂温度. 通过建立推进系统关键部件氦气瓶、减压器、单向阀、推进剂贮箱、490 N 发动机和 10 N 推力器的数值模型, 并通过管路连接成系统进行仿真^[1, 2], 可以对轨控推力进行准确预测. 以嫦娥二号卫星某次变轨为例, 发动机点火时间为 1059 s, 对变轨过程推进系统进行仿真(图 2 是变轨过程中推进剂贮箱压力的变化曲线, 图 3 是发动机推力的变化曲线), 根据仿真结果, 得到了推进剂贮箱的平均压力为 1.472 MPa(氧化剂贮箱)和 1.503 MPa(燃烧剂贮箱), 490 N 发动机平均推力为 493.98 N; 该变轨过程实际的贮箱推进剂贮箱的平均压力为 1.468 MPa(氧化剂贮箱)和 1.494 MPa(燃烧剂贮箱), 490 N 发动机平均推力为 493.16 N. 本次对于变轨推力的预测精度达到了 0.2%.

2.2 剩余推进剂估算

剩余推进剂数据不仅是规划嫦娥二号卫星后续拓展任务的基础, 也是卫星每次变轨前需要确认的重要数据, 若因为剩余推进剂数据误差而导致对卫星质量估计错误, 则会导致预期目标与变轨结果发生偏差, 需要额外对轨道进行修正. 由于嫦娥二号卫星携带的推进剂占卫星总质量的 52.6%, 这些推进剂时刻都会由于 490 N 发动机或 10 N 推力器的工作而减少, 因此精确掌握嫦娥二号卫星的剩余推进剂情况, 是圆满完成变轨以及各项拓展任务的保障.

嫦娥二号卫星的推进剂贮箱采用的是表面张力贮箱, 内部的液体推进剂和氦气处于混合状态, 在微重力环境下无法采用液位计等常规方法测量剩余的推进剂量. 在嫦娥二号卫星上我们采用了 3 种方法综合对剩余推进剂进行精确估算, 具体如下.

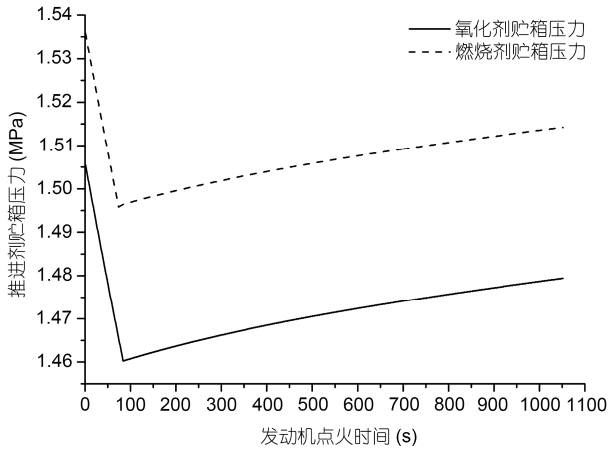


图2 变轨过程中推进剂贮箱压力预测曲线

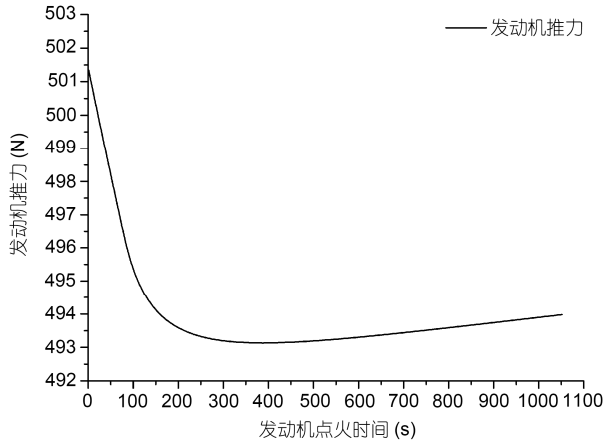


图3 变轨过程中发动机推力预测曲线

2.2.1 簿记(BK)法

簿记(BK)法^[3]是根据推进系统的温度压力数据,结合 490 N 发动机和 10 N 推力器的地面经验数据,具体计算 490 N 发动机和每个 10 N 推力器在每个特定工作时序上的推进剂消耗量,并累计相加得到一定时间内的总消耗。BK 法的重点是通过 490 N 发动机和 10 N 推力器的地面试验数据,获得其推进剂质量流量随入口压力和推进剂温度的关系式,即

$$\omega_o = f(P_o, T_o, P_f, T_f), \quad (2)$$

$$\omega_f = g(P_o, T_o, P_f, T_f), \quad (3)$$

其中 ω_o 是 490 N 发动机或 10 N 推力器的氧化剂质量流量, kg/s; ω_f 是 490 N 发动机或 10 N 推力器的燃烧剂质量流量, kg/s; P_o 是氧化剂的入口压力, Pa; T_o 是氧化剂的温度, K; P_f 是燃烧剂的入口压力, Pa; T_f 是燃烧剂的温度, K。

根据(2)和(3)式,结合在轨统计的 490 N 发动机或 10 N 推力器的点火时间及对应的卫星遥测压力传感器和温度传感器数据,就能计算出各个阶段的推进剂消耗量和剩余量。

2.2.2 压力-体积-温度(PVT)法

压力-体积-温度(PVT)法^[4]是根据氦气瓶和推进剂贮箱内的压力和温度数据,利用气体状态方程计算出推进剂贮箱内氦气体积,再由贮箱总容积和推进剂密度计算出贮箱内推进剂体积和质量。对于图 1 所示的嫦娥二号推进系统来说,以卫星发射时刻为初态(记为 i),以剩余推进剂估算时刻为末态(记为 e),由于推进系统是封闭系统,内部的氦气质量守恒,则

$$m_{g1i} + m_{g2i} + m_{goi} + m_{gfi} = m_{g1e} + m_{g2e} + m_{goe} + m_{gfe}, \quad (4)$$

其中 m_{g1} , m_{g2} , m_{go} , m_{gf} 分别是 2 只氦气瓶、氧化剂贮箱和燃烧剂贮箱内的氦气质量, kg。

对于每只氦气瓶或推进剂贮箱,内部的氦气质量可通过气体状态方程计算,即

$$m = PV / RT, \quad (5)$$

其中 m 是氦气质量, kg; P 是氦气瓶或推进剂贮箱的压力(即氦气压力), Pa; V 是氦气瓶或推进剂贮箱内氦气的体积, m^3 ; T 是氦气瓶或推进剂贮箱内氦气的温度, K; R 是氦气的气体常数, $kg \cdot K \cdot Pa^{-1} \cdot m^{-3}$; (4)和(5)式中涉及压力、温度、体积 3 类参数,对于初态所有参数均为已知;对于末态,压力和温度数据可通过卫星遥测的压力传感器和温度传感器数据获得,2 只氦气瓶的体积也是已知参数,只有氧化剂贮箱和燃烧剂贮箱内的氦气体积是未知参数。

在 490 N 发动机或 10 N 推力器点火过程中,氧化剂和燃烧剂是以一定的质量比消耗的,该质量比定义为混合比 k , 即

$$k = \int_i^e (\omega_o / \omega_f) dt, \quad (6)$$

其中 t 是 490 N 发动机或 10 N 推力器的点火时间; ω_o 和 ω_f 可由(2)和(3)式计算得到。

根据混合比 k 的定义,氧化剂贮箱和燃烧剂贮箱内的氦气体积与 k 有以下关系

$$(V_{goe} - V_{goi})\rho_o = k(V_{gfe} - V_{gfi})\rho_f, \quad (7)$$

其中 V_{go} 是氧化剂贮箱内氦气体积, m^3 ; V_{gf} 是燃烧剂贮箱内氦气体积, m^3 ; ρ_o 是氧化剂密度, kg/m^3 ; ρ_f 是燃烧剂密度, kg/m^3 。

通过(4)和(7)式,即可计算出氧化剂贮箱和燃烧剂贮箱内的氢气体积,然后根据贮箱容积测量数据和推进剂密度,就能计算出末态的推进剂剩余量。

2.2.3 加速度计法

在嫦娥二号卫星的历次轨道机动中,还采用了加速度计法对推进剂消耗量进行计算。其基本原理是通过对加速度计的输出进行积分得到轨道机动时间段内卫星获得的速度增量,具体见下式。

$$\Delta v = \int (a + \varepsilon) dt, \quad (8)$$

其中 Δv 是轨道机动期间总的速度增量, m/s; a 是加速度计输出, m/s²; ε 是加速度计的漂移, m/s²; t 是轨道机动的时间, s;

然后根据火箭方程计算出卫星的质量变化量,即推进剂消耗量。

$$\Delta m = m_0 \left(1 - e^{\frac{-\Delta v}{a \cdot I_{spe} + b \cdot I_{spt}}} \right), \quad (9)$$

其中 Δm 是轨道机动期间的推进剂消耗量, kg; m_0 是轨道机动前卫星的总质量, kg; Δv 是轨道机动期间总的速度增量, m/s; I_{spe} 是 490 N 发动机的比冲, m/s; I_{spt} 是 10 N 推力器的比冲, m/s; a 和 b 是轨控期间综合比冲的加权系数,取值范围为 0~1。

最后将总的推进剂消耗量分配到每种推进剂中,见下式

$$\Delta m_o = \Delta m \cdot \frac{k}{l+k}, \quad (10)$$

$$\Delta m_f = \Delta m \cdot \frac{l}{l+k}, \quad (11)$$

其中 Δm_o 是轨道机动期间氧化剂消耗量, kg; Δm_f 是轨道机动期间燃烧剂消耗量, kg; Δm 是轨道机动期间总的推进剂消耗量, kg; k 是轨道机动期间系统的平均混配比,求解方法同(6)式。

2.2.4 3种方法的综合估算

上述3种剩余量估算方法误差各不相同,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。结合多种方法对剩余推进剂进行综合估算,可进一步提高估算精度^[5],具体方法如下:

$$\mu_c = \frac{\frac{\mu_{PV}}{\sigma_{PV}^2} + \frac{\mu_{BK}}{\sigma_{BK}^2} + \frac{\mu_{AC}}{\sigma_{AC}^2}}{\frac{1}{\sigma_{PV}^2} + \frac{1}{\sigma_{BK}^2} + \frac{1}{\sigma_{AC}^2}}, \quad (12)$$

$$\frac{1}{\sigma_c^2} = \frac{1}{\sigma_{PV}^2} + \frac{1}{\sigma_{BK}^2} + \frac{1}{\sigma_{AC}^2}, \quad (13)$$

其中 μ_c 是剩余推进剂综合估算结果, kg; μ_{BK} 是 BK 法剩余推进剂估算结果, kg; μ_{PV} 是 PVT 法剩余推进剂估算结果, kg; μ_{AC} 是加速度计法剩余推进剂估算结果, kg; σ_c 是剩余推进剂综合估算误差; σ_{BK} 是 BK 法估算剩余推进剂误差; σ_{PV} 是 PVT 法估算剩余推进剂误差; σ_{AC} 是加速度计法估算剩余推进剂误差。

3 结论

嫦娥二号卫星推进系统在嫦娥一号卫星发射前就开始了研制,在嫦娥一号卫星成功后,随着嫦娥二号卫星任务的改变,对推进系统也有了新的要求。但是推进系统是卫星结构的主体,早已焊接完成,因此针对新任务要求进行的改造工作受到很大限制。我们基于提出的嫦娥二号卫星气路系统和 490 N 发动机长寿命验证技术,进行了充分的地面验证试验,并结合对推进气路系统的小范围改进措施,保证了嫦娥二号主任务和拓展任务的成功,实现了国内首次将双组元推进气路系统寿命从 3 个月延长到 2 年,支持在轨飞行距离突破 1000 万公里。

在嫦娥二号卫星的拓展任务中,通过对变轨推力的准确预测和剩余推进剂精确估算,支持实现了日地 L2 点探测和小行星交会成像,有力支持了拓展任务的成功实施。尤其是对于 4179 小行星的飞越任务,需要根据精确的剩余推进剂量来对 200 d 的飞行进行最优策划,并基于变轨推力预测准确实施 5 次中途修正,才能够确保取得完美的成像效果。

嫦娥二号推进系统取得的各项技术是行星际探测的基础技术,在今后深空探测领域还会有更广泛的应用,例如,火星探测、小行星探测、木星探测乃至更远的深空探测^[6,7]。

参考文献

- 1 Thompson P F, Walsh T J. Characterization of attitude control propulsion system. N71-37375. NASA Washington DC, 1971
- 2 Haeseler D, Immich H. Hermes propulsion system design and modelization. AIAA88-2820. 24th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, 1988
- 3 Chang Y K, Young M B, Chae Y S, et al. Error analyses for spacecraft propellant gauging techniques. AIAA94-2512. 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1994
- 4 Duhon D D. The shuttle orbital maneuvering system P-V-T propellant quantity gauging accuracy and leak detection allowance for four instrumentation conditions. NASA CR-150972, 1975
- 5 Patel K, Ventura P, Hoang T M. Batch optimization model for propellant remaining estimates of geosynchronous spacecraft. AIAA1999-2952. 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Los Angeles, 1999.
- 6 Barber T J, Crowley R T. Initial cassini propulsion system in-flight characterization. AIAA2002-4152. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, 2002
- 7 Wiley S, Dommer K, Engelbrecht C, et al. Messenger propulsion system flight performance. AIAA2006-4689. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006