

# 卫星单元肼推进系统延寿能力分析

何永英

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

**摘 要:** 为适应当前卫星长寿命高可靠技术发展趋势要求, 通过对制约单元肼推进系统产品设计寿命的各项薄弱环节进行梳理, 主要从产品的任务完成能力、环境条件适应性以及各工作模式下的功能性能保证等方面开展延寿能力分析, 同时结合在轨卫星的实际运行健康状况评估结果, 得出基于当前设计和工艺水平下推进系统可达到的 10 年在轨寿命能力。在此基础上, 给出进一步提升延寿能力的研究验证建议, 主要从提高单元推力器比冲、提高推进剂剩余量测算精度、开展非金属密封件长期承压条件下的密封可靠性试验、开展压力传感器的抗辐照加固设计优化、开展全寿命期间的系统性能定量评估试验等方面开展研究和试验工作。

**关键词:** 卫星; 单元肼推进系统; 延寿能力

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 01-0037-07

## Analysis on lifetime extension capability of monopropellant hydrazine propulsion system for satellites

HE Yongying

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

**Abstract:** In order to meet the requirement of the development trend of long-life span and high reliability for modern satellites, each weak link which limits the design life of monopropellant hydrazine propulsion system is analyzed. The analysis of prolonging the product's life span in the aspects of the products' ability of mission fulfillment, environmental adaptability and function performance guarantee under various operating patterns is carried out. The ability of 10 years on-orbit life span of the propulsion systems based on the current design and fabrication level was obtained in combination with the assessment result of healthy status in the actual on-orbit running of satellites. Based on the result of analysis, the advises for research and verification of further enhancing the life extension are given, which should be carried out in the aspects of increasing the specific impulse of monopropellant hydrazine system, improving the measurement accuracy of residue propellant, performing the sealing reliability experiment of nonmetal seals under the condition of long-term

收稿日期: 2015-08-13; 修回日期: 2015-08-29

基金项目: 航天支撑技术项目(617010409)

作者简介: 何永英 (1977—), 女, 高级工程师, 研究领域为卫星推进系统

compression, optimizing the reinforcing design of pressure sensor for radiation resistance, and developing the assessment test of system properties in the whole life cycle, for prolonging the life span should be performed.

**Keywords:** satellite; hydrazine monopropellant propulsion system; lifetime expansion capability

## 0 引言

我国卫星行业目前正处于试验应用型向业务型转变的阶段,卫星长寿命技术发展需求愈加紧迫,已成为我国航天领域当前需重点提升的技术之一。从国内卫星设计寿命水平来看,已经从“十一五”期间的 2~3 年(低轨卫星)和 8~12 年(高轨卫星)提高到了当前的 3~5 年(低轨卫星)和 10~15 年(高轨卫星),但相比国外卫星设计寿命水平还有较大的差距,国外部分航天发达国家已将低轨卫星的设计寿命提升为 5~8 年,最长的 Landsat-5 卫星其在轨寿命达到了 30 年,高轨卫星则达到了 15~18 年的设计寿命水平,并经 18 年以上在轨验证考核。

由于推进剂的不可再生性,如何让有限的推进剂发挥最大的冲量效能始终是卫星延寿技术的关键点之一。近几年,在国内开展的高轨卫星延寿技术研究中,双元推进系统相关技术上也取得了突破,PGS 技术不仅实现了推进剂的最有效利用,而且很大程度地提高了卫星寿命末期的剩余量计算精度,对卫星延寿做出了直接的贡献,相关文献对此有详细介绍,本文不再赘述。尽管双组元推进系统依然是当前高轨卫星的主流方案,然而,随着近两年运载器上面级能力的升级及成功应用,使得单元推进系统应用于高轨卫星成为可能,如日前已成功实现首飞的二代导航试验卫星(I1-S、M1/2-S)均采用了单元肼推进系统,同时该系统以其简单、可靠的显著优点被广泛应用于中低轨卫星领域。因此,提高落压式单元无水肼催化分解系统(以下简称肼系统)的在轨使用寿命,开展系统延寿能力分析,对提升卫星长寿命设计水平有直接意义。

本文主要针对卫星单元肼推进系统延寿和可靠性增长能力展开分析,对制约产品延寿的薄弱

环节进行梳理和分析,同时结合在轨卫星的实际运行健康状态,得出当前设计水平下推进系统可达到的长寿命工作能力,并给出进一步延寿的研究建议。

## 1 单元肼系统原理及应用简介

单元肼推进系统技术成熟、组成简单、可靠性高、比冲适中,被广泛应用于国内外中小型卫星领域,如国内大部分近地观测卫星(如遥感、气象、电子侦察等)、试验卫星大多采用该系统方案,以上卫星的设计寿命通常为 2~5 年,而实际在轨运行寿命大多可以达到 5 年以上,小部分可达到十年或更长,如实践七号卫星于 2005 年 7 月发射,至今已经在轨正常运行十年。风云二号气象卫星、二代导航试验卫星将该系统应用于地球同步轨道卫星领域,设计寿命达到了 5~10 年,表 1 列出了国内部分采用单元肼系统的卫星在轨寿命统计情况。

表 1 国内部分卫星在轨寿命情况统计

Tab. 1 Statistics on in-orbit lifetime of some Chinese satellites

卫星名称	设计寿命	实际运行寿命
实践七号卫星	3 年	在轨 10 年,目前仍正常运行
遥感系列卫星	2~3 年	卫星在轨运行寿命达到 6 年以上(不考虑产品故障因素)
风云二号气象卫星	4 年	在轨运行寿命达到 10 年
风云三号气象卫星	3 年	在轨运行寿命达到 7 年以上,仍正常服役
电子侦察系列卫星	3 年	在轨运行寿命 5 年以上,仍正常服役

图 1 给出了典型的落压式单元肼系统原理示意图。系统主要由贮箱、加排阀、自锁阀、推力器和压力传感器等组成，按落压方式工作，采用单组元催化分解推力室。

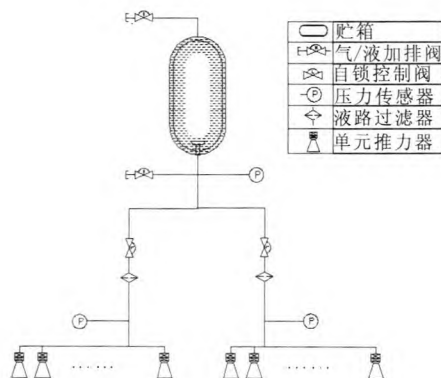


图 1 肼系统原理示意图

Fig. 1 Schematic of hydrazine propulsion system

推进系统的任务主要是为卫星初始姿态建立、轨道控制、轨道机动、离轨以及卫星姿态调整及应急模式下姿态控制提供所需的力或力矩，除以上工作阶段外，推进系统一般处于保护状态，即通过关闭阀门供电回路，或关闭自锁阀隔离上游推进剂供应模块等方式确保系统处于相对安全的状态，期间系统产品中除压力传感器正常输出信号外，其余产品均处于在轨贮存模式。

从国内外卫星在轨故障统计来看，推进系统的故障发生率较低，本文将不对因产品故障导致卫星寿命缩短或终结的问题进行阐述，而把论述重点放在系统长期在轨运行期间，因产品设计寿命能力限制导致的系统性能衰退或失效，对影响系统长寿命运行能力的主要影响因素开展梳理和分析。

## 2 推进系统长寿命能力影响因素及现状分析

根据推进系统的具体使用要求，对产品的任务完成能力、环境条件适应能力及各工作模式下的功能性能保证等方面展开分析，从而梳理出以下可能制约推进系统产品寿命的影响因素，并对当前产品的实际实现能力进行分析说明。

### 2.1 推进剂使用效率

推进剂携带量是由姿轨控系统根据卫星在轨期间的姿轨控总冲需求给出的，对执行特定任务的卫星而言，推进剂携带量的多少直接决定推进系统可提供的总冲，也与卫星在轨寿命直接相关。但由于其总量是有限的，因此提高推进剂的使用效率是延长卫星运行寿命的有效途径。

对单元肼系统而言，提高推进剂使用效率的技术途径有：提高推进剂贮存容器的排放效率可以最大程度增加推进剂可用量；提高推力器比冲可以提高推进剂输出效率。从当前的产品设计能力看，贮箱的排放效率基本可达到 98% 以上，实测数据会更高些，通过设计手段持续提升该指标的空间不大；单元催化分解长寿命姿轨控推力器的实际额定比冲可达到约 220 s，国外同类产品额定比冲最高达到 223~228 s，但通过采用电热增强等方式可实现该指标的一个较大程度地提升。

从另一方面看，推进剂的剩余量测算精度也会直接影响卫星使用寿命。一般对中低轨卫星而言，推进剂耗尽后，卫星会因失去轨道维持能力而自动退出工作轨道，从而导致功能丧失、寿命终结。但对高轨卫星而言，在寿命末期需实施离轨操作将卫星转移至废弃轨道，这就需要末期的推进剂剩余量进行精确测算，确保离轨所需的冲量需求的同时，尽可能减少推进剂剩余量，提高推进剂使用效率。按照目前的典型肼系统硬件配置和测试方法，采用 PVT 法对推进剂剩余量误差进行估算，寿命末期剩余量测算误差约为 10~20%。

### 2.2 自锁阀、推力器工作寿命

自锁阀在系统中主要起到推力输出模块和推进剂供应模块间的切换和故障的隔离作用；推力器则是通过控制相应的电磁阀开关实现点火 / 关机。对于电磁阀和自锁阀，其开启 / 关闭是由控制系统通过控制阀门线圈电流通 / 断来实现阀芯的吸合和释放，从阀芯的机械动作的特性来说，其动作次数是有限的，达到极限寿命时，会出现阀门动作卡滞、关不上或打不开等故障。当前对阀门开关寿命裕度的评估方法主要是采用威布尔

分布模型，通过实际动作次数需求和产品动作寿命试验结果定量评估阀门的动作性能可靠度。

对推力器本身而言，随着点火时间的累积，会导致催化剂破损程度加深，引起燃烧不稳定、燃烧效率下降，从而使推力器输出性能下降，因此推力器的点火时间也是有限的，通常用累计点火时间或过肼量作为寿命指标来衡量。

表 2 给出了国内肼系统用主流产品(注：自锁阀、电磁阀、推力器均选用中国航天科技集团公司型谱产品)的寿命指标、验证数据以及与任务要求的比对情况。

通过比对产品能达到的动作寿命次数，可明确自锁阀、电磁阀、推力器寿命指标可满足长期在轨的寿命要求，且有较大裕量。

表 2 推进系统产品寿命技术指标裕度分析  
Tab. 2 Margin analysis on life index of products in propulsion system

序号	寿命相关参数	任务指标	寿命指标	经试验验证的寿命
1	自锁阀动作次数	≤200 次	≥2 000 次	1 万次
2	电磁阀动作次数	≤2 万次	≥20 万次	60 万次
3	1 N 推力器脉冲次数	≤2 万次	≥20 万次	23.5 万次
4	1 N 推力器累计点火时间/s	≤10 000	≥30 000	72 500
5	5 N 推力器脉冲次数	≤2 万次	≥20 万次	26 万次
6	5 N 推力器累计点火时间/s	≤5 000	≥8 000	30 000
7	20 N 推力器脉冲次数	≤2 000 次	≥5 万次	5.5 万次
8	20 N 推力器累计点火时间/s	≤3 000	≥5 000	30 000

2.3 系统密封性能

系统密封性能(主要通过系统外漏率表征)是与时间有直接关系的指标，因此密封性能设计裕度也直接影响系统设计寿命。

为提高密封性能，卫星推进系统产品的连接多采用焊接结构，个别组件与管路采用双道密封螺接结构，推力器电磁阀采用双阀座串联结构。在轨运行期间，通过关闭自锁阀，隔离推力器输出模块以尽可能降低下游漏率对系统漏率的影响。系统产品的密封性能可通过氦质谱检漏仪进行定量测量，测试分辨率可达  $1 \times 10^{-10} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ ，系统密封性能是可测、可控的，可根据寿命需求提出外漏率指标，当前对工作寿命十年的卫星，推进系统外漏率指标一般为  $\leq 1 \times 10^{-4} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ ，实际能达到  $1 \times 10^{-6} \sim 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$  的水平。

从影响系统密封性能的角度看，金属焊缝的

漏率很小且稳定，不会随着时间推移而产生变化，而螺接头通常采用 O 形圈实现双道密封，阀门密封通过阀芯氟塑料作为密封面，在此需考虑非金属材料的使用有效期，分析因非金属密封材料的性能老化对密封性能的影响。

依据非金属材料手册及相关标准可获知非金属在热空气中的老化系数，因此对非金属材料的保管期、贮存期及其贮存环境进行了严格规定，这一过程是可控的，需确保产品装配时非金属材料在保管期和贮存期范围内。而对非金属材料的使用期(注：使用期定义为从接触推进剂时起到完成规定任务的时间，一般通过试验进行验证获取，并形成规范或标准，通过行业标准或企业标准对推进系统常用非金属密封材料的使用有效期进行约定，表 3 给出了单元肼推进系统常用非金属密封材料的使用有效期信息。

表 3 推进系统密封材料及有效期信息

Tab. 3 Material and validity information of seals in propulsion system

材料名称、牌号	使用有效期	生产厂家	备注（所属组件）
乙丙胶 M242	5 年贮存期+10 年使用期	西北橡胶塑料研究设计院	气、液加排阀、自锁阀、电磁阀内“O”型橡胶密封圈、管路连接件
聚四氟乙烯棒 SFB-1/ SFB-2	5 年贮存期+使用期无限制 <sup>①</sup>	上海塑料研究所	气、液加排阀、电磁阀内的密封垫片
聚全氟乙丙烯棒 F46	5 年贮存期+使用期无限制	上海塑料研究所	电磁阀、自锁阀阀芯组件
聚四氟乙烯薄膜 SFM-3	5 年贮存期+使用期无限制	上海塑料研究所	柱塞接头密封垫片

注①：使用期限无限制的定义是指材料使用有效期远超过型号使用寿命要求(通常卫星型号使用寿命规定为≥10 年)

2.4 材料与推进剂的相容性

在轨期间，推进系统产品与推进剂长期接触，产品选用材料与无水肼的相容性会直接影响系统性能，若相容性不满足要求，可能导致推进剂污染、材料腐蚀导致外漏等安全性风险的发生，直接影响系统在轨寿命。表 4 给出了当前典型肼系统常用材料和推进剂的相容性比对情况。

系统选用的所有金属、非金属材料除 2Cr13

不锈钢外，其他材料与无水肼 /DT-3 推进剂都达到一级相容，2Cr13 不锈钢作为气、液加排阀的阀芯组件材料，在 50℃时对肼的催化分解作用是二级相容。考虑到卫星在轨环境下加排阀处温度在 0℃左右（有利于降低其催化分解作用），且接触面积只有 0.25 cm<sup>2</sup>/个，认为该材料在推进系统中可以长期使用。该产品已应用于多个型号，经 10 年以上在轨飞行试验考核，系统密封完好。

表 4 推进系统材料与推进剂相容性情况

Tab. 4 Compatibility of material and propellant in propulsion system

常用推进剂品种	金属材料	非金属材料	相容性等级
无水肼	TA1, TA2, TC4, 5A03, 5A06、 1Cr18Ni9Ti（酸-肼处理）	F4, F46, M242	一级相容
	2Cr13	/	二级相容
	单推-3	TA1, TA2, TC4	一级相容

材料与推进剂的相容性等级分类是基于实验室环境下的试验结果给出的，而在系统中应用还与推进剂等级、材料设计状态以及环境（包括压力、温度、空间环境等）相关。从实际在轨验证的结果看，推进系统所选用的材料与无水肼能长期相容，未发生污染推进剂或结构材料腐蚀的现象，尽管不能准确给出年限，但可以确定满足在轨工作不少于 10 年的要求。

2.5 抗总剂量辐照能力

在轨期间，产品处于空间辐照环境中，尤其对高轨卫星，辐照环境更为严峻。且因辐照剂量是随时间不断累积，与在轨寿命相关，其后果是造成元器件或原材料性能衰退、参数漂移，因此设计时需充分考虑产品的抗辐照能力。从总剂量指标看，在轨 10 年（高轨）对元器件、原材料的抗辐照要求为≥100 Krad(Si)，对星内单机（等

效金属屏蔽厚度为 3 mm) 指标要求为  $\geq 1.54 \times 10^6$  Krad(Si); 对要求寿命 10 年的中低轨卫星, 元器件、原材料的抗辐照要求为  $\geq 50$  Krad(Si), 单机指标为  $\geq 1.15 \times 10^5$  Krad(Si)。

对推进系统产品而言, 其主要影响对象为压力传感器内的电子线路部分, 电连接器、导线及测温热敏电阻、非金属密封材料等。

电连接器选用金属外壳密封结构、导线、热敏电阻选用抗辐照指标在  $\geq 100$  Krad(Si) 的产品, 均可满足指标要求。

压力传感器电路部分的功能主要是实现信号转换和放大, 无中大规模集成电路和采用 CMOS 工艺的元器件, 但其中的运放电路可能因辐照环境导致共模抑制比变化, 从而导致输出信号漂移。鉴于压力传感器的安装部位均处于卫星蒙皮内, 其单机外壳为 1.5 mm 厚的铝合金, 应用半空间法可确定单机等效屏蔽厚度为 3 mm。对肼系统用压力传感器单机进行抗辐照能力摸底试验, 试验结果表明单机抗辐照水平达到  $6.35 \times 10^5$  rad(Si), 可满足中低轨卫星的辐照指标要求, 相比高轨卫星的要求仍有一定差距, 在高轨卫星上应用, 须采取一定的屏蔽加固措施, 以确保全寿命期内压力输出精度要求。

对系统中使用的非金属密封材料进行了辐照摸底试验, 结果表明选用的密封圈和胶料辐照总剂量达到  $1.03 \times 10^6$  rad(Si), 可满足指标要求。

### 3 卫星实际在轨健康状态评估 (实例)

肼系统在轨期间的健康状态只能依据相关遥测参数进行定性评估, 通常与推进相关的参数仅有系统压力、温度、供电状态、自锁阀开关状态等, 只能定性表征系统的密封性能是否完好, 以及热控状态、供电及开关设置状态的正确性。由于在轨期间, 推进系统不进行推力器室压测试, 因此对推力器性能无法进行定量评估, 而且在完成姿控任务时一般为姿轨控闭环控制, 无法通过其控制效果判定推力器输出性能。在此, 为了获取系统在寿命期内的工作性能变化情况, 间接采用各次轨道控制期间推力器的控制效果来定性评估推进系统性能, 以实例的方式给出。

某试验卫星采用落压式肼系统方案, 选用一个 100 L 表面张力贮箱、16 台额定推力为 5 N 的推力器 (分为主备份 2 个分支)、2 个自锁阀、3 个压力传感器, 系统初始加注推进剂 75 kg, 增压 2.0 MPa (绝压)。该卫星采用三轴稳定方式, 设计寿命 3 年, 运行于太阳同步轨道, 至今已在轨正常运行 10 年有余。在轨期间卫星利用推进系统提供的冲量实施了 15 次轨控, 估算当前推进剂剩余量约 14 kg。每次升/降轨控制分别采用固定的 2 组推力器完成。图 2 给出了随在轨寿命周期各次轨控综合效率的变化趋势曲线, 从图可知, 该卫星在轨运行 10 年, 推进系统输出性能仅发生了轻微的下降, 仍处于健康运行状态。

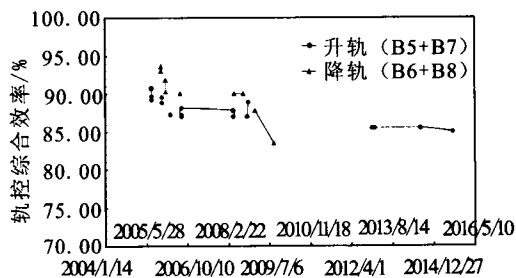


图 2 某试验卫星在轨期间各次轨控综合效率的变化曲线

Fig. 2 Synthetical efficiency curve of orbit control of a test satellite on orbit

## 4 系统进一步提升延寿能力的建议

通过以上对系统寿命的影响因素梳理和当前技术能力分析, 认为当前设计水平下, 推进系统可满足在轨工作 10 年的寿命要求, 在此期间, 系统各项性能仍能满足总体要求, 但为适应将来更长寿命的背景需求, 建议开展针对性的系统延寿能力研究和试验。

### 4.1 提高单元推力器比冲

国内现有产品中, 单元肼类推力器的额定真空比冲一般达到 220 s 左右, 且产品的设计状态经过近 20 年的不断改进、优化, 并通过了在轨飞行试验的充分考核, 因此认为基于当前设计模式下做局部优化设计对于提高比冲的空间是有限的, 除非采取新的技术手段, 如采用电热肼增强型推力器 (一般作为轨控推力器), 根据前期

的预研成果, 其比冲要比普通单元肼推力器高出约 36%, 如按照轨控所需冲量占总冲的 70% 计算, 则采用电热肼增强型推力器可节约 26% 以上的推进剂, 也就相当于可延长推进系统 26% 以上的工作寿命。

#### 4.2 提高推进剂剩余量测算精度

精确测算推进剂剩余量, 给出准确的卫星离轨时机, 对提高高轨卫星的寿命有直接意义。基于 PVT 法对推进剂剩余量误差的组成分析, 通过提高压力、温度、初始加注量、贮箱容积测量精度均可达到提高剩余量测算精度的目的, 但其技术解决途径会受到产品硬件设计能力的限制, 提升空间不大。在这里建议参照双元系统 (SAST5000 平台), 搭建 PGS 测量系统, 通过高精度压力传感器、补气测量系统进行推进剂剩余量的精确测算, 按照双元系统所开展的地面试验验证, 其误差可达到 1% 以内。相比传统的计算方法, 卫星工作寿命可延长 3~6 个月。

#### 4.3 开展非金属密封件长期承压条件下的密封可靠性试验

针对长寿命需求的推进系统, 其密封可靠性最终取决于非金属密封件在长期承压、同时接触推进剂条件下的密封性能, 从目前依据无论是非金属材料的使用有效期, 还是其与推进剂的相容性角度分析, 都只考虑了单一的环境因素影响, 与产品的使用状态有较大差异, 因此为进一步明确系统的密封可靠性, 建议针对系统常用的密封件开展模拟在轨环境下的密封可靠性试验验证。

#### 4.4 开展压力传感器的抗辐照加固设计优化

为满足更长寿命的应用需求, 压力传感器需在现有设计基础上, 开展对关键器件或单机的抗辐照加固设计优化, 可以通过器件优选、贴铅皮或加厚单机金属外壳等途径实现, 并通过试验验证, 确保全寿命周期内不发生因总剂量辐照导致的压力输出漂移。

#### 4.5 开展全寿命期间的系统性能定量评估试验

鉴于对在轨飞行产品进行推进系统性能评估的资源受限, 为定量评估产品长期工作及贮存环境下的推进系统性能变化情况, 作为后续更长寿命需求卫星开展健康评估的依据, 建议利用现有

主流产品总装一套系统, 对推力器增加室压测试, 加注推进剂, 按实际使用需求进行初期性能验证, 尽可能模拟在轨环境进行贮存, 长期监测系统参数, 并模拟在轨飞行程序不定期进行系统级点火试车, 全面验证系统在全寿命周期内的性能可靠性, 获取系统工作寿命裕度。同时, 还可利用超期服役的在轨卫星, 开展推进系统在轨性能评估的专项试验。

## 5 结束语

通过对单元肼卫星推进系统产品延寿的薄弱环节进行分析, 并结合在轨卫星的验证情况和地面试验考核情况, 得出了基于当前产品设计能力和技术水平, 推进系统可满足在轨 10 年寿命的能力, 同时给出了进一步提升延寿能力的建议, 以满足后续卫星更长寿命的使用需求。

#### 参考文献:

- [1] 周正伐. 航天可靠性工程[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.
- [2] 胡昌寿. 航天可靠性设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1999.
- [3] 国防科委后勤部. 液体推进剂 [M]. 北京: 国防科委后勤部材料部, 1979.
- [4] 谭强, 范燕平. 我国卫星长寿命技术发展需求及组织与管理探讨[J]. 航天器工程, 2011 (5): 111-115.
- [5] 吴雷, 曾辉, 刘正高. 长寿命卫星寿命评估方法探讨[J]. 质量与可靠性, 2012 (6): 12-18.
- [6] 杨亦可, 陈塞琦, 李潭. 低轨遥感卫星长寿命研究进展 [J]. 中国航天, 2013 (8): 26-27.
- [7] 袁磊, 王申, 连仁志. 一种推进剂剩余量在轨测量方法研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 87-91.  
YUAN Lei, WANG Shen, LIAN Renzhi. On-board gauging method of remaining propellant [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(5): 87-91.
- [8] 国防科学技术工业委员会. QJ3127-2000 航天产品可靠性增长试验指南[S]. 北京: 中国航天标准化研究所, 2000.
- [9] 国防科学技术工业委员会. GJB98-86 无水肼[S]. 北京: 化工部黎明化工研究院, 1986.

(编辑: 陈红霞)