0254-6124/2006/26(3)-193-04 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Li Jiancheng, Yang Yongan, An Jinwen. Geostationary satellite's end-of-life predication based on propellant-remaining estimation. *Chin. J. Space Sci.*, 2006, **26**(3): 193~196

基于剩余推进剂估算的卫星寿命预测方法*

李建成[1,2] 杨永安[2] 安锦文[1]

[1](西北工业大学自动化学院 西安 710072)

[2](西安卫星测控中心)

摘 要 针对地球静止轨道卫星在轨寿命问题，提出了通过星上液体剩余推进剂计算分析卫星在轨寿命的方法，研究了工程中影响卫星在轨寿命的因素，给出了适用于工程的卫星寿命预测方法，并通过工程进行了验证.

关键词 地球静止轨道卫星；寿命预测；剩余推进剂；估算

中图法分类号 V 556

Geostationary Satellite's End-of-Life Predication Based on Propellant-Remaining Estimation

LI Jiancheng[1,2] YANG Yongan[2] AN Jinwen[1]

[1](*Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xian* 710072)

[2](*Xian Satellite Control Center*)

Abstract With the application of the geostationary satellites, the problem how to prediction the in-orbit life of the satellites is taken into account, especially the satellites with liquid propellant. The methods of propellant measurement and management have been studied by many people, and the assignment and the end-of-life prediction is thought to be a necessary work in satellite engineering. This paper discusses the factors that may influence the in-orbit life of geostationary satellite, such as space environment, capability of the equipment, the wasting fuel and the ground operation. The propellant mass is proved to be the main factor in engineering. The end-of-life prediction accuracy analysis should be based on the on-board sensor accuracies and satellite telemetry processing accuracies. The methods of how to measure and estimate the propellant-remaining of the Chinese satellite are given as PVT method, BookKeeping (BK) method, and combined method (PVT+BK). The prediction methods of the satellite give the average life, the reliable life and the actual life. The engineering example shows the predication method based on propellant-remaining is reasonable.

Key words Geostationary satellite, End-of-life predication, Propellant-remaining, Estimation

* 国家 973 项目 (5134302) 资助

2005-08-10 收到原稿，2006-03-23 收到修定稿

万方数据

1 引言

在航天工程中，地球静止轨道卫星由于其覆盖范围广、相对地面用户静止、连续可见等特点，广泛应用于通信广播、气象、导航定位等领域. 在提高卫星可靠性的同时，还需要尽可能准确地预测卫星的在轨寿命，以便对卫星进行有效管理并做好卫星后续研制计划. 尤其对推进系统使用液体推进剂的大型卫星，由于液体推进剂几乎占用卫星质量的 50%，推进剂的分配和预算成为卫星设计过程中一项重要内容. 而在工程中如何通过在星上硬件设置和软件上采用相应的措施和方法准确测量和计算剩余推进剂，从而达到准确估算卫星在轨寿命的目的，也成为国内外卫星各类平台研制时较注重的问题. 本文结合卫星测控工程的实际情况，分析了影响卫星寿命的主要因素，研究了卫星寿命预测方法 [1].

2 卫星寿命及主要影响因素

在轨卫星寿命指卫星可用的工作期限. 由于星上故障的出现是随机的，所以卫星寿命也是一个随机变量，可认为是一个与系统可靠度相关的函数.

对于组成卫星的各器件，其典型故障率曲线为浴盆曲线，故障率变化可近似地分为早期故障期、偶然故障期和耗损故障期三个阶段. 早期故障多发生在卫星发射前的研制阶段，故障率较高，随时间的增加而迅速下降；可以通过修正设计、改进生产、元器件老化筛选等质量控制方法消除故障，在正常情况下不作为系统使用故障中的一部分. 耗损故障率一般发生在元器件或者设备寿命末期，并随时间的增长而增加；在器件或者设备研制时，可以通过设计方法、生产工艺等手段延长其寿命期，使卫星正常运行时器件不工作到耗损故障期. 而偶然故障期内故障率低而稳定，通常认为是设备的有效寿命期；此阶段的故障因素主要是由于工作条件、外界环境条件、错误操作等因素使设备应力超过一定强度而造成的.

根据地球静止轨道卫星的运行环境，影响在轨卫星寿命的因素主要有空间环境、设备性能、星上消耗物质和地面误操作等.

卫星受到的多种应力将引起卫星的轨道摄动和姿态扰动，使卫星为消除应力而消耗推进剂. 如带有大型通信天线和太阳帆板的卫星受到的太阳辐射压力；地球非球形与日月引力；柔性太阳帆板及伞式天线的动力学，以及可能引出的频度共振问题. 空间辐射也将引起柔性部件损坏、能源供应降低、器件性能减退、星上误动作等问题；空间磁暴将会影响星上电磁器件的工作性能，影响星上电磁环境；太阳电池阵的效率也会受温度变化、太阳辐射、空间电子等因素的影响而降低. 热真空环境会影响星上器件性能，如太阳电池阵的温度升高将影响电池工作效率.

由于星上元器件工作在偶然故障期，故障率低且为常数；在设计和研制过程中，卫星进行了环境防护设计、关键部件的冗余设计、余量和降额设计等提高可靠度的手段，除出现关键的单点故障外，不会引起卫星寿命终结. 国内外地球静止轨道卫星在轨运行情况也表明，星上器件故障或者环境因素多引起星上部件失效、性能下降或者性能衰退，需要使用备份件或者关闭部分有效载荷设备.

而由于卫星受发射质量限制，用于卫星姿态和轨道控制的液体推进剂按卫星设计寿命携带，其将随使用而逐步减少，最后耗尽而使卫星无法控制，成为制约卫星寿命的主要因素.

3 剩余推进剂测量和计算方法

国外卫星研制商在工程中使用了不同的推进剂测量手段和计算方法，使卫星寿命预测精度小于 3 个月 [2]~[7].

星上推进剂的主要测量方法有小偏差方程法、气体注入激励法、气体方程法 (PVT)、记账法 (BK) 等，也可以通过比冲轨道法进行推进剂的消耗量标定. 小偏差方程、气体注入激励法等主要用于转移轨道段推进系统恒压式工作时进行的推进剂计算. 而卫星转入同步工作段后，推进系统为落压式工作，星上推进剂测量方式主要为 PVT 法和记账法.

PVT 法是利用液体推进剂储箱内气体的温度和压力，在气体质量不变的情况下利用气体状态方程计算出气体体积，从而间接计算出储箱内液体推进剂的体积和质量. 其基本方程为

$$M = \rho(V_0 - M_g T_g Z R / P_g).$$

式中 V_0 为储箱体积、M 为箱内液体质量、ρ 为箱内液体密度；Z 为气体压缩因子、R 为气体常数；

万方数据

M_g, T_g 为箱内气体的质量和温度.

由于同步轨道段使用落压式工作方式，卫星剩余推进剂与初始状态的储箱温度、压力和箱内推进剂量有关. 推进剂计算方程可以改写为

$$M=\rho\left[V_0-\frac{T}{T_0}\cdot\frac{P_{t0}-P_0}{P_t-P}\cdot\left(V_0-\frac{M_0}{\rho_0}\right)\right].$$

式中，T_0, M_0, ρ_0, P_0, P_{t0} 分别为初始储箱的温度、剩余推进剂、推进剂密度、压力和饱和蒸汽压力；T, ρ, P, P_t 为计算时刻的储箱温度、推进剂密度、遥测压力、当时温度对应的饱和蒸汽压力.

此方法计算推进剂在工程应用中比较简单、可行，但由于储箱形变、气体压缩因子和在液体中的溶解度、星上储箱温度和压力采样不精确等因素的影响，此方法的计算误差一般超过 10 kg.

记账法是根据星上推进系统记录的姿轨控推力器工作次数和工作时间、推进系统的温度和压力，并结合推力器的比冲和推力等，计算出每个推力器的推进剂消耗量，不断累积得到一定时间内的总消耗量，从而计算出星上剩余推进剂. 其推进剂消耗量的计算公式为

$$\Delta M=(F_t/I_{sp}g_0)\Delta t.$$

式中，F_t 为推力器的等效推力、I_{sp} 为推力器比冲，g_0 为地面重力加速度.

使用此方法计算时，需要使用推进系统的地面试验数据并要求星上推力器性能稳定. 但由于空间环境影响、推力器性能变化等因素，此方法的测量精度也不高.

比冲轨道法一般用于计算轨控时推进剂消耗量，通过轨道变化情况、推力器比冲及工作时间得到推进剂消耗量，并可以同时标定星上轨控推力器的综合等效推力.

应用中，可利用比冲轨道法标定推力器的等效推力，结合 PVT 法和记账法，提高剩余推进剂量的计算精度.

4 卫星寿命预测方法

在轨卫星是一个复杂的不可修复系统，主要由测控、控制、推进、能源、转发器等分系统串联组成；而各分系统又由成千上万个元器件组成串联系统、并联系统、k/n 表决系统和储备系统构成的复杂系统 [5].

卫星在轨期间，分系统故障率 λ_i (i 为星上分系统数 $i=1,2,\cdots,n$) 为常数，可靠度服从负指数分布 $R_i(t)=e^{-\lambda_i t}$.

则卫星的平均寿命为

$$\overline{T}=\int_0^\infty R(t)dt+\int_0^\infty e^{-\lambda t}dt=\frac{1}{\lambda}.$$

而卫星的可靠寿命 (即卫星在规定可靠度下卫星的使用寿命) 为

$$T_r=-\frac{\ln r}{\lambda}.$$

式中 r 为规定可靠度.

卫星的平均寿命 (为可靠度曲线与坐标轴之间的面积) 和可靠寿命与可靠度之间的关系如图 1 所示.

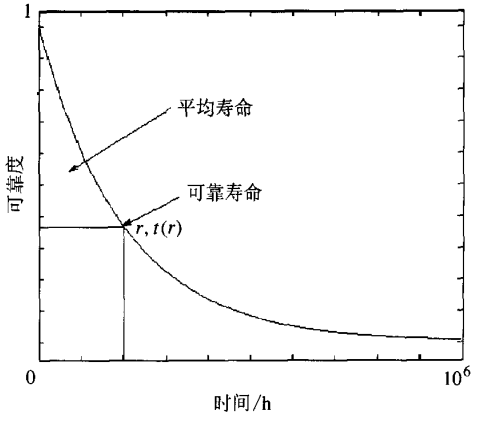

图 1 卫星平均寿命和可靠寿命

Fig.1 Average life period and reliable life of satellite

易知，利用可靠度计算出的卫星寿命远大于卫星在轨寿命. 在星上各系统卫星满足可靠度设计的情况下，卫星的寿命预测即是星上剩余推进剂量计算及预测. 其计算方程为

$$T=\frac{M_0-(M_c+M_1+M')}{\overline{M}_y}.$$

式中，M_0, M_1, M_c, M' 分别为投入使用时的推进剂量、不可使用的残留量、离轨再捕获推进剂消耗量和计算误差量；$\overline{M}_y$ 是液体推进剂年平均消耗量.

但由于空间摄动、推力器耦合、推进剂混合比、温度压力等因素的影响，造成推进系统的空间性能和理论设计不一致性，使得实际的推进剂消耗和预算值不一致. 因此，要通过分析、比对推进系统历史数据，比对实际消耗和理论预算的不同，不断修

万方数据

正推力器的有效推力，从而得到年平均推进剂消耗量. 由于混合比偏差而造成氧化剂和燃烧剂消耗比例不一致，在寿命预测时应以剩余量少的推进剂为主. 在接近卫星预计寿命后期，要根据不同的推力器组合和工作模式修正推进剂消耗量，从而能尽量准确地做好控制策略，使卫星在寿命结束前完成离轨控制.

5 工程算例与结论

设一颗 2004 年发射的卫星寿命符合指数分布，故障率为 2×10^{-6}/h，卫星设计寿命末期可靠度 0.68，卫星定点交付时剩余推进剂为 290 kg (其中氧化剂 180.6 kg，推进剂 109.4 kg)，其中轨道再捕获、推进系统残余量为 15 kg. 通过计算可知，卫星平均寿命为 5×10^5 h(约 57 a)，可靠寿命为 192 831 h (约 22 a).

按星上携带推进剂计算，卫星寿命预计为 10 年；按推进剂实际消耗情况，卫星寿命约为 9 年. 卫星寿命预测情况如图 2 所示.

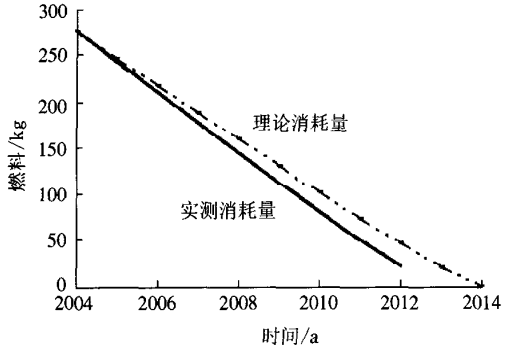

图 2 卫星寿命预测

Fig.2 Satellite end-of-life predication

除了准确计算星上推进剂消耗外，适当的地面操作也会有利于提高寿命. 如卫星在轨早期调整太阳帆板对日夹角及电池阵的温度；寿命中后期进行蓄电池在轨激活以保证寿命期内蓄电池的工作性能；在流星雨和太阳活动较强的日期，适时调整太阳帆板、切除磁控器件等.

参考文献

[1] Shao Ruizhi, Fan Benyao. Reliability study of long-life communication satellites. *Chin. J. Space Sci. Tech.*, 1996, **4**:24~33. in Chinese (邵瑞芝，范本尧. 长寿命通信卫星的可靠性研究. 中国空间科学技术， 1996, **4**:24~33)

[2] Da Daoan, Zhang Tianping. Introduction and estimation on measurement methods of liquid propellant application to satellites. *Chin. J. Prop. Tech.*, 1997, **18**(4):89~94. in Chinese (达道安，张天平. 在轨卫星液体推进剂测量技术评述. 推进技术， 1997, **18**(4):89~94)

[3] Da Daoan, Zhang Tianping. The technical scheme for the measurement of liquid propellant residue on the national satellite. *Chin. J. Prop. Tech.*, 1997, **18**(6):98~102. in Chinese (达道安，张天平. 一种适用我国在轨卫星液体推进剂剩余量测量的技术方案. 推进技术, 1997, **18**(6):98~102)

[4] Chobolov M V, Purobit G P. Low-gravity propellant gauging system for accurate predictions of spacecraft end-of-life. *J. Spacec. Roc.*, 1993, **30**(1):92~101

[5] Tso P Y. Bipropellant Propulsion Performance and Propellant-Remaining Prediction for INSAT-1B, AIAA-89-2512

[6] Chang-Hee Won *et al.* Mission analysis and planning system for Korea multipurpose satellite-I. *J. ETRI*, 1999, **21**(3):29~40

[7] Jaekle D E, Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Vanes. AIAA-91-2172, 1991

[8] Guo Yongji. Principles of Reliability Engineering. Beijing: Tsinghua University Press, 2002, 42~88. in Chinese (郭永基. 可靠性工作原理. 北京: 清华大学出版社, 2002, 42~88)

万方数据