

文章编号:1674-8190(2015)04-460-05

基于可靠性安全系数的折叠展开机构可靠性分析

高俊东

(中国船舶重工集团公司 昆明船舶设备研究试验中心,昆明 650000)

摘要: 太阳翼系统是卫星的重要组成部分,其故障可能导致卫星无法正常运行,保证卫星太阳翼机构的可靠性具有重要意义。为了实现折叠展开机构的可靠性优化设计,首先,介绍卫星太阳翼机构的重要性及其可靠性的研究现状,提出基于可靠性安全系数的卫星太阳翼展开可靠性分析方法;其次,研究基于可靠性安全系数的概念,并推导其表达式;最后,以某型卫星太阳翼机构参数为例进行展开运动分析计算,验证所提方法的合理性和可行性。该方法可为卫星太阳翼机构及其他类似机构的可靠性设计提供有益参考。

关键词: 卫星;太阳翼机构;可靠性;安全系数

中图分类号: V423; TM914.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2015.04.010

Folding-and-Expanding Mechanism Reliability Analysis Based on Reliability Safety Coefficient

Gao Jundong

(Kunming Shipborne Equipment Research & Test Center, China Shipbuilding Industry Corporation, Kunming 650000, China)

Abstract: The solar wing system is an important part of the satellite, failure of which may cause the satellite to be unable to operate normally. Ensuring the reliability of the satellite solar wing mechanism is of great significance. In order to realize the reliability optimization design of the folding-and-expanding mechanism, following works are studied. Firstly, the importance and reliability research situation of satellite solar wing mechanism are introduced and an analysis method based on reliability safety coefficient for satellite solar wing mechanism is provided. Secondly, the reliability safety coefficient is introduced and its expression is derived. Finally, using the parameters of a satellite solar wing mechanism, the expanding movement is analyzed and calculated. The result certifies the rationality and feasibility of the proposed method. The method provides a useful reference for reliability design of satellite solar wing mechanism and other similar ones.

Key words: satellite; solar wing mechanism; reliability; safety coefficient

0 引言

卫星产品的工作环境较严酷,在空间运行时发生的故障一般是不可修复的,保证卫星及卫星产品的可靠性具有重要意义。太阳翼系统是卫星的重要组成部分,是卫星上为数不多的以结构机构为主、电器系统为辅的系统。

通过查阅某卫星事故统计网和《航天故障手册》^[1],发现国际公开的卫星事故中,由于太阳翼机构故障所导致的事故共有19起。Ascend Space-trak数据库记录了117次卫星太阳翼故障^[2-3],例如2007年2月3日,中国北斗导航试验卫星由于太阳翼展开故障,导致卫星无法正常工作;2012年5月31日,劳拉太空系统公司建造的美国Intel-sat19卫星的一侧太阳翼未能展开。卫星太阳翼故障将直接导致卫星不能正常工作,使卫星寿命大大降低甚至报废。因此,关于卫星太阳翼机构可靠性方面的研究越来越受到各国的重视。刘志全等^[4-5]

收稿日期:2015-09-07; 修回日期:2015-11-01

通信作者:高俊东, gjd167146@sina.com

对航天器机构的设计、发展、分析以及可靠性问题进行了诸多研究,包括航天器机构可靠性设计中考虑的若干因素,航天机械可靠性特征量裕度的概率设计方法,航天机构的可靠性试验及评估方法,太阳翼的展开可靠性分析等。陈烈民^[6]根据能量守恒原理,以太阳翼展开角为参数,提出太阳翼展开运动的分析方法,该方法计算公式为显函数,便于判断设计量对展开时间和展开终了速度的影响。肖宁聪等^[7]介绍了太阳翼的组成和展开原理,通过定性定量分析,得出展开失效的原因主要是展开扭簧存储动力矩不足和展开机构卡死,从静力矩裕度、力矩和力矩做功三方面对太阳翼展开机构进行了可靠性建模与分析。美军标(MIL-A-83577B)^[8]以及文献[9-10]规定了空间运动机构设计、制造、质量控制和测试等方面的要求,对某些特征量的裕度作了规定,是可靠性设计思想在设计中得到量化的体现。Masayoshi Misawa^[11]提出了预测可展开卫星天线可靠性的方法,其研究对象为日本工程实验卫星 VI(EST-VI),涉及到的可展开功能可靠性被定义为主动矩分布大于阻力矩分布。

综上所述,关于卫星太阳翼机构的可靠性国内外已经开展了多方面研究,但主要以特征量裕度设计为主;运用到工程实际中,多是乘以安全系数来设计以保证可靠性,而安全系数多是经验值,仅仅为了达到设计强度或是承载能力,并未考虑体积、重量等因素,也未能将可靠性思想运用于其中。因此,本文在分析太阳翼机构组成的基础上,对卫星太阳翼机构进行建模,运用基于可靠性安全系数的思想,对太阳翼机构进行可靠性优化设计并分析。

1 可靠性安全系数

可靠性安全系数^[12]是将设计变量强度与应力的随机性概念引入经典意义下的安全系数中,将安全系数与可靠性联系起来,即可靠性意义下的安全系数。在机械设计中,将强度与应力之比称为零件的安全系数,即经典意义下的安全系数,它是综合考虑了机械零件的实际工况,为了安全起见,给出的一种安全裕度设计方法。经典安全系数是常数,在实际中应用广泛,直观易懂,且被实践证明是简单可行的。

但是随着科学技术的发展以及人们对产品要求的不断提高,特别是对安全性和经济性越来越重视,经典意义下的安全系数就显得不合理。一方面,机械产品特别是卫星产品,对于重量的控制要求较严格,考虑到卫星的发射、运行、功耗等因素,要求在保证可靠性的前提下尽量减轻重量,而经典安全系数更多的是考虑最严工况下的强度与应力,与可靠性无关,无法适应实际设计的需要。另一方面,从安全系数的本质来看,其与强度、应力有关,而强度、应力在实际中受多种因素影响,具有一定的分散性或者波动性,总是在其均值附近波动,受材料、工艺、受力形式等因素影响可能会有较大的波动,因此安全系数也会有一定变化,不再是一个常数。只有当材料的强度和零件的工作应力离散性非常小时,经典安全系数才可以被认为是一个常数。

假设产品的材料强度为随机变量 δ ,工作应力为随机变量 S ,均服从正态分布: $\delta \sim N(\bar{\delta}, C_\delta^2)$ 、 $S \sim N(\bar{S}, C_S^2)$,则产品的安全系数 $n = \delta/S$ 也是随机变量,可靠度 $R = P(\delta > S)$,故有

$$\begin{aligned} R &= \Phi\left(\frac{\bar{\delta} - \bar{S}}{\sqrt{\sigma_\delta^2 + \sigma_S^2}}\right) = \Phi\left(\frac{\bar{\delta}/\bar{S} - 1}{\sqrt{\sigma_\delta^2 + \sigma_S^2/\bar{S}}}\right) \\ &= \Phi\left(\frac{n - 1}{\sqrt{\sigma_\delta^2 + \sigma_S^2/\bar{S}}}\right) \end{aligned} \quad (1)$$

从式(1)可以看出:即使平均安全系数 n 不变,而当 σ_δ 、 σ_S 取不同值时,或者 \bar{S} 的取值不同时,其可靠度也不同,甚至会有较大差异。因此只考虑经典意义下的安全系数 n ,是不能全面评价产品的可靠性的,应该将安全系数和可靠度同时进行研究,将可靠性意义下的安全系数定义为 $n_R = \delta_{\min}/S_{\max}$ 。

对于强度、应力的规定,主要由 3σ 原则以及实际经验而定,并非是强制固定值,可以根据实际情况来确定。在强度、应力干涉理论中,根据 3σ 原则,在强度、应力分布假设为正态分布情况下,强度统计量分布在 $(\mu - 2\sigma, \mu + 2\sigma)$ 的概率为 0.95,应力统计量分布在 $(\mu - 3\sigma, \mu + 3\sigma)$ 的概率为 0.99,而干涉理论关注的是强度最小值与应力最大值之间的干涉区,因此结合经验,取强度最小值 δ_{\min} 为可靠度 $R = 95\%$ 时的下限值;取应力最大值 S_{\max} 为可靠度 $R = 99\%$ 时的上限值,则

$$R_\delta = 1 - \Phi\left(\frac{\delta_{\min} - \bar{\delta}}{\sigma_\delta}\right) = \Phi\left(-\frac{\delta_{\min} - \bar{\delta}}{\sigma_\delta}\right)$$

$$= \Phi(z_\delta) = 0.9$$

$$R_S = \Phi\left(\frac{S_{\max} - \bar{S}}{\sigma_S}\right) = \Phi(z_S) = 0.99$$

$$\begin{cases} z_\delta = -\frac{\delta_{\min} - \bar{\delta}}{\sigma_\delta} = 1.65 \\ z_S = \frac{S_{\max} - \bar{S}}{\sigma_S} = 2.33 \end{cases}$$

$$\delta_{\min} = \bar{\delta} - 1.65\sigma_\delta = (1 - 1.65C_\delta)\bar{\delta} \quad (2)$$

$$S_{\max} = \bar{S} + 2.33\sigma_S = (1 + 2.33C_S)\bar{S} \quad (3)$$

当强度和应力均为正态分布时,任意可靠度下的安全系数为

$$n_R = \frac{\delta_{\min}}{S_{\max}} = \frac{(1 - 1.65C_\delta)\bar{\delta}}{(1 + 2.33C_S)\bar{S}} \quad (4)$$

在上述条件下,给定零件的可靠度为 R ,则

$$R = \Phi\left(\frac{\bar{\delta} - \bar{S}}{\sqrt{\sigma_\delta^2 + \sigma_S^2}}\right) = \Phi(z_R) \quad (5)$$

$$\bar{\delta} = \bar{S} + z_R \sqrt{\sigma_\delta^2 + \sigma_S^2} = \bar{S} + z_R \sqrt{(C_\delta \bar{\delta})^2 + (C_S \bar{S})^2} \quad (6)$$

$$\frac{\bar{\delta}}{\bar{S}} = 1 + z_R \sqrt{C_\delta^2 \left(\frac{\bar{\delta}}{\bar{S}}\right)^2 + C_S^2} \quad (7)$$

解得

$$\frac{\bar{\delta}}{\bar{S}} = \frac{1 + z_R \sqrt{C_\delta^2 + C_S^2 - z_R^2 C_\delta^2 C_S^2}}{1 - z_R^2 C_\delta^2} \quad (8)$$

所以给定零件可靠度下的安全系数为

$$n_R = \frac{(1 - 1.65C_\delta)}{(1 + 2.33C_S)} \cdot \frac{1 + z_R \sqrt{C_\delta^2 + C_S^2 - z_R^2 C_\delta^2 C_S^2}}{1 - z_R^2 C_\delta^2} \quad (9)$$

GJB 4042-2000^[13] 规定了卫星太阳翼展开的可靠性指标为 0.999,且为保证太阳翼顺利展开的静力矩裕度(其值为太阳翼展开至终了位置上的驱动力矩与阻力矩之比再减 1),即安全系数。这是传统的安全系数,下文将对太阳翼展开运动进行仿真,对比分析两种安全系数下的运动结果。

2 太阳翼展开可靠性优化分析

目前,大多数卫星采用以刚性基板为太阳板的折叠式太阳翼构造形式,本文亦以该类折叠式太阳翼系统为研究对象,其结构机构组成如图 1 所示。

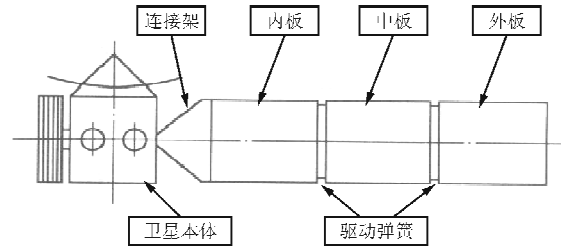


图 1 卫星太阳翼机构图

Fig. 1 Satellite solar wing mechanism

太阳翼左右两翼分居卫星承力筒两侧,左边的太阳翼为折叠状态,是卫星发射段的状态,收拢于卫星本体上;右边的太阳翼为展开状态,是卫星入轨工作时的状态。太阳翼由连接架、内板、中板、外板、驱动装置以及辅助装置组成。卫星入轨后,起爆器启动,切割器切断压紧杆,释放太阳板,其在驱动弹簧作用下自行展开,受同步机构的约束,连接架和三块板以同一角速度展开。受空间温差大、辐射强的影响,而且随着人们对太阳翼的要求越来越高,太阳翼变得复杂多样,作为卫星的一个重要的、应用广泛的典型机构,其具有不可替代性、效率高、复杂等特点。

以三块太阳板的折叠式太阳翼为研究对象进行建模计算,其展开分析计算模型如图 2 所示。

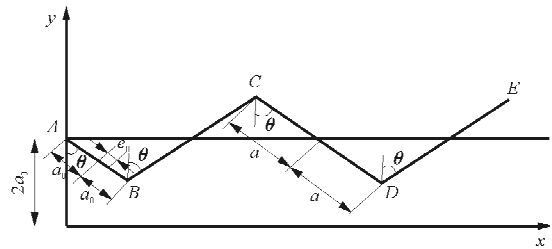


图 2 太阳翼展开分析计算模型

Fig. 2 Analysis and calculation model of solar wing

A 为连接架与卫星本体的铰链点, B 、 C 、 D 为各太阳板或连接架之间的铰链点,也称为轴线 A 、 B 、 C 、 D 。 AB 、 BC 、 CD 、 DE 分别表示连接架、内板、中板和外板。假设连接架两侧的铰链转动轴线之间的距离为 $2a_0$,质心的偏心距为 e_0 ,各太阳板两侧的铰链转动轴线之间的距离均为 $2a$,且质心在板的中心。由于采用绳索同步机构,整个太阳翼的展开可看作是一个自由度的运动。以展开角 θ 为太阳翼展开的参数,它从 0 (折叠状态) 变化到 $\pi/2$ rad (最终状态)。根据文献^[6]和^[14],太阳翼

展开是在驱动力矩与阻力矩的相互作用下完成的。在空间微重力环境中,驱动力矩和阻力矩是最主要且最具有决定性的因素,因此只使用这两个因素进行可靠性分析。太阳翼展开过程中的驱动力和阻力均随展开角度的不同而变化,分析计算时将二者简化为一个“弹簧”的作用,折算到相应的铰链转动轴线上,即各轴线上的总驱动力矩和总阻力矩为

$$T = T_{d0} + 2 \times (T_{d1} + T_{d2} + T_{d3}) \quad (10)$$

$$R = 2 \times [R_{d0} + 2 \times (R_{d1} + R_{d2} + R_{d3})] \quad (11)$$

式中: T_{d0} 为根部铰链驱动弹簧展开终了时的驱动力矩; T_{d1} 、 T_{d2} 、 T_{d3} 分别为每条轴线上的板间铰链驱动弹簧展开终了时的驱动力矩,每条轴线上布置两个铰链机构,故乘以系数 2; R_{d0} 为根部铰链处展开终了时的阻力矩; R_{d1} 、 R_{d2} 、 R_{d3} 分别为每条轴线上的板间铰链处展开终了时的阻力矩,每条轴线上布置两个铰链机构,故乘以系数 2。

各参数具体数值如表 1 所示。

表 1 各轴线处弹簧参数

Table 1 Each axis of the spring parameters

参数	数值/(N·m)	参数	数值/(N·m)
T_{d0}	2.05	R_{d0}	0.581 7
T_{d1}	1.05	R_{d1}	0.589 2
T_{d2}	1.05	R_{d2}	0.611 9
T_{d3}	1.05	R_{d3}	0.511 7

太阳翼在展开起始处,弹簧处于形变最大状态,即弹性势能最大的情况,总的展开驱动力矩是最大的;而阻力矩包括铰链阻力矩、摩擦阻力矩、电缆产生的阻力矩等,随展开过程而不断增加。因此在展开终了时,驱动力矩最小、阻力矩最大,此时驱动力矩与阻力矩之比(即安全系数的值)是最小的。如果安全系数的最小值符合要求,则表明太阳翼展开过程符合可靠性要求,能够顺利展开。展开终了状态是太阳翼最严酷的状态,在完全展开之前的运动中,驱动力矩递减、阻力矩递增,安全系数的值一直变小,要保证展开全过程顺利进行,就必须使驱动力矩始终大于阻力矩,终了状态安全系数减到最小,此时如果安全系数还符合要求,即驱动力矩仍大于阻力矩,就能保证太阳翼完全展开。因此只需要分析展开终了时刻的安全系数。

将展开终了时刻的数据带入计算,得

$$T = T_{d0} + T_{d1} + T_{d2} + T_{d3} = 8.35 \text{ N}$$

$$R = R_{d0} + R_{d1} + R_{d2} + R_{d3} = 4.01 \text{ N}$$

(1) 按传统方法,安全系数为 $n = T/R - 1 = 2.1, 2.1 > 1$, 满足 GJB 4042-2000 的要求。

(2) 按可靠性安全系数的求解方法,可以将驱动力看作是“强度”,阻力看作是“应力”,驱动力大于阻力才能使太阳翼完全展开。给出驱动力和阻力的变异系数,该变异系数可以由试验测得,也可由以往的类似产品估计出或查询相关手册得到。驱动力的变异系数 $C_D = 0.15$,阻力的变异系数 $C_S = 0.08$,计算得到安全系数 $n_R = 1.3$ 。与经典意义下的安全系数 $n = 2.1$ 进行对比,可以看出,从可靠性角度讲,只需要 1.3 的安全系数就可以满足 $R = 0.999$ 的可靠度,而采用 2.1 的安全系数,使得驱动力设计过大,对驱动弹簧要求较高。根据 $n_R = 1.3$ 适当更改驱动力,得到更改后各轴线处的弹簧参数,如表 2 所示。

表 2 更改后各轴线处弹簧参数

Table 2 Each axis of the changed spring parameters

参数	数值/(N·m)	参数	数值/(N·m)
T_{d0}	1.50	R_{d0}	0.581 7
T_{d1}	0.65	R_{d1}	0.589 2
T_{d2}	0.65	R_{d2}	0.611 9
T_{d3}	0.65	R_{d3}	0.511 7

经计算得出 $n_R = 1.34$ 符合更改要求。按照文献[6]的方法对更改前后太阳翼展开时间和展开终了角速度、角加速度进行计算,对比分析结果如表 3 所示。

表 3 结果对比分析

Table 3 Comparative analysis results

状态	时间/s	角速度最大值/(rad·s ⁻¹)	角加速度最大值/(rad·s ⁻²)
更改前	11.98	1.09	1.86
更改后	12.56	0.91	1.55

从表 3 可以看出:更改后所需时间增加了 0.58 s,角速度及角加速度均有所减少,减少量均达到 16%,更改后由于驱动力变小,展开过程中的角速度、角加速度减小较大。这是由于阻力矩是铰链阻力矩、摩擦阻力矩、电缆产生的阻力矩之和,由制造工艺、材料种类和装配情况等决定,当太阳翼装配调试好后阻力矩便不会再有大的变化,因此阻

力矩认为不变,减小安全系数就相当于减小驱动力矩,使得展开过程的角速度与角加速度减小,有利于减少太阳翼展开过程中的冲击振动。展开过程变慢了,通过验证展开耗时,延迟展开 0.58 s。规定的展开时间为(12±3) s,故更改后展开时间仍然在可接受的范围内。

3 结 论

(1) 将安全系数与可靠性联系起来,认为安全系数具有一定的分散性,改变了将安全系数作为经验值或固定值的传统思想。

(2) 将安全系数的两个影响因素——强度与应力作为随机变量,引入正态分布描述其分散性。即将强度与应力作为正态分布统计量,推导可靠性安全系数,以卫星太阳翼折叠展开机构为研究对象进行了优化设计,验证了可靠性安全系数不仅合理地考虑了工况严酷条件下强度、应力分散性大的特点,同时,也在满足要求的条件下使得机构的设计难度降低(实例中降低了弹簧驱动力矩)。该方法可为卫星太阳翼机构及其他类似机构的设计提供有益参考,特别是由于所处环境变化大而导致的材料特性分散大或承受应力变化较大的机构。

(3) 本文中卫星驱动力矩与阻力矩均假设为正态分布变量,而在实际中,所考虑因素服从何种分布类型应具体问题具体分析,多分布条件下的可靠性分析是下一阶段的工作方向。

参考文献

- [1] 张宗美. 航天故障手册[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1994. Zhang Zongmei. Aerospace fault manual[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1994. (in Chinese)
- [2] Airclaim's Ascend SpaceTrak Database[EB/OL]. (2010-01-24)[2015-09-07]. <http://www.ascendspacetrak.com/Home>.
- [3] Henry W Brandhorst Jr, Julie A Rodiek. Space solar array reliability: a study and recommendations[J]. Acta Astronautica, 2008, 63(11/12): 1233-1238.
- [4] 刘志全. 航天器机构及其可靠性[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012. Liu Zhiquan. Spacecraft machine and reliability[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2012. (in Chinese)
- [5] 刘志全, 吴跃民, 濮海玲, 等. 航天器太阳翼展开可靠性的评估方法[J]. 中国空间科学技术, 2013(3): 52-56. Liu Zhiquan, Wu Yuemin, Pu Hailing, et al. Reliability assessment method for solar array deployment of spacecraft[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013(3): 52-56. (in Chinese)
- [6] 陈烈民. 卫星太阳翼展开运动分析[J]. 中国空间科学技术, 1992(2): 21-26. Chen Liemin. Analysis of deployment motion of satellite solar wing[J]. Chinese Space Science and Technology, 1992(2): 21-26. (in Chinese)
- [7] 肖宁聪, 李彦锋, 黄洪钟. 卫星太阳翼展开机构的可靠性分析方法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1704-1710. Xiao Ningcong, Li Yanfeng, Huang Hongzhong. Reliability analysis method of deployment mechanism of a satellite solar arrays[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1704-1710. (in Chinese)
- [8] USAF. MIL-A-83577B General specification for assemblies, moving mechanical, for space and launch vehicles[S]. USA: USAF, 1978.
- [9] AIAA. MIL-STD-883C Moving mechanical assemblies for space and launch vehicles[S]. USA: AIAA, 1997.
- [10] ECSS-E-30 Part 3A Space engineering, mechanical 2-Part 3; mechanisms[S]. Noordwijk, The Netherlands: ESA Publications Division, 2000.
- [11] Masayoshi Misawa. Deployment reliability prediction for large satellite antennas driven by spring mechanisms[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(5): 878-882.
- [12] 刘惟信. 机械可靠性设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 1996. Liu Weixin. Mechanical reliability design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1996. (in Chinese)
- [13] 中华人民共和国国防科学技术工业委员会. GJB 4042-2000 太阳电池阵机构通用规范[S]. 北京: 中华人民共和国国防科学技术工业委员会, 2000. The Commission of Science, Technology and Industry for National Defense of the PRC. GJB 4042-2000 General specification for solar cell array[S]. Beijing: COSTIND, 2000. (in Chinese)
- [14] 袁家军. 卫星结构设计与分析[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004. Yuan Jiajun. Design and analysis of satellite structure[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2004. (in Chinese)

作者简介:

高俊东(1988—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:质量可靠性。

(编辑:马文静)