

# 快响应航天器模块化总线优化设计的建模

李君宝

(哈尔滨工业大学自动化测试与控制系, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 建立快速响应航天器模块化总线系统需要考虑许多因素, 分析了影响快速响应航天器总线设计的主要因素(模块和集成子系统组合方案、快速响应系统的测试策略、快速响应航天器的有效载荷的质量、体积与功率有效率指标以及成本、总收入等经济指标)以及这些因素所影响的系统的响应时间、可靠性之间的关系, 对其建立了数学模型。根据快速响应航天器总线的要求, 建立了求解最优总线设计的优化方程, 可以通过求解最优方程直接得到最优的快速响应航天器的设计。仿真实验表明提出的总线设计建模方法对设计可靠的、快速响应的、标准化总线及优化投资有重要意义。

**关键词:** 快响应航天器; 模块化总线; 仿真; 建模

**中图分类号:** V474.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1000-1328(2010)04-1219-05

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.04.045

## 0 引言

美国国防部将为了降低航天器成本、提高综合性能而研究快响应、低成本、新技术试验和教学实验卫星相关的新概念、新方法、新技术和新体系的思想称为运行响应航天(Operationaly Responsive Space, ORS)<sup>[1]</sup>。自 2003 年以来, 各国开展了快速响应航天的研究, 美国空军便开展旨在开发成本低、可重复使用、能应对紧急发射任务的火箭而展开的一项名为“快速反应空间发射器”的计划, 同年, 美国海军研究实验室和麻省理工大学开展了快速响应型战术星计划<sup>[2]</sup>。随后各国开展了快速响应航天相关技术的研究, 典型的有 SDT<sup>[3]</sup>、SDM<sup>[4]</sup>等设计工具; 航天即插即用技术(SPA 技术)<sup>[5-7]</sup>; 通用总线标准<sup>[8]</sup>; 有效载荷接口技术<sup>[1]</sup>; 运载器技术<sup>[1]</sup>, 快响应测试技术<sup>[10]</sup>等。其中 SPA 技术是目前研究的最多的技术之一, 核心思想是将基于智能机器协商接口和集成总线的陆地即插即用(PnP)技术经扩展改造用于航天器。SPA 支撑技术主要包括先进封装技术 APT、MEMS 技术、多功能结构(MFS)、可重构系统技术 RSTC、基于 FPGA 的可重配置计算原理、自适应多重布线(AWM)、软件定义无线电 SDR、自组织网络技术 SONT、高性能传感器的 FPGA 公共前端处理器以及实现高性能

在轨计算(HPCOO)的融合处理器网格型阵列网络等。ORS 的基本假设是仓库中存有带共同接口的可互换的卫星有效载荷及航天器总线, 目前国内主要采用 IEEE 1394 总线, 为了适合快速响应航天, 国外研究机构美国空军实验室(AFRL)为了开发 ORS 总线标准, 已指定 SpaceWire 标准(ECSS-E-50-12A)作为高速有效载荷与总线间的接口的一部分。该总线数据接口可按照多种方式建模, 例如 OSI 分层模型, 具有标准的物理层、数据层和网络层。并计划将该总线技术用于 TacSat-4 卫星中。根据特定的应用任务选择适当的有效载荷与总线集成, 并发射航天运载器。为了支持这种系统, 有效载荷与总线之间需要标准化的硬件和软件接口。开发一种灵活的能支持数个不同有效载荷的总线, 并且该总线具有成本低、按定义能支持许多有效载荷的特点。

本文研究首先分析了建立快速响应航天器的标准总线体系结构需考虑的因素, 利用数学建模的方法对各个因素之间的关系进行了分析, 建立了求解最优总线设计的约束条件最优方程, 并利用实际的工程数据进行了仿真实验。

## 1 关系模型

建立快速响应航天器总线需要考虑多种因素,

根据快速响应航天器的基本要求,我们要考虑快速响应的时间和系统的可靠性问题,本文用响应时间和可靠性来衡量系统这两个基本要素。

首先定义快速响应时间、可靠性、成本、质量、体积与功率有效率等基本概念。成本:总成本包括卫星及其测试、发射和维护货单的成本。模块成本是每个子系统成本,测试成本,发射成本,近似升级成本和货单成本之和。测试策略:系统的响应性可用装配和测试系统所用的时间来表示。假设所有的设计、制造和模块测试工作事先已经完成,因此在接到任务后只需要装配模块和集成系统的测试。除响应性外,系统测试也影响系统可靠性,为了增加快速响应能力,必须慎重地取消一些测试,而不明显地降低航天器可靠性。

在分析建立快速响应航天器总线需要考虑的因素后,设计快速响应航天器的总线系统。根据给定有效载荷要求独立确定总线的质量、体积与功率和成本的总线设计方法。建模方法分如下几步:第一步:根据理论有效载荷要求设计快速响应航天器总线,独立地确定总线的质量、功率与体积有效率;第二步:对所有可能模块和非模块子系统的组合建立一个理论库存货单;第三步:根据快速响应航天总线设计要求考虑的主要因素建立以各个因素为参数的约束条件最优方程,通过求解方程可以得到同时考虑不同的测试策略下的响应时间、可靠性、总线的质量、体积与功率以及被设计总线的经济可行性情况下的最优的模块组合。

首先分析影响快速响应航天器总线设计的主要因素及其关系,然后再同时考虑这些因素的情况下,建立约束条件最优方程,利用量化折中处理方法确定总线的最优参数设计。

#### (1) 响应时间与模块率的关系

首先衡量响应时间与模块率的关系,其中响应时间为从接受任务开始到卫星准备好发射为止的时间且被认为是装配和系统的测试时间,模块率用来衡量总线系统模块化程度,定义为航天器的模块子系统数与子系统总数的比值。测试时间是影响响应时间的重要因素,本文设计的测试策略有三种,测试策略 1:在设计阶段完成各种可能的模块组合的全套测试;测试策略 2:在接收任务后进行飞行组态的全套系统测试;测试策略 3:在开发阶段测试一系列

飞行组态的测试,接到任务后完成有限次数的测试。通常,较多模块的设计只需要简短的响应时间,而较少模块的设计需要较长的响应时间,本文将响应时间与模块率之间的关系简化为线性关系。选择不同的测试策略其线性关系有所不同,但都满足响应时间随模块率增加而单调递减的关系。响应时间( $t$ )和模块率( $m$ )之间的关系的数学解析模型如下

$$t = \begin{cases} a_1(1-m) + a_0 & TS = 1 \\ b_1(1-m) + b_0 & TS = 2 \\ c_1(1-m) + c_0 & TS = 3 \end{cases} \quad (1)$$

其中, $TS$ 表示测试策略的选择,如 $TS = 1$ 表示采取测试策略 1, $a_0, a_1, b_0, b_1, c_0, c_1$ 为常数。

上述分析可知,测试策略 1 只完成系统的检查测试,可消除设计缺陷,但测试项目数和测试成本随模块率等级增加明显地加大;测试策略 2 类似于目前大多数程序的测试,该测试策略具有可靠性高、成本合理的特点,但需要较长的响应时间;测试策略 3 允许中等范围响应时间和成本,但有些结构配置可能经不起全套系统测试,某些设计缺陷可能被遗漏,从而降低了系统可靠性。

#### (2) 可靠性与模块率之间的关系

在三种不同的测试策略情况下,分析可靠性与模块率之间的关系。可靠性是按相对可靠性计算的(测试可靠性),因此只考虑所选的测试策略引起的可靠性损失。计算相对可靠性的假设是,经受全套集成测试的系统可靠性为 1。那么,利用统计数据可确定未被给定测试策略发现的可能问题数目。同时,也可得到导致任务失败的未被发现问题的统计百分数。利用上述这些数字可计算系统的相对可靠性。可靠性( $r$ )与模块率( $m$ )之间的关系的数学解析模型如下

$$r = \begin{cases} r_1 & TS = 1 \\ r_2 & TS = 2 \\ a_0(c_1(1-m) + c_0)^2 & TS = 3 \end{cases} \quad (2)$$

其中, $TS$ 表示测试策略的选择,如 $TS = 1$ 表示采取测试策略 1, $a_0, c_0, c_1, r_1, r_2$ 为常数。

上述分析可知,第一种测试策略在设计阶段完全测试所有模块的组合,第二种测试策略在接受任务后完全测试整个特定系统,选择这两种测试策略,系统可靠性不会随着模块率的变化而变化。而第三

种测试策略是在设计过程中测试所有规定的组态,且在接到任务后完成有限次数的测试,在这种测试策略情况下,系统具有高模块率时,没有经过全套集成测试的组态所占的比例将大大增加,这样系统的可靠性将大大降低,将其描述为非线性函数关系。

### (3) 收入与模块率的关系

分析成本与响应时间的关系,较多模块的设计虽然可以节省大量的响应时间,但成本较高。本文利用净现值(NPV)衡量收入,净现值就是一项投资所产生的未来现金流的折现值与项目投资成本之间的差值,NPV表示一项投资所能创造的价值,并且将未来现金流回溯到当前时间点上并取折现值。模块成本是每个子系统成本,测试成本,发射成本,近似升级成本和货单成本和,成本随着模块率的增加而增加。因此,收入( $V_{NPV}$ )与模块率( $m$ )之间关系的数学解析模型为

$$V_{NPV} = \begin{cases} -f_1(m - m_0)^2 + f_0 & TS = 1 \\ g_1 m + g_0 & TS = 2 \\ h_1 m + h_0 & TS = 3 \end{cases} \quad (3)$$

其中,  $TS$  表示测试策略的选择,如  $TS = 1$  表示采取第一种测试策略,  $f_0, f_1, g_0, g_1, h_0, h_1$  为常数。

经上述分析可知,根据响应时间与模块率的关系,成本随着响应时间的增加而减小。而究竟是响应时间重要,还是成本重要,在得出最优化结论前,需要考虑卫星收入即净现值。选择不同的测试策略会导致净现值与模块率的关系发生变化,由于测试策略2和测试策略3对应的成本比较低,可认为净现值与模块率成线性关系,而测试策略1成本较高,净现值与模块率不能认为是线性关系,应按照卫星市场需要增加的模块率与卫星成本之间进行折中处理,模块率增加时,卫星市场需求增加,但是成本也增加。因此,在模块率开始增加时,收入增加,但是过度的模块系统导致成本过大,净现值会下降。

## 2 最优化总线设计建模

首先考虑约束条件,根据快速响应航天器对响应时间的要求限定最长的响应时间不能大于根据快速响应航天器要求的预先设定的响应时间阈值。如果响应时间大于这个阈值,则所设计的总线不满足快速响应航天器的要求。此外,航天器对可靠性的要求是非常严格的,可靠性低于所设定的阈值的系

统是不可行的。航天器的经济指标也是必须要考虑的因素,任何收入为零或负值的总线设计都被认为是不合理的。因此将这三个条件作为最优方程的约束条件。其次考虑方程的目标函数,在满足快速响应航天器的总线设计的必备条件的情况下,希望得到高效率、高收入的总线设计,总线设计的目标是得到使目标函数最大的最优化模块率等级,在设计目标函数包括质量、体积与功率有效率等,其基本质量、体积与功率有效率的定义是基于有效载荷的标准总线模块与专用总线单机的比较,有效率定义为100%与零效率的差值。结果表明<sup>[11]</sup>,质量效率随模块率增加,且在某些值出现峰值。增加的原因是系统模块化程度更高,可利用更多适合有效载荷的模块,功率效率与模块率的关系曲线有同样趋势。在高模块率时质量效率下降是由于利用多模块系统引入的结构和连接器质量引起的。体积效率随模块率下降,原因是在结构模型中假设如果一个子系统是模块,则在集成情况下,不利用其空间。因此,在建立决策函数时,一起考虑质量、体积和功率三个有效率的共同效果。

经上述分析,求解最优化总线设计的条件约束方程的数学表达式为

$$\begin{aligned} & \max_{m, r, t} (E_M + E_V + E_P) V_{NPV} \\ & \text{subject to } (t \leq Tc) \text{ and } (r \geq Rc) \text{ and } (V_{NPV} > 0) \end{aligned} \quad (4)$$

其中  $E_M, E_V, E_P$  分别表示质量有效率、体积有效率、功率有效率,  $Tc$  和  $Rc$  分别表示响应时间和可靠性的阈值,  $V_{NPV}$  表示收入的净现值。  $m, r, t$  分别表示系统模块率、可靠性、响应时间。

## 3 仿真实验

利用来自麻省理工学院空间系统实验室的工程数据进行仿真实验<sup>[11]</sup>。对提出的约束条件方程求解最优的总线设计进行验证,同时对影响总线设计的各个因素之间的关系的数学模型进行验证。

首先分析响应时间、可靠性与模块率之间的关系。图1和图2分别表示响应时间与模块率的关系,可靠性与模块率的关系。

在利用提出约束条件最优方程求解最优的总线设计时,约束条件为  $t \leq Tc$  和  $r \geq Rc$ , 其中  $Tc$  和  $Rc$  分别为响应时间阈值和可靠性阈值。本实验设定

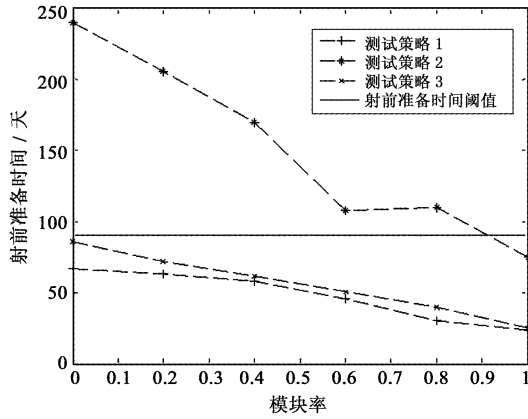


图 1 响应时间 ( $t$ ) 与模块率 ( $m$ ) 之间的关系  
Fig.1 Responsive time vs. modular rate

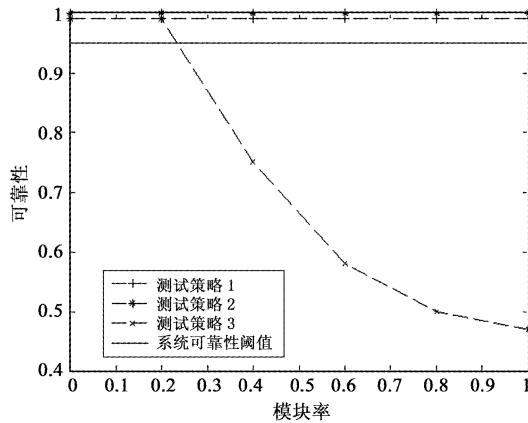


图 2 可靠性 ( $r$ ) 与模块率 ( $m$ ) 之间的关系  
Fig.2 Reliability vs modular rate

$T_c = 90, R_c = 0.95$ , 响应时间小于 3 个月。如图 2 所示,利用测试策略 1(在设计阶段完全测试所有模块的组合)的所有设计均在可行的区域内。这些设计具有最快响应的最小响应时间。其它的可行选择是利用第二种测试方案(在接受任务后测试整个系统)的全模块情况(模块率等于 1)。利用第三种策略(在设计过程中测试规定的配置数,且在接到任务后完成有限次数的测试)在响应时间上,都是可行的。设计的总线系统首先要保证系统的可靠性,本实验中可靠性低于 0.95 的模块组合不予考虑,可靠性低于阈值的总线设计认为是不可行的。如图 2 所示,当选择测试策略 3 时候,只有 0 和 20% 模块情况是可行的。在利用第三种测试策略情况下,当系统具有更多模块时,没经受全套集成系统测试的配置百分数将增加。当系统没有模块或只有 20% 模块时,则全部配置被测试。在设计阶段设计问题全被

发现,且相对可靠性是较高的。这些设计较第一种策略测试的选择具有较大的响应时间,因为它们在接受任务后经受了更多的测试。

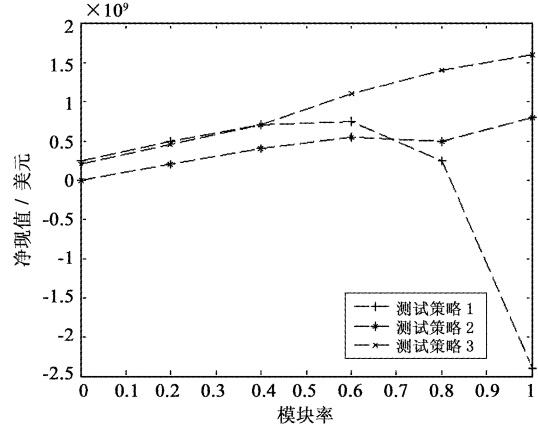


图 3 收入 ( $V_{NPV}$ ) 与模块率 ( $m$ ) 之间的关系  
Fig.3 Revenue vs. modular rate

利用航天器的收入来衡量总线设计所达到的经济指标。如图 3 所示,当选择测试策略 2 和测试策略 3 时,净现值与模块率大致为线性关系,而当选择测试策略 1 时,净现值与模块率成非线性关系。

表 1 最优总线设计参数

Table 1 Optimal bus design parameters	
响应时间	46
可靠性	0.99
测试策略选择	测试策略 1
模块率	0.60
质量有效率	0.9820
体积有效率	0.9530
功率有效率	0.9980
总收入	7500 万美元

在该实验中,设定响应时间阈值为 90 天,系统可靠性阈值为 0.95 的情况下,通过求解约束最优方程可得到如表 1 所示的最优总线设计。

#### 4 结论

开发具有快速响应能力的航天器具有重大的军事及商业价值,开发一种低成本并能支持多个不同有效载荷的总线是提高航天器快速响应能力的有效方法之一。本文分析了设计快速响应航天器总线需要考虑的主要因素及其关系,并建立数学解析模型对各因素之间的关系进行了分析。在考虑诸多因素的前提下,建立多约束条件的最优方程求解总线的最优化设计。提出的方法可以在同时考虑经济指标和技术

指标的情况下,设计出性价比最高的总线系统。

#### 参考文献:

- [ 1 ] McCasland W N. Operationally responsive space (ORS)[C]. Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2006: 1 - 2.
- [ 2 ] Wegner P, Kiziah R. Pulling the pieces together at AFRL-space vehicles directorate[C]. Proceedings of the 4th AIAA Responsive Space Conference, 2006: 1 - 7.
- [ 3 ] Strunce R, Eckert F, Eddy C. Responsive space's spacecraft design tool (SDT)[C]. Proceedings of the 4th AIAA Responsive Space Conference, 2006:18 - 24.
- [ 4 ] Sundberg K, Cannon S, Fronterhouse D. The satellite data model [C]. Proceedings of International Conference on Embedded Systems and Applications, 2006: 78 - 82.
- [ 5 ] Graven P, Plan Y, Hansen L J, Harvey S. Implementing plug-and-play ADCS to support operationally responsive space[C]. Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2008: 1 - 14.
- [ 6 ] Fronterhouse D, Lyke J, Achramowicz S. Plug-and-play satellite (PnPSat)[C]. Proceedings of AIAA Responsive Space Conference, 2007: 1 - 15.
- [ 7 ] Lyke J, Fronterhouse D, Cannon S, Lanza D, and Byers W. Space plug-and-play avionics[C]. Proceedings of the AIAA 3rd Responsive Space Conference, 2005:1 - 5.
- [ 8 ] Lyke J, Cannon S, Fronterhouse D, Lanza D, Byers T. A plug-and-play system for spacecraft components based on the USB standard [C]. Proceedings of the 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2005:18 - 24.
- [ 9 ] Lucy E, Lee K, John E, Keesee. Analysis of modular spacecraft bus design for rapid response missions[C]. Proceedings of 4th Responsive Space Conference, 2006:1 - 9.
- [10] Terrance Yee. Key elements of rapid integration and test[C]. Proceedings of 3rd Responsive Space Conference, 2005: 1 - 8.

作者简介:李君宝(1978 - ),男,博士,讲师,研究方向为航天电子系统,数学建模方法等。  
通信地址:哈尔滨市南岗区一匡街2号哈工大科学园2A栋426室(150001)  
电话:(0451)86413532-426  
E-mail:junbaolihit@hotmail.com

## Modeling Optimal Modular Bus System Design for Rapid Responsive Spacecraft

LI Jun-bao

(Department of Automatic Test and Control, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** Creating the modular spacecraft bus for rapid responsive space needs to consider many elements. This paper analyzes the keys elements including the combination scheme of modular and integration subsystem, test strategies of rapid responsive system, the mass, volume, and efficiency of the payloads of rapid responsive spacecraft, the economic indicator including total revenue, which influence designing of the rapid responsive spacecraft bus. And this paper also analyzes and models the relations between lead-time and reliability of system under influence by the above key elements. A constrained optimization equation is created according to the demand of rapid responsive spacecraft bus, and the optimization equation seeks to the highest efficiency and total revenue but satisfies the demand of the lead-time and reliability the system. The optimal design of rapid responsive spacecraft bus is obtained through solving the constrained optimization equation. The optimal design contains the optimal lead - time, reliability, the test strategy, modularity, mass efficiency, volume efficiency, power efficiency, and total revenue. Simulation indicates that the proposed model scheme is effective to design the reliable, rapid responsive, and standard bus, and the scheme is meaningful for invest optimization.

**Key words:** Rapid responsive spacecraft; Modular bus; Simulation; Modeling