

月基探测器热设计和计算机仿真

李书胜^{1,2}, 吴清文¹, 杨献伟^{1,2}, 陈波¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100049)

摘要:为了在月球表面观测地球的等离子体层,开展了月基探测器的研究。针对月基探测器所处的空间环境及热控指标,详细阐述了月基探测器的热设计方案。根据月基探测器的结构和热控方案,在 I-DEAS/TMG 软件中建立有限元模型,并进行了计算机仿真分析。仿真分析结果表明,有效载荷主体部分最大温度范围为-45 ~65,其余部分为-110 ~102,满足了热设计指标,故该热设计方案合理可行。

关键词:深空探测; 月基探测器; 月表; 热设计; 计算机仿真

中图分类号: TP391.9; TP391.77 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-7024 (2011) 06-2083-05

Thermal design and computer simulation for moon-landed explorer

LI Shu-sheng^{1,2}, WU Qing-wen¹, YANG Xian-wei^{1,2}, CHEN Bo¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China; 2. Graduate University, Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to explore the plasma sphere of the Earth on the moon, a Moon-landed explorer (MLE) is carried out. Aiming at the environment of the MLE and its requirement of thermal control, the thermal control pattern of the MLE is depicted. The finite element model is built based on the structure and thermal control system of the telescope with I-DEAS/TMG. The temperature distribution of steady state solution is computed. The result of analysis indicate that the temperature of lens is -45 ~65 and the other parts is -110 ~102. The results of the simulation indicate that the thermal design is reasonable.

Key words: deep space explore; moon-landed explorer (MLE); lunar surface; thermal design; computer simulation

0 引言

深空探测是指脱离地球引力场,进入太阳系空间和宇宙空间的探测,主要包括月球探测、行星及其卫星探测、行星际探测 3 个方面^[1]。深空探测技术作为人类保护地球、进入宇宙、寻找新的生活家园的唯一手段,必将成为空间技术的一大热点^[2]。作为宇宙中距地球最近的天体,月球理所当然地成为深空探测的首选目标^[3]。在月球表面建立对地监测站,能够对地球的气候变化、生态演化、环境污染和各种自然灾害进行高精度的观察和监视,为人类的可持续发展做出重要的贡献。

地球等离子层作为近地空间重要的活动区域,其分布和演变过程对空间环境和航天器飞行有重要的影响,对科学研究具有极其重要的价值。地球等离子层的第一幅全球像是由美国 2000 年发射的磁顶到极光全球探测卫星成像仪 (IMAGE) 获得的^[4],接着日本于 2007 年发射的“SELENE”探月卫星携带有高层大气等离子成像仪,可以对地球的等离子层进行摄像^[5]。其成

像仪均位于卫星载荷舱内,热环境得到了很大的改善,降低了探测设备热设计难度,热设计主要采用热控涂层、多层隔热材料、热管以及导热填料等热控措施,但未见详细的热设计方案。

月球表面面向地球的一面将始终面向地球,这就为观测地球等离子层提供了长期稳定的条件。中国“嫦娥二期工程”将开展某月基探测器的研究,主要用于长期、连续地观测地球等离子体层。月基探测器安装在月球着陆器顶面,将直接面临月表严酷空间环境的考验,这就给其热设计带来了巨大的挑战。本文简要介绍了某月基探测器的结构,详细说明了其热设计与计算机仿真,拟探讨合理的月基探测器热设计方案。

1 月基探测器及所处环境

月基探测器由探测器主体和电控箱两大部分组成,其中探测器主体安装在月球着陆器表面,而电控箱安装在月球着

收稿日期: 2010-06-12; 修订日期: 2010-08-26。

作者简介: 李书胜 (1984 -), 男, 山东聊城人, 硕士研究生, 研究方向为 CAD/CAM/CAE 及空间相机热控技术; 吴清文 (1968 -), 男, 四川简阳人, 研究员, 博士生导师, 研究方向为光学精密仪器的 CAD/CAM/CAE 以及空间相机热控制技术和力学性能; 杨献伟 (1983 -), 男, 河南安阳人, 硕士研究生, 研究方向为 CAD/CAM/CAE 及空间相机热控技术; 陈波 (1961 -), 男, 吉林长春人, 研究员, 博士生导师, 研究方向为应用光学。E-mail: lss861209@gmail.com

陆器舱内,通过电缆与探测器主体连接。探测器主体由镜头盖、反射镜、像面组件和探测器机身等部分组成。

1.1 月基探测器内热源

月基探测器的内热源主要包括像面组件、前放盒、高压模块以及转动轴电机,具体分布如表1所示。在其对地探测期间,探测器长期处于工作状态,内热源所产生的热量将会使其局部温度升高,有可能会超过探测器正常工作所允许的范围,影响像面组件成像质量,甚至可能会导致成像失败。

表1 月基探测器内热源分布

内热源名称	分布位置	发热功率	工作时间
像面组件	探测器中筒内	1W	探测成像时
前放盒	探测器上镜筒	1W	探测成像时
高压模块	探测器中筒	1W	探测成像时
转动轴电机	俯仰轴、方位轴及镜头盖转动处	忽略	姿态调整时

1.2 月基探测器的空间环境

月基探测器着陆月球后会受到太阳辐射、月表红外辐射、月表太阳反射、地球太阳反照以及空间冷黑环境的交替影响,同时还受到像面组件、高压模块等内热源的扰动,空间环境非常恶劣。图1表示的是月表不同纬度的温度变化曲线,由图可以看出月基探测器的着陆点即北纬 44° 左右的温度变化:月昼和月夜时间均长达14天;昼夜温差可达 $245\text{K}(100\text{K}\sim 355\text{K})^{[6]}$ 。

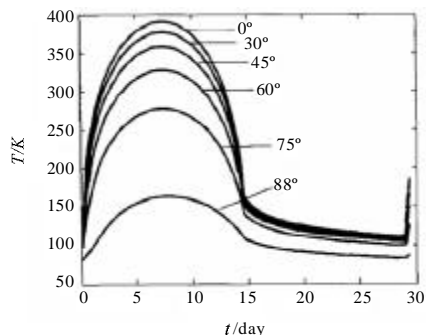


图1 月球表面不同纬度的温度变化曲线

月昼期间,月基探测器镜头盖打开,对地球等离子体层进行探测。在此期间,太阳将直射月基探测器,热流密度大,且月表温度很高,导致探测器的整体温度水平很高;内热源处于工作状态,其产生的热量如果不能及时散出,必将影响探测部件的性能,影响其成像质量。

月夜期间,月基探测器进入保温维持阶段。此时探测器不工作,无外热流,并且探测器无功耗供给,导致探测器保温难度很大。长期的月夜会使探测器处在一个很低的温度水平,将导致探测器探测性能下降,甚至功能丧失。

2 月基探测器热设计

月基探测器热设计的目的是通过控制探测器内部和外部之间的热交换,减少恶劣空间环境对其的影响,使其在月昼期间的温度维持在正常工作所允许的范围内,并能够保证其光机性能在月夜期间不丧失^[7-9]。在月基探测器的热设计中应遵循以下原则:采用成熟的被动热控技术和实施工艺,遵循各

项热控规范和标准,力求简单、可靠;综合考虑光、机、电、热和空间在轨环境,从系统高度出发进行热设计;依据局部位置热控指标不同,针对性设计热控方案;多种方案分析试验,最终优化设计。

2.1 热控指标

考虑到月基探测器所处的空间环境、机械结构的环境适应能力,特别是电子元器件和像面组件的环境适应能力,初步确定月基探测器热控指标为机械结构部分: $-140\sim 110$;像面组件、反射镜、前放盒和高压模块工作时温度低于 75 ,存储时温度高于 -60 ;反射镜径向温差低于 5 ;电机工作温度低于 70 ,存储温度高于 -100 。

2.2 热设计

由于月基探测器所处的空间环境极其恶劣,其热设计具有很大的难度。根据热设计的原则,充分借鉴成熟的经验和技巧,利用计算机仿真分析及优化的迭代过程,最终确定月基探测器的热控措施如下:

2.2.1 隔热措施

由于月基探测器与月球着陆器的接口温度变化很大($-140\sim 100$),故在探测器和着陆器安装面之间采用聚酰亚胺胶、小面积接触隔热安装,以减小月球着陆器温度剧烈变化对探测器温度水平的影响。

月基探测器所处的空间环境非常恶劣,故在其外表面包裹多层隔热材料,并在多层材料表面粘附低反射率、低吸收率($\alpha_s = 0.05/\varepsilon = 0.05$)的涂层以降低外热流及空间环境的剧烈变化对探测器温度分布的影响。

2.2.2 导热及散热措施

工作期间探测器整体温度水平较高,像面组件、前放盒及高压模块等电子组件处的温度会由于探测成像急剧上升,最终影响探测。内热源产生的热量主要通过热疏导的方式散失。图2表示的是像面组件的热疏导路径。一方面,像面组件与其铝合金支撑架之间填充导热填料,将部分热量传到探测器本体;另一方面,像面组件产生的热量经导热铝块传导到热管,再由热管传到散热面的安装点即镜筒,最终通过散热面将热量辐射到外空间。

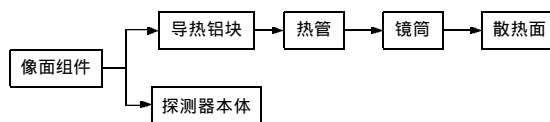


图2 像面组件的热疏导路径

探测器镜筒内表面在工作时能够受到太阳光的照射,故在其表面喷涂白漆($\alpha_s = 0.12/\varepsilon = 0.92$),减少对太阳能的吸收,同时增强探测器内部的辐射换热,有利于内部温度均匀化。

2.2.3 加热措施

在长达14天的月夜期间,月基探测器无主动热控功耗供给,其所能够承受的最低温度很难保证。由文献[10]可知同位素热源能够保证月夜期间探测器所需的温度水平,故将同位素热源及其散热盒安装在镜头盖上表面(如图3所示)。一方面可以保证探测器能够顺利度过月夜,另一方面月昼工作期

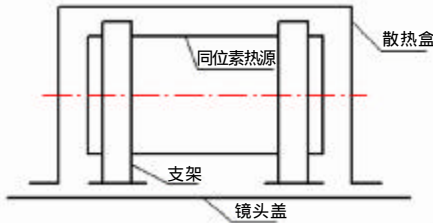


图3 同位素热源安装

间同位素热源将随镜头盖一同打开,这就使其产生的热量散失到周围空间,对月基探测器温度水平的影响很小。另外在镜头盖的下表面需喷涂白漆($\alpha_s = 0.12/\epsilon = 0.92$)以增强月夜期间其对月基探测器的保温效果。

3 计算机仿真分析

计算机仿真分析工作可以对月基探测器的在轨工作环境进行模拟,并指导热设计,不仅可以缩短设计周期,还可以大大节约研制费用。热设计的计算机仿真分析采用有限元法进行,月基探测器有限元模型的划分要遵循热等效以及几何等效的要求,考虑有限元模型和实际结构的几何相似性和不同材料的热惯性,并在热容等效的前提下简化模型^[11]。

采取上述热控措施后,将热传导路径中各等效热阻转化为相应的边界条件及约束,施加到热分析模型中,利用热分析软件进行仿真分析。根据所得结果修改热设计方案,然后修正热模型,再进行仿真分析,如此反复迭代,最终获得满意的设计结果^[12]。

3.1 计算机仿真模型

针对月基探测器的实体模型,对其进行一定的简化和假设,在 I-DEAS/TMG 中利用 shell 单元建立其计算机仿真分析模型如图 4 所示,模型中共建立了 38 个热耦合,划分了 2305 个单元,2267 个节点。

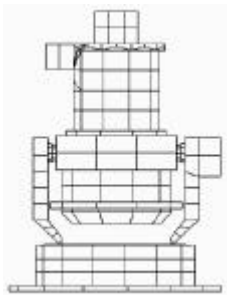


图4 月基探测器的计算机仿真模型

(1) 反射镜的结构尺寸为 $\Phi 191 \times 27$ mm,且采用了轻量化处理,材料为微晶玻璃,镜体采用 shell 单元划分。

(2) 探测器主体支撑部分采用镁合金,镜筒部分采用钛合金,均简化为 shell 单元,这些单元内表面均发黑处理($\epsilon > 0.85$)。

(3) 探测器、高压模块和前放盒均采用 shell 单元划分网格,并且与安装面之间建立热耦合关系,经计算其接触热阻为 1.0 K/W。

(4) 同位素热源采用 solid 单元,外面包覆壳单元,体单元和

壳单元之间共用节点,其散热盒为铝合金材料,采用 shell 单元划分,内表面属性 $\alpha_s = 0.85/\epsilon = 0.85$,外表面属性 $\alpha_s = 0.12/\epsilon = 0.92$ 。

(5) 方位轴和俯仰轴处的传热涉及到轴承的导热计算,在模型中通过建立轴承内外套筒之间的接触热阻来模拟轴承的导热,通过粗略计算方位轴和俯仰轴处的接触热阻分别为 7.23 K/W 和 33.6 K/W。

(6) 方位轴和俯仰轴处的电机由于工作时间短且功率较小,故在仿真计算时省去了电机内部结构及其传动机构的建模,只通过 shell 单元建立了电机外壳。

(7) 对于内热源散热途径中的热管,通过在热管的两端接触面建立热耦合关系来模拟。

(8) 接触热阻^[13]的计算按照下式确定

$$R = 1 / (h_c \times A) \quad (1)$$

式中 h_c ——接触系数,根据材料、接触面的状态和是否有导热填料进行选择。

一般没有导热填料时取 $100 \sim 200$ ($W/m^2 \cdot K$);有导热填料时取 1000 ± 200 ($W/m^2 \cdot K$); A 为接触面积(m^2)。

3.2 月表的计算机仿真

月表温度变化大且其表面红外发射率很高($\epsilon = 0.92$),故月表在月基探测器空间环境的模拟中必须给予充分的考虑。在模型中月表面积的大小直接影响着月基探测器对其的视角系数,从而影响它们之间的辐射换热,进而影响月基探测器的温度分布。拟用矩形平面来模拟月表,矩形月表的边长通过月基探测器对月表的视角系数的计算来确定。

利用 NEVADA 软件建立如图 5 所示模型,模型中包括矩形的半边长以及月基探测器的示意图,通过计算得出不同矩形半边长的月表对月基探测器的镜筒和入光口视角系数变化如图 6 所示。由图 6 可以看出月表模拟面的边长由 100m 变为 150m 时,探测器镜筒视角系数变化 0.0025,变化率为: 0.61%;入光口的视角系数变化 0.0032,变化率为 2.41%,此时月表模拟面半边长的变化对探测器视角系数的影响便可以忽略,故确定矩形月球模拟面的边长为 200m。

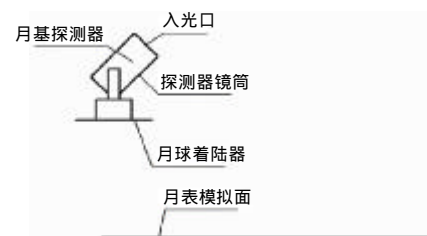


图5 月基探测器对月表的视角系数模型

3.3 计算机仿真分析

月基探测器与周围环境的热交换可由式(2)表示

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4 + Q_5 \quad (2)$$

Q_1 是月基探测器吸收来自外空间的热流,包含了太阳辐射、月表反照和月表辐射等; Q_2 是月基探测器内部各构件间以及与月球着陆器的热交换; Q_3 是月基探测器内部热源,主要包括像面组件、高压模块; Q_4 是月基探测器内部积蓄热量(热惯性能量),在稳态工况下 Q_4 为零; Q_5 是月基探测器对外部冷黑以

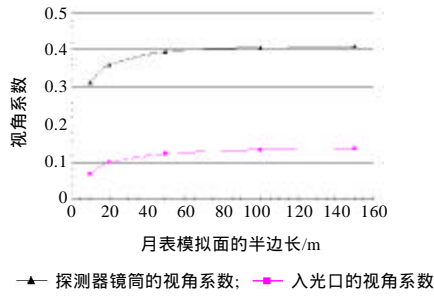


图6 月基探测器对月表的视角系数

及月表的热辐射能量。

根据月基探测器所处的空间环境,将月基探测器的热分析工况划分为地月转移工况、着陆待机工况、月昼工作工况和月夜保温工况。利用I-DEAS/TMG模块进行计算机仿真分析,月基探测器各工况的温度分布如图7、图8、图9和图10所示。由仿真结果可以看出:像面组件工作时的温度57.2,存储温度为-34.4,反射镜工作时的温度为61.2~62.1,径向温差

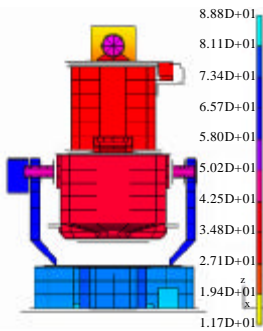


图7 地月转移工况月基探测器温度分布

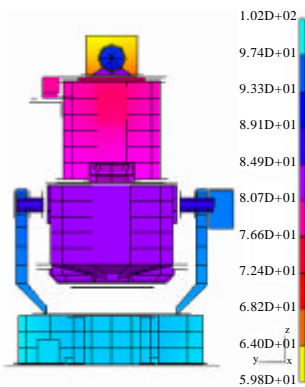


图8 着陆待机工况月基探测器温度分布

为0.9,存储时温度为-42.0,高压模块工作时温度为46.0,存储时温度为-27.0,机械结构的最大温度范围-110~102。由此可以看出,月基探测器的温度范围满足热设计指标,故热设计合理。

4 结束语

与近地空间的航天器相比,月基探测器在运行过程中需要经历复杂多变、恶劣的热环境考验,故其热控分系统的设计

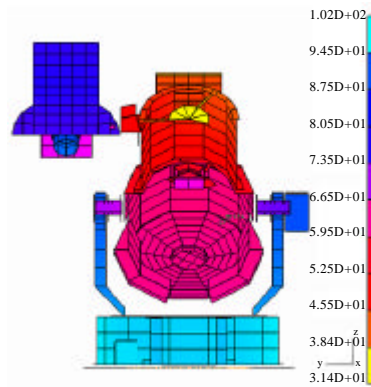


图9 月昼工作工况月基探测器温度分布

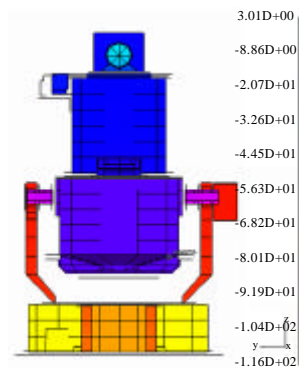


图10 月夜保温工况月基探测器温度分布

必须融入到探测器总体设计中。文章分析了月基探测器的空间环境的特点,详细描述了其所采取的热控措施,在此基础上利用I-DEAS/TMG进行了计算机仿真分析,分析结果验证了热设计的合理性。下一步可以开展相关的热试验,通过实验数据和仿真分析结果的对比,修正热分析模型,并对热设计方案进行优化。同位素热源在国外的许多深空探测器的热控措施中已有应用,而在我国的航天领域则是第一次使用,应重点开展其安全性设计。文中所探讨的月基探测器热设计方法,对其他舱外深空探测器的热设计具有一定的指导和借鉴作用。

参考文献:

- [1] 王晓海.深空探测技术最新研究进展[J].测试技术学报,2007,21(6):144-148.
- [2] 吴伟仁,刘晓川.国外深空探测的发展研究[J].中国航天,2004(1):26-29.
- [3] 欧阳自远.月球探测的进展和中国的月球探测[J].地质科技情报,2004,23(4):1-5.
- [4] 范品忠.IMAGE卫星使不可见成为可见[J].激光与光电子学进展,2003,40(1):56-57.
- [5] 孙承启. SELENE 计划中试验月球着陆器简介 [J]. 控制工程, 1998(1):36-41.
- [6] 叶培建,肖福根.月球探测工程中的月球环境问题[J].航天器环境工程,2006,23(1):1-11.

[7] 瞿克明,吴清文,李泽学,等.某空间光学遥感器的热分析和热设计[J].光学技术,2008,12(34):80-91.
 [8] 郭亮,吴清文.光谱成像仪 CCD 组件的热分析及验证[J].光学精密工程,2009,17(10):2440-2444.
 [9] Edeson R L,Shaughnessy B M,Whalley M S,et al.The mechanical and thermal design and analysis of the VISTA infrared camera [C]. Proceeding of the International Society for Optics and Photonics,2004,5497:508-519.
 [10] 向艳超,吴燕,绍兴国.深空探测器热控系统设计方法研究[J].航天器工程,2007,16(6):82-86.
 [11] 瞿克明,吴清文,等.空间光学传感器 CCD 焦面组件热设计[J].光学技术,2008,34(3):401-403.
 [12] 韩冬,吴清文,陈立恒,等.多姿态空间相机的热控系统设计与仿真[J].仿真技术,2009,25(8):143-144.
 [13] 黄涛,吴清文,梁九生,等.空间相机接触热阻的计算[J].中国光学与应用光学,2009,2(4):334-339.

(上接第 2060 页)

表 2 基于禁忌搜索算法的测试用例生成结果

	8Bits	16Bits	32Bits
测试用例数	231	801	21 367
覆盖率 Cov/%	100	100	100
消耗时间/s	0.156	0.503	23.713

表 3 随机算法生成测试用例结果

	8Bits	16Bits	32Bits
测试用例数	180 625	10 100 000	12 197 964
覆盖率 Cov/%	100	90.46	54.12
消耗时间/s	6.151	310.613	328.972

根据表 2 和表 3 可知,与随机算法相比,基于禁忌搜索算法只需很短时间就能获得覆盖所有分支的测试用例,但是随机生成算法很难获得 100% 的覆盖率,且费时相对较长。为了进一步评价禁忌搜索算法生成测试用例的健壮性,图 3 描述了变量取值范围不同时,生成的测试用例数目与分支覆盖率的关系。

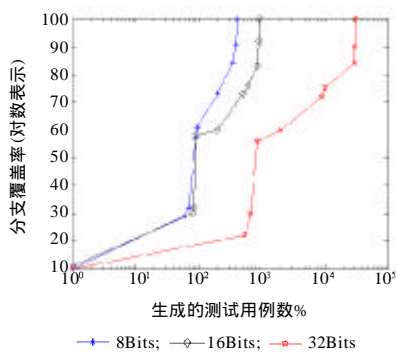


图 3 测试用例数与覆盖率的关系

从图 3 容易看出,当变量取值范围不同时,即使达到相同的分支覆盖率,要求生成的测试用例数目并未有指数级增长,显示出算法有较强的健壮性,能满足变量取值范围较大的程序自动生成测试用例。此外,通过实验验证,当输入变量是实数时,生成效率更高。

4 结束语

考虑到禁忌搜索算法的优异搜索能力,本文依据软件测试的特点进行了相应改进,然后将其应用于自动生成测试用例。从实验的结果来看,虽然有较好的效果,但是由于程序的

弹性很大,尤其搜索空间随着输入变量的个数而急剧增大,可能会造成消耗时间的大量增加。因此,可以对禁忌搜索算法中的策略作调整来加速优化过程,以下就是进一步研究的工作:研究如何设置合适的邻域移动幅度值,譬如考虑随着时间的前进,让幅度大的比率逐渐降低,这是因为初始时允许禁忌搜索算法做比较广泛的探索,但是越到最后,则要它尽量做区域最优解的探索;考虑突破禁忌搜索的串行性限制,研究并行禁忌搜索算法。包括基于问题空间分解的并行策略和基于多禁忌搜索任务的并行策略。

参考文献:

[1] Willibald K,Bernhard K A.Test case generation by contract mutation in spec#[J].Electronic Notes in Theoretical Computer Science,2009,253(10):71-86.
 [2] Moataz A A,Irman H.GA-based multiple paths test data generator[J].Computers & Operations Research,2008,35:3107-3124.
 [3] Cagdas H A,Gulsum H,Murat A B.The effect of neighborhood structures on tabu search algorithm in solving course timetabling problem [J]. Expert Systems with Applications, 2009,36 (10): 12349-12356.
 [4] 高勇,何刚,张晓晖.基于不变矩和禁忌搜索算法的图像识别方法[J].系统工程与电子技术,2010,32(4):851-853.
 [5] 张超勇,高亮,李新宇,等.基于进化禁忌算法的 Job-Shop 调度问题研究 [J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2009,37 (8): 80-84.
 [6] 吴良杰,魏东,刘刚.基于禁忌搜索和蚁群算法的广义分配问题研究[J].计算机工程与设计,2009,30(15):3591-3697.
 [7] Eugenia D,Javier T,Raquel B,et al.A tabu search algorithm for structural software testing [J]. Computers & Operations Research,2008,35(10):3052-3072.
 [8] Alan R,McKendall J.Improved Tabusearch heuristics for the dynamic space allocation problem[J].Computers & Operations Research,2008,35(10):3347-3359.
 [9] Silvia R V,Jose C M,Mario J,et al.Constraint based structural testing criteria [J]. Journal of Systems and Software, 2006,79 (6): 756-771.
 [10] Srihari S,Ashok S,Ravindra M.The dependence condition graph: Precise conditions for dependence between program points[J]. Computer Languages,Systems & Structures,2010,36(1):96-121.