

文章编号 1004-924X(2017)增-0134-11

## 微纳卫星虚拟装配与试验

闫 勇<sup>1\*</sup>, 刘程晓<sup>1</sup>, 郭金生<sup>2</sup>, 姚劲松<sup>1</sup>, 王 凯<sup>1,3</sup>

(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. 哈尔滨工业大学, 黑龙江 哈尔滨 150001;

3. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要:** 为了实现模块化微纳卫星快速装配和试验, 采用了虚拟装配与试验技术, 对微纳卫星的模块化设计、装调、试验、典型边界条件和工况进行了研究。首先, 对微纳卫星虚拟装配的特点和技术流程进行了归纳研究, 并采用三维造型软件开发设计了快速组装系统, 实现卫星模型的质量特性分析和干涉检查; 其次, 针对微纳卫星快速构建理念, 将卫星力/热模型各个部件均按照标准模块形式进行简化建库, 并完成模型修正; 最后, 以某型微纳卫星研制为例, 采用 Patran/Nastran、AutoCAD/ThermalDesk 软件平台, 利用局部物理试验、低载荷物理试验等方法在计算机上模拟卫星总体结构在真实实验工况及边界条件下的动力学特性/热平衡特性及响应情况。研究表明, 虚拟装配与试验技术对卫星总体的优化设计和试验过程中条件的制定具有重要的参考价值。通过虚拟试验技术的使用可将总体开发周期缩短 30~50%, 研制成本降低 30% 左右, 可满足目前我国微纳卫星发展“多”、“快”、“好”、“省”的发展需求。

**关键词:** 模块化; 微纳卫星; 虚拟装配; 虚拟试验; 有限元模型修正

**中图分类号:** V261.35; TH706 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0134

## Virtual assembly and experimental technology of micro/nano-satellite

YAN Yong<sup>1\*</sup>, LIU Cheng-xiao<sup>1</sup>, GUO Jin-sheng<sup>2</sup>, YAO Jin-song<sup>1</sup>, WANG Kai<sup>1,3</sup>

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,  
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

\* Corresponding author, E-mail: cclyy911@163.com

**Abstract:** In order to realize objective of rapid assembly and experiment for modal micro/nano-satellite, Virtual assembly and experimental technology were adopted. Modal design, rigging, experiment and condition and working condition of typical interface of micro-nano satellite were researched. Firstly, characteristic and technical process for Virtual assembly of micro/nano-satellite were provided with conclusion research, and rapid assembly system was developed and designed by taking advantage of 3D modeling software to realize quality characteristic analysis and intervention inspection of satellite modeling. Secondly, aimed at rapid construction concept of micro-nano satellite, all parts of satellite power/thermal model were provided with simplified database-creating according to standard module form,

收稿日期: 2017-08-26; 修订日期: 2017-09-06.

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目 (No. 2007AA12Z113)

and model updating was completed. Finally, taking development for some micro-nano satellite as example, based on Patran/Nastran and AutoCAD/ThermalDesk software platforms, dynamic characteristic/heat balance characteristic and response of overall structure for satellite under actual experimental working condition and boundary condition were stimulated by adopting methods for local physical experiment and low-load physical experiment etc. on computer. It shows in research that Virtual assembly and experimental technology have important reference value to overall optimization design and condition formulation during the process of experiment of satellite. Through use of Virtual experiment technology, overall development period can be shortened by 30%-50%, and development cost can be lowered by about 30%, which can meet development requirements for "more", "rapid", "good" and "saving" of micro-nano satellite in our country.

**Key words:** modularization; micro-nano satellite; virtual assembly; virtual experiment; finite element model updating

## 1 引言

目前在卫星研制过程中,新技术、新材料的不段使用,愈加复杂的卫星结构以及愈加短的研制周期使其结构设计及验证常常遇到以下问题<sup>[1-2]</sup>:(1)在卫星建模阶段,存在装配建模、干涉检查周期过长等问题;(2)通过真实振动试验验证结构的合理性和可靠性,存在周期长、成本高等问题;(3)在设计阶段对卫星结构能否通过振动试验需要进行有限元仿真验证,但目前的卫星单体模型仿真,由于边界条件无法准确模拟,导致仿真误差过大,起不到预先确定设计缺陷的作用;(4)真实振动试验受到传感器数量的限制,无法获得全面的结构响应特性,存在试验结果误判的风险。

为了解决上述问题,通过对微纳卫星的虚拟试验技术的研究,将卫星的零部件标准化和模块化并生成典型的卫星平台库及单机库,然后开发一个具有快速组装卫星零部件的微纳卫星虚拟装配系统和快速虚拟力和热试验系统,来对卫星平台进行优化,最终达到提高虚拟试验技术实用性和精度的目的。

微纳卫星虚拟试验技术与传统仿真的不同在于建立的卫星单机及平台的有限元库均使用经过验证的试验边界条件来对卫星平台进行计算。从逻辑上来说,微纳卫星虚拟试验更接近真实试验的情况,对卫星总体的优化设计和试验过程中条件的制定更具有参考价值。目前国内外都投入了大量的资源来推进卫星试验虚拟化的发展,力求以虚拟试验来部分代替真实试验,从而实现缩短

研制周期,降低研制成本的目的。

## 2 模块化微纳卫星虚拟装配技术

### 2.1 虚拟装配

在产品的设计和制造过程中,装配是一个很重要的环节,装配的效率和质量直接影响产品的最终质量。

虚拟装配技术(Virtual Assembly, VA)是随着计算机技术的发展而兴起的新技术,是产品数字化制造中的一个重要环节,其利用计算机工具,在没有产品或支撑工艺的物理实现情况下,通过分析、虚拟模型、可视化和数据表达,做出或辅助做出装配关系工程的决定。不同于传统设计必须依靠实物模型进行装配,虚拟装配技术可以在数字环境中进行装配,从而对设计进行检验和修改,并形成评价模型。虚拟装配技术的应用可以简化产品的优化设计,缩短设计周期,减少设计成本,提高产品精度和生产自动化程度。

模块化微纳卫星虚拟装配以卫星结构基本要素的标准化和部件的模块化为基础,快速完成卫星模型的设计、质量热性分析及干涉检查工作<sup>[3-4]</sup>。

在结构要素标准化和部件模块化过程中,其标准化参数的类型、数量以及模块化中部件的数量的确定是研究中首先要重点研究和解决的问题,其次需要解决的问题是如何将这些标准的结构要素和模块化的部件进行快速组装,最后就是研究如何对组装成的卫星整星模型进行快速质量特性分析和干涉检查。

在研究微纳卫星虚拟装配技术的过程中,主要通过调研其他发射成功且典型的卫星的基本结构要素类型、参数,结合常用光学载荷卫星任务要求来确定标准化参数的类型和数量;通过对其他发射成功且典型的卫星总体结构并结合常用光学载荷卫星总体结构进行分析研究,来划分总体结构的模块;通过开发模块化微纳卫星虚拟实验

平台来完成对标准化的结构要素和模块化的部件进行快速组装生成卫星整星几何模型;最后对卫星整星模型进行快速质量特性分析和干涉检查。

## 2.2 虚拟装配技术路线

微纳卫星的虚拟装配的技术路线<sup>[5-8]</sup>如图 1 所示。

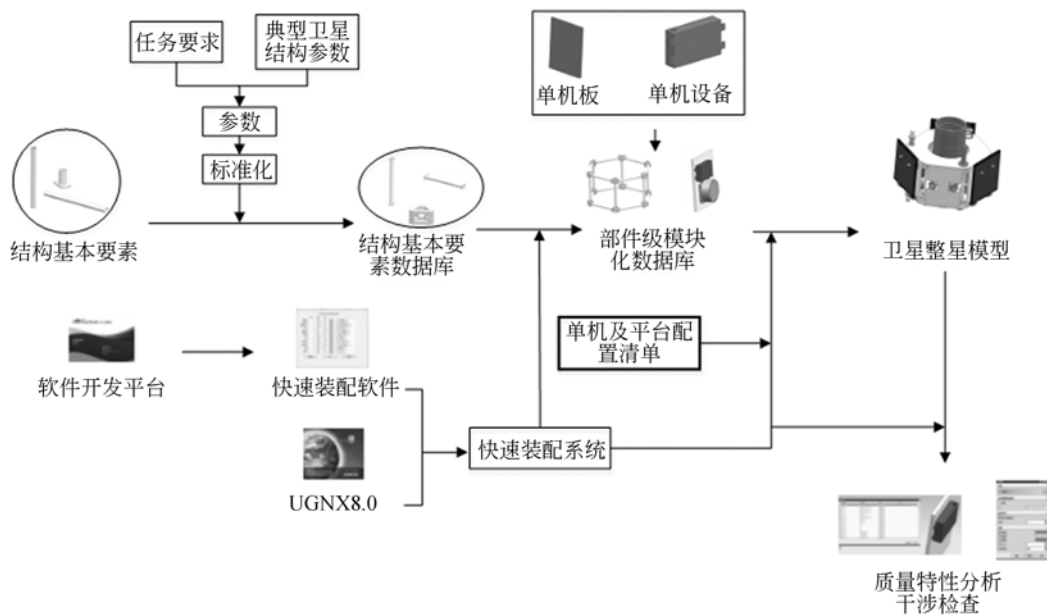


图 1 微纳卫星虚拟装配技术路线

Fig. 1 Technical route of micro-satellite virtual assembly

首先,通过调研典型卫星结构参数并结合任务要求来确定对结构基本要素进行标准化的参数,并制作成基本要素数据库;其次,通过利用微软公司的 Visual Studio 2010 平台使用 C++ 语言开发快速装配软件,和西门子公司 UG NX 8.0 软件平台一起组成快速装配系统;第三,利用快速装配系统根据任务要求而生成的单机配置和卫星平台清单,将从基本要素数据库、不同的单机板及单机设备库中,快速组装成部件级模块;最后,使用微纳卫星快速装配系统将生成的部件级模块快速组装成卫星整星模型,并进行卫星整星质量特性分析和干涉检查。

微纳卫星平台的选择技术思路如下:首先根据任务目标要求确定单机设备清单,根据单机设备相应的安装和热控等间距要求,确定各个单机板的尺寸;最后根据单机板的尺寸和安装位置,确

定桁架尺寸,进而确定卫星总体结构尺寸;然后根据这些确定好的尺寸要求,从卫星基本要素库中选择基本要素或者组件模块,来组装微纳卫星整星结构。

其中,单机设备尺寸参数如图 2 所示, $L_1$ 、 $L_2$  主要为投影在单机板上长、宽(如果单机设备投影在单机板上的包络尺寸为圆形,那么参数为半径或直径)。单机设备的安装和热控等间距参数如图 3。安装参数主要是确定距离单机板边缘或者距离其他单机设备的安全距离,避免发生干涉;热控间距,主要是考虑单机设备的发热功耗对于整星温度的调节和平衡工作的影响。桁架尺寸参数见图 4,决定了微纳卫星整星的结构内部空间和承载能力的大小,至关重要。

模块化微纳卫星的快速组装软件如图 5 所示,即通过选择各个单机代号并显示出该单机的

属性,通过点击确定按钮,选择各个单机及卫星平台,通过点击整星装配按钮生成卫星整星模型的功能。

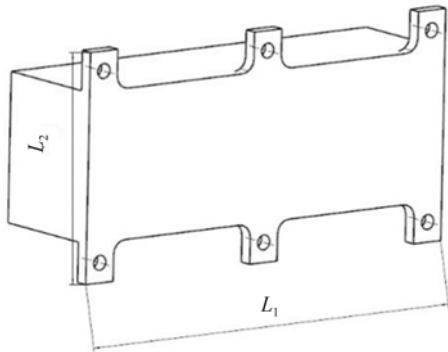


图 2 单机设备尺寸参数

Fig. 2 Dimension parameter of single machine

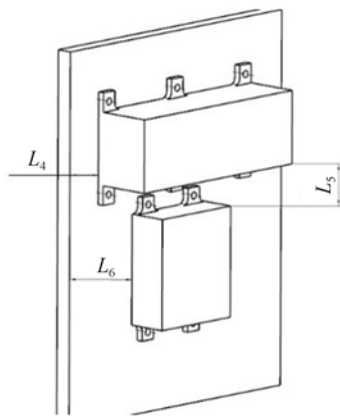


图 3 单机设备安装和热控间距参数

Fig. 3 Spacing parameter of install and thermal control

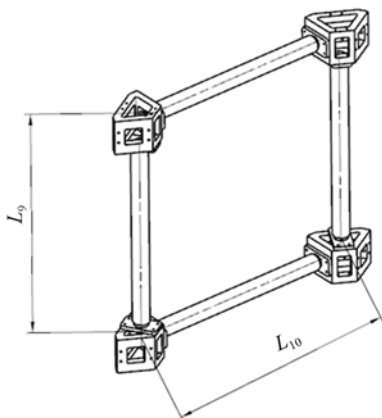


图 4 桁架尺寸参数

Fig. 4 Dimension parameter of truss



图 5 模块化微纳卫星快速组装机

Fig. 5 Rapid assembly system of modularized Micro-satellite

模块化微纳卫星配置清单的生成流程如图 6 所示。

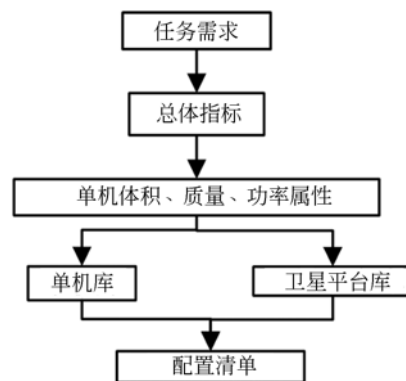


图 6 配置清单生成流程图

Fig. 6 Flow chart of configuration list

卫星模型的质量特性分析和干涉检查是通过调用 UG NX 8.0 来实现。通过调用 UG NX 8.0 中“测量体”功能模块,来对模型进行质量特性分析。

完成快速装配后的某型微纳卫星虚拟样机质量特性分析结果如图 7 所示。

模型干涉检查分为两部分。第一部分为模型装配位置的精确检测,这部分主要用来检测模型之间的细微的干涉,并进行修正,确保装配质量。第二部分为模型虚拟装配过程中干涉的检查。图 8 是微纳卫星虚拟装配流程仿真,主要来检查模型在装配路径中可能发生的干涉。

第一力矩	$Mx, My, Mz$	= 4127.204526879, -559786.67272369, 75231.796589562
质心	$Xcbar, Ycbar, Zcbar$	= 14.985148577, -1369.055811240, 183.992480539
惯性矩 (MCS)	$Ix, Iy, Iz$	= 821361182.524103520, 54962502.767511882, 819873048.458703880
惯性矩 (质心)	$Ixc, Iyc, Izc$	= 41140038.249771737, 41028601.931373283, 53402170.880121745
惯性矩 (球坐标)	$I$	= 67785405.530633375
惯性积 (MCS)	$Iyz, Ixz, Ixy$	= -103018433.236341950, 1104377.952044297, -9354100.055617107
惯性积 (质心)	$Iycc, Ixzc, Ixycc$	= -21913.139677460, -22981.607624396, -965615.091434102
回转半径 (MCS)	$Rx, Ry, Rz$	= 1417.315135890, 366.633874368, 1416.030615034
回转半径 (质心)	$Rxc, Ryc, Rzc$	= 317.198908000, 316.769017205, 361.392215944
回转半径 (球坐标)	$R$	= 407.162185893
主轴 (相对于 WCS 的方向向量)		
$Xp(X), Xp(Y), Xp(Z)$		0.002026080, 0.001929055, 0.999996087
$Yp(X), Yp(Y), Yp(Z)$		0.727185880, 0.686434899, -0.002797518
$Zp(X), Zp(Y), Zp(Z)$		-0.684437609, 0.727188702, -0.000012010

图 7 质量分析信息

Fig. 7 Quality analysis information

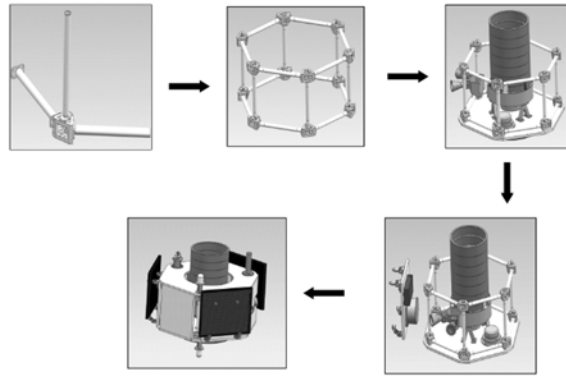


图 8 装配流程仿真

Fig. 8 Assembly process simulation

### 3 模块化微纳卫星虚拟试验

微纳卫星快速构建方法绝大部分沿用航天成熟的单机产品,某一功能的单机安装位置基本确定,采用快速生产、快速装配、快速试验的理念进行卫星的研制,虚拟力学试验在此基础上,能够快速实现验证卫星的力学响应特性的目的,满足整星研制总体技术要求。

微纳卫星的虚拟试验是以 Patran/Nastran、AutoCAD/ThermalDesk 软件平台为基础,采用局部物理试验、低载荷物理试验等方法在计算机上模拟卫星总体结构在真实实验工况及边界条件下的动力学特性及响应情况、热平衡特性及响应情况,微纳卫星虚拟力学试验分析主要包括整星模态试验分析、整星低频正弦扫描试验分析、整星随机振动试验分析,微纳卫星虚拟热学试验分析主要指卫星热平衡试验分析,微纳卫星虚拟试验全流程如图 9 所示。<sup>[9-11]</sup>

#### 3.1 虚拟力学试验

虚拟力学试验是依据卫星运载试验要求,以计算机仿真技术为基础,采用局部物理试验、低载荷物理试验和相关分析及模型修正等方法,最终在计算机上模拟卫星总体结构在真实运载试验要求工况及边界条件下的动力学特性和响应情况,以达到减少整体结构试验或减小大载荷试验工况的目的。

##### 3.1.1 虚拟力学试验条件的确立

微纳卫星采用快速生产、快速装配、快速试验的理念,在其完成全链路设计、加工、装配、试验后

即可交付运载发射,而运载形式及其对微纳卫星的力学要求也贯穿于整个微纳卫星快速构建的全流程,为客观描述运载约束,提高微纳虚拟力学试验的精度和可信度,结合 C2-D 运载特性,对其力学条件进行适当简化和标准化<sup>[12-13]</sup>。

微纳卫星虚拟试验包括模态试验、随机振动试验和正弦振动试验 3 部分。

##### (1) 模态试验

结构在特定频率的振动激励作用下产生的变形形式称为模态振型。每一阶模态振型与一个特定的自然频率(也称为特征频率、基础频率、共振频率或正则频率等)相关联。自然频率和振型是结构本身的物理属性,由结构特性和边界条件决定。

##### (2) 正弦振动试验

正弦振动是计算在简谐激励下结构动力响应的的方法,其本质是结构模态被外界特定频率的激励激发出来,是模态分析和动载激励的组合。频率响应分析是解决振动问题的主要手段,其分析结果是力、位移、速度、加速度、应力和应变。

##### (3) 随机振动试验

随机振动是统计意义下描述的振动,在任何给定的时刻,其振动的幅值都不是确切可知的;而相反,其振动幅值的统计特性(如平均值、标准偏差以及超出某一个特定值的概率)是确定的。当结构受到非确定性的连续载荷激励时,可以使用随机响应分析,常见的随机振动载荷有:地震引起的地面运动、海洋的波浪高度和频率、航天器和高耸建筑物受到的风压波动、由于火箭与喷气发动机噪声引起的噪声激励等。这些随机激励通常以功率谱(PSD)方程的形式来描述。

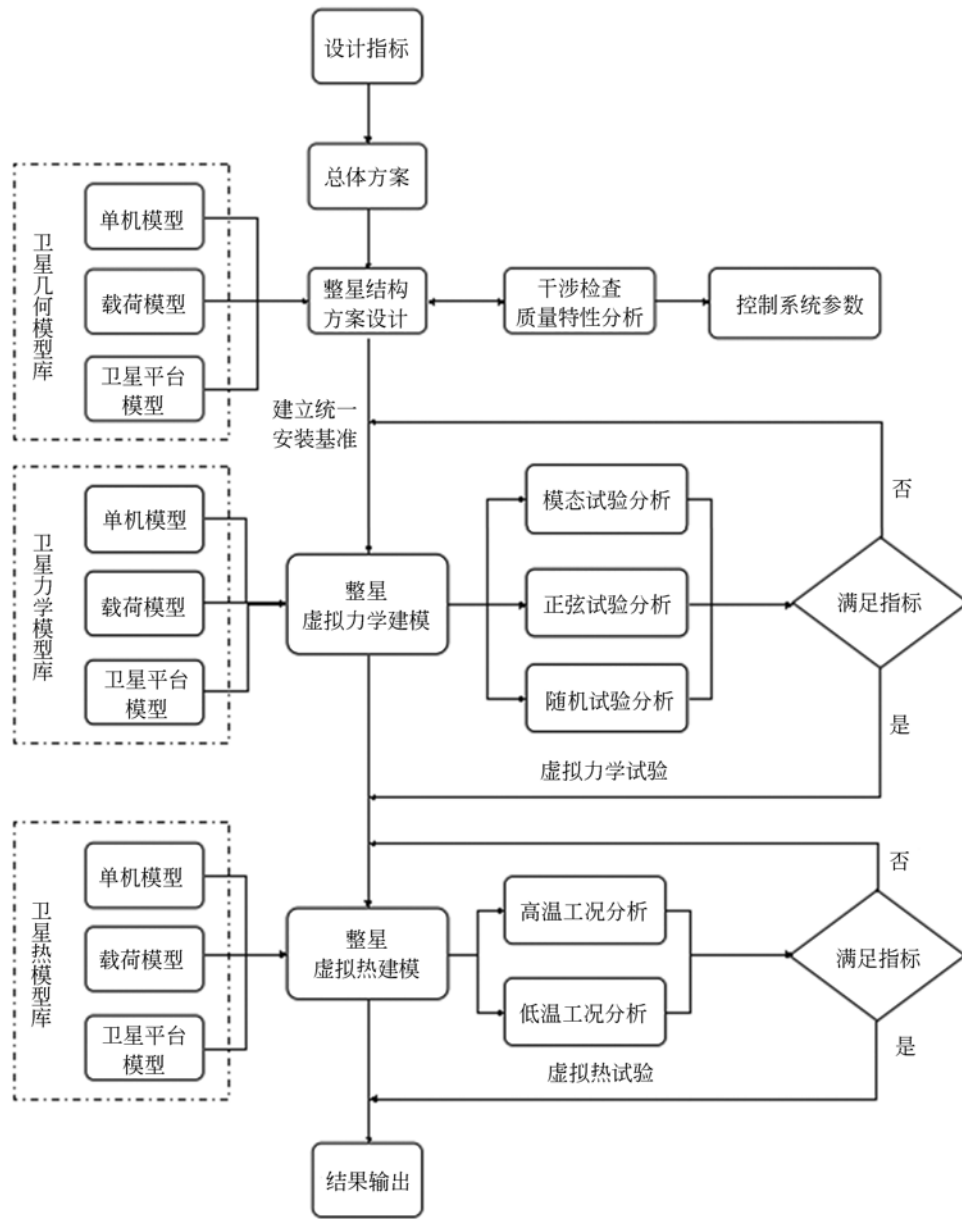


图 9 微纳卫星虚拟试验全流程

Fig. 9 Total flow of Micro-satellite virtual test

3.1.2 力学模型建模标准

针对微纳卫星快速构建理念,将卫星力学模型各个部件均按照标准模块形式建立。既符合实际情况,又能使虚拟力学试验消耗时间最短。继承现有成熟的小卫星力学分析技术和经验,同时结合微纳卫星自身特点,将虚拟力学试验建模进行适当简化和标准化。

微纳卫星虚拟力学试验建模主要遵循传力路径原则、质量等效原则、边界条件一致原则、连接

及材料一致性原则、坐标系一致性原则五大基本原则,具体如下:

(1)传力路径原则:微纳卫星结构在给定载荷作用下,从对结构的强度与刚度贡献大小的角度看,既有主承力构件又有次要承力构件,在建模时,一定要抓住主要承力构件,在其传力路径上细心建模,分清主次;

(2)质量等效原则:微纳卫星在力学模型建立的时候遵循质量一致性原则,即模型结构真实反

映微纳卫星结构和单机设备的质量分布情况,模型简化并不改变整星质量特性的分布;

(3)边界条件一致性原则:综合微纳卫星虚拟力学试验模型分析及试验数据库比对结果建立与卫星运载实际情况相符的分析边界条件;

(4)连接及材料一致性原则:微纳卫星虚拟力学模型建立的时候各结构件间连接关系真实反映设备连接关系,材料属性真实反映星上结构材料性能。

(5)坐标系一致原则:虚拟力学试验模型与虚拟装配 3D 模型坐标系一致,针对微纳卫星快速

构建理念,将卫星力模型各个部件均按照标准模块形式建立,既符合实际情况,又能反映卫星力学试验响应真实特性。

微纳卫星平台结构主要为蜂窝板和承力杆组成,其中卫星结构标准件按照面和梁进行分类,将卫星平台结构按照总体任务设计库中已有的三维结构进行建模,其中承力蜂窝板采用标准化 2D 面单元,承力杆采用 1D 梁单元,对其中涉及的力学参数进行统一设置,某卫星平台结构标准化组成单元有限元模型如图 10 所示。



图 10 某卫星平台结构标准化组成单元有限元模型  
Fig. 10 A kind of finite element model of satellite structure unit

单机安装点及质心点间的相对位置由设计单位提供的接口数据单确定,安装点数量和质心质量与单机实际情况一致,单机安装点与单机板安装坐标系一致,单机安装板上保留单机安装接口节点,通过单机模型库中选定的单机设备的标准力学模型的直接调用即可实现微纳卫星的快速标准化模型搭建,减少系统建模的时间。

微纳卫星采用分布集成式设计,依据卫星任务设计要求,将卫星载荷与卫星平台接口进行标准化处理,将微纳卫星可能用到的载荷进行统一建模,在虚拟力学试验中,载荷建模的重点是卫星与载荷接口的控制,其中载荷接口依据产品数据单进行设置,载荷模型可采用载荷研制单位整机模型修改完善后获得,并存储于微纳卫星载荷库,在

微纳卫星力模型建模时,可直接调用,图 11 所示为某微纳卫星平台虚拟力学试验模型。

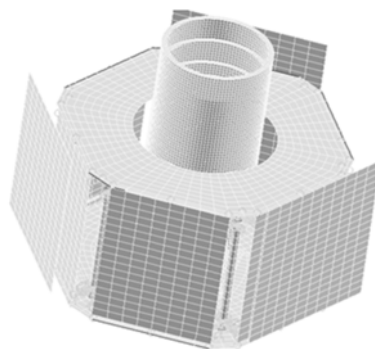


图 11 卫星结构力学模型  
Fig. 11 Mechanics model of Satellite structure

### 3.1.3 虚拟力学试验耗时统计

某型微纳卫星虚拟力学试验耗时统计如表 1 所示。

表 1 虚拟力学试验耗时统计表

Tab.1 Time of virtual mechanical test

工作项目	所需时间/h	备注
卫星平台结构建模与接口连接设置	1.2	使用标准力学模型
单机与载荷建模	0.5	个别模型位置及接口关系需调整
单机与单机安装板连接关系处理	0.3	设置单机与单机安装板连接关系
载荷与卫星平台结构连接关系处理	0.5	连接界面进行共节点处理
试验工况及边界条件建模	0.3	设置模态、正弦、随机试验分析工况
提交运算与数据处理	3.0	
合计	5.8	可与热学分析并行

虚拟力学试验与其他虚拟试验可以并行。在总体任务完成后直接进行。

## 3.2 虚拟热试验

虚拟热试验是在大量小卫星热分析结果基础上,总结分析过程和简化分析流程后的热分析过程,以大量的试验数据和可靠的在轨数据为依托,快速和准确地分析出卫星在轨工作时的温度情况<sup>[14-15]</sup>。

热控分析主要目的是:根据热控系统方案,验证在设计规定的输入条件下,航天器上设备、部件的温度是否在任务书所要求的范围内。设计规定的输入条件包括热分析计算的基本依据和热环境的约定条件,包括航天器构形和设备布局、运行轨道参数和姿态、所采用的热控措施以及空间的太阳辐照强度、行星反照强度和行星辐射强度等。

### 3.2.1 虚拟热试验流程

虚拟热试验需要有产品库和上层任务设计结果支撑,在总体任务设计结束后,根据所选单机和载荷产品进行模型配套,将结构和单机在软件中进行装配整合完成热控模型。最后根据轨道和工况条件进行仿真试验。输出结果如果不满足指

标要求,需要迭代修改局部热控措施以满足要求。虚拟热试验流程如图 12 所示。

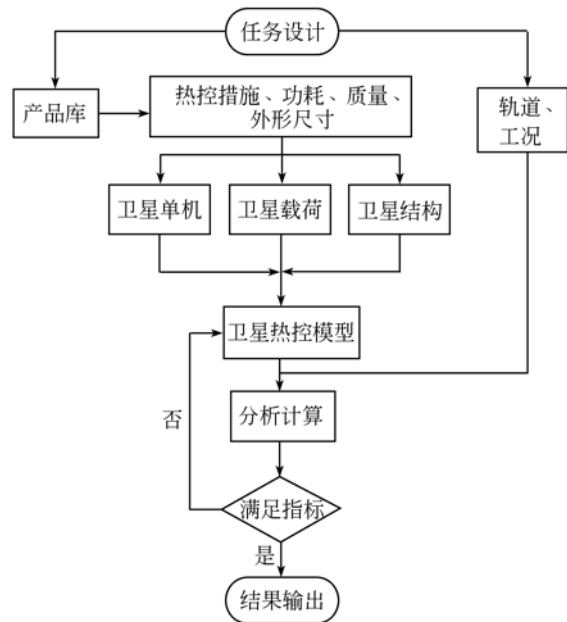


图 12 虚拟热试验流程图

Fig. 12 Flow chart of virtual thermal test

### 3.2.2 热模型建模标准

针对微纳卫星快速构建理念,将卫星热模型各个部件均按照标准模块形式建立。既符合实际情况,又能使虚拟热试验消耗时间最短。继承现有成熟的小卫星热分析技术和经验,同时结合微纳卫星自身特点,将虚拟热试验建模进行适当简化和标准化。

虚拟热模型简化及标准化基本原则:

(1)将卫星整体热模型按照总体任务设计库中已有的型号进行建模,且其热模型分类与卫星结构标准件面和梁分类对应,并对其热物参数统一设置,结构板之间导热,可通过传热学公式进行换算,虚拟热试验热物属性主要包含材料属性、厚度、等效导热率、表面发射率和太阳吸收率等;

(2)虚拟热试验所用蜂窝板厚度设置与实际厚度一致,法向导热使用等效导热率。桁架结构不参与热控计算,零部件之间导热忽略;

(3)卫星表面涂层和包覆均在热控分析软件中设置,按照等效或者实际参数添加到结构表面;

(4)虚拟热试验系统中的所有单机均等效为一个节点的体单元,所有单机的位置按照卫星设

计热设计的标准位置放置,单机热耗根据接口数据单给出的热耗曲线设置。将所有单机根据产品库,统一建立成文件库,在热控模型建立时直接调用;

(5) 载荷建模的重点是载荷的外形尺寸和表面热控措施与实物一致。其中外形尺寸根据产品接口数据单进行设置;热控措施根据载荷设计单位提供的热控方案进行建模,形成完整的热控模型。将若干载荷的热控模型建立成热控模型库。

图 13 所示为某微纳卫星平台虚拟热试验模型。

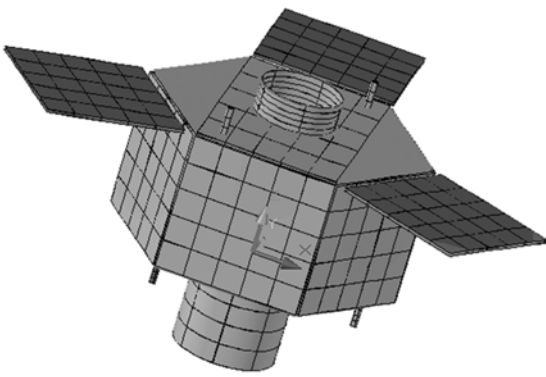


图 13 某微纳卫星平台虚拟热试验模型

Fig. 13 A kind of satellite virtual thermal test model

### 3.2.3 热工况的确定

微纳卫星入轨后,其内部工况分为高温工况和低温工况,而其外部热环境也随时间变换分为冷、热情况。虚拟热试验将微纳卫星总体工况分为“高温工况”和“低温工况”。

图 14 为虚拟热试验轨道参数设置界面示意图。

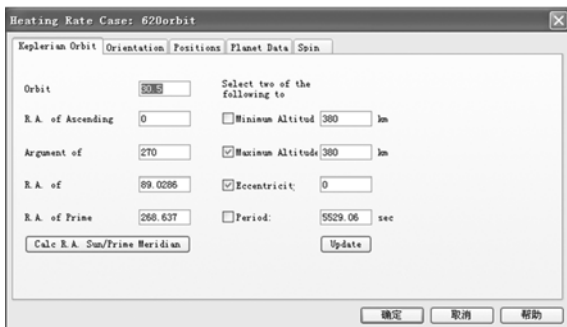


图 14 轨道参数设置界面示意图

Fig. 14 Set interface of orbit parameter

在工况设置列表中,可以直接选择轨道和需要仿真的时间。定义热分析时需要计算的辐射面组,和外热流计算条件。其中工况具体定义为:

高温工况:卫星轨道处于近日点,热控组件退化,卫星载荷全部工作,测控与数传处于对地工作状态。飞轮处于姿态机动状态,卫星总体功耗处于大功率状态。

低温工况:卫星轨道处于远日点,卫星载荷不工作,数传开机,测控不开机,不做姿态机动,卫星总功耗处于小功率状态。

基于某型微纳卫星整星热控模型建立后,进行理论模拟分析,首先计算两种工况在轨稳态热分布,在计算卫星稳态温度后,可以直观看出卫星内部是否存在明显热控设计缺陷,在确定卫星温度均满足各单机温度指标后,进行瞬态热仿确定卫星在轨温度波动亦在各个单机温度指标范围内。

### 3.2.4 虚拟热试验结果耗时统计

根据实际虚拟热试验流程和对其他微纳卫星热控建模时间的预估,统计出微纳卫星快速虚拟热试验所需时间如下表 2 所示。

表 2 虚拟热试验用时统计表

Tab. 2 Time of virtual thermal test

工作项目	所需时间/h	备注
卫星基础结构建模	0.7	使用标准模型
单机与载荷建模	0.5	个别模型需调整
单机与载荷安装关系	1.0	设置导热关系与主动热控
轨道与工况建模	0.5	时间根据轨道数量调整
提交运算与数据处理	2.0	
合计	4.7	可与虚拟力学试验分析并行

虚拟热试验与其他虚拟试验可以并行。在总体任务完成后直接进行。

## 4 结 论

虚拟试验系统不仅可以作为真实试验的前期准备工作,而且可以在一定程度上替代传统的试验,与传统试验相比较,虚拟试验技术不仅可以大

幅度减少样机制造试验次数,缩短新产品试验周期,降低实际试验的费用,而且实现了试验不受场地、时间和次数的限制,可对试验过程进行回放、再现和重复。

模块化微纳卫星虚拟试验技术的核心在于建立卫星单机及平台的几何模型和有限元模型库,通过将卫星几何模型和有限元模型做成数据库的形式,在执行卫星结构设计、力学虚拟试验及热虚拟试验任务时,模块化微纳卫星虚拟试验平台可以直接从数据库里面调用卫星各个零部件的几何

模型来完成组装,调用卫星各个零部件及平台的有限元模型来完成对卫星动力学和热的仿真计算。通过这种形式,模块化微纳卫星虚拟试验技术可以极大地缩短卫星设计、仿真计算周期,为卫星的快速生产和制造奠定基础,虚拟试验技术的使用可将总体开发周期缩短 30%~50%,同时还能提供物理试验前的预分析,指导模态振动试验方案的设计,使研制成本降低 30%左右,可满足目前我国微纳卫星发展“多”、“快”、“好”、“省”的发展需求。

### 参考文献:

- [1] 向树红,于丹,晏廷飞. 卫星动力学虚拟试验的几个关键技术[J]. 航天器环境工程, 2002, 19(4): 13-22.  
XIANG SH H, YU D, YAN T F. Some key techniques for dynamic virtual test of satellite [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2002, 19(4): 13-22. (in Chinese)
- [2] 杜承烈,陈进朝,尤涛. 虚拟试验软件平台技术的研究与展望[J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(3): 490-492, 530.  
DU CH L, CHEN J CH, YOU T. Research and prospects of software platform technologies for virtual test [J]. *Computer Measurement & Control*, 2011, 19(3): 490-492, 530. (in Chinese)
- [3] 刘闯,向树红,冯咬齐. 卫星虚拟振动试验系统研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(3): 248-253.  
LIU CH, XIANG SH H, FENG Y Q. Virtual vibration test system for satellite [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2009, 26(3): 248-253. (in Chinese)
- [4] 赵雯,廖馨,代坤,等. 虚拟试验验证技术发展思路研究[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(3): 437-439.  
ZHAO W, LIAO X, DIAI K, et al.. Development research on virtual test and evaluation technology [J]. *Computer Measurement & Control*, 2009, 17(3): 437-439. (in Chinese)
- [5] 张逸波. 卫星虚拟振动试验技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.  
ZHANG Y B. *Study on the Virtual Vibration Testing Technology for Satellite* [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012. (in Chinese)
- [6] BATHE K J, WILSON E L. *Numerical Methods in Finite Element Analysis* [M]. New Jersey: Prentice-Hall Inc., 1976: 332.
- [7] 侯鹏,张丽新,杨碧琦,等. 某型号卫星虚拟装配技术研究及应用[J]. 航空制造技术, 2011(22): 70-73, 93.  
HOU P, ZHANG L X, YANG B Q, et al.. Research and application of satellite virtual assembly technology [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2011(22): 70-73, 93. (in Chinese)
- [8] BART HERMAN V A, PATRICK G. *The integration of operational modal analysis in vibration qualification testing* [M]. Pro of IMA 20, Los Angeles, CA, USA, 2002-2.
- [9] 廖建,彭健,赵雯,等. 虚拟试验体系结构研究[J]. 工算机仿真, 2014, 31(7): 408-411.  
LIAO J, PENG J, ZHAO W, et al.. Research of virtual test architecture [J]. *Computer Simulation*, 2014, 31(7): 408-411. (in Chinese)
- [10] POLLEHN H K. Performance and reliability of third-generation image intensifiers [J]. *Advances in Electronics and Electron Physics*, 1986, 64: 61-69.
- [11] 李楠. 分布虚拟试验系统集成技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.  
LI N. *Research on Integration Technology of Distributed Virtual Test System* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [12] 闫勇,姚劲松,张雷,等. 精密光学胶结件的快速脱胶[J]. 光学精密工程, 2015, 23(6): 1657-1663.  
YAN Y, YAO J S, ZHANG L, et al.. Fast degumming of high-precision optical cemented elements [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(6):

- 1657-1663. (in Chinese)
- [13] 王绍举, 金光, 徐开, 等. 高精度激光通信小卫星星座仿真平台设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8): 1554-1559.
- WANG SH J, JIN G, XU K, *et al.*. Design of simulation platform for high precision laser communication small satellite constellation[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1554-1559. (in Chinese)
- [14] 李林, 王栋, 谭陆洋, 等. 微小卫星敏感器支架的优化设计与试验[J]. 光学精密工程, 2016, 24(6): 1352-1358.
- LI L, WANG D, TAN L Y, *et al.*. Optimization design and test for bracket of star sensor in micro-satellite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(6): 1352-1358. (in Chinese)
- [15] 王栋, 闫勇, 金光. 空间相机高速 TDI CCD 焦面组件热设计及试验研究[J]. 光电工程, 2011, 38(11): 45-49.
- WANG D, YAN Y, JIN G. thermal control method and experimental study of high-speed TDI CCD focal plane used in space-based telescope[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2011, 38(11): 45-49. (in Chinese)

#### 作者简介:



闫 勇(1981—),男,山西吕梁人,副研究员,博士,硕士生导师,2004 年于吉林大学获得学士学位,2009 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事空间精密光学仪器总体设计、空间卫星结构/机构总体设计与系统分析集成研究、可展机构分析与设计等方面研究。E-mail: cclyy911@163.com