

# 主结构与贮箱共承力航天器推进平台设计

陈 佳, 顾铨璋, 林仁邦, 刘 涛, 赵学成, 陈 诚  
(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

**摘 要:** 航天器推进平台轻量化设计是提升航天器任务效率和优化系统性能的重要突破口。目前, 通用推进平台的贮箱极少参与推进平台承载, 推进平台需要通过辅助承力构件将贮箱载荷传递至主结构, 降低了推进平台的承载效率。为此提出了一种主结构与贮箱共承力的推进平台构型, 新研表面张力贮箱通过嵌入安装的方式安装在承力筒侧壁, 并通过对承力筒主结构开展变刚度设计, 实现对贮箱承载量级的合理控制。以某卫星型号的研制需求为例, 基于 Nastran 软件对其推进平台的结构设计参数进行了优化设计, 并开展仿真分析和试验验证。研究结果表明, 主结构与贮箱共承力推进平台力学性能与通用推进平台相当, 但推进平台干重占比可降至 13.6%, 可有效提升推进平台的整体效率。研究结果可作为大型航天器推进平台设计参考。

**关键词:** 共承力; 推进平台; 贮箱; 变刚度; 优化设计

**中图分类号:** V19 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)04-0067-07

## Design of spacecraft propulsion platform with main structure and tank bearing together

CHEN Jia, GU Chengzhang, LIN Renbang, LIU Tao, ZHAO Xuecheng, CHEN Cheng  
(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** The lightweight design of the spacecraft propulsion platform is crucial to improve the spacecraft mission efficiency and optimize the system performance. At present, the tank of the typical propulsion platform rarely participates in the load bearing, so an auxiliary bearing structure is used to transfer the tank load to the main structure, which reduces the bearing efficiency of the propulsion platform. For the lightweight design requirement of spacecraft, a propulsion platform with main structure and fuel tank bearing together is presented. The new developed surface tension tank is installed on the sidewall of the bearing cylinder by embedded installation, and the load level of the tank is controlled reasonably through the variable stiffness design of the bearing cylinder. Basis on the example of a satellite development, structural design parameters of the propulsion platform was optimized based on Nastran software, and simulation analysis and experimental verification were carried out. The research results show that the mechanical properties of propulsion platform with main structure and fuel tank bearing together is equivalent to that of a general propulsion platform, but the dry weight proportion of propulsion platform can be reduced to 13.6%, which can improve the system efficiency remarkably. The research results can be a reference for the propulsion platform design of large spacecraft.

**Keywords:** bearing together; propulsion platform; tank; variable stiffness; optimal design

收稿日期: 2019-11-09; 修回日期: 2020-02-17

基金项目: 国防科技创新项目(163-161)

作者简介: 陈佳(1986—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航天器结构与仿真技术

## 0 引言

近年来,随着大型航天器研制需求的不断发展,运载火箭运能制约问题日益突显。为满足发射需求,降低对火箭运能要求,必须对航天器实施轻量化设计<sup>[1-2]</sup>。而推进平台通常作为航天器重量占比最高的部组件,其轻量化设计是进一步提升航天器任务效率和优化系统性能的重要突破口。

贮箱布局是推进平台设计的关键因素之一<sup>[3]</sup>。国内外大型航天器推进平台构型主要包括贮箱串联或并联式中心承力筒构型、外承力筒构型、杆系构型、混合式构型和贮箱承力式构型等五大类。例如,以美国 Centaur、Minotaur 上面级<sup>[4]</sup>推进平台为代表,均采用与运载芯级相类似的贮箱承力式构型,泵压式推进贮箱既起到推进剂贮存的作用,又作为主结构直接参与推进平台传力;俄罗斯的 Fregat 上面级<sup>[5]</sup>采用的则是杆系构型,8根主承力撑杆贯穿于泵压式球形贮箱,直接与下方运载火箭对接;欧洲应用广泛的 Eurostar-E3000 卫星平台<sup>[6]</sup>和我国 SAST5000 卫星平台<sup>[7]</sup>采用的是贮箱并联式中心承力筒构型,球柱形挤压式贮箱通过贮箱板安装,并通过贮箱板和拉杆将载荷传递至中心承力筒;俄罗斯 Express-3000 卫星平台<sup>[8]</sup>、欧洲 Spacebus 4000 卫星平台<sup>[9]</sup>和我国 DFH-4 卫星平台<sup>[10]</sup>采用的是贮箱串联式中心承力筒构型,球形挤压式贮箱沿轴向串联安装于中心承力筒内部;我国货运飞船推进舱<sup>[11]</sup>和嫦娥五号推进舱均采用外承力筒构型,球形挤压式贮箱分别安装在2个推进球冠上,并

与外侧承力筒通过法兰连接和装配。

综上,以上面级为代表的航天器推进平台具有加注重量大、推力要求高的特点,故仍多采用大推力泵压式贮箱,并因工作内压低及自身具有制造简单的特点,通常可设计为网格结构形式参与推进平台承力;对于加注重量较小、在轨周期长和微重力环境下的空间飞行器,便于推进剂管理及稳定输出的挤压式贮箱则具备不可替代的优势。截止目前,鉴于挤压式贮箱构型尺寸小、工作内压高的特点以及航天器系统的安全性设计需要,以国内外卫星和飞船为代表的航天器推进平台仍多采用双传力路径的设计理念,即挤压式贮箱不参与或极少参与推进平台承载,推进平台需要通过局部增强设计,或增设贮箱板、推进球冠、拉杆等辅助承力构件将贮箱载荷传递至主结构,降低了推进平台的承载效率。但随着航天设计技术和工程经验的不断发展和积累,使大型航天器推进平台主结构与贮箱共承力的设计理念变得可行。

本文提出一种主结构与贮箱共承力的推进平台构型,旨在简化传力路径,提升结构承载效率。通过有限元优化、分析和地面试验验证表明,本文提出的设计方案可有效提升推进平台承载效率,可以作为大型航天器推进平台设计参考。

## 1 推进平台构型设计

假设有一种主结构与贮箱共承力的推进平台构型,如图1所示。

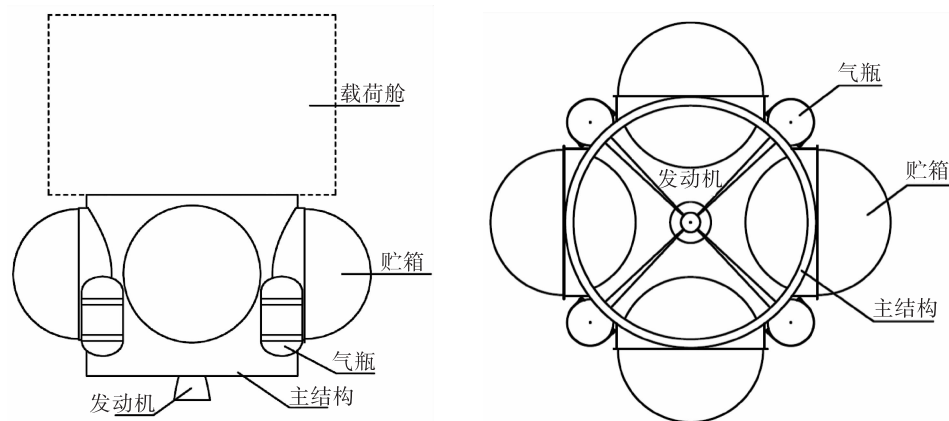


图1 主结构与贮箱共承力的推进平台构型

Fig.1 Propulsion platform with main structure and fuel tank bearing together

整个推进平台上方与航天器有效载荷舱连接,下方与运载连接;推进平台包括4个球形贮箱、1个贮箱承力筒;球形贮箱沿周向均布平铺布局,贮箱法兰平面与主结构的贮箱承力筒轴线平行,并通过嵌入安装的形式,分别与贮箱承力筒侧壁法兰进行连接;在贮箱承力筒中心位置和贮箱安装中间位置分别布置推进发动机和气瓶。

上述推进构型中,贮箱布局紧凑,重心低,且主结构的贮箱承力筒与贮箱组成闭合承力结构,共同参与推进平台承力,可有效提升推进平台的承载效率。同时,该推进平台主体仍采用承力筒构型,自身具有较高的抗弯刚度和抗扭刚度,有利于保证航天器的整器基频满足要求。

## 2 推进平台结构设计

### 2.1 贮箱设计

航天器推进平台选用的挤压式贮箱种类主要包括:表面张力贮箱、膜片贮箱、囊式贮箱等多种<sup>[12]</sup>。其中,表面张力贮箱通常为全金属焊接结构<sup>[13-14]</sup>,结构形式相对简单,故其承载后的功能可靠性较高。同时,表面张力贮箱具有重量轻、排空效率高等优点,是航天器推进平台首选的贮箱形式<sup>[15]</sup>。鉴于上述分析,本文推进平台贮箱优选表面张力贮箱。

常规表面张力贮箱连接法兰通常设计在贮箱赤道面位置处,并与2个半球壳体在靠近赤道面位置处进行焊接,贮箱的进/出接嘴则设计在贮箱两极位置,具体结构形式如图2所示。上述布局在实现贮箱法兰均匀受力的同时,可以最大限度地保证推进剂的排空效率。

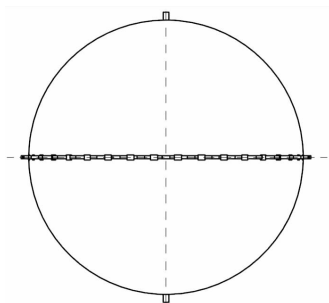


图2 表面张力贮箱典型结构形式

Fig. 2 Typical structure of the surface tension tank

在主结构与贮箱共承力推进平台构型中,为满足贮箱嵌入安装的需求,贮箱连接法兰需设计在与赤道面呈 $90^\circ$ 夹角的平面位置,进/出接嘴局部则需在原两极位置进行微调,以避免让贮箱连接法兰。贮箱进/出接嘴位置微调对推进剂排空率影响极小,假设进/出接嘴轴线微调角度为 $15^\circ$ ,其对推进剂排空率的影响小于 $0.2\%$ ,影响可以忽略。

常规贮箱的强度设计主要针对其在轨内压工况开展。与常规贮箱产品相比,新平台贮箱需要与主结构共同参与平台的发射段承载,其强度设计需兼顾在轨和发射段2种主要载荷工况。但平台的发射段载荷形式以轴向载荷为主,球形、球柱形贮箱的轴向承载效率显著低于承力筒式平台主结构,从提升平台效率角度出发,贮箱结构参数设计仍应以在轨内压工况为主,并通过调节贮箱发射段预增压压力,释放贮箱强度裕度,在保证其工作安全性的前提下,高效参与平台承载。

另外,在工艺实施层面,针对贮箱受力形式的改变,对贮箱连接法兰与半球壳体焊接的翻边进行加宽设计,使焊缝位置远离贮箱连接法兰面,降低平台载荷对焊缝处承载可靠性的影响。

经上述改进后,表面张力贮箱的结构形式如图3所示。

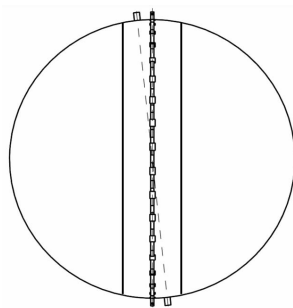


图3 表面张力贮箱改进后结构形式

Fig. 3 Optimized structure of the surface tension tank

### 2.2 主结构设计

推进平台主结构包括筒体、贮箱安装法兰两大部分。其中,筒体为主承力部件,起承载和传递载荷舱、贮箱载荷的作用;贮箱安装法兰则主要为贮箱提供安装接口,并提供刚度支撑。推进平台主结构组成如图4所示。

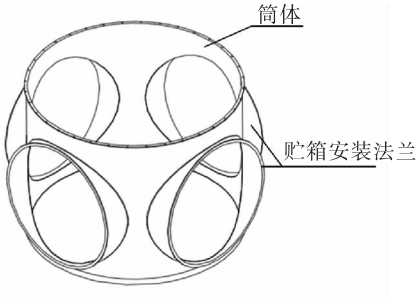


图 4 推进平台主结构组成  
Fig.4 Main structure of propulsion platform

推进平台主结构优化设计过程中,主要的力学约束条件有 2 项:

- 1)主结构与贮箱组成的共承力推进平台需满足航天器整器的基频设计要求;
- 2)在满足推进平台承载要求的前提下,从贮箱安全性设计角度出发,必须将贮箱的承载量级控制在安全范围以内。

考虑到大系统接口的重要性,基于贮箱强度设计准则,在确定了贮箱壳体结构基本设计参数和发射段预增压压力的前提下,推进平台的主结构设计应优先考虑满足整器基频要求。同时,为提升结构效率,推进平台主结构采用变刚度设计,即按照主结构承载特点,对主结构不同区域刚度进行设计。在满足整器基频设计要求后,依据具体载荷条件,对主结构和贮箱壳体结构强度进行分析,必要时对主结构采取局部加强的方式,降低贮箱壳体的承载量级,使之不超出在轨工作工况下的最大内应力水平,确保贮箱工作安全。

3 具体设计与试验

假设某航天器推进平台采用主结构与贮箱共承力设计方案。该推进平台上方与载荷舱通过 8 个分离螺母连接,下方与运载火箭通过包带连接,其主要构型尺寸和整器基频约束如表 1 所示。

表 1 构型尺寸和基频约束

指标名称	指标值
承力筒高度/mm	1 500
承力筒直径/mm	1 750
横向一阶基频/Hz	≥12
纵向一阶基频/Hz	≥30

推进平台载荷工况主要是载荷舱和贮箱(加注状态)的主动段过载,具体如表 2 所示。

表 2 推进平台载荷工况

指标名称	指标值
载荷舱重量/kg	2 513
氧化剂重量/kg	1 630
燃料重量/kg	989
纵向过载/g	6.1
横向过载/g	1.5

推进平台设置有 4 个表面张力贮箱,其中,氧箱和燃箱数量各为 2 个,其壳体结构均采用相同的设计参数,具体如表 3 所示(贮箱材料为 TC4)。

表 3 贮箱基本参数

指标名称	指标值
贮箱容积/L	630
贮箱在轨工作压力/MPa	1
贮箱发射段预增压压力/MPa	0.5
贮箱外径/mm	1 076
贮箱壁厚/mm	1.25
法兰厚度/mm	12
壳体最大许用应力/MPa	825
焊接系数	0.9

推进平台主结构筒体和贮箱安装法兰的具体设计需依据各自的受力特点开展。其中,筒体主要受轴向载荷作用,故本实例中筒体采用整体性好且轴向承载效率较高的铝合金加筋壁板结构形式。贮箱安装法兰起传递贮箱载荷和贮箱维形的作用,需优先保证结构的整体刚度,故贮箱安装法兰采用一体式铝合金硬壳结构形式。

按照上述推进平台贮箱和主结构的设计思路,本文以 Nastran 软件为优化分析平台,对推进平台贮箱和主结构进行有限元建模和主结构设计参数优化<sup>[16-17]</sup>。

具体建模过程中,采用二维 shell 单元模拟贮箱壳体、贮箱安装法兰硬壳结构和筒体加筋壁板结构;考虑到推进平台下方与运载火箭通过包带连

接,上方与载荷舱通过 8 个分离螺母连接,对应有有限元模型下端施加固支约束,上方通过集中质量点模拟载荷舱质量属性,并与推进平台上端通过建立 MPC 约束模拟 8 点连接;贮箱与主结构螺栓连接处同样通过建立 MPC 约束进行模拟。推进平台有限元模型如图 5 所示。



图 5 有限元模型  
Fig. 5 Finite element model

贮箱推进剂质量属性的定义将对推进平台模态的分析结果产生明显影响。崔高伟通过虚拟质量法和集中质量法对比分析,明确虚拟质量法可通过施加附加质量矩阵,实现不可压缩流体对结构的作用,可以更为真实地反映出液体推进剂对结构动特性的影响<sup>[18]</sup>。林子钦通过虚拟质量法计算了半充液圆柱壳的固有频率,验证了该方法的可行性,并且显示了虚拟质量法在计算流固耦合问题的准确性和高效性<sup>[19]</sup>。综上,本实例采用虚拟质量法对推进平台推进剂属性进行定义。

按照主结构方案的初步设计和分析结果,本实例中,以整器横向一阶基频 $\geq 12$  Hz 作为关键约束条件,以主结构重量最小作为优化目标。结合主结构特点,按照主结构变刚度设计思路,对主结构进行优化区域划分。其中,为将优化工作量控制在工程可行范围内,并考虑到筒体开口尺寸协调需要,对筒体筋条数量及尺寸进行了设定,筒体按加筋壁板的网格分布进行多区域划分,见图 5;贮箱安装法兰则因其整体刚度设计和机加工工艺实施需求,将其作为单优化区域。通过对相关区域结构的厚度参数进行优化,得出贮箱安装法兰整体壁厚和筒体各网格区域壁厚的最优设计参数。主结构形式如图 6 所示,优化后设计参数如表 4 所示。

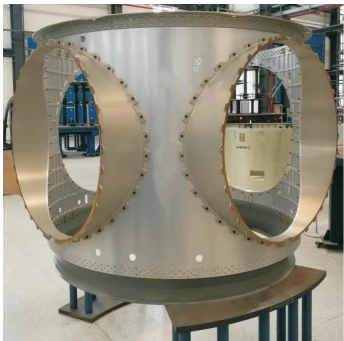


图 6 主结构产品示意  
Fig. 6 Main structure form

表 4 主结构设计参数 Tab. 4 Design parameters of the main structure	
项目名称	设计值
贮箱安装法兰厚度/mm	5.5
筒体壁厚/mm	1.5 ~ 4.6
筒体筋条数量	60
筒体筋条高度/mm	10
筒体筋条宽度/mm	10
推进平台干重/kg	410
推进平台干重占比	13.6% (贮箱加注总重 3 030 kg)

通过方案设计和优化,得出筒体加筋壁板的筋条数量为 60,筋条高度和宽度为 10 mm;贮箱安装法兰的壁厚值优化为 5.5 mm;筒体加筋壁板的网格壁厚值优化为 1.5 ~ 4.6 mm 不等,厚度分布见图 7,其中,因大厚度区域集中在靠近前端框的 8 个连接点区域、相邻贮箱之间的狭窄区域和靠近后端框区域,与所述区域的连接刚度和传力设计预期吻合。

上述推进平台总装状态干重(未加注状态质量)为 410 kg,仅占推进平台总质量(满加注状态质量 3 030 kg)的 13.6%。

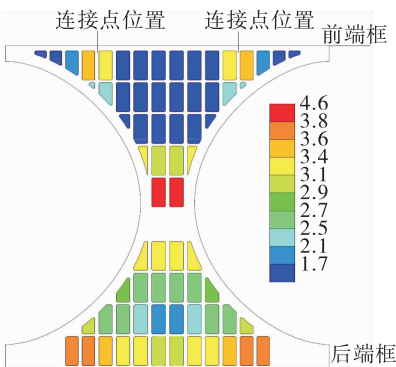


图 7 厚度分布  
Fig. 7 Thickness distribution



按照主结构最优设计参数对有限元模型参数进行更新,通过开展模态分析得出,整器横向一阶基频为 13.4 Hz,纵向一阶基频为 32.2 Hz。上述分析数据与整器地面振动试验数据一致性良好,均满足整器基频的约束要求,见图 8 和表 5。模态分析和振动试验结果显示,推进平台刚度薄弱区域没有出现在贮箱安装位置,说明基于主结构与贮箱共承力的设计理念,并通过合理优化主结构设计参数,可以较好地保证推进平台刚度的整体均匀性,达到与常规推进平台相同的刚度效果。

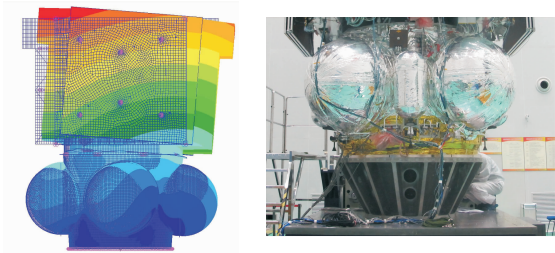


图 8 整器模态分析及振动试验示意  
Fig. 8 Modal analysis and vibration test of the whole spacecraft

表 5 模态结果

Tab. 5 Results of the normal modal 单位:Hz

项目名称	分析结果	试验结果
横向一阶基频	13.4	13.3
纵向一阶基频	32.2	36.2

推进平台载荷工况主要是贮箱内压载荷和载荷舱、贮箱(加注状态)的主动段过载。其中,载荷舱和贮箱的横向过载将对主结构产生弯矩载荷  $M$  作用(载荷方向不限),并以下端区域最为严酷。强度分析和静力试验过程中,为达到对全部主结构和贮箱的有效考核,将下端弯矩载荷  $M$  简化为轴向力<sup>[20]</sup>,并与原有轴向力  $P$  一同作用在主结构上端如下式

$$P_d = P + 4M/d \tag{1}$$

式中  $d$  为主结构筒体直径。

通过强度分析得出,推进平台主结构最小强度裕度为 0.83,贮箱壳体最小强度裕度为 1.80。上述分析数据与推进平台静力试验数据一致性良好,如图 9 和表 6 所示,均满足推进平台强度设计要求。

通过提取贮箱安装中心面处有限元节点载荷得出,贮箱结构在推进平台中轴向承载占比为 32.4%;贮箱与主结构形成封闭构型,使主结构加筋壁板的抗屈曲失效能力提升高达 243%。在具体工程应用中,贮箱应力水平可通过主结构、推进系统的联合设计和优化控制在合理范围,即在提升推进平台承载效率的同时,保证贮箱的工作安全性。

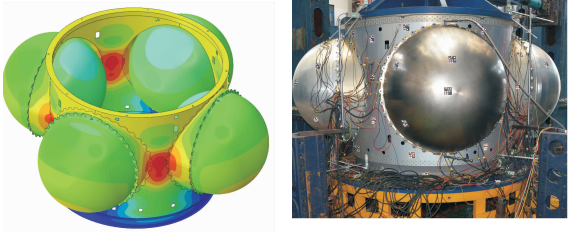


图 9 推进平台强度分析及静力试验示意  
Fig. 9 Strength analysis and static test of the propulsion platform

表 6 强度结果

Tab. 6 Strength results

载荷	区域	计算应力/MPa	试验应力/MPa	裕度
内压	主结构	229	200	0.83
轴压	贮箱	320	294	1.80

实例计算和试验结果说明,主结构与贮箱共承力的推进平台构型可以满足其作为航天器推进平台承力的条件。经估算,该方案中推进平台总装状态干重(未加注状态质量)占推进平台总质量(满加注状态质量)比例仅为 13.6%,在航天器推进平台设计中属于效率较高的,与典型航天器推进平台的结构效率对比情况如表 7 所示。

表 7 结构效率对比

Tab. 7 Comparison of the structure efficiency

航天器型号	干重/kg	总质量/kg	干重占比/%
Fregat 上面级	1 000	6 350	15.7
货运飞船推进舱	2.60	5 860	40.3
嫦娥五号轨道器推进舱	715	3 715	19.2
本实例	410	3 030	13.6

## 4 结论

提出了一种主结构与贮箱共承力的推进平台

设计理念,并通过结构设计、有限元仿真和试验验证相结合的方法,证明了该设计理念的技术可行性。结合具体实例,通过优化设计和试验验证,推进平台干重占比仅为13.6%,在航天器推进平台设计中属于效率较高的。该设计理念和设计方法可作为今后大型航天器推进平台的设计参考。

#### 参考文献:

- [1] 田娜,潘艳华. 航天器轻量化设计初步研究[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第八届学术年会论文集.[S.l.]:中国宇航学会深空探测技术专业委员会,2010.
- [2] 王群,王婧超,李雄魁,等. 航天用轻质结构材料研究进展及应用需求[J]. 宇航材料工艺,2017,47(1): 1-4.
- [3] 陈昌亚,王德禹. 集主承力结构与大容量储箱支架于一体的卫星主承力筒结构研究[J]. 空间科学学报,2005,25(2):149-153.
- [4] 马昆,郭武,关嵩,等. 上面级发展现状及趋势分析[J]. 导弹与航天运载技术,2013(6): 24-28.
- [5] 方宝东,陈昌亚,王伟,等. 俄罗斯 Fregat 上面级[J]. 上海航天,2012,29(3): 34-37.
- [6] AZIZ B, MARCEL B, MATTHIEU R. Implementation of a large multi-beam mission on Eurostar E3000 [C]//26th International Communications Satellite Systems Conference. Reston,VA: AIAA, 2008.
- [7] 董瑶海. 风云四号气象卫星及其应用展望[J]. 上海航天,2016,33(2): 1-8.
- [8] 陈志坚,邱中华. 一种承力式表面张力贮箱[J]. 火箭推进,2014,40(1): 25-29.  
CHEN Z J, QIU Z H. Bearing surface tension tank [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 25-29.
- [9] LIONEL P, JEAN D G. SPACEBUS T M, a vehicle for broad missions [C]//24th International Communications Satellite Systems Conference. Reston,VA: AIAA,2006.
- [10] 陈昌亚,张驰,顾亦磊,等. 储箱平铺多燃料卫星平台的主承力构架结构[J]. 上海航天,2007,24(1): 42-47.
- [11] 李传吟,曹俊生,吴金花,等. 货运飞船推进模块双法兰连接设计研究[J]. 上海航天,2016,33(5): 36-41.
- [12] 朱平萍,刘宪力. 大型贮箱结构及工艺性研究[J]. 航天制造技术,2011(3): 42-45.
- [13] 于康,谢荣华,陈晓江. 表面张力贮箱电子束焊接工艺研究[J]. 火箭推进,2015,41(5): 89-94.  
YU K, XIE R H, CHEN X J. Study on electron beam welding process for surface tension tank [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(5): 89-94.
- [14] 王英杰,杨卫鹏. 表面张力贮箱电子束焊接工艺研究[J]. 火箭推进,2016,42(5): 82-87.  
WANG Y J, YANG W P. Research on electron-beam welding of surface tension tank [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(5): 82-87.
- [15] 魏延明. 卫星用表面张力贮箱的设计、应用及其发展[J]. 控制工程,2003,29(2): 6-17.
- [16] 李昂,陈晓岚. 基于 Patran 的航天器力学分析平台的设计与实现[C]//第17届中国系统仿真技术及其应用技术年会论文集.[S.l.]:中国系统仿真技术及其应用技术委员会,2016.
- [17] 钱志英,罗文波,阮剑华. MSC. NASTRAN 子结构法在航天器结构动力学分析中的应用[J]. 航天器工程,2011,20(5): 55-60.
- [18] 崔高伟,洪良友,张冬梅. 虚拟质量法在运载火箭模态分析中的应用[J]. 强度与环境,2013,40(5): 43-47.
- [19] 林子钦,许学强,兰君辉,等. 基于虚拟质量法的部分充液且部分浸没圆柱壳自振特性分析[J]. 中国水运,2018,18(12): 156-157.
- [20] VASILIEV V V, RAZINA F. Anisogrid conical adapters for commercial space application [C] //AIAA/CIRA 13th International Space Plane and Hypersonics Systems and Technology. Reston,VA: AIAA,2005.