

# 长时间在轨上面级动力系统关键技术研究

肖立明, 李欣, 侍野, 胡声超, 张颖

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 上面级动力系统提供用于变轨所需要的动力, 同时提供姿态控制、推进剂沉底、末速修正功能所需要的动力, 将上面级和北斗导航卫星一起送入预定轨道。回顾了从早期的上面级动力系统选型论证到后续的关键技术攻关过程, 对比研究了泵压式与挤压式动力系统的技术优势, 分析了动力系统研制过程中的主要关键技术, 并对关键技术的应用情况进行了总结, 最后提出了长时间在轨上面级动力系统的后续发展建议。

**关键词:** 上面级; 动力系统; 关键技术

中图分类号: V475

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 06-0023-06

## Research on the Key Technology of the Upper Stage Propulsion System for Long-Duration Space Mission

XIAO Liming, LI Xin, SHI Ye, HU Shengchao, ZHANG Yin

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Upper stage propulsion system provides the power needed for the orbit change, and provides the power needed for attitude control, vehicle propellant settling, final velocity correction, to send the upper stage and Beidou navigation satellites into the predetermined space orbit. This paper reviews the process from the selection and demonstration of the early upper stage propulsion system to the subsequent key technologies, compares the technical advantages of the pump-fed system and the pressure-fed system, and analyzes the main key technologies in the process of propulsion system development. And the application of the key technologies are summarized. Finally, the subsequent development suggestions of the upper stage propulsion system for long-duration space mission are put forward.

**Key words:** Upper stage; Propulsion system; Key technology

### 0 引言

上面级是一种介于运载火箭和航天器之间的航天飞行器, 如图1所示。一般具备独立的控制系统, 能够有效载荷从过渡轨道进一步送至预定的工作轨道或空间位置, 具有较强的任务适应性。上面级经过多年的实践和发展, 已经成为空间运

输系统不可或缺的组成部分<sup>[1-2]</sup>。

远征一号上面级是我国针对二代导航二期MEO北斗卫星直接入轨及多星发射任务研制、能够两次启动的新型上面级, 是我国首个在轨滑行时间较长的运载器。上面级动力系统提供用于变轨所需要的动力, 同时提供姿态控制、推进剂沉底、末速修正功能所需要的动力, 将上面级和有

收稿日期: 2020-07-13; 修订日期: 2020-08-06

基金项目: 航天系统部专用技术 (30506050301)

作者简介: 肖立明 (1981-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为上面级动力系统设计。E-mail: xlm\_2000@163.com

效载荷一起送入预定轨道。远征一号上面级动力系统在方案阶段,主要完成了动力系统选型论证、长时间在轨推进剂管理、并联贮箱均衡输送、加注夹气抑制等关键技术的攻关工作,确保上面级圆满完成各次飞行任务。

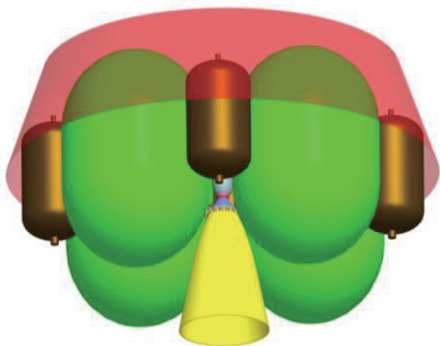


图1 上面级

Fig. 1 Sketch of upper stage

本文在完成选型对比分析泵压式与挤压式动力系统的基础上,进一步研究了长时间在轨推进剂管理技术、基于连通管的并联贮箱均衡输送技术、复杂布局下输送系统夹气抑制技术、泵压式发动机长时间在轨适应性技术等关键技术,总结了在某型号应用情况,并结合长时间在轨上面级的未来需求,提出了动力系统发展的后续建议。

## 1 动力系统选型分析

按照液体推进剂供给方式的不同,液体火箭发动机的动力系统主要分为挤压式和泵压式两类。在动力系统选型分析时,应考虑总体任务的使用需求,例如加注量、结构质量、空间布局、推力量级等因素,尽可能发挥这两类供应系统的各自优势。一般而言,卫星等航天器通常选用挤压式动力系统,运载火箭通常选用泵压式动力系统,而介于两者之间的上面级既可以选用挤压式动力系统,也可以选用泵压式动力系统。

总体对上面级发动机进行了较为广泛的方案研究工作,对可行性较大的6种发动机方案进行了综合分析,初步确定泵压式发动机和挤压式发动机作为两种备选方案。通过真空比冲、系统质量、多次启动能力、总体布局、动力系统热控技术、推进剂管理技术、地面试验验证、使用维护性能、研制基础、可靠性、研制进度、研制成本等各方

面因素的进一步比较分析,在二代导航上面级运载能力较为紧张的前提下,最终确定以泵压式发动机为基础的上面对动力系统方案性能占优,为首选方案。泵压式发动机如图2所示。

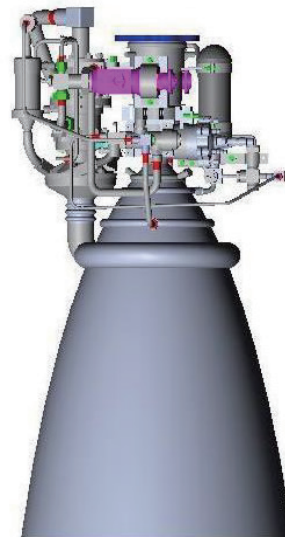


图2 泵压式发动机

Fig. 2 Sketch of pump-fed rocket engine

## 2 动力系统关键技术研究

### 2.1 长时间在轨推进剂管理技术

上面级滑行期间历经低重力环境,贮箱内推进剂与增压气体不再保持稳定的界面,在外界扰动下容易出现气液夹杂或飘浮,当发动机再次启动时,会带来不利影响。为确保上面级发动机两次工作正常启动、飞行任务完成,必须采取合理的推进剂管理技术方案,通过一定的措施保证上面级发动机两次启动前推进剂聚集在贮箱出口,并且不夹杂气体<sup>[3-4]</sup>。

我国传统运载火箭的滑行时间较短,均采用连续沉底方法,这种方法虽然可靠但消耗推进剂较多,不能胜任长达数小时、数天的滑行任务。而上面级是我国首个滑行时间长达6 h以上的运载器,并且要求在长时间滑行后能保证发动机再次可靠启动。为此,设计了一种适应于长时间滑行的上面级推进剂管理方案,即采用组合推力间歇式沉底方法结合局部蓄留推进剂管理装置的推进剂管理方案,间歇沉底工作顺序如图3所示,推进剂管理装置图4所示。在整个滑行段前期均不进行推进剂管理,仅在主发动机启动之前的一段时间

内进行间歇沉底，间歇沉底初期使用小推力进行推进剂重定位，在液面稳定后的间歇沉底后期使用大推力来加速气泡析出，通过间歇沉底使推进剂聚集在贮箱底部，向发动机提供满足使用要求的推进剂；推进剂管理装置用来防止气体进入输送管，而不提供发动机启动所需要的推进剂。

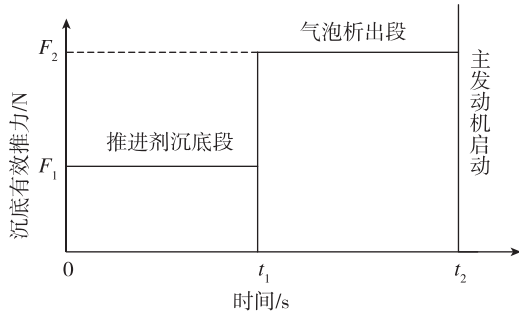


图 3 间歇沉底工作顺序

Fig. 3 Sketch of discontinuous propellant settling

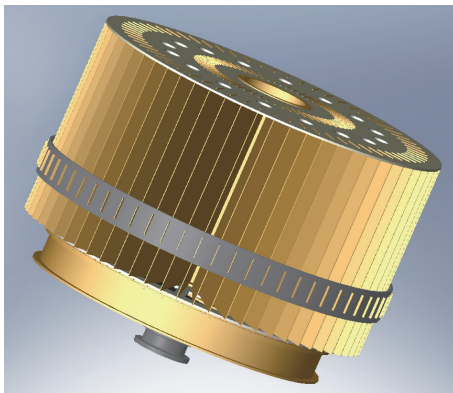


图 4 推进剂管理装置

Fig. 4 Sketch of propellant management device

通过采取上述推进剂管理方案，既保证了推进剂在上面级发动机两次启动之前的可靠沉底，又可以大大减少沉底发动机推进剂的耗量，特别适用于类似上面级这种需要长时间滑行、多次启动的运载器。

## 2.2 基于连通管的并联贮箱均衡输送技术

远征一号上面级采用 4 个球柱形贮箱并联为一台发动机供应推进剂的方案，由于并联贮箱的分支输送管路流阻存在差异，且贮箱内的推进剂管理装置流阻也存在差异，若不采取措施将导致飞行过程中出现推进剂消耗不平衡的现象。出

现这种推进剂消耗不平衡的情况，一方面将增大上面级的质心横移，无疑这对姿态稳定系统提出了更高的要求；另一方面，还会导致贮箱内的推进剂不可用量增加，最终影响上面级的运载能力。

为此，分析了不均衡输送产生的机理，设计了一种基于连通管的均衡输送技术方案，即通过贮箱下底口盖，在同种推进剂并联两贮箱之间新增一套连通管路的技术方案，用来抑制推进剂输送过程中的不均衡现象。此外，设计了一套并联贮箱均衡输送原理性试验系统，其原理如图 5 所示，该系统验证了连通管方案的可行性及理论计算模型的正确性。最后，利用仿真计算对该方案在发动机流量偏差、发动机混合比偏差、输送系统总流阻、分支流阻差、过载变化等条件下不均衡的抑制效果进行了综合评估，给出了具体的箭上连通管实施方案，典型的液位高度差随时间变化仿真计算结果如图 6 所示。

通过采取上述基于连通管的并联贮箱均衡输送方案，保证了上面级飞行过程中并联贮箱内推进剂消耗的同步性，一方面能减小上面级整体质心横移偏差，有效地增加上面级姿控系统控制力裕度，减小姿控推进剂耗量；另一方面能有效减小推进剂的不可用量，最终使上面级的运载能力得到提高<sup>[5-6]</sup>。

## 2.3 复杂布局下输送系统夹气抑制技术

相比于大型基础级火箭，远征一号上面级箭上加注管及输送管具有尺寸小、布局走向复杂、存在多处局部最高点和局部最低点及管系中的部分管段高于贮箱底部等特点，造成在加注过程中输送系统内出现气液夹杂的现象。同时针对贮箱底部安装的推进剂管理装置而言，一旦底部的筛网被液体浸润，就开始起到气液分离的作用，若后续加注的推进剂出现夹杂现象，则液体可通过筛网进入贮箱，而夹杂气体被筛网拦截后无法进入贮箱，仍留存于输送管之中。气体收集装置如图 7 所示。从原理性试验收集的夹气量来看，加注过程中输送系统会残存夹杂数百毫升量级的气体，夹杂有气体的推进剂将直接威胁发动机的正常启动和稳定工作，存在一定的隐患和风险。

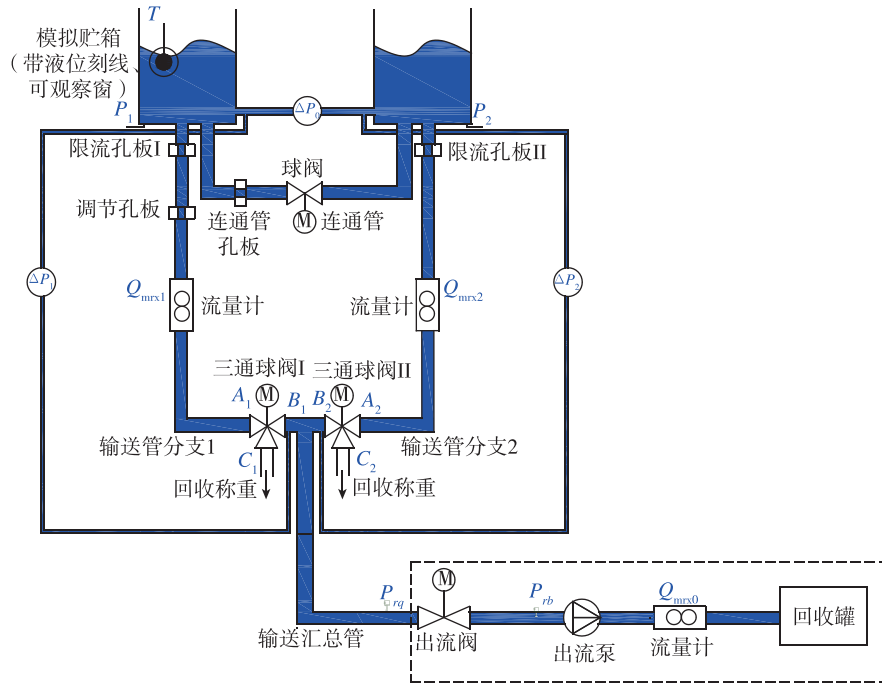


图 5 均衡输送原理性试验原理图

Fig. 5 Sketch of balanced supplying principle test

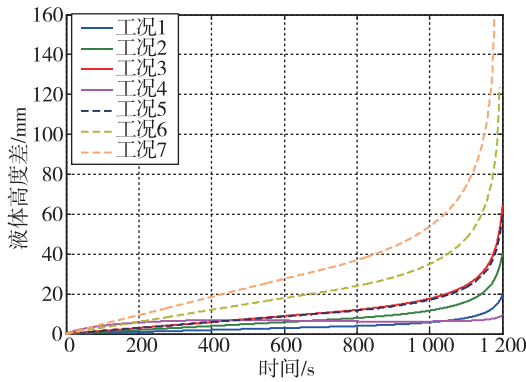


图 6 并联贮箱液位高度差变化仿真计算结果

Fig. 6 Emulation sketch of the change of liquid height difference in parallel tank

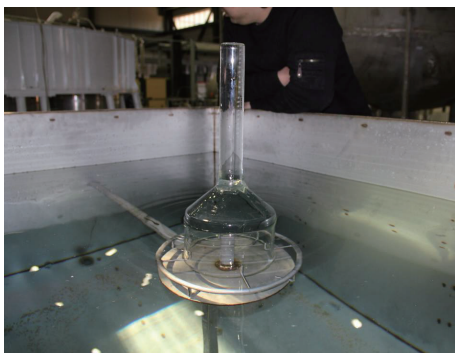


图 7 气体收集装置

Fig. 7 Sketch of gas collecting device

为此，一方面通过加注过程原理性试验获取不同加注流量下气泡在输送系统内的分布规律，进而优化加注流量，采用全程小流量加注方案，避免输送系统的水平段管路及贮箱出口段管路在加注过程中夹杂气泡；另一方面，在发动机主阀前设置排放阀和排放管路，在发动机每次点火前均设计排放时序，保证输送系统供应液体推进剂，从而确保发动机系统点火可靠。

通过上述全程小流量加注结合发动机高空排放的措施，可以解决上面级输送系统加注夹气问题，有效降低了上面级飞行过程中发动机启动失败的风险。

#### 2.4 泵压式发动机长时间在轨适应性技术

为适应上面级发射任务的需求，泵压式发动机需要 6.5 h 长时间在轨工作。发动机的温度受到深冷低温的空间背景、太阳辐照、地球红外辐射、地球反照等复杂的空间热环境，以及发动机工作时自身羽流、热辐射、关机后的热反浸等因素的影响，热环境条件极其恶劣、复杂，导致发动机温度变化剧烈<sup>[7-9]</sup>。为保证发动机正常工作，发动机主要部件对温度控制均有严格要求，其典型部件的温控范围如表 1 所示。



表1 发动机典型部件控温范围  
Tab.1 Temperature control range of typical main components of engine

序号	控温对象	控温范围
1	推力室	$\geq 0^{\circ}\text{C}$
2	燃气发生器	$\geq 0^{\circ}\text{C}$
3	燃主阀	$-5^{\circ}\text{C} \sim 55^{\circ}\text{C}$
4	氧主阀	$0^{\circ}\text{C} \sim 55^{\circ}\text{C}$
5	燃泵入口管	$\geq -5^{\circ}\text{C}$
6	燃泵出口管	$\geq -5^{\circ}\text{C}$
7	氧泵入口管	$\geq 0^{\circ}\text{C}$
8	氧泵出口管	$\geq 0^{\circ}\text{C}$
9	推力室燃入口管	$\geq -5^{\circ}\text{C}$
10	推力室氧入口管	$\geq 0^{\circ}\text{C}$

为此,发动机采用以被动热控为主、主动电加热控制为辅的热控方案实现飞行过程中的热环境控制。其主要阀门及管路的外表面均包覆多层隔热组件,外表面膜为单面镀铝的聚酰亚胺薄膜。同时,针对6处温度可能偏低的管路及推力室扩张段采取主动电加热的控温措施,额定加热功率不超过38.8 W。通过上述主动热控、被动热控相结合的措施,确保泵压式发动机在轨期间各组件的温度均处于正常控温范围之内,使其能再次正常启动及稳定工作。

### 3 动力系统关键技术应用情况

长时间在轨的动力系统关键技术已成功应用于远征上面级,该上面级动力系统采用泵压式供应方案,具备空间二次启动能力,在轨时间为6.5 h。发动机使用常规可贮存双组元四氧化二氮和偏二甲肼推进剂,采用燃气发生器循环方式,属于固定推力常规双组元推进剂泵压式开式循环发动机,采用被动热控结合主动电加热的控温措施。贮箱增压采用气瓶贮气式常温氮气开式增压方案,输送系统采用基于连通管的并联贮箱均衡输送方案,并采用推进剂加注全程小流量加注结合发动机高空排放的方式抑制输送系统夹气。推进剂管理采用组合推力间歇式沉底方法结合局部蓄留推进剂管理装置的技术方案。

上面级历次飞行试验结果表明,输送系统能

够提供不夹气的液体推进剂,为主发动机提供了良好的启动条件,主发动机按照预定的飞行时序顺利完成了变轨工作,性能参数满足使用要求。同时并联贮箱内的推进剂均衡输送,消耗不平衡现象得到有效抑制。此外,推进剂管理装置能够实现液体推进剂低重力条件下的有效蓄留,推进剂间歇沉底方案稳定可靠。

因此,长时间在轨上面级动力系统的发动机、增压输送、推进剂管理等各分系统工作协调、匹配,所涉及的关键技术均已得到突破和验证,动力系统总体技术方案合理可行。

### 4 后续发展建议

综合前文上面级动力系统关键技术的分析及应用情况,提出以下几点发展建议<sup>[10-11]</sup>:

1) 开展泵压式发动机多次启动技术研究。为充分发挥在轨级航天器的潜力,适应多种轨道任务要求,后续还需继续开展多次启动的技术攻关。

2) 开展上面级发动机可延伸喷管段技术研究。为缩小发动机喷管长度,优化结构布局,进一步发挥泵压式发动机的潜力;同时开展可摇摆式喷管研究,适应多星部署、大质心偏移等未来发展要求。

3) 开展变推力技术研究。目前远征系列上面级尚不具备变推力能力,后续可借鉴变推力发动机的技术,逐渐发展远征上面级的变推力能力,提升其适应未来空间任务的灵活性。

4) 开展泵压式动力系统姿轨控一体化方案研究。针对远征上面级多次启动、轻质化高性能的后续发展需求,需突破泵压式姿轨控一体化技术,掌握泵压式一体化气、液供应方法,解决多次启动难题,优化动力系统配置,提升上面级动力系统的综合性能。

5) 开展泵压式动力系统长期在轨技术研究。远征上面级目前对动力系统的在轨时间要求仅为6.5 h,不能满足后续空间拓展任务长达数月甚至数年的在轨要求。因此需提前开展长期在轨适应性研究,适应泵压式发动机、增压输送系统及推进剂管理更长时间在轨的使用需求。

6) 开展在轨推进剂剩余量测量及预报技术研究。目前远征上面级贮箱内推进剂剩余量无法实现准确测量,后续还需开展推进剂剩余量测量及预报技术,尽可能准确掌握贮箱内的推进剂剩余

量情况,向用户提供接近真实水平的推进剂剩余量信息。

## 5 结论

动力系统是上面级的核心技术之一,其推力、比冲、启动次数和在轨工作时间直接决定了上面级飞行任务的范围、规模和周期。长时间在轨上面级泵压式动力系统的成功研制及应用,使上面级的综合性能得到提升,有效拓展了上面级的应用范围。本文的主要研究成果如下:

1) 对上面级动力系统选型论证过程进行了总结分析,以泵压式发动机为基础的动力系统方案在运载能力方面占优,因此被列为上面级动力系统的首选方案。

2) 总结了上面级动力系统研制过程中涉及的长时间在轨推进剂管理、基于连通管的并联贮箱均衡输送、复杂布局下输送系统夹气抑制、泵压式发动机长时间在轨适应性等关键技术的攻关情况。

3) 通过多次飞行试验的结果表明,动力系统涉及的关键技术均已得到工程突破和验证,技术方案合理可行。

4) 结合上面级后续发展需求,提出了对泵压式动力系统针对多次启动、可延伸喷管、摇摆喷管、变推力、姿轨控一体化方案、更长时间在轨适应性、在轨推进剂剩余量测量及预报等方面的发展建议。

## 参考文献

- [1] 李自然,陈小前,郑伟,等.轨道转移推进系统及其发展趋势[J].火箭推进,2005,31(5):25-31.
- [2] 刘畅,刘欣,肖立明,等.空间多次启动、长期在轨泵压式动力系统方案研究[J].导弹与航天运载技术,2017(5):41-44.
- [3] 刘楨,褚桂敏,李红,等.运载火箭上面级微重力环境下的推进剂管理[J].导弹与航天运载技术,2012(4):20-26.
- [4] 肖立明,李欣,胡声超,等.微重力条件下上面级贮箱液体推进剂自由界面变形数值模拟研究[J].航天器环境工程,2020,37(2):115-119.
- [5] 胡声超,肖立明,刘畅,等.上面级并联贮箱推进剂均衡输送技术研究[J].导弹与航天运载技术,2019(4):27-31.
- [6] 张爱文,朱浩,蔡国飙,等.并联式固液上面级动力系统研究[J].火箭推进,2016,42(6):9-14.
- [7] 孙海雨,董宇峰,黄晓磊.泵压式上面级发动机性能精度干扰因素研究[J].火箭推进,2016,42(3):33-40.
- [8] 邓婉,朱尚龙,李德富,等.泵压式发动机瞬态热试验方法[J].航天器环境工程,2020,37(1):89-94.
- [9] 刘小旭,邵艳芳.舱外推进剂管路冗余电加热方法[J].导弹与航天运载技术,2018(5):27-30.
- [10] 陈士强,黄辉,张青松,等.中国运载火箭液体动力系统发展方向研究[J].宇航总体技术,2020,4(2):1-12.
- [11] 陈士强,黄辉,邵业涛,等.航天动力系统未来需求方向及发展建议的思考[J].宇航总体技术,2019,3(1):62-70.

引用格式:肖立明,李欣,侍野,等.长时间在轨上面级动力系统关键技术研究[J].宇航总体技术,2020,4(6):23-28.

Citation: Xiao L M, Li X, Shi Y. Research on the key technology of the upper stage propulsion system for long-duration space mission [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(6): 23-28.