

远征三号上面级轨控发动机研制及在轨验证

陈明亮^{1,2}, 刘昌国^{1,2}, 徐 辉^{1,2}, 邬二龙^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘 要:综述了国内外上面级及其轨控发动机技术发展情况。基于远征三号上面级的任务特点,提出了5 000 N 轨控发动机技术方案,着重介绍了5 000 N 发动机的地面试验和首次飞行应用情况,总结了远征三号上面级轨控发动机研制经验,供类似火箭发动机研制参考。远征三号上面级5 000 N 发动机采用挤压式推进剂供应系统、直流式喷注器、再生冷却方案和复合材料喷管延伸段,具有结构简单、多次启动能力强、双向摇摆角度大等优势,于2018年12月29日进行了首次飞行应用。

关键词: 远征三号; 上面级; 轨控发动机; 在轨验证

中图分类号: V439.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)03-0011-08

Development and in-orbit verification of orbit-control engine in YZ-3 upper stage

CHEN Mingliang^{1,2}, LIU Changguo^{1,2}, XU Hui^{1,2}, WU Erlong^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: The technical development of the upper stage and its orbit-control engine at home and abroad is reviewed in this paper. Based on the mission characteristics of YZ-3 upper stage, the technical scheme of 5 000 N upper stage engine is put forward, focusing on its ground tests and the first flight application. The development experience of YZ-3 upper stage engine is summarized for the reference of similar rocket engine development. Since the 5 000 N upper stage engine of YZ-3 adopts the extruded propellant supply system, orifice injector, regenerative cooling and C/SiC composite nozzle, it has the advantages of simple structure, multiple ignitions, large scale two-way swing. The first application flight was carried on December 29, 2018.

Keywords: YZ-3; upper stage; orbit-control engine; in-orbit verification

0 引言

上面级作为航天运输系统的重要组成部分,由

基础级运载器发射进入准地球轨道或地球轨道,能够进一步将有效载荷从准地球轨道或地球轨道送入预定工作轨道或预定空间位置,是具有自主独立

收稿日期:2019-08-23;修回日期:2019-10-14

基金项目:上海市空间发动机工程技术研究中心资助项目(17DI2280800)

作者简介:陈明亮(1986—),男,硕士,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机设计研发

性的飞行器,能够完成轨道转移、空间部署等任务^[1]。

由于上面级可显著提高火箭性能和任务适应能力,世界各航天大国普遍重视先进上面级研制工作^[2-4],美国研制了阿金纳、半人马座、惯性等上面级,俄罗斯研制了 Block, Breeze, Fregrat 等上面级,欧空局研制了 EPS, EPSV, ESC-A, ESC-B 上面级,日本研制了 H-2A 上面级,印度研制了 PS4, C-12 上面级。我国的上面级技术起步较晚,2008 年起先后研制了 4 种液体推进上面级,分别是远征一号、远征一号 A、远征二号、远征三号上面级^[5]。

上面级轨控发动机是提高上面级运载能力及多任务适应性的关键,国内外高度重视上面级轨控发动机技术^[6-35],在发动机真空比冲性能提升、多次启动能力增强、工作寿命延长、发动机变推力等方面开展大量研究工作。阿金纳上面级 Bell 系列发动机通过结构设计改进,实现真空比冲由 275 s 提升至 291 s,工作寿命从 120 s 延长至 240 s。半人马座上面级 RL-10 系列发动机,通过采用高能推进剂实现真空比冲 451 s,工作时寿命由 450 s 延长至 505 s。EPSV 上面级艾斯特斯发动机在 EPS 上面级的基础上改进,启动次数从 1 次增加至 5 次。Fregat 上面级 S5.92 发动机可启动 20 次,以提高任务适应性。以中国某型上面级动力系统为例,开展了多次启动泵压式动力系统方案研究^[36]。本文基于远征三号上面级任务特点,给出了 5 000 N 发动机技术方案,并着重阐述了 5 000 N 发动机的地面试验和首次飞行应用情况。

1 远征三号上面级任务特点与发动机设计要求

远征三号上面级主要用于异轨多星或星座共面组网部署,要求具有长时间在轨飞行、多次启动、高精度自主导航、多星非对称分离、大偏心自适应姿轨控、多任务适应等空间能力。针对远征三号上面级的功能要求和任务特点,识别出其轨控发动机的技术特点及设计要求。

1.1 发动机在轨工作时间长

发动机在轨工作时间长达 48 h,相对常规火箭,面临恶劣的真空低温环境。为防止发生推进剂结冰堵塞冷却槽道,发动机外壁面应采取热控防护措

施。为便于摇摆发动机热控实施,应避免采用金属软管方案。另外,为减少发动机在轨关闭状态下推进剂泄漏点,推进剂控制阀门应安装在摇摆装置上游,不与推力室直接连接。

1.2 发动机摇摆角度大

发动机双向摇摆角度达 $\pm 25^\circ$,在有限尺寸包络下,大角度摇摆功能增加了摇摆机构设计难度。另外,使发动机摇摆的伺服电机工作温度不宜过高,要求发动机身部工作温度较低,发动机最好采用再生冷却结构。

1.3 发动机工作次数多

发动机的多次启动工作次数达到 21 次,从多次启动可靠性的角度考虑,最好采用挤压式推进剂供应系统,因为挤压式推进剂供应系统具有结构简单、燃烧室压力稳定、无高温高压活动件的优点。但挤压式推进剂供应系统的推进剂贮箱压力较低,再生冷却流道压力较低,冷却剂的沸点较低;同时挤压式再生冷却发动机推力量级相对较小,再生冷却流量较小,因此发动机容易发生冷却剂汽化问题,对发动机喷注器和再生冷却结构设计要求较高。

1.4 发动机结构重量轻

发动机重量要求严格,其中推力室重量要求不大于 15.5 kg。发动机在保证高性能、高可靠性的前提下,须权衡选择喷管面积比,最好采用先进的复合材料喷管技术,降低发动机结构重量。

2 远征三号上面级 5 000 N 发动机技术方案

发动机采用 MMH/NTO 推进剂组合,燃烧室热防护方式包括再生冷却、液膜冷却和辐射冷却,其中再生冷却为推力室上的摇摆轴提供合适的温度条件,以满足发动机摇摆功能要求。为了解决常规摇摆机构的温控难题,简化管理路结构,提高摇摆工作可靠性,发动机采用了推进剂供应管路和摇摆轴一体化的技术方案。发动机工作原理是将 MMH/NTO 推进剂组合经阀门、管路、喷注器等流道供入燃烧室中雾化、混合及燃烧,产生高温高压燃气,最终超高速排出,产生上面级所需的推力。图 1 给出了 5 000 N 发动机结构图,发动机主要包括推力室、摇摆机构、推进剂控制阀门、管路、密封件、紧固件、热控组件。

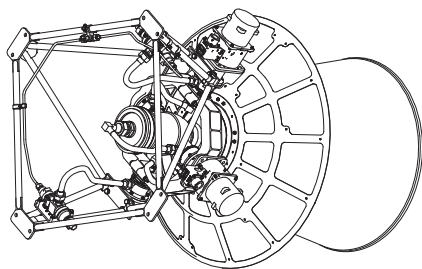


图1 5 000 N 发动机结构示意图

Fig.1 Structure of 5 000 N engine

2.1 推力室技术方案

图2给出了推力室结构示意图,推力室包括喷注器头部、再生冷却身部和喷管延伸段。喷注器头部采用直流互击式喷嘴以提高发动机燃烧性能,喷注器边缘设置轴向声腔抑制燃烧不稳定。再生冷却身部采用扩散焊工艺成型,采用全部燃料再生冷却,冷区夹套为直槽道等槽宽设计,燃烧室收敛段设置摇摆轴。喷管延伸段采用C/SiC复合材料可实现发动机显著减重,单壁辐射冷却,变壁厚设计。喷注器头部与再生冷却身部通过熔焊连接,再生冷却身部与喷管延伸段采用锥面法兰连接和耐高温柔性石墨密封。

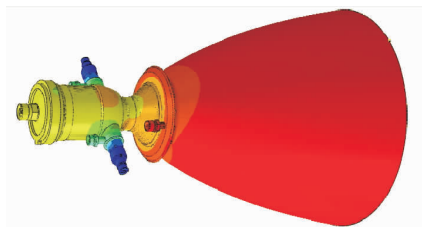


图2 推力室结构示意图

Fig.2 Structure of thruster chamber

2.2 摇摆机构技术方案

图3给出了摇摆机构结构示意图,摇摆机构包括安装支架、摆框组件、伺服电机。安装支架为杆系结构,具有足够的力学强度,可将发动机安装固定于上面级箭体。摇摆框组件用于可靠的连接发动机与安装支架并同时实现发动机的双向摆动功能。伺服电机为直流电动伺服机构,可输出实现发动机转动的扭矩,安装在摇摆框组件上。

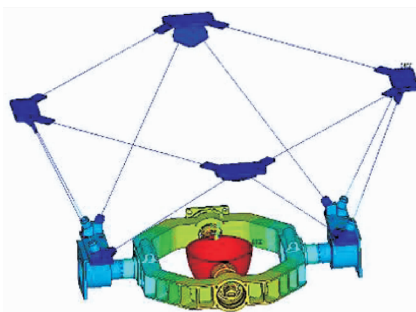


图3 摇摆机构结构示意图

Fig.3 Structure of swing mechanism

2.3 推进剂控制阀门技术方案

推进剂控制阀采用气动自锁阀方案,有利于阀门重量控制,减小阀门开关响应时间,安装在摇摆机构的安装支架上。推进剂控制阀主要由气路导阀和液路主阀构成,气路导阀采用自锁阀结构,液路主阀采用膜盒结构,通过气路的压力驱动液路主阀阀芯工作。图4给出了推进剂控制阀门示意图。

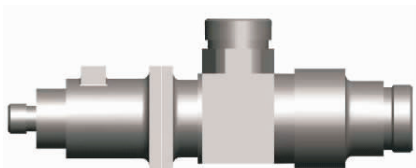


图4 推进剂控制阀门结构示意图

Fig.4 Structure of propellant control valve

2.4 热控组件技术方案

热控组件包括主动热控和被动热控两种,主动热控采用电加热器进行温度补偿控制,被动热控主要指隔热包覆。另外,喷管延伸段安装处设置高温隔热屏,用于阻挡发动机工作时喷管延伸段辐射的热流。图5给出了发动机安装热控组件后的产品照片。

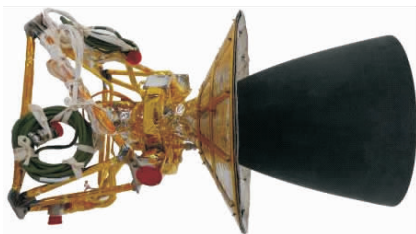


图5 5 000 N 发动机安装热控组件后的产品照片

Fig.5 Photo of 5 000 N engine after installing thermal control components

3 远征三号上面级 5 000 N 发动机地面试验和飞行应用

3.1 地面试验

对于新研发发动机产品,地面试验须循序渐进开展,否则需承担相应的研制风险。远征三号上面级 5 000 N 发动机,按照设计方案地面热试车、设计方

案高空热试车、鉴定级力学环境试验后热试车、动力系统热试车、可靠性热试车和批抽检热试车的顺序,先后开展了(5 个子样)7 次地面试验,各次地面试验中发动机累计点火时间 17 074 s,累计点火次数 680 次,表 1 给出了 5 000 N 发动机试验情况。图 6 给出了发动机竖直状态热试车照片,图 7 给出了发动机水平状态热试车照片。



图 6 竖直状态热试车
Fig. 6 Firing test in vertical state

表 1 5 000 N 发动机试验情况
Tab. 1 Experimental situation of 5 000 N engine

试车时间	产品编号	试验类型	试车目的	工作时间/s	工作次数
2013. 08	13-01-001	设计方案地面热试车	1)考核喷注器头部和再生冷却身部方案	436	31
			2)考核摇摆机构设计方案		
			3)考核发动机控制阀门方案		
			4)考核发动机摇摆工作性能		
2014. 06	14-01-001	设计方案高空热试车	1)考核发动机真空点火性能	464	8
			2)考核发动机比冲性能		
			3)考核深冷背景下发动机热控的工作能力		
			4)考核喷管延伸段及其连接方案		
2014. 09	14-01-001	设计方案高空热试车	5)考核发动机开关机时序	2 044	23
			1)考核发动机真空点火性能		
			2)考核发动机比冲性能		
			3)考核深冷背景下发动机热控的工作能力		
2015. 12	15-01-001	鉴定级力学环境试验后热试车	4)考核喷管延伸段及其连接方案	5 357	296
			5)考核发动机开关机时序		
			1)考核发动机鉴定级力学环境后地面热试车性能		
			2)验证发动机地面竖直状态下工作的适应性		
2016. 01	15-01-002	动力系统热试车	3)结合摇摆工况和多次启动工况验证发动机可靠性	1 000	21
			4)对发动机寿命摸底		
2016. 09	15-01-002	可靠性热试车	1)考核发动机与动力系统的匹配性	4 120	256
			2)累积发动机可靠性子样及可靠度		
2017. 06	17-01-001	批抽检热试车	1)加严考核力学环境对发动机工作的影响	3 653	45
			2)考核发动机偏工况下多次启动可靠性		
			3)累积发动机可靠性子样及可靠度		
			1)检验试样批次产品的质量		
			2)累积发动机可靠性子样及可靠度		



图7 水平状态热试车

Fig. 7 Firing test in horizontal state

3.1.1 设计方案地面热试车

2013年8月,发动机进行了设计方案地面热试车,累计工作时间436 s,启动31次。试车过程中,正常启动,正常关机,试车后发动机结构完好,冷却剂温升约65℃(汽化温度为160℃),额定工况发动机燃烧效率为0.947,推算真空比冲308 s。图8给出了发动机设计方案地面热试车中5 s点火曲线。通过设计方案地面热试车,验证发动机头部喷注器、再生冷却身部、摇摆机构、推进剂控制阀门的技术方案合理。

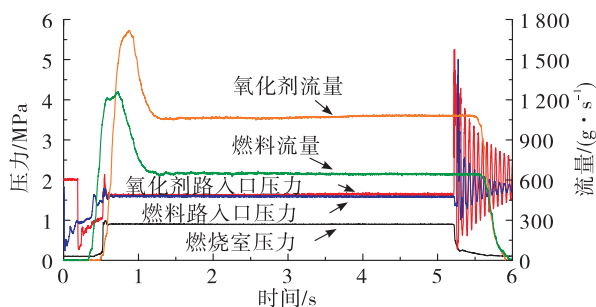


图8 设计方案地面热试车工作曲线

Fig. 8 Performance of ground firing test for design scheme

3.1.2 设计方案高空热试车

2014年6月,发动机进行了设计方案高空热试车,发动机累计工作时间436 s,启动次数8次,发动机出现了推力下降的异常现象,推力范围2 912 ~ 5 120 N,混合比范围0.45 ~ 1.96,未能完成既定的试验任务。经分析,试验台产生的多余物进入发动机氧化剂路流道,是导致发动机出现推力下降异常现象的原因。图9给出了第一次设计方案高空热试车压力和推力曲线。为避免类似问题发生,在下一轮设计方案高空热试车时,加强多余物检查和多余物防

控管理,同时在发动机入口安装高精度过滤器。

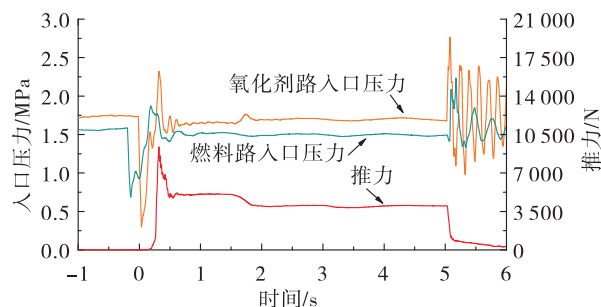


图9 第一次设计方案高空热试车压力和推力曲线

Fig. 9 Performance of thrust and inlet pressure in the first high altitude simulation test

第一次设计方案高空热试车的发动机产品经分解、清洗、组装,于2014年9月再次进行了设计方案高空热试车,液氮热沉实现-150℃深冷背景,发动机共点火23次,单次最长工作时间1 300 s,最短工作时间2 s,累计工作2 044 s,图10给出了第二次设计方案高空热试车典型稳态工作曲线。试车过程中,正常启动,正常关机,试车后发动机结构完好,混合比范围1.55 ~ 1.75,推力范围4 563 ~ 5 723 N,冷却剂温升为79℃。通过设计方案高空热试车,获取了发动机真空比冲308 s,试车后发动机结构完好,验证发动机喷管延伸段及其连接结构、热控组件技术方案合理。

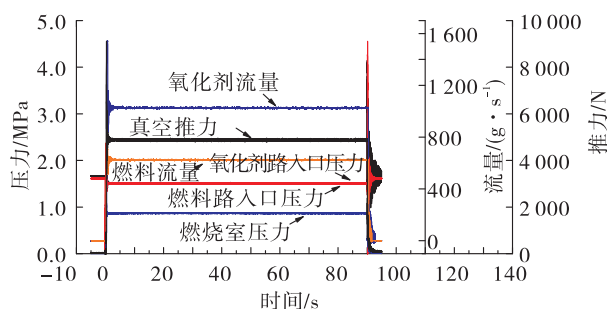


图10 第二次设计方案高空热试车典型稳态工作曲线

Fig. 10 Performance of steady state operation in the second high altitude simulation test

3.1.3 鉴定级力学环境试验后地面热试车

2015年12月,发动机进行了鉴定级力学环境试验后地面热试车,发动机共点火296次,累计工作5 357 s。通过鉴定级力学环境试验后地面热试车,验证了发动机鉴定级力学环境试验后地面热试车

性能;验证了发动机地面竖直状态下工作的适应性,降低后续动力系统试车风险;结合摇摆工况和多次启动工况验证了发动机的可靠性,并对发动机进行了寿命摸底。图 11 给出了发动机鉴定级力学环境试验后地面热试车中 5 s 多次启动程序曲线,点火间隔时间 2 s,燃烧室压力数据平稳,表明发动机多次启动工作可靠。

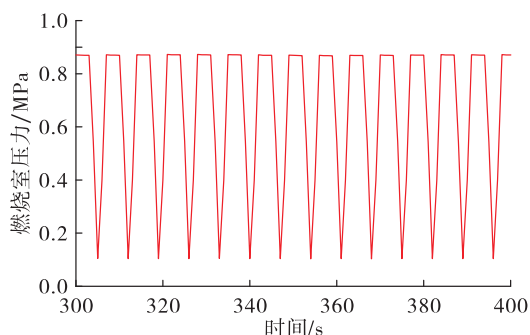


图 11 发动机鉴定级力学环境试验后地面热试车工作曲线
Fig. 11 Performance of ground firing test after engine identification level mechanical environmental test

3.1.4 动力系统热试车

2016 年 1 月,发动机参加了动力系统热试车,发动机共点火 21 次,单次最长工作时间 800 s,最短工作时间 10 s,累计工作 1 000 s。发动机按程序完成了长程、脉冲及摇摆点火工况,其主要性能满足技术指标要求,说明 5 000 N 发动机与动力系统工作协调、参数匹配。

3.1.5 可靠性地面热试车

2016 年 9 月,发动机进行可靠性地面热试车,发动机共点火 256 次,累计工作 4 120 s,该产品曾参加过动力系统热试车。通过可靠性地面热试车,验证了发动机可靠性,按发动机启动次数评估发动机可靠度为 0.999 1;另外,本次试车还验证了发动机具有极强的偏工况适应能力,燃烧室压力范围 0.54 ~ 1.18 MPa,混合比范围 1.19 ~ 2.06。图 12 给出可靠性地面热试车中 1 000 s 工作曲线。

3.1.6 批抽检地面热试车

2016 年 6 月,发动机进行了批抽检地面热试车,发动机共点火 45 次,累计工作 3 653 s,通过批抽检地面热试车,验证发动机各项性能参数满足任务使用要求,达到检验批次产品质量的目的,同时还模拟验证飞行工作程序。批抽检地面热试车顺

利结束标志着发动机具备交付飞行的条件。图 13 给出批抽检地面热试车中模拟飞行程序工作曲线,累计点火 21 次,因试验条件限制,点火间隔时间均为 2 s,发动机各次点火燃烧室压力数据平稳,表明发动机工作正常。

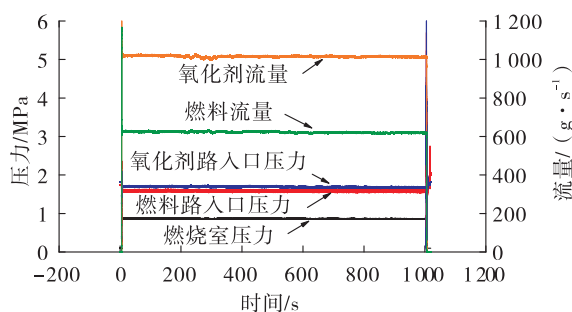


图 12 可靠性地面热试车工作曲线
Fig. 12 Performance of reliability ground firing test

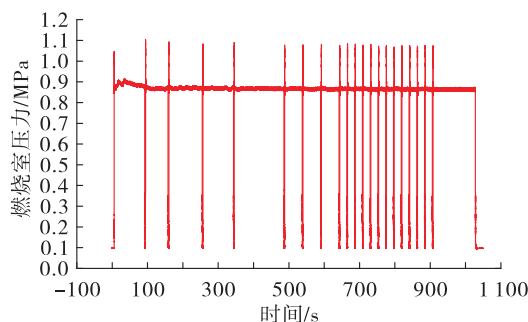


图 13 批抽检地面热试车工作曲线
Fig. 13 Performance of batch sampling ground firing test

3.2 在轨验证

2018 年 12 月 29 日,在酒泉卫星发射中心长征二号丁火箭点火发射远征三号上面级首飞产品,605 s 后上面级和基础级成功分离,远征三号上面级经过三个半小时的飞行,成功将首颗鸿雁星座试验星“重庆号”和 6 颗 XX-X 卫星送入预定轨道。

此次飞行应用中,远征三号上面级轨控发动机在发射后 3 108 s 时刻第一次制导启动工作,工作正常。在随后的多次启动工作中,发动机表现良好。发动机圆满完成了 21 次的启动工作,单次最短点火时间 20 s,单次最长点火时间 152 s,累计点火时间 1 034 s。

根据此次在轨验证中发动机入口压力数据和推进剂温度数据,结合地面批抽检热试车结果,利用小偏差方程,可分析出发动机在点火过程中的推

力、流量、混合比和比冲情况,图14给出了飞行应用过程中典型稳态工作曲线,真空比冲均值为307.2 s,满足总体使用要求。

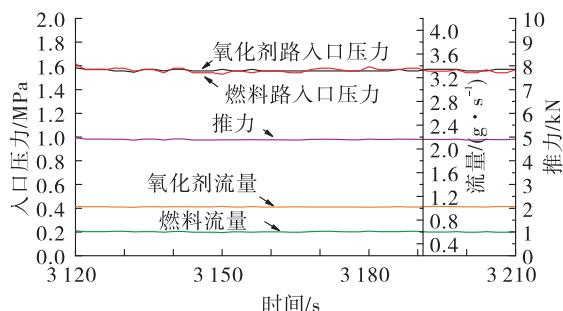


图14 飞行应用过程中典型稳态工作曲线

Fig. 14 During in-orbit verification performance of steady state operation

4 结论

远征三号上面级5 000 N发动机研制过程中,始终坚持循序渐进的研制思路和高可靠、高性能的设计理念,采用挤压式推进剂供应系统、直流式喷注器、再生冷却方案和复合材料喷管延伸段设计方案,主要通过5个子样发动机产品和7次地面大型试验,完成发动机方案验证及可靠性验证工作,并于2018年12月29日圆满完成首次飞行应用,研制经验可供类似火箭发动机研制参考。

后续对标国外先进的上面级轨控发动机,将持续开展5 000 N发动机技术改进,主要改进方向为提高真空比冲、增加变推力功能、管路布局优化等。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 杨华,陈宗基,秦旭东. 运载火箭上面级姿控技术研究[J]. 航天控制, 2011, 29(6): 84-87.
- [3] 林木. 运载火箭上面级功能与技术发展分析[J]. 上海航天, 2013, 30(3): 33-38.
- [4] SIPPEL M. Advanced technology upper stages for future launchers[C]//61st International Astronautical Congress. Prague, Czech:[s. n.], 2010.
- [5] 龙乐豪,李平岐,秦旭东,等. 我国航天运输系统60年发展回顾[J]. 宇航总体技术, 2018(2): 1-6.
- [6] 赵自强,刘汉兵,吴志亮. 国内外上面级发动机技术发展现状与趋势[J]. 国际太空, 2016(12): 46-52.
- [7] HERBERTZ A, MANFLETTI C, FROMM C. Performance analysis of low-complexity upper-stage demonstrator engines [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [8] GRAHAM S. Reflections on centaur upper stage integration by the NASA lewis (Glenn) research center [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [9] KRUGE A. Development of the A5ME upper stage [R]. AIAA 2013-4057.
- [10] DELANGE J. The VINCI upper stage engine: toward the demonstration of maturity [R]. AIAA 2013-4054.
- [11] BALEPIN V. New upper stage expander cycles [R]. AIAA 2013-4055.
- [12] CAVALLINI E, BIANCHI D, FAVINI B, et al. Propellant trade-off analysis for upper stage solid rocket motors performance [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [13] CASALINO L, PASTRONE D, SIMEONI F. Comparison of approximate and exact approaches for the optimization of hybrid-rocket upper-stage [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [14] WILHELM W. Thermal control of the cryogenic upper stage of ARIANE 5 midlife evolution [R]. AIAA 2012-3475.
- [15] ARNOLD R, GOETZ A, QUERING K, et al. Current status of the technology development project for a new storable propellant upper stage engine demonstrator [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, Georgia. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [16] KARABEYOGLU A. High performance hybrid upper stage motor [R]. AIAA 2011-6025.
- [17] CASALINO L. Hybrid rocket upper stage optimization: effects of grain geometry [R]. AIAA 2011-6024.
- [18] HALL J. Optimized dual-expander aerospike nozzle upper stage rocket engine [R]. AIAA 2011-419.
- [19] VERMA D. Flight testing of a prototype LOX/propylene upper stage engine [R]. AIAA 2010-0175.

- [20] LACOMBE A, PICHON T, LACOSTE M. 3D carbon-carbon composites are revolutionizing upper stage liquid rocket engine performance by allowing introduction of large nozzle extension [C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, California. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [21] QUINN J. Overview of the main propulsion system for the NASA Ares I upper stage [R]. AIAA 2009-5131.
- [22] HONSE J. Delta-qualification test of aerojet 6 and 9 Lbf MR-106 monopropellant hydrazine thrusters for use on the Atlas centaur upper stage during the Lunar Re [R]. AIAA 2009-5481.
- [23] CARUANA J. FLPP expander-cycle upper stage engine demonstrator achievements and perspectives [R]. AIAA 2009-6483.
- [24] GEMBA K. Development and testing of a prototype LOX/propylene upper stage engine [R]. AIAA 2008-4839.
- [25] SCHFER K. Operational conditions of P4.1 altitude simulation for VINCI upper stage engine [R]. AIAA 2008-4840.
- [26] DAVIS D. NASA Ares I crew launch vehicle upper stage overview [R]. AIAA 2008-4897.
- [27] BYRD T. From concept to design: progress on the J-2X upper stage engine for the Ares launch vehicles [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford, CT. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [28] LACOMBE A, PICHON T, LACOSTE M. High temperature composite nozzle extensions: a mature and efficient technology to improve upper stage liquid rocket engine performance [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [29] VERHAGE M. NASA Ares I crew launch vehicle upper stage overview [R]. AIAA 2007-5831.
- [30] BYRD T, KYNARD M. Progress on the J-2X upper stage engine for the Ares I crew launch vehicle and the Ares V cargo launch vehicle [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [31] NETWALL C, OSBORN M, CLAUS C, et al. Transient pressure analysis and verification testing for the micro-satellite technology experiment upper stage propulsion system [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [32] DURTESTE S. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [33] OSBORN M. Micro-satellite technology experiment upper stage propulsion system development [R]. AIAA 2007-5434.
- [34] 刘昌国, 邱金莲, 陈明亮. 液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展 [J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 1-8.
- LIU C G, QIU J L, CHEN M L. Research progress of composites nozzle extension for liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 1-8.
- [35] 潘一力, 周海清, 程诚. 3 000 N 液氧/液甲烷发动机方案与试验研究 [J]. 火箭推进, 2018, 44(6): 7-13.
- PAN Y L, ZHOU H Q, CHENG C. Scheme and test of 3 000 N liquid oxygen and liquid methane rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(6): 7-13.
- [36] 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.