

中国 3m 直径氢氧动力系统技术改进及后续发展

王 夕¹, 罗 盟¹, 周 宏¹, 范瑞祥², 魏远明¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

摘要: 简要介绍了中国现有高空起动 3m 直径氢氧动力系统方案, 并与国外高空起动氢氧级进行对比。回顾了 3m 氢氧模块动力系统技术改进的历程, 基于 CZ-3A 系列火箭原有三子级动力系统, 针对新一代 CZ-7A 火箭三子级的特点, 完成了三子级增补压控制策略、射前增压管路预冷、长时间滑行以及氢紧急排气方案等一系列技术改进, 并逐步应用于 CZ-7A、CZ-3A 及 CZ-8 火箭末级的动力方案统型, 现已发展为用于 3 个型号的通用化模块。鉴于中国新一代火箭已逐渐成熟, 以 CZ-7A 氢氧末级发展为牵引, 给出了中国高空起动氢氧动力系统后续发展方向建议, 提出了使用 YF-75D 发动机的氢氧动力发展思路。

关键词: CZ-7A; 运载火箭; 氢氧末级; 动力系统; 技术改进; 发展方向

中图分类号: V43

文献标识码: A

Development and Improvement of the 3m Hydrogen/Oxygen Cryogenic Upper Stage Propulsion System in China

Wang Xi¹, Luo Meng¹, Zhou Hong¹, Fan Rui-xiang², Wei Yuan-ming¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing, 100076;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

Abstract: The propulsion system of the 3m hydrogen/oxygen cryogenic upper stage in China is briefly introduced, and a detailed comparison with foreign hydrogen/oxygen cryogenic upper stages is given. Based on the original cryogenic upper stage of CZ-3A series vehicles, and considering the characteristics of CZ-7A vehicle, technical improvements of considering the characteristics of 3m hydrogen considering the characteristics of oxygen cryogenic upper stage are reviewed. Numerous technical improvements, such as pressurization control strategy, gas venting technology before pressurization, longtime duty cycle, and hydrogen emergency venting system, are explored and gradually applied to the upper stage of CZ-7A, CZ-3A and CZ-8 rockets. Thus, developing a general 3m cryogenic upper stage for China. Along with the mature of the new-generation rockets in China, taking CZ-7A upper stage as the traction, some suggestions are present, and the hydrogen-oxygen cryogenic upper stage used double YF-75D engines is put forward for the future direction.

Key words: CZ-7A; launch vehicle; hydrogen/oxygen upper stage; propulsion system; technical improvement; development direction

0 引 言

2021年3月12日01时51分, 长征七号甲遥二运载火箭(CZ-7A Y2)在海南文昌点火, 成功将卫星送入预定轨道。

中型运载火箭以近地和高轨为主要目标轨道, 是发射次数最多、进入空间需求最大的航天运载领域, 未来任务需求巨大, 其中长征三号甲系列火箭已执行了超过120次发射任务, 约占中国总发射次数的三分之一。长征七号甲运载火箭为新一代中型高轨运载火箭,

GTO运载能力填补了5.5~7 t之间的空白, 且在低纬度海南发射场快速形成发射和装备能力, 对完善中国运载型谱、推进高轨卫星装备体系建设具有重大意义^[1,2]。

液氢、液氧作为推进剂的动力系统具有比冲高的独特优势, 因而逐渐成为各国运载火箭末级的首选方案。长征七号甲火箭在长征七号火箭基础上, 与长征三号甲系列火箭三子级组合化形成三级构型运载火箭^[3]。长征三号甲系列运载火箭技术得到充分验证, 自研制飞行成功以来, 中国运载火箭达到标准GTO 5.5 t级

运载能力。其三子级采用3.0 m直径，安装两台YF-75发动机，发动机双摆，具备两次起动能力，采用共底贮箱结构。

长征七号甲三子级充分继承长征三号甲系列火箭三子级模块，同时结合新一代火箭技术特点，完成了增补压控制策略、射前增压管路预冷、长时间滑行以及氢紧急排气方案等一系列技术改进，已逐步形成应用于长征三号甲系列、长征七号甲和长征八号共3个型号的通用化模块，对提升后续运载火箭批产能力，满足军事航天装备的发展需求，完善中国运载火箭型谱具有重要意义。

1 国外主要末级氢氧动力系统发展现状

采用液氢液氧作为推进剂的动力系统因具有高比冲的独特优势而逐渐被各国运载火箭应用于末级模块。如表1^[4,5]所示，典型的末级氢氧动力系统包括半人马座、DeltaIV二子级、阿里安5ESC-A以及H2A/H2B等^[4-6]。

作为低温末级最典型的代表莫过于美国的半人马座系列，是世界上第1种以液氧、液氢为推进剂的高能火箭末级。自20世纪60年代初研制成功之后，通过与宇宙神、大力神等基础级火箭组合使用，形成了多种

火箭型号，广泛应用于各类航天发射任务。而时至今日，其仍然通过不断地改进和完善设计，至今还在宇宙神5火箭中服役，根据规划，未来还将在火神火箭、SLS火箭的前期构型中扮演重要角色。通用半人马座包括单发动机型（SEC）和双发动机型（DEC）两种构型：单发动机型的系统较简单，可靠性较高，其推力为双发动机型的一半；双发动机型推力较大，适于发射较重的有效载荷。具备超过5 h的长时间在轨滑行能力和3次以上的起动能力^[7]。

如表2^[8,9]所示，末级采用的发动机主要包括RL-10系列，LE-5B、Vinci、HM-7B等。

通过调研国外主要火箭的末级氢氧动力情况，存在如下规律：

- a) 末级可配合多种火箭使用，并适用于不同构型整流罩；
- b) 贮箱结构多采用共底或悬挂贮箱形式；
- c) 发动机多采用膨胀循环氢氧发动机，追求高比冲性能，推力以10 t级为主流；
- d) 多次起动及长时间滑行需求日益迫切；
- e) 发动机存在单机和双机两种构型状态，用以适配不同火箭构型。

表 1 世界各国主要末级氢氧动力模块比较

Tab.1 Comparison of Hydrogen and Oxygen Propulsion Modules for Upper-stage in the World

名称	直径/m	发动机	真空推力/kN	真空比冲 m/s	子级质量/t	贮箱型式
通用半人马座	3.05	1×RL10A-4-2	99.2	4418	22.744	共底
	3.05	2×RL10A-4-2	198.4	4418	22.936	共底
CZ-3A 系列 三级（中国 3m 氢氧模块）	3	2×YF-75	165.5	4312	21.4	共底
Delta IV 二级	4	RL10B-2	110.1	4531	24.17	独立悬挂
	5	RL10B-2	110.1	4531	30.71	独立悬挂
H2A	4	LE-5B	137	4393	20	独立悬挂
Ariane 5ECA	5.46	HM-7B	64.8	4369	17.9	独立悬挂
Ariane 5ECB	5.46	Vinci	180	4560	32.1	独立悬挂

表 2 各国主流末级氢氧发动机主要性能

Tab.2 Main Performance of Hydrogen and Oxygen Engines in the World

序号	代号	真空推力/t	真空比冲/(m·s ⁻¹)	循环方式	推力等级	备注
1	J-2X	130	4395	发生器循环	100t 级	末级
2	RL10B-2	11.0	4531	膨胀循环	10t 级	末级
3	RD-0146	10	4562	膨胀循环	10t 级	末级
4	HM-7B	6.5	4369	发生器循环	10t 级	末级
5	Vinci	18.0	4560	膨胀循环	20t 级	末级
6	LE-5B	13.7	4393	膨胀循环	10t 级	末级
7	YF-75	8.28	4312	发生器循环	10t 级	末级
8	YF-75D	8.84	4340	膨胀循环	10t 级	末级

2 3m 直径氢氧动力系统介绍

中国低温动力系统研制始于长征三号运载火箭

（CZ-3），其改进型长征三号甲系列运载火箭（CZ-3A、CZ-3B、CZ-3C）进一步突破了8 t级YF-75发动机、冷

氢增压技术等关键技术^[10,11]。

3 m直径高空起动氢氧动力系统为长征三号甲系列火箭三级飞行提供动力和控制力，由YF-75发动机、增压输送系统和辅助动力系统组成。模块直径3 m，采用氢氧共底贮箱。

3 m直径氢氧三子级采用2台推力各82.8 kN的YF-75氢氧发动机，每台发动机均可双向摇摆，综合最大摆角为4°，具有高空二次起动能力。YF-75发动机采用燃气发生器循环，2台单机各有1台独立的液氢涡轮泵和液氧涡轮泵。主要性能参数如表3所示^[8,9,12]。

表 3 YF-75 发动机主要性能
Tab.3 Main Capabilities of YF-75 Engine

性能参数	YF-75（双机）
循环方式	燃气发生器循环
发动机质量/kg	< 620
发动机推力/kN	82.8*2
比冲/（m·s ⁻¹ ）	4312

YF-75发动机如图1所示^[8]，主要技术特点包括：双涡轮泵推进剂供应系统、发动机双向摇摆、利用系统阶跃式混合比调节、氢涡轮泵动平衡技术、滑行段预冷设计及二次起动技术等。该型发动机目前是CZ-3A系列、CZ-7A和CZ-8的氢氧末级模块主发动机。



图 1 YF-75 发动机
Fig.1 YF-75 Engine

辅助动力系统的作用是在火箭滑行段进行姿态控制，对三级推进剂进行管理，星箭分离前进行姿态调整。该系统采用了1套单推三（DT-3）肼类单组元挤压

输送、可根据指令多次起动的小发动机系统。DT-3贮存在囊式贮箱内，贮箱下游设置破裂膜片隔离推进剂。整个发动机系统有16台推力器，包括俯仰、偏航、滚动的姿态控制及沉底推力器。

三级增压输送系统由贮箱增压系统、液氧输送系统、液氢输送系统、气封和吹除系统组成。

液氢箱增压采用自生增压和常温氢气瓶补压组合方案。自生增压即发动机工作后，由氢泵后引出液氢，经氢蒸发器汽化升温为气氢后给氢箱增压。在一、二级飞行段及三级滑行段用箭上常温氢气瓶补压。

液氧箱增压采用冷氢气体增压和常温氢气瓶补压组合方案。在一、二级飞行段及三级滑行段用箭上常温氢气瓶补压，三级工作段由氢箱内冷氢气体中氢气经换热器升温后给氧箱增压。

3 3m 直径氢氧动力系统关键技术改进

长征七号甲运载火箭基于中国新一代中型运载火箭长征七号技术特点，在逆流程安全性、全箭增补压控制方式、无人值守适应性等方面，对3 m直径氢氧动力系统进行了一系列技术改进，形成了长征七号甲三子级的技术方案。

3.1 氢紧急排气技术改进

国外在发射前因中止发射而推进剂泄回的逆流程屡见不鲜，在2020年之前，中国运载火箭的逆流程尚未经过考验。然而，2020年以来，中国常规和低温型号在射前多次完成了中止发射情况下的推进剂泄回的加注逆流程，并重新加注后组织发射成功，中国运载火箭逆流程的适应性在发射任务中越来越重要。

考虑到原长征三号甲系列火箭三子级氢排气连接器在发射前脱落，脱落后若出现推迟或中止发射，需要手动对接氢排气连接器，存在较大的风险隐患，为提高中止发射后应急处理的安全性，增强推迟或中止发射等逆流程的适应性，3 m直径氢氧动力系统增加了氢紧急排气路如图2所示。氢紧急排气路单独设置，包括紧急排气阀、排气管路、通过箭壁与排气连接器连接，零秒脱落。紧急排气系统的供气采用地面统一供配气和箭上自锁电磁阀控制的组合方案。

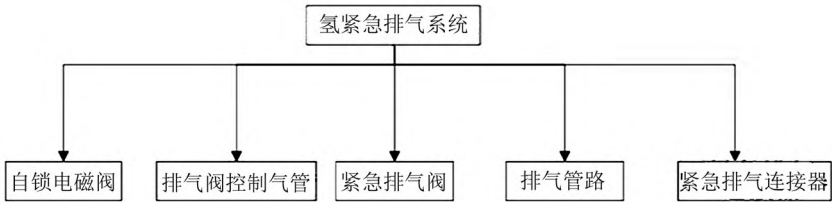


图 2 氢紧急排气系统结构组成
Fig.2 Components of Hydrogen Emergency Venting System

氢紧急排气路的技术改进使3 m直径氢氧动力系统具备了点火前全时段的逆流程适应能力,在应急处置中,贮箱通过氢紧急排气路进行排气和卸压,结合液氢泄回流程,有力保障了氢氧模块泄回的安全性。与此同时,该技术也已逐步应用于长征八号火箭二子级及长征三号甲系列三子级。

3.2 贮箱增压闭环控制技术改进

长征三号甲系列火箭三子级氧箱冷氢增压系统和补压系统采用“压力讯号器+增压电磁阀”的方案,由压力讯号器敏感箱压,实现对电磁阀开闭控制。压力讯号器采用机械式簧片等压力敏感单元,生产难度较大,存在增压系统失效风险,其精度影响氢箱和氧箱增补压准确性,直接影响动力系统裕度。

为此,借鉴新一代运载火箭研制经验,取消压力讯号器,氧箱冷氢增压系统和补压系统优化为压力传感器的方案,通过压力传感器敏感箱压,利用三取二逻辑判断,实现对氧箱增压和氢氧箱补压系统的闭式控制。该技术同样应用于长征八号火箭二子级。

3.3 射前增压管路预冷技术改进

氢氧模块在发射前需对贮箱进行地面增压,考虑到液氢、液氧低温特性,为避免增压后在飞行过程中因气液换热使得贮箱压力降低过快,我国含氢氧模块的运载型号在地面增压路均设置了液氮换热器,以降低增压氢气的进箭温度。

然而,依据新一代火箭研制经验,在射前地面增压过程中,经过液氮换热器实际进箭气体温度仍较高,这是由于换热器后至贮箱间的管路热容较大,将氢气重新加热所致。

长征三号甲在YF-75发动机改为自流预冷状态后也存在类似的情况。原YF-75发动机增压预冷状态对氢氧贮箱进行第1轮增压,至预冷好后,进行第2轮射前增压,因此第1轮增压已将管路热容带走,使得第2轮增压进箭气体为低温氢气。发动机改为自流预冷后,不再进行第1轮增压,因此射前地面增压气体温度较高。

考虑到长征七号甲火箭地面增压供气管路更长且内径更大,热容更大,如不采取措施,射前增压气体基本将为常温状态,三级增补压系统设计裕度将因此降低。借鉴长征三号甲增压预冷状态两轮增压的技术特点及测试数据,针对3 m直径氢氧动力系统创新性地提出了在射前增压前对贮箱进行预先增压的射前增压管路预冷技术改进。保持排气阀为打开状态,对氢箱、氧箱进行预先增压,在射前增压前将地面管路冷却,

有力保证了进箭增压气体的温度,为箭上增补压设计裕度提供了保障。该技术改进同样用于长征八号火箭。

3.4 长时间滑行技术改进

原长征三号甲系列运载火箭最长滑行时间不超过650 s。考虑到长征七号甲火箭的轨道设计情况,需要将三级滑行时间扩展,为此,需要重新评估产品使用维护条件和箭上能源需求。

基于YF-75发动机所需最大耗气量,将原一个发控气瓶扩展,增加一个20 L气瓶,确保主发动机工作所需能源。为确保YF-75发动机预冷充分,在第2次程序预冷中增加了氢、氧小流量预冷时间,同时,根据三级一次起动时间调整了一次起动前预冷时间。依据YF-75发动机后效统计规律,在保证入轨精度的前提下取消了辅助动力系统末速修正,在此基础上对辅助动力所需推进剂量进行复核,满足延长滑行时间要求。依据文昌推进剂加注温度及滑行飞行剖面,调整了三级氢箱、氧箱的增补压压力带范围,提高了增补压设计裕度。

3.5 箭上供配气技术改进

基于新一代运载火箭技术特点,对3 m直径氢氧动力模块供配气进行了相应技术改进^[9]。

氢紧急排气阀、氢排气阀、氧安溢阀通过箭上统一供配气实现供气,气源从芯一级发动机0 s插拔组合连接器引出,从芯级箭上引至三级,在级间设置分离插头,在氢紧急排气阀、氢排气阀、氧安溢阀前分别设置自锁电磁阀,通过动力测控系统远程控制自锁电磁阀的启闭实现氢紧急排气阀、氢排气阀、氧安溢阀的启闭功能。

取消了冷氢气瓶箭上放气电磁阀和两个对称排气口,冷氢气瓶钝化通过氧箱增压调节路电磁阀向箱内放气实现。

将发动机泵腔吹除管路由箭壁单独接口改至常温气管连接器处,减少了射前箭上操作,集成了供气箭地接口,为液氢加注无人值守奠定了基础。

长征七号甲运载火箭对3 m直径氢氧动力系统的供配气技术改进同样应用于长征八号火箭。

4 高空起动氢氧动力系统后续发展建议

基于YF-75发动机的3 m直径氢氧动力模块,已实际发展成为横跨中国3个主流运载火箭型号的通用化模块,对中国运载火箭通用化、系列化、组合化的发展布局具有标志性意义。随着新一代火箭的发射成功,对标国际先进末级发展方向,中国高空起动氢氧动力

系统需要不断更新和改进, 打造精品。

4.1 低温发动机持续改进及更新换代

自YF-75发动机研制以来, 持续完成了多项技术改进, 包括氧涡轮泵变螺距诱导轮研究、射前自流预冷技术改进、校准试车不分解交付等, 不断提升发动机性能和使用维护的便捷性^[13]。

与此同时, 长征五号运载火箭发动机YF-75D的研制和飞行成功标志着中国氢氧末级发动机技术的更新换代, 由YF-75发动机的开式燃气发生器循环过渡到YF-75D发动机的闭式膨胀循环^[14]。

末级模块对高比冲需求强烈, 国外多采用闭式膨胀循环氢氧发动机。相比于RL-10系列等国际先进氢氧发动机, YF-75的推力仍较小、比冲偏低, 在推力调节、泵入口压力需求、多次起动和使用维护性等方面仍需持续改进。YF-75D作为中国唯一一型闭式膨胀循环氢氧发动机, 充分继承了YF-75(开式发生器循环)的成熟技术, 推力达到10 t级, 在循环方式上提高了固有可靠性。YF-75D发动机如图3^[8]所示。



图3 YF-75D 发动机
Fig.3 YF-75D Engine

建议采用YF-75D发动机替代开式燃气发生器循环YF-75发动机, 同时将3 m直径共底模块更换为3.35 m直径共底模块, 用以适配更大直径的整流罩, 能够在系统方案上充分发挥闭式膨胀循环优势、精简组件、提高本质可靠性, 并提供更好性能拓展空间和更灵活的任务剖面选择^[15,16]。

4.2 低温加注后逆流

长征七号遥三任务在低温加注后出现了两次任务推迟, 从第1次发射日开始至任务推迟到第3次发射日起飞0 s, 一共完成煤油“三进两出”、液氧“两进一出”的逆流。从2020年至2022年两年时间内, 除长征七号火箭外, 长征三号甲系列火箭完成过两次常规推进剂泄回、长征二号丙火箭完成过一次常规推进剂泄回、长征八号火箭完成过一次煤油泄回逆流。中国运载火箭加注后泄回的逆流已由极少应用的应急预案逐渐成为运载火箭发射测试的规范化流程, 正逐步成为

运载火箭可靠发射能力中越来越重要的环节。

低温火箭使用维护性繁琐, 在低温加注后, 逆流的可行性降低, 经历低温到常温再到低温的温度交变循环, 对火箭各系统产品提出了极高的可靠性要求。中国3 m直径氢氧动力系统在发射嫦娥三号及嫦娥四号任务研制期间对各系统和单机进行了大量的试验和论证工作, 论证了氢氧加注后推迟24 h的可行性, 并作为嫦娥任务的正式应急预案用于实战。然而, 对于氢氧泄回后再次组织发射以及推迟24 h等逆流, 还存在诸多验证不充分的环节, 需要在后续进一步开展研制工作, 包括但不限于: YF-75发动机进入发动机预冷流程后, 泄出推进剂再次组织发射以及不泄出推进剂推迟窗口发射的点火可靠性; 连接器长时间低温潮湿环境下的维护条件及脱落可靠性; 3 m直径氢氧模块泄回与发射场加注系统的适应性及气液保障条件等。

4.3 低温动力系统长时间滑行技术

随着卫星发射及深空探测任务的不断拓展, 对运载火箭提出了长时间滑行及多次起动直接入轨的需求。然而, 低温动力系统存在推进剂沸点低难以长时间贮存的难题, 与此同时, 长时间在轨过程中贮箱气枕压力不断上升, 需要打开贮箱排气阀排气降压, 造成推进剂浪费。美国通用半人马座通过采用侧壁3组多层绝热等措施实现了氢氧总蒸发率不大于2%/天的指标, 并形成了大于6 h的在轨能力, 其代价是需要将贮箱置于整流罩内, 防止多层绝热受气动冲刷而脱落^[17,18]。

美国火神火箭ACES低温上面级提出采用集成流体系统技术(Integrated Vehicle Fluids, IVF)的方案。利用贮箱内液氢液氧和受热蒸发出的氢氧蒸气, 实现贮箱增压、姿控、供电等功能的一体化, 避免推进剂的浪费, 以实现箭上能源的高效利用和高品质流转^[19]。

中国在重型运载火箭关深阶段已开展低温推进剂长期在轨相关试验研究, 突破了蒸发量控制方案、先进绝热材料、低温动力大型系统级真空舱试验、理论、工程及CFD仿真方法等技术, 并在长征三号甲系列火箭上开展了搭载试验。然而, 低温动力系统长时间滑行技术距离工程应用仍有较大差距, 技术成熟度不足, 且方案使用维护代价较大, 仍不具备工程实施条件, 需要持续推进技术攻关。

5 结 论

本文得出以下结论:

a) 基于长征三号甲系列火箭三子级, 3 m直径氢氧动力模块已实际发展成为横跨中国3个主流运载火箭型号的通用化模块, 对中国运载火箭通用化、系列

化、组合化的发展布局具有标志性意义。

b) 长征七号甲火箭三子级对3 m直径氢氧动力系统进行了一系列技术改进, 氢紧急排气、贮箱增压闭环控制、射前增压管路预冷、长时间滑行、箭上供配气等技术改进增强了逆流程安全性、无人值守适应性、增补压可靠性以及任务适应性。

c) 中国高空起动氢氧动力系统应持续开展发动机改进、低温加注后逆流程适应性、长时间滑行等技术的拓展, 同时提出基于新一代膨胀循环 YF-75D 发动机拓展至 3.35 m 共底模块, 替代 YF-75 发动机模块的方案, 以提高本质可靠性, 提供更好性能拓展空间和更灵活的任务剖面选择。

参 考 文 献

- [1] 龙乐豪, 李平岐, 秦旭东. 我国航天运输系统 60 年发展回顾[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(2): 1-6.
Long Lehao, Li Pingqi, Qin Xudong. The review on China space transportation system of past 60 years[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 1-6.
- [2] 范瑞祥, 王小军, 程堂明. 我国新一代中型运载火箭总体方案及发展展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(4): 1-4.
Fan Ruixiang, Wang Xiaojun, Cheng Tangming. General scheme and development prospects for new generation of Chinese medium launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(4): 1-4.
- [3] 王小军, 徐利杰. 我国新一代中型高轨运载火箭发展研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(5): 1-9.
Wang Xiaojun, Xu Lijie. Research on the development of new generation medium high-orbit launch vehicle in China[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(5): 1-9.
- [4] Joseph F Baumeister. RL10 engine ability to transition from Atlas to Shuttle/Centaur program[R]. NASA/TM-2015-218736, 2015.
- [5] Edouard Perez. Ariane 5 user's manual issue 4[Z]. Evry-Courcouronnes Cedex-France: Arianespace, 2004.
- [6] National Space Development Agency of Japan. H-IIA user's manual(second editon)[Z]. Minato-ku Tokyo, Japan, 2001.
- [7] Mark Wilkins, George Sowers. Atlas V launch service user's guide[Z]. Littleton, CO, USA: United Launch Alliance, Lockheed Martin, 2010.
- [8] 岳文龙, 郑大勇, 颜勇. 我国高性能液氧液氢发动机技术发展概述[J]. 中国航天, 2021(10): 20-25.
Yue Wenlong, Zheng Dayong, Yan Yong. Overview of technical development of high performance LOX/LH2 in China[J]. Aerospace China, 2021(10): 20-25.
- [9] 陈士强, 黄辉, 张青松. 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.
Chen Shiqiang, Huang Hui, Zhang Qingsong. Research on the development directions of Chinese launch vehicle liquid propulsion system[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(2): 1-12.
- [10] 鲁宇. 中国运载火箭技术发展[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(3): 1-8.
Lu Yu. Space launch vehicle's development in China[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(3): 1-8.
- [11] 顾明初. 液体火箭发动机研制情况的一些回顾[J]. 导弹与航天运载技术, 1997(5): 14-18.
Gu Mingchu. Some review on the development of liquid rocket engines[J]. Missiles and Space Vehicles, 1997(5): 14-18.
- [12] 郑大勇, 颜勇, 胡骏. 高性能高可靠氢氧发动机方案探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(6): 10-13.
Zheng Dayong, Yan Yong, Hu Jun. Discussion on the high performance and reliability LOX/LH2 rocket engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(6): 10-13.
- [13] 黄兵, 等. 低温运载火箭液氢自流预冷系统特性研究[J]. 载人航天, 2016(3): 334-337.
Huang Bing, et al. Research characteristics of liquid hydrogen gravitational flow precooling system in cryogenic rocket[J]. Manned Spaceflight, 2016(3): 334-337.
- [14] 郑大勇, 陶瑞峰, 张玺. 大推力氢氧发动机关键技术及解决途径[J]. 火箭推进, 2014, 40(2): 22-27.
Zheng Dayong, Tao Ruifeng, Zhang Xi. Study on key technology for large thrust LOX/LH2 rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2): 22-27.
- [15] 翟一帆, 吴瑾清, 崔荣军. 氢氧膨胀循环发动机推力调节技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(4): 51-62.
Zhai Yifan, Wu Jinqing, Cui Rongjun. The research of throttling technique on LH2/LO2 expander cycle rocket engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(4): 51-62.
- [16] 陈士强, 黄辉, 邵业涛. 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.
Chen Shiqiang, Huang Hui, Shao Yetao. Study on the requirement trend and development suggestion for China space propulsion system[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(1): 62-70.
- [17] 王夕. 基于 TVS 的微重力低温推进剂流体行为特性研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2017.
Wang Xi. Research on cryogenic propellant behavior in microgravity based on TVS[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2017.
- [18] Jeffrey S De Kruif, Bernard F Kutter. Centaur upperstage applicability for several-day mission durations with minor insulation modifications[C]. Cincinnati: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [19] 侍野. 低温推进剂集成管理方案研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2020.
Shi Ye. Research on integrated cryogenic propellant management scheme[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2020.

作 者 简 介

王 夕 (1989-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭总体设计及动力系统总体设计。
罗 盟 (1990-), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为动力系统总体设计。
周 宏 (1977-), 女, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为动力系统总体设计。
范瑞祥 (1965-), 男, 中国科学院院士, 博士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。
魏远明 (1980-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。