

低温推进剂交叉输送管路关键技术研究进展

许浩^{1,2}, 容易³, 季伟¹, 崔晨¹, 王夕³, 陈士强³, 陈六彪¹, 王俊杰^{1,2}

(1. 中国科学院低温工程重点实验室(理化技术研究所), 北京100190; 2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京100049; 3. 北京宇航系统工程研究所, 北京100076)

摘要: 低温推进剂交叉输送(CPCF)技术是实现低温火箭动力冗余能力的关键技术之一, 能够实现芯级和助推级推进剂的合理利用。该技术的核心部件是芯级和助推级之间的交叉输送管路, 主要包括用于切断推进剂流动的隔离阀和管路连接分离装置。为了梳理CPCF核心部件的关键技术, 首先对CPCF技术的基本运行原理和发展现状进行了简要阐述; 其次对交叉输送管路存在的难点问题进行了归纳总结, 主要涉及管路的低温密封、低温推进剂管理以及管路连接分离; 最后借鉴相近领域的技术为CPCF技术的研制提供参考。本文对将来CPCF技术的应用具有一定的指导意义。

关键词: 交叉输送; 推进剂系统; 管路连接分离; 低温推进剂管理; 关键技术

中图分类号: V 511

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.02.017

Research Progress on the Key Technologies of Cryogenic Propellant Cross Feed Pipeline

XU Hao^{1,2}, RONG Yi³, JI Wei¹, CUI Chen¹, WANG Xi³,
CHEN Shiqiang³, CHEN Liubiao¹, WANG Junjie^{1,2}

(1. Key Laboratory of Cryogenics, Technical Institute of Physics and Chemistry, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The cryogenic propellant cross feed (CPCF) technology is one of the key technologies to realize the redundant propulsion capacity of cryogenic rocket, and can realize the rational utilization of the propellant between the core and the booster stage. The vital part of the technology is the cross feed pipeline between the core and the booster stage, which mainly includes the isolation valve used to cut off the propellant and the connection-separation device used to connect and separate the pipeline. In order to sort out the pivotal technologies of the cross feed pipeline, the basic operation principle and the state of the art of the CPCF technology are briefly described. Then, the difficult problems existing in the cross feed pipeline are summarized, which mainly involve low-temperature sealing of pipelines, cryogenic propellant management, and pipeline connection-separation. Finally, some technologies of the related field are introduced for references. This paper has a certain guiding significance for the application of CPCF technology in the future.

Key words: cross feed; propellant system; pipeline connection-separation; cryogenic propellant management; key technology

0 引言

目前, 氢氧发动机是世界范围内运载火箭的主

流推进动力之一^[1]。利用液氢液氧作为低温推进剂的运载火箭称为低温火箭。为了实现并提高低温

收稿日期: 2020-05-27; 修回日期: 2020-07-01

基金项目: 第3批国家“万人计划”青年拔尖人才项目

作者简介: 许浩(1995—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为动力机械及工程。

通信作者: 季伟(1987—), 男, 博士, 助理研究员, 主要研究方向为低温推进剂。

火箭推进系统的动力冗余能力,低温推进剂交叉输送(CPCF)技术在国内外已经有概念设计和相关应用。国外NASA、波音公司以及SpaceX等机构都进行了相关的技术探索和储备。国内上海宇航系统工程研究所、北京宇航系统工程研究所等单位也开展了相关研究。采用CPCF技术能够实现芯级和助推级动力系统的合理利用,从而提高两级动力系统的冗余能力,不仅能将设计开发测试评估(DDT&E)所需成本降低约25%,还能同时提高系统的安全性和可靠性^[2]。交叉输送管路是该技术的核心部件,梳理归纳交叉输送管路的关键技术对于CPCF技术的研发及应用具有重要意义。

1 系统形式及原理

推进剂交叉输送技术是一种能够提高飞行器推进系统模块之间的通用性,实现推进剂可靠有效利用的推进剂管理技术。通常推进剂交叉输送系统主要由芯级/助推级推进剂贮箱、流体管路、芯级/助推级隔离阀和分离连接装置等组成^[3]。推进剂贮箱用于储存液体燃料和氧化剂,要求低温绝热、结构可靠。流体管路作为氧化剂和燃料传输分配的载体,要求管路设计合理。阀门起到调节流量和压力的作用,其中,隔离阀是关键部件之一,要求在助推分离过程中保证切断推进剂的输送及分离端口的可靠密封。分离连接装置需要在助推分离前可靠连接管路,助推分离时稳定解锁分离。增压系统具有稳定推进系统压力,维持推进剂正常输送的功能。

常见的交叉输送形式有管线与管线型、贮箱与贮箱型^[4-8],如图1所示。管线-管线型优势为相对简单,通过控制阀门实现推进剂稳流,但是分离时同样需要保证稳流,且在助推级分离前,随着时间推移芯级贮箱推进剂在外部环境漏热下不断蒸发,尤其是液氢,贮箱内会出现气液分层^[4]。贮箱与贮箱型优势为推进剂流动近似定常流动,但是需要设计自增压系统实现推进剂挤压输送^[4]。虽然两种形式特点具有差异,但是两种系统都包含有一段相同的管路,即助推级隔离阀1和4、芯级隔离阀3和6以及连接分离装置2和5。这部分管路就是CPCF技术的核心管路,其工作原理为:助推分离前助推级和芯级的隔离阀处于开启状态,连接分离装置处于锁紧状态;助推分离时,两级隔离阀按程序关闭,连接分离装置解锁并抛离助推级。

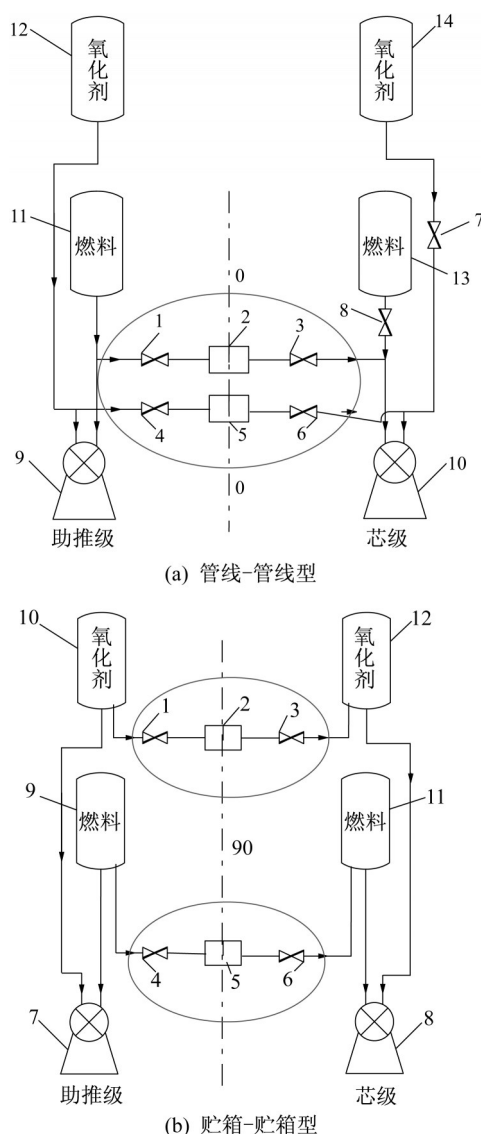


图1 推进剂交叉输送形式

Fig.1 Cross feed forms of propellant

2 发展现状

国内外均开展了CPCF技术的研发与应用。国外已经有部分型号的飞行器系统应用了CPCF技术。如图2所示,美国航天飞机优先消耗外贮箱的推进剂,耗尽后进行分离^[5,9]。在此基础上,美国开始进行新一代航天飞机^[6-7,9]的交叉输送技术研究。运载火箭的交叉输送技术大多停留在理论设计层面。三级并联-运载火箭的设计(如图3所示)已有发明专利,其形式为贮箱之间的推进剂共用^[10]。宇宙神火箭发动机之间的推进剂共用(如图4所示)和欧洲航天局Ariane 4火箭的交叉增压均已实现^[8]。然而,CPCF技术在国内起步较晚,仍处于试验探索阶段。

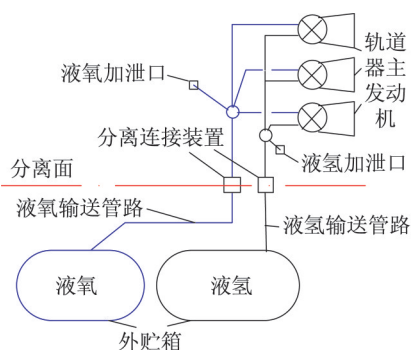


图2 航天飞机交叉输送系统

Fig.2 Cross feed system of space shuttle

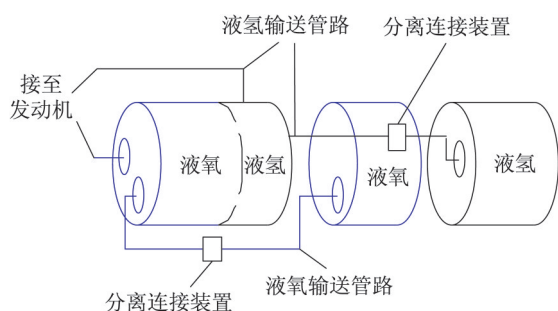


图3 三级火箭交叉输送系统

Fig.3 Cross feed system of three-stage rocket

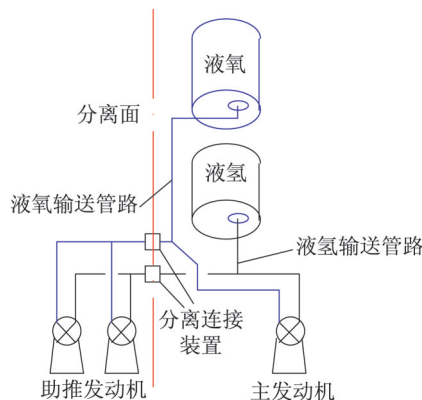


图4 宇宙神发动机间交叉输送系统

Fig.4 Cross feed system of Atlas rocket engines

目前CPCF技术的研发主要包括概念方案、流程模拟和缩比试验等。GORMLEY等^[11]对比分析了交叉输送技术在两级飞行器系统的应用形式,为实际选择交叉输送技术的方案提供了参考。STANLEY等^[12-13]和SMITH等^[2]论证了推进剂交叉输送技术的优越性。NGUYEN等^[14]基于EASY5仿真平台,建立了贮箱和交叉输送阀门的热力学模型,分析了液氢液氧贮箱气隙(贮箱内液面以上的空间)压力、气隙质量等参数的变化规律,确

定了助推级和轨道级之间交叉输送止回阀门的工作压差约为103 kPa。在此基础上,发展了一种用于可重复使用的两级入轨飞行器交叉输送系统的增压系统模型^[15]。为了分析两级分离过程时如何实现推进剂的稳流及压力的恒定,SCHWANCKAMP等^[4]利用软件PMP完成了贮箱-贮箱型、管线-管线型的稳态数值模拟,并结合软件EcosimPro完成了瞬态(分离过程)数值模拟。在稳态过程中,管线-管线型形式简单,但是解锁分离动作会导致管路中出现晃动,因此贮箱-贮箱型相对更可靠;此外,液氢和液氧在选用交叉输送形式时存在差异。

国内学者围绕交叉输送系统的原理、形式和关键技术等内容也开展了相应的模拟与试验研究。符锡理^[5]分别分析了航天动力装置中并联和串联形式的液体推进剂交叉输送管路,阐述了系统中分离连接装置的设计要点。廖少英等^[6]进行了以水为介质的缩比试验,研制了新型隔离阀门,验证了两种分离方案的可靠性。马方超^[3]系统性地梳理了交叉输送系统的发展现状及关键技术,同时结合AMEsim软件仿真模拟,开展了系统的试验,分析了系统中的压力参数,得到了推进剂切换过程中隔离阀前的压力需要持续稳定的结论。汤波等^[16]利用Flow-3D软件对系统中的总体参数匹配以及贮箱的晃动特性进行了模拟分析,结果表明助推级-芯级输送宜使用重力输送方式。综上所述,关于推进剂交叉输送技术的研究主要偏向于系统参数、形式进行开展,对于CPCF技术核心管路存在的低温密封、低温推进剂管理以及解锁分离等技术问题研究的相对较少,这些问题直接关系到CPCF技术的可靠性与安全性。因此,梳理总结核心管路中的难点问题对CPCF技术的发展具有一定的价值。

3 核心管路关键技术

3.1 低温密封

CPCF技术的工质主要为液氢、液氧等低温推进剂,具有易燃易爆、沸点低、饱和压力低等特点。因此,介于工质的特点,需要考虑密封件材料在相应介质下的工作性能。对于液氧则需要考虑密封件材料的耐氧冲击性,对于液氢则要防止密封件材料的氢脆现象。在CPCF核心管路中应用低温密封的部位主要是助推级与芯级的连接分离端面 and 隔

离阀。连接分离端面的密封设计需要考虑的因素有:1) 与永久性密封不同,连接分离端面处的密封结构既要满足密封比压要求,又要保证解锁分离的顺利完成,有学者称其为半静密封^[17];2) 在晃动环境下需要保证密封可靠稳定。

地面推进剂加注管路系统中同样存在类似的密封部位,即低温推进剂加注自动脱落连接器的连接处。该连接处的密封结构对 CPCF 核心管路连接分离端面的密封设计具有很高参考价值。其密封结构主要有球面对锥面(如图 5 所示)和插拔式(如图 6 所示)密封结构^[5,17-18]。球面对锥面的密封结构具有良好的自位对中性能,插拔式的密封结构则允许轴向存在较大的位移。对于大口径低温推进剂加注管路连接处的密封一般设置有两道密封结构,对于液氢管路甚至设有三道密封^[17]。然而,地面低温推进剂加注连接器的连接处密封受到晃动因素的影响要远弱于 CPCF 核心管路的连接分离端面。系统结构的晃动可能会对密封件产生疲劳损害等不利影响,致使密封失效。因此,CPCF 核心管路连接分离端面还需要对晃动环境下的密封进行模拟和试验。

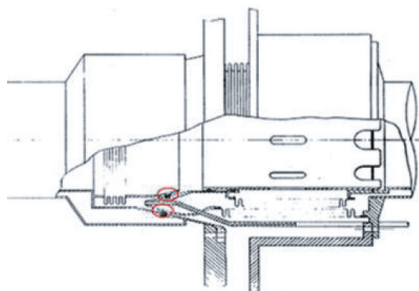


图 5 球面对锥面双道密封

Fig.5 Ball to cone dual seal

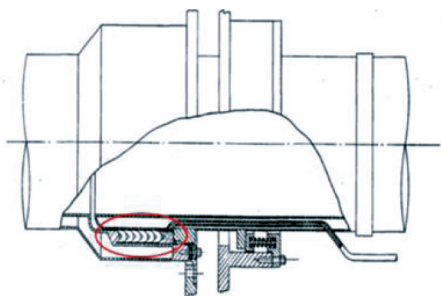


图 6 插拔式“V”型密封

Fig.6 Plug-in “V” type seal

3.2 低温推进剂管理控制

在 CPCF 核心管路中需要考虑的低温推进剂管理控制问题主要有:1) 保证助推分离时助推级和芯级隔离阀按设定动作指令关闭,考虑关闭过程产生的水击压力;2) 考虑两级隔离阀之间的管路内剩余推进剂排放问题^[8];3) 考虑助推级分离后芯级隔离阀所处一段管路的热防护。

CPCF 核心管路中包含的助推级和芯级的隔离阀起到了切断连通推进剂输送管的作用。一般用于管路快速切断连通的阀门主要有球阀和蝶阀。这两种形式的阀门都属于旋转类阀门,从全开状态切换至全闭状态只需要将启闭件绕阀杆旋转 90°,其快速启闭的性能符合 CPCF 技术的操作要求。在关闭过程中,隔离阀开度减小,流体管路阻力损失增大,这时推进剂输送动力需要及时匹配。同时,由于关闭时间短,要考虑关阀动作导致的水击压力,需要采取措施将压力控制在可接受范围内。例如通过设置合理的控制策略调整其余阀门的开度来保证贮箱压力的稳定^[19]。当管路连接分离装置解锁分离时,由于液氢液氧等低温推进剂易燃易爆,位于隔离阀之间管路内的推进剂需要优先进行控制排放,还可防止连接分离装置附近出现结冰现象,保证解锁分离正常进行^[8]。此外,助推分离后,芯级侧隔离阀的启闭件将直接与外部环境接触,由于低温推进剂饱和温度低,受到外界热流容易蒸发气化产生蒸汽,局部出现超压,需要分析评估该处漏热对芯级低温推进剂管路的安全风险影响。

3.3 管路连接分离

在 CPCF 核心管路中连接分离装置具有连接分离助推级和芯级输送管路的作用。在助推级贮箱推进剂消耗完后,要满足助推级和芯级的隔离阀关闭动作完成后,连接分离装置及时按时序进行解锁分离,抛离助推级无效结构。连接工况时,连接锁紧力要满足在晃动环境下连接可靠稳定;分离工况时,分离驱动力要能实现助推级和芯级管路的可靠平稳分离。箭上解锁分离装置可分为火工分离和非火工分离^[20]。火工分离技术成熟,应用较广,但是涉及管路连接分离较少。火工分离装置驱动能源大多数与箭上电源相容,设计紧凑,缺点主要体现在爆炸分离冲击难以控制,并且会产生爆炸碎

屑,在低温推进剂管路的分离过程中易产生爆炸危险。

因此,需要对火工分离产生的爆炸碎屑采取措施进行控制。然而,一般火工分离装置产生的爆炸碎屑具有一定随机性,较难控制,难以适用于低温推进剂管路的连接分离。为了解决管路的连接分离问题,发展可靠稳定的非火工分离装置是一个需要攻克的技术难题。

目前,在液化天然气装卸臂^[21]和地面推进剂加注自动脱落连接器^[5,17,22]中已经有类似装置的应用,可以为 CPCF 核心管路的连接分离装置提供参考。液化天然气装卸臂的连接分离装置主要由离合爪、推杆与卡箍组成。意大利 MIB 公司研制的连接分离装置使用了离合爪机构,如图 7 所示,能实现低温流体加注管路的快速连接与分离,工作原理为:连通管路时,通过周向均布的钩爪锁紧,保证可靠连接;分离管路时,钩爪解锁释放。美国 SVT 公司研制的用于低温流体管路快速连接分离的装置使用了推杆与卡箍的组合机构,如图 8 所示,通过驱动推杆向下运动,平稳关闭两侧隔离阀后,再顶开中间的卡箍,实现解锁分离。与液化天然气装卸臂的连接分离装置类似,地面推进剂加注自动脱落连接器的结构形式可归纳为在管路周向均布锁紧机构,主要有离合爪机构和球锁机构^[22]。用于地面低温推进剂加注的离合爪机构^[5],如图 9 所示,其工作原理与液化天然气装卸臂的离合爪机构一致。连接管路时,控制气从 A 处通入;分离管路时,控制气由 B 处通入,从 A 处放出。应用于美国土星 V 运载火箭上液氢液氧加注管路的自动脱落连接器,如图 10 所示,其工作原理为:连接管路时,通过均布于圆周上的 3 个球锁机构与对应的管接头连接;分离管路时,3 个球锁机构在气源压力驱动下解锁分离^[5]。由于液化天然气装卸臂和地面推进剂加注管路的连接分离装置应用场合为地面,受空间限制小,工作环境平稳,然而 CPCF 连接分离装置结构设计还需要考虑结构重量与箭上安装空间,整个装置增加的结构重量与总体提高的有效载荷需要对比分析。此外,驱动动力源需要与箭上动力源相互匹配,例如箭上电源、气源分配给连接分离装置驱动力的定量分析。同时,在飞行过程中进行解锁分离,还需要考虑振动因素的干扰。

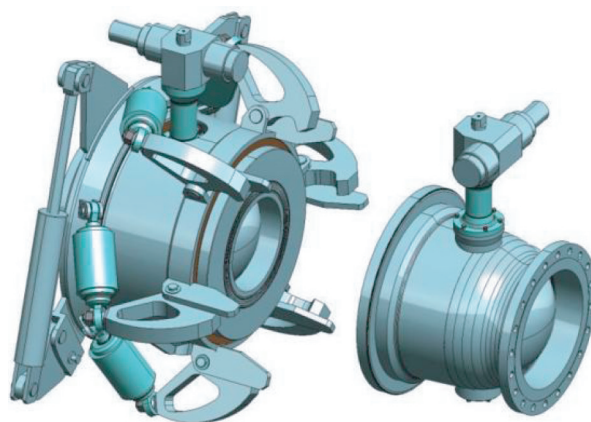


图 7 MIB 连接分离装置

Fig.7 MIB connection-separation device



图 8 SVT 连接分离装置

Fig.8 SVT connection-separation device

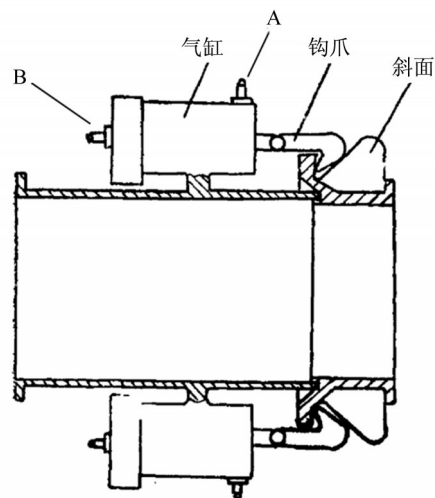


图 9 离合爪式连接器

Fig.9 Clutch claw type connector

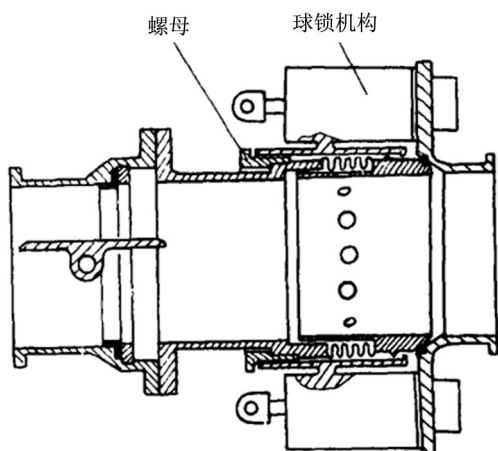


图 10 球锁式连接器

Fig.10 Ball lock type connector

4 结束语

CPCF 技术是提高飞行器动力冗余能力的关键技术之一,能够有效提高飞行器系统的可靠性和运载能力。实现该技术需要解决其核心管路的三方面技术难题,即低温密封、低温推进剂管理以及管路连接分离。本文归纳了交叉输送核心管路的技术难题,通过借鉴部分相关行业领域的成熟技术以及 CPCF 技术进行的对比分析,得到了该技术还需进行深入研究的技术方向,主要包括晃动环境下连接分离装置处的大口径低温密封、隔离阀之间的推进剂排放管理和双隔离阀关阀时的压力控制、连接分离装置的驱动力与箭上动力源的匹配性等。这些研究方向可以为我国未来重型运载火箭的总体设计研制提供一定的参考价值。

参考文献

- [1] 孙纪国,岳文龙.我国大推力补燃氢氧发动机研究进展[J].上海航天,2019,36(6):19-23,68.
- [2] SMITH G, PHILIPS A. Analysis of parallel burn, no-cross feed TSTO RLV architectures and comparison to parallel burn with cross feed and series burn architectures [R]. AIAA 2003-5244, 2003.
- [3] 马方超,李德权,吴姮,等.液体火箭推进剂交叉输送系统试验研究[J].载人航天,2017,23(3):358-364.
- [4] SCHWANEKAMP T. Cryogenic propellant tank and feedline design studies in the framework of the CHATT project [R]. AIAA 2014-2370, 2014.

- [5] 符锡理.航天飞行器动力装置液体推进剂交叉供应技术[J].导弹与航天运载技术,1990(9):41-50.
- [6] 廖少英,顾仁年.新一代运载火箭增压输送系统交叉输送技术研究[J].上海航天,2005,22(3):37-41.
- [7] 廖少英.液体火箭推进增压输送系统[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [8] 马方超,刘文川,丁建春,等.推进剂交叉输送技术综述及概念研究[J].载人航天,2014,20(5):474-479.
- [9] MARTIN J A. Two-stage earth-to-orbit vehicles with series and parallel burn [R]. AIAA 1986-1413, 1986.
- [10] MARSHALL W R. Three stage rocket vehicle with parallel staging [R]. NASA N83-12138, 1984.
- [11] GORMLEY T, VADDEY S. Cross-feed technologies for NLS evolution [R]. AIAA 1992-1555, 1992.
- [12] STANLEY D O, TALAY T A, LEPSCH R A, et al. Parametric trade studies on a shuttle 2 launch system architecture [R]. NASA-TP-3059, 1991.
- [13] STANLEY D O, TALAY T A, LEPSCH R A, et al. Conceptual design of a fully reusable manned launch system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(4):529-537.
- [14] NGUYEN H, CHANDLER F, MAZURKIVICH P. Pressurization system modeling for a generic bimese two-stage-to-orbit reusable launch vehicle [R]. AIAA 2005-437, 2005.
- [15] NGUYEN H, MAZURKIVICH P. Development and validation of a pressurization system model for a cross feed subscale water test article [R]. AIAA 2006-5062, 2006.
- [16] 汤波,胡久辉,邵业涛,等.液体运载火箭交叉输送总体参数研究[J].导弹与航天运载技术,2017(3):22-27.
- [17] VALKEMA D C. Umbilical connect techniques improvement technology study [R]. NASA-CR-127816, 1972.
- [18] 王立兴,白焱,章洁平,等.低温半静密封技术[J].低温工程,2003(1):29-34,55.
- [19] 杨宜祺,王军政.新型运载火箭低温加注工艺流程及控制策略研究[J].上海航天,2019,36(1):128-133.
- [20] 仲作阳,张海联,周建平,等.航天器非火工连接分离技术研究综述[J].载人航天,2019,25(1):128-142.
- [21] 徐坤.LNG卸料臂紧急脱离装置结构及液压系统设计[D].重庆:重庆科技学院,2018.
- [22] 崔二巍.运载火箭集成式自动对接脱落连接器研究[D].南京:南京理工大学,2014.