

基于液氮冷源的液态甲烷过冷加注工艺

陈 强, 孙庆国, 王天祥, 雷 刚, 刘岩云, 陈 虹, 李兆坚
(北京特种工程设计研究院 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100028)

摘 要: 针对商业火箭公司对于液态甲烷过冷加注的需求,开展了基于液氮冷源的甲烷过冷加注系统方案设计,并计算得到了不同甲烷流量和液氮压力参数下的过冷器换热面积。为了防止液氮温度过低造成液态甲烷凝结,参考现有液氧和煤油工艺流程,提出 2 种不同控制策略的甲烷过冷加注系统,并详细对比分析了这 2 种系统所能实现的 6 个不同工艺流程。结果表明:基于背压控制的加注系统相比于基于液位控制的系统具有更高可靠性,同时前者能够实现在线实时加注工艺,原因在于其通过控制换热器中液氮压力来保证液氮温度始终高于甲烷冰点。甲烷过冷器换热面积与甲烷加注流量、液氮背压均成正比,在具体工程实施中应当根据加注需要选取合适的加注流量和液氮背压,以减小过冷器尺寸和降低设备制造成本。

关 键 词: 液态甲烷; 过冷加注; 液氮冷源; 加注流量; 背压控制

中图分类号: V511⁺.6 **文献标志码:** A

Liquid methane subcooling and filling process using liquid nitrogen as cold source

CHEN Qiang, SUN Qingguo, WANG Tianxiang, LEI Gang,
LIU Yanyun, CHEN Hong, LI Zhaojian

(State Key Laboratory of Technology in Space Cryogenic Propellants,
Beijing Special Engineering Design and Research Institute, Beijing 100028, China)

Abstract: In response to the demand of commercial rocket companies for liquid methane subcooling, methane filling systems were designed with liquid nitrogen used as the cold source. Corresponding theoretical calculations under different methane filling flow rates and different liquid nitrogen pressures were also carried out. Referring to the existing liquid oxygen and kerosene filling system, two different control strategies for methane subcooling and filling system were proposed to prevent liquid methane from condensing due to liquid nitrogen. Comparisons between the two systems were made. Six different processes realized by the two systems were introduced and analyzed. Resut showed that, the filling system based on back pressure control was more reliable than that based on liquid level control. At the same time, the former could realize online real-time filling process, because it could ensure that the liquid nitrogen temperature was always higher than the methane freezing point by controlling the liquid nitrogen pressure in the heat exchanger. The heat exchange area of the methane subcooler was proportional to the methane flow rate and the nitrogen pressure. In the specific engineer implementation, the appropriate flow rate and liquid nitrogen pressure

收稿日期:2019-10-22
基金项目:航天低温推进剂技术国家重点实验室开放课题(SKLTSCP1805)
作者简介:陈强(1986—),男,助理研究员,博士,主要从事航天低温推进剂技术研究。

引用格式:陈强,孙庆国,王天祥,等. 基于液氮冷源的液态甲烷过冷加注工艺[J]. 航空动力学报,2020,35(5):956-962. CHEN Qiang,SUN Qingguo,WANG Tianxiang,et al. Liquid methane subcooling and filling process using liquid nitrogen as cold source[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(5):956-962.

should be selected in order to reduce the subcooler size and equipment manufacturing costs.

Key words: liquid methane; subcooling and filling; liquid nitrogen cold source; filling flow rate; back pressure control

相比于传统的计划任务模式,商业航天由于具有高效率、低成本、对高新技术反应迅速、对商业市场感知敏锐等特征和优势,因此近年来在欧美航天强国得到了蓬勃的发展。我国商业航天尽管起步较晚,但随着军民融合战略的实施,近年来也呈现出了较好的发展态势,诞生了以蓝箭航天、星际荣耀、长光卫星、九天微星为代表的一批民营航天公司^[1]。

航天运载器,是商业航天发展的基础,而运载器所使用的推进剂则是决定其性能的关键因素之一。推进剂的选取不仅要考虑物化性质、点火及燃烧特性等相关因素,还应当综合权衡其对运载器有效载荷、结构质量以及使用维护费用的影响^[2]。目前国内外各商业火箭公司均规划了各自的液体运载器,其中较多的型号均采用甲烷-液氧作为推进剂。例如美国蓝色起源公司的新格伦火箭、太空探索公司的星舰飞船、联合发射联盟公司的火神火箭^[3]、俄罗斯的联盟五号火箭^[4]。我国蓝箭航天的朱雀二号火箭和星际荣耀的双曲线二号火箭,也选择甲烷-液氧作为推进剂。

液体火箭在发射前需要加注系统将推进剂由地面容器输送至火箭贮箱。甲烷作为我国航天发

射领域新采用的一种低温推进剂,需要开展其过冷加注系统和工艺的研究和设计,以满足后续商业火箭的发射需要。

1 我国现役火箭推进剂与甲烷性能对比

目前我国现役长征系列火箭采用的推进剂包括液氢、液氧、航天煤油、偏二甲肼、四氧化二氮,均设置了相应的加注系统^[5]。甲烷加注系统的设计在参考现有的推进剂加注系统之前,首先应当从物化性质上分析与现有推进剂的差异。表 1、表 2 对比了我国现役航天推进剂和甲烷的物化性质及比冲。

相比于其他推进剂,甲烷-液氧组合比冲较高,仅次于液氢-液氧,略高于航天煤油-液氧和偏二甲肼-四氧化二氮。除了理论密度比冲低于煤油外,甲烷比热和结焦温度极限均高于后者,基本无结焦和积碳,因此发动机维护方便,非常适用重复使用航天器^[6-7]。此外甲烷来源广泛,价格低廉,本身无毒无污染。鉴于具有如此多的优点,甲烷在 20 世纪商业航天大发展的背景下被视为具有广阔前景的一种推进剂。

表 1 常见航天燃烧剂基础物化性质
Table 1 Physicochemical properties of common space fuels

参数	氧化剂			
	液氢	航天煤油	甲烷	偏二甲肼
分子质量/(g/mol)	2.02		16.04	60.78
冰点/K	13.95	213.15	90.65	215.95
沸点/K	20.25	418.45	111.55	336.25
密度/(g/cm)	0.07(沸点)	0.80(293.15 K)	0.42(沸点)	0.7911
动力黏度/10 ⁻⁶ (Pa·s)	14(沸点)	1000(273.15 K)	127(沸点)	527
饱和蒸汽压/kPa	226.0(23.55 K)	5.506(293.15 K)	2604.1(175.15 K)	0.016(293.15 K)
比热容/(J/(kg·K))	2386.48(沸点)	1967.8(293.15 K)	3496.0(沸点)	2733.98(293.15 K)
临界温度/K	33	676.35	191.05	521.35
临界压力/MPa	1.25	2.17	4.63	5.26
闪点/K	<20.15	346.65	85.15	258.15
结焦温度极限/K		862.15	1251.15	
爆炸体积分数/%	18~59		5~15	2.5~78.5

表 2 常见航天推进剂组合理论比冲

Table 2 Theoretical specific impulse of common space propellant combination

参数	氧化剂			
	液氧	液氧	液氧	四氧化二氮
质量混合比	6	2.74	3.5	2.24
喷管面积比	60	20	20	19.3
理论比冲/(m/s)	4364	3367	3481	3169
相对密度	0.3619	1.0240	0.8276	1.17
理论密度比冲/(m/s)	1576	3448	2881	3717

2 液态甲烷过冷加注工艺

航天发射推进剂加注工艺的研究发展与运载火箭的型号更迭是相辅相成的。经文献调研发现,早在 20 世纪 80 年代,为适应长征三号火箭液氢、液氧加注需求,北京航天发射技术研究所即已开始研究土星一号和土星五号火箭低温加注系统,重点分析了其液氢、液氧系统的核心设备、库区布局和加注工艺^[8-10]。程水旺对日本 H1 和 H2 火箭的液氢加注系统的组成、氢液化装置、氢安全和氢消防进行了综合性分析^[11]。杨金宁就低温推进剂在加注过程中的温度控制进行了研究,提出了影响推进剂进箭温度的主要因素,指出过冷推进剂不仅有利于实现火箭发动机涡轮泵的快速可靠预冷,还能有效提升火箭运载能力^[12]。王瑞铨系统对比研究了美国、俄罗斯、法国和日本的低温加注系统,重点分析了各自的运输槽车和固定容器的性能参数^[13]。

近年来国内外火箭推进剂加注技术的研究多集中于推进剂过冷工艺及致密化技术的实现,如 Johnson、Mustofi 和 Tomsik 等系统研究了甲烷和液氧的致密化技术,并提出了相应的实施方案^[14-17]。西安交通大学谢福寿等开展了低温推进剂过冷技术研究,并详细分析了过冷推进剂的性能优势及应用前景^[18-19]。北京航天宇航系统工程研究所邵业涛等就推进剂深度过冷工艺进行了研究^[20]。美国太空探索公司在其猎鹰火箭中采用了液氧全过冷加注方案以提升运载能力^[21]。

综上,基于国内外低温推进剂过冷技术的研究,同时考虑到目前国内外仍无甲烷火箭在役,为满足未来朱雀和双曲线火箭的首飞需求,开展甲烷过冷加注工艺的研究是十分有必要的。

2.1 液氧过冷及煤油降温加注工艺简介

目前我国液氧过冷加注系统目前采用的是换热器过冷方案,该系统结构简单,换热效率和可靠

性较高。液氧过冷流程属于在线实时过冷,且为部分过冷加注,即火箭氧箱内大部分仍为 90 K 左右的液氧,而过冷液氧较少。

尽管航天煤油在加注过程中不涉及过冷,但其降温工艺对于甲烷而言具有一定借鉴意义,因此有必要介绍煤油的降温加注工艺。与液氧相同的是,煤油系统也采用液氮作为冷源,同时液氮也位于换热器壳程。不同的是煤油换热过程与加注过程是两个工序,此外煤油换热器中加入了液氮液位控制,主要原因在于煤油冰点高于液氮温度,因此需要通过控制液氮的液位来调节两者的换热面积,以防止煤油结冰。由于液氧冰点为 54.4 K,低于常压液氮温度,因此液氧过冷器无须考虑控制液氮液位。

2.2 液态甲烷过冷加注工艺设计

参考目前液氧过冷及煤油降温加注系统,本文提出了如图 1、图 2 两种甲烷过冷加注系统。图中 TI 为温度计,TT 为温度变送器,PI 为压力计,PT 为压力变送器,V1~V6 为管路阀门,LCH4 代表液态甲烷,LN 为液氮。图 1 系统与液氧系统硬件组成上基本相同,不同的是在工艺上需要引入煤油的液位控制,以防止甲烷凝结。图 2 系统相比于液氧和煤油系统则在硬件上增加了空温器、背压控制系统以及液氮混合系统,主要用于换热器液氮温度控制。

按照是否全过冷加注、是否连续过冷补加、温度控制方式区分,一共可实现 6 种过冷加注工艺。这 6 种过冷加注工艺具体实现方式见表 3。

2.2.1 全过冷加注与非全过冷加注

表 2 中流程 2 和流程 5 为全过冷加注,其余 4 种流程为过冷补加。流程 2 和流程 5 需要地面系统在进入加注程序前将甲烷进行过冷,并通过 V1 和 V6 阀门所在管路将过冷甲烷全部返回至地面贮罐。发射日当天通过 V2 阀门路加注至火箭贮箱。

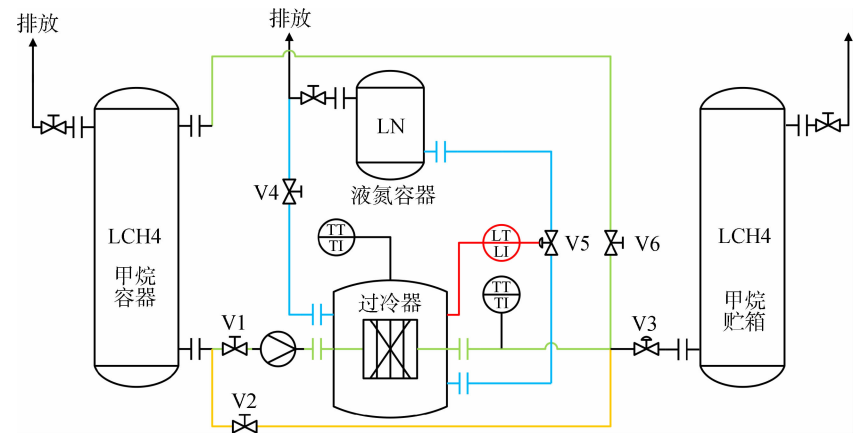


图 1 基于液位控制的甲烷过冷加注系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of methane subcooling filling system based on liquid level control

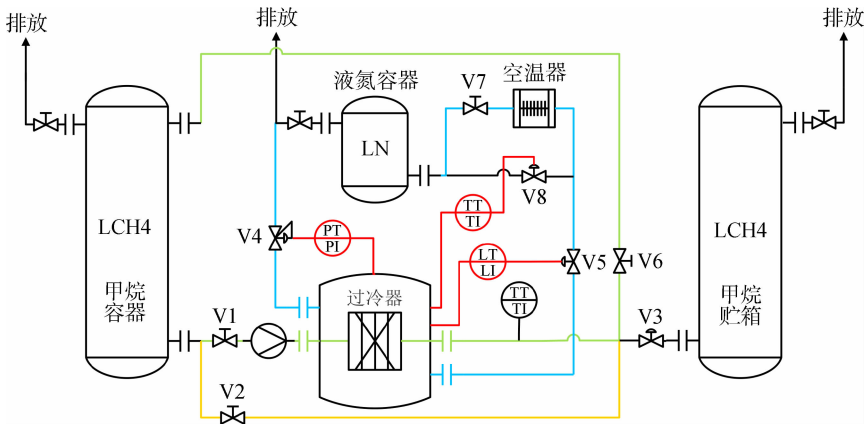


图 2 基于背压控制的甲烷过冷加注系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of methane subcooling filling system based on back pressure control

表 3 6 种过冷加注工艺流程特点及实现方式

Table 3 Characteristics and implementation of six kinds of subcooling and filling process

流程序号	过冷加注特点	系统示意图	阀门状态							
			V1	V2	V3	V4	V5	V6	V7	V8
流程 1	间隔过冷补加	图 1	开	关	开	开	开	关		
流程 2	全过冷加注	图 1	开	关	关	开	开	开		
			关	开	开	关	关	关		
流程 3	连续过冷加注	图 1	同流程 1							
流程 4	间隔过冷补加	图 2	开	关	开	开	开	关	开	液氮温度控制
流程 5	全过冷加注	图 2	开	关	关	开	开	开	开	液氮温度控制
			关	开	开	关	关	关	关	
流程 6	连续过冷加注	图 2	同流程 4							

需要说明的是,一种型号的火箭能否采用全过冷加注方式,完全取决于其发动机对于全过冷推进剂的适应情况,原因在于全过冷推进剂相对

于普通状态推进剂温度更低,密度更大,黏度也更大,将不可避免的影响发动机的燃烧效率和振动情况^[22]。

2.2.2 间隔过冷补加和连续过冷补加

本文所指间隔过冷补加,是指在大流量加注完成后,每隔一段时间向火箭贮箱加注过冷推进剂。而连续过冷补加是指大流量加注完成后,加注系统直接进入过冷补加阶段,推进剂以小于间隔补加的流量加注至火箭贮箱,直至加注完成。表 2 中流程 1 和流程 4 为间隔过冷补加,流程 3 和流程 6 为连续过冷补加。

目前液氧过冷补加和液氢的射前补加均属于间隔过冷补加。将间隔补加改为连续补加,一方面可降低火箭贮箱推进剂温升,减小相应的蒸发量;另一方面,由于没有间隔时间,地面管路一直处于加注状态,则免去了间隔补加中的热推进剂排放工序,节约了这一部分排放所带来的损耗。然而,连续过冷补加在时序上会存在燃烧剂和氧化剂同时加注的时段,对于地面系统的安全性有更加严格的要求。

2.2.3 液位控制和背压控制甲烷温度的过冷加注工艺流程

本文提出的图 1、图 2 两种过冷加注系统区别在于液氮的温度不同。图 1 系统进行过冷时不能让两者充分换热,需要通过调节液氮液位来控制换热面积。该控制方式在全过冷加注中问题不大,而在间隔和连续过冷补加中则存在控制失稳的风险。一旦液氮液位失控,导致甲烷结冰,固态颗粒进入火箭贮箱后将影响发射任务的顺利进行。因此图 1 系统不宜用于过冷补加工况,除非有百分之百的控制可靠性。然而从另一方面讲,如能将液氮温度上升至甲烷冰点之上,则可完全避免甲烷冻结。

甲烷三相图及液氮的饱和气液曲线如图 3 所示,液氮的饱和蒸气压对应的饱和温度如表 4 所示。与图 1 系统相比,图 2 系统中增加了液氮空温器和背压阀。空温器主要用于对液氮加热升温,背压阀则控制空温器和甲烷过冷器中液氮的压力。由图 3 和表 4 可知,当液氮背压大于 0.39 MPa 时,其饱和温度高于 91 K,此时液氮温度高于甲烷冰点,甲烷流经过冷器无凝结风险。尽管图 2 系统增加了系统的复杂性,但同时引入了更多的调节手段,且对控制要求较低,系统整体可靠性优于图 1 系统,因此该工艺系统可同时应用于全过冷加注、连续过冷补加和间隔过冷补加。在工程实际中可优先考虑此方案。

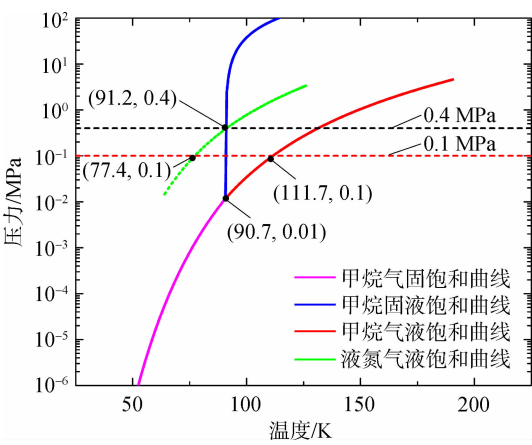


图 3 甲烷三相图及液氮饱和和气液曲线图
Fig. 3 Three phase diagram of methane and saturated gas-liquid curve of liquid nitrogen

表 4 液氮饱和和蒸气压对应的饱和温度
Table 4 Saturation temperature corresponding to saturated vapor pressure of liquid nitrogen

饱和温度/K	饱和蒸气压/MPa
70	0.04
75	0.08
80	0.14
85	0.23
90	0.36
91	0.39
95	0.54
100	0.78
105	1.08
110	1.47

3 甲烷过冷器参数计算

鉴于板翅式换热器具有结构紧凑、换热效率高等优点,同时在液氧过冷器中得到了成功的应用,因此甲烷过冷器采用相同的结构形式进行设计,不同的是需要考虑壳程液氮背压所带来的变化。

设定甲烷侧进口温度 $T_{in_CH_4}$ 为 111.5 K、出口温度 $T_{out_CH_4}$ 根据需求设定为 100 K,甲烷加注流量取值 q_v 为 500、1 000、1 500 L/min 和 2 000 L/min。

换热器液氮压力 p_{N_2} 取值为 0.4、0.45、0.5 MPa,查询物性软件 Refprop^[23] 得到对应压力下液氮饱和温度分别为 91.2、92.7、94.0 K,以此

作为换热器液氮进口温度 T_{in-N_2} 和出口温度 T_{out-N_2} 。

考虑裕度换热面积计算系数取值为 110%。将以上数据输入化工流程及换热器计算软件 ASPEN EDR,换热器选型为板翅式换热器,则可得对应条件下的换热器参数。

图 4 所示为最终得到的液氮侧和甲烷侧换热面积。由此可见随着甲烷过冷加注流量增大时,甲烷侧所需要的换热面积也逐渐增大。相同加注流量和热负荷情况下,液氮背压越大,传热系数随之增大。然而液氮背压增大将导致液氮饱和温度越高,从而使对数平均温差变小。综合来看,传热系数上升的幅度并不能抵消对数平均温差变小所带来的换热面积增大的影响,因此最终结果是液氮背压增大将使液氮侧和甲烷侧的换热面积增大。换热面积越大,则甲烷过冷器尺寸越大,相应地设备成本也越大,因此在实际应用中应当根据实际加注需要选择合适的背压和过冷加注流量。

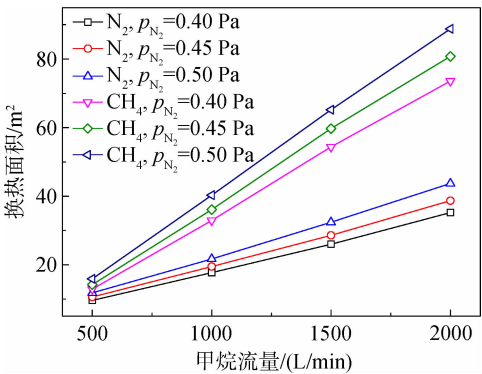


图 4 不同加注流量和液氮背压下甲烷过冷器换热面积
Fig. 4 Heat exchange area of methane subcooler under different filling flow rates and liquid nitrogen back pressures

4 结 论

本文对比了目前我国航天发射所使用的几种推进剂与甲烷推进剂的性质和特点,并简要介绍了目前航天发射中液氧过冷加注和煤油降温加注工艺流程。在此基础上提出了适合甲烷的两种过冷加注系统,并详细对比分析了这两种系统能够实现的 6 种过冷加注工艺。基于背压控制的系统能够保证换热器中液氮温度始终高于甲烷冰点,从而可以避免在实时过冷加注过程中甲烷凝结,该方案相比于基于液位控制的系统具有更高可靠性。最后,本文在设定甲烷过冷加注流量和液氮背压控制范围的基础上,开展了甲烷过冷器参数

计算,并得到了过冷器所需要的换热面积。

参考文献:

[1] 曾占魁,史敏辉.国内商业航天机构调研分析[J].中国航天,2018(1):11-15.
ZENG Zhankui,SHI Minhui. Research and analysis of domestic commercial space agencies[J]. Aerospace China, 2018(1):11-15. (in Chinese)

[2] 李文龙,李平,邹宇.烃类推进剂航天动力技术进展与展望未来[J].宇航学报,2015,36(3):243-252.
LI Wenlong,LI Ping,ZOU Yu. Review and future trend of space propulsion technique using hydrocarbon propellants[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 243-252. (in Chinese)

[3] 尹亮,刘伟强.液氧/甲烷发动机研究进展与技术展望[J].航空兵器,2018(4):21-27.
YIN Liang,LIU Weiqiang. Review and prospect of LOX/methane rocket engine systems[J]. Aero Weaponry, 2018(4):21-27. (in Chinese)

[4] 郑大勇,颜勇,孙纪国.液氧甲烷发动机重复使用关键技术发展研究[J].导弹与航天运载技术,2018(2):31-35.
ZHENG Dayong, YAN Yong, SUN Jiguo. Development study of key reusable technology for LOX/methane engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(2):31-35. (in Chinese)

[5] 符锡理.运载火箭液液氧低温推进剂加注技术[J].低温工程,1995(6):1-8.
FU Xili. A review of LH₂, LO₂ cryogenic propellant loading technology for launch vehicles[J]. Cryogenics, 1995(6):1-8. (in Chinese)

[6] 王维彬,孙纪国.航天动力发展的生力军:液氧甲烷火箭发动机[J].航天制造技术,2011(2):3-6.
WANG Weibing, SUN Jiguo. Liquid oxygen and methane rocket engine: the new force of space power development[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2011(2):3-6. (in Chinese)

[7] 孙宏明.液氧/甲烷发动机评述[J].火箭推进,2006,32(2):23-31.
SUN Hongming. Review of liquid oxygen/methane rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(2):23-31. (in Chinese)

[8] 符锡理.土星 I(SA-7)运载火箭液氢加注系统[J].国外导弹与航天运载器,1987(2):60-64.
FU Xili. Liquid hydrogen loading system of Saturn I (SA-7) launch vehicle[J]. Foreign Missiles and Space Vehicles, 1987(2):60-64. (in Chinese)

[9] 符锡理.国外航天发射场液液氧加注系统[J].国外导弹与航天运载器,1984(6):40-51.
FU Xili. Liquid hydrogen and liquid oxygen filling system of foreign space launch sites[J]. Foreign Missiles and Space Vehicles, 1984(6):40-51. (in Chinese)

[10] 符锡理.土星 I(SA-10)运载火箭 37B 发射场液氢加注系统[J].国外导弹技术,1981(10):42-47.

FU Xili. Liquid hydrogen filling system for 37B launch site of Saturn I (SA-10) launch vehicle[J]. Foreign Missiles Technology,1981(10):42-47. (in Chinese)

[11] 程水旺. 日本运载火箭液氢地面贮存加注系统综述[J]. 低温工程,1994(3):1-8.

CHENG Shuiwang. A summary of the ground LH2 storing and fuelling system of the launch vehicles of Japan[J]. Cryogenics,1994(3):1-8. (in Chinese)

[12] 杨金宁. 低温推进剂的温度控制[J]. 低温工程,1994(1):17-21.

YANG Jinning. Temperature control of the low temperature propellant[J]. Cryogenics,1994(1):17-21. (in Chinese)

[13] 王瑞铨. 国外运载火箭低温加注系统[J]. 导弹与航天运载技术,1997(2):21-31.

WANG Ruiquan. The cryogenic fueling systems of foreign launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles,1997(2):21-31. (in Chinese)

[14] JOHNSON W L,TOMSIK T M,SMUDDE T D. A densified liquid methane delivery system for the Altair ascent stage[R]. AIAA-2010-1904,2010.

[15] MUSTAFI S,CANAVAN E,JOHNSON W. Subcooling cryogenic propellant for long duration space exploration [R]. AIAA-2009-6584,2009.

[16] MUSTAFI S,JOHNSON W,KASHANI A. Subcooling for long duration in-space cryogenic propellant storage [R]. AIAA-2010-8869,2010.

[17] TOMSIK T M,MEYER M L. Liquid oxygen propellant densification production and performance test results with a large-scale flight-weight propellant tank for the X33RLV [R]. NASA TM-216247,2010.

[18] 谢福寿,雷刚,王磊,等. 过冷低温推进剂的性能优势及其应用前景[J]. 西安交通大学学报,2015,49(5):16-23.

XIE Fushou,LEI Gang,WANG Lei,et al. Performance advantages and application prospects of subcooled cryogenic propellants[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2015,49(5):16-23. (in Chinese)

[19] 谢福寿,厉彦忠,王磊,等. 低温推进剂过冷技术研究[J]. 航空动力学报,2017,32(3):762-768.

XIE Fushou,LI Yanzhong,WANG Lei,et. al. Study on subcooled technology for cryogenic propellants[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(3):762-768. (in Chinese)

[20] 邵业涛,罗庶,王浩苏,等. 低温推进剂深度过冷加注技术研究及对运载火箭性能影响分析[J]. 宇航总体技术,2019,3(2):18-25.

SHAO Yetao,LUO Shu,WANG Haosu,et al. Research on the supercooling loading technology of cryogenic propellant and its effects on rocket performance[J]. Astronautical Systems Engineering Technology,2019,3(2):18-25. (in Chinese)

[21] Space X Company. Falcon 9 user's guide[EB/OL]. [2019-09-10]. https://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_users_guide_10_2019.pdf.

[22] 胡旭东,宋扬. 液氧全过冷加注在新一代运载火箭加注工作中的应用价值[J]. 导弹与航天运载技术,2018(4):87-92.

HU Xudong,SONG Yang. Application value analysis of subcooled liquid oxygen full loading in new generation of launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles,2018(4):87-92. (in Chinese)

[23] LEMMON E W,MARCIA I H B,HUBER M L,et al. Reference fluid thermodynamic and transport properties [M]. Boulder,Colorado,USA:National Institute of Standard and Technology,2018.

(编辑:王碧琚)