

典型低温推进剂的热力学性能参数评估

刘柏文^{1,2}, 徐元元¹, 雷刚¹, 厉彦忠^{1,2}

(1. 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100028;

2. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 陕西 西安 710049)

摘要 近年来,低温推进剂在火箭推进领域得到了广泛应用,针对液氧、液氢以及液甲烷等低温推进剂的研究也得到了深入开展。然而,有关低温推进剂热力学性能的研究虽有开展,但各种推进剂性能的特点和差异缺乏研究,对低温推进剂的热力学性能缺乏综合性分析和系统认识。统计了1960年以来火箭推进剂的使用以及按照火箭级应用分布情况,对低温推进剂在火箭推进领域的应用与发展进行系统性综述。从低温推进剂的基础热物理性质出发,面向航天推进应用,对不同低温推进剂的动力特性、传输特性、贮存特性以及致密化特性4个方面进行综合评估。结果表明:液氢推力特性最好,氢氧发动机理论比冲可达457 s。相同管路和工况条件下,液氢流动阻力最小,液氧流动温升最小,液甲烷流动阻力和温升特性表现居中。以管长为10 m、管内径为0.1 m的加注管路为例,液氢流动压降小于5 kPa,液氧流动温升小于0.5 K。在地面停放过程中液氧和液甲烷温升小,贮箱增压慢,同时液甲烷热分层现象较弱。对于高5 m、直径3 m的圆柱形贮箱来说,当外界热流密度为50 W/m²时,液氢温升可达4.83 K,液氧仅为1.93 K;液氧贮存周期可达36.5 h,液氢仅为5.5 h。而液甲烷发生热分层所需的临界热流最大,为14 W/m²,相对而言液甲烷贮存性能最佳。采用过冷致密化技术能够改变推进剂应用性能,对其动力、传输和贮存特性会产生显著影响,当贮箱体积维持不变,采用深度过冷技术(液氢和液甲烷达三相点温度)可使液氢/液氧、液甲烷/液氧燃料的相对载荷能力分别提升8.66%和6.89%;液氧、液甲烷和液氢的无气化贮存周期分别延长达322.82%、354.67%和285.45%,但黏度增加会使得流动阻力增加41.36%、15.42%和18.64%。总体看来,对推进剂过冷致密化处理后,其动力特性和贮存特性明显提升,传输特性有所降低。

关键词 低温推进剂;流动阻力;贮存特性;致密化

中图分类号 V511⁺.6 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)01-0044-10

Evaluation of thermodynamic performance parameters for typical cryogenic propellant

LIU Bowen^{1,2}, XU Yuanyuan¹, LEI Gang¹, LI Yanzhong^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Technologies in Space Cryogenic Propellants, Beijing 100028, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

收稿日期:2021-10-28;修回日期:2022-01-06

基金项目:航天低温推进剂技术国家重点实验室开放课题(SKLTSCP1914)

作者简介:刘柏文(1997—),男,博士,研究领域为低温推进剂流动换热。

通信作者:厉彦忠(1958—),男,博士,教授,研究领域为低温推进剂流动换热。

Abstract In recent years, cryogenic propellants have been widely used in the field of rocket propulsion, and the research on cryogenic propellants such as liquid oxygen, liquid hydrogen and liquid methane has also been carried out in depth. However, although the research on the thermodynamic properties of cryogenic propellants has been carried out, the characteristics and differences of various propellants have not been studied. In addition, the thermodynamic properties of cryogenic propellants have not been comprehensively analyzed and systematically understood. In this paper, the application and development of cryogenic propellant in the field of rocket propulsion are systematically reviewed based on the statistics of the used rocket propellants since 1960s and the distribution of rocket stage application. Based on the basic thermophysical properties of cryogenic propellants, the dynamic characteristics, transport characteristics, storage characteristics and densification characteristics of different cryogenic propellants were comprehensively evaluated for aerospace propulsion applications. The results show that the liquid hydrogen has the best thrust characteristics, and the theoretical specific impulse of hydrogen-oxygen engine can reach 457 s. Under the same pipeline and working conditions, the liquid hydrogen has the smallest flow resistance, the liquid oxygen has the smallest flow temperature rise, and the overall performance of the liquid methane transmission characteristics is in the middle. Taking the filling pipe with a length of 10 m and an inner diameter of 0.1 m as an example, the liquid hydrogen flow pressure drop is less than 5 kPa, and the liquid oxygen flow temperature rise is less than 0.5 K. In the process of ground parking, the temperature rise of liquid oxygen and liquid methane is small, the tank pressurization is slow, and the thermal stratification of liquid methane is weak. For a cylindrical tank with a height of 5 m and a diameter of 3 m, the temperature rise of liquid hydrogen is 4.83 K and that of liquid oxygen is only 1.93 K when the heat flux is 50 W/m^2 . The storage period of liquid oxygen is 36.5 h, and that of liquid hydrogen is 5.5 h. The critical heat flow required for thermal stratification of liquid methane is 14 W/m^2 , and the storage performance of liquid methane is the best. The supercooling densification technology can change the propellant application performance, which will have a significant impact on the power, transport and storage characteristics. When the tank volume remains unchanged, the adoption of deep supercooling technology (triple point temperature) of liquid hydrogen and liquid methane can increase relative load capacity of liquid hydrogen/oxygen and liquid methane/oxygen fuel by 8.66% and 6.89%. The non-gasification storage periods of liquid oxygen, liquid methane and liquid hydrogen are extended to 322.82%, 354.67% and 285.45%, respectively, but the flow resistance increased by 41.36%, 15.42% and 18.64% due to the increase of viscosity. In general, after the subcooling and densification of propellant, its dynamic characteristics and storage characteristics are obviously improved, while its transmission characteristics are reduced.

Key words cryogenic propellants; flow resistance; storage characteristics; densification

0 引言

低温推进剂推力特性表现优异,其比冲高,载

荷比大,未来在月球探测、火星探测等项目中扮演着重要角色^[1-3]。然而,由于低温工质沸点低、表面张力小,相变潜热小等特点,不同低温推进剂在管

道流动、储罐贮存等工程问题中的应用性能表现不一,有必要对低温推进剂的热力学性能进行系统性分析和参数评估。

许多学者曾尝试总结一套切实可行的推进剂评价方法,用以服务特定火箭发射任务。美国学者 Mankins 总结分析了 NASA 前期大量工作,在 1995 年提出了一套技术准备评价方法,从技术成熟度出发,综合考虑了性能表现、环境友好性、工程技术等因素,具有较高的普适性^[4]。基于此项评估方法, Bossard 等提出了针对推进剂的技术准备水平评价方法,从技术成熟角度对推进剂进行评估,对实际工程应用具有一定的指导价值^[5]。Frota 等立足于目前常规推进剂,提出针对下一代液体推进剂的评价方法,重点考虑了毒性、安全性和环境友好性^[6]。Bombelli 等提出对于液体推进剂的评价需要以需求为导向,兼顾性能和成本^[7]。以上评价方法均针对常规推进剂,偏向对火箭发动机整体性能的系统性评估,缺少对低温推进剂的流动和换热等热力学特性的分析。

低温推进剂热力学性能表现一直都为人们所关注,并深入开展了低温推进剂在地面和空间的贮存、流动等问题的研究。低温推进剂的传输特性主要表现在加注过程和特殊结构件内的流动过程。Agarwal 对液氢地面和在轨状态下管内两相流问题进行仿真计算,得到了段塞流和泡状流等流型的产生条件^[8];刘宗虎等针对常规低温推进剂加注过程中管道流动特性进行仿真分析,重点讨论了进、出口压力和进口流速等因素对低温推进剂管内流动特性以及加注的影响^[9];Wang 对低温流体在预冷阶段的两相流动特性进行瞬态建模,对典型时刻的流动换热特性和典型位置的管壁温度下降特性进行分析^[10];匡以武等基于双流体模型,对液氢在管道内的沸腾流动进行了数值仿真^[11];王磊等以液氢推进剂为研究对象,分析其在地面停放常重力和空间在轨微重力工况下的膜态沸腾特性^[12];商燕等研究了振动对于液氢管内流动时的压降特性和压力脉动特性^[13]。此外,金属网幕多用于实现空间在轨贮箱内低温推进剂气液分离。马原等总结了低温推进剂流经金属网幕时的出流特性^[14];毛红威等对低温推进剂加注管路内的间歇泉问题展开了详细研究^[15];文献[16]、文献[17]分别研究了液氧、液

氢低温推进剂的管路预冷特性,针对其在预冷过程中沸腾流型的转变开展了研究。总体来说,现有研究主要是针对低温流体的流动和传热特性以及低温推进剂传输特性的应用,但基于不同种类低温推进剂之间的差异性对比研究开展较少。

低温推进剂的贮存特性也是其热力学性能表现的重要部分。Kinefuchi 对不同压力下低温推进剂储罐的热力特性展开了实验研究,得到了不同增压气体及压力下的蒸发速率和罐内轴向温度分布^[18];王磊等对低温推进剂空间贮存管理技术进行了全面总结^[1];邢力超等基于低温制冷机结合换热技术,对低温推进剂无损贮存技术展开了实验研究^[19];郑建朋等对泡沫绝热和多层绝热结合的复合绝热技术展开了实验研究,结果表明液氧推进剂采用此绝热技术后的日蒸发率可低至 0.55 %^[20]。同样地,低温推进剂贮存时的特异性现象也得到了许多关注。Vishnu 对低温推进剂贮箱内的热分层现象展开了一维仿真计算,得到在不同漏热热流以及重力条件下的热分析演化机理^[21];程向华等针对液氧低温推进剂在贮存时的热分层现象展开了数值研究,发现对流和导热分别在贮箱上部和底部占主要作用^[22-23];刘展等对低温推进剂的热分层现象的形成机理进行了详细阐述,对国内外的热分层分析方法进行了归纳整理^[24]。然而,对低温推进剂贮存特性的差异性研究同样缺乏,未发现关于不同低温推进剂性能对比分析的研究文献。

低温推进剂过冷技术是一种性价比较高的提升推进剂热力性能的方法,文献[25-26]针对过冷推进剂的性能优势以及对运载火箭性能的影响进行了分析,指出低温推进剂过冷技术具有广阔的应用前景。但是目前的研究停留在改变基础热物性层面,还未考虑过冷致密化技术对传输特性和贮存特性的综合影响。

目前对于低温推进剂性能参数整体评估研究较少,现有评价体系偏向于同火箭发动机性能结构联合的系统性评价,缺乏对推进剂热力学性能表现的评估。在低温推进剂各项热力学技术都有较为深入研究的基础上,本文对 3 种低温推进剂进行横向对比分析,给出不同推进剂的性能特点和应用优势,为我国航天火箭的推进剂应用提供理论支持。

1 低温推进剂使用情况

低温推进剂的使用几乎贯穿了整个火箭推进发展历史,从 20 世纪 50 年代开始登上历史舞台,并得到越来越多的重视。表 1 和图 1 统计了自 1960 年以来推进剂使用情况^[27-28],其中煤油和液氢搭配液氧作为推进剂组合使用。在火箭探测两个繁荣时间段,1960—1980 年和 2000 年至今,煤油燃料占据主要地位,液氢燃料使用逐渐递增,由早期 6.11%发展到如今的 40.19%,在当今大推力火箭上占据主导地位。肼类推进剂由于推力限制以及近年来环保理念发展,其比例已经降到 14.02%。低温推进剂在航天发射领域扮演着越来越重要的角色。

表 1 不同年代推进剂使用情况

Tab. 1 Data of propellant usage in different ages

单位: %

推进剂	1960—1979 年	1980—1999 年	2000 年至今
煤油	45.8	17.65	45.79
肼类	48.09	56.47	14.02
液氢	6.11	25.88	40.19

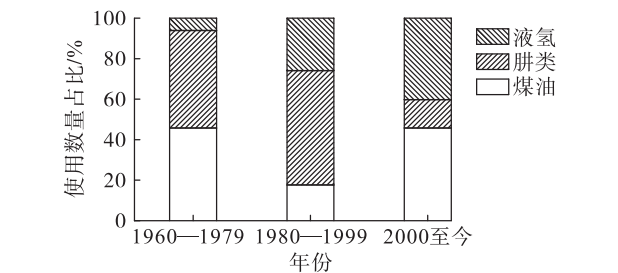


图 1 不同年代推进剂使用情况

Fig.1 Propellant usage in different ages

高比冲推进剂为航天飞行器提供强大动力,推进剂密度越大,相同结构下火箭载荷比越大,有益于深空探测。图 2 展示了 2000 年以后服役或将要投入使用的火箭不同级发动机推进剂使用情况。由图可以看出;液氧/煤油推进剂组合大多应用在火箭助推级和一级发动机;肼类燃料多集中在三级和四级发动机;液氧/液氢燃料多应用在一级、二级和三级发动机上。液氧/液氢燃料应用比例正在逐年上升。整体看来,低温推进剂在如今以及可预见的未来都将在火箭推进领域占据主导地位。

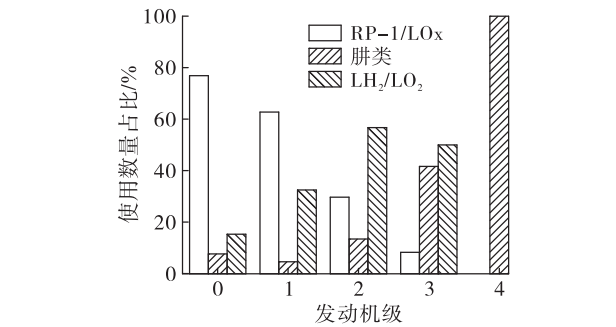


图 2 推进剂在火箭不同级上的使用情况

Fig.2 Propellant usage at different stages of the rocket

2 低温推进剂重要热物性及指标

2.1 基本物性的分析

对于低温推进剂的热力学评估,基础热物理性质极其重要。火箭有效载荷、低温推进剂流动、换热等特性均与推进剂密度息息相关。低温推进剂饱和温度与饱和压力等物性直接影响其贮存特性。动力黏度、比热容和导热率是评价低温推进剂流动、贮存和换热等热物理过程的重要指标。动力黏度同运动黏度一起,反映了低温推进剂流动阻力特性;比热容是物质蓄热能力的评价指标,高比热容对低温推进剂长久贮存具有重要意义,然而在强化换热方面却起到消极作用;导热率反映流体的换热效果。表 2 列出了几种典型低温推进剂基础热物理性质^[29]。

表 2 3 种典型低温推进剂的常规热物性数据(标准沸点状态)

Tab.2 Conventional thermal properties data of three typical cryogenic propellants (at normal boiling point states)

参数名称	液氧	液甲烷	液氢
分子量/(g · mol ⁻¹)	31.99	16.04	2.02
三相点/K	54.36	90.69	13.96
标准沸点/K	90.19	111.67	20.37
密度/(kg · m ⁻³)	1 141.20	422.35	70.85
动力黏度/(μPa · s)	194.67	116.76	13.49
比热容/[kJ · (kg · K) ⁻¹]	1.70	3.48	9.77
导热率/[mW · (m · K) ⁻¹]	150.77	183.70	103.62

由表 2 数据可以得到一些初步结论:首先,液氧具有高密度、高贮存温度等优点,但是其黏度较大,比热容较低;液甲烷贮存温度较高,导热系数较大,

密度、黏度和比热都比较适中;而对于液氢来说,它的优缺点鲜明,贮存温度最低,黏度最小,比热最大,导热率最低,但是其密度最低,不到液氧的十分之一。对于低温推进剂的热力学评估,热物性的评价是它的出发点,更多深入评估需要结合具体结构、流动换热形式等进行综合评价。

2.2 动力特性

低温推进剂与常温液体推进剂、固体推进剂等相比较,比冲更高,能量密度更大,推力性能表现优异,能够为深空探测提供足够动力保障。表 3 为 3 种典型低温推进剂推力特性参数。由表可见,液氢理论比冲最高,达到了 457 s,其密度比冲反而最小,主要是由于液氢密度较小导致。图 3 为不同型号火箭的比冲与密度分布情况,液氢密度较低,液氢火箭比冲在 420 ~ 450 s 左右,肼类推进剂密度最高,其比冲多为 280 s 以下。相比而言,液甲烷和煤油推进剂的密度和比冲较为适中。如今深空探测已经成为越来越多国家和组织的追求目标,液氢推进剂的高比冲特性使其在月球探测、火星探测等航天项目中发挥着不可替代的作用。

表 3 推进剂推力特性参数
Tab. 3 Thrust characteristic parameters for different propellants

组合		混合比	燃烧室 压力/psi	理论 比冲/s	密度比冲/ (kg · s · m ⁻³)
燃料	氧化剂				
H ₂	O ₂	6. 00	1 000	457. 0	102 257. 0
CH ₄	O ₂	2. 77	1 000	365. 0	223 754. 6
RP-1	O ₂	2. 33	1 000	347. 0	314 368. 5

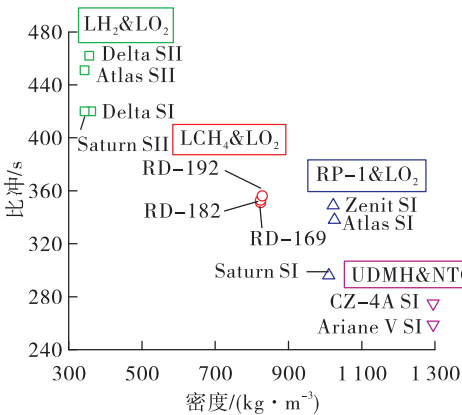


图 3 不同型号火箭的比冲与密度分布情况
Fig. 3 Specific impulse and density distribution of different types of rockets

2.3 传输特性

低温推进剂的传输特性对于火箭发动机的供液、冷却等需求具有重要意义。低温推进剂在管道内流动,受到自身黏性作用以及管路结构等影响,会产生流动阻力。同时受外界漏热影响,低温推进剂在输运过程中温度升高。流动阻力以及流动温升是评价低温推进剂的基本指标。

如果低温推进剂具有足够的过冷度,则流动过程中不发生相态变化。这里选定入口状态为常沸点的 3 种典型低温推进剂进行流动计算,不考虑相变,沿程阻力可按照式(1)进行计算,其中达西阻力系数 f 需要根据流动雷诺数进行确定,如式(2)所示^[30]。

$$\Delta p_1 = f \frac{L}{D} \frac{\rho v^2}{2}$$
 (1)

$$f = \begin{cases} \frac{0.3164}{Re_D^{0.25}} & Re_D < 10^5 \\ 0.11 \left(\frac{\varepsilon}{D} + \frac{68}{Re_D} \right)^{0.25} & Re_D > 10^5 \end{cases}$$
 (2)

式中: Δp_1 为液体流动阻力压降, Pa; f 为摩擦阻力系数; L 为流动距离, m; D 为管道内径, m; ρ 为液体密度, kg/m³; v 为管内平均流动速度, m/s。

取管长为 10 m、管道内径为 0.1 m、管内壁粗糙度为 1 μm 的管道作为研究对象。3 种典型低温推进剂的流动压降随流速变化规律如图 4 所示,随着流速的增大,流动压降逐渐增大。而对于 3 种典型低温推进剂的横向对比可以发现,液氧的流动压降远大于液氢,液甲烷居中。液氢的低黏度和低密度特性是其流动阻力较小的主要原因。

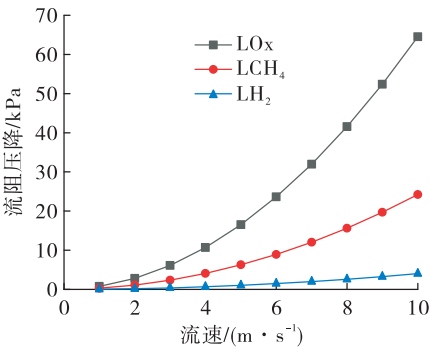


图 4 低温推进剂的流动压降随流速的变化曲线
Fig. 4 Flow pressure drop curve of cryogenic propellant varies with flow velocity

按此相同条件对低温推进剂在管道内流动温升特性进行研究,基于相同管道参数进行计算。管道内强制对流换热系数可按照 Dittus-Boelter 公式进行确定,如式(3)所示;出口温度由式(4)确定。

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (3)$$

$$T_{out} = T_{in} + \frac{Sh \Delta T}{\rho v c_p} \quad (4)$$

式中: Nu 为努塞尔数; Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; T_{out} 、 T_{in} 为管道进出口液体温度, K; S 为换热面积, m^2 ; h 为对流换热系数, $h = Nu \lambda / l$, $W / (m^2 \cdot K)$; ΔT 为换热温差, K; c_p 为液体比热容, $J / (kg \cdot K)$ 。

传热计算中涉及换热温差的确定,换热温差与推进剂温度和绝热技术有关。换热温差定为 2 K。仿真结果如图 5 所示,随着流动速度的增大,管内换热增强,低温推进剂流动温升也随之增大。此外,对比 3 种典型低温推进剂的流动温升变化特性,液氢流动温升最大,液氧最小,液甲烷居中。

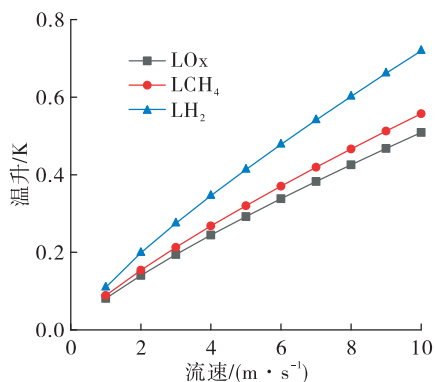


图5 低温推进剂管道流动温升随流速的变化曲线

Fig.5 Curve of flow temperature rise with flow velocity in cryogenic propellant pipeline

整体看来,液氢流动温升最小,液甲烷次之,液氧最大;液氧流动温升最小,液甲烷次之,液氢最大。导致这一结果的根本原因在于三者热物性的差异,尤其是密度、黏度、导热系数、比热容等物性。以上仅为简单对比计算就可以发现不同热物理性质对流动特性的影响,实际上,对于低温推进剂流动阻特性的综合评价需要更为细致和深入,计算更为复杂。如在预冷过程中,存在低温流体伴随着剧烈沸腾的流动,且随着时间的推进,管路预冷逐步完成,流体沸腾减弱,其两相流动型式由弹状流逐渐转向弥散流、分层流;不同流体管路的绝热条件不

同,漏热对流动的影响会存在明显不同,管壁的边界层效应使得流型发生变化。两相流的出现对流体流动和管路结构强度都会造成重大影响。

2.4 贮存特性

对于推进剂来说,无论是在地面储罐贮存还是空间在轨微重力条件下贮存,都面临环境漏热影响,继而导致低温推进剂的气化损失。在工程实际使用中,针对不同温区低温介质通常采用不同绝热方式,以求在漏热量和成本之间取得相对平衡。现有绝热手段较为丰富,常规聚氨酯发泡材料包裹绝热,珠光砂填充绝热等方式,足以应对 100 K 左右温区的绝热,高真空多层绝热技术以及低温冷屏技术也可以保证 20 K 温区液氢的长久贮存。

在假定外界热流密度 $50 W/m^2$ 的前提下,以高 5 m、直径 3 m 的圆柱形贮箱为研究对象,对 3 种低温推进剂地面停放时温升特性和增压特性进行仿真计算,结果如图 6 和图 7 所示。在 6 h 内,液氧、液甲烷和液氢 3 种低温推进剂温度分别上升 1.93 K、2.54 K 和 4.83 K,相对增加 2.14%、2.28% 和 23.72%。漏热导致低温推进剂持续蒸发,贮箱压力持续上升,工程实际操作中,一般设定压力到达 0.3 MPa 时进行泄压操作。当液位为 2.5 m 时,3 种低温推进剂由 0.1 MPa 增压至 0.3 MPa 所耗时间分别为 36.5 h、35.3 h 和 5.5 h。综合看来,液氧在地面停放过程温升最小,增压速率最慢,液甲烷稍弱,液氢温升较大,增压较快,需要注意额外的绝热防护。

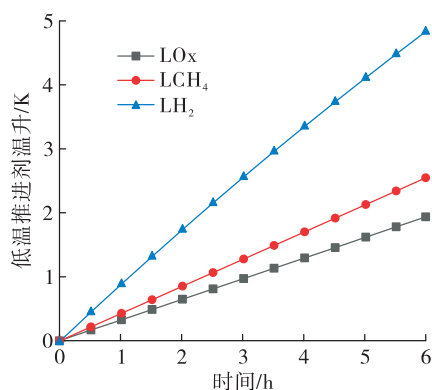


图6 贮箱内低温推进剂温度随时间变化(热流密度 $50 W/m^2$, 贮箱高 5 m, 直径 3 m)

Fig.6 Temperature of low-temperature propellant in the tank varies with time (heat flux of $50 W/m^2$, height of 5 m, diameter of 3 m)

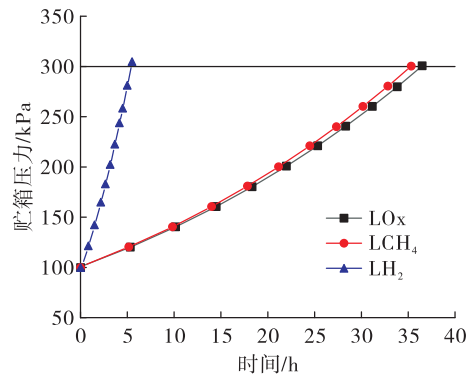


图 7 贮箱内压力随时间变化规律(热流密度
50 W/m²,贮箱高 5 m,直径 3 m)

Fig.7 Pressure in storage box varies with time (heat flux
of 50 W/m², height of 5 m, diameter of 3 m)

受壁面漏热影响,贮箱内部会发生热分层现象。一般采用修正的无量纲瑞利数 Ra^* 来描述箱体热分层强度^[12,31]。其表达式如式(5)所示,二者关系如表 4 所示。

$$Ra^* = \left(\frac{g\beta q_w l^4}{\lambda \nu^2} \right) \left(\frac{c_p \mu}{\lambda} \right) \quad (5)$$

式中: g 为重力加速度,9.8 m/s²; β 为热扩散系数; q_w 为外界漏热热流; l 为特征尺寸,m; λ 为导热系数,W/(m·K); ν 为运动黏度,m²/s; μ 为动力黏度,Pa·s。

表 4 修正瑞利数与热分层的关系

Tab.4 Relationship between the revised Rayleigh
number and thermal stratification

Ra^*	流动状态	分层现象
<1	导热为主	温度沿轴向和径向分布
1 ~ 10 ⁵	黏性流动	
10 ⁵ ~ 10 ¹¹	层流	分层区温度呈轴向变化
> 10 ¹¹	湍流	

可以看出,热扩散系数 β 、比热容 c_p 和动力黏度 μ 对热分层的形成起到促进作用,导热系数 λ 和运动黏度 ν 则起到抑制作用。另外,贮箱特征尺寸 l 、外界漏热热流 q_w 都对贮箱内低温推进剂热分层产生促进作用。对特定工况下 3 种典型低温推进剂的修正 Ra 随着外界漏热热流的变化规律进行仿真,结果如图 8 所示。在相同热流条件下,液氢的瑞利

数最高,液氧次之,液甲烷最低;随着热流密度的增大,3 种低温推进剂先后由层流进入湍流,其中转变时液氢对应的热流密度约为 5 W/m²,液氧约为 7 W/m²,液甲烷约 14 W/m²。总体来说液甲烷热分层程度最低。

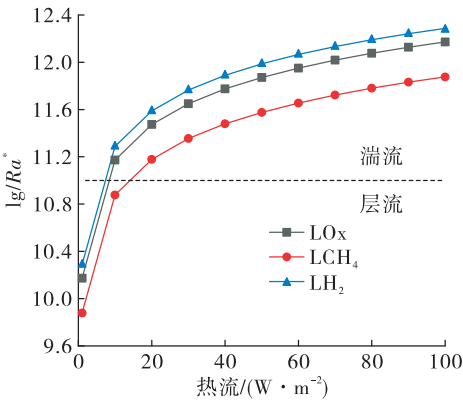


图 8 低温推进剂的瑞利数随热流变化曲线
(特征尺寸为 2.5 m,标准沸点状态)

Fig.8 Rayleigh number curve with heat flow of cryogenic
propellant at normal boiling point states with
characteristic size of 2.5 m

贮箱内低温流体自然对流时的温度场和速度场分布,以及流体焓值变化是贮存过程中的主要热力学性能表现。但是在实际工程中还需要考虑其他方面,如燃料加注进入贮箱冲击时和贮箱内燃料自然对流与壁面摩擦时所产生的静电积聚现象,低温推进剂与贮箱壁面材料相容性问题,液氢正、仲转化问题等。

2.5 致密化特性

通过增大推进剂密度,使得在现有贮存容积内推进剂装载量增加,火箭干质比提升的技术称为低温推进剂的致密化。目前常用的致密化手段是通过改变现有低温推进剂贮存状态,由标准沸点状态进行降温过冷,从而实现低温推进剂密度的提升;更有研究尝试制备固、液混合相推进剂,即浆态低温推进剂。

采用过冷实现低温推进剂致密化,有着鲜明优点。流体温度降低,密度随之升高,其饱和压力也随之降低,这有利于降低对火箭贮箱及管路结构的强度要求。但是流体黏度随之增大、比热容减小,这对于低温推进剂的流动和蓄热是不利的。将 3 种

低温推进剂在标准沸点状态和三相点状态的热物性进行对比,如表 5 所示^[29]。分析可知,过冷液氧密度提升潜力最大,为 14.15%,液甲烷最小,为 6.89%;3 种低温推进剂在三相点处饱和压力较标准沸点处都有极大降低,液氧下降比例最大,为 -99.86%;过冷操作会使得液氧动力黏度增大 3 倍左右,对流动极其不利,而液甲烷和液氢推进剂的动力黏度增幅也达到了 65%和 89%。此外,液氧和液甲烷比热容稍有下降,在 5%以内,对其蓄热表现影响较小,然而液氢的降幅达到 28%,在实际操作中不可忽略。同时过冷致密化使得低温推进剂的热物理性质发生改变,从而使得低温推进剂的动力特性、传输特性和贮存特性都发生改变。

表 5 过冷低温推进剂热物理性质
Tab. 5 Thermophysical properties of subcooled cryogenic propellants

参数名称	液氧			液甲烷			液氢		
	标准沸点	三相点	相对增加/%	标准沸点	三相点	相对增加/%	标准沸点	三相点	相对增加/%
密度/(kg·m ⁻³)	1 141.20	1 306.10	14.15	422.35	451.47	6.89	70.85	77.00	8.68
饱和压力/kPa	101.325	0.146	-99.86	101.325	11.697	-88.46	101.325	7.362	-92.73
动力黏度/(μPa·s)	194.67	773.58	297.38	116.76	193.56	65.78	13.49	25.58	89.62
比热容/[J·(kg·K) ⁻¹]	1 699.4	1 673.2	-1.54	3 481.1	3 367.8	-3.25	9 772.5	7 021.4	-28.15

过冷致密化技术本身并不能改变推进剂的燃烧特性,其对推进剂动力特性的影响主要体现在密度提升。过冷后低温推进剂组合的混合密度相对提升反映了火箭载荷的相对提升,载荷相对提升量随燃料过冷温度的变化规律如图 9 中黑色曲线所示,当液氢和液甲烷从标准沸点过冷至三相点,其载荷相对增加 8.66%和 6.89%。需要指出的是,在推进剂组合混合比以及火箭贮箱结构确定的情况下,火箭燃料与氧化剂的密度在过冷过程中需要保

持一个定值,以避免其中一者有剩余。因此液氢与液甲烷从标准沸点过冷至三相点的过程对应了确定的液氧过冷过程,如图 9 中红色曲线所示。当液氢、液甲烷过冷至三相点时,液氧需要分别过冷到 69.33 K 和 73.73 K。这表明火箭载荷能力仍有提升空间,可以通过改变贮箱结构,在满足最佳混合比的前提下,使液氧和燃料同时达到最合适的过冷状态。此时,液氢/液氧推进剂组合和液甲烷/液氧推进剂组合相对载荷提升至 8.75%和 7.75%。

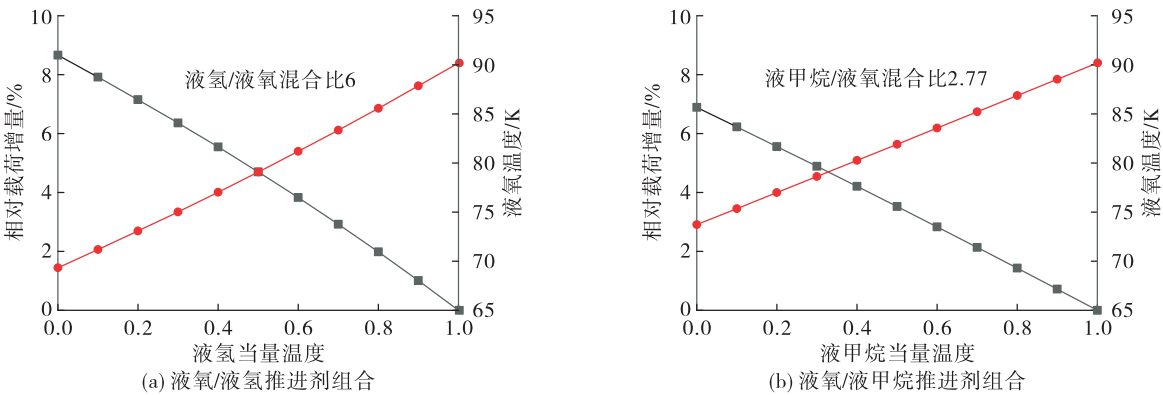


图 9 低温推进剂组合密度比冲随温度变化曲线[当量温度 $T^* = (T - T_{TP}) / (T_{NBP} - T_{TP})$]
Fig. 9 Density specific impulse curve with temperature for low-temperature propellant combination
[equivalent temperature $T^* = (T - T_{TP}) / (T_{NBP} - T_{TP})$]

过冷致密化对推进剂传输特性影响如图 10 所示。3 种推进剂流阻压降均有所提升,液氧增幅最大,液甲烷次之,液氢最小;三者流速为 10 m/s 时的相对增幅分别为 41.36%、15.42% 和 18.64%。可见过冷对液氧的传输特性影响最大,加之液氧在标准沸点状态下传输特性在三者当中表现最差,因此在对液氧进行过冷输运时需要注意调整输送压力。

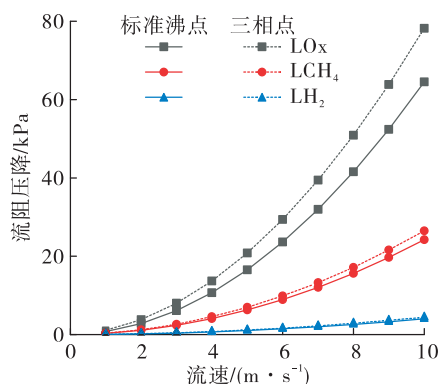


图 10 过冷致密化对推进剂传输特性的影响

Fig. 10 Effect of subcooling densification on propellant transport characteristics

过冷致密化能够为低温推进剂提供额外的显冷量,有效增加其贮存周期。图 11 反映了过冷低温推进剂从地面停放阶段到贮箱泄压阶段的贮存周期时长对比。低温推进剂由过冷状态达到标准沸点状态的过程称为过冷升温阶段;从标准沸点状态达到贮箱泄压的过程称为气化增压阶段。由图可知,液氧、液甲烷和液氢的过冷升温阶段分别为 117 h、125.2 h 和 36.5 h。整个贮存周期相对提升 322.82%、354.67% 和 285.45%,可见过冷对提升低温推进剂的贮存特性极为有利。

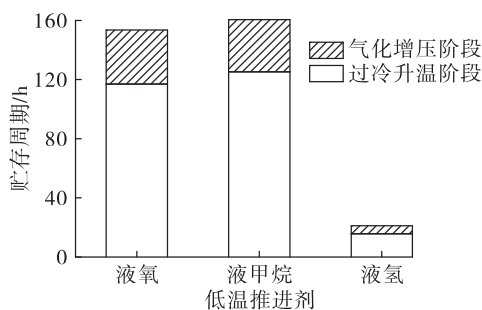


图 11 过冷液氧贮存温度和压力随时间变化规律

Fig. 11 Variation of storage temperature and pressure of supercooled liquid oxygen with time

3 结论

本文针对低温推进剂热力学性能进行了对比统计分析和对比研究,统计了历年来推进剂使用情况。基于对 3 种典型低温推进剂的基础热物性的分析,对低温推进剂在工程实际使用过程中所体现的动力特性、传输特性、贮存特性以及致密化特性等进行综合评估,得到了几点结论。

1) 液氢/液氧推进剂组合理论比冲最高,达到 457 s,显著优于液甲烷/液氧和煤油/液氧组合,而液氧/煤油组合更多适用于助推级和一级起飞动力系统。

2) 对于管路流动特性:液氢传输过程中流动阻力最小,而液氧流动温升最小,液甲烷的流阻和温升均居中。以管长为 10 m、管内径为 0.1 m 的加注管路为对象进行仿真计算,液氢流动压降小于 5 kPa,液氧流动温升小于 0.5 K。流动阻力大意味着耗费更多的输送功,温升大则导致推进剂品质降低,严重时甚至过热气化,降低推进剂的使用有效性。

3) 贮存特性表明:液氧温升最小,增压速率最慢,液甲烷稍弱,液氢温升最大,增压最快;液甲烷热分层程度最低,液氢最为严重。对于高 5 m、直径 3 m 的圆柱形贮箱来说,液氢最大温升可达 4.83 K,液氧仅为 1.93 K;液氧贮存周期可达 36.5 h,液氢仅为 5.5 h;液甲烷发生热分层的临界热流最大,为 14 W/m²。

4) 过冷致密化对低温推进剂动力特性和贮存特性有利,对传输特性不利。深度过冷(液氢和液甲烷达三相点温度)可使液氢/液氧、液甲烷/液氧燃料的相对载荷能力提升 8.66% 和 6.89%;液氧、液甲烷和液氢贮存时长分别能够延长 322.82%、354.67% 和 285.45%,但流动阻力分别增加 41.36%、15.42% 和 18.64%。

参考文献

- [1] 王磊,厉彦忠,张少华,等. 低温推进剂空间管理技术研究进展与展望[J]. 宇航学报,2020,41(7):978-988.
- [2] 马原,厉彦忠,王磊,等. 低温推进剂在轨加注技术与方案研究综述[J]. 宇航学报,2016,37(3):245-252.
- [3] KINEFUCHI K. Cryogenic propellant recirculation for orbital propulsion systems[J]. Cryogenics,2020,105:102996.

- [4] MANKINS J C. Technology readiness assessments; A retrospective [J]. *Acta Astronautica*, 2009, 65 (9/10): 1216-1223.
- [5] BOSSARD J, RHYS N. Propellant readiness level; A methodological approach to propellant characterization [C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [6] FROTA O, MELLOR B, FORD M. Proposed selection criteria for next generation liquid propellants [J]. *European Space Agency Special Publication*, 2004(557): 39-45.
- [7] BOMBELLI V, MARÉE T, CARAMELLI F. Non-toxic liquid propellant selection method; A requirement-oriented approach [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [8] AGARWAL R. Numerical investigation on hydrodynamic characteristics of two-phase flow with liquid hydrogen through cryogenic feed lines at terrestrial and microgravity [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 173: 115240.
- [9] 刘宗虎, 王富强. 低温推进剂加注管道流动特性模拟研究[J]. *河南科学*, 2020, 38(4): 580-585.
- [10] WANG J J. Transient modeling of cryogenic two-phase flow boiling during chill-down process [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 143: 461-471.
- [11] 匡以武, 孙礼杰, 王文, 等. 基于双流体模型的液氢流动沸腾数值模拟[J]. *化工学报*, 2021, 72(S1): 184-193.
- [12] 王磊, 朱康, 马原, 等. 常重力及微重力下液氢膜态沸腾换热预测[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(8): 1835-1843.
- [13] 商燕, 常华伟, 郑尧, 等. 水平振动管内液氢流动沸腾压降的数值模拟[J]. *中南大学学报(自然科学版)*, 2018, 49(9): 2337-2343.
- [14] 马原, 陈虹, 邢科伟, 等. 低温推进剂网幕通道式液体获取装置性能研究进展[J]. *制冷学报*, 2019, 40(3): 1-7.
- [15] 毛红威, 厉彦忠, 王磊, 等. 运载火箭低温输送系统间歇泉特性及抑制方案探究[J]. *宇航学报*, 2020, 41(4): 483-489.
- [16] 周霞, 刘丽, 厉劲风, 等. 低温液氧储罐预冷过程数值模拟[J]. *低温工程*, 2018(3): 35-40.
- [17] 王磊, 厉彦忠, 李翠, 等. 火箭发动机液氢预冷回路非稳态传热特性研究[J]. *西安交通大学学报*, 2010, 44(5): 120-124.
- [18] KINEFUCHI K. Experimental analysis of thermal behavior in cryogenic propellant tank with different pressurants [J]. *Cryogenics*, 2020, 112: 103196.
- [19] 邢力超, 刘文川, 梁景媛, 等. 低温推进剂无损贮存技术试验研究进展[J]. *真空与低温*, 2018, 24(6): 361-365.
- [20] 郑建朋, 陈六彪, 周远, 等. 低温推进剂贮存中 SOFI 和 MLI 实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(3): 543-547.
- [21] VISHNU S B. Mathematical modeling of thermal stratification in a double wall cryogenic propellant tank with different insulations using one-dimensional flow over vertical plate approximation [J]. *Cryogenics*, 2022, 121: 103393.
- [22] 程向华, 厉彦忠, 陈二峰, 等. 新型运载火箭射前预冷液氧贮箱热分层的数值研究[J]. *西安交通大学学报*, 2008, 42(9): 1132-1136.
- [23] 程向华, 厉彦忠, 陈二峰. 火箭液氧贮箱热分层现象数值模拟[J]. *低温工程*, 2008(2): 10-13.
- [24] 刘展, 厉彦忠, 王磊. 低温推进剂热分层研究[J]. *宇航学报*, 2015, 36(6): 613-623.
- [25] 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.
- [26] 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.
- [27] MARK W. *Encyclopedia astronautica* [EB/OL]. <http://www.astronautix.com>, 2009.
- [28] BRAEUNIG R A. *Rocket and space technology* [EB/OL]. <http://www.braeunig.us/space/launcher.htm>, 2013.
- [29] LEMMON E W, HUBER M L, MCLINDER M O. NIST standard reference database 23, NIST reference fluid thermodynamic and transport properties database (REFPROP): Version 9.1 [M]. Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology, 2013.
- [30] 张鸣远. *流体力学* [M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.
- [31] VLIET G C, BROGAN J J, SHEPPARD T S, et al. Stratified layer flow model: A numerical approach to liquid temperature stratification [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1964, 1(6): 666-672.