

低温推进剂过冷技术研究

谢福寿¹, 厉彦忠^{1,2}, 王磊¹, 雷刚², 邢科伟²

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049;

2. 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100028)

摘 要: 综述了低温推进剂 3 种过冷方式(换热过冷、抽空减压过冷和冷氦气鼓泡过冷)的过冷机理,并对比分析了其利弊,在地面全过程过冷加注时推荐采用抽空减压过冷对低温推进剂进行冷却. 基于热力学理论推导了低温推进剂抽空减压过冷时耗液量、制冷量、抽空时间和泵最低抽速的表达式. 研究得出低温推进剂耗液量主要用于自身温降,抵消外部漏热和贮罐材料比热容所占比例很小,如液氢自身过冷、材料比热容和外部漏热所占的相对耗液量分别为 10.94%, 0.38%, 0.098%. 推荐采用变物性算法来精确计算低温推进剂耗液量,可降低运载火箭发射成本,提高低温推进剂利用率,与现有公式对比,其相对误差为 18%.

关 键 词: 低温推进剂; 过冷技术; 抽空减压过冷技术; 耗液量; 抽空时间

中图分类号: V511⁺.6

文献标志码: A

Study on subcooled technology for cryogenic propellants

XIE Fu-shou¹, LI Yan-zhong^{1,2}, WANG Lei¹,

LEI Gang², XING Ke-wei²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. State Key Laboratory of Technologies in Space Cryogenic
Propellants, Beijing 100028, China)

Abstract: Three subcooled methods, including the subcooled technology of heat transfer, pumping down decompression and injecting cooled helium for cryogenic propellants were summarized. By comparing advantages and disadvantages of three methods, the subcooled technology of pumping down decompression was recommended to be used on the entire loading process of ground. Based on thermodynamics theory, expressions of consumption, refrigeration capacity, pumping down time and lowest pumping speed were derived for the subcooled technology of pumping down decompression. The researches showed that consumption of cryogenic propellants was mainly used for its temperature drop, then the proportion for offsetting external leakage heat and special heat of tank material was very small, for instance, the relative consumption of its temperature drop, special heat of tank material, and external leakage heat for liquid hydrogen was 10.94%, 0.38%, 0.098%, respectively. The arithmetic accurately calculating consumption of cryogenic propellants was recommended to reduce launch costs of launch vehicle and enhance utilization of cryogenic propellants. Com-

收稿日期: 2015-07-05

基金项目: 国家自然科学基金(51376142); 航天低温推进剂技术国家重点实验室开放课题(SKLTSCP 1610)

作者简介: 谢福寿(1987—),男,博士生,主要从事低温推进剂过冷技术研究.

引用格式: 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.

pared with the exiting formula, its relative error was 18%.

Key words: cryogenic propellants; subcooled technology;
subcooled technology of pumping down decompression;
liquid consumption; pumping down time

液氢、液氧低温推进剂由于具有无毒、无污染、高性能、低成本和大推力等优势,成为应用于大型运载火箭最广泛的一组推进剂,其比冲比常温推进剂高 30%~40%。液氢、液氧低温推进剂沸点温度都极低(液氢沸点温度为 20.368 K,液氧的沸点温度为 90.18 K),往往外部漏热或阻力损失就会引起气化,出现气液两相流或喷泉现象,直接影响运载火箭的发射。文献[1]指出采用全过程过冷加注,不仅能避免上述情况发生,且还能增加低温推进剂质量和冷量,来提高运载火箭有效载荷和拓宽深空探测的范围。

低温推进剂过冷加注分为两种方式:①补加过冷加注,指的是运载火箭发射之前补加的低温推进剂是过冷状态,其目的是保持输送管道内一直处于过冷单相流状态,防止气液两相流或喷泉现象发生,抑制运载火箭贮箱内剧烈气化,测出真实加注液位,减少加注时间,避免发动机泵发生气蚀现象,减小补加次数,延长发射前补加结束到运载火箭点火升空之间的操作时间,显著提高低温加注可靠性和运载火箭发射成功率,但点火时低温推进剂的热力学状态大部分都处于沸点温度附近。②全过程过冷加注,指的是低温推进剂在整个加注过程中都处于过冷状态,其目的是增加有效载荷,减少总的起飞质量,降低发射成本,增加单位体积显冷量,消除蒸发排放带来的不利影响。

目前学者^[2-15]对低温推进剂过冷技术研究主要集中在第 1 种方式,而对于全过程过冷加注涉及不多,尤其是低温推进剂到底采用什么方法进行过冷最好,鲜有相关探讨。由于补加过冷加注中过冷低温推进剂的需求量相对于全过程过冷加注来说,可忽略不计,采用的过冷手段也可任意选择,造成的经济损失也不大,但全过程过冷加注则要从工程应用出发,考虑哪种过冷手段可实现大过冷度的获取,同时成本最低,安全可靠。

基于此目的,本文拟在前人的研究基础上^[16-23],综述低温推进剂过冷技术及机理,通过对比分析选择出全过程过冷加注时低温推进剂过冷的方法,并建立该方法的数学模型,为未来重型运载火箭低温推进剂地面全过程过冷加注系统提供一定的技术支持和理论依据。

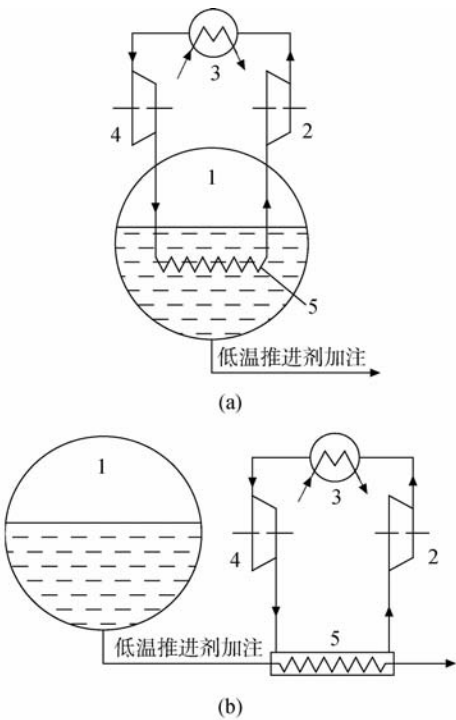
1 低温推进剂过冷方式

一般低温推进剂过冷有 3 种方式,分别为换热过冷、抽空减压过冷和冷氦气鼓泡过冷。

1.1 换热过冷

换热过冷是以温差作为驱动力,把低温工质中的冷量传递给低温推进剂,使其温度降低。根据冷量来源不同,换热过冷又分为低温制冷剂换热过冷和低温液体换热过冷。

低温制冷剂换热过冷是利用致冷装置,把低温制冷剂温度降低到低温推进剂温度以下,通过循环回路中的换热设备把冷量传递到低温推进剂中,如图 1 所示,其中图 1(a)是低温制冷剂直接在低温贮罐内与低温推进剂换热冷却流程示意图,而图 1(b)是低温推进剂在加注过程中与低温制冷剂进行换热冷却流程示意图。在低温贮罐内直接换热冷却要比加注过程中换热冷却的功率更



1 低温贮罐; 2 压缩机; 3 冷凝器; 4 膨胀机; 5 蒸发器

图 1 低温制冷剂换热过冷技术示意图

Fig. 1 Sketch of subcooled technology of heat transfer for cryogenic refrigerant

低,操作系统更简单,但在低温贮罐内直接换热过冷中低温制冷剂若泄漏,会污染低温推进剂,且维修困难.

低温液体换热过冷是利用比低温推进剂温度更低的低温液体,通过换热设备把冷量传递给低温推进剂的一种过冷方式,如图 2 所示,其中图 2 (a)是低温液体直接在贮罐内与低温推进剂换热冷却流程示意图,而图 2(b)是低温推进剂在加注过程中与低温液体进行换热冷却流程示意图.

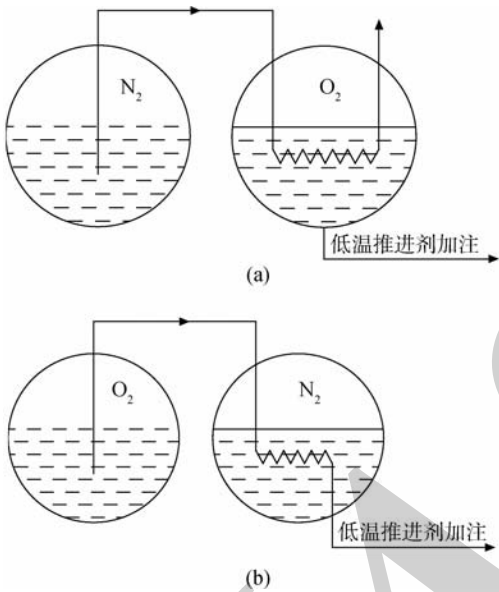


图 2 低温液体换热过冷技术示意图

Fig. 2 Sketch of subcooled technology of heat transfer for cryogenic liquid

从工程热力学的角度出发来看,低温液体换热过冷要比低温制冷剂换热过冷的效率差且昂贵,但低温制冷剂换热过冷需要的致冷装置比较复杂,造价太高,不经济.从可使用性和安全性上看,只有液氮能用在低温液体换热过冷之中,且经常被用来过冷液氧推进剂.

1.2 抽空减压过冷

抽空减压过冷是通过控制低温贮罐内气枕区压力,来使低温推进剂温度降低的一种冷却方式.基于热力学原理,当低温贮箱内气枕区压力减小时,对应的液体饱和温度将会降低,原本气液界面处热力平衡状态将被打破,气液界面处开始气化,气化吸热使低温推进剂温度降低到此压力对应的饱和温度时,系统重新进入热力平衡状态,故控制低温贮罐内气枕区压力就可实现低温推进剂过冷的目的,甚至可达到浆态(固相或液相混合物),如图 3 所示,其中图 3(a)是在低温贮箱内直接抽空

减压过冷流程示意图,图 3(b)是低温推进剂在加注过程中与抽空减压过冷器换热流程示意图.

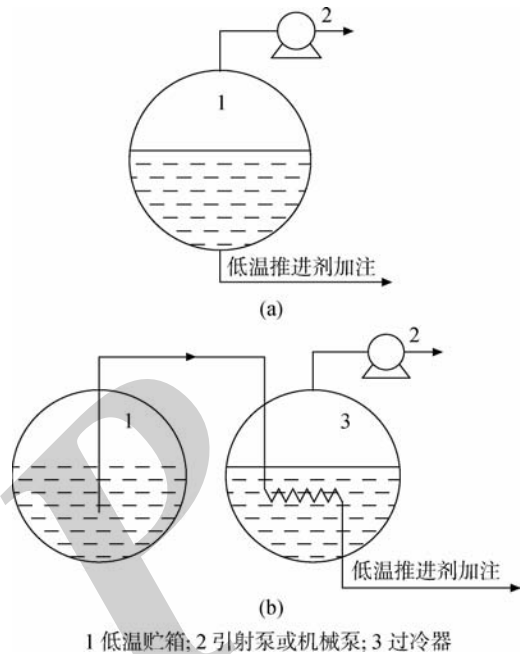


图 3 抽空减压过冷技术示意图

Fig. 3 Sketch of subcooled technology of pumping down decompression

低温贮罐内直接抽空减压过冷与加注过程中抽空减压过冷器换热过冷相比,其系统简单,冷却功率低,但低温贮罐内会出现负压,外界空气很容易泄漏到贮罐内,造成低温推进剂的污染.

根据抽空设备的不同,抽空减压过冷又分为引射泵抽空减压过冷和机械泵抽空减压过冷.引射泵抽空减压过冷效率低,但结构简单、安全可靠,可以在很大的压力和流量范围内使用.机械泵抽空减压过冷效率高,耗能小,但结构复杂,抽氢气时,如与空气或氧气混合,容易发生爆炸.

1.3 冷氦气鼓泡过冷

冷氦气鼓泡过冷是采用非冷凝的惰性气体即氦气通过鼓泡器产生氦气泡,注入到低温推进剂中,使其形成过冷态的方式.根据扩散传质和热力学原理,当往低温推进剂(液氢)中注入纯净的氦气泡时,由于氦气泡中的氢气分压为零,氦气泡外周围的氢分子就会扩散到氦气泡里面,液氢就会气化,气化吸热使自身温度降低,如果氦气泡中氢气分压等于饱和蒸气压时,系统达到热力平衡状态,如图 4 所示.

利用此法,同样可以获得浆态产品,一般在管路中安置离心泵输送.其实浆氢的最大意义是提

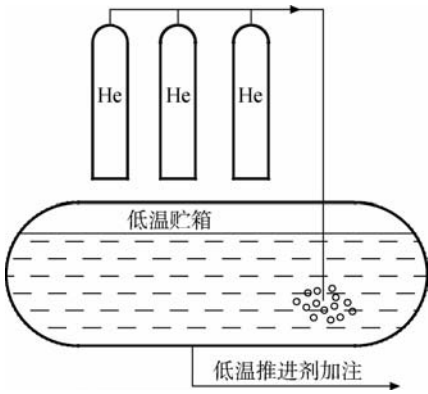


图 4 冷氦气注入过冷技术示意图
Fig. 4 Sketch of subcooled technology of injecting cooled helium

高了氢的密度和它单位体积中的含冷量。浆氢的固体颗粒互相不黏着,很容易搅拌,停放几个小时后,原始形成颗粒的尺寸大小趋向一致,而且在沉淀层中固相质量分数可达 55%~60%^[16]。

1.4 低温推进剂过冷方式选择

针对运载火箭低温推进剂地面全过程过冷加注系统,采用低温制冷剂换热过冷方式需要投入大型复杂的氦制冷机,造价高、投资大,不经济,低温液体换热过冷方式只适合用液氮来过冷液氧,且过冷度小,而冷氦气鼓泡过冷方式在补加过冷时尚可适用,但在全过程过冷加注时,需要大量贵重又稀有的氦气作为工作介质,代价太大,耗费太高,同样不经济。抽空减压过冷方式不管是直接过冷还是通过抽空减压过冷器换热过冷,都不需要复杂的设备,投资少,耗费小,且可将低温推进剂过冷至三相点附近,故本文推荐抽空减压过冷方式对低温推进剂进行过冷。

2 抽空减压过冷分析

2.1 抽空减压过冷物理场变化过程

为简化问题的复杂性,在描述低温贮罐热物理场(压力场、温度场)变化时可先忽略低温贮罐的漏热。初始低温贮罐内气枕区和液相区温度相等($T_s = T_{li}$),系统处于热力平衡状态。当打开真空泵向外抽气时,单位时间内气枕区气体质量减小 m_c ,导致气枕区压力 p_g 降低,对应的饱和温度 T_s 下降,液体界面处吸热气化,气化质量为 m_v 。此时,气枕区气体增加 m_v , p_g 升高,对应的饱和温度 T_s 上升,只有真空泵不断地往外排气,才能保障气枕区压力下降,液相区温度降低。液相区由

于吸热蒸发,温度降低,通过导热和自然对流传递使液相区温度 T_{li} 趋于一致,液相体积 V_{li} 减小,液相界面下降,如图 5 所示。在单位时间内,气枕区和液相区物理场并没有达到均匀和动态平衡,尤其是液相区,要形成一个均匀的温度场,需要一定的时间,故当真空泵打开,不断地向外排气时,低温贮罐内存在一个复杂的非稳态、不均匀和非平衡的热物理场变化过程。

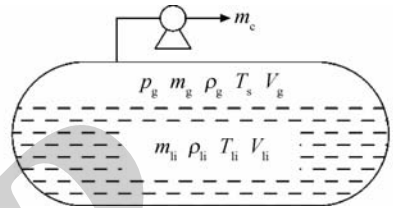


图 5 低温推进剂抽空减压过冷技术示意图
Fig. 5 Sketch of subcooled technology of pumping down decompression for cryogenic propellants

2.2 低温推进剂耗液量推导

由于低温推进剂抽空减压过冷是一个复杂的物理场变化过程,在计算低温推进剂耗液量时,必须进行合理的简化,才能解决问题。根据低温推进剂抽空减压过冷物理场变化规律,提出以下 3 点假设

- 1) 不存在有液滴被抽走情况;
- 2) 气枕区和液体区温度分布均匀,仅随时间发生变化;
- 3) 实际抽速就等于有效抽速。

以液相区为研究对象,采用集总参数法,依据能量守恒,列热量平衡方程,得

$$[(m_{li} - m_v)c_{pv} + m_sc_s] \frac{dT}{d\tau} = -\gamma \frac{m_v}{d\tau} + Q \quad (1)$$

式中 m_{li} 为低温推进剂液相质量(kg); m_v 为低温推进剂气化质量(kg); c_{pv} 为低温推进剂比定压热容(J/(kg·K)); m_s 为贮箱材料质量(kg); c_s 为贮箱材料比热容(J/(kg·K)); γ 为低温推进剂气化潜热(J/kg); Q 为外部漏热量(J/s); dT 为低温推进剂液相区温度变化量(K); $d\tau$ 为时间步长(s)。

以低温贮罐气枕区为研究对象,列单位时间内质量守恒方程,得

$$m_c = m_v + dm_g \quad (2)$$

式中 m_c 为抽气质量(kg); dm_g 为贮罐内气枕区气体质量变化量(kg)。

在单位时间内,抽气质量等于气化量加上贮

箱内气枕区气体质量变化量. 对于低温贮罐而言, 一般液体充装率在 95% 左右, 气枕区所占体积很小, 所含气体质量相对于液体质量就更小, 可忽略不计, 即气枕内气体质量变化量 dm_g 就完全可忽略. 此时式(2)可写为

$$m_v = m_c = S\rho_g d\tau \tag{3}$$

式中 S 为真空泵抽速(m^3/s); ρ_g 为气枕区气体密度(kg/m^3).

把式(3)代入式(1)得

$$[(m_{li} - S\rho_g d\tau)c_v + m_s c_s]dT = -\gamma S\rho_g d\tau + Qd\tau$$

化解得

$$dT = \frac{-\gamma S\rho_g d\tau + Qd\tau}{(m_{li} - S\rho_g d\tau)c_{pv} + m_s c_s} \tag{4}$$

初始条件为 $\tau=0, m_{li}=m_0, T_s=T_0, S=S_0, Q=Q_0$.

2.3 制冷量与抽空时间计算

$$Q_c = S\rho_g \gamma \tag{5}$$

式中 Q_c 为制冷量(J).

$$t = id\tau/3600 \tag{6}$$

式中 t 为抽空时间(h); i 为由初始温度到设定温度时的循环次数.

2.4 最小抽速计算

要想低温推进剂温度降低, 就要保证单位时间内带走的热量大于传入的热量, 即

$$Q < m_c \gamma = S\rho_g \gamma$$

假如带走的热量刚好等于传入的热量, 就可求得最小抽速 S_{min} , 即

$$S_{min} = \frac{Q}{\rho_g \gamma} \tag{7}$$

因为贮罐内气枕区压力随着不断抽空而降低, 可近似看作为理想气体, 即

$$\rho_g = \frac{p_s}{R_g T_s} \tag{8}$$

$$p_s = 10^{6.7688-44.345T_s^{-1}+0.020934T_s} \tag{9}$$

$$\gamma = 455942 - 557(T_s - 16.6)^2 \tag{10}$$

式中 R_g 为气体常数.

把式(8)~式(10)代入式(7)可知, 最小抽速 S_{min} 是饱和温度 T_s 和外部漏热量 Q 的一个函数, 即 $S(T_s, Q)$. 图 6 给出了外部漏热量 $Q=1\text{ kW}$ 时, 最小抽速随饱和温度变化规律. 随着饱和温度的逐渐降低, 真空泵的最小抽速呈指数变化, 相应增大. 也就是说低温推进剂过冷的最低温度(14 K)对应的抽速才是最小抽速, 真空泵抽速只有大

于最小抽速, 才能使低温推进剂过冷达到设定值.

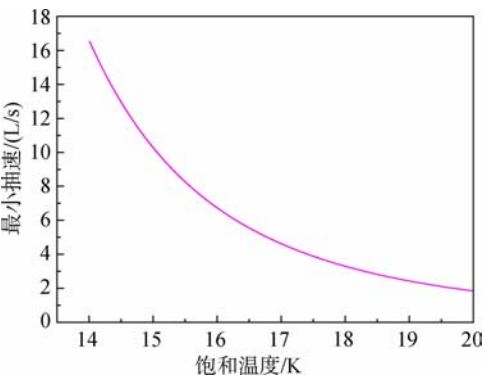


图 6 最小抽速随饱和温度的变化

Fig. 6 Lowest pumping speed varying with saturation temperature

3 结果分析

3.1 计算条件

以某 1000 m^3 球形液氢贮罐为例进行数值模拟计算, 其充装率为 95%, 昼夜蒸发率小于等于 0.5%, 球形贮箱内罐材料为 06Cr19Ni10, 壁厚为 20 mm. 初始液氢贮罐气枕区的压力为 0.101 3 MPa, 其对应的饱和温度为 20.368 K, 系统处于热平衡状态. 采用抽空减压过冷的方式将其过冷到 14 K.

3.2 结果讨论

通过 Matlab 软件将上述计算过程编写成 Matlab 程序, 并调用美国国家标准与技术研究院(NIST)物性代码, 在抽速为 $1\text{ m}^3/\text{s}$ 时, 计算出各影响因素所需相对耗液量如表 1 所示.

表 1 各影响因素所需相对耗液量
Table 1 Needed relative liquid consumption for influence factors

参数	数值
过冷度/K	6.368
外部漏热所需相对耗液量/%	0.098
贮罐材料比热容所需相对耗液量/%	0.38
液氢自身过冷所需相对耗液量/%	10.94
总相对耗液量/%	11.42

注: 相对耗液量 = 各自耗液量/初始贮箱内液氢质量 $\times 100\%$

从表 1 可知, 液氢自身过冷所占的相对耗液量最大(10.94%), 贮罐材料比热容所占的相对耗

液量为 0.38%，而外部漏热所占的相对耗液量最小(0.098%)，可忽略不计，但壁面漏热与蒸发率密切相关，如贮箱绝热性能下降，蒸发率升高，壁面漏热量就会增大，所需相对耗液量相应增加，甚至超过贮罐材料比热容所需相对耗液量，此时就不能忽略不计。

从图 7 可知，随着抽空减压过冷时间增加，低温推进剂过冷温度逐渐从 20.368 K 降低，耗液量则从 0 m³ 不断升高，当抽空时间增加至 5.17 h 时，低温推进剂温度过冷到 14 K，耗液量升高至 104.11 m³。

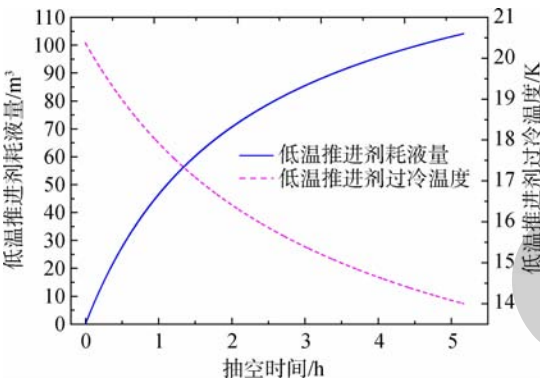


图 7 低温推进剂耗液量和过冷温度随抽空时间的变化
Fig. 7 Liquid consumption and subcooled temperature for cryogenic propellants varying with pumping down time

从图 8 可知，抽速越大，液氢过冷到设定温度需要的抽空时间越短(抽速 S 为 0.1, 0.5, 1 m³/s 时，抽空时间分别为 57.35, 10.42, 5.13 h)，因为抽速越大，单位时间带走的热量就越多，液氢温度降低越快。

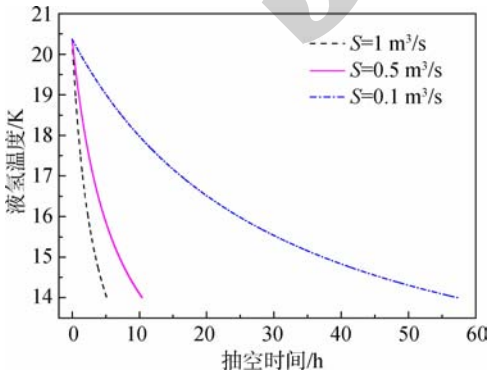


图 8 不同抽速下液氢温度随抽空时间的变化
Fig. 8 Hydrogen temperature varying with pumping down time under different pumping speeds

图 9 给出了不同抽速下液氢质量随时间变化规律。在抽速不变时，由于吸热降温，导致液氢气化，贮箱内液氢质量减小，随着抽空时间逐渐增加，贮箱内液氢不断气化，液氢质量随时间相应减小。在抽速增大时，单位时间抽气质量就会升高，相应地单位时间排出冷量就越多，贮箱内液氢温度降到相同过冷度所用的时间就越短，在整个抽空减压过冷过程中，外部传入贮箱内的热量就越少，使贮箱内液氢消耗量越小。

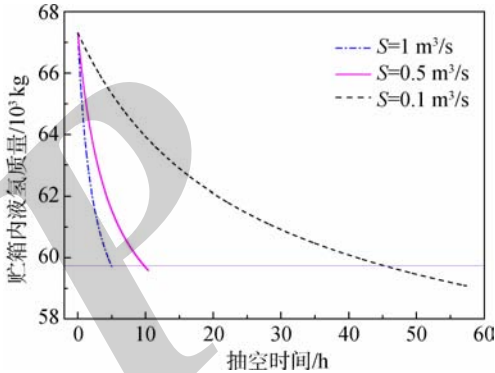


图 9 不同抽速下贮箱内液氢质量随抽空时间的变化
Fig. 9 Hydrogen mass in tank varying with pumping down time under different pumping speeds

3.3 与现有耗液量公式对比分析

根据文献[10]可知，学者忽略了过冷温度对热物性的影响，把热物性看作为定值，同时低温推进剂过冷按绝热过程考虑，推导的液氢过冷耗液量公式如下：

$$m_1 = m_0 \exp \left[-\frac{c_{pv}}{\gamma} (T_0 - T_1) \right] + \left\{ \exp \left[-\frac{c_{pv}}{\gamma} (T_0 - T_1) \right] - 1 \right\} m_s \frac{c_s}{c_{pv}} \quad (11)$$

式中 m_1 为温度由 T_0 降到 T_1 后贮罐的液体质量 (kg)； m_0 为贮罐初始液体质量 (kg)； $c_{pv} = 9.688$ kJ/(kg · K)； $c_s = 0.5024$ kJ/(kg · K)； $\gamma = 443.8$ kJ/kg。

把第 3.1 节的计算条件代入式(11)，算得低温推进剂耗液量为 8994 kg，而根据本文算法算出的耗液量为 7619.5 kg，误差为 18%，故不考虑过冷温度对热物性的影响，直接按定热物性计算将会使结果带来很大的误差，对低温推进剂总量需求预算过多，造成低温推进剂不必要的浪费。

4 结 论

1) 在全过程过冷加注时低温推进剂过冷方

式推荐采用抽空减压过冷。

2) 低温推进剂耗液量最主要用来降低自身温度,抵消贮罐材料比热容和外部漏热所占比例很小。

3) 在过冷度一定时,抽速越大,所用的抽空时间就会越短,相应低温推进剂消耗量就会越少。在抽空技术允许的条件下,尽量选择大抽速过冷,但低温推进剂温度降至三相点温度时,注意控制抽速大小,防止界面冻结,抑制沸腾。

4) 推荐采用本文的算法进行低温推进剂耗液量计算,与现有定热物性耗液量计算公式相比,可降低不必要的预算需要,提高低温推进剂利用率。

参考文献:

[1] 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)

[2] 杨金宁. 低温推进剂的温度控制[J]. 低温工程, 1994(1): 12-20.
YANG Jinning. Temperature control of cryogenic propellants[J]. Cryogenics, 1994(1): 12-20. (in Chinese)

[3] Johnson W L, Tomsik T M, Smudde T D, et al. A densified liquid methane delivery system for the Altair ascent stage[R]. AIAA-2010-1904, 2010.

[4] 廖少英. 低温推进剂火箭喷泉效应及其抑制[J]. 上海航天, 2002, 19(3): 29-34.
LIAO Shaoying. Geysering effect of the cryogenic propellant rocket and restraint research[J]. Aerospace Shanghai, 2002, 19(3): 29-34. (in Chinese)

[5] 符锡理. 加注过程中 LO_2 的温升和过冷加注[J]. 低温工程, 1990(4): 5-14.
FU Xili. Temperature raise of LO_2 during loading process and loading of subcooling LO_2 [J]. Cryogenics, 1990(4): 5-14. (in Chinese)

[6] 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.

[7] 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): 19-29.
WANG Ruiquan. The cryogenic fueling systems of foreign launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 1997(2): 19-29. (in Chinese)

[8] 章洁平. 液氢加注系统[J]. 低温工程, 1995(4): 25-28.

ZHANG Jieping. Filling system of liquid hydrogen[J]. Cryogenics, 1995(4): 25-28. (in Chinese)

[9] Dawson V P. Engines and innovation: Lewis Laboratory and American propulsion technology[R]. NASA SP-4306, 1991.

[10] 符锡理. 改善液氢液氧射前补加及时性和精确性措施的探讨[J]. 航天地面设备, 1990(2): 20-23.

[11] 符锡理. 国外航天发射场液氢液氧加注系统[J]. 国外导弹与航天运载器, 1984(6): 40-51.

[12] Mustafi S, Johnson W, Kashani A, et al. Subcooling for long duration in-space cryogenic propellant storage[R]. AIAA-2010-8869, 2010.

[13] 周庭宇. 液氧加注系统过冷器的试验研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2008.
ZHOU Tingyu. Experimental research on subcooler of charging system of liquefied oxygen[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008. (in Chinese)

[14] Mustafi S, Canavan E, Johnson W, et al. Subcooling cryogenic propellant for long duration space exploration[R]. AIAA-2009-6584, 2009.

[15] 符锡理. 运载火箭液氢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 LH_2 , LO_2 cryogenic propellant loading technology for launch vehicles[J]. Cryogenics, 1995(6): 1-8. (in Chinese)

[16] Tomsik T M. Performance tests of a liquid hydrogen propellant densification ground support system for the X33/RLV[R]. AIAA 97-2976, 1997.

[17] 符锡理. 液氢的过冷加注[J]. 低温工程, 1988(2): 52-57.
FU Xili. Loading and subcooling of liquid hydrogen[J]. Cryogenics, 1988(2): 52-57. (in Chinese)

[18] Larsen P S, Clark J A, Randolph W O, et al. Cooling of cryogenic liquids by gas injection[M]//Timmerhaus K D. Advances in Cryogenic Engineering. New York: Springer, 1962: 507-520.

[19] Schmidt A F. Experimental investigation of liquid hydrogen cooling by helium gas injection[M]//Timmerhaus K D. Advances in Cryogenic Engineering. New York: Springer, 1962: 521-530.

[20] Cho N, Kwon O, Kim Y. Investigation of helium injection cooling to liquid oxygen propellant chamber[J]. Cryogenics, 2006, 46(2): 132-140.

[21] Cho N, Kwon O, Kim Y. Investigation of helium injection cooling to liquid oxygen under pressurized condition[J]. Cryogenics, 2006, 46(11): 778-793.

[22] Jung Y, Cho N, Baek S, et al. Heat and mass transfer of submerged helium injection in liquid oxygen vessel[J]. Cryogenics, 2014, 64: 272-282.

[23] 布拉诺夫. 液体的低温系统[M]. 赵运生, 崔春娥, 译. 北京:《低温工程》编辑部, 1993.