

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

胡旭东, 宋 扬

(文昌航天发射场, 文昌, 571300)

摘要: 针对全过冷液氧在新一代运载火箭加注工作中的应用价值进行分析, 得到液氧全过冷加注能够有效控制贮箱内液氧温度、防止输送过程产生两相流、保证加注平稳, 亦将简化发射场的发射加注流程, 减少贮箱内的蒸发损耗和自动补加的次数, 缩短加注时间, 提高加注可靠性, 对当今液氧加注系统设计和今后航天低温推进剂加注具有实用意义。

关键词: 液氧; 全过冷; 加注

中图分类号: V511⁺6

文献标识码: A

Application Value Analysis of Subcooled Liquid Oxygen Full Loading in New Generation of Launch Vehicles

Hu Xu-dong, Song Yang

(Wenchang Launch Site, Wenchang, 571300)

Abstract: Subcooled liquid oxygen full loading can effectively control the liquid oxygen temperature in the tank, prevent two-phase flow in the flow process, and ensure the loading stability. The launching and loading process of the launching site will be simplified, to reduce the evaporation loss and automatic loading to the tank, shorten the loading time and improve the reliability of loading. At present, Subcooled liquid oxygen full loading has become a developing trend abroad and has been widely used. The research of this paper is of practical significance to the design of liquid oxygen loading system and the loading of space cryogenic propellant.

Key words: Liquid oxygen; Subcooled; Loading

0 引言

低温推进剂具有无毒、无污染、低成本、高比冲等优势, 成为目前国际上应用于大型运载火箭使用最广泛的推进剂, 文昌航天发射场新一代 CZ-5、CZ-7 运载火箭均采用液氧作为火箭的氧化剂。

而液氧通常是处于饱和状态的低温液体, 处于沸点温度附近, 热物理性能明显不足。过冷(降低液体温度至沸点温度以下)不仅能提高液氧品质, 而且还是一种有效防止两相流的有效方法。为保证发动机泵不产生气蚀, 要求进泵前低温介质的温度必须低于泵入口压力下的饱和温度^[1]。同时液氧的密度与温度密切相关, 对液氧进行过冷是提高液氧密度的重要手段。因此在火箭飞行过程中, 为了保证能向发动机提供规定品质(温度)的推进剂, 通常要求加注结束后贮箱中推进剂温度不超过某一规定值, 为此必须加注过冷液氧。本文的研究对当今液氧加注系统设计和今后航

天低温推进剂加注具有实用意义。

1 研究现状

目前, 中国仅 CZ-3A 系列、CZ-6 及海南发射场的 CZ-5、CZ-7 运载火箭采用液氧作为推进剂, 其液氧加注过程大致分为预冷、大流量加注、停放、射前补加几个阶段。其中均仅在射前补加阶段采用过冷液氧进行加注, 要求进箭温度小于 84 K, 其余阶段均采用处于饱和和临界状态的液氧进行加注, 在停放阶段打开排气阀, 靠液氧自身蒸发维持贮箱内液氧温度。中国现阶段未全面开始液氧全过冷加注方式的研究。

在美国早期火箭中, 如土星 V 和航天飞机均采用同中国目前类似的加注方式, 通过射前补加过冷液氧的方式控制贮箱内液氧温度^[2]。

目前, SpaceX 公司的 Falcon9 运载火箭加注时采用全过冷加注方式, 其首先对液氮进行抽真空, 使之

收稿日期: 2017-06-13; 修回日期: 2018-01-28

作者简介: 胡旭东(1980-), 男, 工程师, 主要研究方向为火箭测试发射技术

温度约在其冰点 (63 K 左右) 附近, 再利用过冷液氮将液氧温度降低到 66 K 左右后再向箭体内贮箱进行加注。同时其采用的 RP-1 火箭煤油亦采用降温加注的方式, 加注温度基本控制在 -7°C 左右, 在此温度下, 煤油粘性未受影响, 但其密度却提高了约 2.5%~4%。

俄罗斯在苏联时期即开始采用全过冷的方式进行推进剂加注。其联盟号火箭在向箭上加注前, 先将库区贮罐内的液氧温度降到 70 K, 再进行全过冷加注。能源-暴风雪号航天飞机采用的燃料为全过冷液氢/液氧, 点火时要求贮箱内液氢温度处于 17 K, 液氧温度处于 57 K^[3]。登月用的 N-1 火箭要求贮箱内的液氧温度大约为 81 K。

可以看出, 在美国、俄罗斯两个航天强国中, 推进剂全过冷加注方式已经成为了一种发展趋势, 并开始广泛应用于现役运载火箭。

2 液氧全过冷加注应用研究

2.1 液氧物性

液氧为浅蓝色液体, 并具有强顺磁性。液氧无毒、无污染, 化学性质活泼, 是一种强氧化剂。它的主要物理性质如下: 标准大气压 (101.325 kPa) 下密度为 $1.14 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$, 沸点为 90.184 K (-183°C), 常压下的液氧体积是对应压力 0 $^{\circ}\text{C}$ 时气体体积的 1/798.4。其主要物理性质如表 1 所示。

表 1 液氧物理性质^[4]
Tab.1 Physical Properties of LOX

项目	参数	备注
分子量	31.999	—
冰点/ $^{\circ}\text{C}$	-218.4	—
沸点/ $^{\circ}\text{C}$	-183.0	—
密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1140	-183°C
饱和蒸气压/MPa	0.1370	-180°C
汽化热/ $(\text{J}\cdot\text{g}^{-1})$	213.19	沸腾
嗅味	无味	—
颜色	淡蓝	—

2.2 火箭全过冷加注液氧的优势

液氧过冷可提高其密度、降低饱和蒸气压, 为火箭的系统设计带来一系列优势, 以下针对火箭加注过冷液氧的优势进行详细阐述。

2.2.1 密度优势

目前, 工业上液氧密度与温度的关系, 均由通过测量参数拟合公式的方法得出, 如图 1 所示。

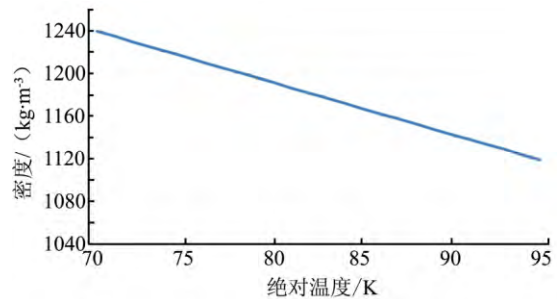


图 1 液氧密度与温度变化关系

Fig.1 The Relationship Between Density And Temperature Change (LOX)

文献[5]在测量液氧的密度时, 在 $P=0.3\sim 1.0 \text{ MPa}$ 时, 忽略压力参数的影响, 采用测量温度方式进行。通过测量参数拟合公式, 液氧的密度随温度变化的关系可由下列公式进行计算:

$$\rho = 16.593t^{0.8115} \quad (\text{kg/m}^3) \quad (1)$$

式中 t 为温度, 单位为 $^{\circ}\text{C}$, 使用范围: $t = -188.15 \sim -168.15^{\circ}\text{C}$; 计算结果和液氧密度标准计量装置测定的值相差 $4.5\sim 4.9 \text{ kg/m}^3$ ($< 4\%$)。

工业上, 在计算处于临界压力的液氧密度时, 一般采用下列公式进行计算:

$$\rho = 1248.9 - 4.81 \cdot (T - 68) \quad (\text{kg/m}^3) \quad (2)$$

式中 T 为绝对温度。由公式 (1) 和 (2) 可以看出, 液氧的密度基本随温度呈线性变化。

从上文的分析中, 可看出液氧的温度直接影响液氧的密度, 因此加注同等质量的液氧, 其贮箱尺寸可以相应减小, 降低箭体尺寸, 节约结构重量, 提高运载能力。

假设某型火箭采用液氧作为推进剂, 箭体采用 5 m 直径芯级, 3.35 m 直径助推。其中一级氧箱加注容积为 120 m^3 , 贮箱柱段长 6 m, 质量为 2000 kg; 助推氧箱加注容积为 90 m^3 , 贮箱柱段长 10 m, 质量为 1500 kg。分析加注不同温度液氧情况:

由式 (2) 可计算出加注 90 K 临界温度下液氧时, 液氧密度为 1.14308 kg/L ; 80 K 过冷液氧, 液氧密度为 1.19118 kg/L , 密度增大 4.2%。若加注 80 K 过冷液氧, 一级液氧贮箱可减少容积 5.04 m^3 , 对应贮箱柱段可缩短约 0.252 m, 质量减轻 80.4 kg; 助推液氧贮箱可减少容积 3.78 m^3 , 对应贮箱柱段可缩短约 0.42 m, 质量减轻 63 kg。若同 Falcon 9 采用 66 K 液氧进行全过冷加注, 液氧密度提升到 1.25852 kg/L , 密度增大 10.1%, 一级液氧贮箱可减少容积 12.12 m^3 , 对应贮箱柱段可缩短约 0.606 m, 质量减轻 202 kg; 助推液氧贮箱可减少容积 9.09 m^3 , 对应贮箱柱段可缩短约

1.01 m，质量减轻 151.5 kg。

表 2 某型火箭加注全过冷液氧部段缩减结果
Tab.2 The Size Reduction of A Rocket with Subcooled LOX Full Loading

部段名称		一级液氧箱			助推液氧箱		
温度/K		90	80	66	90	80	66
容积/m ³		120	118.439	111.145	92.292	88.416	82.971
减少容积 m ³		—	5.04	12.12	—	3.78	9.09
优化后 结构尺寸 mm	直径	5000	5000	5000	3350	3350	3350
	长度	6000	5748	5394	10000	9580	8990
减少长度 mm		—	252	606	—	420	1010
质量/kg		2000	1919.6	1798	6000	5748	5394
减轻质量 kg		—	80.4	202	—	252	606

由表 2 可以看出，加注全过冷液氧将显著减小箭体尺寸，减轻结构重量。

Falcon9 运载火箭通过此项技术，增加了约 10% 的推进剂加注量。而美国 X-33 计划中，在进行地面测试时，在低温贮箱体积和液位一定的条件下，以过冷温度 68.33 K 加注比标准沸点温度加注的液氧推进剂质量增加了 7.3 t (8.9%)。

2.2.2 饱和蒸气压影响

液氧的温度，直接影响其饱和蒸气压，液氧温度与其饱和蒸气压的关系如表 3 所示。

表 3 液氧饱和压力与温度表
Tab.3 The Relationship between Saturated Pressure and Temperature Change (LOX)

序号	温度 K	饱和 压力 MPa	序号	温度 K	饱和 压力 MPa	序号	温度 K	饱和 压力 MPa
1	72.791	0.010133	10	90.18	0.10133	19	119.86	1.0133
2	77.211	0.020265	11	97.371	0.20265	20	127.25	1.5199
3	80.081	0.030397	12	102.18	0.30398	21	133.03	2.0265
4	82.264	0.04053	13	105.9	0.4053	22	137.85	2.5331
5	84.049	0.050662	14	108.99	0.50662	23	142.01	3.0397
6	85.572	0.06795	15	111.66	0.60975	24	145.69	3.5464
7	86.908	0.070927	16	114.01	0.70927	25	148.99	4.053
8	88.102	0.08106	17	116.13	0.8106	26	151.98	4.5596
9	89.186	0.091192	18	118.07	0.91192	—	—	—

72~98 K 液氧饱和蒸气压与温度的关系如图 2 所示。

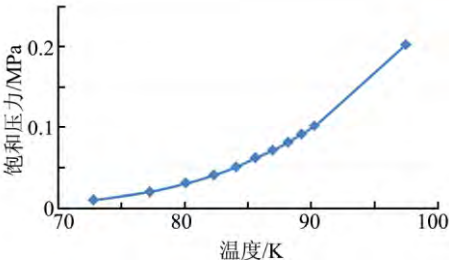


图 2 72~98K 液氧饱和蒸气压
Fig.2 LOX Saturation Pressure from 72 to 98K

无论在泵的入口或泵流道内的任何部位，只要当地静压低于当地流体饱和蒸气压，就会在该区域发生气蚀。为了防止泵在工作中发生气蚀，泵入口的有效净正抽吸压头必须高于发生气蚀时超出推进剂饱和蒸气压的抽吸压头。可表示如下：

$$(NPSP)_a = (144/\rho)(p_r - \Delta p_f - p_v) + Z \tag{3}^{[6]}$$

式中 $(NPSP)_a$ 为有效静抽吸压头； ρ 为推进剂密度； p_r 为推进剂贮箱压力； Δp_f 为管路流阻； p_v 为泵入口推进剂温度下的饱和蒸气压； Z 为泵入口推进剂液柱。

从式 (3) 可以看出由于推进剂温度的降低将有效提升涡轮泵的有效静抽吸压头。

确保泵不产生气蚀，是低温发动机正常工作的重要条件，因此要求进入泵的推进剂温度必须低于泵腔压力下的饱和温度。液氧温度越低，品质越好，汽化损失越少，温度越高越容易引起泵发生气蚀，而越低的温度，显然能够有效提升发动机抗气蚀能力。

而发动机对泵入口饱和蒸气压要求的降低，将进而降低贮箱的承压要求。若发动机液氧入口温度为 93 K，此时液氧饱和蒸气压为 0.137 MPa，若液氧的温度降到 80 K，此时液氧饱和蒸气压为 0.03 MPa，发动机对贮箱的承压要求将降低 0.107 MPa，这将有效降低箭体结构的尺寸和质量。

2.2.3 涡轮泵要求的影响

由于不同温度液氧的密度不同，造成泵的扬程要求不同，泵单位质量流量和压升所需的功率与流体密度成反比。对于不可压缩流体，泵的压升与扬程之间存在下列关系：

$$\Delta H = 144\Delta p/\rho \tag{4}^{[6]}$$

式中 ΔH 为泵扬程； Δp 为介质压升； ρ 为介质密度。

因此在要求压升一定的情况下，提高液氧密度，将降低泵的扬程要求。

根据泵的相似定律：

$$Q_1/Q_2 = N_1/N_2$$

$$\Delta H_1 / \Delta H_2 = N_1^2 / N_2^2$$

$$P_1 / P_2 = N_1^3 / N_2^3$$

式中 Q 为泵的流量; P 为泵的功率; N 为泵转速。

如上述公式所示, 对于一个给定的设计, 泵的扬程是泵转速与流量的函数, 其中泵的扬程与转速平方成正比, 泵的功率与转速三次方成正比。因此, 泵扬程要求的降低将降低对泵转速与功率的要求。而这又将降低对涡轮功率及转速的设计要求。

同时, 如前文所述, 液氧更低的温度带来更低的饱和蒸气压, 这将有力提高涡轮泵在设计流量下的最大容许转速。同等情况下, 越高的转速, 涡轮泵的重量越轻, 涡轮泵的性能也越高。

2.2.4 其他影响

对于火箭而言, 除上述有利因素外, 还给系统设计带来了其他一些益处。更低的温度, 显然更加有利于发动机的预冷, 缩短预冷时间; 更低的温度对抑制箭上长输送管中涌泉现象也很有帮助, 种种有力条件将提高发动机在发射场的适应能力。

一般情况下, 温度的降低, 随着密度的提升, 发动机的质量流量将显著提高, 推力室的室压和温度亦将有所提升, 进而提升发动机的推力。

2.3 发射场加注全过冷液氧的优势

液氧全过冷加注可有效防止两相流、提升加注精度, 以下针对发射场加注过冷液氧的优势进行详细阐述。

2.3.1 防两相流

在液氧加注过程中, 当管路中某处的压力低于该处液氧的饱和蒸气压时, 液氧就要汽化而形成两相流。90 K 左右的液氧汽化为同温度下的气体, 体积增大约 255 倍。因此, 少量液氧汽化就会产生大量气体而形成两相流。两相流会使管路的输送能力明显下降, 流量调节发生困难, 加注过程难以控制, 严重时还可能使液氧输送无法进行。

为避免液氧输送过程中产生两相流, 要求输送管中压力必须大于输送管中液体的饱和蒸气压。因此各种防止产生两相流方法的实质都是设法使推进剂的饱和蒸气压低于静压。要求入口压力必须满足以下公式:

$$P_1 > P_v + \sum P_f \quad (5)$$

式中 P_1 为管路入口压力; P_v 为管路出口流体饱和蒸气压; $\sum P_f$ 为管路流阻。

在管路流阻一定的情况下, 降低推进剂的温度能够使推进剂的饱和蒸气压显著降低, 从表 2 中可以看出液氧温度从 90.18 K 降低到 80.081 K, 液氧饱和蒸气

压下降了约 0.071 MPa, 故管路入口压力要求下降约 0.071 MPa。因此, 液氧温度的下降, 将有效降低液氧输送管的静压要求, 从而有效防止两相流的产生。

2.3.2 测量的影响

贮箱内推进剂加注量通过液位传感器获取, 但处于沸腾状态的推进剂对液位传感器的准确测量带来困难。土星 I 在射前补加到位前关闭贮箱排气阀, 提高贮箱压力, 抑制贮箱中推进剂沸腾汽化^[7]。过冷状态的液氧, 远离沸点位置, 使推进剂液面稳定, 将显著提高贮箱内液位的测量精度, 测量真实液位, 进而提升加注精度。

2.3.3 流程的影响

采用全过冷加注, 将改变现有的加注模式, 简化加注流程, 加注时将不再区分大流量加注和射前补加两种加注状态, 液氧加注管路路径及设备始终保持一致, 避免了现有模式下采用不同管路加注带来的风险。且可以减少加到贮箱中的蒸发损耗和自动补加的次数, 提升加注可靠性。

2.4 液氧全过冷加注的缺点

关于液氧全过冷加注的缺点, 在 Falcon9 历次任务发射过程中表现得比较充分。

a) 液氧必须在射前较短时间内完成加注 (Falcon9 一般在射前 1 h 左右开始加注), 且还将造成运载火箭无法适应长时间的推迟发射。以 CZ-5 运载火箭为例, 若采用中国现有加注流程, 但在最开始的预冷及大流量加注中均采用过冷液氧, 对于已经加注完毕的推进剂, 随着停放时间的推移, 外界热量的不断累积会使推进剂温度逐渐增加, 所导致的密度减小就会转化为推进剂容积的增加, 而贮箱容积却是一定的, 超出所容许范围, 就可能对系统和发动机工作带来影响。譬如气枕容积减小, 甚至推进剂溢出等。因此, 需要开展液氢液氧同时加注研究工作, 有效缩短液氧加注后停放时间, 减少液氧加注后吸热的温升。对于加注后温升带来的贮箱气枕容积的变化, 需要在加注量计算时, 考虑该因素带来的影响, 必要情况下提高贮箱容积, 提升贮箱推进剂体积变化余量, 避免带来灾难性后果, 同时提高推迟发射等意外情况的适应性。

b) 对地面加注系统带来挑战, 尤其如 Falcon9、联盟号那样对贮罐内推进剂大幅降温, 其地面系统将极其复杂, 可靠性显著降低, Falcon9 数次因为地面加注系统故障推迟甚至取消发射。对于海南发射场需要立足现有过冷加注成熟经验, 利用液氮通过板式换热器过冷液氧的成熟技术, 避免地面加注系统复杂性

的大幅提升。

c) 鉴于发动机本身的敏感性, 也需要充分验证推进剂温度的影响。温度的降低, 密度的增加, 粘性的提升, 对推力室头部的喷注雾化过程带来影响。同时, 将影响燃烧室的燃烧频率, 进而影响发动机的振动量级。中国某型发动机在地面试车过程中采用过冷液氧, 液氧泵入口温度为 80 K, 振动提升了 2~3 个量级, 燃烧不稳定性显著提高, 发动机发生严重破坏和灾难性故障的概率大幅提升。在后续重型运载火箭新型发动机的设计过程中, 需要在设计的初期阶段就考虑液氧温度对燃烧不稳定性的影响, 设计对应的喷注器形式, 增加相应的隔板或声腔等阻尼装置。

3 发射场全过冷液氧加注适应性分析

3.1 液氧过冷方式

低温推进剂降温过程通常采用注氮冷却法、直接冷却法或真空冷却法。注氮冷却一般用于液氢过冷。直接冷却法采用比推进剂温度更低的冷源对推进剂进行冷却(例如用液氮对液氧进行冷却)。直接冷却系统中需过冷器, 具有系统设备少, 操作、控制简便的优点, 且工业应用范围广; 真空冷却法是基于液化气体饱和压力与饱和温度一一对应的原理。用抽气泵将贮罐气相空间气体抽出, 降低气相空间压力, 贮罐中的液化气体(液氧、液氢)因汽化吸热, 加速沸腾而降温。当最终达到平衡时, 推进剂的温度等于气相压力下的饱和温度, 通过控制气相压力来控制推进剂温度。

直接冷却法一般将直接冷却系统(过冷器)串入地面贮罐与箭上贮箱间加注管路, 在推进剂进箭前再将推进剂冷却, 因此仅冷却进箭液体。而真空冷却法一般用于冷却库区贮罐内大量的液氢、液氧, 需在加注前对地面贮罐内推进剂全部进行过冷。

目前, 中国所采用的液氧过冷加注均采用直接冷却法, 采用液氮通过板翅式换热器过冷液氧, 采用该法将较真空冷却法显著降低发射场加注系统过冷能力要求。同时推进剂仅在加注前过冷, 该法将显著提升发射场加注系统的适应能力。

3.2 液氮消耗量分析

此处计算将 1 m³ 液氧从 90 K 过冷至 80 K 时液氮消耗量。采用液氮过冷液氧的方式, 可视为液氮吸收液氧热量变为气体的过程。液氧放热和液氮吸热的过程分别由式(6)和式(7)进行计算:

$$Q_{\text{放}} = m_{\text{O}} \cdot C_p \cdot \Delta T = V_{\text{O}} \cdot \rho_{\text{O}} \cdot C_p \cdot (T_1 - T_2) \tag{6}$$

$$Q_{\text{吸}} = m_{\text{N}} \cdot q = V_{\text{N}} \cdot \rho_{\text{N}} \cdot q \tag{7}$$

式中 $Q_{\text{放}}$ 为液氧放热量; $Q_{\text{吸}}$ 为液氮吸热量; m_{O} 为液

氧质量; m_{N} 为液氮质量; ρ_{O} 为液氧密度; ρ_{N} 为液氮密度; V_{O} 为液氧体积; V_{N} 为液氮体积; C_p 为液氧比热, T_1 为液氧初始温度; T_2 为液氧末温; q 为液氮汽化潜热。

由于过冷器氮程外壁经绝热处理, 但传热量较少, 故可以认为液氮仅从液氧中吸取热量, 故有:

$$Q_{\text{放}} = Q_{\text{吸}}$$

故所需液氮可由下式进行计算:

$$V_{\text{N}} = \frac{V_{\text{O}} \cdot \rho_{\text{O}} \cdot C_p \cdot (T_1 - T_2)}{\rho_{\text{N}} \cdot q} \tag{8}$$

液氧、液氮物性参数如表 4 所示。

表 4 液氧、液氮物性参数

Tab.4 Physical Properties of LOX/LN

介质	液氧		液氮
温度/K	80	90	78
密度/(kg·m ⁻³)	1143.08	1192.2	790.2
比热容/(kJ·(kg·K) ⁻¹)	1.602	1.695	—
汽化潜热/(J·g ⁻¹)	—	—	200.2

确定 $V_{\text{O}}=1 \text{ m}^3$, 带入上表内参数, 则有 $V_{\text{N}}=0.12 \text{ m}^3$ 。即过冷 1 m³ 液氧从 90 K 至 80 K 约需液氮 0.12 m³。

目前海南发射场液氧加注过程中, 对泵加注的液氧流程, 泵损失是液氧温升的最主要因素, 其次是管道阻力, 最后是管道漏热。而据经验, 小流量加注时段由管路阻力和管道漏热产生的温升不超过 0.5 K。液氧总温升一般在 1.0 K 以下, 不会超过 1.5 K。因此考虑过冷器出口温度为 80 K, 进箭温度不会超过 81.5 K。

3.3 地面加注系统的适应性

海南发射场液氧加注系统的液氮过冷系统, 具备对部分液氧进行过冷的能力。根据前文计算结果, 为满足新一代运载火箭推进剂全过冷加注要求, 需增加换热设备, 增加发射场液氮储量。

同时, 为实现全过冷加注, 加注库区液氮汽化量将远大于目前加注方式, 因此加注库区需增加氮排放管, 并引至远处排放。

4 结束语

本文针对全过冷液氧在新一代运载火箭加注工作中的应用价值进行了分析, 可以看出, 液氧推进剂全程过冷加注可行、有益: 可以显著提升推进剂密度, 降低箭体结构的质量和尺寸; 可以降低对贮箱承压能力、发动机泵抗气蚀能力的要求; 可以有效防止加注过程两相流的发生; 亦将显著提升测量精度, 保证加注精度。目前海南发射场过冷装置能够用于全过冷加

注,但需增加液氮贮存量,并对氮气排放措施等进行改造。

低温推进剂全过冷加注已经成为了航天强国发射技术中的一种发展趋势,并已经广泛应用。全过冷加注相关技术的研究工作,应用于新一代运载火箭以及未来重型运载火箭,将有利于提高火箭运载能力,提升发射场的技术水平,展现中国航天技术实力。随着中国航天事业的发展,低温推进剂全过冷加注方式必将成为中国推进剂加注一种有益选择。

参 考 文 献

- [1] 刘培. 火箭液氢液氧温度品质与液氢液氧加注[J]. 低温工程, 1992(6): 1-7.
Liu Pei. Temperature quality and loading of rocket LH₂ and LOX[J]. Cryogenic, 1992(6): 1-7.
- [2] 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 system of foreign launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 1997(2): 19-29.
- [3] 谢福寿, 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(5): 18-23.
Xie Fushou, et al. Performance advantages and application prospects of subcooled cryogenic propellants[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University (China), 2015(5): 18-23.
- [4] 石智豪. 压力容器介质手册[M]. 北京: 北京科技出版社, 1992.
Shi Zhihao. Pressure vessel medium manual[M]. Beijing: Beijing Science and Technology Publishing Co, Ltd, 1992.
- [5] 赵万明. 液氧密度测量技术研究[J]. 火箭推进, 2007(4): 56-62.
Zhao Wanming. Research on liquid oxygen density measurement[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007(4): 56-62.
- [6] 休泽尔. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
Xiuzeer D K. Modern engineering for design of liquid-rocket engine[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2004.
- [7] 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 LH₂, LO₂ cryogenic propellant loading technology for launch vehicles[J]. Cryogenic, 1995(6): 1-8.
- [8] 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]. Cryogenic, 1994(1): 17-21.

俄罗斯“萨尔玛特”导弹完成弹射试验阶段

萨尔玛特洲际弹道导弹系列弹射试验已结束,专家已完成对弹射试验结果的分析,2018年将进行飞行设计试验并完成测试试验。

据塔斯社称,该导弹在2017年12月和2018年3月的弹射试验均取得了积极结果,因此具备向飞行试验阶段转变的条件。国防部称,目前的情况可以确定萨尔玛特导弹系统将在既定时间期限内具备实战能力。预计萨尔玛特导弹的生产将从2020年开始,2021年首批部署的导弹将开始战斗值班。

国防工业和国防部消息人士称,过去6个月军方在普列谢茨克靶场进行了3次井下弹射试验。3次试验均获得成功,试验计划圆满完成。2017年12月25日,进行了首次弹射试验,测试了将导弹从发射井推到空中30 m高度的固体燃料火箭助

推器的工作情况以及一级主发动机点火情况。2018年3月底和5月底在普列谢茨克靶场又进行了2次弹射试验,从而完成了第1部分试验计划。这3次试验均使用的是全尺寸试验弹,不带分导式弹头。

接下来萨尔玛特导弹还将进行不少于5次的试验。前几次仍将使用全尺寸试验弹,将对导弹三级的发动机性能、导弹单独部件和组合件进行分析,此后将从普列谢茨克向库拉靶场发射导弹从而评价导弹的毁伤能力。

(夏薇 摘译自 <http://tass.com/defense/1014008>)