

# 低温预冷管路流动及传热非稳态特性研究

程向华<sup>1</sup>, 薛会建<sup>1</sup>, 李宏刚<sup>1</sup>, 厉彦忠<sup>2,3</sup>

(1. 西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100; 2. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 陕西 西安 710049; 3. 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100028)

**摘 要:** 低温液体火箭发动机及管路循环预冷过程涉及复杂的流型转换及传热过程, 直接影响发动机及其管路的预冷效果。为准确分析低温介质加注充填过程中循环预冷管路内部的流动及传热特性, 建立了一维均相平衡态流体流动及传热数学模型, 通过离散化方法分析了非稳态过程液氢预冷循环管路中流体各参数的分布, 获得了低温介质充填过程管路传热变化规律及其影响因素。

**关键词:** 非稳态; 循环预冷; 截面含气率; 膜态沸腾

**中图分类号:** V434<sup>+</sup>.3-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)06-0053-04

## Investigation on unsteady characteristics of flow and heat transfer in cryogenic precooling pipe

CHENG Xianghua<sup>1</sup>, XUE Huijian<sup>1</sup>, LI Honggang<sup>1</sup>, LI Yanzhong<sup>2,3</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China;  
2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;  
3. State Key Laboratory of Technologies in Space Cryogenic Propellant, Beijing 100028, China)

**Abstract:** The circulation precooling of cryogenic liquid rocket engine and pipeline involves complicate flow regimes transform and heat transfer process, which affects the precooling effect of the rocket engine and its pipeline distinctly. In order to accurately analyze the flow regimes transform and heat transfer mechanism in the precooling loop during the filling process of cryogenic medium, a one-dimensional mathematical model of fluid dynamic and heat transfer in homogeneous equilibrium state was established. Under the unsteady state, the distribution of fluid parameters in the pipeline of liquid hydrogen precooling cycle was analyzed by using the discretized method. The heat transfer law and its influence factors of cryogenic liquid filling were obtained. The numerical results provide a theoretical basis for studying the precooling performance and optimizing the adiabatic design of pipe.

**Keywords:** unsteady state; circulation precooling; void fraction; filming boiling

## 0 引言

自然循环预冷是低温液体火箭发动机预冷的重要发展趋势, 其是利用低温推进剂在两垂直管路

中的密度差驱动自发性流动实现对火箭发动机及其增压输送系统进行预冷, 具有节省推进剂消耗量、简化工艺流程等特点。然而, 低温液体管路预冷过程内在机理极其复杂, 预冷管路内可能产生剧

收稿日期: 2017-10-16; 修回日期: 2018-06-14

基金项目: 国家自然科学基金(51376142)

作者简介: 程向华(1978—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为低温传热及两相流动

烈气化,引起较大压力波动。同时,伴随预冷过程不断进行,循环驱动力逐渐减弱,预冷效率降低。因此,研究低温液体管路充填及预冷特性具有重要的现实意义。

目前,国内外对低温火箭发动机及低温液体的管路预冷研究已有相关的文献报道。文献[1]~[3]主要针对低温管路内部传热机理及流型转化进行了理论分析和数值研究;文献[4]~[7]采用实验方法研究了低温管路预冷过程的流动特性;文献[8]分析了低温流体预冷竖直管路的高速再淹没传热特征,研究了液体火箭发动机自然循环预冷过程中的温降特性及其循环驱动力变化趋势。结合国内外文献发现,针对低温液体火箭发动机自然循环预冷管路特性的研究相对较少。本文通过构建一维均相平衡态流体数学模型,建立低温流体管路传热计算模型,重点研究液氢燃料火箭发动机循环预冷管路非稳态过程的变化规律。

## 1 模型构建

### 1.1 物理模型及控制方程

为分析低温液体火箭发动机循环预冷管路的流动与传热特性,将循环预冷回路简化为输送管段、泵前水平管、泵管段、泵后水平管和回流管五部分,图1为发动机自然循环预冷管路示意简图。

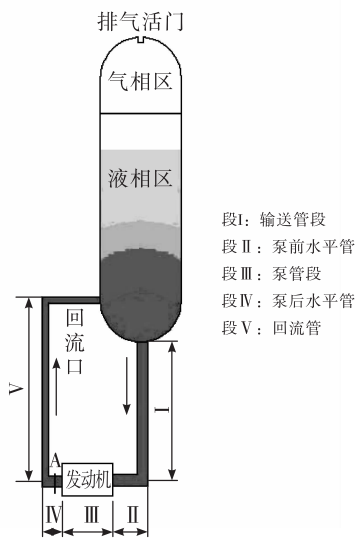


图1 发动机自然循环预冷管路示意图

Fig. 1 Schematic diagram of natural circulation precooling loop in cryogenic liquid rocket engine

本文采用一维均相平衡态流体模型描述低温流体推进剂管路及泵体的预冷过程,假设:

- 1) 管道内部流动为一维流动,不考虑回流管出口处压力波动,即视为回流管出口处压力为贮箱内气枕压力与液柱压力之和;
- 2) 忽略管内流体及管壁的轴向导热,内管与绝热层存在径向的一维非稳态导热;
- 3) 气液两相按均匀混合考虑;
- 4) 气液两相之间处于热力平衡状态。

则得到描述管路中流动与换热的控制方程:

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u A)}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 A)}{\partial x} = -A \frac{\partial p}{\partial x} - \rho A f_R - \rho A g \cos \theta \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho h A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u h A)}{\partial x} = -p \frac{\partial(u)}{\partial x} + S_h \quad (3)$$

式中:  $p$ ,  $A$ ,  $\rho$ ,  $u$  和  $t$  分别为压力、截面积、流体密度、流体速度和时间;  $f_R = \lambda u^2 / (2D)$ ;  $\theta$  为重力场与管流方向夹角;  $S_h$  为单元体预冷回路与低温流体间的换热量。为了使方程封闭,补充流体的状态方程,  $\rho = \rho(p, T)$ 。

管壁与绝热层内的一维非稳态导热方程为:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\lambda}{\rho c} \left( \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} \right) - \frac{p_i}{\rho c A_w} q_w \quad (4)$$

### 1.2 传热计算模型及离散化

在低温管路预冷充填过程中,低温推进剂先后经历膜态沸腾、过渡沸腾、核态沸腾和单相强制对流换热阶段。预冷开始阶段,由于管壁温度高于膜态沸腾起始点  $T_L$ , 换热处于膜态沸腾阶段,根据当地的质量含气率是否大于 0.1 而决定处于反环状流膜态沸腾或弥散流膜态沸腾;当壁面温度低于膜态沸腾传热的最低壁温  $T_L$ , 而高于欠热或饱和流体泡核沸腾传热的最高壁温  $T_{chf}$  时,换热处于过渡沸腾阶段,根据实际壁温进行插值计算;当壁面温度介于欠热或饱和流体泡核沸腾传热的最高壁温  $T_{chf}$  和核态沸腾起始点温度  $T_{ONB}$  之间时,换热处于核态沸腾阶段,并根据含气率等于 0 或大于 0 决定是否处于过冷沸腾或饱和沸腾;当管壁温度低于  $T_{ONB}$  或含气率为 1 时,换热处于单相强制对流区<sup>[9]</sup>。

把单位时间内加注到管路中的定量工质视为一个控制体,用一节点代表,节点个数与时间步长

数保持一致。某时刻控制体  $i$  的长度  $\Delta L_i^n$  及该节点坐标  $L_i^n$  分别为<sup>[10-12]</sup>:

$$\Delta L_i^n = q_m \cdot \Delta \tau / (p_i^n \cdot A) \quad (5)$$

$$L_i^n = L_{i-1}^n + \Delta L_i^n \quad (6)$$

为分析自然循环的非稳态预冷过程,需要对方程(5)和(6)在空间和时间上进行离散,沿预冷介质流动方向的离散方程为:

$$p_i^n = p_{i-1}^n - \Delta p_i^n + \rho_{i-1}^n g (L_{i-1}^n - L_i^n) + \rho_{i-1}^n (u_{i-1}^n \cdot u_{i-1}^n - u_i^n \cdot u_i^n) / 2 \quad (7)$$

$$q_m [x_{i-1}^n h_{g,i-1}^n + (1 - x_{i-1}^n) h_{l,i-1}^n] + Q_i^n = q_m [x_i^n h_{g,i}^n + (1 - x_i^n) h_{l,i}^n] \quad (8)$$

式(5)~(8)中,下标表示节点位置,上标表示时间步长。沿程阻力压降  $\Delta p_i^n$  根据流动状态选择相应公式计算。

## 2 数值结果分析

以芯一级低温氢氧液体火箭发动机液氢预冷管路为研究对象,重点进行液氢加注充填过程管路内部流动及传热的非稳态特性分析。图2为输送管进口速度及循环流量变化图,由图2可知,循环管路中输送管进口速度先快速增至最大值,而后迅速下降,并逐步趋于稳定值。这是由于循环管路中的流动压降主要受流速和含气率两因素影响,在预冷过程开始阶段,其出口为全气相,循环管路中流动阻力很大,使得输送管进口速度较小。由于回流管出口全气相及大部分气相的时间很短,在这一段阻力损失变化较大,使得速度变化比较陡峭。在此之后,流动阻力主要受流速影响,随着预冷介质产生气化的位置逐渐后移,流动产生的动力及阻力逐渐减小。

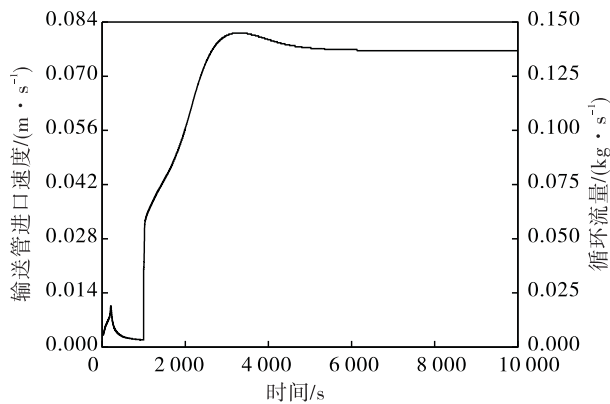


图2 输送管进口速度及循环流量变化

Fig. 2 Velocity and mass flux of feeding pipe inlet

图3给出了回流管出口质量/截面含气率随预冷时间的变化曲线。由于液氢过冷度很小,在预冷开始阶段,回流管出口为全气相,质量含气率、截面含气率均为1,然后迅速减小。非稳态过程中回流管出口质量/截面含气率变化主要受输送管进口速度和预冷管路壁面温度的影响。对于非稳态传热,在开始预冷阶段管路温度变化很快,随后逐渐减慢,基本成指数曲线关系变化,这使得回流管出口质量含气率、截面含气率具有类似的特征。边界条件一定时,输送管进口速度增加时,回流管出口质量含气率、截面含气率将会减小,反之亦然。

图4给出了不同时刻时循环管路沿程各位置点的截面含气率变化。从图中可以看出,气化点位置随时间的推移逐渐往后推移,约5 000 s以后截面含气率开始趋于相对稳定状态。

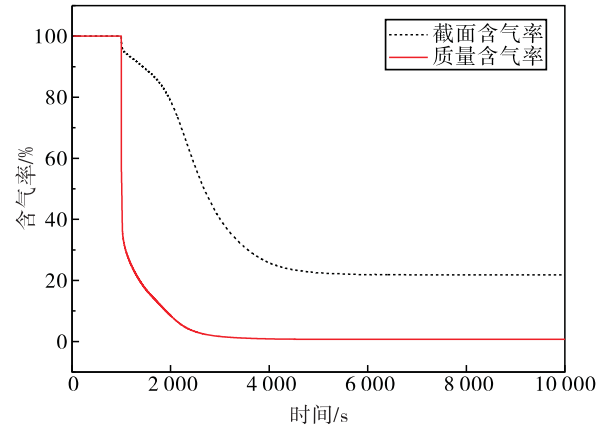


图3 预冷介质回流管出口含气率变化

Fig. 3 Variation of void fraction at return pipe outlet

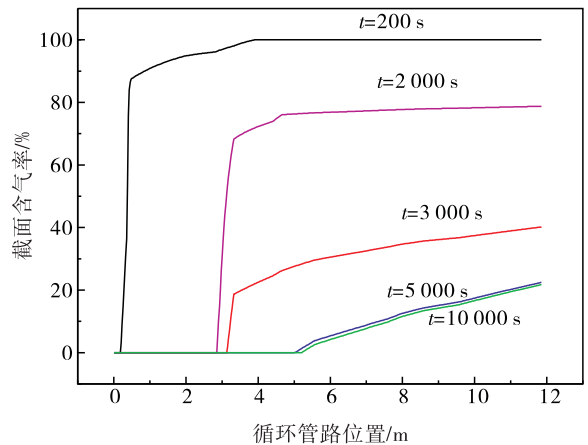


图4 循环管路中各点截面含气率变化

Fig. 4 Variation of void fraction at each point in circulation pipe

图5给出了输送管内壁面一特征点温度变化曲线,该特征点依次经历四个典型阶段:膜态沸腾、过渡沸腾、核态沸腾以及单相液体强制对流。循环管路上其他各点与该特征点具有相类似的温度变化曲线,只是相对应的各转折点温度及相应的时间略有区别而已。由图可知,由于 $T_{FL}$ 和 $T_{ONB}$ 很低,加上过渡沸腾阶段与核态沸腾阶段涉及的温度区间太小,因而壁面温度的降低主要集中在膜态沸腾阶段。

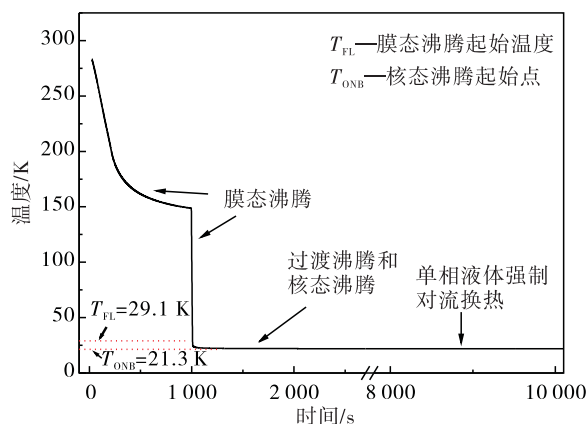


图5 输送管特征点预冷过程传热工况过渡

Fig. 5 Heat transfer transition during the precooling process of the characteristic points in feeding pipe

图6给出了泵管道内壁面一特征点处的温度变化曲线,达到稳定状态时该点壁温高于核态沸腾起始点温度,处于两相流动区,故没有单相对流阶段。初始阶段,管壁温度下降很快,而后为一定值。这是由于初始阶段管内全部为气相,预冷介质处于过热状态,当管内很快进入两相状态后,由于管路压力为定值,使得该特征点处温度此后为一定值。

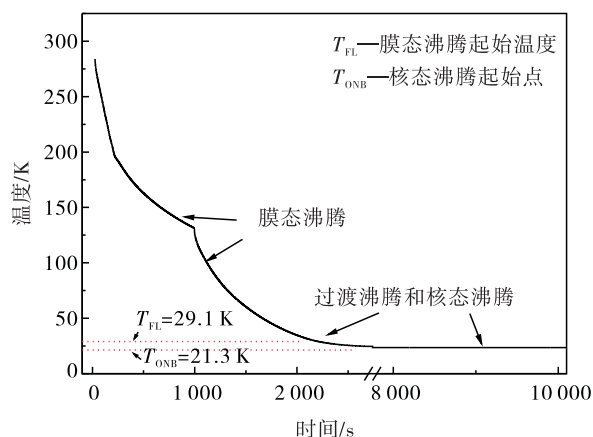


图6 泵管道特征点预冷过程传热工况过渡

Fig. 6 Heat transfer transition during the precooling process of the characteristic points in pump pipe

### 3 结论

通过构建液体火箭发动机自然循环预冷的一维均相平衡态流体数学模型,分析了非稳定状态时液氢循环预冷管路内介质流速、流量、含气率和壁面温度的变化规律,获得了不同管段特征点的温度曲线,为提高低温发动机预冷效率和优化管路绝热设计提供了重要的理论依据。

#### 参考文献:

- [1] 高芳,陈阳,张振鹏. 低温液体推进剂充填管路的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 108-113.
- [2] 程谋森,刘昆,张育林. 液氢液氧火箭发动机预冷与启动过程数值模拟综述[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 177-181.
- [3] 程谋森,刘昆,张育林. 低温推进剂供应管路预冷充填瞬变流计算[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 38-41.
- [4] 程向华,陈二峰,厉彦忠. 低温液体火箭发动机自然循环预冷研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(5): 1-6.
- CHENG X H, CHEN E F, LI Y Z. Investigation on unsteady model of flow and heat transfer for cryogenic precooling pipe[J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 38(5): 1-6.
- [5] 李琦芬,陈国邦,谢雪梅,等. 低温输液泵自然循环预冷模拟试验[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 167-173.
- [6] 郑锡亮. 低温推进剂火箭发动机循环预冷实验和分析方法研究[D]. 杭州:浙江大学, 2003.
- [7] 杨永强,刘站国,徐浩海. 液氧煤油发动机低温组元两相充填过程研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 11-15.
- YANG Y Q, LIU Z G, XU H H. Research on two-phase filling process of cryogenic propellant for a LOX/kerosene LRE[J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32(2): 11-15.
- [8] 张亮,林文胜,鲁雪生,等. 低温推进剂双管输送系统的循环预冷实验研究[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 51-53.
- [9] 陈二峰,厉彦忠,程向华,等. 管路预冷的高速再淹没传热模型及数值研究[J]. 华中科技大学学报. 2009, 37(2): 104-107.
- [10] 徐济鋈. 沸腾传热和气液两相流[M]. 北京:原子能出版社, 1993.
- [11] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社, 2002.
- [12] 任德鹏,丁鹏飞,夏新林,等. 低温液体填充管路的数值计算[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(1): 118-120.

(编辑:陈红霞)