

不同回流位置液体火箭发动机循环预冷回路特性*

程向华¹, 厉彦忠^{1,2}, 陈二锋¹

(1 西安交通大学 能源与动力工程学院, 陕西 西安 710049)

2 西安交通大学 动力工程多相流国家重点实验室, 陕西 西安 710049)

摘 要: 液体火箭发动机的循环预冷是复杂的传热过程并且受到很多因素的影响, 回流口位置则是影响管路预冷效果的重要因素。为了研究不同回流位置对液体火箭发动机预冷效果的影响, 文中采用一维均相平衡态流体模型, 通过离散化方法分析了不同回流位置时循环预冷过程中泵体温度的变化规律及预冷管路中流体各参数的分布趋势, 得出回流上升管出口最佳位置。

关键词: 循环预冷回路⁺; 回流; 液氧贮箱; 截面含气率

中图分类号: V434.14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 06-0646-05

Performance of circulation precooling loop for liquid rocket engine with different return flow locations

CHENG Xiang-hua¹, LI Yan-zhong^{1,2}, CHEN Er-feng¹

(1 Coll. of Energy and Power Engineering Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049 China)

2 National Key Lab. of Multiphase Flow in Power Engineering Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049 China)

Abstract The circulation precooling of liquid rocket engine is a complicated heat transfer process. It is influenced by many factors among which the return flow location is very important to the purpose of precooling. To investigate the effect of different return flow locations on the precooling of rocket engine, the one-dimensional homogeneous balance fluid dynamic model was set up. The change of pump body temperature in precooling process and the distributions of various parameters of cryogenic propulsion in the loop under steady state were analyzed using discretized method. The computational results were compared for the different return flow locations and the optimal point is found.

Key words Circulation precooling loop⁺; Return flow; Liquid oxygen tank; Void fraction

1 引 言

利用自然循环方式对火箭发动机及其增压输送系统进行充分预冷是新型液体运载火箭预发射过程中的重要操作。低温推进剂管路和泵体如果不预冷或预冷不充分, 在发动机启动时, 推进剂就会以气相或气、液两相混合流体的状态进入管路和泵体等组件。发动机和泵体在这种条件下不能正常工作, 会引起泵的气蚀、飞转, 或延长启动时间和推力爬升的时间, 导致压力和流量的波动、失速运行、富氧燃烧等现象, 严重的可以使启动完全失败^[1]。在自然循环

预冷刚开始时, 管路系统处于室温, 与低温工质的温差相当大。低温工质进入循环回路后急剧汽化, 密度减小, 管路内出现气相或气、液两相混合流动, 自然循环正是利用输送管与回流管内流体的密度差作为驱动力而连续进行。根据自然循环原理, 回流位置决定着循环驱动力的大小, 因此自然循环预冷回路的回流位置是影响火箭发动机及管路预冷效果的重要因素。

目前国内外对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[2]进行了低温推进剂循环预冷实验研究, 分析了各种不同因素对自

* 收稿日期: 2007-10-30 修订日期: 2008-05-08

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金 (20060698021); 长江学者和创新团队发展计划 (IRT0746)。

作者简介: 程向华 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为低温传热与流动。Email: xhcheng@stu.xjtu.edu.cn

然循环预冷的影响。文献 [3] 采用一维均相平衡态流体动力学模型和含盖预冷过程中的主要传热模型对低温液体推进剂供应管路预冷填充过程进行了数值模拟和实验研究。文献 [4] 提出了气相回流的预冷方案, 并研究了系统增压、引射、回流管绝热效果等因素对循环预冷效果的影响。文献 [5] 从不同方面介绍了液氢液氧发动机预冷与启动过程数值模拟的研究现状。文献 [6] 进行了自然循环预冷过程中流动不稳定性对低温传热性能的影响研究, 得出了稳态流中的临界热流密度关系式。文献 [7] 研究了氢氧液体推进剂供应管路预冷充填过程瞬变流的计算方法, 建立了涵盖主要传热工况的管壁与流体之间的传热模型。文献 [8] 通过自然循环预冷模拟实验得出气相回流预冷优于液相回流预冷, 增压和引射在特定条件下有利于系统保持循环预冷状态。

低温液体火箭发动机的循环预冷包含了复杂的物理过程, 预冷管路的壁厚及直径、保温层性能、气枕压力、液位高度、回流管出口位置等诸多因素都直接影响着发动机的预冷效果。本文就发动机循环预冷回路的回流位置进行研究, 分析回流口位置对发动机预冷效果的影响, 以获得回流管出口的最佳位置。

2 模型建立和计算方法

2.1 物理模型及控制方程

为了实现自然循环预冷过程中的流动与传热特性计算研究, 现将循环预冷回路简化为输送下降管段 iv、泵前水平管段 ㉔、泵管道 ㉕、泵后水平管段 ㉖和回流上升管段 ㉗五部分, 图 1 为不同回流口位置时发动机自然循环预冷管路示意简图, 其中发动机及泵体 (即泵管道 ㉕) 经过折算简化为壁厚 49 mm 的环形通道, 具体预冷循环管路的结构参数见表 1。

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:

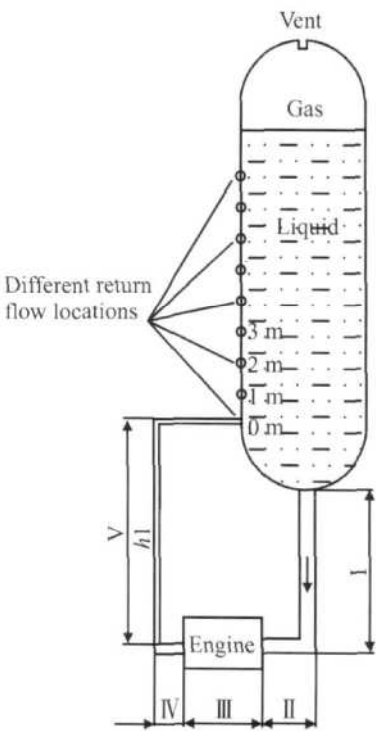


Fig 1 Schematic of circulation precooling loop of liquid rocket engine with different return flow locations

- (1)管道流动为一维流动, 不考虑回流管出口处的压力波动, 认为回流管出口处的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)气液两相均匀混合。
- (4)两相之间处于热力平衡。

则可以得到描述管路中流动与换热的控制方程为^[9]

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u A)}{\partial x} = 0 \tag{1}$$
$$\frac{\partial(\rho u A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 A)}{\partial x} = -A \frac{\partial p}{\partial x} - \rho f_R - \rho g \cos \theta \tag{2}$$

Table 1 Structural parameters of circulation loop

Parameters	Feeding fall pipeline iv	Horizontal pipeline before pump body ㉔	Pump body ㉕	Horizontal pipeline after pump body ㉖	Return flow ascending pipeline ㉗
Inside diameter d_{in} /mm	220	220	54	90	42
Pipe thickness δ /mm	2.5	3	49	8	1.5
Length L /mm	7600	1000	1579	750	8404/9404/~ /17404
Insulation type	Froth material	Froth material	Froth material	Froth material	Frost layer
Insulation layer thickness δ' /mm	20	7	7	7	10
Material	LF6	GH 4169	GH 4169	GH 4169	LF6

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

式中 $f_R = \lambda u^2 / (2D)$, θ 为重力场与流动方向与管流方向夹角, 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

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

2.2 传热计算模型及离散化

在自然循环预冷过程中, 低温推进剂先后经历了膜态沸腾、过渡沸腾、核态沸腾和单相强制对流换热阶段。预冷开始时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, 并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, 分别选用 Brumley 公式或 Dougall-Rohsenow 公式计算; 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_{ch} 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_{ch} 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, 并根据含气率等于零或大于零决定是否处于过冷沸腾或饱和沸腾, 采用 Chen 公式计算; 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, 采用 Dittus-Boelter 公式计算^[10]。

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 ΔL_i^n 及该节点坐标 L_i^n 分别为^[11]

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

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

为了分析自然循环的非稳态预冷过程, 需要对以上方程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

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

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

式中, 下标表示节点位置, 上标表示时间步长。沿程阻力压降 Δp_i^n 根据流动状态选择相应公式计算。

3 计算结果及分析

计算初始条件: 气枕压力 0.12 MPa, 液柱高度

8.82 m, 输送下降管入口温度 91.837 K, 环境温度 288.15 K。根据图 1 所示, 定义底部封头与圆柱型筒体接合处为 0 m 回流口位置, 依次向上分别取 1 m, 2 m, 3 m, ..., 8 m, 9 m 位置进行分析。为了研究回流上升管出口位置对火箭发动机预冷效果的影响, 在泵管道④的中心位置取一径向特征截面, 研究不同回流位置时该特征位置的温度随时间变化规律。图 2 为不同回流位置时泵体内壁面温度随时间变化曲线。由图可知, 随着回流位置的提高, 过度沸腾和核态沸腾传热起始点逐渐提前, 在预冷至稳定状态时泵体内壁面的温度逐渐降低, 预冷时间缩短。当回流位置位于底部封头上部 6~8 m 时, 泵体内壁面温度相对最低。图 3 为泵体内、外壁面及保温层外壁面温度随时间变化曲线。图中 $T_{0_{in}}$, $T_{0_{in}}$, $T_{0_{out}}$, $T_{7_{in}}$, $T_{7_{in}}$ 和 $T_{7_{out}}$ 分别为回流位置在 0 m 和 7 m 时泵体内、外表面及保温层外表面的温度曲线。从图中可知, 在过渡沸腾阶段和核态沸腾阶段泵体内壁面温度会迅速降低, 这是由于核态沸腾最高壁温点为热流密度最大点, 其相应数值可比最低膜态热流密度大 1~2 个数量级, 在核态沸腾最高壁温点附近热流密度均较大, 从而使得当预冷管路壁面温度降低到该点附近时, 预冷管路壁面温度会迅速降低。当回流位置在 $h = 7$ m 时, 泵体内壁面最低温度为 93.08 K, 与 0 m 回流位置状态下泵体内壁面温度相比降低近 2.63 K。在保温层外壁面温度近似相等的情况下, 泵体外壁面温度也降低约 2.5 K。回流位置提升至 $h = 9$ m 时, 过度沸腾和核态沸腾起始点开始后移, 泵体内壁面温度升高。根据火箭推进系统的结构设计实际考虑, 当回流位置位于底部封头上部 6~7 m 高度时, 火箭发动机的预冷时间最短, 泵体温度最低, 预冷效果相对最好。

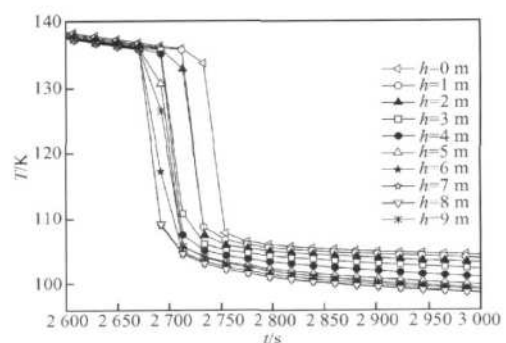


Fig 2 Temperature variation of inner wall of pump body with different return locations with time

为了研究不同回流位置时预冷回路内部各种参数的变化规律, 优化回流管出口的位置, 定义

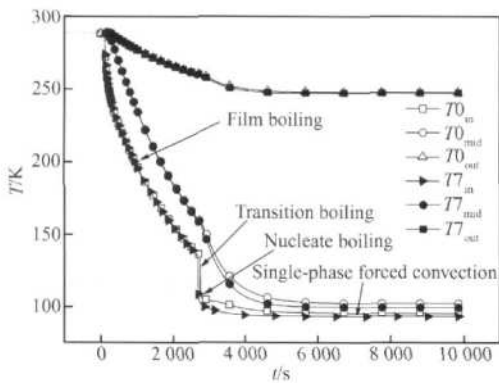


Fig 3 Temperature variation of inner, exterior wall of pump body and outside wall of insulated material with time ($h = 0 \text{ m}$ and $h = 7 \text{ m}$)

$$S_i = \left| \frac{\phi_i - \phi_{i-1}}{\phi_i} \right| \times 100\% \quad (i = 1, 2, \dots, 9) \quad (12)$$

S_i 代表在不同回流管出口位置时各变量的增长率, ϕ 分别代表介质质量流量、回流管出口的流体速度和截面含气率。图 4~图 6 是稳定状态下不同回流口位置时介质质量流量 M , 回流上升管出口速度 v 和截面含气率 α 及各自增长率 S 变化曲线。随着回流口位置的提高, 回流上升管增长, 吸热量增加, 回流管出口含气率增大, 混合流体平均密度降低, 输送管进口和回流管出口位置之间的压差增大, 循环驱动力增大, 所以介质质量流量, 回流管出口流体速度及各自增长率逐渐增大。当回流位置提升到 $h = 6 \text{ m}$ 位置时, 介质质量流量和回流口截面含气率的增长率均达最大值。回流位置升至 $h = 7 \text{ m}$ 位置时, 回流管出口流体速度增长率达到最大值。随着回流口位置的继续提高, 质量流量和回流口截面含气率的变化逐渐趋于平缓, 增长率开始降低。为了提高预冷效果和缩短预冷时间, 保证自然循环的顺利进行, 应尽量增大低

温流体的质量流量和回流管出口的截面含气率。同时, 为了降低回流流体对液氧贮箱内部场的扰动, 需要尽量减小回流管出口的流体速度。因此, 由图 4~图 6 分析可知, 当回流管出口位置在 $6 \sim 7 \text{ m}$ 之间时, 回流管出口位置相对最佳, 发动机预冷效果较好。

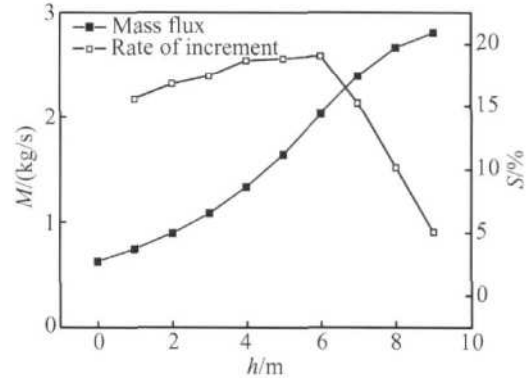


Fig 4 Mass flux and rate of increment of fluid in loop with different return flow locations

图 7~图 10 为回流位置在 0 m 和 7 m 时预冷管路达到稳定状态后沿管程流体压力 p , 温度 T , 速度 v 和截面含气率 α 的分布曲线。由图可知, 低温推进剂首先进入输送下降管段, 由于重力的作用远大于管壁和流体间的流动阻力, 压力不断增加。在水平管段, 只存在沿程阻力损失和局部阻力损失, 压降趋势缓慢。进入回流管后, 由于重力和流动阻力的作用在同一方向, 压力开始下降。在流动过程中, 外界热量传入, 液氧温度逐渐升高。由于管段 ⑤ 比管段 iv 保温层薄很多, 所以管段 ⑤ 内液氧温度升高速率明显增大。回流上升管壁厚仅为输送管的 $3/5$ 直径约为输送管 $1/5$ 且外部无保温层, 换热系数最大, 所以回流上升管段介质温度曲线斜率最大。在汽化点后开始进入两相流区, 含气率开始上升, 气液混合物平均密度降低, 速度迅速增大, 压力下降趋势减缓。回流

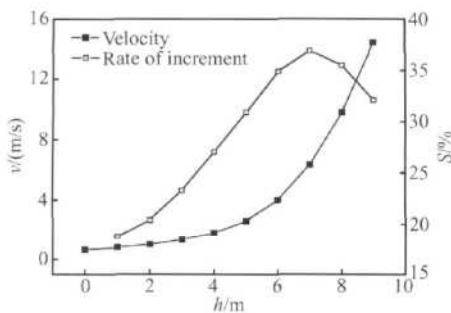


Fig. 5 Velocity and rate of increment of return outlet fluid with different return flow locations

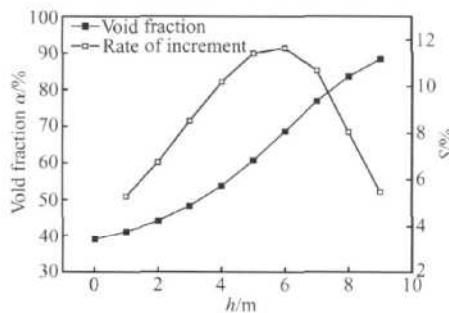


Fig. 6 Void fraction and rate of increment of return outlet fluid with different return flow locations

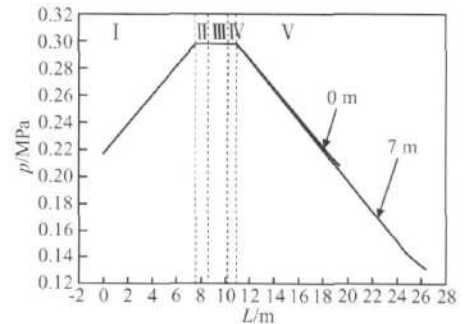


Fig. 7 Pressure profiles along circulation loop with return flow locations of 0 m and 7 m

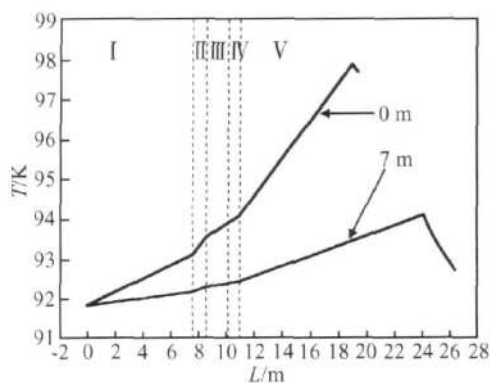


Fig. 8 Temperature profiles along circulation loop with return flow locations of 0 m and 7 m

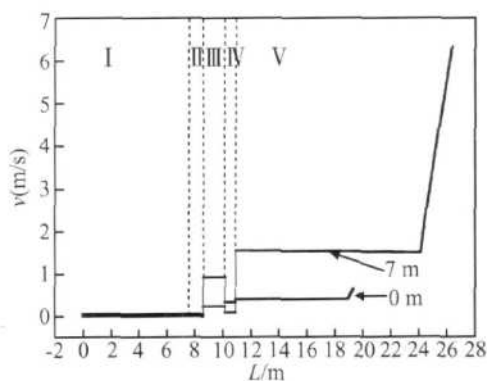


Fig. 9 Velocity profiles along circulation loop with return flow locations of 0 m and 7 m

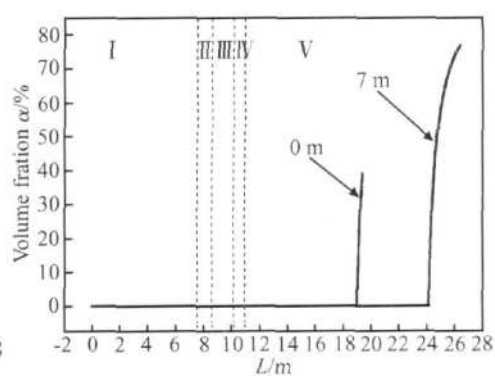


Fig. 10 Void fraction profiles along circulation loop with return flow locations of 0 m and 7 m

位置由 0 m 提高到 7 m 时,回流口截面含气率提高了近一倍,循环驱动力增大,保证了自然循环的顺利进行。同时回流口介质温度降低了 5 K 左右,减小了回流流体对贮箱内部温度场的影响,保证了贮箱内部液氧的良好品质,所以回流上升管出口在 7 m 位置时循环预冷效果明显优于 0 m 位置。

4 结 论

文中采用一维均相平衡态流体模型,建立了低温流体管路及泵体预冷过程的传热计算模型,研究了自然循环预冷非稳态过程中不同回流位置时泵体温度随时间的变化规律,分析了稳定状态时低温流体的介质质量流量、管路压力、温度和截面含气率等参数变化趋势,综合各种因素考虑分析得出当自然循环预冷回路的回流管出口位于下端封头上部 6~7 m 之间位置时,回流管出口位置最佳,火箭发动机预冷时间最短,泵体温度相对最低,预冷效果最好。

参考文献:

- [1] 田玉蓉,张化照,张福忠. 低温推进剂火箭发动机循环预冷试验研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, 263(3).
- [2] 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). (ZHANG Liang, LIN Wen-sheng, LU Xue-sheng et al. Experimental investigation of dual-feed recirculation in cryogenic propellant transfer system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(1).)
- [3] 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).

- [4] 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.
- [5] 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). (CHENG Mou-sen, LIU Kun, ZHANG Yu-lin. Review on the models and numerical methods for simulation of precooling and starting process of LOX/LH₂ rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(3).)
- [6] Hisashi Umekawa, Manori Ozawa. Dryout and post-dryout heat transfer in a natural circulation loop of liquid nitrogen[J]. *Heat Transfer-Japanese Research*, 1997, 26(7).
- [7] 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). (CHENG Mou-sen, LIU Kun, ZHANG Yu-lin. Numerical analysis of pre-cooling and priming transients in cryogenic propellant feed systems[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5).)
- [8] 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). (LI Qi-fen, CHEN Guo-bang, XIE Xue-mei et al. Simulation test of natural circulation precooling for cryogenic pump system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(2).)
- [9] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2002.
- [10] 徐济望. 沸腾传热和气液两相流[M]. 北京: 原子能出版社, 1993.
- [11] 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).

(编辑: 梅 瑛)