

低温液体火箭发动机自然循环预冷研究

程向华¹, 陈二锋², 厉彦忠³

(1. 西安航天动力试验技术研究所, 西安 710100; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

3. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049)

摘 要: 液体火箭发动机自然循环预冷涉及复杂的流型转换及传热过程, 并且受到很多因素的影响。采用一维均相平衡态流体数学模型, 通过离散化方法分析了稳态时预冷管路中流体各参数的分布, 研究了回流口位置、气枕压力及液体过冷度对液体发动机预冷性能的影响规律。计算结果表明, 回流位置位于下封头以上 4~6 m 范围内为相对最佳, 增大气枕压力和液体过冷度均对发动机预冷效果具有抑制作用。

关键词: 自然循环预冷; 回流; 过冷度; 截面含气率

中图分类号: V434+.14 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 05-0001-06

Investigation on natural circulation precooling for cryogenic liquid rocket engine

CHENG Xiang-hua¹, CHEN Er-feng², LI Yan-zhong³

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute, Xi'an 710100, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

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

Abstract: The circulation precooling process of liquid rocket engine is involved with the complicated flow regimes transform and heat transfer that are affected by many factors. The one-dimensional homogeneous balance fluid dynamic model was adopted to analyze the distribution of various parameters of cryogenic propulsion in the precooling pipeline under steady state by discretized method, and investigate the effects of return location, ullage pressure and liquid condensate depression on rocket engine precooling. The results indicate the relative optimal location of return inlet is within 4 m~6 m above the bottom spherical cap, and the engine precooling performance is restrained by increase of the ullage pressure and liquid condensate depression.

Keywords: natural circulation precooling; return influx; condensate depression; void fraction

收稿日期: 2012-05-31; 修回日期: 2012-06-20

基金项目: 国家 863 项目(2007AA705305)

作者简介: 程向华 (1978—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为低温传热及流动分析

0 引言

利用推进剂在两垂直管路中的密度差所引起的自发性流动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、简化火箭射前程序、增加预冷安全系数和实现延迟点火功能等特点,因此自然循环预冷是今后低温液体火箭发动机预冷的发展趋势。然而,自然循环预冷过程内在机理非常复杂并受诸多因素影响,低温预冷管路中可能产生剧烈气化,引起较大的压力波动。同时,伴随预冷过程的不断进行,循环驱动力逐渐减弱,循环预冷流速减小,导致预冷效率降低。因此,研究低温液体火箭发动机的预冷特性具有重要的现实意义。

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[4-6]采用实验方法研究了低温管路预冷过程的流动特性,文献[7-9]分析了低温流体预冷竖直接管的高速再淹没传热特征,并且引入反环状流和弥散流两种流型描述膜态沸腾,构建较完善的低温推进剂与管路间的传热模型,研究了液体火箭发动机自然循环预冷过程中温降特性及其循环驱动力变化趋势。综观国内外文献,针对低温液体发动机自然循环预冷特性影响因素分析的研究较少,特别是对于影响发动机预冷性能的因素分析的理论研究未见报道。本文通过构建一维均相平衡态流体数学模型,建立低温流体管路及泵体预冷过程的传热计算模型,分析稳定状态时低温流体沿程质量流量、压力、温度和截面含气率等参数变化趋势,研究回流位置、气枕压力及过冷度对发动机预冷性能的影响规律,为提高低温液体火箭发动机预冷性能提供必要的理论依据。

1 模型建立和计算方法

1.1 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 I、泵前水平管段 II、泵管道 III、泵后水

平管段 IV 和回流上升管段 V 五部分,图 1 为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)经过折算简化为一定壁厚的环形通道,具体预冷循环管路的结构参数见文献[9]。

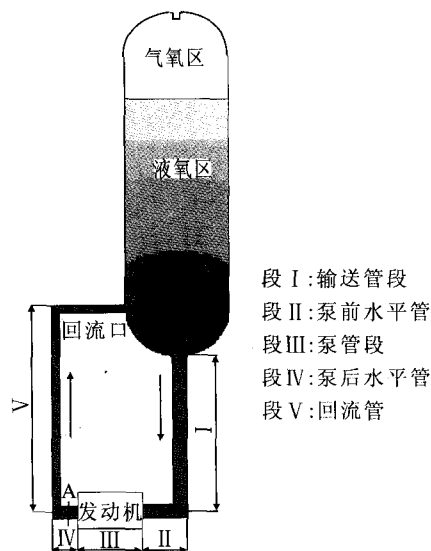


图 1 发动机自然循环预冷管路示意简图

Fig. 1 Schematic diagram of natural circulation precooling loop for engine

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。

可得描述管路中流动与换热的控制方程^[10-11]:

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

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

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

式中: $f_R = \lambda u^2 / (2D)$; θ 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, $\rho=p(p,T)$ 。

管壁与绝热层内的一维非稳态导热方程为:

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

1.2 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 Bromley 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^[8,12]。

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^[9,11]:

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

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

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:

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

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

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 Δp_i^n 根据流动状态选择相

应公式计算。

由于预冷过程中管壁及保温层径向存在较大的温度梯度,所以对管壁和保温层沿径向划分若干层,其径向长度与对应的工质控制体相同。以发动机泵体为例,网格划分如图2所示。

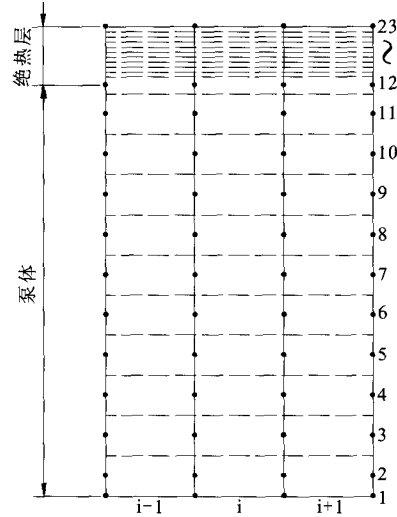


图2 节点布置图

Fig. 2 Schematic diagram of grid arrangement

2 计算结果分析

2.1 管路流动参数分布

图3~图6分别给出了相对稳定状态时预冷回路中压力、温度、截面空泡份额和流速沿管路的变化曲线。

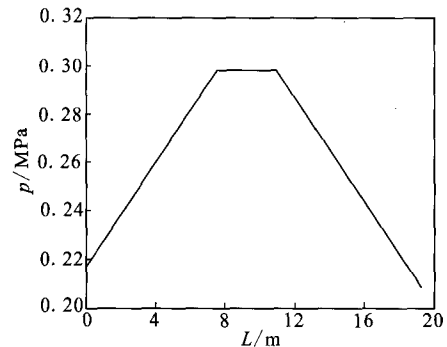


图3 预冷介质沿管路压力变化曲线

Fig. 3 Pressure profile of precooling medium along circulation loop

图3中压力上升段为输送管,由于重力压降使得预冷介质压力逐渐增大;压力水平段为发动机入口至泵入口管道、泵流道和泵出口至排放阀管道,这三段认为是水平布置的,预冷介质压力基本保持不变;下降段为回流管路,随着高度的增加预冷介质压力逐渐减小,当预冷介质到两相状态时,预冷介质压力减小趋势将略变缓。由于稳定状态时进口流速较小,约为0.016 m/s,在全液相区沿程阻力损失及局部阻力损失很小,在压力变化曲线中难以反映出来。

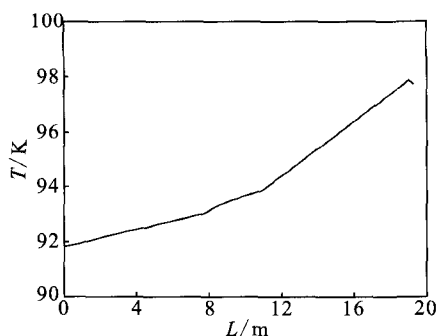


图4 预冷介质沿管路温度变化曲线
Fig. 4 Temperature profile of precooling medium along circulation loop

图4表明预冷管路各段温度变化的斜率有所不同,这是由于各段管路直径、壁厚及保温层厚度的不同使得各段循环管路具有不同的热流密度,进而使得管路的温度变化斜率有所不同。在回流管末端进入两相区时,预冷介质的温度会有所降低,这是由预冷介质压力减小使得饱和温度减小所导致的。

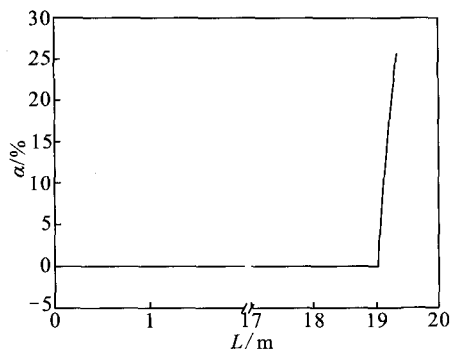


图5 预冷介质沿管路截面空泡份额变化曲线
Fig. 5 Void fraction profile of precooling medium along circulation loop

从图5中可以看出,相对稳定状态时预冷介质约在18.98 m处产生气化,在此位置之前,预冷介质处于单相液体状态,外部漏热量仅用来增加预冷介质的显热;在气化点之后,预冷介质处于气液两相状态,外部漏热量用来增加预冷介质的显热和产生气化量。

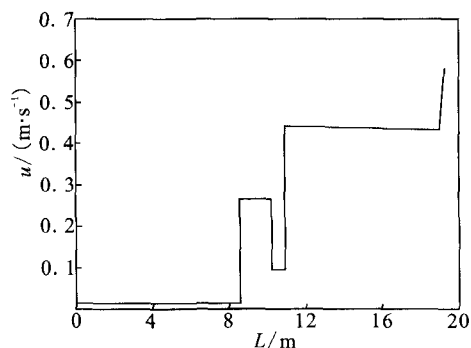


图6 预冷介质沿管路流速变化曲线
Fig. 6 Velocity profiles of precooling medium along circulation loop

图6为循环管路中的速度变化曲线,后期相对稳定状态时输送管的进口速度约为0.016 m/s,回流管的出口流速为0.584 m/s,由于各段管径的不同及各点处密度的变化使得速度变化曲线大致呈阶梯状,并在回流管的两相区内具有明显的速度增大趋势。

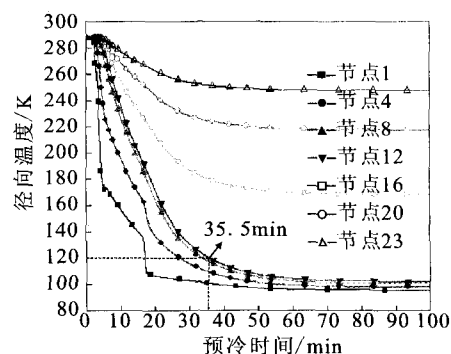


图7 泵体各径向位置轴向平均温度随时间变化曲线
Fig. 7 Variation of axial average temperature of pump at different radial positions with time

泵流道是液体火箭发动机泵体的简化模型,它是一个具有厚金属壁的圆形管道。如图2所

示, 泵体径向上布置 23 个节点, 从泵体金属壁内壁面到金属壁外壁面为节点 1~12, 金属壁外壁面到保温层外壁面为节点 12~23。由于泵流道相对较短, 预冷过程泵体的轴向温度梯度并不明显, 因此以泵体同一径向位置处各轴向节点的平均温度分析其自然循环预冷过程的温降特性。图 7 展示了预冷过程中泵体各径向位置处轴向节点平均温度随时间的变化曲线。由图 7 可知, 随着预冷过程的进行, 泵体各径向节点平均温度逐渐下降, 且泵体金属壁及保温层从内至外各节点温度变化趋势逐渐变缓并逐步趋于稳定。同时, 由于金属壁热阻相对保温层热阻较小, 因此在泵体金属壁厚方向上温度梯度较小, 在保温层厚度方向上温度梯度较大。为方便分析, 定义泵体金属壁外壁面温度降低至 120 K 所需时间为泵体预冷时间。

2.2 回流口位置对自然循环预冷性能的影响

计算条件: 初始液位高为 8.02 m (自下封头

算起), 气枕压力为 0.12 MPa, 预冷介质进入输送管的温度为 91.837 K。以贮箱下端封头与柱段连接处定义为回流口, 高度 $h=0$ m, 沿贮箱高度向上依次取回流口高度 h 为 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 m, 图 8 展示了回流口位置改变对泵体预冷时间、稳态时输送管进口流速及回流管出口参数等的影响。从图 8 可以看出, 当回流口位置提高时, 稳态输送管进口流速先逐渐增大, 而后趋于平缓, 相应的泵体所需预冷时间逐渐减小并最终有略微增加的趋势。稳态回流管出口空泡份额及两相流速随回流口位置提高增加趋势逐渐变大。由图 8 分析可知, 当回流口位置约在下封头以上 4~6 m 高度范围内, 输送管进口流速增加的趋势最大, 而后输送管进口流速增加的趋势平缓, 说明至此继续单纯依靠提高回流口位置而加强自然循环预冷的措施已无必要, 同时此回流高度时也能保证回流管出口两相流体对液氧箱内流场的扰动相对较小。

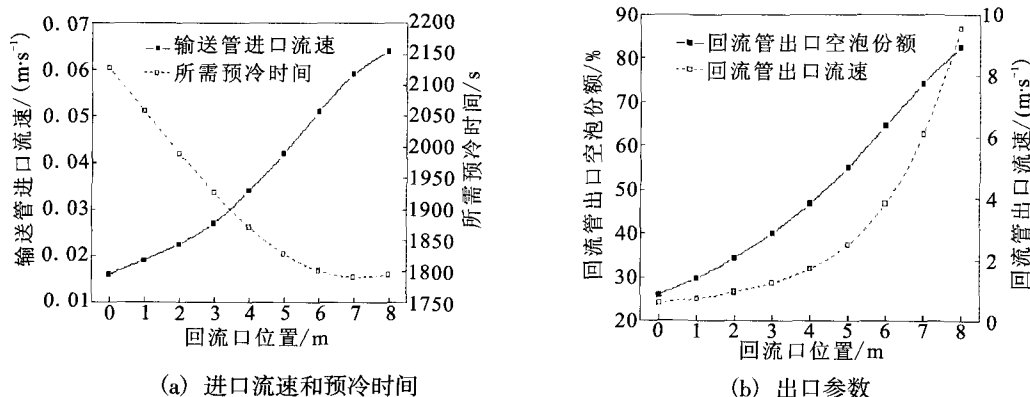


图 8 回流口位置对自然循环预冷影响

Fig. 8 Effect of return location on natural circulation precooling

2.3 气枕增压对自然循环预冷性能的影响

计算条件: 初始液位高为 9.54 m (自下封头算起), 预冷介质进入输送管的温度为 91.837 K, 气枕压力选取 0.12 MPa, 0.25 MPa, 0.35 MPa, 0.45 MPa, 0.51 MPa, 0.54 MPa 作为计算工况。图 9 给出了气枕增压对泵体预冷时间、稳态输送管进口流速及回流管出口参数等的影响。由图 9 可知, 气枕增压对自然循环预冷有较明显的抑制作用, 这是因为气枕增压时输送管入口液体过冷度增大, 金属壁面传递给预冷介质的热量更多的

用来增加过冷液体的显热, 从而使得输送管和回流管中密度差减小, 自然循环流动驱动力减小。考虑到回路流动的驱动力为输送管和回流管中的两相密度差, 而阻力为循环回路中的阻力压降和加速压降, 则出口处的空泡份额应与循环回路中的流速保持相一致的变化规律。因此, 当气枕压力增大时, 稳态输送管进口流速和回流管出口两相流速及气氧空泡份额逐渐减小并趋于平缓, 相应的泵体所需预冷时间也逐渐增长并趋于平缓。

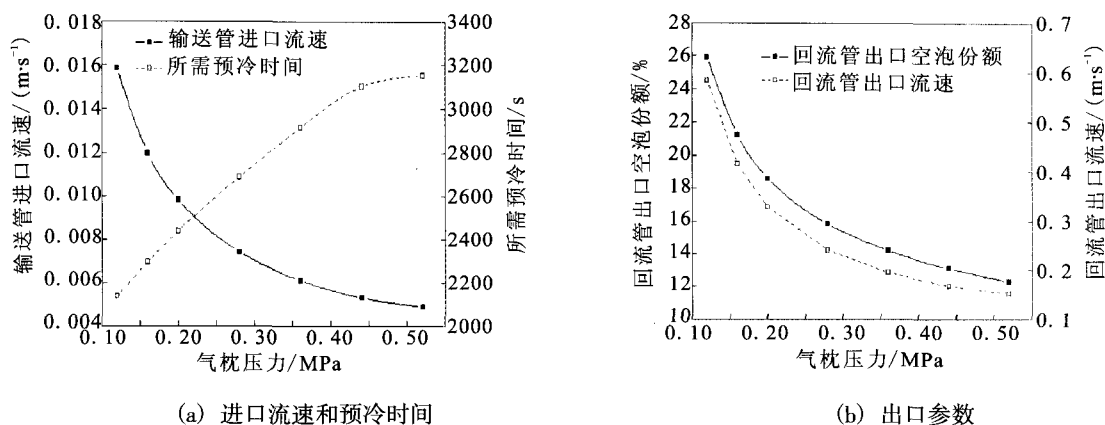


图9 气枕压力对自然循环预冷影响

Fig. 9 Effect of ullage pressure on natural circulation precooling

2.4 过冷度对自然循环预冷性能的影响

计算条件：初始液位高为 9.54 m（自下封头处算起），气枕压力为 0.12 MPa，预冷介质进入输送管的温度分别取 84 K，86 K，88 K，90 K，92 K 作为计算工况。图 10 给出了输送管进口液氧过冷度对泵体预冷时间、稳态输送管进口流速及回流

管出口参数等的影响。从图 10 可看出，增加输送管进口液氧过冷度与气枕增压对自然循环预冷具有类似的影响规律，对自然循环预冷均有较明显抑制作用。当输送管进口液氧过冷度增加时，稳态输送管进口流速和回流管出口两相流速及气氧空泡份额逐渐减小，泵体所需预冷时间增长。

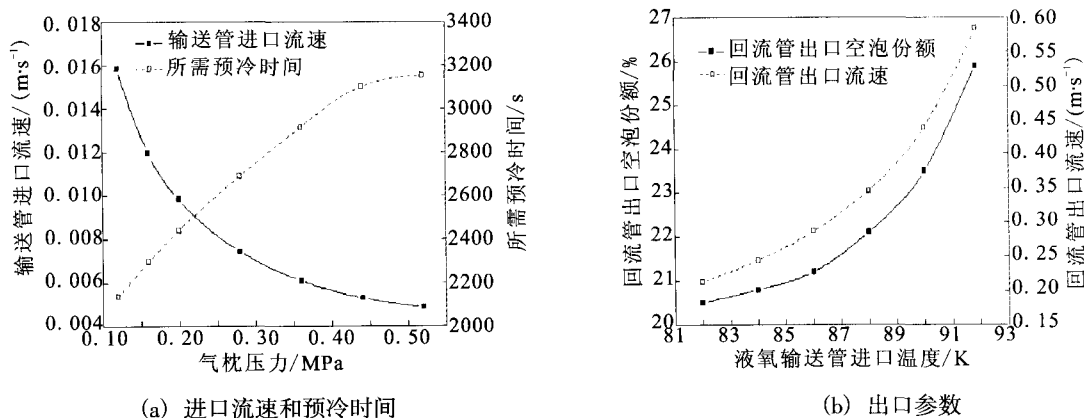


图10 入口过冷度对自然循环预冷影响

Fig. 10 Effect of inlet condensate depression on natural circulation precooling

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，分析了稳定状态时低温流体沿程管路压力、温度、截面含气率和流速的变化趋势，研究了回流位置、气枕压力及过

冷度对预冷性能的影响规律，得到了以下结论：

1) 回流口位置提高，自然循环流动驱动势先增大而后减小，稳态输送管进口流速先逐渐增大，而后趋于平缓，相应的泵体所需预冷时间逐渐减小并最终有略微增加的趋势。稳态时回流管出口空泡份额及两相流速随回流口位置提高增加趋势逐渐变大。

(下转第 36 页)

2) 在推力级别小的发动机中应用 R22 和乙醇作为第三流体介质时, 由于身部夹套的冷却要求高, 对应的流阻损失比较大, 会使得发动机室压和性能有所降低, 而乙烷的传热流阻特性相对较好, 对性能损失的影响小, 显示出良好的综合性能。

参考文献:

- [1] DRESSLER Gordon A, CALIF Manhattan Beach. Non-propellant fluid cooled space craft rocket engine: US, 6052987 [P]. 2000-04-25.
- [2] BALEPIN V. Rocket engine: US, 6,769,242 [P]. 2004-08-03.
- [3] BALEPIN Vladimir. Concept of the third fluid cooled liquid rocket engine, AIAA 2006-4695[R]. USA: AIAA, 2006.
- [4] 左克罗, 霍夫曼. 气体动力学上册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [5] 陶文铨. 数值传热学 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [6] 休泽尔 D.K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社. 2004.
- [7] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事出版社, 1999.
- [8] 朱明善, 刘颖, 林兆庄, 等. 工程热力学[M]. 北京: 华大学出版社, 1995.
- [9] 杨世铭. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [10] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [11] 秦叔经, 叶文邦. 换热器[M]. 北京: 化学工业出版社, 2002.

(编辑: 马 杰)

(上接第 6 页)

当回流口位置位于下封头以上 4~6 m 时, 输送管进口流速增加的趋势最大, 同时也能保证回流管出口两相流体对液氧箱的扰动相对较小。

2) 气枕增压和增加输送管进口液氧过冷度对自然循环预冷均具有较明显的抑制作用, 当气枕增压或者增加输送管进口液氧过冷度时, 自然循环流动驱动势减小, 稳态输送管进口流速和回流管出口两相流速及气氧空泡份额逐渐减小, 泵体所需预冷时间增长。

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] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 陈二锋, 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.
- [8] 陈二锋, 厉彦忠, 程向华, 等. 液体火箭发动机自然循环回路预冷非稳态数学模型[J]. 西安交通大学学报, 2008, 42(9): 1127-1131.
- [9] 程向华, 厉彦忠, 陈二锋. 不同回流位置的液体火箭发动机循环预冷回路特性研究[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 646-650.
- [10] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2002.
- [11] 任德鹏, 丁鹏飞, 夏新林, 等. 低温液体充填管路的数值计算[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(1): 118-120.
- [12] 徐济盛. 沸腾传热和气液两相流[M]. 北京: 原子能出版社, 1993.

(编辑: 张永秀)