

# 姿轨控发动机开机充填和关机传热特性

黄 舰, 林庆国

(上海空间推进研究所 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘 要:**以双组元姿轨控液体火箭发动机为研究对象,为提高其响应速度和安全可靠性,通过实验和仿真对其开机充填和关机传热特性进行了研究。开展了透明喷注器试验件瞬态流动过程的实验研究,采用高速相机进行液流拍摄,对喷注器试验件瞬态流动过程进行仿真计算,并与实验结果进行对比,验证了流体体积模型计算的合理性。仿真结果表明地面状态各安装方向下发动机充填时间相差均不超过 0.1 ms,安装方向对发动机开机充填过程影响较小。研究了真空状态下关机后推进剂的泄流过程,燃料比氧化剂更容易出现返腔现象,内圈位置比外圈更容易出现返腔现象;长时间蒸发后,氧化剂路和燃料路气态燃料含量较接近,部分返腔蒸气发生凝结,燃料蒸气主要凝结在氧化剂路中心区集液腔内。

**关键词:**姿轨控发动机;开关机过程;流动特性;传热特性;仿真分析;实验研究

**中图分类号:**V434.3    **文献标识码:**A    **文章编号:**1672-9374(2022)04-0043-08

## Start-up filling process and heat transfer characteristics of shutdown in attitude and orbit control engine

HUANG Jian, LIN Qingguo

(Shanghai Engineering Research Center of Space Engine,  
Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** In order to improve the response speed and safety reliability of the bipropellant attitude and orbit control liquid rocket engine, the filling process and heat transfer characteristics of the engine during its start-up and shutdown were studied by experiments and simulations. The experimental study on the transient flow process of the transparent injector test piece was carried out, and the liquid flow process was photographed with a high-speed camera. The transient flow process of the injector test piece was simulated and the results were compared with the experimental results to verify the rationality of the volume of fluid (VOF) model. The simulation results show that the filling time difference of the engine in each installation direction under the ground state is not more than 0.1 ms, and the installation direction has little effect on the start-up filling process. The discharge process of propellant after shutdown in vacuum state is studied. The fuel is easier to return to the cavity than the oxidant, and this phenomenon in the inner

收稿日期:2022-03-22;修回日期:2022-05-03

基金项目:国家自然科学基金企业创新发展联合基金(U21B2088)

作者简介:黄舰(1989—),男,硕士,工程师,研究领域为液体姿轨控动力系统设计。

ring is more likely occur than that of the outer ring. After evaporating for a long time, the gaseous fuel content of fuel flow path is closer to oxidant flow path, and part of the vapor returning to the cavity condenses and it mainly occurs in the central area of the oxidant flow path.

**Keywords:** attitude and orbit control engine; start-up and shutdown; flow characteristics; heat transfer characteristics; simulation analysis; experimental study

## 0 引言

双组元姿轨控发动机广泛应用于卫星、飞船、深空探测器等飞行器,其工作性能直接影响飞行器寿命、控制精度和安全性等。其中,开关机过程是影响发动机响应特性和可靠性的重要过程。例如真空环境下,发动机关机后燃烧室余热一部分热返浸到发动机喷注器及阀门,结构温度升高可引发关机后的推进剂返腔现象,再启动时发生预点火引起爆燃或急骤流动<sup>[1-2]</sup>。某型号火箭飞行试验过程中,也出现过发动机喷注器爆燃所导致的喷注面板脱落故障。

国内外对双组元姿轨控发动机进行了大量研究,其中稳态仿真结果与试验数据较吻合,但瞬态仿真结果与试验数据仍有差异<sup>[3-6]</sup>。例如,Binder 等基于 RL10 建立了瞬态模型,当进口状态、初始温度等条件在一定范围变动时,该模型能够较准确地预测发动机的瞬态特性<sup>[7]</sup>。文献[8-9]采用推进系统库 ESPSS 开发的瞬态模型在发动机建压过程模拟方面还需优化改进。Sassnick 等采用 DLR 软件对火箭发动机关机过程进行仿真,无法准确模拟点火过程<sup>[10]</sup>。刘昆等开发的瞬态过程仿真软件 LRET-MMSS 只适用于分级燃烧循环发动机系统<sup>[11]</sup>。文献[12-15]建立通用仿真软件模拟发动机瞬态过程,但因为发动机内部流道结构复杂,所以通用仿真软件难以对发动机启动过程不均匀喷注特性进行准确数值模拟。杨俊等提出判别发动机启动充填完成的两种方法,其中介质喷出法获得的充填时间较曲率水平法更符合实际情况<sup>[16]</sup>。此外仿真研究还指出,发动机喷注器环形流道数值模拟需要考虑弯管效应,重整化群  $k-\varepsilon$  模型比标准  $k-\varepsilon$  模型更适合计算弯管流动特性<sup>[17-18]</sup>。

在冷流实验研究方面,Gauffre 等通过实验观察到了喷注器内水的充填和泄流过程<sup>[19]</sup>。李鳌等采用发光二极管与高速相机,通过监测发动机出口液体流出情况来间接测量开关机时间<sup>[20]</sup>。

为了深入研究姿轨控发动机的开关机特性,本文设计了透明喷注器试件和冷流实验系统,开展冷流实验测量的可视化研究,获得了清晰的喷注器内部流动形态,对发动机开机充填和关机传热特性进行数值模拟,并对模拟结果进行了冷流实验和热试验验证。通过地面状态流动过程的仿真分析,评估了不同安装方向对发动机开机充填的影响。最后对真空状态下采用真实推进剂的发动机关机过程进行仿真,分析了发动机关机后的推进剂蒸气返腔现象,对于探索姿轨控发动机开关机过程中的流动现象具有工程实用价值。

## 1 冷流实验系统

图 1 给出了冷流实验系统的工作原理图。实验系统主要由液体供应系统、电磁气动阀、透明喷注器试件、高速相机等组成。供应管路包括氧化剂路和燃料路,通过阀门调节流量,模拟介质为水。通过扩散硅压力传感器测量压力,量程为 0 ~ 4 MPa,精度为 0.2 %。通过质量流量计测量流量,量程为 30 ~ 1 000 g/s,精度为 0.5 %。

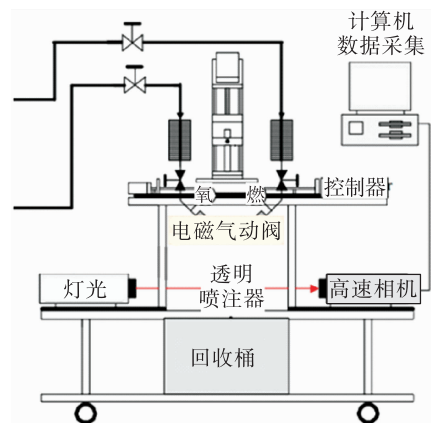
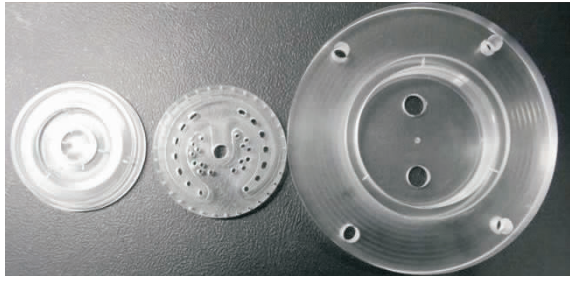


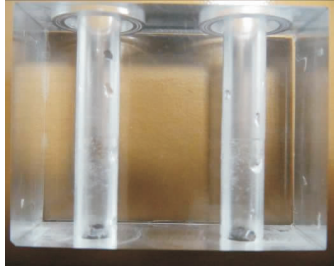
图 1 实验系统工作原理图

Fig. 1 Working principle diagram of experimental system

喷注器采用透明的有机玻璃制作,包括法兰、分配板、喷注芯体、过渡段等,如图 2 所示。



(a) 透明喷注器零件



(b) 透明过渡段

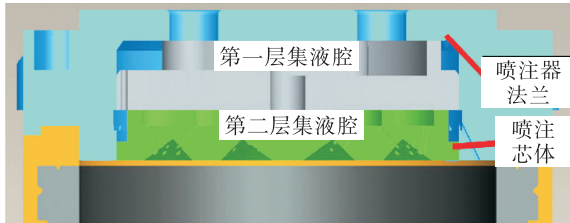
图2 实验零件实物图

Fig. 2 Physical drawing of experimental parts

实物图及剖面示意图见图3。透明喷注器试验件与电磁气动阀通过透明过渡段连接。由于试验件内部流道结构复杂,平视观察时内部流道重叠,难以获取喷注器内部流动情况,而采用透明过渡段可以通过俯视来进行观测,能够较好地获取内部流动情况。过渡段内包含两个通道,分别与阀门和喷注器法兰上的模拟氧化剂路和模拟燃料路对接,通道长均为40 mm。过渡段上加工有两圈凹槽,用于放置O形密封圈,保证对接位置密封。



(a) 实物



(b) 剖面结构

图3 试验件实物图及剖面结构示意图

Fig. 3 Physical drawing of test parts and schematic diagram of section structure

## 2 数值计算模型和方法

### 2.1 数学模型

因为发动机开机过程中,其进口处雷诺数  $Re \approx 10^5$ ,为湍流流动,另外在开机时推进剂充填喷注器流道可能出现瞬时压强低于饱和压强或者关机时热返浸引起喷注器流道内残余推进剂温度升高,都会引起推进剂相变,所以在数值模拟中考虑湍流、两相流及相变模型。

#### 2.1.1 湍流模型

因为重整化群  $k-\varepsilon$  模型比标准  $k-\varepsilon$  模型更适合计算弯管内的流动特性,并且能较好地模拟瞬态流动,所以湍流模型采用重整化群  $k-\varepsilon$  模型。

重整化群  $k-\varepsilon$  模型中,在大尺度上应用修正后的黏度项来体现小尺度的影响,其  $k$  方程和  $\varepsilon$  方程为

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_\varepsilon \mu \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) +$$

$$C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{\varepsilon 3} G_b) - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon + S_\varepsilon \quad (2)$$

式中:  $\rho$  为流体密度;  $t$  为单位时间;  $k$  和  $\varepsilon$  分别为湍流动能和湍流耗散率;  $\alpha_k$  和  $\alpha_\varepsilon$  分别为湍流动能和湍流耗散率有效普朗特数的倒数;  $u_i$  和  $u_j$  为流体速度;  $\mu$  为名义黏性系数;  $G_k$  和  $G_b$  分别为由层流速度梯度和浮力产生的湍流动能;  $Y_M$  为在可压缩流中扩散引起的波动;  $C_{\varepsilon 1}$ 、 $C_{\varepsilon 2}$ 、 $C_{\varepsilon 3}$  为常量;  $R_\varepsilon$  为附加项;  $S_k$  和  $S_\varepsilon$  为源项。

#### 2.1.2 两相流模型

两相流采用流体体积 (VOF) 模型,其中各流体共用一个动量方程,计算中每个单元内都记录各相流体所占体积分数。每增加一相,就引进一个变量,称为单元内该相的体积分数。每个单元中,所有相的体积分数和为1。

通过求解某一相或多相体积分数连续方程来跟踪相间界面,第  $q$  相体积分数公式为

$$\frac{1}{\rho_q} \left[ \frac{\partial}{\partial t} (\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q u_q) \right] = S_{\alpha_q} + \sum_{p=1}^n (m_{pq} - m_{qp}) \quad (3)$$

式中:  $m_{qp}$  为  $q$  相向  $p$  相的质量传递速率;  $m_{pq}$  为  $p$  相向  $q$  相的质量传递速率;  $S_{\alpha_q}$  为源项。

### 2.1.3 气液相变模型

对多相流动而言,相变为不同相间质量传递的一种方式。当推进剂发生蒸发或凝结时,需要考虑相变模型。蒸发-凝结过程的质量传递由蒸气输运方程确定,其表达式为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha \rho_v) + \nabla \cdot (\alpha \rho_v u_v) = m_{lv} - m_{vl} \quad (4)$$

式中:下标  $v$  和  $l$  分别为蒸气相和液相;  $m_{lv}$  和  $m_{vl}$  分别为蒸发和凝结过程中对应的质量传递速率。

当液相温度  $T_l$  高于饱和温度  $T_s$  时,蒸发质量传递速率表达式为

$$m_{lv} = f \alpha_l \rho_l \frac{T_l - T_s}{T_s} \quad (5)$$

当气相温度  $T_v$  低于饱和温度  $T_s$  时,凝结质量传递速率表达式为

$$m_{vl} = f \alpha_v \rho_v \frac{T_v - T_s}{T_s} \quad (6)$$

式中  $f$  为蒸发或凝结系数。

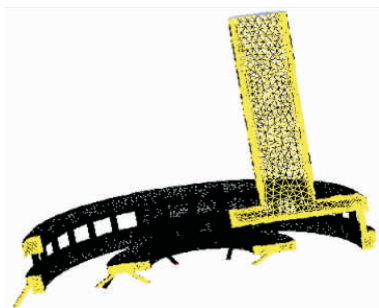
### 2.2 计算区域及边界条件

本文分别对发动机起动的推进剂充填、稳态工作、关机后的推进剂泄流过程进行模拟,各阶段模拟采用的模型和网格如下。

冷流实验计算模型包括氧化剂流道模型和燃料流道模型,如图 4 所示。



(a) 氧化剂流道模型网格



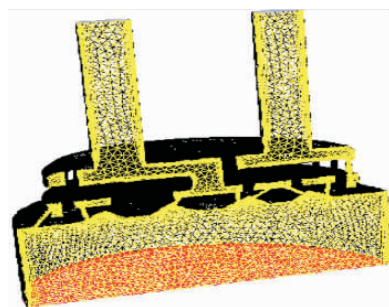
(b) 燃料流道模型网格

图 4 实验模型仿真计算区域及网格

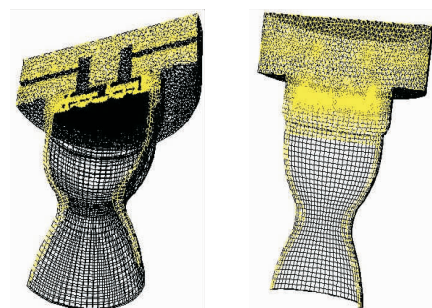
Fig. 4 Simulation calculation area and grid of experimental model

根据冷态实验条件对相应边界条件进行设置,多相流模型包含两相,主相为空气,次相为水。

流体计算模型如图 5 所示,将发动机氧化剂流道、燃料流道和下游燃烧室整合在一起,用于仿真发动机真空状态关机流动特性。根据高模热试车条件对相应边界条件进行设置,多相流模型包含三相,主相为氮气,次相为液态和气态的四氧化二氮和一甲基肼。



(a) 流体模型网格



(b) 固体结构模型网格

(c) 流固耦合模型网格

图 5 真实模型仿真计算区域及网格

Fig. 5 Simulation calculation area and grid of real model

为了模拟发动机瞬态传热特性,建立了包含发动机结构的流固耦合计算模型,如图 5 所示。其中固体结构由电磁气动阀、喷注器和发动机喷管组成;流体部分包括氧化剂流道、燃料流道以及燃烧室部分流体域,流体介质为四氧化二氮和一甲基肼。发动机开机过程氧阀和燃阀进口设置流量分别为  $0.368 \text{ kg/s}$  和  $0.223 \text{ kg/s}$ ,对应着稳态工作时的额定流量;出口均设置为压力出口,混合项静压根据高空试车燃烧室压力数据进行设置。

### 2.3 网格无关性分析

本文对各计算区域进行了网格无关性验证,表 1 为不同计算模型的合适网格数目及加密前后偏差,对加密前后推进剂压力的最大值和最小值进行



比较,加密前后偏差均小于 4.4 %。

表 1 不同计算模型的合适网格数目  
Tab. 1 Suitable mesh number for simulation models

| 计算模型    | 加密前合适<br>网格数目/10 <sup>6</sup> | 加密后网格<br>数目/10 <sup>6</sup> | 加密前后<br>偏差/% |
|---------|-------------------------------|-----------------------------|--------------|
| 氧化剂流道模型 | 1. 2                          | 2. 70                       | 3. 9         |
| 燃料流道模型  | 2. 1                          | 3. 01                       | 2. 4         |
| 流体模型    | 3. 3                          | 4. 38                       | 4. 0         |
| 流固耦合模型  | 4. 0                          | 5. 06                       | 4. 4         |
| 固体结构模型  | 1. 8                          | 2. 82                       | 2. 8         |

图 6 为氧化剂流道模型网格加密前和加密后仿真计算得到的压力分布图,网格加密前后,氧化剂流道对称面上的压力分布规律是相似的。氧化剂流道压力最小值在加密前后变动最大,其偏差仍小于 4 %。网格加密前后氧化剂流道的进出口压降也较接近,并且与喷注器压降的实验结果接近,认为氧化剂流道加密之前的网格已经可以使用,本文模型网格均采用加密前的合格网格。

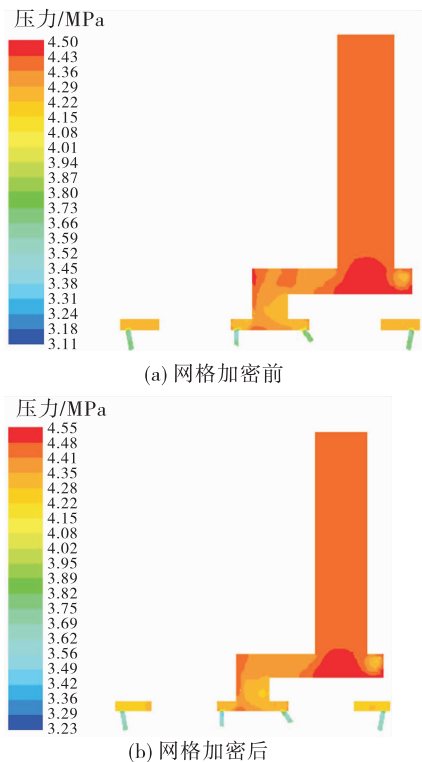


图 6 压力分布图  
Fig. 6 Pressure profile

### 3 仿真分析与实验研究

#### 3.1 瞬态充填过程计算方法验证

图 7 为氧化剂路充填过程的仿真与实验对比图,可以看出仿真与实验结果接近。实验过程中,在开机后 7 ms 可以观测到头部分喷射出两条水柱,而仿真中开机后 6 ms 有两个喷注孔流出与之对应验证了仿真计算方法的准确性。由于法兰的遮挡,实验中观测到的两条水柱出现时间稍晚于对应的喷注孔流出水的时刻。

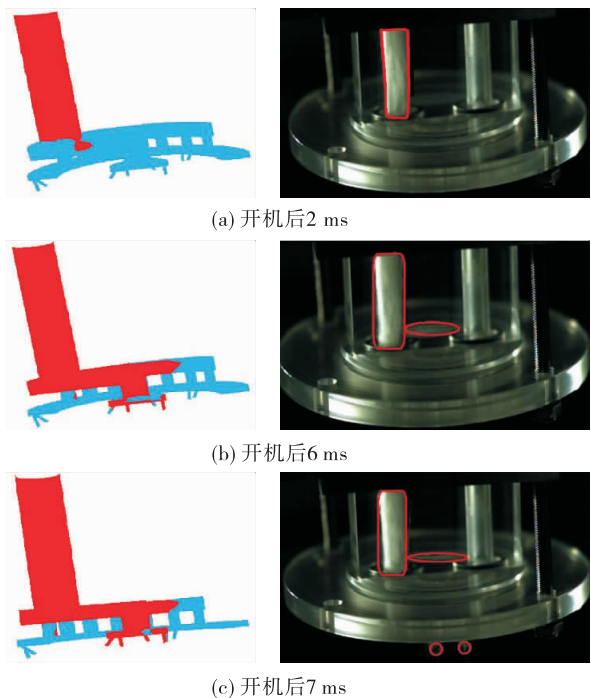


图 7 充填过程的仿真(左)与实验(右)对比图  
Fig. 7 Comparison diagram of simulation (left) and experiment (right) in filling process

#### 3.2 地面状态安装方向对充填流动的影响分析

发动机开展地面实验时,重力作用可能会引起不同安装方向的流动差异。为此,以氧化剂流道为例,仿真了不同安装方向下开机过程氧化剂流道的流动情况;安装方向分别为竖直向上安装状态、水平安装状态和竖直向下安装状态。仿真表明,不同安装方向下发动机氧化剂路充填完成时刻基本相同(竖直向上安装时充填 3.5 ms,水平安装时充填 3.6 ms,竖直向下安装时充填 3.5 ms),充填时间相

差均不超过 0.1 ms;这说明发动机的安装方向对氧化剂路充填的影响较小。

### 3.3 地面状态充填流动过程动态分析

图 8 为发动机氧化剂路充填动态图。发动机氧化剂阀门打开,氧化剂流入,开机后 0.6 ms 阀门内的容腔充填结束,氧化剂开始进入第一层集液环。在开机后 1.1 ms 内圈已经有喷注孔流出氧化剂了,此时外圈第二层集液环没有氧化剂流入。在开机后 1.6 ms 第一层集液环以及第二层中心区的集液腔均充填完成。在开机后 3.1 ms 时所有喷注孔都有氧化剂流出。氧化剂路外圈集液环较中心区集液腔充填慢,外圈第二层集液环充填时间约 2 ms,较外圈第一层集液环充填时间长 100%,发动机设计过程中可适当缩小氧化剂路外圈第二层集液环容积,使得外圈集液环充填时间缩短以及上下层集液环充填时间接近,提高发动机响应速度。

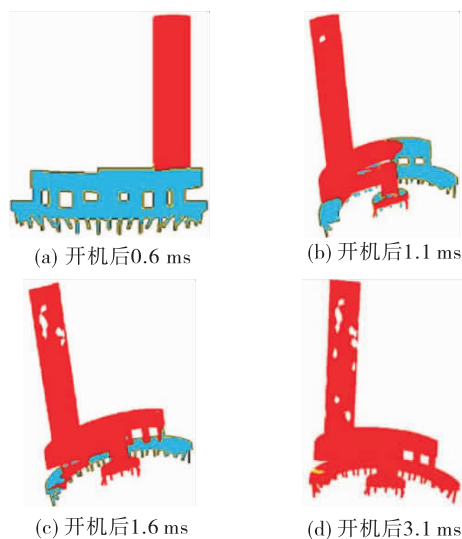


图 8 发动机氧化剂路充填动态示意图

Fig. 8 Dynamic diagram of filling process in engine oxidizer

### 3.4 关机后非稳态传热计算方法验证

热试车实验条件为模拟的真空环境,发动机主要工况参数氧化剂阀门和燃料阀门进口额定流量分别为 0.368 kg/s 和 0.223 kg/s,焊缝温度和喷管喉部温度稳态值分别为 1 000 K 和 1 200 K。根据高模热试车结果,将稳态工作状态作为关机的

初始状态进行关机过程仿真计算,图 9 为关机后 140 s 内发动机喷注器温度变化曲线的仿真与实验结果。

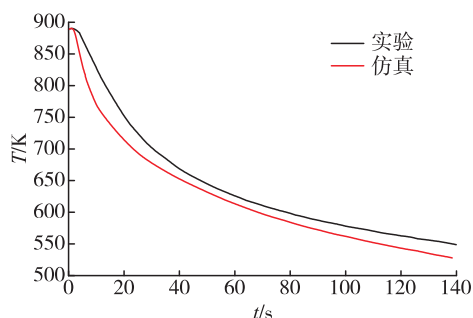


图 9 关机后发动机喷注器温度变化曲线

Fig. 9 Temperature change curve of engine injector after shutdown

喷注器温度的仿真曲线略低于实验曲线,这与仿真设置有关。模拟真空状态热试车时,发动机很难以对流换热形式对外散热,只能通过辐射换热,其辐射系数和外部辐射温度是随时间变化的,并且难以通过实验获得。而仿真始终设置辐射系数为 0.8,外部辐射温度为 300 K,造成了喷注器温度仿真结果偏低。但喷注器温度曲线的仿真结果整体与实验结果较接近,最大偏差不超过 7%,说明传热特性计算模型和方法可采用。

### 3.5 真空状态关机后推进剂泄流过程

真空状态下发动机关机后,考虑到背压过低,喷注器流道内的残余推进剂会发生相变,并通过蒸发的形式向外排出。本文计算了氧化剂和燃料单独存在时的泄流过程。

图 10 为氧化剂路泄流过程典型时刻气态氧化剂分布动态图,关机后 10 s 气态氧化剂集中在氧化剂路进口位置,燃烧室有少量气态氧化剂。关机后 63 s 氧化剂路基本完成泄流,燃烧室气态氧化剂含量增高,少量气态氧化剂进入燃料路并集中于其进口位置,发生了返腔现象。关机后 63 s 燃路气态氧化剂的最高体积分数不到 5%,氧路气态氧化剂体积分数高达 89.7%,燃料路喷注孔和附近集液腔的气态氧化剂发生凝结,其体积分数基本不足 6%,冷却孔出口处出现体积分数最大值 15.9%。

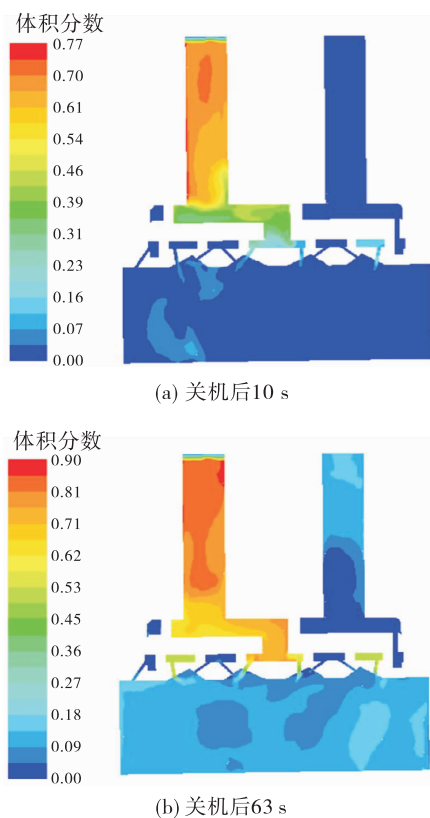


图10 泄流过程气态氧化剂分布图

Fig. 10 Distribution diagram of gaseous oxidizer during discharge process

图11为泄流过程气态燃料分布图。关机后60 s, 气态燃料集中在燃料路, 燃烧室有少量气态燃料; 关机后120 s, 燃烧室气态燃料含量增高, 少量气态燃料进入氧化剂路发生了返腔。随着关机时间增长, 氧化剂路内液态燃料含量不断增加, 燃料路内液态燃料含量不断降低, 关机后1 680 s, 氧化剂路和燃料路气态燃料含量已经较接近, 气态燃料体积分数在20%左右, 氧化剂路集液腔的气态燃料发生凝结, 体积分数基本在7%以下, 最高体积分数为10.8%。

仿真结果表明, 氧化剂路和燃料路开关机过程均出现了蒸气返腔现象。燃料相比氧化剂较难蒸发, 同时燃料蒸气相比氧化剂蒸气更容易出现返腔现象, 内圈位置相比外圈更容易出现返腔现象。出现返腔现象后部分返腔蒸气会发生凝结, 燃料蒸气主要凝结在氧化剂路中心区集液腔内。由于燃料蒸发缓慢, 实际氧化剂蒸气并不会向燃料腔道流动。在设计发动机工作程序时, 需要考虑真空环境

下推进剂蒸发引起的返腔现象, 从而控制发动机关机过程返腔的蒸气量以及凝结量, 保证发动机关机安全可靠工作。

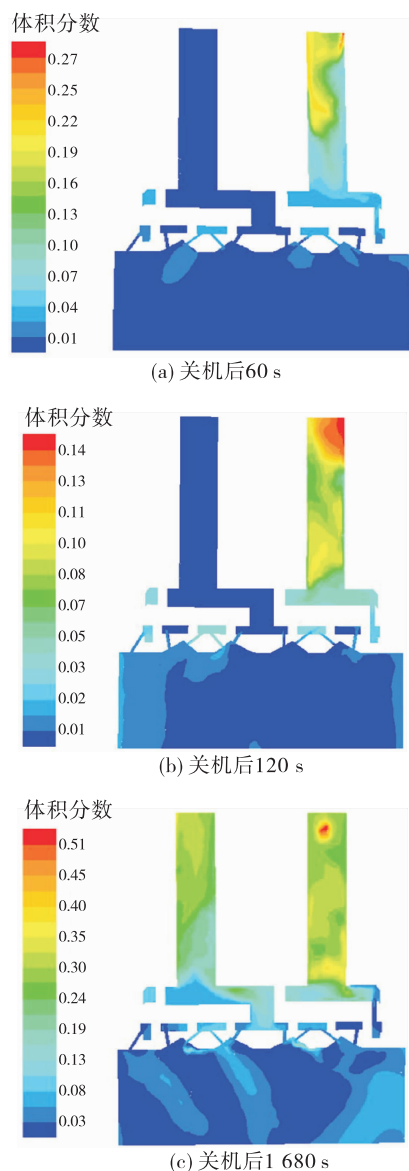


图11 泄流过程气态燃料分布图

Fig. 11 Distribution diagram of gaseous fuel during discharge process

## 4 结论

本文通过对姿轨控发动机开机充填和关机传热特性的研究, 得出以下结论。

1) 地面状态下安装方向对发动机开机充填影响较小。发动机开机流动过程中, 不同安装方向下喷注器氧化剂路充填完成时刻基本相同, 充填时间

相差均不超过 0.1 ms。

2) 分析瞬态流动仿真结果,给出了发动机喷注器流道的改进方向,可适当缩小外圈第二层集液环容积,使得两层集液环充填时间接近并且喷注孔推进剂流出时间较一致,从而提高发动机响应速度。

3) 通过考虑低压相变过程,模拟得到了推进剂在关机过程中出现了返腔现象,燃料蒸气相比氧化剂蒸气更容易出现返腔现象,内圈位置相比外圈更容易出现返腔现象,并且发现了燃料蒸气主要凝结在氧化剂路中心区集液腔内的现象,为发动机故障评判提供了参考。在设计发动机工作程序时,需要考虑真空环境下推进剂蒸发引起的返腔现象,从而控制发动机开关机过程返腔的蒸气量以及凝结量,保证发动机开关机安全可靠工作。

#### 参考文献:

- [1] MEIER A, THOMPSON P A. Adiabatic waves in liquid-vapor systems[M]. Berlin: Springer-Verlag, 1989.
- [2] LECOURT R, D'HERBIGNY F X. MMH/NTO injection and ignition in vacuum downstream from an Aestus engine single injection element[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(3): 207-217.
- [3] Pratt & Whitney Government Engines. System design specification for the ROCKETS system[R]. NASA CR-184099, 1990.
- [4] BINDER M. An RL10A-3-3A rocket engine model using the Rocket Engine Transient Simulator (ROCETS) software[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [5] KANMURI A, KANDA T, WAKAMATSU Y, et al. Transient analysis of LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine (LE-7) [C]//25th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1989.
- [6] TARAFDER A, SARANGI S. CRESLP: A dynamic simulator for liquid-propellant rocket engines[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [7] BINDER M. A transient model of the RL10A-3-3A rocket engine[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [8] MATTEO F D, DE ROSA M, ONOFRI M. Start-up transient simulation of a liquid rocket engine [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [9] CHAUDHRY H. Applied hydraulic transients[M]. 2nd ed. [S. l.]: Van Nostrand Reinhold Company, 1987.
- [10] SASSNICK H D, KRUELLE G. Numerical simulation of transients in feed systems for cryogenic rocket engines[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [11] 刘昆, 张育林, 程谋森. 液体火箭发动机系统瞬变过程模块化建模与仿真[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 401-405.
- [12] 刘红军. 补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究[D]. 西安: 中国航天工业总公司第十一研究所, 1998.
- [13] 吕鹏翮. 液体火箭发动机工作过程数值仿真[J]. 火箭推进, 2004, 30(5): 10-17.
- [14] LYU P X. Numerical simulation of operation process of liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(5): 10-17.
- [15] 魏鹏飞, 吴建军, 刘洪刚, 等. 液体火箭发动机一种通用模块化仿真方法[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 147-150.
- [16] RUTH E, AHN H, BAKER R, et al. Advanced liquid rocket engine transient model[C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [17] 杨俊, 郭二龙, 付华林, 等. 组合式喷注器集液腔充填过程仿真与试验验证[J]. 空间推进, 2012, 6(3): 34-38.
- [18] 刘君. 微通道流动特性的数值分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [19] 邱立杰, 张国福, 郝明. 基于 FLUENT 的弯管内部流场的数值模拟[J]. 辽宁石油化工大学学报, 2013, 33(1): 48-52.
- [20] GAUFFRE M C, NEAU H, SIMONIN O, et al. Numerical simulation of a 3D unsteady two-phase flow in the filling cavity in oxygen of a cryogenic rocket-engine [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [21] 李鳌, 张蒙正, 王玫, 等. 推力室响应特性模拟试验研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(1): 16-19.
- [22] LI A, ZHANG M Z, WANG M, et al. Simulation test study on thrust chamber response characteristics [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(1): 16-19.