

液氧温度仿真及其对离心喷嘴声学频率影响

张 亚^{1,2}, 田 原^{1,2}, 潘 亮^{1,2}

(1. 中国航天科技集团有限公司 北京航天动力研究所, 北京 100076;

2. 中国航天科技集团有限公司 低温液体推进技术实验室, 北京 100076)

摘 要: 针对文献中采用离心喷嘴的氢氧预燃室热试车出现液膜声学相关频率的现象, 采用两相流温度瞬态传热仿真计算了 30 s 热试车中喷嘴内液氧膜平均温度的变化过程。为节约计算资源和时间, 采用 Fluent 多相流模型计算获得稳态等温速度场, 采用二维轴对称传热模型调用两相流速度场和相分布结果进行流固耦合瞬态温度仿真。传热计算结果显示: 喷嘴出口燃气温度对液氧膜温度有较为显著的影响。喷嘴出口气体温度升高 50 K 会导致液氧平均温度升高约 2 K, 喷嘴出口气体温度为 105 K 时, 仿真计算得到的液氧平均温度数值与文献中经验修正值较为吻合, 验证了其温度经验修正方法具有一定的合理性。模型计算结果能够解释固体热容对液氧加热作用导致喷嘴声学频率降低的现象。

关 键 词: 氢氧预燃室; 离心喷嘴; 喷嘴声学频率; 热试验数据; 多相流; 传热仿真

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

Simulation of liquid oxygen temperature and its influence on acoustic frequency of swirl injector

ZHANG Ya^{1,2}, TIAN Yuan^{1,2}, PAN Liang^{1,2}

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

2. Laboratory of Cryogenic Liquid Propellants,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: In view of the phenomenon of acoustic correlation frequency of liquid film appearing in hot-fire test of a hydrogen-oxygen preburner with swirl injectors in literature, the change process of average temperature of liquid oxygen film in injector during 30 s hot-fire test was calculated by transient thermal simulation of multiphase flow. In order to reduce the consumption of computational resources and time, multiphase model with Fluent was used to calculate the steady isothermal flow field, then, a two dimensional axisymmetric heat transfer model was used to call the velocity field and phase distribution results of Fluent to simulate the transient temperature. The results of heat transfer calculation showed that the gas temperature at the injector outlet had a significant effect on the liquid oxygen film temperature. The average temperature of liquid oxygen increased by about 2 K when the gas temperature increased by 50 K. The average temperature of liquid oxygen obtained by simulation was in good agreement with the empirical correction value in the literature when the injector outlet temperature was set to 105 K, which verified the reasonable temperature correction method. The calculation results can explain the phenomenon that the acoustic frequency of injector decreased due to the effect of solid heat capacity on the heating of liquid oxygen.

收稿日期: 2022-01-14

作者简介: 张亚(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事氢氧火箭发动机和燃料电池设计、仿真等研究工作。E-mail: zhangya0226@163.com

引用格式: 张亚, 田原, 潘亮. 液氧温度仿真及其对离心喷嘴声学频率影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2785-2790. ZHANG Ya, TIAN Yuan, PAN Liang. Simulation of liquid oxygen temperature and its influence on acoustic frequency of swirl injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2785-2790.

Keywords: hydrogen-oxygen preburner; swirl injector; acoustic frequency of injector;
hot-fire test data; multiphase flow; heat transfer simulation

离心喷嘴在大推力氢氧火箭发动机得到了较为广泛的应用,离心喷嘴工作时,其流量和压力都会出现自发脉动的振荡现象。该现象被很多研究人员定义为离心喷嘴的自激振荡。喷嘴喷注频率与燃烧室声学频率发生耦合是燃烧不稳定发生的重要原因之一^[1-3],因此,国内外众多学者对喷嘴振荡产生机理进行了广泛的研究^[4-20]。

Bai 等^[17]采用试验和基于 VOF(volume of fluid)的二维轴对称数值模型,对具有缩进的离心喷嘴自激振荡现象进行了研究,认为锥形液膜对环缝气体流动的堵塞和打开的周期性变化是引起缩进室压力和液膜发生同频振荡的主要机制。Im 等^[18]采用高速摄影捕捉喷雾锥液膜脉动和采集分析啸叫声频谱试验等方法,研究了离心喷嘴自激振荡频率的影响因素,认为气体是振荡的扰动源,液膜的主导表面波频率是自激振荡频率的根源。

Tsohas 等^[19]建立了同轴直流喷嘴的二维轴对称的数值模型,采用液氧和气氢实际介质物性,深入研究了喷嘴动力学不稳定现象。作者认为液氧喷嘴出口端下游的涡脱落、直流喷嘴内部液氧的声学振荡和喷注器面板出口涡脱落是造成同轴直流喷嘴振荡的主要原因。监测的压力脉动频谱复现了 Lux 等^[2]的热试验的试验频谱主要峰值,研究发现缩进区内的主导频率与直流喷嘴内液氧的声学频率非常接近。Armbruster 等^[3]针对同轴直流喷嘴的研究表明氧喷嘴和氢喷嘴环缝的声学相关频率在燃烧室内均可监测到,喷嘴温度变化对于喷嘴声学频率有较显著的影响。

文献[20]认为离心喷嘴也会按照液氧膜的声学频率发生振荡,并在燃烧室和氧头腔的热试验数据中被监测到。但是,由于现有测试手段无法获得离心喷嘴内部液膜在发动机工作过程时的平均温度,作者提出采用头腔温度对氧气蚀管前温度进行修正来获得液氧平均温度的经验公式。采

用半经验公式获得液氧温度计算离心喷嘴液氧膜的 1 阶轴向声学频率与热试车提取频率吻合很好。本文针对其半经验公式计算液氧温度的结果,采用仿真分析方法来预测液氧平均温度的变化情况,以评估其喷嘴频率计算所采用半经验公式相关的温度经验修正方法的合理性。

由于离心喷嘴内多相流较为复杂,且同轴氢喷嘴流速较高,在 Fluent 软件中进行多相流和固体耦合瞬态传热分析需将时间步长设置为小于 1×10^{-7} s。采用普通 28 核的高性能计算机若要得到长达 30 s 的热试车过程液氧温度的变化曲线,将耗费数十年甚至更长的计算时间,因此,直接采用流、固耦合传热分析的方法在工程上是无法接受的。

为解决直接流、固耦合传热分析计算时间过长的问题,本文先采用 Fluent 软件中稳态等温模型计算得到喷嘴内的多相流流场和相场分布,然后利用 Comsol Multiphysics 流、固耦合传热分析模块调用两相流速度场和相场分布结果进行流、固耦合瞬态温度仿真。这样避免在传热分析时进行流场计算,可以大幅增大时间步长为 $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-2}$ s 量级,显著减少计算时间至 24 h 以内。

1 计算模型

1.1 多相流稳态等温模型

Fluent 软件中多相流模型网格边界及离心喷嘴主要尺寸如图 1,喷嘴主要尺寸如表 1 所示。

多相流模型网格采用结构网格,其网格单元总数为 3.0 万。氧入口为速度入口边界,根据试验流量其径向、切向和轴向分量分别设为 -8.88、27.83 m/s 和 0 m/s。由于氢入口根据试验氢流量设置入口流速为 160 m/s 时喷嘴发生振荡,稳态模型不收敛。将其入口流速设置为 50 m/s,以便获得收敛的速度场合相场,待二维传热模型将速

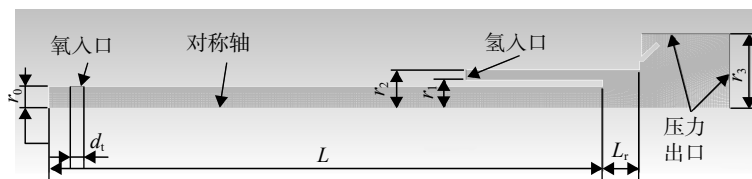


图 1 多相流模型网格边界及离心喷嘴主要尺寸

Fig. 1 Mesh boundaries of multiphase model and major dimensions of the swirl injector

表 1 离心喷嘴几何参数

Table 1 Geometrical parameters of the swirl injector

参数	数值
氧喷嘴长度 L/mm	59.8
氧喷嘴半径 r_0/mm	2.35
氢喷嘴内径 r_1/mm	3
氢喷嘴外径 r_2/mm	4.1
计算区域外径 r_3/mm	8
切向孔直径 d_t/mm	1.5
氧喷嘴缩进 L_t/mm	4

度场结果调入后再局部修正氢流速,来考虑氢流量增大对换热的影响。喷嘴出口设为压力出口边界为 0 Pa,操作压力设为室压为 14.5 MPa。模型初始化相场分布设为燃气体积分数等于 1,进行稳态求解计算。两相流模型选择 VOF 模型,与试验状态方向一致将重力加速度设为 9.8 m/s^2 沿着喷嘴出口轴线方向。流体材料选择为液氧和液氢和燃气,表面张力选择 CSF (continuum surface force)模型,液氧与液氢、燃气的表面张力系数设为 0.0107 N/m ;燃气与液氢表面张力系数设为 0.000345 N/m 。液氧、液氢和燃气密度分别为 1142 、 72.48 kg/m^3 和 13.95 kg/m^3 ,均采用定密度。

1.2 二维瞬态传热模型

二维轴对称瞬态传热模型的计算区域及边界条件设置如图 2 所示,考虑显示效果将 r 方向的显示比例设为 6 倍。模型局部计算网格如图 3 所示,网格单元均为结构网格总数为 3.6 万。

瞬态传热模型的控制方程如式(1)、式(2)所示

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho c_p \mathbf{u} \cdot \nabla T + \nabla \cdot \mathbf{q} = Q \quad (1)$$

$$\mathbf{q} = -k \nabla T \quad (2)$$

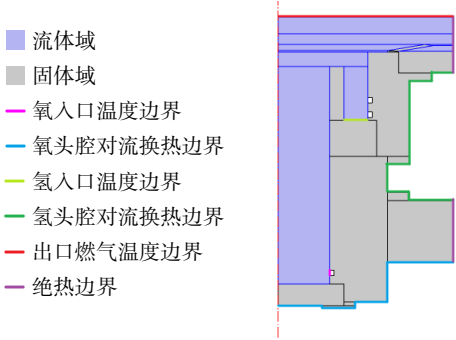


图 2 瞬态传热模型计算区域及边界

Fig. 2 Computational domain and boundaries of transient heat transfer model

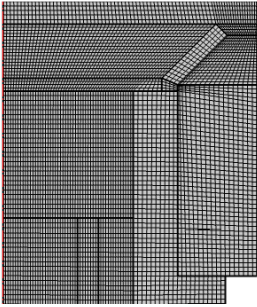


图 3 瞬态传热模型网格

Fig. 3 Mesh of transient heat transfer model

其中 ρ 为密度, c_p 为比定压热容, $\mathbf{q}$ 为内部热流向量, Q 为外部热流, $\mathbf{u}$ 为速度向量场,固体区域设为零,流体区域使用 Fluent 计算结果,其速度和相场分布如图 4 所示,由于氢喷嘴入口流速为 50 m/s ,速度分布结果显示最大速度为 66 m/s 。

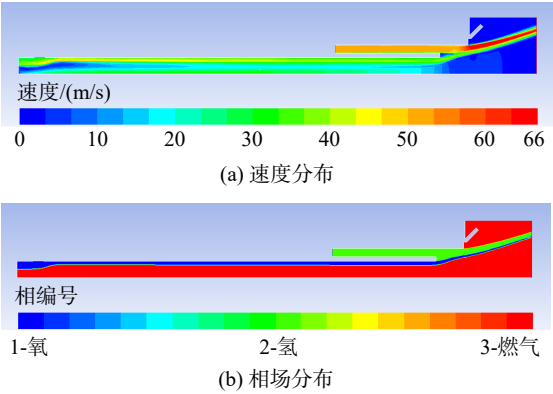


图 4 稳态速度和相场分布

Fig. 4 Steady velocity and phase field distribution of

将 Fluent 软件模型计算结果输入到 Comsol Multiphysics 建立如式(3)所示速度场二维函数,作为瞬态传热模型流体域的速度场,即可多相流动过程对传热的影响。

$$\mathbf{u} = \begin{cases} n\mathbf{u}_0 q_{m,O_2}/q_{m,O_2,0} & r \geq r_1 \\ \mathbf{u}_0 q_{m,O_2}/q_{m,O_2,0} & r < r_1 \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{u}_0$ 为 Fluent 软件计算得到的原始速度场, n 为将氢喷嘴速度从 50 m/s 修正为 160 m/s 的修正系数取 3.2。 q_{m,O_2} 为试车过程氧流量实测值, $q_{m,O_2,0}$ 为氧流量初始数值,两者比值如图 5 所示。采用该比值作为修正系数与稳态速度场相乘可模拟氧流量随时间变化对传热的影响。

修正后的喷嘴初始速度场如图 6 所示,氢喷嘴内流速已修正到 160 m/s 。

流体域的混合物密度计算根据相体积分数分布结果加权平均计算

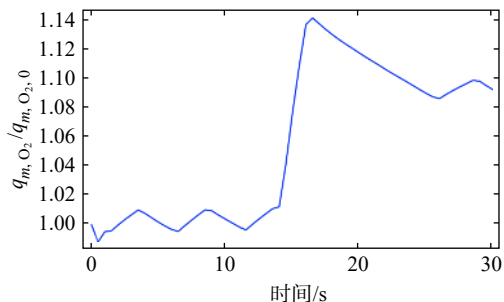


图 5 流场时变修正系数

Fig. 5 Time-varying correction coefficient of flow field

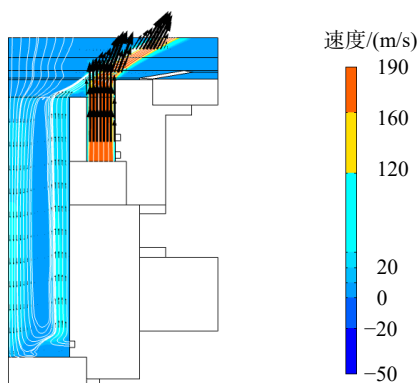


图 6 修正后的初始速度场

Fig. 6 Modified initial velocity field

$$\rho = \rho_{O_2} \varphi_{O_2} + \rho_{H_2} \varphi_{H_2} + \rho_g \varphi_g \quad (4)$$

其中下标 O_2 、 H_2 和 g 分别代表氧气、氢气和燃气, φ 为体积分数, 由稳态多相流模型计算获得。传热模型计算时, 燃气密度与 Fluent 模型一致设定密度为 13.95 kg/m^3 , 氢和氧的密度则根据 NIST (national institute of standards and technology) 数据库中的实际物性数据插值函数计算, 如式(5)、式(6)所示。

$$\rho_{O_2} = F_{O_2}(p + p_c, T) \quad (5)$$

$$\rho_{H_2} = F_{H_2}(p + p_c, T) \quad (6)$$

其中 p 为 Fluent 计算的压力分布结果, p_c 为热试车过程随时间变化的室压数据。流体域的材料导热系数、比热容采用同样方式加权平均获得。

考虑进入时序的影响, 瞬态传热模型各边界温度条件设置如图 7 所示, 其中 T 代表各边界处的温度, t 代表时间。图为出口处燃气温度为稳态 105 K 时的示例, 实际计算时分别将稳态值设为 105、155、205 K 进行了 3 种条件的计算对比。氧头腔和氢头腔采用对流换热边界, 表面传热系数分别设置为 $3000 \text{ W/(m}^2 \cdot \text{K)}$ 和 $1250 \text{ W/(m}^2 \cdot \text{K)}$ 。喷嘴入口液氧温度采用热试车氧气蚀管前温度

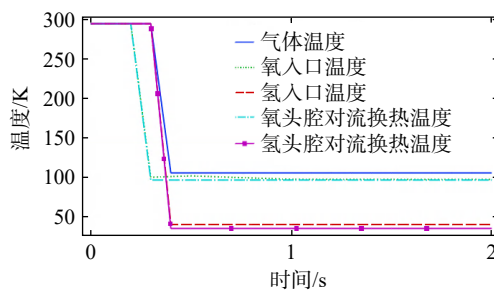


图 7 瞬态传热模型边界条件温度设置

Fig. 7 Temperature setting of boundaries of transient heat transfer model

T_{wio} 的测试数据作为边界条件。

2 结果和讨论

2.1 喷嘴出口气体温度的影响

图 6 离心喷嘴内燃气流线显示, 燃气从喷嘴出口气流的中心流向喷嘴内, 又在液氧膜的引射作用下流出喷嘴形成环流。该环流可将出口气体中的热量携带进入气涡, 并与液膜换热从而对液氧膜温度产生影响。通过改变喷嘴出口气体温度条件, 计算了喷嘴出口温度对喷嘴内液氧膜的平均温度的影响程度, 结果如图 8 所示, 图中 $T_{g,o}$ 表示出口处燃气的温度。

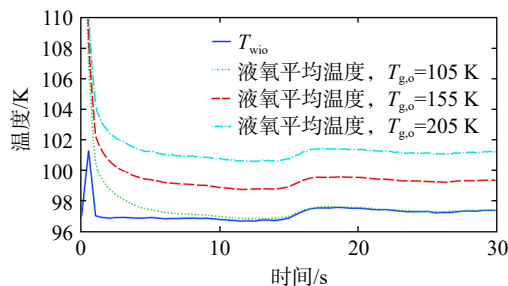


图 8 喷嘴出口气体温度影响

Fig. 8 Influence of outlet gas temperature of injector

结果显示, 喷嘴出口气体温度对喷嘴内液氧膜温度有较为明显的影响, 气体温度每升高 50 K, 会导致喷嘴内液氧膜的平均温度升高约 2 K。当气体温度为 105 K 时, 计算得到的液氧温度在 15 s 前高于气蚀管前温度 T_{wio} 的测试数据, 其差值呈不断缩小趋势; 15~30 s 时段内, 计算结果与氧气蚀管前温度试验数据贴合。

2.2 不同时刻温度分布

出口气体温度为 105 K 条件下, 不同时刻的温度分布结果如图 9 所示。

模型计算初始温度设置为 293 K, 0.3 s 为液

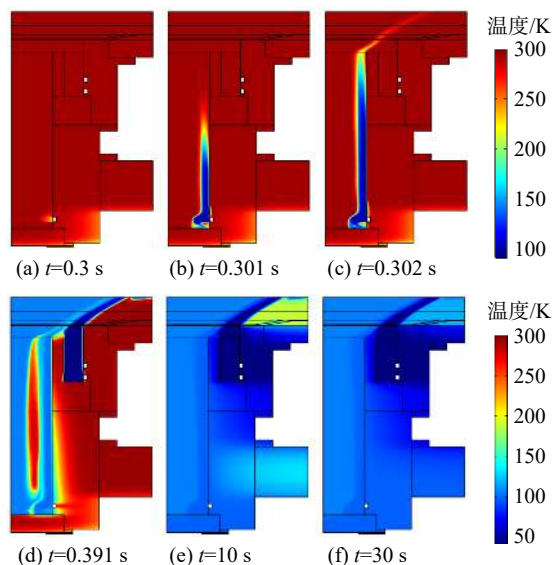


图 9 不同时刻温度分布

Fig. 9 Temperature distribution at different times

氧开始填充时刻, 喷嘴入口和氧头腔呈现出降温趋势, 约经过 2 ms 液氧膜温度实现了喷嘴填充。0.39 s 为液氢开始进入时刻, 由于氢流速较高经过不到 1 ms 即充满下游整个计算区域。由于固体热容影响, 10 s 时刻固体较厚区域仍没有完全冷透, 30 s 时刻固体区域已冷透接近热平衡。

2.3 气涡及壁面温度变化过程

图 10 对比了液膜、气涡及壁面平均温度的变化过程。

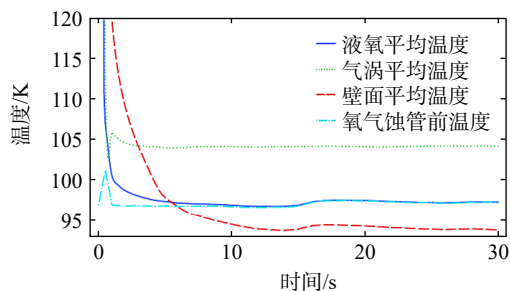


图 10 液膜、气涡及壁面平均温度对比

Fig. 10 Comparison of average temperature of liquid film, gas core and wall

结果显示, 气涡内气体的平均温度约 2 s 即接近稳定, 由于液氧的冷却作用 30 s 时刻的最终值为 104.19 K, 比出口边界条件温度低了 0.81 K。离心喷嘴内壁平均温度在 15 s 之前一直呈现下降趋势, 15 s 之后的变化趋势基本与氧气蚀管前的温度保持一致。这一现象表明喷嘴固体区域直到 15 s 才接近完全冷透状态, 该时间点与液氧与氧气蚀管前温度开始接近一致的时刻较为吻合,

进一步说明影响液氧温度平衡时间的主要因素为固体的热容, 气涡燃气温度仅影响最终平衡的温度数值。

2.4 液氧温度对离心喷嘴声学频率的影响

图 11 对比了本文二维瞬态传热模型计算得到的喷嘴内液氧平均温度和文献 [20] 中经验修正值, 结果显示, 本文仿真计算得到的液氧平均温度与其经验修正值的变化趋势和数值都很接近, 仅在 1.5~8 s 时段内有最大为 0.6 K 的差值。这一定程度上验证了文献 [20] 中的温度经验修正是合理的。由于固体热容对液氧的加温作用, 0.5 s 时刻仿真温度比气蚀管前温度高约 5.7 K。

为了说明该温度差异对喷嘴声学频率计算值的影响程度, 图 12 对比了采用气蚀管前温度、经验修正值和仿真温度计算得到的离心喷嘴声学频率。结果表明, 气蚀管前温度计算频率在 5 s 之前时段明显高于试验频率, 2 s 时刻约比试验频率高约 144 Hz。由于考虑了固体热容对液氧加温作用导致液氧声速降低的影响, 2 s 时刻仿真温度比气蚀管前液氧温度升高 5.7 K, 相应频率降低了 108.4 Hz, 使其计算频率与试验频率更加吻合。对比仿真温度和经验修正温度计算的喷嘴声学频率, 发现 1.5~8 s 时段 0.6 K 的温降会导致液

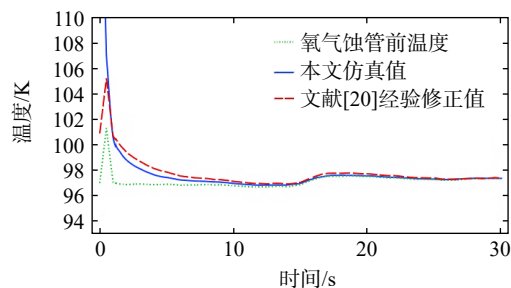


图 11 仿真液氧平均温度与文献经验修正值对比

Fig. 11 Comparison of simulated average temperature of liquid oxygen and empirical correction value of literature

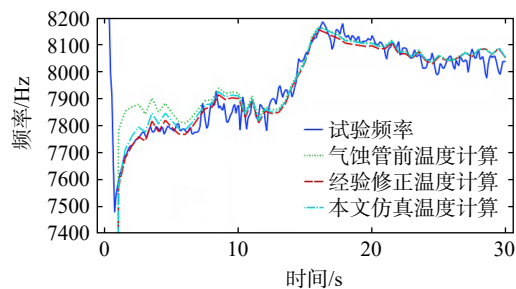


图 12 仿真温度与文献经验修正值计算频率对比

Fig. 12 Comparison of frequencies calculated using simulated temperature and empirical correction value of literature

氧声速升高约 4 m/s, 对应时段频率比用经验修正温度计算值高 35.6 Hz。模型计算结果能够解释固体热容对液氧加温作用导致喷嘴声学频率降低的现象。

3 结 论

本文针对热试验过程中离心喷嘴内液氧温度无法直接测试的困难, 流场与温度场同时求解耦合传热仿真耗时过长等问题, 采用时变修正系数乘以稳态流场获得变化流场的方法, 进行了离心喷嘴内多相流瞬态传热仿真分析, 得出如下一些主要结论:

1) 传热计算结果显示喷嘴出口燃气温度对液氧膜温度有较为显著的影响。喷嘴出口气体温度升高 50 K 会导致液氧平均温度升高约 2 K。

2) 喷嘴出口气体温度为 105 K 时, 仿真计算得到的液氧平均温度数值与文献 [20] 中经验修正值较为吻合, 验证了其温度经验修正方法具有一定的合理性。

3) 离心喷嘴工作时, 气涡内气体温度稳定时间较短, 影响喷嘴内液氧温度平衡时间的主要因素为固体的热容, 气涡燃气温度仅影响最终平衡的温度数值。

4) 模型计算结果能够解释固体热容对液氧加温作用导致喷嘴声学频率降低的现象。

参考文献:

- [1] RAYLEIGH J W S. The explanation of certain acoustical phenomena I[J]. *Nature*, 1878, 18(455): 319-321.
- [2] LUX J, HAIDN O. Effect of recess in high-pressure liquid oxygen/methane coaxial injection and combustion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(1): 24-32.
- [3] ARMBRUSTER W, HARDI J S, SUSLOV D, et al. Experimental investigation of self-excited combustion instabilities with injection coupling in a cryogenic rocket combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 655-667.
- [4] 巴扎罗夫 V G. 液体喷嘴动力学[M]. 任汉芬, 孙纪国, 译. 北京: 中国宇航出版社, 1997.
- [5] BAZAROV V G, YANG V. Liquid-propellant rocket engine injector dynamics[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 797-806.
- [6] 杨立军, 张向阳, 葛明和. 敞口型离心喷嘴动力学特性理论分析[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 497-500, 549.
YANG Lijun, ZHANG Xiangyang, GE Minghe. Theoretical analysis of dynamics of open swirl injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(6): 497-500, 549. (in Chinese)
- [7] 杨立军, 富庆飞, 王永涛, 等. 多排切向通道敞口型离心喷嘴的动态特性研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 865-870.
YANG Lijun, FU Qingfei, WANG Yongtao, et al. Investigation of dynamic of multi-row tangential channel opened swirl injector[J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(5): 865-870. (in Chinese)
- [8] 杨立军, 富庆飞. 喷嘴对供应系统到燃烧室压力振荡传递幅频特性的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 305-310.
YANG Lijun, FU Qingfei. Effect of injector on pressure oscillation amplitude-frequency characteristics from pipeline to combustion chamber[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 305-310. (in Chinese)
- [9] 杨立军, 富庆飞, 张向阳, 等. 结构参数对敞口型离心喷嘴动态特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 864-868.
YANG Lijun, FU Qingfei, ZHANG Xiangyang, et al. Study on influence of configuration parameter of open-end swirl injector on its dynamics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(6): 864-868. (in Chinese)
- [10] 杨立军, 葛明和, 张向阳. 液体离心喷嘴喷雾场动态特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1083-1087.
YANG Lijun, GE Minghe, ZHANG Xiangyang. Preliminary investigation on dynamic characteristics of swirl injector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(6): 1083-1087. (in Chinese)
- [11] 富庆飞, 杨立军, 屈元元, 等. 气液同轴喷嘴缩进室动态特性均相流模型[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1918-1922.
FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan, et al. Investigation on dynamic characteristic of recessed region of a gas-liquid coaxial injector with homogeneous flow model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1918-1922. (in Chinese)
- [12] FU Qingfei, YANG Lijun, WANG Xiangdong. Theoretical and experimental study of the dynamics of a liquid swirl injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(1): 94-101.
- [13] ZONG N, YANG V. Dynamics of simplex swirl injectors for cryogenic propellants at supercritical conditions[R]. AIAA-2004-1332, 2004.
- [14] ZONG N, YANG V. Supercritical fluid dynamics of pressure swirl injector with external excitations[R]. AIAA-2007-5458, 2007.
- [15] HUO Hongfa, ZONG N, YANG V. Cryogenic fluid dynamic response of swirl injector to external forcing at supercritical conditions[R]. AIAA-2009-233, 2009.
- [16] 富庆飞, 杨立军, 屈元元, 等. 敞口型液体离心喷嘴动态特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2132-2138.
FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan, et al. Numerical simulation of dynamic characteristics of an open-end swirl injector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 2132-2138. (in Chinese)
- [17] BAI Xiao, LI Qinglian, CHENG Peng, et al. Investigation of self-pulsation characteristics for a liquid-centered swirl coaxial injector with recess[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 511-521.
- [18] IM J H, YOUNGBIN Y, BAZAROV V G. Experimental study on self-pulsation a gas/liquid swirl coaxial injector in high pressure environment[R]. Daejeon, Korea: the 60th International Astronautical Congress, 2009.
- [19] TSOHAS J, HEISTER S D. Numerical simulations of liquid rocket coaxial injector hydrodynamics[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(4): 793-810.
- [20] 张亚, 潘刚, 丁兆波, 等. 离心喷嘴声学相关热试验频率分析与计算[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1478-1486.
ZHANG Ya, PAN Gang, DING Zhaobo, et al. Analysis and calculation of acoustic frequency of swirl injector in hot-fire testing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(7): 1478-1486. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)