

双工况氢氧发动机燃烧与传热数值分析^{*}

林志勇, 罗世彬, 田章福, 周 进

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 应用三维湍流 N-S 方程以及颗粒轨道模型描述双工况氢氧发动机内部喷雾两相燃烧流动过程。两相之间的质量、能量交换由液滴蒸发模型计算, 气相化学反应速率由 Arrhenius 公式计算。通过耦合求解气液两相的模型方程, 对发动机转工况前后的三维流场进行了数值计算, 并耦合计算了燃气与壁面之间的传热以确定壁面的温度和热流分布。另外还对分别采用同轴离心式喷嘴和直流式喷嘴得到的燃烧流场与燃烧效率进行了比较。计算结果表明转工况前的壁面温度与热流都比转工况后大。离心式喷嘴的雾化混合效果与燃烧效率都比直流式喷嘴好。

关键词: 氢氧发动机; 喷嘴; 燃烧效率; 传热; 数值仿真

中图分类号: V434.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0254-05

Numerical analysis of combustion and heat transfer in dual-operation LOX/hydrogen engine

LIN Zhi-yong, LUO Shi-bin, TIAN Zhang-fu, ZHOU Jin

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Three-dimensional N-S equations and two-phase flow model, in which the liquid oxygen spray as discrete particles was considered, were employed to describe the turbulent combustion processes in the dual-operation LOX/hydrogen engine. The mass and energy transfer between the two phases were calculated by the droplet evaporation model, and the Arrhenius model was used to obtain the gas chemical reaction rate. The details of 3D flow field, the distributions of temperature and heat flux in the wall were obtained by solving the equations and calculating the coupling heat transfer between the burning gas and chamber wall. The flow field and combustion efficiency of swirl coaxial injector and shear coaxial injector were compared. The results show that the temperature and heat flux of oxygen-rich operation are higher than that of the fuel-rich operation, and the mixture and efficiency of swirl coaxial injector are better than that of the shear coaxial injector.

Key words: Hydrogen oxygen engine; Injector; Combustion efficiency; Heat transfer; Numerical simulation

1 引 言

以往研究的氢氧发动机都是在单工况下工作, 主要用在多级火箭上面级^[1]。使用单级入轨来实现运载器的可重复使用, 可降低发射费用, 提高可靠性等。本文研究的双工况氢氧发动机就是采用改变混合比的方法来达到单级入轨的目的^[2]。这种发动机在低空采用高富氧工况, 具有很高的密度比冲。当达到一定的高度后转成接近于当量比的富燃工况, 以发挥其高性能比冲的特点。但是双工况氢氧发动机在转工况过程中由于关闭了部分推进剂流量, 必然会导致推

力室内的燃烧流场发生剧烈变化, 同时影响到燃烧室壁面的温度与热流分布。另外直接模拟燃气与发动机壁面间的耦合传热难度较大, 以往计算发动机传热时一般都是直接指定内壁面的温度或热流, 文献[3]也只是采用了二维模型对燃气与固壁之间的耦合传热进行了计算。

本文应用三维计算模型对发动机转工况前后的燃烧流场进行了数值模拟, 在指定燃烧室外壁面温度下, 通过燃气与固壁交界面的热流对两者之间的传热进行了耦合计算。并且比较了采用同轴离心式壁嘴

* 收稿日期: 2002-06-07; 修订日期: 2002-10-15。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目 (863-2-1-5-1)。

作者简介: 林志勇 (1978—), 男, 硕士生, 研究领域为液体火箭发动机燃烧过程。

和同轴直流式喷嘴发动机的燃烧流场与效率,得到了与理论分析相符合的结果。

2 物理模型与计算方法

本文研究双工况氢氧发动机的燃烧与传热,假定氢在喷入燃烧室前已经汽化。并采用在 Lagrange 坐标系下的离散相随机颗粒轨道模型描述液氧液滴运动^[4]。在不影响本文研究目的前提下,为了减少计算量采用氢氧单步总包化学反应,反应模型应用有限速率 Arrhenius 公式。控制方程采用 Navier-Stokes 方程,湍流模型采用标准的 $k-\varepsilon$ 双方程模型。

2.1 推进剂雾化模型

应用在 Lagrange 坐标系下的离散相轨道模型来描述液体火箭发动机液滴运动时,需要精确给定液相的初始条件,包括液滴初始直径、初始速度与温度等。并按 Rosin-Rammler 分布函数对液滴进行分组,每组中液滴所代表的质量流量比率可应用下式计算

$$q_i = 1 - \exp\left[-0.639\left(\frac{d_i}{D}\right)^N\right] \quad (1)$$

式中 q_i 表示喷雾中液滴直径小于 d_i 所有液滴质量占喷雾总质量的比率。 D 是中间质量的直径、 N 是尺寸分布参数, D, N 由实验测得^[4]。

液滴速度、入射角按不同的喷嘴来定。对于离心式喷嘴,可以根据喷嘴结构求得出液膜厚度与喷雾角,单个液滴的入射角与初始速度符合正态随机分布函数。对直流式喷嘴,液滴速度都垂直于喷注面,平均速度大小根据液氧流量与喷嘴出口面积来计算。

2.2 液滴蒸发模型

应用液滴常压蒸发理论计算液氧蒸发速率^[4]。模型假定液滴在对流中蒸发,过程是球对称进行的,液滴内部物理状态均匀,边界层厚度可以采用折算薄膜理论考虑。

液滴加热速率

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = \pi d_p Nu \lambda (T_g - T_p) \quad (2)$$

液滴蒸发速率

$$\frac{d(d_p^2)}{dt} = - \frac{4Nu\lambda}{\rho_p C_p} \ln(1+B) \quad (3)$$

其中 $Nu = 2 + 0.6Re^{0.5} \left[\mu \frac{C_p}{\lambda} \right]^{0.333}$, $B = \frac{C_p(T_g - T_p)}{q_c}$,

T_g 为气相温度, $C_p, T_p, m_p, d_p, \lambda, \mu$ 分别为液滴比热、温度、质量、直径、导热系数、粘性系数。

2.3 化学反应模型

采用有限速率的化学模型来模拟单步氢氧反应,反应速率按 Arrhenius 公式给出:

$$R = C_A \bar{Y}_{fu} \bar{Y}_{ox} \exp\left[-\frac{E}{RT}\right] \quad (4)$$

$\bar{Y}_{fu}, \bar{Y}_{ox}$ 分别为燃烧剂和氧化剂的浓度,对氢氧反应 $C_A = 2.4 \times 10^9, E/R = 800$ 。

2.4 耦合传热模型

燃烧室内壁面的温度与热流分布都未知,需要通过燃气对壁面的强迫对流以及壁面的导热耦合求解得到。

燃气强迫对流换热表达式:

$$q_k = \alpha_{gw}(T_{gw} - T_{wg}) \quad (5)$$

燃气对流换热系数应用 Bartz 经验公式^[1]来求解:

$$\alpha_{kg} \approx 74.3 \times C_{pg} \times \eta_g^{0.18} \times G_g^{0.82} / D^{1.82} \times (T_g / T_{wg})^{0.35} \quad (6)$$

式中 C_{pg}, η_g, G_g 分别为近壁层燃气的比热、平均动力粘度与总的质量流量; D 计算截面处的燃烧室内径; T_g, T_{wg} 分别为燃气和与燃气相接触的壁温;

燃烧室壁面的热传导方程

$$q_k' = - \lambda \frac{dT}{dL} \Big|_w \quad (7)$$

λ 为固壁的导热系数。

耦合交界面满足以下条件^[5]:

(1) 温度连续

$$T_{wg} \Big|_g = T_{wg}' \Big|_w \quad (8)$$

(2) 热流密度连续

$$q_k \Big|_g = q_k' \Big|_w \quad (9)$$

下标 g, w 的参量分别表示气固交界面上靠近燃气与固壁的物理量。

2.5 数值方法

本文采用时间相关法求解氢氧燃烧反应流场,采用控制体积法离散方程,在空间上采用二阶迎风格式对动量方程、连续方程、能量方程和组分方程进行耦合求解,然后再求其他方程。采用耦合求解方法大大加快这种复杂流动的计算收敛速度。在时间上采用了显式的 Runge-Kutta 方法进行迭代求解。

在求解反应流场的同时进行燃气与壁面的耦合传热求解:根据耦合边界上的初场温度分布,对燃气区域进行求解,得出耦合边界上的局部热流密度和温度梯度,然后应用式(9)求解壁面固体区域,以得出耦合边界上新的温度分布。再以此分布作为燃气区域

的输入, 重复直到收敛。

2.6 计算网格

模型发动机的型面是由双圆弧组成轴对称结构, 同时考虑到喷嘴分布情况为外圈 12 个, 内圈 6 个均匀分布, 所以计算区域沿对称面取 1/12, 表面网格分布见图 1。

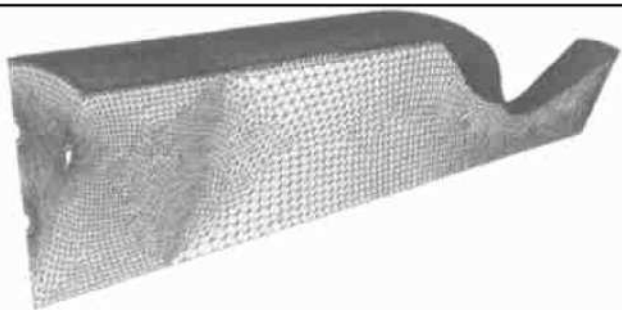


Fig. 1 Surface mesh

2.7 边界条件

入口边界条件由流量、温度、入口速度给出, 参数分布按离心式喷嘴的雾化模型得到。出口条件按线性外推给出。对称面变量的梯度在 X, Y 方向上等于零。内壁面速度满足固壁无滑移条件, 传热边条满足耦合交界面条件。外壁面以等温壁处理。

3 计算结果分析

3.1 计算条件

(1) 富氧工况:

氢流量 0.08307kg/s, 入口温度 150K; 氧流量 1.0799kg/s, 入口温度 93K; 余氧系数为 1.5。

(2) 富燃工况:

氢流量 0.08307kg/s, 入口温度 150K; 氧流量 0.4984kg/s, 入口温度 93K; 余氧系数为 0.75。燃烧室固壁外壁面给定等温壁 $T = 500K$ 。

对富氧与富燃工况都将有一种组分反应完全, 本文就针对这种推进剂在不同位置已燃烧量占总流量的比值作为燃烧效率, 比较不同类型喷嘴的雾化混合燃烧效果。

推力室的壁面材料为铅铜, 导热系数由实验测得。气氢, 气氧, 液氧, 水蒸汽的物性参数见文献[6, 71]。

3.2 流场分析

(1) 图 2, 图 3 分别是采用离心式喷嘴富氧富燃工况下一个对称面上的温度分布。可以看出火焰峰最高温度达到 4000K 以上, 与实际氢氧反应火焰峰绝

热温度相比稍微偏高, 这主要是由于在本文中为了简化计算, 采用单步氢氧化学反应; 而真实的物理过程是当氢氧燃烧温度高达到一定值时, 将发生大量复杂的离解反应, 离解吸收了大量的热量, 降低了火焰峰温度, 所以从局部区域看出现了计算温度比热力计算的理论温度要偏高。但是从整体上看, 温度场分布还是合理的。

(2) 在喷注入口面也存在着局部较高的温度分布区。结合分析离心式喷嘴燃烧产物分布(图 4, 图 5)还可以看出在这些区域的水蒸汽含量较高。这主要是由于采用了离心式喷嘴, 液氧从喷嘴出来将以一定的角度偏离轴向喷射, 气化燃烧产生高速的燃气, 导致了在喷嘴出口附近出现了很复杂的回流区, 这些回流区一方面增加了混合效果, 另一方面把大量的高温燃烧产物水蒸汽带回到入口面, 使得在入口面出现了局部的高温区。

比较直流式喷嘴燃烧产物的分布图(图 6, 图 7)可以看出, 入口面水蒸汽含量要比采用离心式喷嘴时来得低。这是因为对直流式喷嘴, 一方面入口液滴的雾化角很小, 几乎是平行于轴向进入燃烧室; 另一方面直流式喷嘴的雾化混合不如离心式, 在入口段燃烧产物较少, 回流区带回的主要还是低温的组分氢。这就造成了入口面的温度分布离心式喷嘴要比直流式喷嘴高。所以在工程应用中, 如果采用离心式喷嘴需要更加注重喷入面的冷却。

另外对离心式喷嘴还可以看出在喷射区中心也存在着较高的温度分布区, 并且在这些区域内也有较高的水蒸汽分布。这是由于离心式喷嘴的喷射区中心存在一段空心区域, 有一部分气氢将穿过液氧进入这区域进行反应。而对于直流式喷嘴这部分区域内水蒸汽的含量则很低。(3) 通过比较图 2 与图 3 还可以得出, 在富氧工况下温度场分布总体上比富燃下来得低, 这主要是由于在富氧工况下, 有大量的低温氧过剩。

(4) 两种喷嘴下的流场都存在着明显的分层现象, 表现出扩散火焰燃烧特征。另外采用直流式喷嘴时, 这种分层现象比离心式喷嘴要更加严重。这说明直流式喷嘴的雾化混合效果比离心式喷嘴要差。图 6 和图 7 是富燃工况两种喷嘴产物水蒸汽沿着轴向截面上的摩尔浓度分布图。比较两幅图可以清楚地看出采用直流式喷嘴时, 入口面以及靠近壁面的燃烧产物的浓度较低, 燃烧分层现象更加明显。

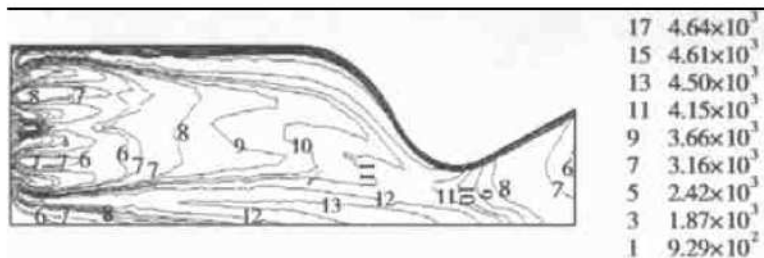


Fig. 2 Temperature contour for oxygen-rich operation of swirl coaxial injector on the symmetry section

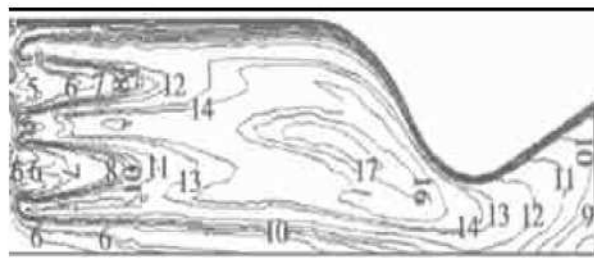


Fig. 3 Temperature contour for fuel-rich operation of swirl coaxial injector on the symmetry section



Fig. 4 Mole fraction contour of H_2O for oxygen rich operation of swirl coaxial injector on the symmetry section

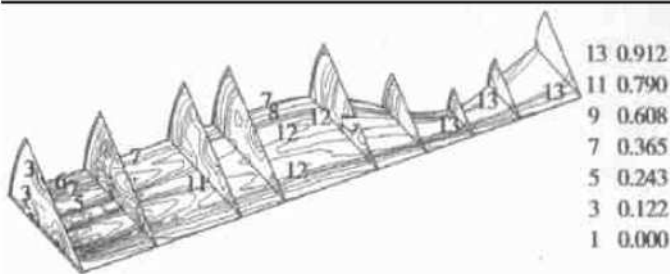


Fig. 5 Mole fraction contour of H_2O for fuel-rich operation of swirl coaxial injector on the symmetry section



Fig. 6 Mole fraction contour of H_2O for oxygen rich operation of shear coaxial injector on the symmetry section

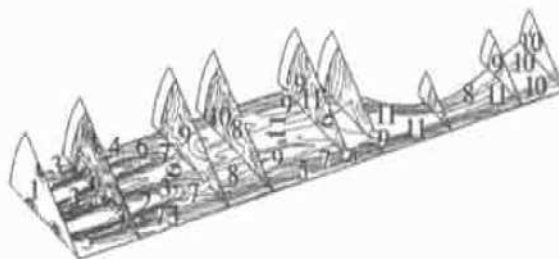


Fig. 7 Mole fraction contour of H_2O for fuel-rich operation of shear coaxial injector on the symmetry section

3.3 传热分析

图 8 与图 9 分别是在离心式喷嘴下富氧与富燃工况燃烧室壁面上沿轴向的热流与温度分布比较图。从中可以得出,富氧工况壁面的温度与热流均比富燃工况要大,这一点可以从温度分布图 2 与图 3 分析,富氧工况高温区域比富燃工况更加靠近壁面。这主要是由于在富燃工况有部分氢过剩,由于氢在离心式喷嘴的外圈,所以很大一部分过剩的氢沿着壁面流动,把高温的燃烧产物从壁面隔离开。另外还可以得出温度与热流的最高值均出现在喉部附近 ($x = -0.05$),最大热流量高达 $10^7 W/m^2$ 数量级。所以在设计中要特别注意富氧工况下的热防腐问题。

3.4 燃烧效率分析比较

图 10 与图 11 分别是富氧与富燃工况下,两种喷嘴的燃烧效率的比较。通过分析可以得到以下几个结论:(1)对富氧工况采用离心式喷嘴的燃烧效率明显比直流式喷嘴要高。(2)对富燃工况在燃烧室段离

心式喷嘴的燃烧效率比直流式喷嘴要明显地高,但是到喉部以后,两者的燃烧效率基本相同。(3)无论是离心式喷嘴还是直流式喷嘴,到出口处基本上都已经反应完全。从中可以看出对本课题所研究的发动机结构,混合燃烧效率是相当高的。

4 结 论

(1)转工况前壁面的温度与热流比转工况后要高,但是转工况前推力室内部温度总体上比转工况后要低。转工况前后壁面的最高温度与最大热流都出现在喉部附近。

(2)转工况前后,离心式喷嘴的燃烧效率都比直流式喷嘴要高。但到出口附近对每一种喷嘴基本都已燃烧完全。

(3)采用离心式喷嘴燃烧室入口面的高温区将比采用直流式喷嘴时明显。另外离心式喷嘴喷射区域中心将出现高温区。

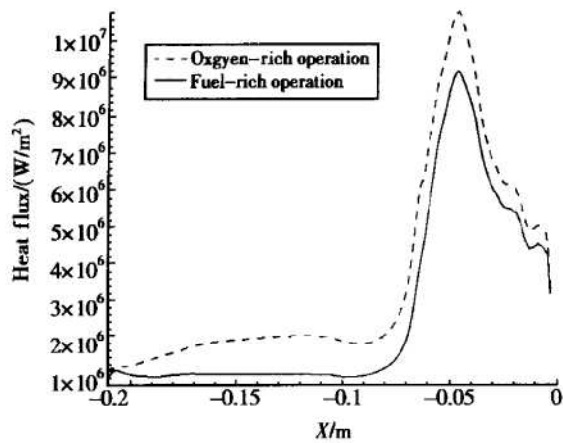


Fig. 8 Comparison of oxygen rich and fuel rich operation of heat flux for wall of swirl coaxial injector

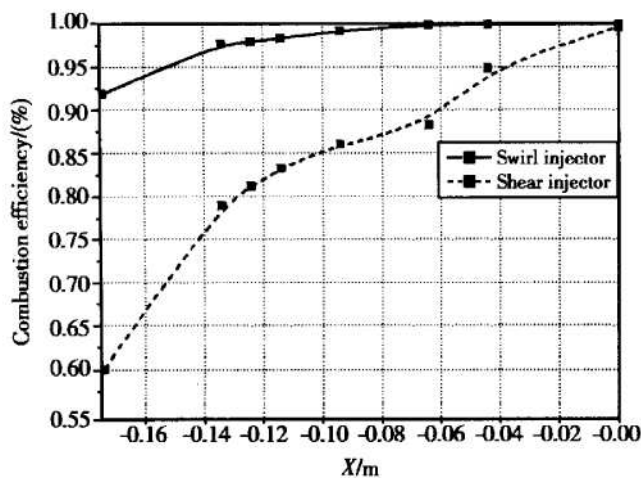


Fig. 10 Combustion efficiency comparison of two injectors for oxygen rich case

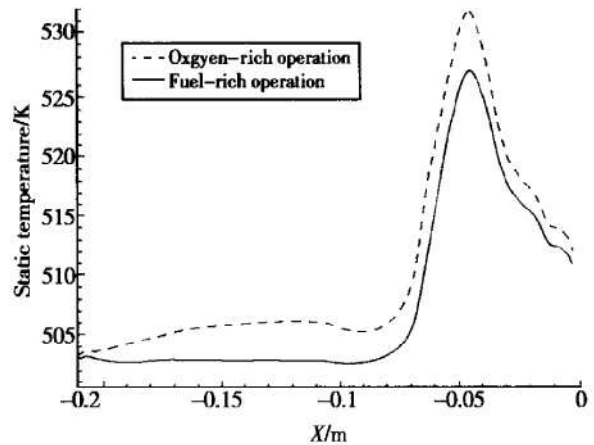


Fig. 9 Comparison of oxygen rich and fuel rich operation of temperature for wall of swirl coaxial injector

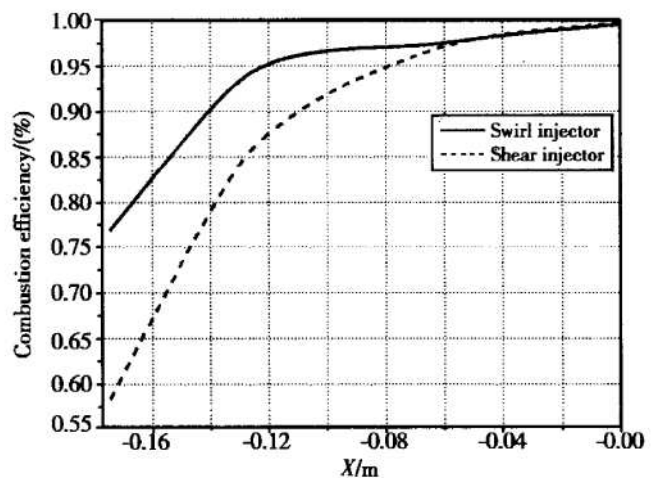


Fig. 11 Combustion efficiency comparison of two injectors for fuel rich case

(4) 采用离心式喷嘴壁面附近的燃烧产物水蒸汽的摩尔浓度比直流式喷嘴相对要高, 这将导致采用离心式喷嘴时壁面的温度与热流分布都要高。

(5) 采用离心式喷嘴的雾化混合效果明显比直流式喷嘴要好。

本文在求解壁面耦合传热的过程中简化了模型, 直接给定了外壁面的温度, 这样还不能很精确地分析整个壁面的传热变化情况。耦合求解不可压流冷却水流动、固壁传热、高温高速燃气流动三者之间的传热模型还有待进一步研究。另外还需要更加逼近实际模型的化学反应动力学与更加精确的模型系数、燃气物性参数来得到更精细的燃烧反应流场。

参考文献:

[1] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国

防工业出版社, 1996.

- [2] James A M. History of propulsion for single stage to orbit and multiple stage vehicles[J]. *Journal of Spacecraft*, 1995, 11(1).
- [3] Wang Qunzhen. Gas dynamics and heat transfer modeling in rocket joints[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(5).
- [4] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1988.
- [6] Bomme J M. Thermodynamic properties 6000K for 210 substances involving the first 18 elements[R]. NASA SP-3001.
- [7] 马庆芳. 实用热物理性质手册[M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1986.

(编辑: 朱立影)