

文章编号: 1000-8055(2010)06-1401-06

氢/氧气-气燃烧与气-液燃烧特性对比研究

汪小卫, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对氢/氧气-气和气-液同轴剪切式单喷注器进行了燃烧流动的仿真研究. 采用带化学反应的湍流 Navier-Stokes 方程和颗粒轨道模型描述发动机内部喷雾两相燃烧流动过程, 气相化学反应速率都由 Arrhenius 公式计算. 对典型气-气燃烧和气-液燃烧仿真结果进行了比较, 结果表明气-气燃烧完成长度相对气-液燃烧更长; 并进行了同轴喷注器关键参数对两种燃烧流场的影响的仿真和分析比较, 得到喷注流量和动量比均为影响两类型喷注器燃烧流场的关键因素, 且这两因素对燃烧完成长度的影响趋势是完全相同的, 而喷注速度对两类型喷注器燃烧流场影响程度都较小.

关 键 词: 气-气燃烧; 气-液燃烧; 喷雾燃烧; 全流量补燃循环; 数值仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

Simulation of GH_2/GO_2 and GH_2/LOX combustion characteristics of shear coaxial injectors

WANG Xiaowei, CAI Guobiao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Single element shear coaxial GH_2/GO_2 and GH_2/LOX injectors were numerically simulated. Two-phase turbulent combustion process of GH_2/LOX was simulated with chemical Navier-Stokes equations and discrete particle model. Chemical reaction was calculated with Arrhenius formulation. GH_2/GO_2 and GH_2/LOX combustion flowfields and the influences of some key design parameters on two types of fields were obtained. The combustion completion length of GH_2/GO_2 injector is longer. The injection flowrate and momentum ratio are key parameters for the both types of injectors, and the influence tendencies of these two parameters are the same. The injection velocity is less influential to both types of injectors.

Key words: gas-gas combustion; spray combustion; gas liquid combustion; full flow stage combustion (FFSC) cycle; numerical simulation

自从全流量补燃循环(FFSC)技术被提出以来,气-气喷注器技术作为其关键技术之一,一直被国内外作为研究重点之一^[1-9],因此有必要对其开展深入研究.

气-液喷注器长时间以来作为氢/氧液体火箭发动机上最常用的喷注器类型,已开展了大量且

深入的研究,并在航天飞机主发动机(SSME)上得到成功应用,该类型喷注器的设计方法已趋成熟,且喷雾燃烧的理论模型也已获得深入的研究^[10-11].然而对于气-气喷注器,无论是机理研究还是其设计本身还远未成熟,且重新开展一种新型喷注器设计工作,需要进行大量的设计和试验

收稿日期: 2009-05-12; 修订日期: 2009-07-07

基金项目: 国家高技术基金项目(2007AA702*)

作者简介: 汪小卫(1983-),男,安徽安庆人,博士生,主要从事液体火箭发动机内燃烧流动和设计研究.

研究. 因此, 如果能够将气-液喷注器的研究成果推广甚至直接运用到气-气喷注器的设计上来, 就能够大量节约成本和周期.

在众多喷注器结构中, 同轴剪切式喷注器以其具有较高可靠性、较好火焰维持特性和热防护特性, 在液体火箭发动机中应用较为广泛, 国内外对气-气燃烧的研究也主要集中在同轴剪切式喷注器上^[1-9]. 本文开展了单喷嘴同轴式气-液喷注器和气-气喷注器的燃烧流动仿真分析, 考察两种燃烧模型的典型流场的差异, 并进行各关键参数影响的对比, 以揭示它们之间的区别与联系. 为将气-液喷注器的设计方法应用到气-气喷注器上提供参考, 并有利于深入认识气-气燃烧机理. 作为一种喷注器类型, 气-气喷注器也广泛应用于其他类型发动机, 本文的结果具有一定的适用性.

1 计算方法与模型介绍

文献[7]通过对各种气-气燃烧计算模型进行了对比分析, 得到了与试验结果最为吻合的数值模型, 本文所采用的针对气相流动和燃烧计算模型来源于此. 在喷雾燃烧模拟中, 采用 Lagrange 坐标系下的离散随机颗粒轨道模型描述液氧液滴运动^[11]. 控制方程采用 Navier Stokes(N-S) 方程, 湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型.

1.1 推进剂喷雾模型

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. 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用下式给出:

$$R = 1 - \exp\left[-0.693\left(\frac{d_1}{d_m}\right)^n\right] \quad (1)$$

式中 R 表示喷雾中液滴直径小于 d_1 所有液滴质量占喷雾总质量的比率; d_m 为中间质量的直径; n 为尺寸分布参数; d_m, n 由试验测得^[11]. 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.

1.2 蒸发模型

应用液滴常压蒸发理论计算液氧蒸发速率. 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

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} =$$

$$\pi d_p (2 + 0.6 \sqrt{Re_d Pr^{1/3}}) \lambda (T_g - T_p) \quad (2)$$

液滴蒸发速率

$$\frac{dd_p}{dt} = - \frac{4K}{\rho_p c_p d_p} (1 + 0.3 \sqrt{Re_d Pr^{1/3}}) \times \ln\left[1 + \frac{c_p (T_g - T_p)}{h_{fg}}\right] \quad (3)$$

式中 T_g 为气相温度, $c_p, T_p, m_p, d_p, K, h_{fg}$ 分别为液滴的比定压热容、温度、质量、直径、导热系数和汽化潜热.

1.3 化学动力模型

对于化学动力学模型, 文献[7]进行了详细的分析, 并与试验结果进行了对比, 得到采用单步总包反应的涡耗散模型(EDM)和采用多组分多步反应模型得到的流场结构基本一致, 且都与试验结果吻合良好, 这是由于氢/氧反应属于快速反应, 可以采用 EDM 模型. 在不影响本文研究目的的情况下, 为减小计算量, 采用了氢/氧单步总包反应 EDM 模型. 反应速率按如下 Arrhenius 公式给出

$$R = C_A \overline{Y_{fu}} \overline{Y_{ox}} \exp(-E/RT) \quad (4)$$

式中 $\overline{Y_{fu}}, \overline{Y_{ox}}$ 分别为燃料和氧化剂的质量浓度, 对氢氧反应 $C_A = 2.4 \times 10^9, E/R = 800$.

1.4 计算模型

如图 1 所示, 为两喷注器类型的单喷嘴发动机推力室模型, 其中气-液喷注器没有必要给出明显的氧喷嘴构型. 燃烧室参数参考于 SSME 主发动机, 特征长度 800mm, 收缩比 3.1, 燃烧室为圆柱体, 单喷注器置于头部中心, 单喷嘴燃烧室截面积等同于 SSME 主发动机单元喷嘴平均所占面积, 这种设计能够最有效地模拟真实发动机工况.

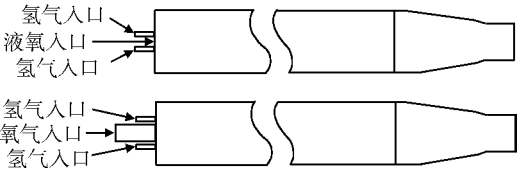


图 1 两喷注器单喷嘴推力室模型

Fig. 1 Single element chambers with the two types of injectors

由于整个推力室为轴对称结构, 计算区域取其一半区域, 采用轴对称模型; 由于研究对象为燃烧室内流场, 略去不必要的喷管部分; 对其进行网格划分, 在边界上和燃烧室头部进行了加密处理.

气体推进剂入口边界条件由流量边界条件给出, 给定入口推进剂流量、总温以及湍流参数, 本文取入口湍流度为 5%, 表征中等湍流强度; 出口给定压力出口边界条件, 出口背压设定为额定设计室压. 对称轴变量的梯度在 X, Y 方向上等于零. 内壁面速度满足固壁无滑移条件. 壁面热条件以绝热处理.

本文的计算压力选取试验室压力 3 0 MPa, 额定流量选取该压力下 SSME 主喷注器单喷嘴平均流量 113 g/s. 选取影响喷注器的关键参数有: 动量比、喷注速度和喷注流量. 混合比保持 6 0 不变, 而保持流量、混合比和燃烧室压力不变时, 喷注速度的变化可以理解为氧压降分数(压降与燃烧室压力之比) 的变化. 由于液体和气体在相同的压降分数下喷注速度相差很大, 因此两种喷注器的动量比是不一致的; 喷注流量改变时, 为保证喷注器其他参数和燃烧室参数不变, 燃烧室截面积同时按比例变化. 各参数选取的水平如表 1 所示, 水平的选取考虑在工程适用范围内最大限度地选取参数范围.

表 1 各参数变化范围

Table 1 Calculation values of parameters

参数	取值
动量比	气 气 0. 2, 0. 7, 1. 2
	气 液 1. 0, 3. 0, 5. 0
氧压降分数/ %	5. 0, 10. 0, 15. 0
喷注流量/ (g/ s)	113, 226, 339

1. 5 数值方法

本文采用时间相关法求解氢氧掺混和燃烧流场, 采用控制体积法离散方程. 离散方程的统一形式可表示为

$$\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} + a_0\phi_0 = \sum_{j=1}^N a_j\phi_j + b_0 \quad (5)$$

对于稳态过程, $\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} = 0$. 式(5) 中, P_0 为控制容积中心节点, P_j 为其周围节点, V 为控制容积体积, j 为控制容积中界面的角标, N 为控制容积的界面数. a_0 和 a_j 分别是离散方程中对应于 P_0 和 P_j 的算子系数, b_0 是离散方程源项.

在空间上采用二阶迎风格式对连续方程、动量方程、能量方程和组分方程进行耦合求解, 然后再解湍流模型相关方程.

2 计算的正交设计

正交试验设计方法利用正交表科学地安排与

分析多因素试验的方法, 本着“ 整齐可比、均衡分散” 的原则, 从全面试验中挑选出部分代表性强的点进行试验, 对结果进行统计分析, 可以得到各试验因素对试验结果的影响的重要程度和各因素对试验结果的影响趋势等^[12]. 本文对两喷注器类型影响参数都选取了 3 因素 3 个水平, 采用正交试验设计来考察各因素的影响程度和影响趋势, 一共只需要进行 18 次仿真试验, 而全面试验需要进行 54 次, 在选取因素的水平更多时, 正交设计的优势更明显. 两喷注器仿真试验正交设计表如表 2 和表 3 所示, 其中空白列的存在能够用来考察各因素之间是否存在不可忽略的交互作用, 具体有关正交表的介绍请参考文献[12].

表 2 气 液喷注器仿真试验正交设计方案

Table 2 Orthogonal design of GH₂/ LOX injector simulation

试验号	动量比	氧压降 分数/ %	喷注流量/ (g/ s)	空列
1#	1. 0	5	113	1
2#	1. 0	10	226	2
3#	1. 0	15	339	3
4#	3. 0	5	226	3
5#	3. 0	10	339	1
6#	3. 0	15	113	2
7#	5. 0	5	339	2
8#	5. 0	10	113	3
9#	5. 0	15	229	1

表 3 气 气喷注器仿真试验正交设计方案

Table 3 Orthogonal design of GH₂/ CO₂ injector simulation

试验号	动量比	氧压降 分数/ %	喷注流量/ (g/ s)	空列
1#	0. 2	5	113	1
2#	0. 2	10	226	2
3#	0. 2	15	339	3
4#	0. 7	5	226	3
5#	0. 7	10	339	1
6#	0. 7	15	113	2
7#	1. 2	5	339	2
8#	1. 2	10	113	3
9#	1. 2	15	229	1

3 计算结果分析

3. 1 流场比较

对一共 18 组参数组合的数值计算方案进行建模, 网格划分和仿真计算, 得到图 2~ 图 6 和表 4~ 表 5 所示结果, 本节首先比较分析典型气 液和气 气燃烧流场, 再对各因素的影响情况进行分析对比.

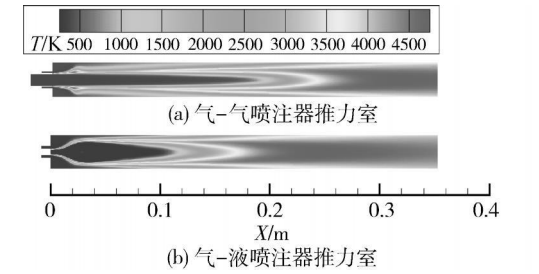


图 2 两喷注器内流场温度分布对比

Fig. 2 Comparison of temperature contours in the two chambers

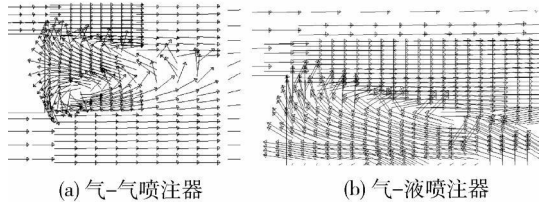


图 3 两喷注器氧喷嘴固壁末端流场矢量图

Fig. 3 Stream traces in the vicinity of the flame attachment point at the lip of the injectors

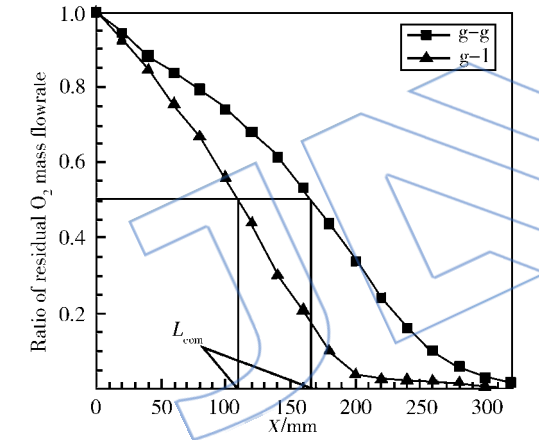


图 4 两喷注器内流场沿燃烧室轴向氧组分剩余百分比分布

Fig. 4 Ratio of the O_2 mass flow rate of the injection flow rate versus the axial distance of the two chambers

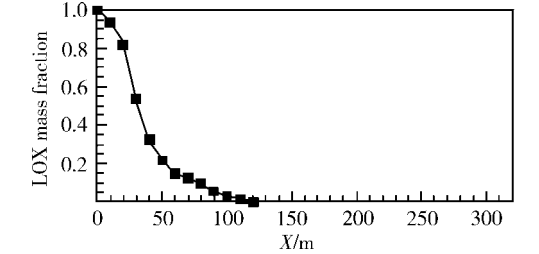


图 5 气-液喷注器沿燃烧室轴向上各截面液氧质量分数

Fig. 5 LOX mass fraction versus the axial distance of the chamber

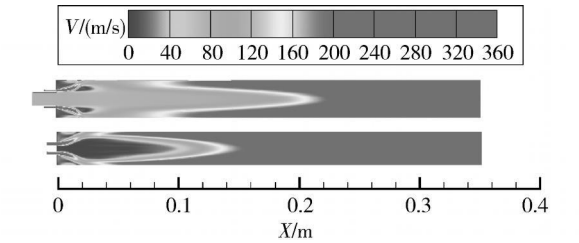


图 6 两喷注器内流场速度分布对比

Fig. 6 Comparison of velocity contours in the two chambers

表 4 气-气喷注器仿真试验正交设计结果

Table 4 Results of the orthogonal design of GH_2/GO_2 injector

试验号	动量比	氧压降 分数/%	喷注流量/ (g/s)	空列	$L_{com}/$ mm
1#	0.2	5	113	1	197
2#	0.2	10	226	2	298
3#	0.2	15	339	3	395
4#	0.7	5	226	3	167
5#	0.7	10	339	1	264
6#	0.7	15	113	2	164
7#	1.2	5	339	2	161
8#	1.2	10	113	3	97
9#	1.2	15	226	1	157
K_1	890	525	458	618	
K_2	595	659	622	623	
K_3	415	716	820	659	
k_1	296.67	175	152.67	206	
k_2	198.33	219.67	207.33	207.67	
k_3	138.33	238.67	273.33	219.67	
极差 R	158.33	63.67	120.67	13.67	

表 5 气-液喷注器仿真试验正交设计结果

Table 5 Results of the orthogonal design of GH_2/LOX injector

试验号	动量比	氧压降 分数/%	喷注流量/ (g/s)	空列	$L_{com}/$ mm
1#	1.0	5	113	1	87
2#	1.0	10	226	2	122
3#	1.0	15	339	3	152
4#	3.0	5	226	3	106
5#	3.0	10	339	1	122
6#	3.0	15	113	2	68
7#	5.0	5	339	2	120
8#	5.0	10	113	3	63
9#	5.0	15	226	1	85
K_1	361	313	218	294	
K_2	296	307	313	310	
K_3	268	305	394	321	
k_1	120.33	104.33	72.67	98	
k_2	98.67	102.33	104.33	103.33	
k_3	89.33	101.67	131.33	107	
极差 R	31	2.67	58.67	9	

如图 2 所示为试验号 4# 的两喷注器类型的燃烧流场温度, 图 4 给出了沿燃烧室轴向方向上各截面上氧组分剩余质量分数分布图。由于两喷注器结构相似, 参数组合基本相同, 具有可比性。

由图 2 可见两喷注器燃烧都始于氧喷嘴固壁末端区域, 图 3 对该区域的流线进行了放大显示, 可以看出两流场在该处产生了局部回流, 正是由于这种局部的回流起着稳定火焰的作用^[4], 而后燃烧不断发展。

在气-气燃烧中, 仅有混合和燃烧过程, 往往认为其掺混燃烧完成长度应该较喷雾燃烧的完成长度短, 然而图 2 和图 4 明显显示了气-气燃烧流场的燃烧完成长度更长, 氧组分消耗更慢。这一点可以从液氧的蒸发速率和蒸发后氧气的速度分布来予以解释。由图 5 可以看出液氧在燃烧室内蒸发速率很快; 且由于液氧密度远大于气氧, 其喷注速度远小于气氧喷注速度, 在气-液燃烧过程中虽然存在蒸发过程, 但在整个过程中, 首先蒸发后的气氧在不断参与反应, 其次低速液氧蒸发后的气氧轴向速度也很小, 如图 6 所示, 在一定距离内, 其有足够的时间与氢气掺混反应; 且初始液氧体积小, 由于蒸发导致氧组分所占燃烧室头部体积分数的迅速增大, 致使蒸发后氧气具有径向运动分量, 加强了与氢气的掺混。因此可解释为: 在高温高压的燃烧室内, 液氧迅速蒸发, 所产生低速的、局部迅速膨胀的氧气更快地燃烧完成。而在气-气燃烧中气氧以很高的轴向速度喷射入燃烧室, 在一定距离内其与氢气掺混时间有限, 因此消耗速率也相对小。

对于喷注器的研究, 一般主要考察其燃烧效率和头部热防护问题。由图 2 还可以看出两燃烧室喷注面板区域流场温度都很低, 热环境良好, 这是由于喷注器外围低温氢气保护的作用, 这也是同轴剪切式喷注器的优点所在, 因此, 这里该喷注器的头部热载就不成为主要考察对象。但两喷注器缺点皆为: 燃烧主要依靠氢/ 氧剪切掺混, 燃烧完成长度长。这也是同轴剪切式喷注器的主要缺点所在, 减小气-气同轴剪切式喷注器燃烧完成长度有利于增加燃烧效率或有利于采用大流量的喷注器结构, 是喷注器设计的研究重点之一。因此本文进一步进行了各关键参数对两类型喷注器燃烧完成长度影响的研究。由于都为富燃燃烧工况, 本文以各喷注器氧组分消耗为其喷注质量的 50% 的距离来对比燃烧完成长度, 如果图 4 所示位置 L_{com} , 如表 4~ 表 5 为各仿真试验的计算结果。

3.2 参数影响比较

为获得各种因素对两喷注器类型的影响趋势和影响程度, 对两正交设计进行了极差分析, 如表 4~ 表 5, 并画出了各影响因素的趋势图, 如图 7~ 图 8 所示。正交设计的具体分析方法请参考文献 [12]。

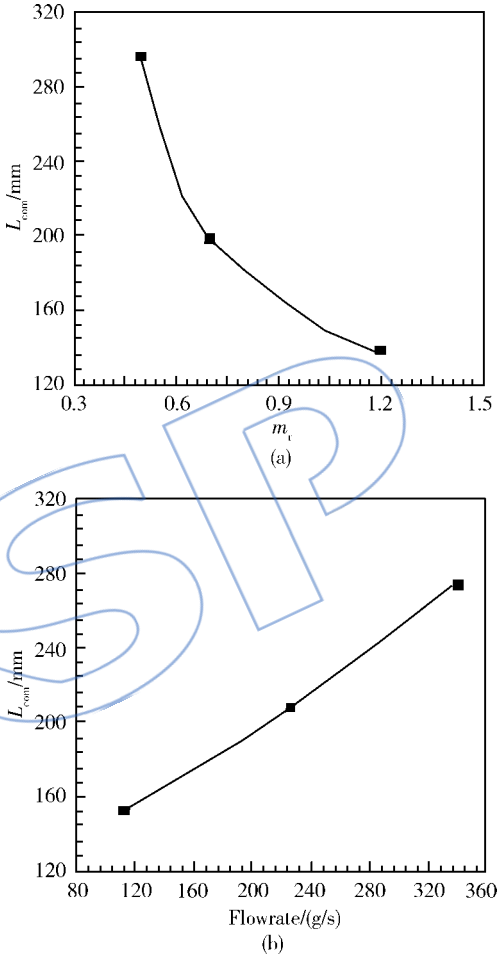


图 7 动量比和流量对气 气喷注器燃烧长度的影响趋势
Fig. 7 Influences of the momentum ratio and the injection flow rate on the GH₂/ GO₂ injector

由表 4 和表 5 中各因素的极差值可以得到: 流量和动量比都为影响气-气喷注器和气-液喷注器燃烧长度的重要因素, 而氧喷注压降则都可以认为次要因素。两表中的空列极差值相对流量和动量比都很小, 表明这三个因素之间交互作用很小, 单因素的取值变化并不影响其他因素对目标的影响趋势和程度。

从图 7~ 图 8 中可以看出两主要影响因素对燃烧长度的影响趋势, 动量比的增大都有利于减小两喷注器的燃烧长度, 且都随着动量比的增大燃烧长度减小趋势变缓; 流量的增加皆导致燃烧长度几乎线性上升。

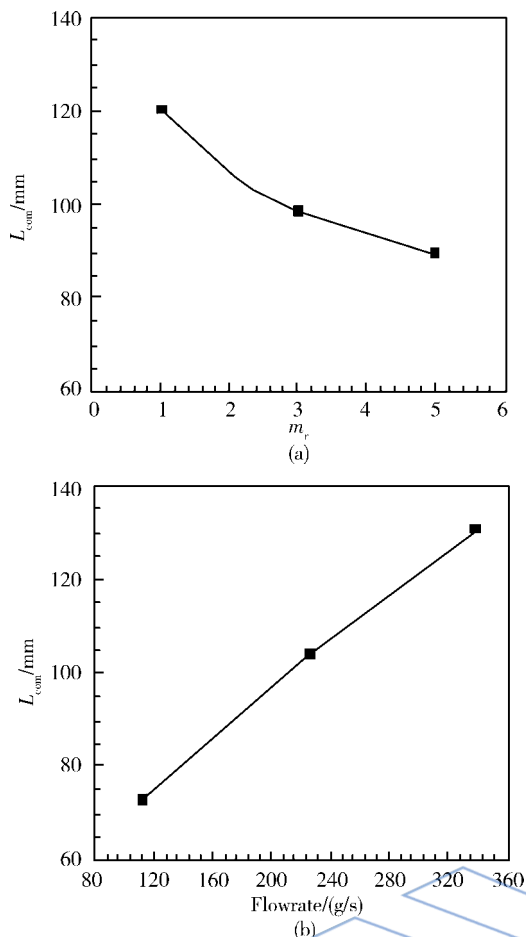


图8 动量比和流量对气液喷注器燃烧长度的影响趋势

Fig. 8 Influences of the momentum ratio and the injection flowrate on the GH_2/LOX injector

4 结论

本文分别对氢/氧气液和气/气单喷嘴同轴剪切式喷注器推力室燃烧流动进行了数值模拟,分析并比较了两流种场;并就喷注器各关键参数对两种燃烧流场的影响进行了仿真和比较分析,得到如下结论:

1) 在同一喷注流量和相似参数组合的情况下气/气燃烧完成长度大于气/液燃烧的完成长度;

2) 流量和动量比均为影响两类型喷注器燃烧流场的关键因素,且这两因素对燃烧完成长度的影响趋势是完全相同的;

3) 喷注速度对两类型喷注器燃烧流场影响程度都较小。

结果为进一步深入了解气/气燃烧机理和了解喷雾燃烧与气/气燃烧之间的差异提供帮助,并有助于将气/液喷注器的设计方法应用或借鉴到气/气喷注器的设计中去,能够节约气/气喷注器的研制成本和周期。

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full flow staged combustion cycle engine System [R]. AIAA 1997-3318, 1997.
- [2] Tucker P K, Klemm M D, Smith T D. Design of efficient GO_2/GH_2 injectors: a NASA, industry cooperative effort [R]. AIAA 1997-3350, 1997.
- [3] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas/gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. AIAA 1999-2757, 1999.
- [4] Archambault M R, Talley D, Peromian O. Computational analysis of a single element shear coaxial GH_2/GO_2 engine [R]. AIAA 2002-1088, 2002.
- [5] Lin J, West J S, Williams R W, et al. CFD code validation of wall heat fluxes for a GO_2/GH_2 single element combustor [R]. AIAA 2005-4524, 2005.
- [6] Tucker P K, Menon S, Merkle C L, et al. Validation of high fidelity CFD simulations for rocket injector design [R]. AIAA 2008-5226, 2008.
- [7] 汪小卫, 金平, 蔡国飙. 一种研究单喷嘴燃烧内流场的方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(9): 1095-1099. WANG Xiaowei, JIN Ping, CAI Guobiao. Method for investigation of combustion flow field characteristics in single element gas/gas injector chamber [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(9): 1095-1099. (in Chinese)
- [8] 汪小卫, 金平, 杜正刚, 等. 氢/氧气气喷注器冷流掺混与燃烧比较的仿真研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1737-1742. WANG Xiaowei, JIN Ping, DU Zhenggang, et al. Simulation of cold flow and combustion characteristics of shear coaxial GH_2/GO_2 injectors [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1737-1742. (in Chinese)
- [9] Emre S, Aravind V, Corin S, et al. Computational assessment of gaseous reacting flows in single element injector [R]. AIAA 2009-449, 2009.
- [10] National Aeronautics and Space Administration. NASA space vehicle design criteria liquid rocket engine injectors [R]. NASA SP-8089, 1976.
- [11] 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.
- [12] 李云雁, 胡传荣. 试验设计与数据处理 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.