

文章编号:1000-8055(2013)07-1475-07

多喷嘴氢氧燃烧二元加热器设计与仿真

田 亮¹, 陈超群¹, 徐 旭¹, 宋冈霖^{1,2}, 张 岩³

- (1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 中国西昌卫星发射中心 发射测试站, 四川 西昌 615608;
3. 南阳理工学院 土木工程系, 河南 南阳 473300)

摘 要: 为了获得均匀的喷管出口参数, 设计了两种喷注形式的多喷嘴氢氧燃烧二元加热器和一个拉瓦尔喷管, 利用 CFD 仿真软件对其进行了流场计算, 研究了同一工况下不同喷注器构型、速度比和喷嘴压降对喷管出口均匀度的影响。结果表明: 喷注器构型对出口气流的均匀程度影响不大, 它主要影响喷注器的温度; 氢气与空氧混气的速度比越低, 出口均匀性越好, 空氧混气喷嘴的压降越低, 出口均匀性越好; 拉瓦尔喷管收缩比对出口均匀性有很大影响, 设计时应尽量使两方向收缩比相近。

关 键 词: 加热器; 均匀性; 速度比; 氧喷嘴压降; 收缩比

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Design and numerical simulation of two-dimensional oxygen-hydrogen heater with multiply jet

TIAN Liang¹, CHEN Chao-qun¹, XU Xu¹,
SONG Gang-lin², ZHANG Yan³

- (1. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. China Xichang Satellite Launch Center, Xichang Sichuan 615608, China;
3. Department of Civil Engineering,
Nanyang Institute of Technology, Nanyang Henan 473300, China)

Abstract: For generating uniform air flow at Laval nozzle outlet, the influences of the form, velocity ratio and pressure drop of the injection was studied. An air heater with two forms of injection and a Laval nozzle were designed, then FLUENT was used to simulate the combustion and flow filed. The result show that: there is little influence from the form of the injection, which mainly influences the temperature of the injector; the lower velocity rate and oxygen drop of the jet means the more uniform of nozzle outlet and approximative contraction ratio in two directions is better for the outlet.

Key words: heater; uniformity; velocity ratio; oxygen pressure drop; contraction ratio

超燃冲压发动机是吸气式高超声速飞行的动力装置, 世界各国都在研究相关的技术^[1]。目前, 对超燃冲压发动机的研究主要以地面试验为主。

为了模拟发动机的来流参数, 需要设计空气加热器来产生高焓、高马赫数的高品质气流^[2-3]。根据加热方式的不同, 加热器主要分为: 燃烧加热、蓄

收稿日期: 2012-07-13

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1475_009.html

作者简介: 田亮(1983—), 男, 河北秦皇岛人, 博士生, 主要从事超燃冲压发动机试验研究。

热加热、电弧加热和激波管加热等^[4-7]. 不同的加热方式有各自的优缺点, 其中燃烧加热是最为简单有效的加热方式, 应用最为普遍^[8-11]. 加热器出口参数的均匀性是整个加热器设计的关键指标, 保证均匀性的手段在于合理组织燃烧. 有效的布置喷嘴^[12-13]是得到一个好流场的前提. 本文通过数值仿真的方法, 针对一个氢氧燃烧二元加热器, 研究了多喷嘴喷注构型时, 喷注参数^[14]和喷管几何形状^[15]对喷管出口均匀性的影响, 得到多喷嘴喷注构型的优化趋势, 并将其应用于设计, 最终完成了加热器的设计.

1 加热器的结构

本文所要研究的加热器为直联台用烧氢补氧型二元加热器, 图 1 为其内型面, 也是本文模型的计算区域. 它由燃烧室和喷管组成, 其中燃烧室为长×宽×高为 400 mm×140 mm×140 mm 的长方体. 喷管长为 465 mm, 形式为双向收缩单向扩张, 喷管入口尺寸为 140 mm×140 mm, 与上游燃烧室相连; 喷管出口尺寸为高×宽为 100 mm×60 mm, 与试验用发动机模型燃烧室相连. 为了研究收缩比的影响, 本文设计了两种喉部尺寸的喷管分别为 60 mm×17.5 mm(图 1)和 100 mm×10.5 mm.

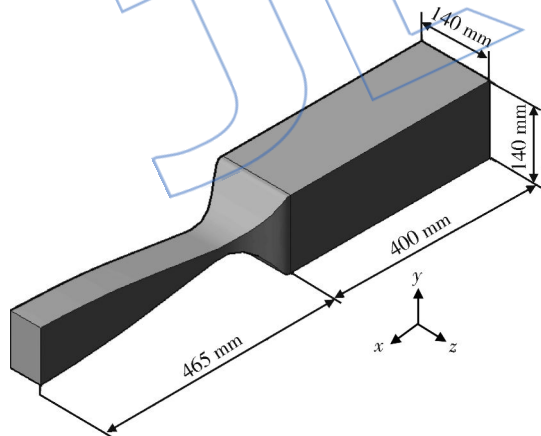


图 1 加热器内形面

Fig. 1 Inner contour of heater

为描述方便, 本文将空氧混气喷嘴简称为氧喷嘴. 喷注器由氢喷嘴、氧喷嘴和点火器组成, 其中氧喷嘴中喷出的是补氧后的空气. 本文提出了 2 种构型, 其中共有 8 组氢氧同轴喷嘴, 图 2(a)的喷注器为构型 1(GX1); 在 GX1 的基础上, 均匀分布上氧喷嘴, 形成图 2(b)所示的构型 2(GX2). 这两种构型的对比是为了验证喷注构型对喷管出口均匀性的影响.

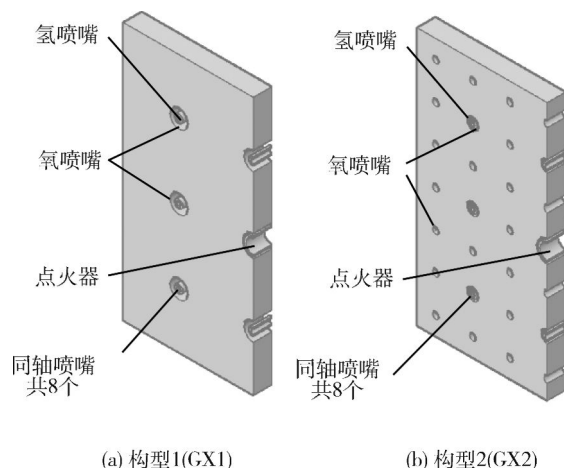


图 2 喷注器面板布置形式

Fig. 2 Form of injection surface

2 数值方法及研究内容

2.1 数值方法

本文通过 Fluent 软件对燃烧流动过程进行模拟. 求解选用基于压力的稳态三维求解器. 采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 标准壁面函数. 组分传输选用输运模型, 化学反应模型为氢/氧(此处氧为纯氧气)单步反应模型, 湍流燃烧选用有限速率/涡耗散模型.

取图 1 中模型的 1/4 为计算区域, 设置 2 个中心截面为对称面. 为了接近实际, 所有喷嘴轴向长度取为 5 mm. 网格全部采用结构化网格, 并在喷嘴附近处局部加密. 氢气质量流量为 41.5 g/s, 空氧混气质量流量为 1816 g/s, 氧气质量分数为 43.6%, 入口总温为 300 K, 喷管出口设为压力出口, 设计马赫数为 3, 壁面采用无滑移绝热壁面.

2.2 研究内容

在试验中最易获得和控制的参数为压力, 所以本文的控制参数都以压力为基础, 以便与试验相结合. 根据气体动力学的流量公式

$$q_m = \mu \cdot K \cdot p^* \cdot \frac{A_t}{\sqrt{T^*}} \cdot q(\lambda) \quad (1)$$

其中 μ 为流量系数, K 是与相对分子质量有关的系数, T^* 为气体的总温, $q(\lambda)$ 为速度系数. 这样就建立了喷嘴流量 q_m 、头腔压力 p^* 和喷嘴面积 A_t 之间的关系. 在本文中工况不变, 所以 q_m 是不变的, 燃烧室的压力即喷嘴的背压也是不变的, 通过改变喷嘴的喷射压力相当于改变了喷嘴的压降, 进而改变喷嘴出口的气体速度. 固定氢喷嘴压降 p_{H_2} 与氧喷嘴压降 p_{O_2} , 那么氢、氧的喷嘴面积就是定值. 研究不同构型对燃烧和喷管出口均匀性的影响; 固定

氧喷嘴压降,改变氢喷嘴压降,可研究氢/氧速度比 R_v 对喷管出口均匀度影响;维持一个相同的速度比,改变氧喷嘴压降,可研究氧喷嘴压降对喷管出口均匀度影响.具体参数见表1.以上的研究用喷管为喉部尺寸为 $60\text{mm} \times 17.5\text{mm}$,即 y 方向扩张.在对这些结果分析的同时发现二元喷管不同方向的收缩比对喷管均匀性也有很大的影响,因此本文最后比较了 z 方向扩张与 y 方向扩张喷管出口参数.

表1 喷嘴压降与速度比

Table 1 Pressure drop and velocity ratio of injection

构型	$p_{O_2}/\%$	$p_{H_2}/\%$	R_v
GX1	12	26	5.5
GX2	12	26	5.5
GX2_ $R_v=7.3$	12	46	7.3
GX2_ $R_v=3.7$	12	12	3.7
GX2_ $p_{O_2}=6$	6	12.5	5.5
GX2_ $p_{O_2}=18$	18.2	38	5.5

3 结果及讨论

3.1 喷注构型的影响

在相同的氧喷嘴压降和氢喷嘴压降下,GX1与GX2的喷注面积是相等的.此时的模拟的结果见图3.可以看出:GX1中火焰的剪切层较长,GX2中的较短.这是由于GX1只有8个同轴喷嘴,GX2比GX1多了40个小的氧喷嘴,在两种构型氧喷注面积相等的情况下,同轴喷嘴的氧流量仅为GX1的26%,而不同构型中的单个氢喷嘴的喷氢质量流量是相同的,约为 5.2g/s .通过计算得知,GX1同轴喷嘴喷气质量流量为 185.3g/s ,其中氧气为 80.8g/s ,是富氧的;GX2同轴喷嘴喷气质量流量为 53.6g/s ,其中氧气为 23.4g/s ,是富燃的.因此,GX1的氢气喷出后能够充分迅速反应,而GX2的氢气喷出后先消耗掉同轴喷嘴喷出的氧气,再到下游消耗其他喷嘴喷出的氧气,这也可以从图4的燃烧效率曲线中看出:在起

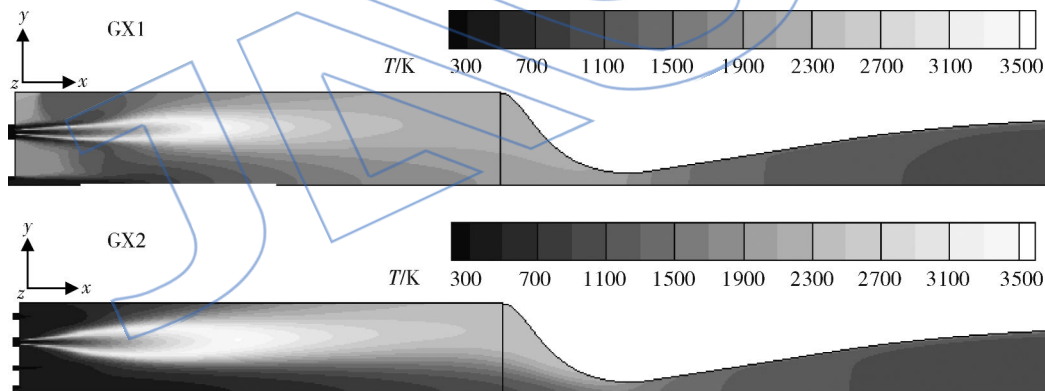


图3 加热器静温云图

Fig. 3 Static temperature nephogram of heater

始点GX2的燃烧效率要高于GX1的燃烧效率.从云图中还可以发现:GX1喷注器附近的温度高于GX2.图4中的示例为GX1流线图,由于氧喷嘴个数少,气流会在喷注器附近形成一个回流区,这个回流区会卷吸高温燃烧产物,并使之回流到上游喷注面板.图5显示了喷注器壁面温度,可以看出GX1的温度要比GX2高很多.虽然本文采用单步反应模型会使计算结果整体偏高,但这并不影响对比分析两种不同喷注构型的设计结果.

加热器喷管出口温度的均匀度是设计中比较关注的一个参数.本文借用文献[12]中马赫数分布均方偏差的定义,定义了一个以标准差为基础的不均匀度,其公式为

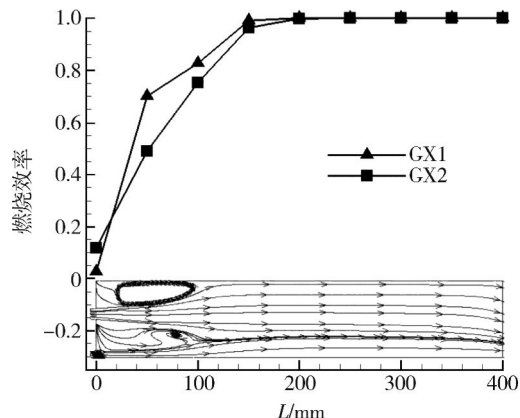


图4 加热器燃烧效率曲线

Fig. 4 Combustion efficiency curve of heater

$$S_x = x_0^{-1} \sqrt{\frac{\sum_{n=1}^n (x - x_0)^2}{x - 1}} \times 100\% \quad (2)$$

其中 x 为出口截面上一个网格内的参数, x_0 为出口截面所有网格内参数的平均值. 这个函数考虑到了所有网格的参数, 可以全面地反映出口流场的均匀程度. GX1 和 GX2 出口参数的均匀程度见表 2.

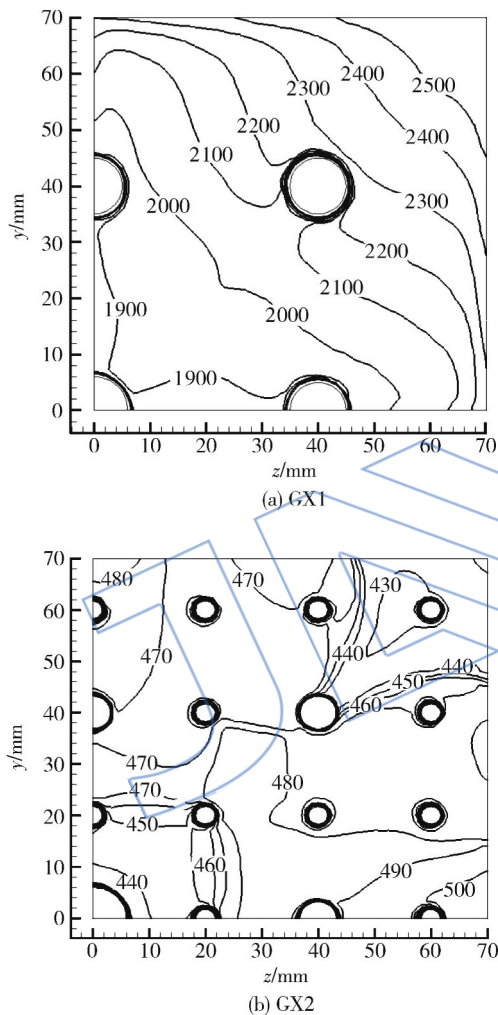


图 5 喷注器面板温度分布
Fig. 5 Temperature contours of injection surface

表 2 喷管出口不均匀度
Table 2 Inhomogeneity of the nozzle outlet

构型	总温不均匀度	O ₂ 摩尔分数
	$S_t / \%$	不均匀度 $S_{O_2} / \%$
GX1	1.3	1.1
GX2	1.5	1.4

表 2 的结果显示出: 无论是总温分布还是 O₂ 摩尔分数分布, GX1 的均匀性都优于 GX2, 但差

别不大. 图 6~图 8 分别截取了喷管出口截面的总温和 O₂ 摩尔分数, 相同构型下的分布具有关联性, 说明其分布受到燃烧的影响, 与构型有关. 但是不同构型下的同一参数分布差别不大, 这与表 2 得到的结论是一致的, 说明在喷注工况相同的情况下, 喷注构型对出口的均匀度影响不大. 构型对加热器的影响主要体现在上游的喷注器面板的温度上(图 5). 合理的喷注构型能够大大降低喷注器的温度, 简化喷注面板设计(这一点对高总温加热器的设计尤其重要). 所以本文以 GX2 为基础研究速度比与氧喷嘴压降的影响.

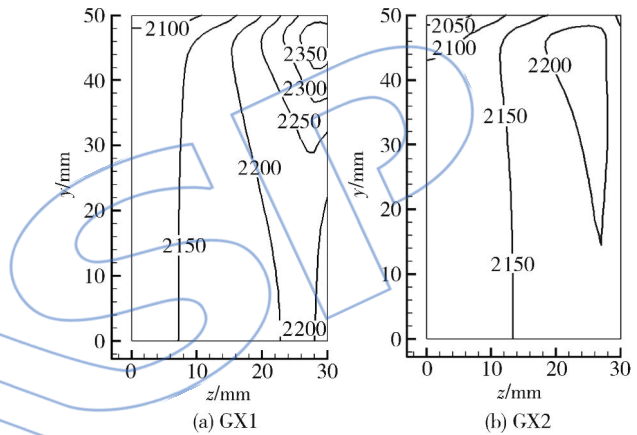


图 6 喷管出口总温分布
Fig. 6 Total temperature contours of nozzle outlet

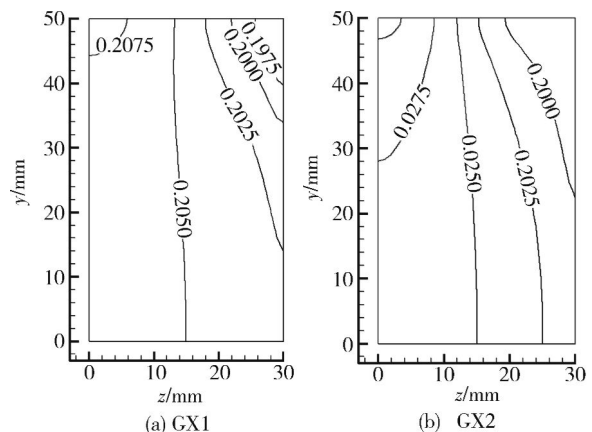


图 7 喷管出口氧气摩尔分数
Fig. 7 Oxygen mole fraction contours of nozzle outlet

3.2 速度比的影响

空氧混气的平均相对分子质量大于氢气, 在相同温度下的混气的声速远低于氢气. 本设计要求喷注器的出口速度低于声速, 因此空氧混气的

喷注速度可变范围远小于氢气,所以本文通过固定氧喷嘴压降改变氢喷嘴压降来改变速度比。

同轴喷嘴的设计中速度比是一个重要参数,它主要控制气流的掺混,大的速度比能增强气流间的剪切作用,促进掺混,有利于高效燃烧。但表3的结果显示出,速度比越小,出口参数不均匀度小,均匀程度越好。

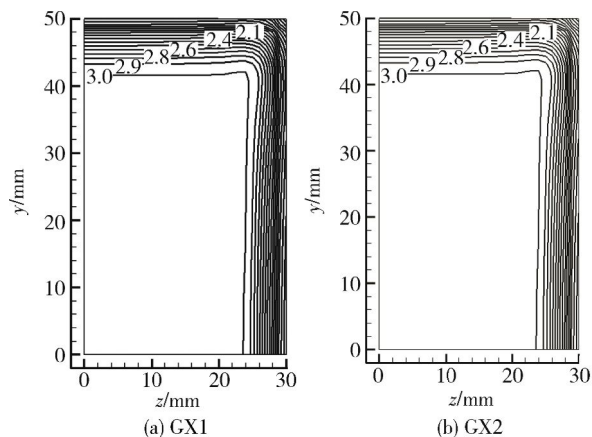


图8 喷管出口马赫数分布

Fig. 8 Mach number contours of nozzle outlet

表3 不同速度比出口参数不均匀度
Table 3 Inhomogeneity of outlet parameters of different velocity ratios

R_v	$p_{O_2} / \%$	$S_i / \%$	$S_{O_2} / \%$
3.7	12	1.3	1.1
5.5	12	1.5	1.4
7.3	12	2.0	2.0

图9展示了不同速度比下加热器燃烧室对称面的静温分布。若以2700 K为温度下限显示火焰,速度比为3.7时的火焰长度大于400 mm,速度比为5.5时的火焰长度约为300 mm,速度比为7.3时的火焰长度约为250 mm。从对比中可以看出:随着速度比的增大,火焰的长度缩短,3100 K以上的高温区的面积变小,释热更加集中。图4的燃烧效率曲线表明:在目前燃烧室长度下,GX2能够达到完全燃烧。所以,小的速度比使释热更加分散,有利于均匀性的提高。

3.3 空气压降的影响

考虑到最高喷注速度的限制,本文固定速度比5.5。从表4的数据中可以看出:氧喷嘴压降越小,不均匀度值越小,出口越均匀。图10为GX2

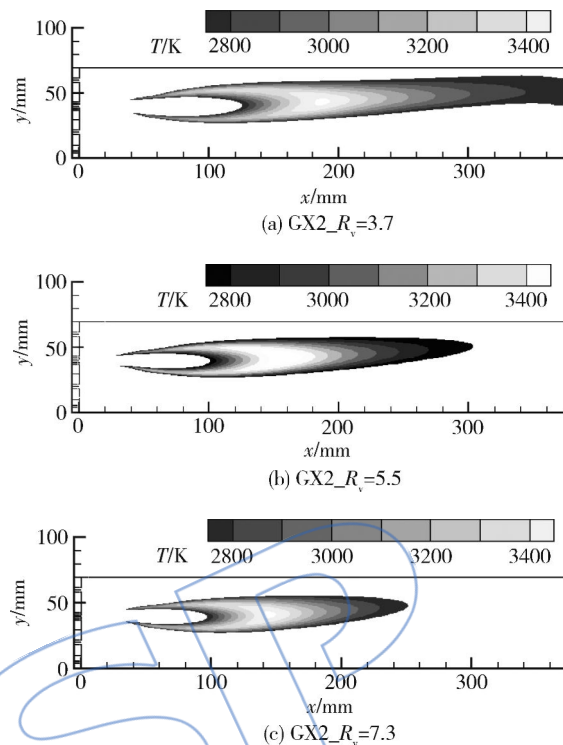


图9 不同速度比的静温云图

Fig. 9 Static temperature nephogram of different velocity ratios

不同氧喷嘴压降的对称面温度分布。显然氧喷嘴压降越小,火焰距离越长。在相同速度比时,氧喷嘴压降越高氢喷嘴压降也越高,两者的相对速度同样变大,这就使剪切作用增强,有了类似速度比的规律。在氧喷嘴压降改变的同时,火焰的角度也发生了变化。

表4 不同氧喷嘴压降出口参数不均匀度

Table 4 Inhomogeneity of outlet parameter of different oxygen pressure drops

R_v	$p_{O_2} / \%$	$S_i / \%$	$S_{O_2} / \%$
5.5	6.0	1.2	0.8
5.5	12.5	1.5	1.4
5.5	18.2	4.9	4.2

图10的3幅图中以2600 K为温度下限显示火焰。随着氧喷嘴压降的增大,火焰逐渐向上偏。这说明火焰与主流方向产生了偏角,并且随着氧喷嘴压降的增大而增大。究其原因在于相同的工况下,喷嘴压降越高速度越高,喷注面积越小,这会使喷注器面板附近的低压区增大。而在整个设计中,点火器位于中心(图2),其孔面积和流量是不变的,所以中心的压力高于周边区域,火焰会偏

向外侧(图中是向上偏),从而导致出口参数分布更加不均匀。

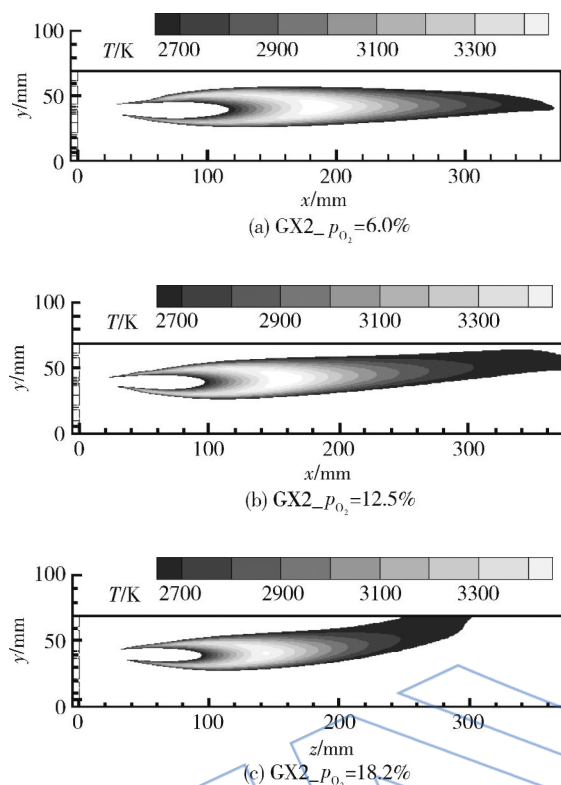


图10 不同氧喷嘴压降的静温云图
Fig. 10 Static temperature nephogram of different oxygen pressure drops

3.4 喷管收缩比的影响

从图6、图7显示的等值线结果能够发现,参数的梯度主要集中在 z 方向上, y 方向梯度很小。前文所用的喷管,在入口段双向收缩, y 方向收缩比8, z 方向收缩比2.3(两者差值5.7),可见收缩比大的方向参数分布均匀。为了研究喷管收缩比对出口均匀性的影响,本文尝试将扩张方向改为 z 方向,增大入口段 z 方向收缩比,希望能够提高出口均匀性。

图11的结果与图6、图7相比有很大变化, z 方向的参数均匀,参数梯度集中在 y 方向,并且喷管出口参数分布极度不均匀, $S_t = 9.3\%$, $S_{O_2} = 9.3\%$ 。 z 向扩张喷管喉部面积 $1\,050\text{ mm}^2$ 与 y 向扩张喷管相等,收缩段的 z 方向收缩比为13.3, y 方向收缩比为1.4,两者的差值11.9,是前文所用喷管的2倍。所以,一个双向收缩的二元喷管,两个方向的收缩比的差值变大,不利于喷管出口均匀性的提高,应当使收缩比的差值尽量小。

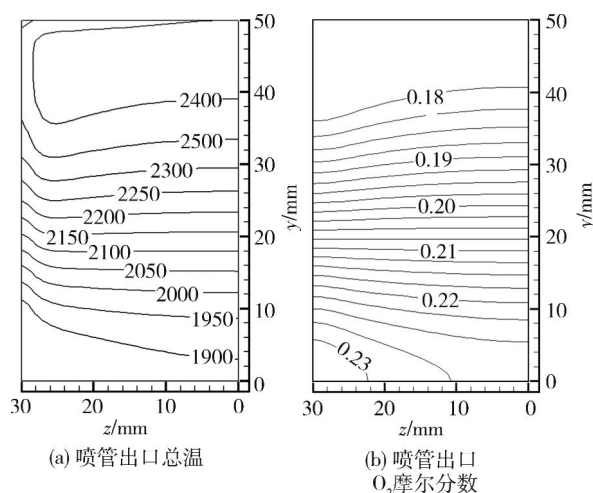


图11 z 方向扩张喷管出口参数分布

Fig. 11 Distribution of nozzle outlet parameters at z direction

4 结论

本文从喷注器构型、速度比和喷嘴压降3个方面,对氢氧燃烧二元加热器出口均匀性进行了数值仿真研究,得到以下结论:

- 1) GX1能够使上游产生一个较大的回流区,这使得它的出口均匀性优于GX2,但是高温气体的回流使得喷注器表面温度过高,降低了结构安全性。
- 2) 速度比越低出口均匀性越好;氧喷嘴压降越低出口均匀性越好。文中6%氧喷嘴压降的结果的均匀性已经能够优于GX2。
- 3) 双向收缩喷管的收缩比对出口均匀性有很大影响,应当尽量减小2个方向收缩比的差值。

参考文献:

- [1] Curran E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [2] 王树声. 论超燃冲压发动机试验研究及其试验设备[J]. 推进技术, 1988, 9(1): 12-17.
WANG Shusheng. On experimental studies of scramjet and its test facilities[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 9(1): 12-17. (in Chinese)
- [3] 张新宇, 陈立红, 顾洪斌, 等. 超燃冲压模型发动机实验设备与实验技术[J]. 力学进展, 2003, 33(4): 491-498.
ZHANG Xinyu, CHEN Lihong, GU Hongbin, et al. Progress in study on test facility and experimental technique for model scramjet[J]. Advances In Mechanics, 2003, 33(4): 491-498. (in Chinese)
- [4] Sarisin M N, Ulas A. Investigation of combustion control in the vitiator of a connected pipe setup for ramjet applica-

- tions[R]. Reno Nevada: Aerospace Sciences Meeting And Exhibit, 2006.
- [5] Dunsworth L C, Reed G J. Ramjet engine testing and simulation techniques[R]. Las Vegas: Joint Propulsion Conference, 1978.
- [6] Peter H C, Chu C, Marksberry L, et al. High temperature storage heater technology for hypersonic wind tunnels and propulsion test facilities [R]. Capua, Italy: International Space Planes And Hypersonics Systems And Technolo, 2005.
- [7] Andrews E H, Torrelce M G, Anderson G Y, et al. Langley Mach 4 scramjet test facility[R]. Virginia: NASA Technical Memorandum, 86277, 1985.
- [8] 李龙飞, 王延涛, 杨伟东, 等. 超声速燃烧地面试验的蓄热式加热器及其关键技术[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 16-19.
- LI Longfei, WANG Yantao, YANG Weidong, et al. Thermal energy storage heater and its key technologies for supersonic combustion ground test facilities[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2): 16-19. (in Chinese)
- [9] 沈赤兵, 刘友朋, 吴海燕. 一种空气加热器的三维流场数值仿真[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(1): 17-20.
- SHEN Chibing, LIU Youpeng, WU Haiyan. Numerical simulation of three-dimension flow field in an air-heater [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 33(1): 17-20. (in Chinese)
- [10] 杨阳, 刘伟雄, 乐嘉陵, 等. 直连式脉冲燃烧高温风洞的设计[J]. 西南交通大学学报, 2008, 43(3): 387-391.
- YANG Yang, LIU Weixiong, LE Jialing, et al. Design of direct-connect impulse combustion wind tunnel[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2008, 43(3): 387-391. (in Chinese)
- [11] 李小平, 葛李虎, 栾希亭. 加热器在冲压发动机试验技术中的应用研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 14-19.
- LI Xiaoping, GE Lihu, LUAN Xiting. Applications of gas generator in ramjet direct-connect test facility[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 14-19. (in Chinese)
- [12] 陈超群, 韦宝禧, 章成亮, 等. 超燃试验用加热器三维粘性流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(5): 591-595.
- CHEN Chaoqun, WEI Baoxi, ZHANG Chengliang, et al. Numerical simulation of three dimension viscous flow of combustion-heater used for scramjet test [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(5): 591-595. (in Chinese)
- [13] 王辽, 徐旭. 超燃冲压发动机地面试验氢燃烧加热器流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8): 1397-1402.
- WANG Liao, XU Xu. Numerical investigation of hydrogen combustion-heater for scramjet ground test [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1397-1402. (in Chinese)
- [14] 杜正刚, 高玉闪, 李茂, 等. 同轴双剪切气-气喷嘴数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 829-834.
- DU Zhenggang, GAO Yushan, LI Mao, et al. Numerical simulation of shear dual-coaxial gas-gas injector [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 829-834. (in Chinese)
- [15] 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1985.