

液氧与气氧对空气加热器燃烧流场的影响分析*

冯军红, 沈赤兵, 赵芳

(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对一种基于液体火箭发动机燃烧室结构的空气加热器,采用数值仿真技术研究了加热器内部喷雾燃烧、燃气掺混以及出口流场分布等参数。分析对比了采用酒精/液氧/空气与酒精/气氧/空气两种不同氧化剂物态三元同轴直列式喷嘴所得到的燃烧流场的区别,并通过改变燃烧室特征长度,分析了两种计算工况的加热器的性能差异。结果表明,喷入氧化剂的物态对燃烧流场影响较大,采用液氧喷嘴的火焰较长,气氧喷嘴的火焰分布较宽,且相对于液氧喷嘴,气氧喷嘴的燃烧室前端回流区由于掺混较多的燃气,导致喷注面板附近燃气温度较高,面板承压压力较大。设计的加热器均可保证两种喷嘴的出口流场品质较高,在保证流场出口品质的原则上,气氧喷嘴的燃烧室特征长度可至少小于液氧喷嘴的1/4。

关键词:空气加热器; 燃烧; 液氧; 气氧; 数值仿真

中图分类号: V435 文献标志码: A 文章编号: 1011-2486(2012)04-0043-06

Analysis of liquid and gaseous oxygen influence on the combustion flow field of air heater

FENG Junhong, SHEN Chibing, ZHAO Fang

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The evaluation index, such as spray combustion, gas mixing and nozzle non-uniformity of air heater based on the combustor of liquid rocket engine, was studied with numerical simulation. The difference between the injectors with ethanol/liquid oxygen/air and the injectors with ethanol/gaseous oxygen/air in the combustion flow field was discussed and analyzed. Two cases were designed by changing the characteristic length of combustor, and the performance of air heaters were investigated by numerical simulation. The results show that, the flame structure is affected obviously by the phase of oxygen. The length of flame with liquid oxygen is larger than that of gaseous oxygen. More hot gas fills in the recirculation zone in the forepart of combustor with gaseous oxygen case, which increases the gas temperature near the faceplate, and worsens the thermal environment on the faceplate. The high quality flow field on the nozzle exit is obtained with the designed air heater. The characteristic length of air heater with gaseous oxygen is at least a quarter less than that of air heater with liquid oxygen to keep the good uniformity of nozzle exit.

Key words: air heater; combustion; liquid oxygen; gaseous oxygen; numerical simulation

随着高超声速以及超燃冲压发动机理论技术的成熟,地面试验成为研究高超声速飞行器以及超燃冲压发动机技术的主要方式^[1-2]。在超燃冲压发动机地面试验系统中,为了模拟来流的马赫数、总温以及总压等参数,需要采用空气加热器加热气流,并保证试验气体中氧组分含量与实际空气中的一样^[3]。目前,国内外常见的加热方式包括电弧加热、蓄热加热、激波加热以及燃烧加热等^[4]。燃烧型空气加热器由于成本较低、启动迅速、运行时间长以及可提供高焓、高压的来流条件而得到广泛的应用。美国的高温风洞采用甲烷燃烧空气加热器^[5],法国的 METHYLE 设备采用燃烧煤油、甲烷等燃料加热空气^[6],日本的 RJTF 冲压发动机设备第一级加热采用燃烧型加热器^[7],

中国科学院设计的污染型空气加热器采用燃烧氢补氧加热方式^[8],国防科技大学设计的加热器采用燃烧酒精等燃料加热气流^[9]。

数值仿真技术逐步成为加热器设计改进和试验研究的重要的补充手段,美国 NASA-Langley 中心对风洞喷管改进设计中采用计算流体力学手段分析了喷管内的流场品质^[10-11],阿诺德工程发展中心采用数值仿真技术验证了自行设计的燃烧型加热器的燃料可靠性^[12],北京航空航天大学对一种方形燃烧型加热器进行了数值仿真研究^[13-14],国防科技大学应用数值计算方法研究了一种低总温空气加热器的燃烧流场^[9]。

目前,空气加热器逐步向长时间、大流量以及高焓高压等工况发展,作为燃烧型加热器的供应

* 收稿日期:2011-12-26

作者简介:冯军红(1987—),男,山西临汾人,博士研究生,E-mail:56771857@163.com;

沈赤兵(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:cbshen@nudt.edu.cn

组元,氧化剂的物态受到较大的关注,采用液氧可以保证加热器长时间工作,且供应系统安全性好。采用气态氧气可获得较高的总温,但存在系统安全性问题,本文以此为研究背景,采用应用于自由射流试验系统的燃烧型空气加热器的缩尺模型为研究对象,对其喷雾燃烧流场进行了数值仿真研究,对比分析了氧化剂物态对燃烧流场、燃气掺混效果以及出口流场品质的影响,为加热器的优化设计提供参考。

1 空气加热器构型

研究的空气加热器采用液体火箭发动机燃烧室结构,如图 1 所示,加热器由喷注器、燃烧室和喷管组成。喷注器采用 18 个三组元气液同轴直流式喷嘴,喷嘴中心孔喷入酒精,液氧、空气分别从外围两个环缝喷入燃烧室,喷嘴分两圈排布在喷注面板上,内圈 6 个喷嘴,外圈 12 个喷嘴。通过加热器一系列的热试表明,三组元喷嘴可保证加热器燃烧稳定。设计的燃烧室较长,这主要为了可提供充分的空间保证燃气掺混均匀,提高喷管出口流场品质,喷管采用拉瓦尔喷管,出口马赫数约为 3。加热器的设计的总压为 5.87MPa,总温为 1551K。设计了两套数值计算方案:一种采用酒精/液氧/空气三组元气液同轴直流式喷嘴,简称液氧工况(LOX);另一种则采用酒精/气氧/空气三组元喷嘴,简称气氧工况(GOX)。

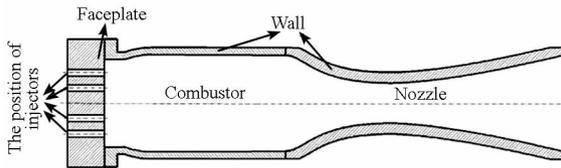


图 1 空气加热器结构示意图

Fig. 1 Sketch of the air heater

2 计算模型及边界条件

2.1 化学动力学模型和几何模型

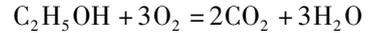
本文采用基于组分运输的涡耗散(Eddy-dissipation)模型来计算加热器内部的两相稳态燃烧过程,涡耗散模型认为燃烧速率主要通过湍流混合来控制,其取决于湍流脉动衰变速率,并与燃烧浓度相关。因此,可归纳出涡耗散模型的燃烧速率:

$$R_{fu} = -\bar{\rho}\varepsilon/k_{\min}[\bar{A}\bar{Y}_{fu}, \bar{A}\bar{Y}_{ox}\beta, \bar{B}\bar{Y}_{pr}(1+\beta)/\beta]$$

式中, ρ 为密度; ε 、 k 分别为湍流耗散率和湍动能; \bar{Y}_{fu} 、 \bar{Y}_{ox} 、 \bar{Y}_{pr} 分别为燃料、氧化剂和燃烧产物的质量分数; β 是单步燃烧反应的化学当量计量

系数(燃烧 1kg 氧化剂所需要的燃料质量); $A \approx 4.0$, $B \approx 0.5$,均为经验常数。

涡耗散模型主要适用于不考虑详细化学反应机理的单步或两步化学反应模式,本文采用单步化学反应模型:即蒸发的酒精蒸汽与氧气混合燃烧生成 CO_2 和 H_2O 蒸汽。



为节省计算资源,节约成本,根据空气加热器燃烧室以及喷注面板喷嘴排布的对称性,可沿燃烧室周向选取整体的 1/12 作为数值仿真的计算区域。此外,考虑喷嘴缩进对燃烧流场的影响,将计算区域向喷嘴内部进行了一定程度的延伸。对其进行网格划分,在边界、燃烧区域、壁面附近以及喷管喉部等流场参数变化剧烈的区域进行了必要的加密处理。

2.2 数值方法与边界条件

加热器内部燃烧流场涉及雾化、液滴蒸发、湍流混合以及燃烧等复杂过程,直接求解非常困难,因而有必要对计算模型进行一定程度的简化:两相湍流燃烧的控制方程采用 Reynolds 平均化的 N-S 方程,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型,流场组分以湍流扩散为主;采用 Eddy-dissipation 模型处理湍流化学反应,酒精与氧气的燃烧为基于组分运输的单步化学反应;两相流计算中,省略复杂的液体雾化过程,直接在边界给定雾化完全后的液滴分布参数:液滴尺寸量级为 10^{-5}m ,分布函数为 Rosin-Rammler 模型,分布指数为 2.1,采用基于 Lagrange 坐标系下的随机轨道模型模拟液滴运动。

考虑到燃气的压缩性,本文采用基于 Density-based 求解器求解喷雾燃烧流场,采用有限体积法离散方程。空间上采用二阶迎风格式离散连续方程、动量方程、能量方程以及组分方程等,时间上采用隐式求解器。化学反应项以及离散相的质量、动量以及能量输运均以源项方式在连续相方程中体现,采用预处理技术处理燃烧室内部的低速流场的刚性问题。

气体组元的入口按质量流量边界给定,湍流模型以湍流强度(按经验值 $I = 4\%$)和水力直径给定,液相组元直接在计算边界上给定液滴的尺寸大小与分布,在计算区域出口处,燃气已达到超声速,可由上游参数外推得出。壁面边界采用绝热、无滑移边界条件,在对称面上,所有变量在其垂直方向上的梯度为 0。

3 仿真结果与分析

对预先设计的两种方案进行了数值仿真计算,得到了加热器内流场的压力、温度、速度以及组分浓度分布图。同时进行了液氧工况的热试,仿真计算得到的液氧工况的燃烧室压力为5.88MPa,略高于设计值5.87MPa,非常接近于试验值5.77MPa,计算误差为1.7%。这说明仿真结果基本正确,可作为加热器验证的一个参考依据。

3.1 加热器内流场结果

以加热器的温度分布说明内流场的燃烧,燃气掺混效果。两种方案计算得到的内流场的温度分布如图2所示,图中LOX表示液氧工况;GOX表示气氧工况。可看出,燃烧主要发生在氧化剂与燃料的剪切混合层区。火焰温度较高,除液氧工况的燃烧室头部少数计算畸点引起一些高温区域外,两种工况的火焰温度在3500K左右,这符

合实际的计算结果。两种工况的火焰结构差别较大,液氧工况的火焰较长,燃烧主要发生在氧化剂与燃料的剪切层区,由于位于酒精与空气之间的低温液氧的蒸发,降低了高速空气组元对燃料液滴的剪切作用,使得酒精液滴蒸发较慢,在燃烧室前端,酒精外围液滴群蒸发较快,蒸发完全的气态酒精迅速与已经蒸发完全的液氧混合燃烧,形成了窄长的火焰结构,但随着燃烧向下游推进,液滴逐渐蒸发完全,火焰区域逐渐展开,燃气也逐渐开始混合均匀。气氧工况的火焰相对较短,而且高温火焰区域较宽,覆盖了整个射流面,这是由于两种气态组元极大地促进了液滴的蒸发,使得燃烧在燃烧室头部已经基本完成,从图2的切片图可看出,气氧工况在燃烧室前端区域基本混合均匀,而液氧工况燃气混合相对较长,直到燃烧室下游区域混合均匀。这表明气氧工况的燃烧效果以及燃气掺混好于液氧工况。

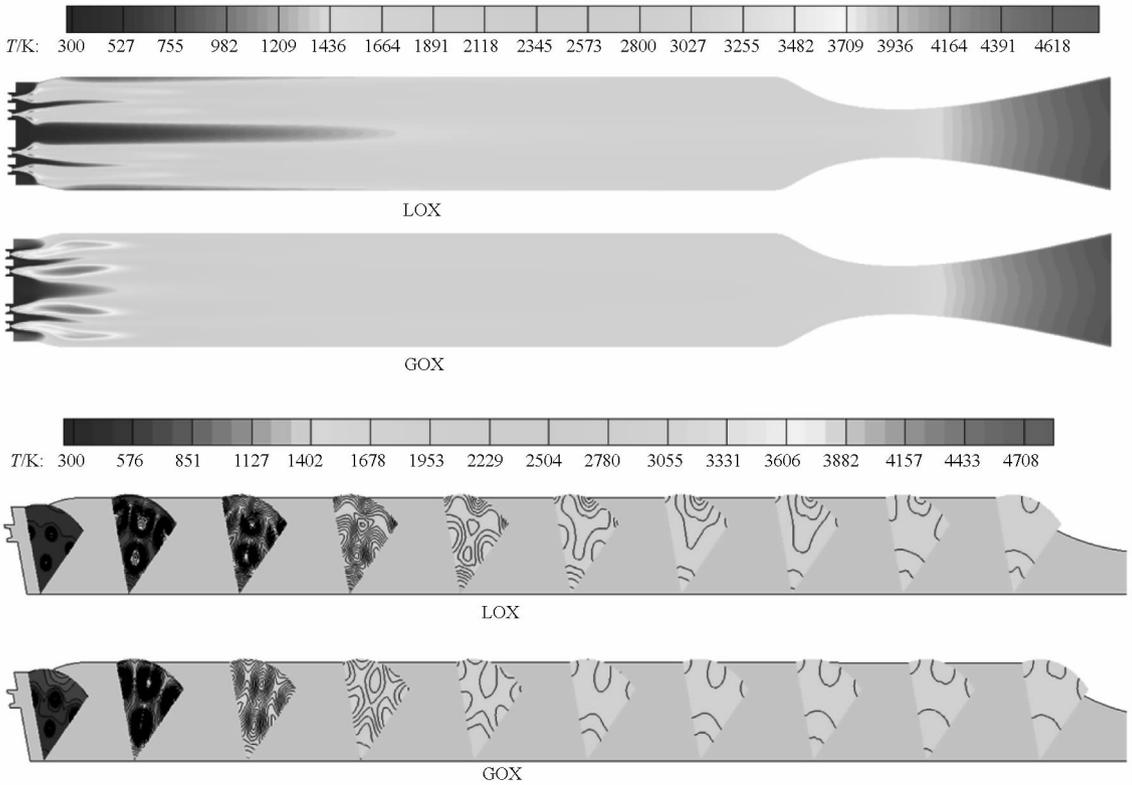


图2 加热器内流场温度分布图

Fig.2 Temperature contours in the air heater

3.2 燃烧室前部回流区流场

高速喷入燃烧室的气态组元填充了燃烧室前端区域而形成了一些回流区,回流区不仅降低了气体速度,稳定了燃烧室前端区域的火焰,而且有效地保护了喷注面板。图3分别是液氧工况与气氧工况的燃烧室前端速度矢量图,图中I, II, III

分别示意了燃烧室前端的三个主要回流区。可看出,两种工况的回流区差别较大,相对于液氧工况,气氧工况的回流区呈扁长的椭圆形,且回流速度较小。分析原因:在气氧工况的燃烧室前端区域,大量的燃料和气氧在喷嘴附近就参与了燃烧,产生了大量的高温燃气;这些高温燃气密度较低,所以需要很高的轴向速度才能顺利地向下游排

放,因而对环绕这些火焰柱周围的空气具有更大的向下游的引射作用,该引射作用平衡了喷嘴外围对空气柱的回流作用力,因而使空气回流点大大延后,形成较长椭圆回流区,同时由于回流点的延后,回流空气必然掺混了更多的燃气。液氧工况下,燃烧室前端区域液滴蒸发较慢,燃烧主要发生在较窄的燃料与氧化剂的剪切层区,而高速喷入的低速空气有效地填充了回流区。

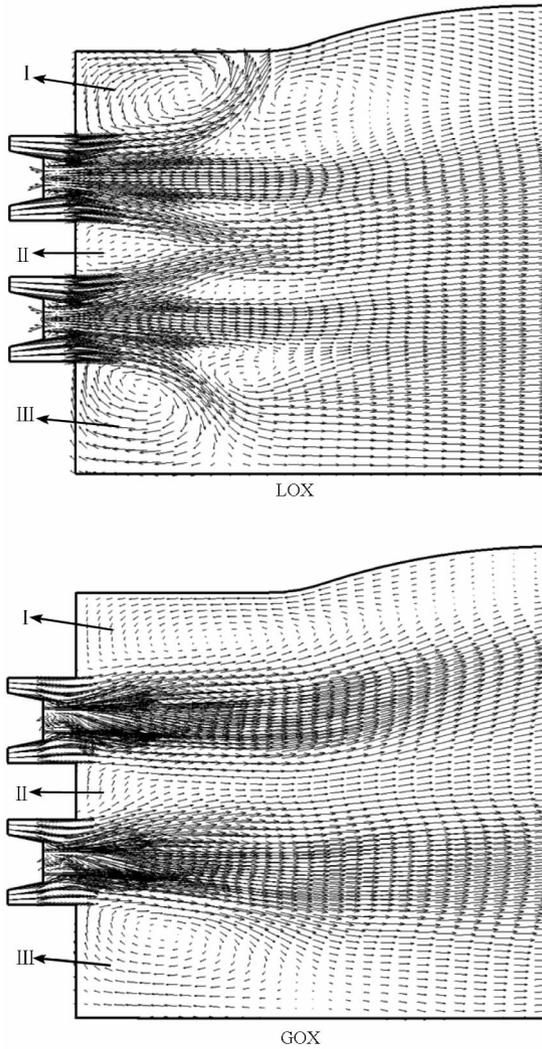


图 3 燃烧室前端速度矢量图

Fig. 3 Vector of velocity in the head of chamber

为验证分析结论的正确性,将两种工况的回流区 I, II, III 内的气体组分提取出来,列于表 1 (由于两种工况的 C_2H_5OH 的组分质量浓度为零,在表中未列出),两种工况回流区内的燃气成分质量浓度不同,回流区 I 内,气氧工况的 CO_2 浓度是液氧工况的 2.7 倍,而且 H_2O 的含量比液氧工况高一个量级;回流区 II 与 III 内,气氧工况的 CO_2 比液氧工况高一个量级,而两种工况的 H_2O 含量基本相同。这充分证明了上述结论的正确性,同时回流区内燃烧产物的混入直接影响着喷

注面板附近的气体温度,气氧工况回流区的 CO_2 和 H_2O 的增大显然直接导致面板附近的温度升高。

表 1 主要组分的质量分数

Tab. 1 Mass fraction of each component

Region	Phase	Mass fraction (%)			
		O ₂	CO ₂	H ₂ O	N ₂
I	LOX	0.352	0.013	0.008	0.627
	GOX	0.306	0.034	0.021	0.639
II	LOX	0.294	0.005	0.003	0.699
	GOX	0.269	0.012	0.007	0.713
III	LOX	0.308	0.002	0.001	0.689
	GOX	0.307	0.011	0.007	0.675

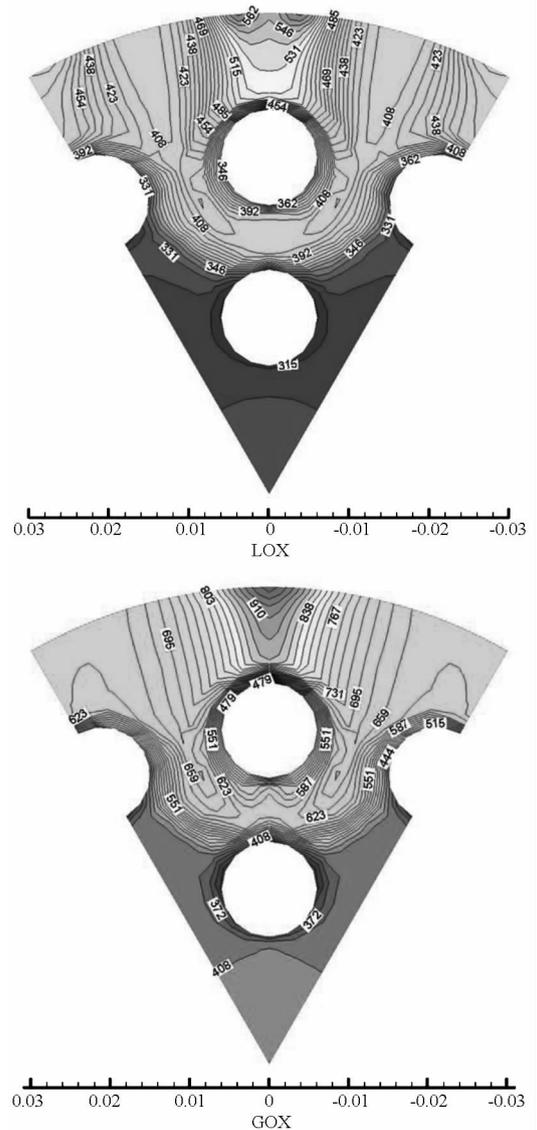


图 4 喷注面板附近的燃气温度分布图

Fig. 4 Gas temperature contour near the injector face

图 4 分别给出了两种工况的喷注面板附近的

燃气温度,两种工况的面板附近燃气温度分布规律相同,喷嘴与壁面处的区域燃气温度较高,两圈喷嘴之间的温度较低,面板中心区域的温度最低。但两种工况的温度大小却不同,气氧工况的燃气温度整个高于液氧工况,在回流区 I 面板附近,气氧工况的最高温度为 910K,远大于液氧工况的 562K。而在回流区 II 与 III 的面板附近,气氧工况的最高温度为 659K,也大于液氧工况的 408K。造成的原因有两点:一是液氧工况头部低温氧化剂组分蒸发吸收热量,降低了燃烧室前端燃气温度,二是由于气氧工况回流区内掺混了较多的燃气导致面板附近的温度升高,从表 1 可看出,正是由于回流区内掺混了较多的燃气导致面板附近温度上升,这也说明液氧工况的回流区内的主要成分为空气组元,燃气并未过多地掺混进来,从而有效地保护了喷注面板,但气氧工况由于部分燃烧产物进入回流区,面板附近的燃气温度上升,增大了喷注面板的承压压力。

3.3 喷管出口流场品质

喷管出口流场品质是评判加热器性能的重要指标,其主要包括一些参数,如总压、总温以及马赫数等的喷管出口均匀性。为考察燃烧室不同特征长度对两种工况的喷管出口流场品质的影响,设计了三种案例,如表 2 所示。表中 L_c^* 表示为基准工况的燃烧室特征长度。

表 2 三种案例的参数

Tab.2 The parameters of three cases

案例	case 1	case 2	case 3
LOX	L_c^*	$0.6L_c^*$	$0.8L_c^*$
GOX	L_c^*	$0.6L_c^*$	$0.4L_c^*$

通过仿真计算,喷管出口马赫数、总压分布较为均匀,这里以总温分布为讨论对象。图 5 给出了 case 1 的两种工况喷管出口总温分布,两种工况的总温分布均较均匀,核心区域的温差不大于 20K。气氧工况的出口总温高于液氧工况,这与热力计算结果相同,气氧工况计算得到的燃烧室温度高于液氧工况。并且气氧工况的总温均匀性略高于液氧工况,但二者相差较小,这是由于较长的燃烧室给予了足够的空间以保证燃气充分混合,从而保证了加热器出口流场品质。

图 6 给出了 case 2 两种工况的出口总温分布曲线,可看出由于燃烧室长度的缩短,液氧工况的喷管出口总温较差,而气氧工况的喷管出口总温均匀性依然比较均匀。这是由于液氧工况在较短的燃烧室长度下,燃气未能充分地混合而直接从

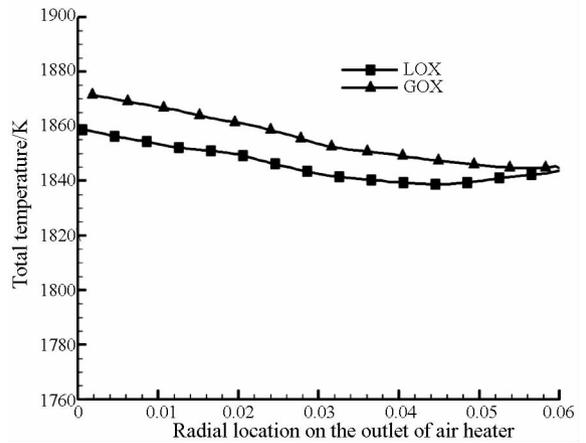


图 5 喷管出口总温分布曲线图(case 1)

Fig. 5 Total temperature distribution versus radial location on the outlet of nozzle (case 1)

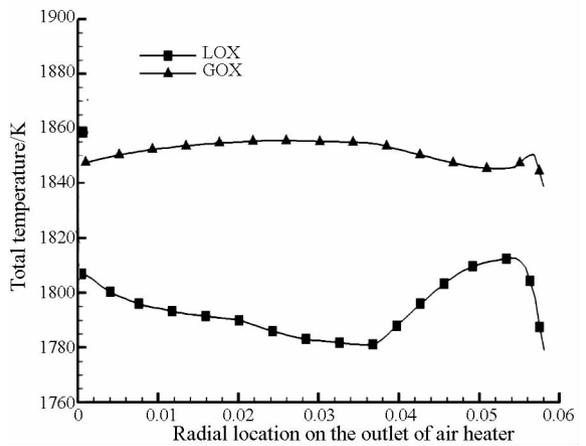


图 6 喷管出口总温分布曲线图(case 2)

Fig. 6 Total temperature distribution versus radial location on the outlet of nozzle (case 2)

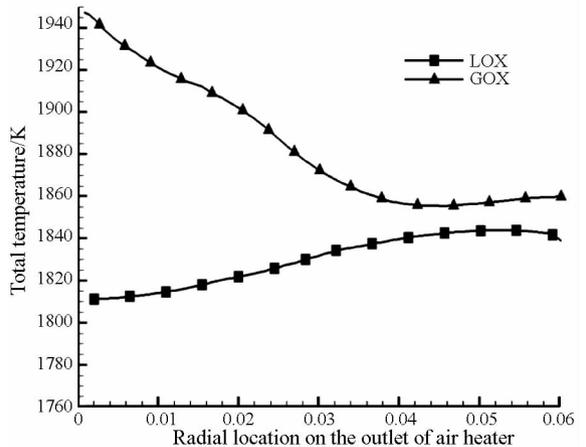


图 7 喷管出口总温分布曲线图(case 3)

Fig. 7 Total temperature distribution versus radial location on the outlet of nozzle (case 3)

喷管喷出,而气氧工况的燃气在该长度下仍可充分混合。这表明燃烧室特征长度影响着燃气的掺混过程。case 3 的两种工况的出口总温分布可见图 7,气氧工况的总温无法保持较高的均匀性,这

是由于气氧工况的燃烧室特征长度再次缩短,部分高温燃气未能充分混合而喷出,导致喷管出口靠近壁面的总温较高。而液氧工况的燃烧室长度增大而使得喷管出口总温分布均匀性变好。这表明:将原燃烧室特征长度缩短 2/5 仍可保证气氧工况的总温分布均匀性,而将燃烧室特征长度缩短 1/5 仍可保证液氧工况的总温分布均匀性,二者之间相差 1/5 倍的原加热器的特征长度。这同时也说明气氧工况的燃烧室特征长度至少可小于液氧工况的 1/4,仍可保证加热器性能良好。

4 结 论

本文以一种基于液体火箭发动机结构的空气加热器为研究对象,分析了喷入组元的物态对加热器燃烧流场、燃气掺混以及喷管出口流场均匀性的影响。在此基础上,以原加热器特征长度为参考,设计并计算了三种特征长度的加热器结构,分析对比了不同特征长度的喷管出口总温分布,获得了对加热器优化设计的一些参考依据。

(1) 喷入的氧化剂的物态对燃烧流场影响较大,气氧工况与液氧工况的火焰结构差别较大,且由于液氧工况的火焰较长,因而燃气掺混的时间较长。

(2) 相比于液氧工况,气氧工况有较多的燃气进入了燃烧室前端的回流区,导致喷注面板附近燃气温度较高,增大了喷注面板的承热压力。

(3) 采用酒精/液氧/空气三组元气液同轴直流式喷嘴时,燃烧室特征长度仍可至少缩短 1/5,采用酒精/气氧/空气三组元气液同轴直流式喷嘴时,燃烧室特征长度可至少缩短 2/5,对于该工作条件下的加热器,气氧喷嘴燃烧室特征长度至少小于液氧喷嘴 1/4,仍可保证加热器性能良好。

(4) 燃烧室的特征长度不影响加热器内的燃烧流场结构,但影响着燃气的掺混效果。

本文的研究工作为这种结构的空气加热器喷注器设计提供参考。

参考文献 (References)

[1] Fetterhoff H, Kraft E, Laster M. High-speed/Hypersonic test and evaluation infrastructure capabilities study [R]. AIAA, 2006 - 8043, 2006.

- [2] Leslie J, Marren D. Hypersonic test capabilities overview [R]. AIAA, 2009 - 1702, 2009.
- [3] Pellett L, Bruno C, Chinitz W. Review of vitiation effects on scramjet ignition and flameholding combustion processed [R]. AIAA, 2002 - 3880, 2002.
- [4] Chang X, Chen L, Yu G, et al. Development of the facility for model scramjet testing [R]. AIAA, 2001 - 1857, 2001.
- [5] Guy R, Rogers R, Puster R, et al. The NASA Langley scramjet test complex [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1995.
- [6] Falempin F, Minard P J, Naour B L. METHYLE-Long endurance test facility for dual-mode ramjet combustor technologies [R]. AIAA, 2009 - 7378, 2009.
- [7] Yatsuyanagi N, Chinzei N, Mitani T, et al. Ramjet engine test facility (RJTF) in NAL-KRC, Japan [R]. AIAA, 98 - 1511, 1998.
- [8] 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 studies on test facility and experimental technique for model scramjet [J]. Advances in Mechanics, 2003, 33(4): 491 - 498. (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] Richard L, Gaffney J, Andrew T, et al. Design of a Mach - 3 nozzle for TBCC testing in the NASA LaRC 8-Ft high temperature tunnel [R]. AIAA, 2008 - 3703, 2008.
- [11] Richard L, Gaffney J. Design of Mach - 4 and Mach - 6 nozzles for the NASA LaRC 8-Ft high temperature tunnel [R]. AIAA, 2009 - 5368, 2009.
- [12] Houshang B, Robert C, Ryder J, et al. CFD simulations for AEDC combustion air heater (CAH) for APTU facility [R]. AIAA, 2006 - 8046, 2006.
- [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 - 1403. WANG Liao, XU Xu. Numerical investigation of hydrogen combustion-heater for scramjet ground test [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1397 - 1403. (in Chinese)
- [14] 陈超群, 韦宝璋, 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)