

大推力氢氧发动机 高模试验补氧燃烧过程仿真

郭敬, 张佳, 李茂, 孔凡超, 张家仙

(北京航天试验技术研究所 北京市航天试验技术与装备工程技术研究中心, 北京 100074)

摘要: 为了研究液体火箭发动机试验富燃燃气安全处理方法, 确保发动机试验过程的安全, 通过对未来大推力氢氧发动机高模试验关键参数设计, 确定富氢燃气补氧燃烧方案, 并在此基础上建立大推力氢氧发动机高模试验富氢燃气补氧燃烧仿真模型, 对补氧燃烧过程进行仿真研究, 研究补氧流量和液氧喷注角度对燃烧过程及高模系统的影响, 以验证补氧燃烧方案的可行性。仿真结果表明补氧补燃方案可以安全处理发动机燃气中的富氢, 保证高模试验安全。并且补氧量越大, 燃烧长度越小, 热防护难度增加; 补氧喷注角度增加对氢燃尽长度影响不大, 但使设备热防护难度增大。

关键词: 氢氧发动机; 高模试验; 氢气; 补氧燃烧

中图分类号: V433.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)06-0017-06

Simulation of oxygenating combustion process in altitude simulating test for large thrust hydrogen/oxygen rocket engine

GUO Jing, ZHANG Jia, LI Mao, KONG Fanchao, ZHANG Jiaxian

(Beijing Engineering Research Center of Aerospace Testing Technology and Equipment,

Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to study the safe treatment method of fuel-rich gas in liquid rocket engine test and ensure the safety of the engine test process, the hydrogen-rich gas oxygenating combustion scheme was determined based on designing the key parameters of altitude simulation test large thrust hydrogen/oxygen rocket engine in the future. For verifying the scheme feasibility, a simulation model of oxygenating combustion of altitude simulation test for the large thrust hydrogen/oxygen rocket engine was built to simulate the oxygenating combustion process, and the effects of oxygen flow and injection angle on the combustion process and altitude simulation test were studied. Simulation results show the hydrogen-rich gas combusts completely and the altitude simulation test is safe. The more the oxygen supplementation is, the shorter the combustion length is and the more difficult the thermal protection is. The increase of oxygen injection angle has little effect on the hydrogen burnout length, but it makes thermal protection of equipment more difficult.

收稿日期: 2018-06-25; 修回日期: 2018-12-06

作者简介: 郭敬(1979—), 女, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

Keywords: hydrogen/oxygen rocket engine; altitude simulating test; hydrogen gas; oxygenating combustion

0 引言

基于深空探索与发展的需求,高比冲、高性能的大推力氢氧发动机是世界各国重点研究攻关的方向之一。在我国重型运载火箭项目的推动下,大推力氢氧发动机已经处于关键技术深入攻关阶段。与现有发动机相比,大推力发动机试验过程中推进剂流量大大增加。应用于重型运载火箭的发动机,液氢流量达到 80.3 kg/s,发动机预冷时从推力室排出的低温氢气约 2 kg/s,在发动机工作过程会产生 16.4 kg/s 的燃烧残余氢气。大推力氢氧发动机在各阶段产生的氢气都远超我国现有的各类型氢氧发动机。发动机高模试验时,在发动机后端会有扩压器、引射器或消音系统,形成一个封闭或者半封闭的空间。造成试验过程大量的富燃燃气会残留在设备内部,难以迅速扩散,并和倒吸入的空气掺混形成爆炸条件,如果不进行处理会存在很大风险^[1-2]。

根据液体火箭氢氧发动机推力和工作方式,一般采用惰性气体吹除、主动燃烧等处理方式。惰性气体吹除方式是将试验后残留在系统内的富燃燃气用惰性气体稀释并吹除出系统。如 1957 年美国 NASA 格林研究中心建立的推力 9 t 的发动机试验台 IDEAS,在试验前和试验过程中,采用在消声通道中用 CO₂ 稀释的方法,在试验结束后作为稀释用的惰性气体会被吹出排放系统。这种处理方式试验费用较高。主动燃烧处理方式是在试验过程中补充氧化剂,然后采用主动引燃的方式将多余富燃燃气燃烧。例如俄罗斯推力为 800 t 级的发动机 PD -

170 高空模拟所用的试验台采用该方法处理全封闭式高模系统中的富燃气体。所用的补燃装置为带有夹套冷却的圆筒,内置 60 个喷嘴,补燃装置长 25 m,内径达到 5.2 m,补加液氧流量达到 800 kg/s。俄罗斯科洛廖夫城试验站的 C1.5400A 高模台和摩尔斯科的立式高模试验台在扩压器出口设置补燃装置,通过吸入外界空气作为氧化剂将排出的富燃气体烧掉^[3]。美国斯坦尼斯试验台 J-2X 发动机缩尺高模试验也采用这种方法,从蒸汽引射器喷出的富氧引射蒸汽和从发动机喷出的富氢燃气在后端的燃气通道内产生二次燃烧。通过这种方式处理发动机燃气中的富余氢气,消除试验过程中的安全风险^[4]。国内未有在封闭环境中补氧燃烧氢气的经验,采用合理的仿真研究可为实际系统的设计提供理论依据,对关键参数的确定提供重要借鉴,减少设计风险,提高设计效率。

1 高模试验推力室富氢燃气排放处理方案

我国的重型运载氢氧发动机采用自身引射方案进行高空模拟试验时,需要对试验前预冷排氢和试验时的富氢燃气进行处理,防止发动机试验时可能存在燃爆安全风险。综合考虑安全性、经济性、可行性、设计难度等要求,拟采用液氧补燃燃烧的方法处理富氢燃气。图 1 为发动机高空模拟试验系统,主要设备包括真空舱、扩压器、水冷段、消音器。水冷段位于扩压器之后、消音器之前,中间设液氧补燃器,采用点火火炬主动点火燃烧的方式,引燃发动机排出的冷氢和富氢燃气。

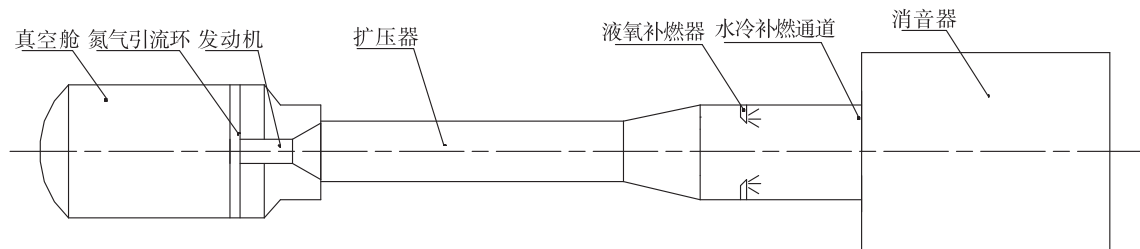


图 1 补燃系统设计示意图

Fig. 1 Schematic diagram of oxygenating combustion system

2 计算模型与方法

为研究高模试验过程中的补氧燃烧过程可能存在的问题,根据高空模拟试验台结构,建立了高空模拟计算几何模型,如图2所示,舱直径8 m,长15 m,总长108 m。为减少计算量,提高计算效率,将液氧喷嘴总面积等效为环形喷嘴面积,将三维模型转化为二维模型进行计算。

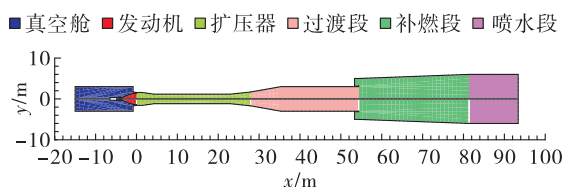


图2 补燃系统仿真模型

Fig. 2 Simulation model of oxygenating combustion system

根据发动机试验过程,稳定工作阶段采用稳态计算。采用雷诺平均、守恒型 Navier-Stokes (N-S) 方程组作为气相湍流流动控制方程,湍流模型选用标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型^[5-6]。计算中不考虑空气的液化、水分的冷凝和结冰等相变,空气组分中只包括氮气和氧气。燃烧过程采用单步燃烧反应模型。采用

PRESTO 格式离散压力项,其余项采用二阶迎风格式离散。求解过程中采用 PISO 格式耦合压力与速度^[7]。

计算网格数约 170 万个。考虑到发动机喷管出口和计算区域尺度为米级,喷嘴尺度为毫米级,对喷嘴附近网格进行多重加密,以确保计算的准确度。对发动机出口与舱交界处以及补氧喷嘴出口处的网格进行了加密处理,如图3所示。

富氢燃气从发动机喷管排出,燃气入口端和液氧喷注入口均采用质量入口边界条件,给定入口流量、组分、温度、水力直径和湍流参数;本项研究主要为面向工程应用的方案可行性论证研究,对计算精度要求相对较低,为提高计算效率,将液氧简化为低温氧气处理,不考虑液氧的破碎、雾化和蒸发过程。低温氧气和液氧掺混燃烧存在的区别较大,气相燃烧主要在剪切面燃烧,氧化剂与燃料接触后就会燃烧,喷嘴处热防护难度较大,同时燃烧面也会阻隔氧化剂与燃料的接触,燃烧长度一般较长;液相雾化蒸发过程中会与气相掺混,尽管雾化蒸发过程要一定的长度,但预混过程反而会使燃烧距离缩短^[8]。采用压力出口边界条件,压力为1个大气压,环境温度300 K。对称轴采用对称轴边界条件,固体壁面绝热无滑移^[9-10]。

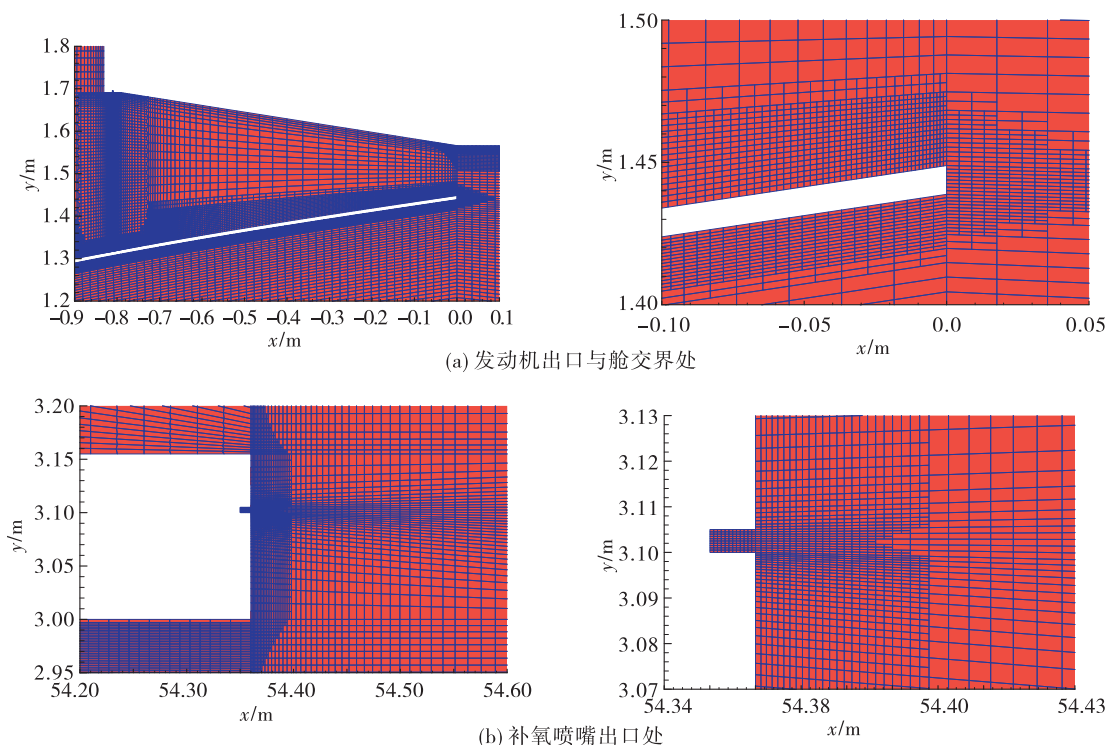


图3 网格加密处网格

Fig. 3 Grid refinement

3 计算结果及分析

计算工况为 2 种:第一种研究补氧流量对燃烧过程及高模系统的影响;第二种研究液氧喷注角度对燃烧过程及高模系统的影响。

3.1 补氧流量影响

补氧流量分别为 200 kg/s, 400 kg/s, 600 kg/s, 液氧喷注角度 15° , 喷注时液氧的温度设定为 100 K。图 4 给出了不同补氧流量下的静温分布, 从图 4 结果可以看到, 不同补氧流量下扩压器内静温分布基本相同, 区别不明显, 对扩压器内的激波串也没有影响。

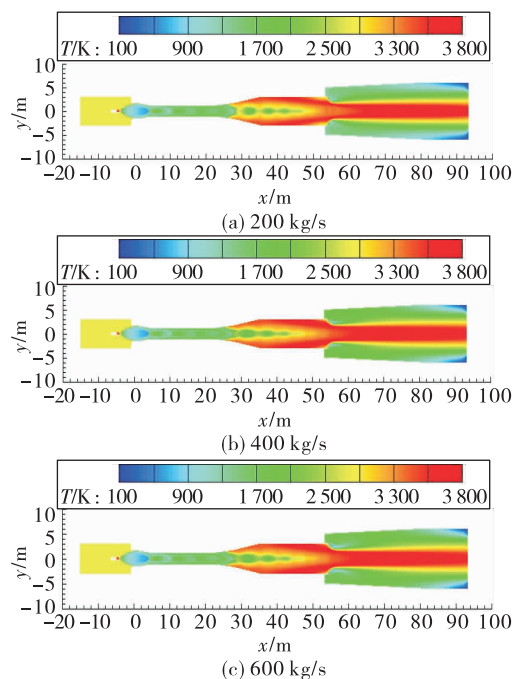


图 4 不同补氧流量下的静温

Fig. 4 Static temperature of different oxygen flow

图 5 给出了不同补氧流量下的氢摩尔浓度分布。从图 5(a) 可以看出, 没有补氧燃烧时, 发动机尾气中的氢会进入后端消声系统。而有补氧燃烧时, 如图 5(b)~5(d) 所示, 氢均在补氧段燃烧完成, 无残余氢气进入后续设备。从图 5 结果可以看出, 补氧流量增加, 燃气整体温度稍微下降, 在离开补氧段之前, 所有氢气均完全燃烧, 补氧量越大, 燃烧长度越短。

图 6 给出了不同补氧流量下的氧摩尔浓度分布, 结果表明, 在补燃段内, 氧主要靠近壁面, 壁面氧浓度较高, 同时, 补氧量越大, 氧浓度越大。另

外, 从图 6 结果可以发现, 氧会沿筒壁向前回流。在扩压器出口, 高速的燃气射流在扩压器出口壁面发生分离, 在中心射流和壁面之间形成了回流区, 导致氧气回流。

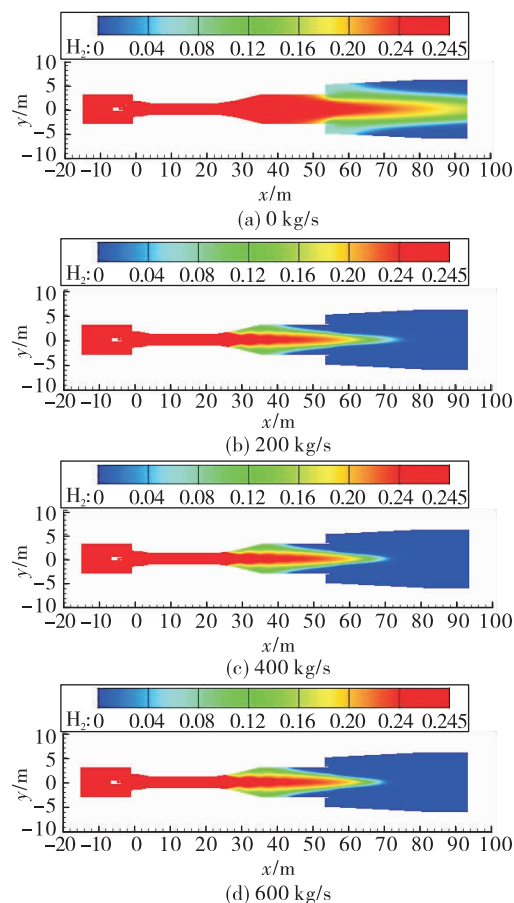


图 5 不同补氧流量下的氢浓度

Fig. 5 Hydrogen concentration of different oxygen flow

图 7 分别给出了 200 kg/s 液氧流量时扩压器出口段和补燃段壁面的绝热燃气温度和浓度, 从图 7 结果可以看出, 在扩压器出口段, 由于回流和燃烧, 氧浓度和温度均较高, 将会给扩压器出口的抗氧化热防护带来极大难度, 存在烧蚀扩压段出口的风险, 在设计中需要考虑液膜冷却保护或者惰性气体气膜冷却保护等措施。在补燃段, 由于周围全是氧气和水, 氧浓度较低, 同时温度也较低, 抗氧化难度较小, 可以采用喷水液膜冷却保护方式。

图 8 给出了 600 kg/s 补氧流量时扩压器出口和补燃段壁面绝热燃气温度和氧浓度, 由于补氧量增加, 在补燃段氧气浓度大幅增加, 同时, 扩压器出口

壁面绝热温度和氧浓度也比 200 kg/s 补氧量时高,局部氧浓度超过 50%。

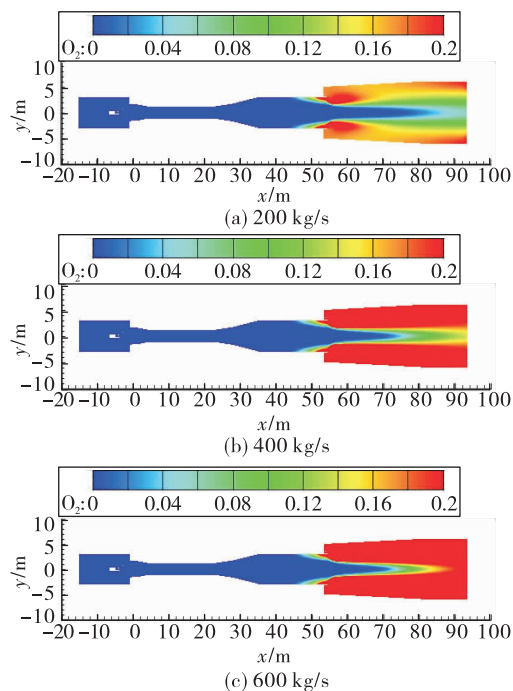


图6 不同补氧流量下的氧浓度

Fig. 6 Oxygen concentration of different oxygen flow

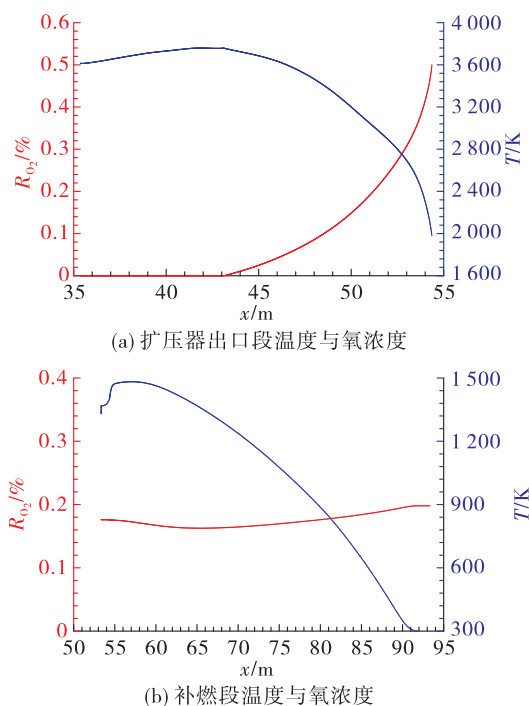


图7 200 kg/s 补氧流量下的壁面燃温和氧浓度

Fig. 7 Wall gas temperature and oxygen concentration under 200 kg/s oxygen flow

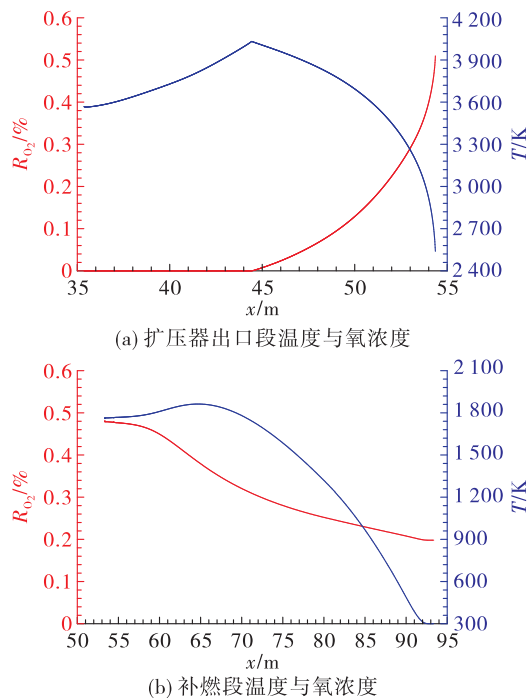


图8 600 kg/s 补氧流量下的壁面燃温和氧浓度

Fig. 8 Wall gas temperature and oxygen concentration under 600 kg/s oxygen flow

3.2 补氧喷注角度影响

补氧喷注角度是指氧喷注方向与轴线射流方向的夹角,补氧喷注角度分别为 15° 、 30° ,补氧流量 400 kg/s,温度 100 K。图 9 ~ 图 11 给出了不同补氧喷注角度的静温、氢和氧摩尔浓度。从图 9 可以看出,氧喷注角度增加后,对扩压器出口段和补燃段的温度分布影响均较大,对扩压器内的流场温度也有一定影响。氧喷注角度增加,扩压器出口段和补氧段的温度均有所降低,尽管核心射流区直径有所缩小,但对其温度影响较小,主要因为射流速度较大,氧射流速度难以影响核心射流流场。在 30° 喷注时的温度分布可以看到在氧射流冲击燃气射流时存在反弹。而在扩压器壁面,温度随角度增加有所降低,但绝热燃气温度都在 2 500 K 以上。从图 10 可以看出,角度增加并没有显著缩短燃烧距离和氢燃尽长度。从图 10 和图 11 可以看出,氧喷注角度增加,扩压器出口的壁面的氢浓度显著下降,角度越大氢浓度下降位置越靠前,存在氧气的位置越靠前,说明氧气回流进入扩压器出口对氢气进行了补燃。由于燃气温度高,氧进入扩压器出口段越多越靠前,扩压器的抗氧化热防护难度越大。因此,增

加氧喷注角度对氢燃尽长度影响不显著,但会增加设备热防护的难度。

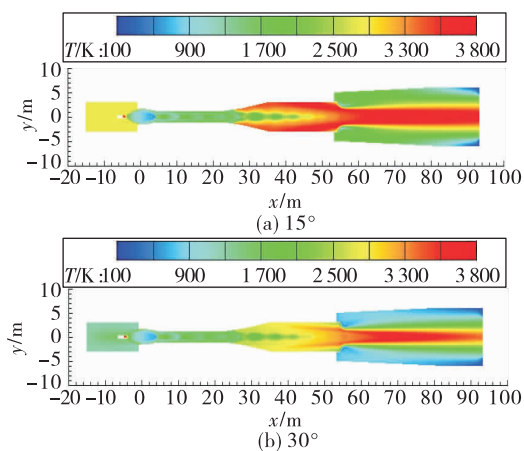


图9 不同喷注角度下的静温

Fig. 9 Static temperature for different injection angles

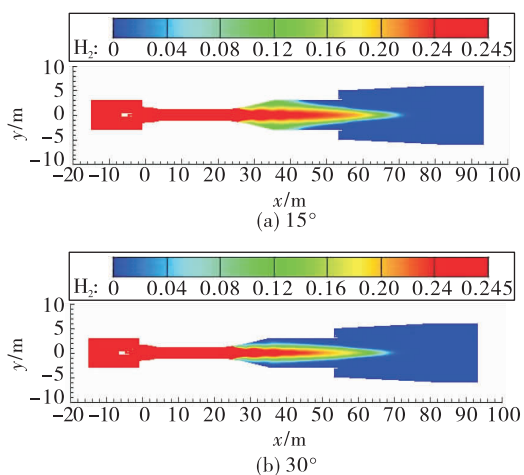


图10 不同喷注角度下的氢浓度

Fig. 10 Hydrogen concentration for different injection angles

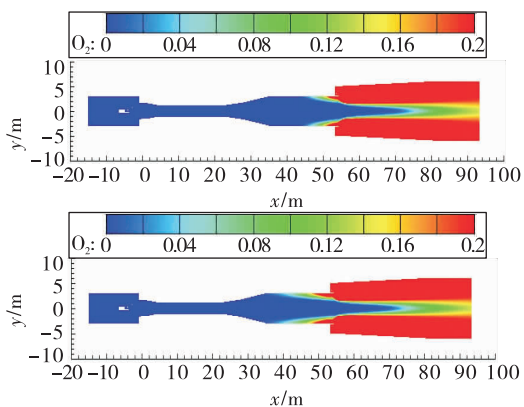


图11 不同角度下的氧浓度

Fig. 11 Oxygen concentration for different injection angles

4 结论

1) 通过补充液氧燃烧的方式可以将发动机燃气中的氢气成分燃烧干净,可保证高模试验安全进行。

2) 补氧流量越大,燃烧长度越小。由于射流与扩压器出口发生分离形成流区,补氧燃烧时,氧气会进入回流区,对扩压器出口的热防护带来难度。

3) 补氧流量增加后,靠近壁面的氧气浓度也将随之上升,热防护难度增加。

4) 补氧喷注角度增加对氢燃尽长度影响不大,但更容易使氧气回流进入扩压器出口段,使设备抗氧化热防护难度增大。

参考文献:

- [1] 郭敬,孔凡超,张家仙,等. 发动机试验富燃气体安全处理技术发展综述[J]. 火箭推进, 2017, 43(6): 1-6, 53.
- [2] GUO J, KONG F C, ZHANG J X, et al. Development of fuel-rich gas safety treatment technology for engine test[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(6): 1-6, 53.
- [3] 符锡理. 国外火箭技术中氢的安全排放与处理[J]. 国外导弹与宇航, 1981, 12: 23-27.
- [4] 火箭发动机研制与试验中的生态安全问题[Z], 莫斯科航空学院教学参考资料, 2006.
- [5] AHUJA V, HOSANGADI A, ALLGOOD D, et al. Computational analyses in support of sub-scale diffuser testing for the A-3 facility. part 2: unsteady analyses and risk [C]// 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [6] 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; AIAA 2005-4524 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [7] 李茂, 杜正刚, 金平, 等. 富氢/富氧燃气同轴直流喷嘴燃烧过程数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 469-473.
- [8] 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.
- [9] 高玉闪. 液体火箭发动机同轴剪切气-气喷注器研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
- [10] 傅德彬. 数值仿真及其在航天发射技术中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 16-52.
- [11] SOZER E, HASSAN E, YUN S, et al. Turbulence-chemistry interaction and heat transfer modeling of H_2/O_2 gaseous injector flows [C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2010.

(编辑: 马 杰)