

液体火箭发动机尾焰对发射平台冲击效应

蔡红华, 聂万胜, 侯志勇
(装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 为研究液体火箭发动机尾焰对发射平台的冲击效应特性,建立液体火箭发动机尾焰对发射平台冲击数值计算模型.针对液氧/煤油发动机尾焰对发射平台冲击特性,基于建立模型研究了喷管出口距离平台3,5m工况下推进剂流量和复燃对冲击特性的影响,并分析了影响差异及其产生差异的原因.结果表明:尾焰自由射流区的激波膨胀、压缩距离和壁射流区面积随推进剂流量的增大而增大;考虑复燃化学反应不仅改变了自由射流区和滞止区的形状结构,而且增大了壁射流区的面积和温度;复燃和推进剂流量均是通过影响尾焰结构对冲击特性产生影响,具体影响效果与喷管出口和发射平台间距离有关.

关 键 词: 尾焰; 冲击效应; 复燃; 液体火箭发动机; 推进剂

中图分类号: V430

文献标志码: A

Impact effect of liquid rocket motor exhaust plume on launching platform

CAI Hong-hua, NIE Wan-sheng, HOU Zhi-yong

(Department of Aerospace Equipment,
The Academy of Equipment, Beijing 101416, China)

Abstract: To study the impact effect of liquid rocket motor exhaust plume on launching platform, a mathematical calculation model of exhaust plume impact on launching platform for liquid rocket motor was built. For the impact effect of LOX(liquid oxygen)/kerosene exhaust plume on the launching platform, the influences of the propellant flux and afterburning on the impact effect from the nozzle exit to the platform in two different cases of 3 m and 5 m were studied, the differences and the reasons for the differences were also analyzed. Results show that, with the increase of the propellant flux, the distance of shock wave expansion and compression of the free jet region and the area of the wall-jet region increased. Afterburning can not only change the structure of the free jet region and the stagnation zone, but also increase the temperature and the area of the wall-jet region. Afterburning and propellant flux influence the impact effect by generating influence on the structure of the exhaust plume, and the impact effect is related to the distance from the nozzle exit to launching platform.

Key words: exhaust plume; impact effect; afterburning; liquid rocket motor; propellant

火箭发射阶段发动机尾焰对发射架的冲击干扰是航天发射稳定性的一个重要影响因素^[1-3],因此在航天器设计过程中,通常都需要计算研究火箭尾焰对喷管出口下游临近结构冲击的热影响^[4-6].火箭尾焰中未完全燃烧的高温气体与空气

中氧气发生复燃会增加尾焰的温度,进而增强尾焰对下游临近结构的热冲击强度^[7],但考虑复燃时会大大增加计算的难度和工作量^[8].对于液体火箭发动机,可以通过改变推进剂流量对发动机推力进行改变,以适应不同的航天活动和空间任

收稿日期:2015-05-22

基金项目:国家自然科学基金(91441123)

作者简介:蔡红华(1988—),男,辽宁沈阳人,博士生,主要从事发动机尾焰冲击与红外辐射特性研究.

务要求^[9].

近年来,国内外有关火箭发动机尾焰冲击以及复燃的数值研究不断深入,主要是针对固体火箭发动机尾焰冲击^[7]、单喷嘴超声速射流冲击^[10-13]、液体火箭发动机尾焰冲击传热特性^[14]和复燃对尾焰红外辐射特性影响^[15-16].

CFD 软件一直是解决流体设计和分析问题常用的工具^[17],为研究分析液体火箭发动机尾焰对发射平台的冲击特性,本文以发动机燃烧室入口为始端建立了一个完整数值计算模型.首先,根据发动机工作参数计算液氧/煤油发动机内部全尺寸三维流场;然后以计算得到的发动机喉部截面参数为入口边界,计算发动机尾焰本身及对发射平台冲击流场特性.基于上述模型,研究了发动机喷管出口距离平台 3.5 m 工况下液氧煤油发动机尾焰对发射平台的冲击特性,并分析了推进剂流量和复燃对上述两种工况影响的差异以及产生差异的原因.

1 物理模型

本文以液氧/煤油发动机为研究对象,推进剂质量流量(文中简称推进剂流量)分别为 390 kg/s 和 224 kg/s,液氧/煤油混合比为 2.4,工作状态为富燃燃烧.发动机详细结构如图 1 和图 2 所示,图 1 为发动机具体型面结构尺寸,图 2 为喷注面板上喷嘴分布示意图.

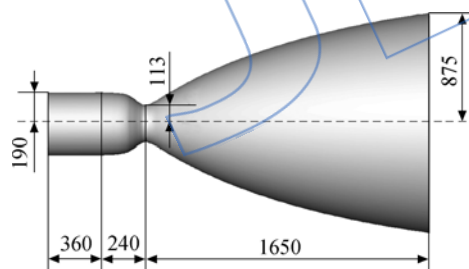


图 1 模型发动机结构尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Structure size of the model motor (unit:mm)

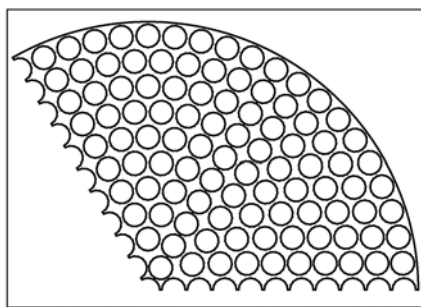


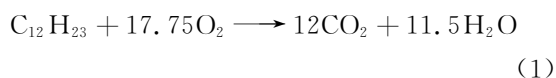
图 2 模型发动机喷嘴分布

Fig. 2 Jets distribution of the model motor

2 计算方法

2.1 化学反应模型

真实的煤油包含成百上千种组分,要准确描述其实际化学反应过程难度很大.发动机尾焰特性研究重点关注温度场、压力场、组分 H_2O 和 CO_2 的分布,这里采用简化的单步总包反应



将实际煤油燃烧过程简化为煤油的替代燃料 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 单步氧化生成完全反应产物 H_2O 和 CO_2 . 化学反应速率 K_f 用下式计算:

$$K_f = A e^{-B/T} M_{\text{kero}}^C M_{\text{O}_2}^D \quad (2)$$

式中 T 为温度,单位 K; M_{kero} 为煤油的摩尔浓度,单位 mol/cm^3 ; M_{O_2} 为氧气的摩尔浓度,单位 mol/cm^3 ; 式(2)中系数具体取值如表 1 所示.

表 1 化学反应速率计算系数取值
Table 1 Calculation coefficients of chemical reaction rate

$A/10^9$	$B/10^8$	C	D
2.587	1.256	0.25	1.5

本文发动机内部流场计算是为获得喷管喉部截面参数分布,因此不考虑推进剂的蒸发和雾化的详细过程,将气相的液氧/煤油混合物作为反应物由喷嘴喷射进入燃烧室,数值计算中涉及到的物质有煤油蒸气、氧气、二氧化碳和水蒸气 4 种气体.

2.2 控制方程与求解方法

采用多组分化学反应的守恒型三维 Navier-Stokes(N-S)方程作为模型的流动、物质与能量交换以及燃烧控制方程,其通用形式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial z} = \mathbf{J} \quad (3)$$

式中 $\mathbf{U}$ 为守恒变量向量; t 为时间变量; $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 为对流项向量; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 为黏性项向量; $\mathbf{J}$ 为源项向量. 式(3)分别为质量方程、 x, y, z 方向动量方程、能量方程和各组分方程.

描述火箭发动机燃烧流动过程的 N-S 方程是非线性强相互耦合的偏微分方程组,目前压力隐式算子分裂算法 (pressure implicit with splitting of operators, PISO) 已成功应用于计算火箭发动机燃烧流动过程^[18]. 以 realizable $k-\epsilon$ 双方程

模型计算流场湍流流动,应用有限体积法离散燃烧室内燃烧流场与尾焰流场控制方程,采用有限速率/涡耗散燃烧模型计算化学反应,Arrhenius反应速率和涡耗散反应速率都进行计算,化学反应的静反应速率取两个速率的最小值。

2.3 计算网格与边界条件

基于网格处理软件 Gambit 构建网格,由于发动机喷注器面板上喷嘴分布具有 1/3 对称特性,为提高计算效率,采用结构化网格、分区耦合的方法处理本文中发动机内部流场三维计算区域,生成网格及边界条件如图 3 所示;由于尾焰冲击平板流场具有轴对称特性,为提高计算效率,选取二维流场的一半作为尾焰流场的计算区域,生成网格及边界条件如图 4 所示,喷管壁面边界附近和冲击平板壁面附近均进行了网格加密处理。

发动机内部流场计算边界条件具体定义为:两种不同推进剂流量下质量流量入口边界分别为 1.178 kg/s 和 0.676 kg/s,液氧/煤油混合比为 2.4;壁面边界为壁面无滑移条件;压力出口边界为温度 300 K,压力为 1.01325×10^5 Pa。尾焰冲击流场计算边界条件具体定义为:质量流量入口边界通过发动机内部流场计算确定;压力远场边界为温度为 300 K,压力为 1.01325×10^5 Pa;壁面边界为壁面无滑移条件。

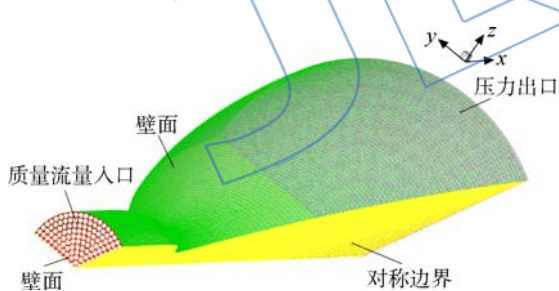
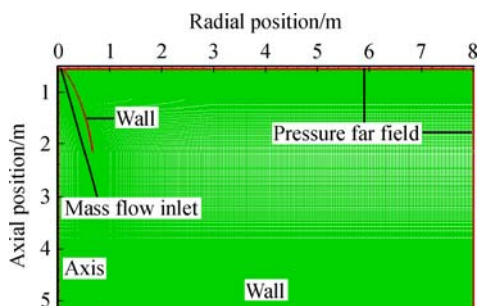
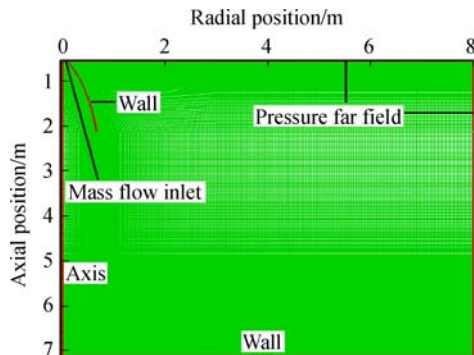


图 3 发动机内部流场的网格和边界条件

Fig. 3 Mesh and boundaries of motor internal flow field



(a) 喷管出口距离平台 3 m



(b) 喷管出口距离平台 5 m

图 4 尾焰冲击流场的网格和边界条件

Fig. 4 Mesh and boundaries of impact flow field of plume

3 结果分析

3.1 发动机内部流场

首先,本文对液氧/煤油发动机内部三维全尺寸燃烧流场进行了数值计算,获得了发动机内部详细流场参数分布,图 5 为发动机内部中心轴线上 $C_{12}H_{23}$, O_2 , CO_2 和 H_2O 质量分数分布,氧和煤油混合富燃蒸气在燃烧室内进行充分的化学反应生成二氧化碳和水,氧蒸气快速消耗完而煤油蒸气存在少量剩余,该部分剩余煤油蒸气将随高温高速燃气射流喷入环境大气,与空气中氧气混合发生二次燃烧。

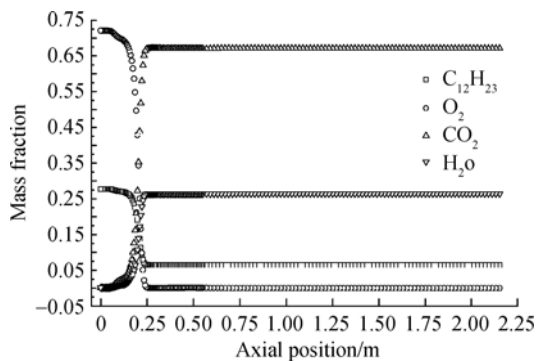


图 5 发动机内部中心轴线上组分分布

Fig. 5 Distribution of components on the axis in motor

3.2 发动机尾焰冲击流场

3.2.1 喷管出口距离平台 3 m 工况

不考虑复燃反应时,不同推进剂流量的尾焰流场分布如图 6 所示。由于喷管出口的静压大于环境压力,尾焰燃气自喷管出口开始形成膨胀波,膨胀波又反射为压缩波。推进剂流量 $\dot{m}_p$ 为 390 kg/s 时

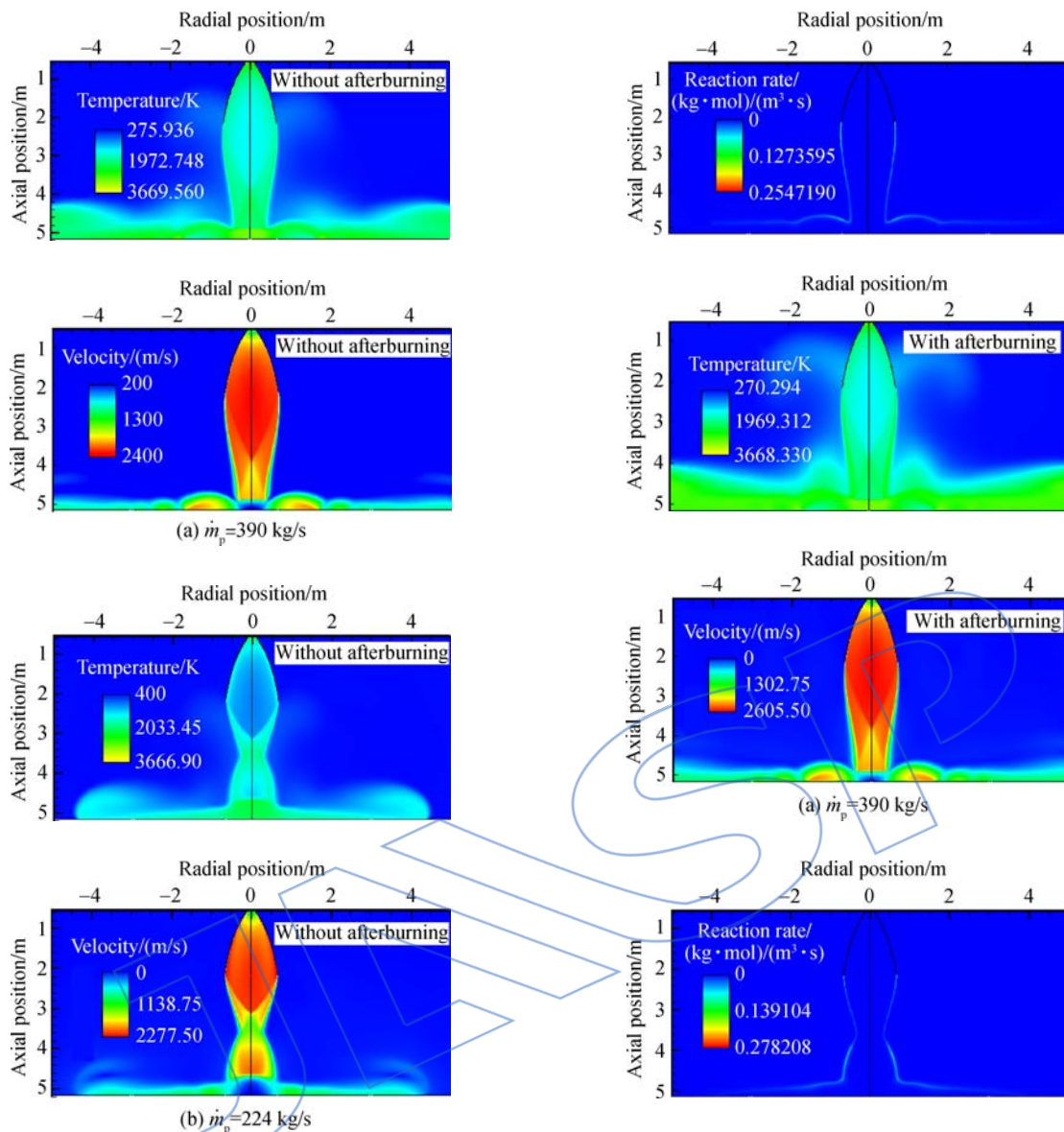


图 6 不考虑复燃时不同推进剂流量的尾焰流场分布
Fig. 6 Temperature and velocity contours of different propellant fluxes without afterburning

发动机内部燃气温度更高、流动速度更快、压力比(发动机出口压力/外部环境压力)更大,因此发动机尾焰激波膨胀距离更长,甚至在自由射流区来不及出现二次膨胀波;随着推进剂流量的增大,壁射流区的面积随之增大、温度随之升高。

考虑复燃反应时,不同推进剂流量的尾焰流场分布如图 7 所示。尾焰燃气在平台壁面上冲击点附近形成一个滞止区,改变推进剂流量改变了自由射流区波系结构,进而改变了滞止区的形状结构。随着推进剂流量增大,壁射流区的范围更宽、面积更大;结合图 6 对比分析,对于不同推进剂流量的尾焰冲击,考虑复燃反应均造成壁射流区范围的增大。

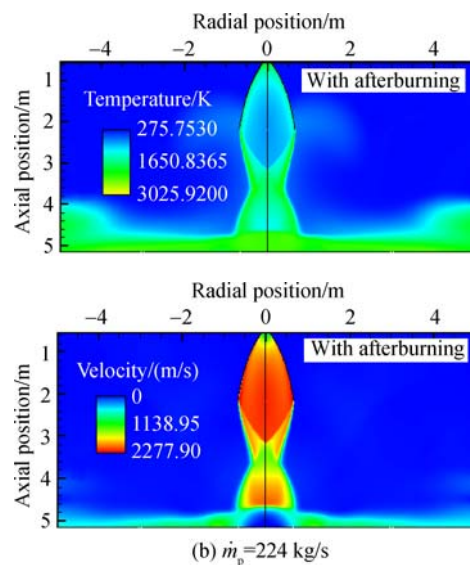


图 7 考虑复燃时不同推进剂流量的尾焰流场分布
Fig. 7 Temperature and velocity contours of different propellant fluxes with afterburning

喷管出口距离平台 3 m 工况下,不同推进剂流量的中心轴线和平台壁面上的压力分布如图 8 所示,随着推进剂流量的增大,尾焰马赫盘出现的距离更远,由于速度突降为零导致的滞止区压力升高更加剧烈;考虑复燃对滞止区压力影响很大,推进剂流量为 224 kg/s 和 390 kg/s 时考虑复燃均使滞止区压力减小。

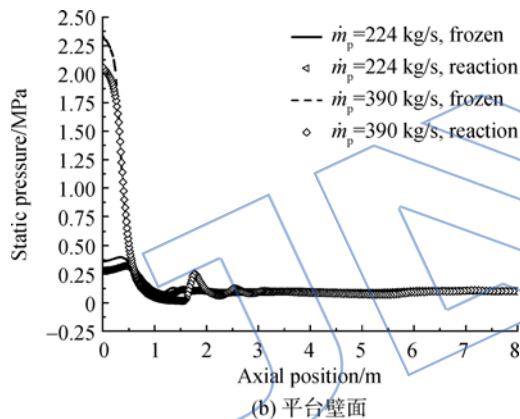
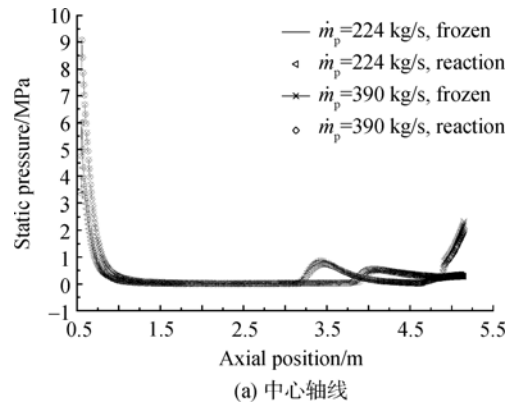


图 8 喷管出口距离平台 3 m 工况下压力分布
Fig. 8 Pressure distribution of 3 m from nozzle exit to the plate

3.2.2 喷管出口距离平台 5 m 工况

喷管出口距离平台 5 m 工况下,尾焰冲击速度场分布如图 9 所示,与喷管出口距离平台 3 m 工况相同,随着推进剂流量的增大,尾焰激波膨胀和压缩的距离增大,尾焰的波系结构随之改变;同时区别于喷管出口距离平台 3 m 工况,由于该工况下复燃反应区域增大,对尾焰自由射流区和壁射流区的结构产生了明显的影响。

喷管出口距离平台 5 m 工况下,不同推进剂流量的中心轴线和平台壁面上的压力分布如图 10 所示,与喷管出口距离平台 3 m 工况不同,推进剂流量为 224 kg/s 时考虑复燃降低了滞止区压力,而推进剂流量为 390 kg/s 时考虑复燃使滞止

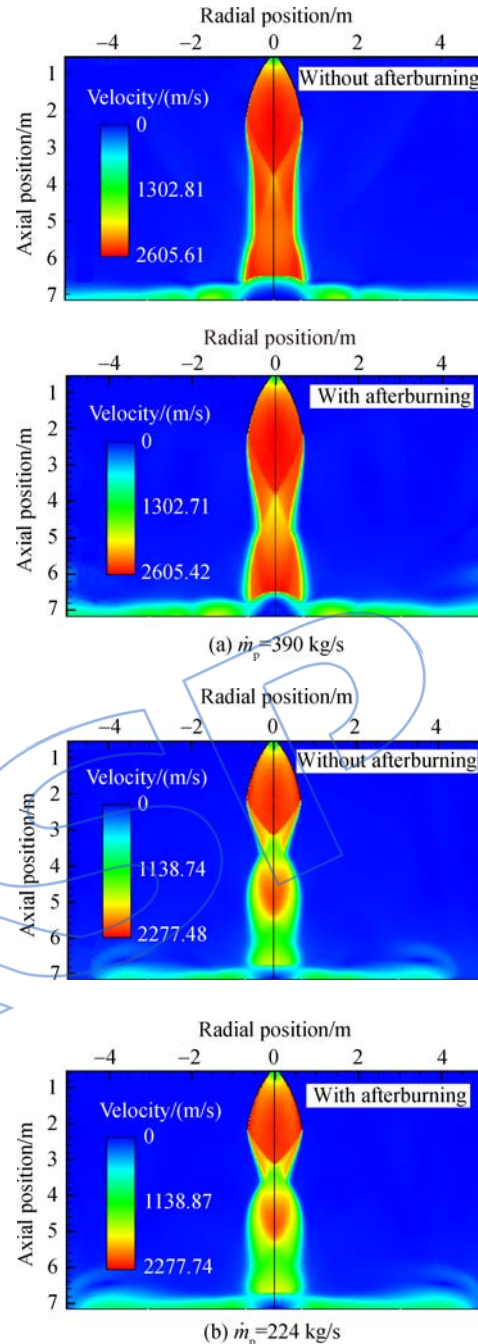


图 9 喷管出口距离平台 5 m 工况下的速度分布
Fig. 9 Velocity contours of 5 m from nozzle exit to the plate

区压力增大。

考虑复燃对液氧/煤油发动机尾焰结构和冲击特性影响很大,考虑复燃反应不仅对尾焰自由射流区和滞止区的结构产生了影响,并增大了壁射流区的范围;推进剂流量对液氧/煤油发动机尾焰结构和冲击特性也有很大影响,在不改变发动机结构参数和推进剂类型情况下,压力比随着推进剂流量增大而增大,尾焰激波膨胀和压缩距离随之增大,进而影响滞止区的压力和结构。因此,

复燃和推进剂流量均是通过影响尾焰结构对冲击特性产生影响,具体影响效果与喷管出口和平台间距离有关。

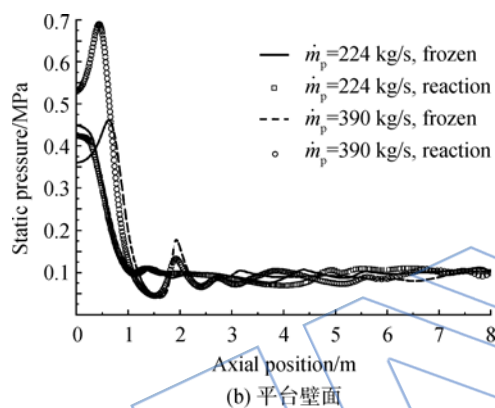
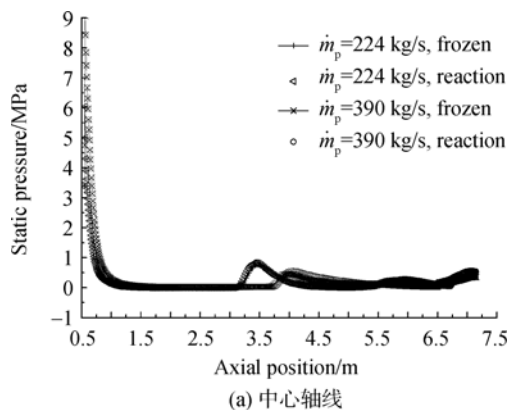


图10 喷管出口距离平台5m工况下压力分布
Fig. 10 Pressure distribution of 5 m from nozzle exit to the plate

4 结 论

本文建立了液体发动机尾焰对发射平台冲击数值计算模型,并基于模型针对液氧/煤油发动机研究了喷管出口距离平台3m和5m两种工况下尾焰冲击特性,分析了推进剂流量和复燃化学反应对冲击特性的影响,得到了以下结论:

1) 随着发动机推进剂流量的增大,尾焰自由射流区的激波膨胀和压缩距离随之增大,壁射流区的面积随之增大、温度随之升高。

2) 尾焰燃气与环境空气发生复燃反应对尾焰及其平台冲击特性产生的影响很大,不仅改变了自由射流区和滞止区的形状结构,而且增大了壁射流区的面积和温度。

3) 复燃和推进剂流量均是通过影响尾焰结构对冲击特性产生影响,具体影响效果与喷管出口和发射平台间距离有关。

参考文献:

- [1] 聂万胜,杨军辉,何浩波,等. 液体火箭发动机尾喷焰红外辐射特性[J]. 国防科学技术大学学报, 2005, 27(5): 91-94.
- NIE Wansheng, YANG Junhui, HE Haobo, et al. The IR radiation characteristic of exhaust plume of the liquid rocket engine [J]. Journal of Nation University of Defense Technology, 2005, 27(5): 91-94. (in Chinese)
- [2] Greenwood T, Seymour D, Prozan R. Analysis of liquid rocket propellant engine exhaust plume[R]. AIAA 70-0844, 1970.
- [3] 周帆,姜毅,郝继光. 火箭发动机尾焰流场注水降温效果初探[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 249-252.
- ZHOU Fan, JIANG Yi, HAO Jiguang. Exploring on cooling effect of water injection on rocket motor exhaust [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 249-252. (in Chinese)
- [4] Mayer E, Prickett R. Rocket plume impingement heat transfer on plane surfaces[J]. AIAA Journal, 1987, 24(4): 291-295.
- [5] Ali A, Ahmed B, Syed B, et al. CFD analysis of supersonic jet impingement on axisymmetric deflector plate [R]. Islamabad, Pakistan: 9th International Bhurban Conference on Applied Science and Technology, 2012.
- [6] Gonzalez D R, Wallman P, Sanford M, et al. Characterization of rocket plume fluid dynamic environment using numerical & experimental approaches [J]. AIAA Journal, 2013, 50(3): 527-539.
- [7] 马艳丽,姜毅,郝继光,等. 固体发动机燃气射流对发射平台冲击效应研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 373-377.
- MA Yanli, JIANG Yi, HAO Jiguang, et al. Study on the impact effect of solid rocket motor exhaust plume to the launching platform [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(4): 373-377. (in Chinese)
- [8] 姜毅,傅德彬. 固体火箭发动机尾喷焰复燃流场计算[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 615-620.
- JIANG Yi, FU Debin. Numerical simulation for non equilibrium chemically reacting fluid field of the solid rocket motor exhaust plume [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 615-620. (in Chinese)
- [9] 张金容,靳爱国,汪亮. 泵压式液体火箭发动机变推力方案选择[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 921-926.
- ZHANG Jinrong, JIN Aiguo, WANG Liang. Thrust regulation scheme selection for turbopumped rocket engine with variable thrust [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 921-926. (in Chinese)
- [10] Sakakibara Y, Iwamoto J. Numerical study of oscillation mechanism in underexpanded jet impinging on plate [J]. Journal of Fluids Engineering, 1998, 120(3): 477-481.
- [11] 何枫,谢峻石,姚朝晖. 超声速欠膨胀冲击射流的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 96-99.

- HE Feng, XIE Junshi, YAO Zhaohui. Numerical simulation under-expanded supersonic impinging jet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23 (2): 96-99. (in Chinese)
- [12] Alvi F S, Ladd J A, Bower W W. Experimental and computational investigation of supersonic impinging jets [J]. AIAA Journal, 2002, 40(4): 599-605.
- [13] Ching Y L. Computation of tone noise from supersonic jet impinging on plates[R]. AIAA-2005-418, 2005.
- [14] Mayer E, Prickett R. Rocket plume impingement heat transfer on plane surfaces[R]. AIAA 86-1321, 1986.
- [15] 刘尊洋, 邵立, 汪亚夫, 等. 复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响 [J]. 光学学报, 2013, 33 (6): 0604001. 1-0604001. 8.
- LIU Zunyang, SHAO Li, WANG Yafu, et al. Influence on afterburning on infrared radiation of solid rocket exhaust plume[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33 (6): 0604001. 1-0604001. 8. (in Chinese)
- [16] Devir A, Lessin A, Lev M, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume[R]. AIAA-2001-0358, 2001.
- [17] Mern J, Agarwal R. A study of numerical simulation of supersonic conical nozzle exhaust [R]. AIAA-2013-3697, 2013.
- [18] 聂万胜, 丰松江. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.

(编辑: 王碧珺)