

文章编号:1000-8055(2011)08-1900-07

## RBCC 发动机燃料喷注位置变化对 混合燃烧模式燃烧的影响

潘科玮, 何国强, 刘佩进, 秦 飞, 杨 斌

(西北工业大学 航天学院 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072)

**摘 要:** 为了研究混合燃烧模式下燃料喷注位置对燃烧的影响,通过数值模拟的方法,研究了喷注位置变化时,流道组分质量分数分布、高温放热区域及流道压强分布的变化规律. 结果表明,混合燃烧模式中,喷注位置变化对燃烧流场影响很大. 在燃烧室中,燃料喷注位置靠前能给燃烧带来帮助,提高燃料与二次来流的掺混能力,并且由于燃料与一次火箭高温羽流相互掺混等影响提前,加快燃料的雾化蒸发,促进燃烧流场的火焰传播,减少煤油点火延迟时间,提高了燃烧效率. 因此为了提高混合燃烧模式下的燃烧性能,应尽可能选择燃烧室前端位置进行燃料喷注.

**关 键 词:** 火箭基组合动力循环(RBCC)发动机; 喷注位置; 燃烧; 煤油; 数值模拟

中图分类号: V438

文献标志码: A

### Numerical investigation of combustion about injection positions in rocket induced secondary combustion of RBCC engine

PAN Ke-wei, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin, QIN Fei, YANG Bin

(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermal-structure Laboratory,  
School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In order to investigate the influence on combustion by changing the injection positions in the rocket induced secondary combustion, the numerical simulation was used to study the rule of the distribution of component in the flow, the area of high temperature heat release and the distribution of pressure in the flow. The results show that: the combustion flow is obviously affected by changing the injection positions. In the combustor, the combustion performance could be improved by putting the fuel injection position forwards, helping to strengthen the mixing capability of fuel. For the fuel mixed ahead the flame of primary rocket, it accelerates the fuel spray evaporation effect, improves the flame spread and increases the combustion efficiency. In order to improve the performance of combustion in the rocket induced secondary combustion, the fuel injection positions should be placed at front end in the combustor.

**Key words:** rocket based combined cycle (RBCC) engine; injection position;  
combustion; kerosene; numerical simulation

火箭基组合动力循环(rocket based combined cycle,简称 RBCC)发动机具有零速起飞、可重复利用的优点. 多模态一体化的设计特点使

其适合大空域范围飞行并且具有高比冲、高推质比,是未来空天运输动力中具有较强竞争力的发动机<sup>[1-6]</sup>.

收稿日期:2010-07-07; 修订日期:2010-10-11

作者简介:潘科玮(1983-),男,浙江宁波人,博士生,研究领域为航空宇航推进理论与工程.

RBCC 动力中关键在于解决其不同工作模式下高效燃烧及其在大范围工作状态下的包容能力,因而其燃烧控制技术是研究的重中之重.在燃烧的研究过程中,保证火焰稳定及合理地组织燃烧是保障燃烧性能的关键.混合燃烧模式作为亚燃模态中的特殊燃烧模式,通过一次火箭羽流引焰,解决了在低来流总温、低焓值条件下,亚燃模态时燃烧室碳氢燃料点火困难、难以自持燃烧及火焰不稳定这些难点,也进行过较多的实验加以研究<sup>[7-9]</sup>.为了更好地提高火焰稳定性及燃烧组织效果,更大地体现发动机的性能优势,需要对 RBCC 发动机喷注位置变化等精细控制方面进一步深入研究.在冲压发动机研究过程中,往往会对燃料喷注位置做细致的研究,并在发动机中进行合理的分布,才能实现更为有效的燃烧组织,提高发动机性能<sup>[10-11]</sup>.因此在混合燃烧模式条件下,研究燃料喷注位置变化对燃烧的影响,也是研究 RBCC 发动机亚燃模态燃烧所关注的一个关键技术点.

本文通过数值模拟方法对混合燃烧模式条件下,喷注位置变化对燃烧的影响进行了对比研究.详细研究了喷注位置前移对燃烧室放热区域及燃烧组织和性能的影响,研究结果发现燃料喷注位置处于发动机前端有利于燃烧反应进行,有利于提高发动机的性能.

## 1 数值模拟方法

### 1.1 湍流模型

湍流燃烧的时间平均数值模拟计算方法 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes),具有计算周期短,并能保证较高计算精度的特点.因此,在燃烧等方面的研究中,依然被广泛应用<sup>[12-15]</sup>.本文数值模拟研究工作采用了 Menter 的  $k-\omega$  SST(shear-stress-transport)湍流模型的雷诺时均法.

标准的 Wilcox  $k-\omega$  模型能预测自由剪切流传播速率,如尾流、混合流动、平板绕流、圆柱绕流和放射状喷射,并对湍流及激波系捕捉等方面具有较好的作用. $k-\omega$  SST 剪切应力输运模型在近壁面处采用 Wilcox  $k-\omega$  模型,在边界层边缘和自由剪切层采用  $k-\epsilon$  模型,其间通过一个混合函数来过渡.混合功能是专门为近壁面区域的流动设计的,它充分发挥了  $k-\epsilon$  模型对自由流和  $k-\omega$  模型对壁面限制流动问题的优点.因而对于计算燃烧流动有着一定的优势.本文所有计算皆采用商用软件 FLUENT 进行.

### 1.2 化学动力学模型

本文计算采用的液态煤油燃料,是一种碳氢化合物,其反应机理复杂,要实现全组分的化学动力学模拟较难.因此,采用了简化的三步化学动力学模型,详细化学动力学参数如表 1 所示.

表 1 煤油三步反应化学动力学模型  
Table 1 Three-step kerosene kinetic model

| 反应方程                                                                    | A/<br>( $\text{cm}^3/(\text{mol}\cdot\text{s})$ ) | B  | E/ $10^7$<br>(J/( $\text{kg}\cdot\text{mol}$ )) |
|-------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|----|-------------------------------------------------|
| $\text{C}_{12}\text{H}_{24} + 6\text{O}_2 = 12\text{CO} + 12\text{H}_2$ | 23 120                                            | 1  | 16.33                                           |
| $\text{CO} + \text{O}_2 = \text{CO}_2$                                  | $3.48 \times 10^8$                                | 2  | 8.42                                            |
| $\text{H}_2 + \text{O}_2 = \text{H}_2\text{O}$                          | $3.0 \times 10^{14}$                              | -1 | 0                                               |

煤油液滴进入发动机后,受到来流空气的强烈剪切作用,液滴在随气流运动中,被气流及火箭羽流火焰加热雾化蒸发,液滴质量不断越少.液滴蒸发过程采用高压非定常计算方法,燃烧采用有限速率模型进行计算.

### 1.3 数值模拟边界条件

数值模拟边界条件:来流总温为 358.85 K,总压为 0.328 MPa,空气流量为 2 200 g/s,一次火箭氧燃比为 1.0,燃气组分质量分数分别为 CO(0.524), $\text{H}_2$ (0.032), $\text{CO}_2$ (0.144), $\text{H}_2\text{O}$ (0.3),二次燃油流量为 86.9 g/s,壁面采用绝热无滑移固壁条件.模拟的发动机结构对称,取发动机的 1/2 作为计算区域,整个发动机均采用结构化网格.并考虑到发动机流场复杂位置及结构变化区域进行部分网格加密,在凹腔附近及边界进行网格加密,以保证计算的精度.整个计算发动机构型的结构化网格总数为 75 万.

### 1.4 RBCC 发动机计算构型

对直连式 RBCC 地面实验发动机进行计算建模及网格划分,计算构型尾喷管出口面积为  $142\text{ mm} \times 150\text{ mm}$ ,堵塞比为 0.3.直连式 RBCC 地面实验发动机包括了设备喷管(模拟进气道)、隔离段、一次火箭、燃烧室和尾喷管.其中燃烧室分为两段包括三个凹腔,具体计算网格图 1 所示.

### 1.5 实验校验

图 2 为实验与 CFD(计算流体动力学)数值模拟的壁面压强对比曲线.本文的验证实验就是根据西北工业大学燃烧、热结构与内流场重点实

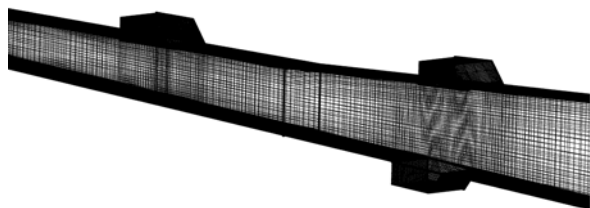


图1 燃烧室计算网格

Fig. 1 Calculation mesh of chamber

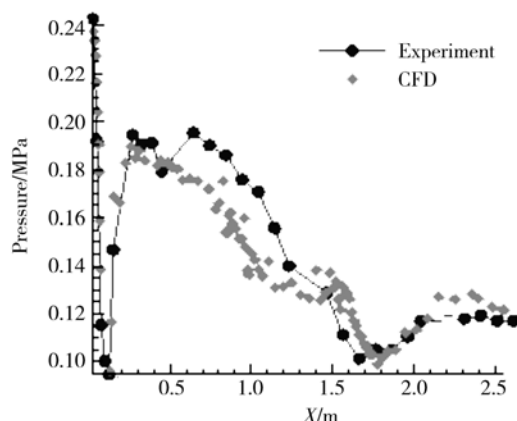


图2 实验与数值计算的壁面压强对比曲线

Fig. 2 Comparison of experimental pressure with numerical prediction on wall

验室的实验所得进行数值模拟验证. 从图中压强曲线可以比较发动机整个流道的实验和数值计算对应的压强, 在发动机  $X=0.75\text{ m}$  位置数值计算的压强偏低, 可能是因为煤油作为一种碳氢化合物混合物, 详细的化学动力学模型较为复杂, 并且难以确定. 而计算所采用的简化动力学模型中的煤油裂解方式及能量等参数, 不能完全反应出真实燃烧的反应状态. 这是导致压强存在偏差的原因, 但并不会过分影响计算结果的准确性.

## 2 喷注位置变化数值模拟研究

高空飞行的混合燃烧模式, 来流条件非常苛刻, Routovsky<sup>[16]</sup> 研究发现在来流总温为  $1000\text{ K}$  左右时, 煤油点火延迟时间为  $0.1\text{ ms}$ . 工作状态来流总温更低, 增加了煤油点火延迟时间, 更不利于液态煤油在燃烧室内进行燃烧. 而根据研究发现湍流掺混对化学反应速度有着关键影响, 解决液态碳氢燃料与二次来流的掺混及燃料与火箭羽流的掺混就能提高发动机的燃烧性能. 燃料喷注位置对燃料液滴雾化后与主来流空气的掺混程度有着较大影响, 选择一个合适的燃料喷注位置能

促进燃料与二次来流的充分接触, 使燃烧组织更加合理, 减少掺混损失及燃烧热损失, 提高燃烧性能. 因此, 本文对真实飞行状态下燃料喷注位置变化的影响进行了数值模拟研究.

数值模拟中所采用的燃烧室入口状态如表 2 所示.

表2 燃烧室入口状态参数表

Table 2 Intake parameters of chamber

| $Ma$ | 总压/Pa    | 总温/K  | $m/(\text{g/s})$ | $u/(\text{m/s})$ |
|------|----------|-------|------------------|------------------|
| 1.5  | 90 289.9 | 336.2 | 2400             | 551.4            |

### 2.1 喷注位置变化对流道燃气组分分布的影响

图 3 给出了数值模拟中几个特定燃料喷注位置示意图. 数值计算中, 喷注位置的变化基于基准喷注位置, 把基准喷注位置进行整体前移, 具体分析了燃烧室中喷注位置变化对燃烧的影响.



图3 喷注位置示意图

Fig. 3 Sketch map of injection positions

图 4 给出了一次火箭流量分别为  $80, 120, 140\text{ g/s}$  时, 不同喷注位置流道中燃气关键组分质量分数分布的对比. 从图中可以发现, 在相同一次火箭流量下, 小范围内变化燃料喷注位置, 对燃烧室流道中  $\text{CO}_2$  及  $\text{O}_2$  的质量分数分布产生了影响, 并发现喷注位置前移, 加大了二次燃料与一次火箭羽流的掺混强度, 有利于燃烧反应的进行. 随着喷注位置的前移, 流道中  $\text{O}_2$  质量分数逐渐减小,  $\text{CO}_2$  质量分数逐渐增大. 到了燃烧室后部区域,  $\text{O}_2$  与  $\text{CO}_2$  质量分数分布曲线基本保持不变, 证明燃烧基本在燃烧室前半段进行, 后半段进行的燃烧反应不强烈.

从图 4 中还可以发现, 喷注位置小范围内进行变化对燃烧流场的整体影响能力有限. 因此, 本文对一次火箭流量为  $80\text{ g/s}$  和  $140\text{ g/s}$  条件下, 停止燃烧室后半段基准喷注, 把燃料转移至隔离段进行喷注的方式进行数值模拟研究. 从图 4 (a), (b) 中可以发现, 当把燃烧室后半段喷注的燃料都放置于隔离段进行喷注时, 与基准位置的喷注方式进行比较, 整个燃烧室的  $\text{CO}_2$  与  $\text{O}_2$  质量分数分布都有着显著的变化. 从  $\text{CO}_2$  和  $\text{O}_2$  质量

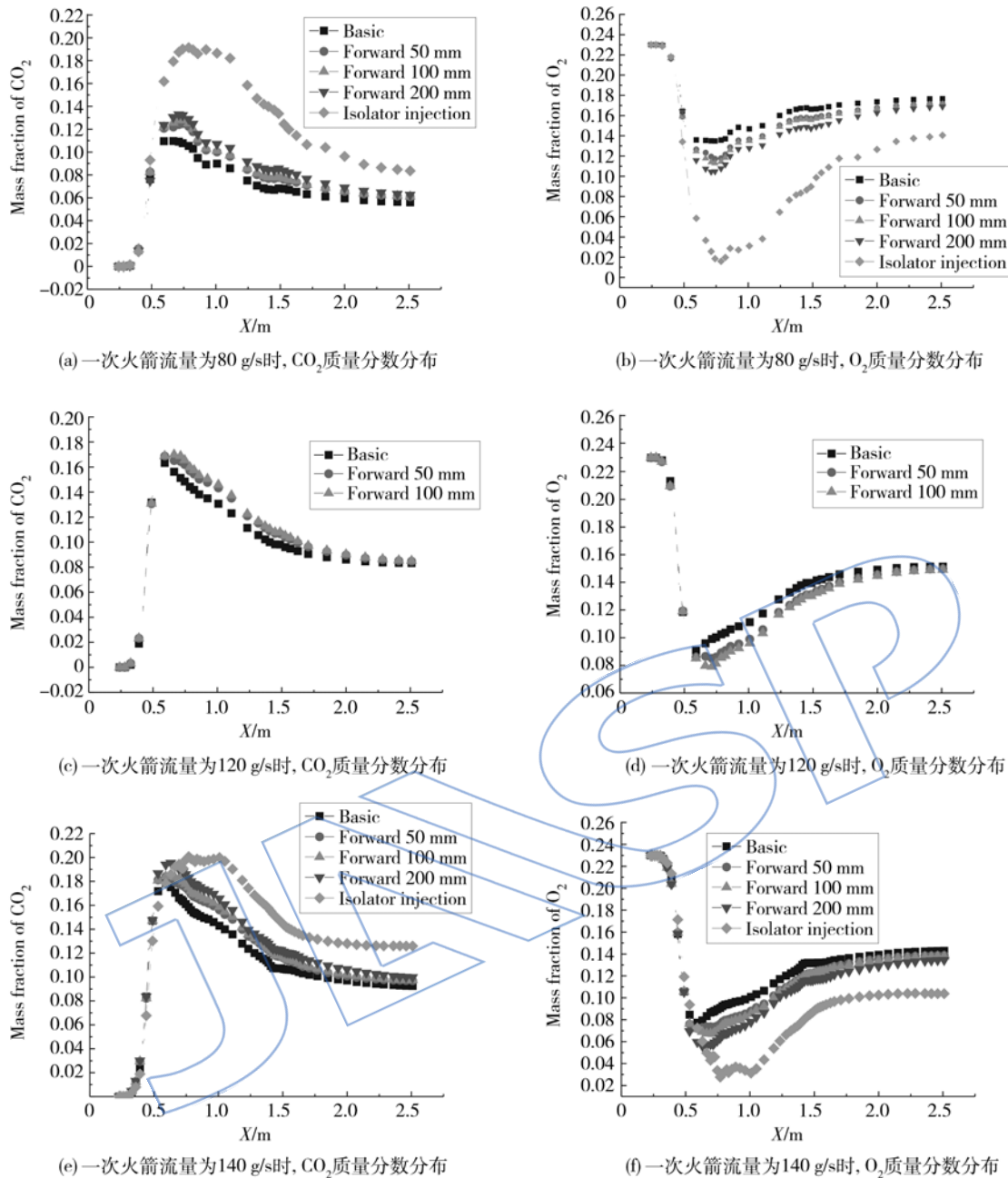


图 4 一次火箭流量分别为 80, 120, 140 g/s 时, 不同喷注位置流道中燃气关键组分质量分数分布

Fig. 4 Mass fraction distributions of key component in flow passages under different injection positions at  $m_{\text{rocket}} = 80, 120, 140 \text{ g/s}$

分数分布的变化可以发现, 在隔离段进行喷注, 整个流道燃烧后的  $\text{CO}_2$  组分质量分数有明显的提升, 证明了在隔离段进行喷注, 大大增加了二次燃料与来流空气的掺混时间, 也增加了与一次火箭引导火焰的接触时间, 强化了煤油发生化学反应的条件, 提供给煤油一个更有利于发生化学反应的燃烧空间, 从而提高了煤油的反应强度, 并加快了煤油燃料的燃烧, 进一步促进了燃烧室整体性能的提高。从图 4(e), (f) 中也可以发现, 当在隔离

段喷注燃料时, 整个流道的  $\text{CO}_2$  与  $\text{O}_2$  质量分数分布都有着与图 4(a), (b) 相似的规律, 可见在不同一次火箭流量下, 喷注位置前移都有利于提升燃烧反应的剧烈程度, 并且有利于燃烧性能的提高, 从流道的  $\text{CO}_2$  质量分数分布曲线可以反映出煤油燃烧的充分程度, 间接反映出流场燃烧效率的变化。因此在同等条件下应该把喷注位置前移, 这将提高发动机的燃烧反应能力, 促进火焰的扩散传播及燃烧反应在流道中的进一步进行, 提高

二次燃料的燃烧效率。

图5是基准位置喷注与隔离段喷注燃烧室压强的对比曲线,从图中可以发现,当在隔离段进行喷注时,与基准位置喷注相比整个燃烧室的压强都有明显的提高,特别在第一段燃烧室尤为明显,这也证明了燃烧反应多集中于燃烧室前半部分,在一次火箭稳焰能力较强的区域,燃烧反应进行得更为充分,并且不影响燃烧室整体压强。因此在这种纯扩张通道的燃烧室构型下,进行亚燃燃烧时,应考虑把燃料喷注集中于燃烧室前端,或在隔离段进行多点喷注,加大燃料与一次火箭引导火焰的接触区域与接触时间,提高燃料与空气的

掺混。有利于燃料在混合燃烧模式的燃烧室中,进行合理的燃烧组织。并且从图5压强曲线及图4组分质量分数分布曲线可以发现,燃烧室后部不利于燃烧反应的进一步进行,这跟燃烧室后部气体速度大,火焰稳定方式比较单一有较大关联。因此,也可以证明在此构型下,应该前移喷注位置,加大燃料的预混时间,提高燃料雾化蒸发能力,或进行多级喷注增大燃烧室前端燃料喷注流量,提高燃烧反应区域的燃烧性能。

## 2.2 喷注位置变化对燃烧室高温燃烧放热区域的影响

针对二次燃料喷注位置变化对燃烧反应的影响,采用了一次火箭流量分别为80,140 g/s时,不同喷注位置的温度等值线图来对高温放热区域进行分析。从图6中可以发现,在一次火箭流量为80 g/s条件下,局部地把喷注位置前移对于燃烧室高温放热区域的影响效果有限,而当把煤油喷注放在隔离段时,整个燃烧室的高温区域明显增大,并且放热明显增加,促进了燃料的雾化蒸发,增加了燃料与一次火箭羽流的接触时间,提高了掺混的充分程度,加大了煤油的焰前反应,促进了其分解成小分子的能力,提升了二次燃料在燃烧室前段进行化学反应的剧烈程度,加快了燃料的燃烧反应,从而放热更为剧烈。从图7也可以发现同样的规律。

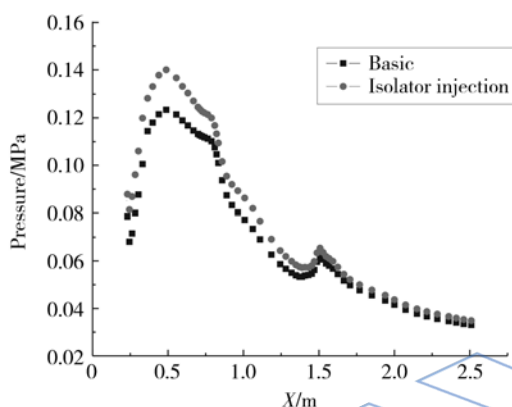
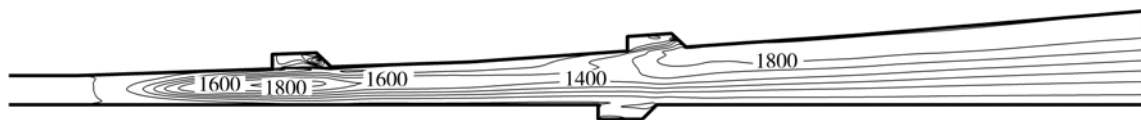


图5 一次火箭流量为80 g/s时,两种不同喷注方式燃烧室压强对比

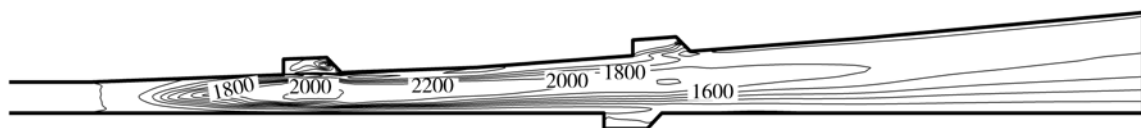
Fig. 5 Comparison of pressure of chamber under different injection methods at  $m_{\text{rocket}} = 80 \text{ g/s}$



(a) 一次火箭流量为80 g/s, 基准喷注位置,  $Z=40 \text{ mm}$  切面温度等值线分布



(b) 一次火箭流量为80 g/s, 喷注位置前移200 mm,  $Z=40 \text{ mm}$  切面的温度等值线分布



(c) 一次火箭流量为80 g/s, 隔离段喷注位置,  $Z=40 \text{ mm}$  切面的温度等值线分布

图6 一次火箭流量为80 g/s时,三种状态下  $Z=40 \text{ mm}$  切面的温度分布等值线图(单位:K)

Fig. 6 Temperature distribution of three states at  $Z=40 \text{ mm}$  and  $m_{\text{rocket}} = 80 \text{ g/s}$  (unit:K)

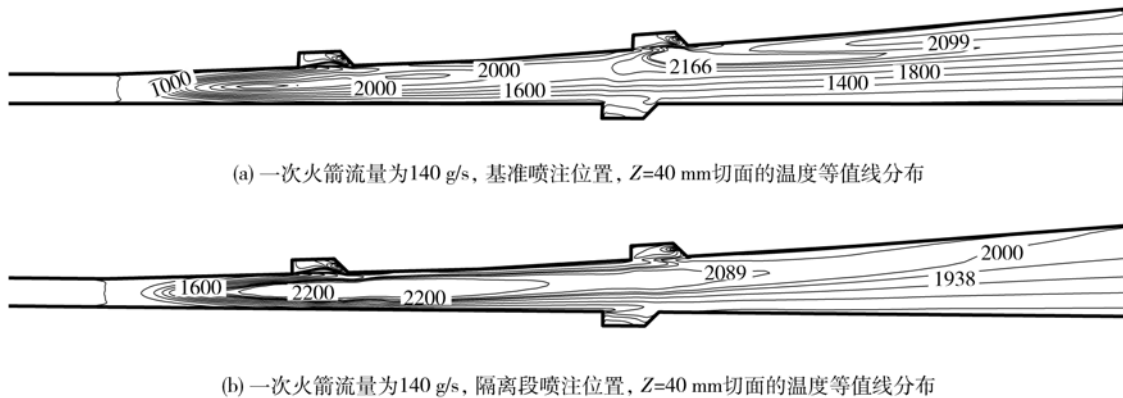


图 7 一次火箭流量为 140 g/s, 不同喷注位置,  $Z=40$  mm 切面的温度分布等值线图(单位:K)

Fig. 7 Temperature distribution of different injection positions at  $Z=40$  mm and  $m_{\text{rocket}}=140$  g/s (unit:K)

### 2.3 加大燃烧室前端基准位置燃料喷注流量对燃烧的影响

图 8 给出了前端喷注过程中流道关键组分质量分数分布曲线,从图 8 可以发现,在整体燃料流量当量比不变的条件下,加大前端基准喷注位置的喷注流量,对燃烧的影响也是很明显的.在前端喷注时流道中所产生的  $\text{CO}_2$  质量分数分布明显要高于在基准位置喷注状态, $\text{O}_2$  在流道中也更多

地被消耗.这证明了在此发动机构型下,处于混合燃烧模式条件下,燃料在前端喷注有利于整个燃烧反应的进行,前端喷注加强了燃料的蒸发雾化及其雾化蒸汽的扩散,促进火焰在前端的传播,提高了整个流场燃烧完全反应能力.流道的  $\text{CO}_2$  质量分数分布反映出加大燃料前端喷注流量可以提高整个流道燃料的反应完成程度及燃烧的反应量,从而提高燃烧效率.

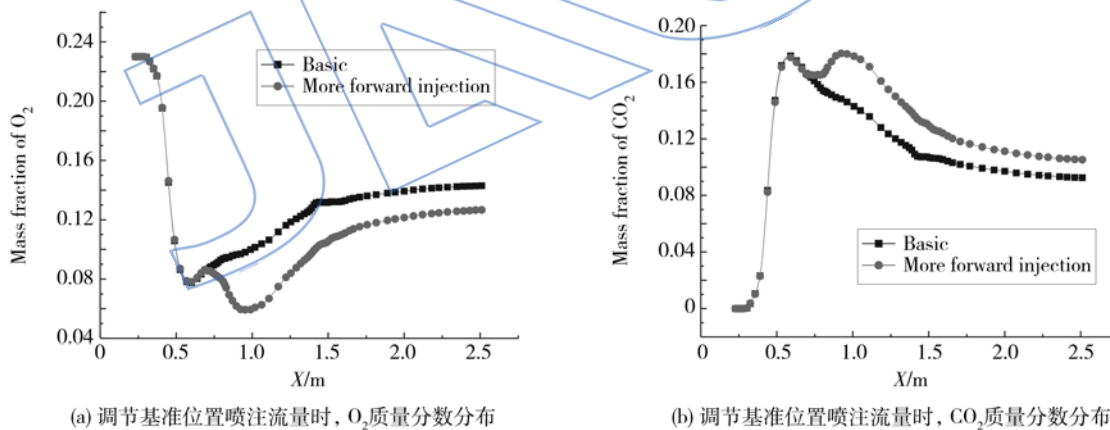


图 8 调节基准位置的喷注流量对流道组分质量分数分布的影响

Fig. 8 Components mass fraction distributions of norm injection at different fuel flow rates

## 3 结 论

通过对燃料喷注位置变化的数值模拟研究,对流场组分质量分数分布、高温分布区域等方面的分析可以得出以下结论:

1) 混合燃烧模式中,喷注位置变化对燃烧流场有着较大影响,在不影响进气道起动条件下,喷注位置靠前能给燃烧带来较大帮助,提高燃料与二次来流的掺混,加大煤油的雾化蒸发,促进燃烧

流场的火焰扩散传播,增大燃烧反应范围,提高燃料的燃烧效率.

2) 把喷注位置前移,增加燃料与一次火箭羽流及来流空气的接触时间,提高掺混的充分程度,加大煤油的焰前反应,减少点火延迟时间,促进其分解成小分子的能力,提高二次煤油燃料在燃烧室前段的扩散及参与化学反应的剧烈程度,加快燃料的燃烧放热,加大煤油的充分反应时间.

3) 在 RBCC 发动机直扩通道构型下,进行亚

燃燃烧反应时,应使燃料喷注位置尽量靠前,或采用多级喷注,加大燃烧室前端喷注流量,逐级减少后部燃料喷注流量。

## 参考文献:

- [1] Young D A, Kokan T S, Clark I G, et al. A SSTO hypersonic vehicle concept utilizing RBCC and HEDM propulsion technologies[R]. AIAA Paper 2006-8099, 2006.
- [2] Hank J M, Franke M E. TSTO reusable launch vehicles using airbreathing propulsion [R]. AIAA Paper 2006-4962, 2006.
- [3] Pastrone D, Sentinella M R. Evolutionary algorithm based approach for RBCC engines optimization[R]. AIAA Paper 2008-5170, 2008.
- [4] ZHANG Man, HE Guoqiang, LIU Peijin. Performance improved by multistage rockets ejection in RBCC engine[R]. AIAA Paper 2008-4504, 2008.
- [5] Luetke N, Mohieldin T O, Tiwari S N. Numerical optimization study of a rocket based combined cycle[R]. AIAA Paper 2007-5390, 2007.
- [6] Tomioka S, Takegoshi M, Kudo K, et al. Performance of a rocket-ramjet combined-cycle engine model in ejector mode operation[R]. AIAA Paper 2008-2618, 2008.
- [7] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets: a new propulsion concept[J]. Journal of Space Craft, 1979, 17(5): 416-424.
- [8] Billig F S. Research on supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-514.
- [9] Sullins G A. Demonstration of mode transition in a scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 515-520.
- [10] Minato R, Niioka T. Effect of hydrogen jet position relative to plasma torch on supersonic combustion[R]. AIAA Paper 2003-6908, 2003.
- [11] Jeong E, O'Byrne S, Jeung I S, et al. Supersonic combustion of hydrogen fuel injection locations in a cavity-based combustor[R]. AIAA Paper 2008-4576, 2008.
- [12] Sadiki A, Maltsev A, Wegner B, et al. Unsteady methods (URANS and LES) for simulation of combustion systems [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2006, 45(8): 760-773.
- [13] Boudier G, Gicquel L Y M, Poinot T, et al. Comparison of LES, RANS and experiments in an aeronautical gas turbine combustion chamber[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 3075-3082.
- [14] Tucker P K, Menon S, Merkle C L, et al. Validation of high-fidelity CFD simulations for rocket injector design [R]. AIAA Paper 2008-5226, 2008.
- [15] Roux A, Reichstadt S, Bertier N. Comparison of numerical methods and combustion models for LES of a ramjet[J]. Combustion for Aerospace Propulsion, 2009, 337(6): 352-361.
- [16] Routovsky V. Autoignition study on kerosene combustion in supersonic flow[R]. Moscow: Moscow State Aviation Institute Technical Report, Contract No. F61708-96-WO286, 1997.