

超声速混合层混合 LES/RANS 模拟*

晏至辉, 刘卫东, 范周琴

(国防科学技术大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘要:为明确超声速混合层发展规律,利用混合 LES/RANS 方法计算了隔板厚度、压力不匹配程度及燃料组分对超声速混合层发展的影响,并定量分析了相应的混合效率和压力损失。结果表明:一定范围内,隔板厚度越大,混合越好,总压损失越大;压力不匹配程度与混合效率和压力损失并非线性关系,总体而言,不匹配程度越高,混合效率相对较高,总压损失较小;氢气组分越靠近当量质量分数,混合效率越高,压力损失较大。

关键词:超声速混合层;混合效率;总压损失

中国分类号:V435.12 文献标志码:A

Numerical Simulation of Supersonic Mixing Layers by Hybrid LES/RANS Method

YAN Zhihui, LIU Weidong, FAN Zhouqin

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to determine the discipline of the development of the supersonic mixing layer, the hybrid LES/RANS method was applied to simulate the influence of the clapboard thickness, the pressure mismatch degree and fuel components. Besides, the corresponding mixing efficiency and the total-pressure loss were analyzed. The results suggest that within a certain range, the thicker the clapboard is, the higher the mixing efficiency and the total-pressure loss are; the pressure mismatch degree is nonlinear to the mixing efficiency and the total-pressure loss. In general, the higher the pressure mismatch degree is, the higher the mixing efficiency is and the lower the total-pressure loss is; the nearer the hydrogen is to the equivalent mass fraction, the higher the mixing efficiency and the total-pressure loss are.

Keywords: supersonic mixing layer; mixing efficiency; total-pressure loss

0 引言

为适应高超声速飞行器不同马赫数下的工作要求,美国霍普金斯大学提出了双燃烧室发动机的概念。双燃烧室冲压发动机拥有两个燃烧室,低速高温富油燃气从亚燃室喷出,在超燃室中与超燃进气道的超声速来流进行混合燃烧,如图1所示。

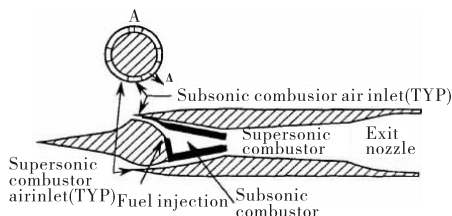


图1 双燃烧室冲压发动机示意图

双燃烧室冲压发动机超燃室内超声速来流速度非常快,导致高温富油燃气与超声速气流的混合困

难,发动机性能下降。因此弄清楚超燃室内混合层的发展规律,采取一定的混合增强措施是非常必要的。文中在模拟飞行马赫数为6的情况下,采用混合 LES/RANS 方法研究了超燃室内超声速混合层的流场结构及发展规律;在此基础上,探讨了隔板厚度、超声速气流/高温富油燃气压力不匹配程度、富油燃气组分配比等多种因素对流场结构和混合效果的影响。研究结果可以为发动机燃烧室设计提供参考和依据,并有助于混合层机理研究。

1 研究对象

以双燃烧室冲压发动机中超燃室为研究对象,考虑二维超声速混合层,计算区域及边界条件如图2所示。为了便于与试验结果比较,采用氢气和氮气的混合气体作为高温富油燃气中尚未燃烧的燃料成分,由

* 收稿日期:2011-03-09

项目基金:国家自然科学基金(50906098);高等学校博士点新教师专项科研基金(20094307120005)资助

作者简介:晏至辉(1982-),男,江西万年人,博士研究生,研究方向:高超声速推进技术。

于文中仅研究冷流结果,因此认为燃料温度为常温;超燃进气道出口气流参数是模拟飞行马赫数为 6 时的气流参数,由热力计算得到,表 1 给出了相应的来流参数。

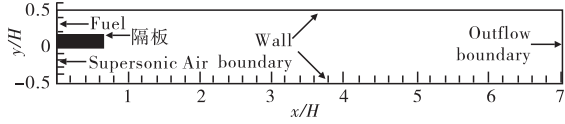


图 2 计算模型示意图

表 1 物理模型入口气流参数

	P /kPa	T /K	Ma	Mass Fraction			
				H ₂	H ₂ O	O ₂	N ₂
Air	60	1200	2.0	0	0.0622	0.2338	0.704
Gas	60	250	1.6	0.0297	0	0	0.9703

2 控制方程及数值方法

由于文中模拟对象为受限超声速混合层,考虑到大涡模拟方法处理壁面问题的缺陷,采用混合 LES/RANS 方法,相应的过滤后控制方程为:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial [\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij} - \bar{\tau}_{ij} - \tau_{ij}^{\text{Hybrid}}]}{\partial x_j} = 0$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial [(\bar{\rho} \tilde{E} + \bar{p}) \tilde{u}_i + \bar{q}_i - \bar{u}_j \bar{\tau}_{ji} + H_i^{\text{Hybrid}} + \sigma_i^{\text{Hybrid}}]}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_m}{\partial t} + \frac{\partial [\bar{\rho} \tilde{Y}_m \tilde{u}_i - \bar{\rho} D_m \partial \tilde{Y}_m / \partial x_i + Y_{i,m}^{\text{Hybrid}} + \theta_{i,m}^{\text{Hybrid}}]}{\partial x_i} = 0$$

其中:

$$\tau_{ij}^{\text{Hybrid}} = \mu_t^{\text{Hybrid}} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} \tilde{k} \delta_{ij}$$

$$H_i^{\text{Hybrid}} = -\frac{\mu_t^{\text{Hybrid}}}{Sc_t} \sum_{m=1}^{NS} \tilde{h}_m \frac{\partial \tilde{Y}_m}{\partial x_i} - \frac{C_p (\tilde{T}) \mu_t^{\text{Hybrid}}}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i}$$

$$\sigma_{ij}^{\text{Hybrid}} = -\tilde{u}_j \tau_{ij}^{\text{Hybrid}}, Y_{i,m}^{\text{Hybrid}} = -\frac{\mu_t^{\text{Hybrid}}}{Sc_t} \frac{\partial \tilde{Y}_m}{\partial x_i}$$

RANS 方程采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,亚格子模型采用 Yoshizawa 一方程亚格子模型,得到的混合湍动能方程和耗散率方程为:

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{k})}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{k} \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_k^{\text{Hybrid}}}{\sigma_k^{\text{Hybrid}}} \right) \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_j} \right] +$$

$$P_k^{\text{Hybrid}} - \bar{\rho} \left[F \beta^* \tilde{k} \bar{\omega} + (1-F) C_{d_2} \frac{\tilde{k}^{\frac{3}{2}}}{\Delta} \right]$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \bar{\omega})}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{\omega})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_i + \sigma_{\omega} \mu_i^{\text{RANS}}) \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial x_j} \right] +$$

$$P_{\omega} - \beta \bar{\rho} \bar{\omega}^2 + 2(1-F_1) \bar{\rho} \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\tilde{\omega}} \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial x_j}$$

方程中各系数和参数项详见文献[1],此处不再赘述。

控制方程的无粘项采用五阶精度的 WENO 格式求解,粘性通量用二阶中心差分离散。在时间推进上采用二阶时间精度的具有 TVD 保持性质的 Runge-Kutta 方法。CFL 数取为 0.5。混合层入口采用超声速入口条件,出口用超声速出口条件,流动物理量进行二阶外推。

为了作相对定量的分析,引入混合效率^[2]和总压损失^[3]的概念。混合效率是衡量燃料与氧化剂相互掺混的指标,定义为参与反应的燃料与全部燃料的比值,表达式如下:

$$\eta_M = \frac{\dot{m}_{F,\text{mix}}}{\dot{m}_F} = \frac{\int \rho Y_M (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dA}{\int \rho Y_F (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dA}$$

其中 $Y_M = \begin{cases} Y_F & \text{if } Y_F \leq Y_T \\ Y_T & \text{if } Y_F > Y_T \end{cases}$, $Y_T = Y_{\text{air}} \left(\frac{Y_F}{Y_{\text{air}}} \right)_{\text{st}}$, 可见 η_M 越接近于 1,混合越好。总压损失定义为:

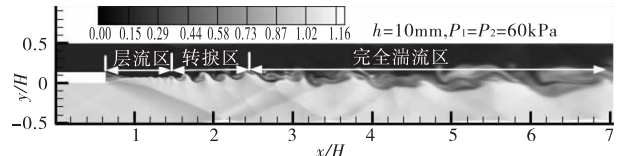
$$\eta_{\text{TPL}} = 1 - \frac{\int P_{O,x} \rho u dA}{\int P_{O,\text{inlet}} \rho u dA}$$

其中 $P_{O,x}$, $P_{O,\text{inlet}}$ 为 x 处和入口处总压。

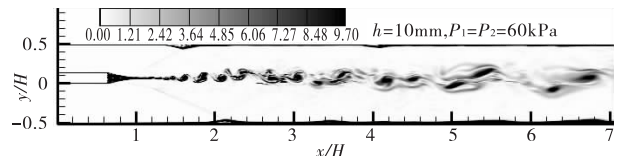
3 结果讨论

3.1 基准流场结构

图 3 给出了基准流场物理量分布。可以看出混合层发展^[4]依次经历层流区、转捩区、完全湍流区三个阶段。在层流区,上下两层的界面比较明显,此时以速度剪切和分子扩散为主;在转捩区,混合层开始变得不稳定,上下两层流体间由速度剪切为主转换为动量交换为主,混合的区域随着向下游发展逐渐变宽,K-H 不稳定涡是其主要流场特征;在完全湍流区,K-H 不稳定涡开始出现配对、合并现象(见图 3 (b)),导致涡形状变得不规则、涡的尺寸和波长逐渐变大,由此造成混合层厚度急剧增长。



(a) 温度分布



(b) 涡量分布

图 3 基准流场物理量分布

3.2 隔板厚度的影响

隔板厚度不但影响燃料混合过程,而且其尾部的回流区还可以稳定火焰,因此考察隔板厚度对混合层发展的影响具有重要意义。文中计算了三种隔板厚度(0.6mm、5mm、10mm),结果如图 4~图 6 所示。

由压力分布可以看出,隔板厚度越大,隔板后缘上下两股气流相撞形成的激波越强,进而使得其与壁面作用后形成的反射激波越强,反射激波与混合层相互作用越强,对整个混合层的发展影响越大。

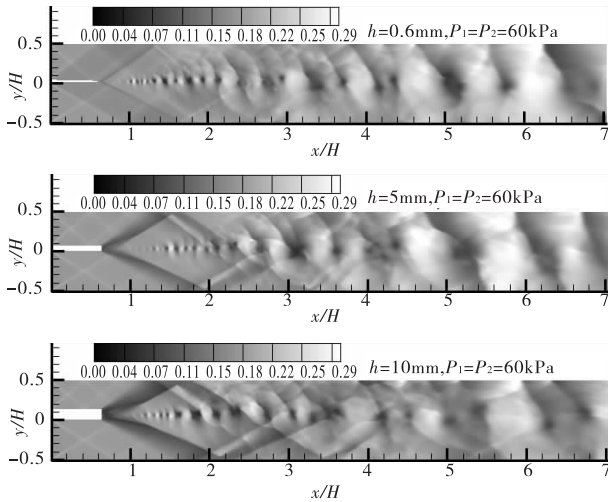


图 4 不同隔板厚度压力分布

由温度分布可以看出,不同隔板厚度转捩区起始位置及涡结构尺度的差异。通过观察发现 $h = 0.6\text{mm}$ 时 K-H 不稳定涡出现的位置距隔板出口最近, $h = 5\text{mm}$ 和 $h = 10\text{mm}$ 时相差不大,这与文献[5]的结论“K-H 不稳定涡起始位置随隔板厚度增大而提前”不同,造成这种差异的原因是由于混合层的非定常特性引起的。另外随着隔板厚度增加,不稳定涡的尺寸变大,波长变长,这是由于隔板厚度的差异造成相应的扰动不同引起的。

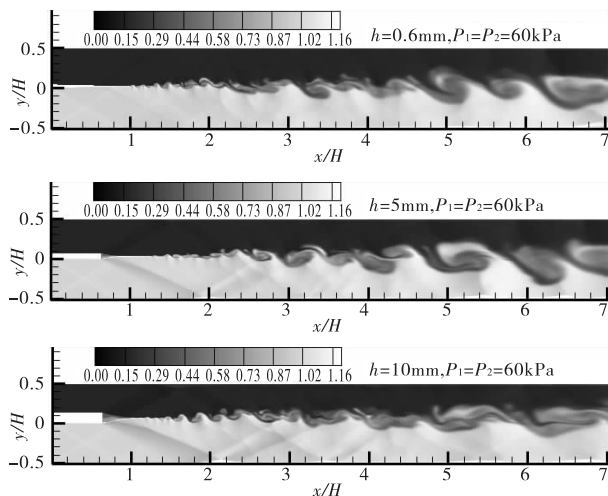


图 5 不同隔板厚度温度分布

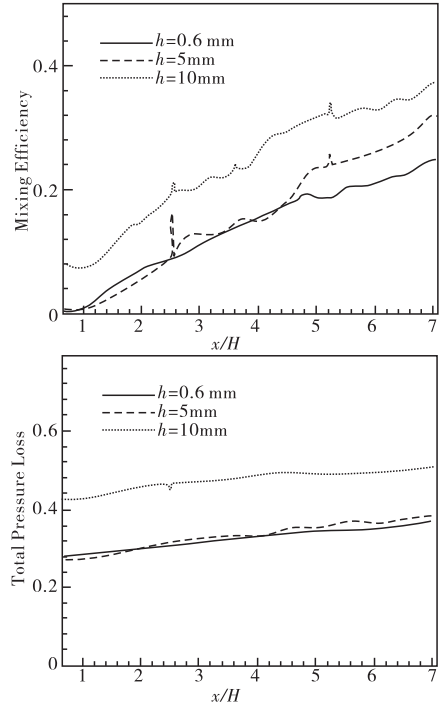


图 6 混合效率与总压损失

为了定量分析隔板厚度的影响,图 7 给出了不相应的混合效率与总压损失。可以发现随着沿流向距离和隔板厚度的增加,混合效率和总压损失均相应增大。 $h = 10\text{mm}$ 时混合效率较高是由于其扰动频率与混合层最不稳定波频率较接近引起的,总压损失最大是由于流场中的激波、反射波较强造成的。通过对比发现 $h = 10\text{mm}$ 时混合效率相对 $h = 5\text{mm}$ 、 $h = 0.6\text{mm}$ 最大可提高 16.61% 和 49.94%;但压力损失也相应增大 32.11% 和 37.36%。因此在设计隔板厚度时,不能一味的追求高混合效率,还要考虑其所带来的压力损失。

3.3 压力匹配程度的影响

压力不匹配混合层的流场结构中不但包含拟序结构,还包含激波、膨胀波等复杂的流动现象。

图 7 给出了不同压力匹配下压力云图,可以发现由于上下两层流体存在压力差,使得在隔板后缘出现明显的激波(低压流体层)和膨胀波(高压流体层),激波、膨胀波在壁面和混合层之间多次反射,强度逐渐衰减。另外,由于压力匹配程度的不同,使得激波、膨胀波的位置和强度存在一定差异,进而影响整个混合层的发展。

图 8 给出了不同压力匹配下温度分布。当上层流体压力较高时,隔板后缘附近混合层向下偏移;随后,上层流体中的膨胀波和下层流体中的激波在壁面反射后与混合层相互作用,分别导致混合层向上偏移;在上述两个因素的影响下,下游混合层基本不发生偏移或稍微向下偏移。与此类似,当上层压力较小

时,隔板后缘混合层会向上偏移,受流场中激波/膨胀波的影响,最终下游混合层基本不偏移或向上偏移。整体来看,随着压力不匹配程度的增加,大尺度结构越来越不规则,混合越好。

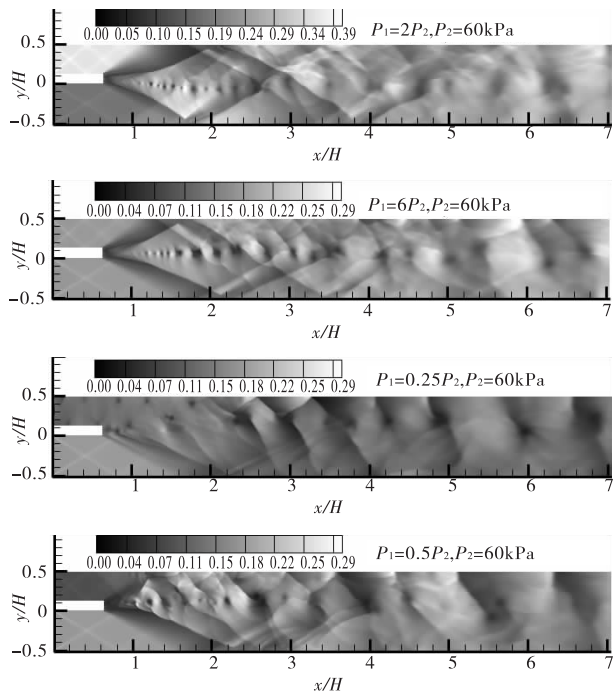


图 7 不同压力匹配下压力云图

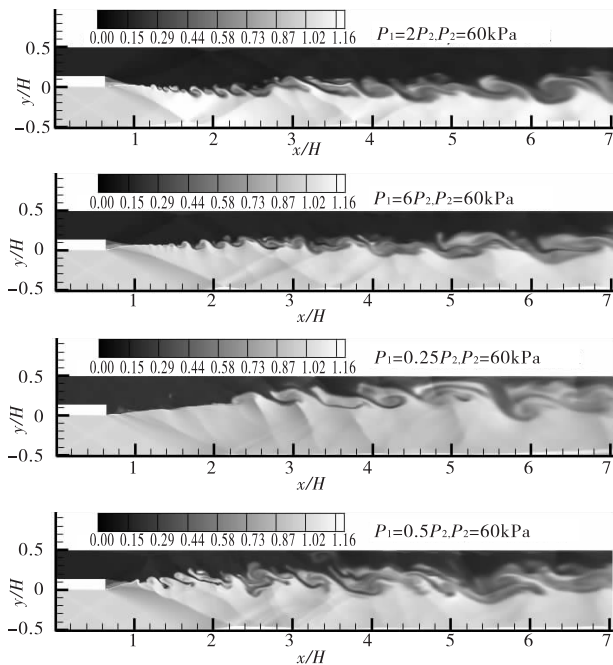


图 8 不同压力匹配下温度分布

为了定量比较不同压力匹配程度对混合的影响,图 9 给出了相应的混合效率和总压损失。总体上,压力不匹配会导致混合效率提高,压力损失减小,但两者并非存在一定的线性关系。在文中研究条件下, $P_1 = 0.25P_{air}$ 情况下具有较高的混合效率(可达 0.85)和相对较小的压力损失(接近 0.34)。

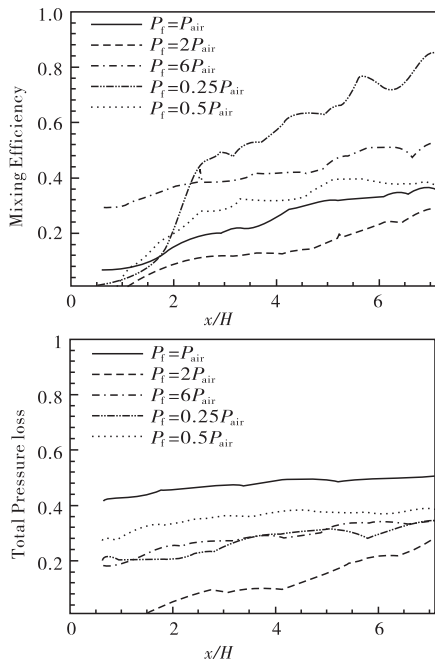


图 9 不同压力匹配下混合效率与总压损失对比

3.4 燃气组分的影响

压力、温度一定的条件下,燃气组分的差异主要表现为密度的变化,进而影响分子扩散和大尺度结构的发展。

图 10 给出了不同燃气组分下压力分布,可以发现三种情况下混合层入口处激波强度一致;随着向下游发展,氢气浓度越高,反射激波越强。这是由于氢气浓度升高、密度减小造成的。

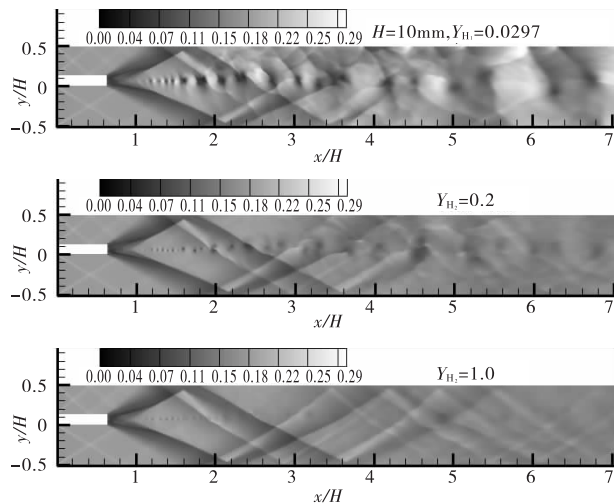


图 10 不同燃气组分下压力分布

图 11 给出了不同燃气组分下温度分布,可以发现随着氢气质量分数的提高,大尺度结构变得越来越规则,尺寸越来越小,说明混合效果变差。

图 12 给出了不同燃气组分下混合效率和总压损失的对比。可以发现随着氢气浓度的提高,混合效率下降,总压损失升高。原因解释如下:文中定义的混合效率是靠近化学当量条件的程度,因此氢气的浓度

越靠近化学当量时(0.029225),混合效率越好;反之越差。通过分析发现 $Y_{H_2} = 0.0297$ 时混合效率相对 $Y_{H_2} = 0.2$ 、 $Y_{H_2} = 1.0$ 最大可提高 340.23% 和 2761.5%;但压力损失也相应增大 32.11% 和 37.36%。

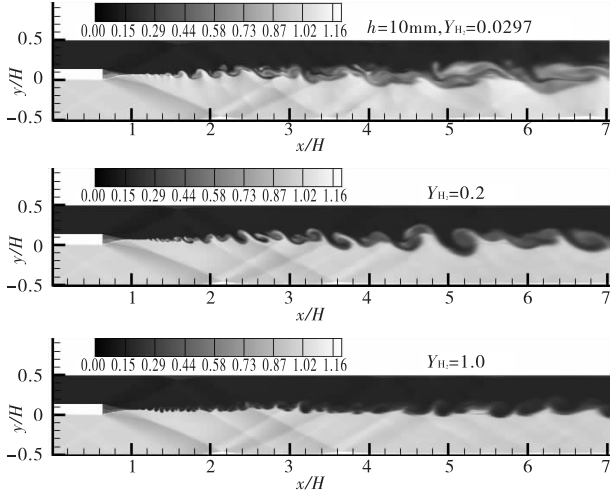


图 11 不同燃气组分下温度分布

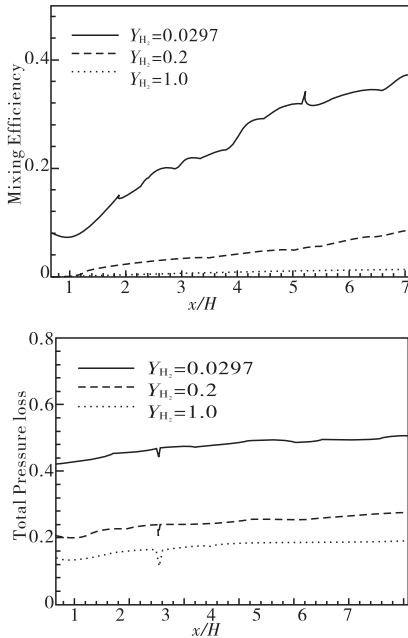


图 12 不同燃气组分下混合效率与总压损失对比

4 结论

利用混合 LES/RANS 方法对二维超声速混合层流动混合特性进行研究,并分析了隔板厚度、压力不匹配程度和燃料组分对混合的影响,结果表明:1)整个混合层发展依次经历层流区、转捩区、完全湍流区三个阶段,层流区以分子扩散为主导,转捩区和完全湍流区以大尺度结构为主导;2)隔板厚度越大,混合越好,但总压损失也较大;3)压力不匹配程度越高,混合相对较好,总压损失较小,但两者并非呈线性关系;4)燃料中氢气浓度越靠近当量百分比,混合越好,但会增加总压损失。

参考文献:

- [1] Fan T C, Tian M, Edwards J R, et al. Validation of a hybrid Reynolds-averaged/Large eddy simulation method for simulating cavity flameholder configurations, AIAA 2001-2929[R]. 2001.
- [2] Baurle R A, Eklund D R, Gruber M R. Numerical study of scramjet combustor fueled by aerodynamic ramp injector in dual mode combustion, AIAA 2001-0379[R]. 2001.
- [3] A Rajasekaran, V Babu. Numerical simulation of three dimensional reacting flow in a model supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(4): 820-827.
- [4] 赵玉新. 超声速混合层时空结构的实验研究[D]. 长沙:国防科技大学,2008.
- [5] 于江飞. 双燃烧室冲压发动机超声速混合层数值模拟及非线性分析[D]. 长沙:国防科技大学,2008.