

# 超音速混合层着火距离的一种理论预测方法

张 倩, 王 兵, 张耘隆, 张会强  
(清华大学 航天航空学院, 100084, 北京)

**摘 要:** 提出了超音速混合层着火距离的一种理论预测方法。基于超音速混合层来流热力学参数和考虑粘性加热及可压缩性效应的修正温度, 定义了密闭容器反应系统。耦合详细化学反应机理获得该系统的着火延迟时间, 并基于超音速混合层的平均流动速度获得了着火距离。其预测结果与高精度数值模拟结果相符, 同时该理论预测方法能够从物理上很清晰地解释已有研究中所观察到的着火距离随相关影响因素的变化规律。同时, 该预测方法为定性认识超音速着火距离及其变化规律提供了简易可行的途径, 为耦合有限试验和数值模拟结果实现着火距离的定量预测提供了理论支撑。

**关键词:** 超音速平面混合层; 着火距离; 理论预测; 数值计算

**中图分类号:** V0357.5-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0050-06

## A theoretical prediction method of ignition distance in supersonic mixing layer

ZHANG Qian, WANG Bing, ZHANG Yun-long, ZHANG Hui-qiang  
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** A theoretical method is proposed for the prediction of the ignition distances in the supersonic mixing layer. Based on the inlet thermodynamics parameters and the correction temperature related to viscous heating and compressibility effect, a closed container reaction system is defined. The ignition delay time of the closed container reaction system are obtained through coupling the detailed chemical reaction mechanism. The ignition distance is got according to the mean flow velocity of the supersonic mixing layer. The ignition distances obtained by the theoretical prediction method agree well with those by CFD. The variation of the ignition distances with the related influence factors, which is observed in the previous studies, can be clearly explained in physics by the present theoretical prediction method. Besides, the theoretical prediction method for the ignition distance is a simple way for the qualitative understanding of the supersonic ignition distance and its variation rule, and also provides a theoretical basis for the implementation of quantitative prediction

收稿日期: 2014-05-21; 修回日期: 2014-12-12

作者简介: 张倩 (1989—), 女, 助理研究员, 研究生, 研究领域为动力系统及膜冷却特性

of ignition distance through coupling the limited experimental results with numerical simulation ones.

**Keywords:** supersonic plane mixing layer; ignition distance; theoretical prediction; numerical simulation

## 0 引言

在超燃冲压发动机燃烧室中, 气流在燃烧室中的停留时间非常短, 在毫秒量级<sup>[1]</sup>。因此在极短时间内实现有效混合和稳定燃烧成为非常关键的问题。在超燃冲压发动机燃烧室中, 火焰的稳定一般靠凹腔和支板等装置来实现, 这些装置的流动具有混合层流动特征。因此, 超音速混合层流动成为超燃冲压发动机燃烧室内流动和燃烧过程的模型流动, 并引起了研究者的密切关注。

在超音速混合层的研究中, 着火距离的研究是至关重要的, 因其直接关系到超燃冲压发动机燃烧室长度。Im 等求解平板燃烧近似方程<sup>[2]</sup>, 并采用大活化能假设, 研究了超音速混合层中的着火问题, 结果表明: 对于相对较小的粘性加热, 着火距离随自由流马赫数近似线性增加; 而对于较大的粘性加热, 着火距离随自由马赫数的增加迅速减小。Ju 等耦合详细化学反应机理数值研究了超音速层流混合层中的着火现象<sup>[3]</sup>, 在保持燃料流和空气流温度不变, 仅变化空气流速度时, 发现着火距离随着空气流马赫数先增大后减小, 这是由于当速度增大到一定程度时, 粘性加热效应增强, 使着火过程加速。Nishioka 等<sup>[4]</sup>求解平板燃烧近似方程, 结合详细化学反应机理研究了氢气/空气超音速混合层中的着火现象, 他们指出当气流温度高于交叉温度时, 反应过程由低活化能反应控制, 着火在一般燃烧室长度内可以实现。Tahsini 使用湍流 S-A 模型和详细化学反应机理<sup>[5]</sup>, 研究了超音速氢气/氧气混合层的着火问题, 在来流中增加水的质量分数, 可以使着火距离先增加后减小, 增加来流的湍流度可以减小着火距离。可见, 目前关于超音速混合层着火的研究大都是基于层流混合层开展的, 主要研究了来流马赫数、添加组分等因素对着火特性的影响, 有关着火距离理论预测方法的研究很少。事实上, 一方面超音速气流中的着火距离很难通过实验进行测

量, 另一方面基于数值模拟的研究需耦合详细化学反应机理也难以实现和应用。因此, 本文基于耦合详细化学反应机理的高精度 CFD 对超音速混合层着火距离的模拟结果, 提出了一种预测超音速混合层着火距离的简单易行的理论方法。

## 1 控制方程及计算方法

### 1.1 控制方程

所模拟的二维空间发展超音速平板混合层由速度分别为  $u_{\text{fuel}}$ ,  $u_{\text{air}}$  的超音速燃料流和空气流在尖劈后相遇发展而成。燃料流由质量分数分别为 0.3 和 0.7 的氢气和氮气组成。计算域示意图如图 1 所示。

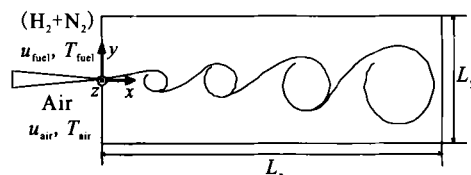


图 1 超音速平板混合层流动示意图

Fig. 1 Schematic diagram for flow of supersonic plate mixing layer

控制方程为非定常二维可压缩多组分反应流控制方程, 不考虑体积力和外部热源。在直角坐标系下, 其守恒形式为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = \frac{\partial F_{vi}}{\partial x_i} + S \quad (1)$$

其中

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_i \\ \rho E \\ \rho Y_k \end{bmatrix}, F_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_j + \delta_{ij} p \\ u_i (\rho E + p) \\ \rho (u_i + V_i^c) Y_k \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ S_k \end{bmatrix}, F_{vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \\ u_j \tau_{ij} + q_i \\ J_{ik} \end{bmatrix}$$

式中:  $t$ ,  $\rho$ ,  $p$ ,  $u_i$ ,  $E$ ,  $S$  分别为时间、密度、压强、 $x_i$  方向速度分量、单位质量气体的总能及化学反应源项;  $Y_k$  为第  $k$  种组分的质量分数;  $\tau_{ij}$ ,  $q_i$ ,  $J_k$  分别为剪切应力、能量通量及组分扩散通量。为了保证总体的质量守恒, 在组分守恒方程中引入了修正速度, 其定义式如式 (2) 所示:

$$V_i^c = \sum_{k=1}^{N_i} D_k \frac{W_k}{W} \frac{\partial X_k}{\partial x_i} \quad (2)$$

式中:  $D_k$ ,  $W_k$ ,  $X_k$  分别为第  $k$  种组分的扩散系数、分子质量和物质的量分数;  $W$  为混合气体的分子质量。

总能量  $E$  的定义式如式 (3) 所示:

$$E = \sum_{k=1}^{N_i} Y_k \left[ \int_{T_m}^T c_{pk} dT + h_{jk}^0 \right] - \frac{p}{\rho} + \frac{u_i u_i}{2} \quad (3)$$

式中:  $c_{pk}$ ,  $h_{jk}^0$  为第  $k$  种组分的定压比热和生成焓。

本文的研究中采用了理想气体假设, 理想气体的状态方程如式 (4) 所示:

$$p = \rho R T \sum_{k=1}^{N_i} \frac{Y_k}{W_k} \quad (4)$$

式中  $R$  为普适气体常数。

化学反应机理对着火的研究非常重要, 本文采用了 Nishioka 等在研究超音速层流混合层时采用的 9 组分 19 步氢气/氧气反应机理<sup>[4]</sup>。

## 1.2 计算方法

控制方程中对流项的离散采用基于特征分解的五阶紧致-WENO 混合守恒格式<sup>[6]</sup>, 粘性项的离散采用六阶对称紧致格式, 化学反应源项处理采用点隐格式<sup>[7]</sup>, 时间推进采用三阶 Runge-Kutta 方法<sup>[8]</sup>。算法已在冷态混合层计算中得到验证<sup>[9-10]</sup>。

## 1.3 初始条件与边界条件

混合层来流气流都是超声速的, 因此进口的物理量全部给定。上下边界为自由流边界, 采用无反射条件<sup>[11]</sup>。出口为超音速, 因此所用物理量根据内点外推得到。入口流向速度分布采用双曲正切剖面分布。形式如下:

$$u(y) = \frac{U_1 + U_2}{2} + \frac{U_1 - U_2}{2} \tanh\left(\frac{y}{2\delta_0}\right) \quad (5)$$

式中:  $U_1$ ,  $U_2$  为上下两股气流的来流速度;  $\delta_0$  为混合层的初始动量层厚度。为了促进涡的卷起和配

对, 使混合层尽快失稳, 入口的  $y$  方向速度分量  $v$  引入扰动速度, 扰动的形式同文献<sup>[12]</sup>中相同。

模拟中采用的计算域大小为  $[0 \text{ m}, 1.2 \text{ m}] \times [-0.15 \text{ m}, 0.15 \text{ m}]$ , 同时采用中心区域加密的网格, 网格数量为  $512 \times 128$ 。燃料流组成在各工况保持不变, 始终为质量分数分别为 0.3 和 0.7 的氢气和氮气组成的混合气。燃料流的温度为 390 K, 流向速度为 1 000 m/s, 其马赫数为 1.13。空气流的速度在所有工况均为 2 000 m/s, 其温度和马赫数随工况的变化如表 1 所示。燃料流和空气流的来流压力为 0.1 MPa。

表 1 计算参数

Tab. 1 Calculated parameters							
工况	1	2	3	4	5	6	7
$T_a/\text{K}$	1 500	1 050	1 100	1 125	1 150	1 175	1 200
$M_{\text{air}}$	3.11	3.07	3.00	2.98	2.93	2.90	2.87
工况	8	9	10	11	12	13	14
$T_a/\text{K}$	1 225	1 250	1 275	1 300	1 400	1 500	1 600
$M_{\text{air}}$	2.84	2.81	2.79	2.76	2.66	2.57	2.49

## 2 结果与讨论

### 2.1 CFD 的计算结果

着火距离对于发动机的设计非常重要, 因此本文对着火距离进行了研究。本文中着火位置则采用水的质量分数分布来确定, 图 2 中给出了着火位置和着火距离  $L_i$  的定义。图 2 中的云图是水的质量分数分布, 当混合层中有燃烧发生时, 在混合层的中心区域会有大量的水产生。着火位置定义为首先出现高浓度水的位置, 着火距离为该位置到计算域进口的流向距离。

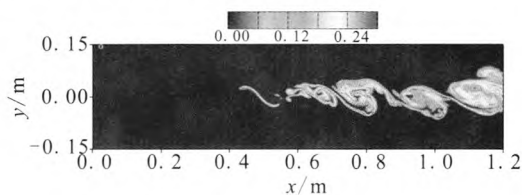


图 2 混合层中的着火位置和着火距离

Fig. 2 Ignition position and distance in the mixing layer

由于所计算的混合层是非稳态的, 混合层的着火位置随着时间的发展是变化的, 因此本文的着火距离是通过统计瞬时的着火距离进行统计平均得到的。基于 CFD 模拟得到的着火距离随着来流空气温度是变化的, 其变化曲线如图 3 所示。可以看到着火距离对来流空气温度非常敏感, 随着来流空气温度的升高, 着火距离迅速下降, 这是由于来流空气温度越高, 混合层中形成的混合气体的温度越高, 混合层中发生着火越容易。

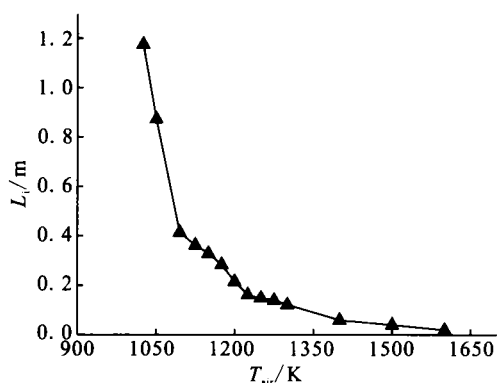


图 3 超音速混合层中的着火距离

Fig. 3 Ignition distances in supersonic mixing layer

## 2.2 混合层着火距离的理论计算

着火距离的试验测量难以实现, 同时耦合详细化学反应动力学机理的 CFD 预测因计算量大也难以实现, 特别是对动力学机理规模庞大的烃类燃料。因此, 基于上述 CFD 模拟结果, 本文提出了一种理论预测着火距离的方法。

首先定义一个绝热的密闭容器反应系统, 其初始压力为混合层流动的来流压力。该系统的混合气中质量分数为  $f_1$  的物质来自入口燃料流, 质量分数为  $(1-f_1)$  的物质来自入口空气流, 形成具有化学当量比的可燃混气, 对本文所研究的工况, 即混合气中的氢气和氧气的质量分数比为 1:8。因此, 基于超音速混合来流参数可以通过式 (6)~(8) 确定该系统中混合气的组成和温度  $T_{mix}$ 。

$$\frac{0.3f_1}{0.23(1-f_1)} = \frac{1}{8} \quad (6)$$

$$f_1 h_{fuel} + (1-f_1) h_{air} = h_{mix} \quad (7)$$

$$h = \sum_{k=1}^{N_s} Y_k \left[ \int_{T_{ref}}^T c_{p,k}(T) dT + h_{f,k}^0 \right] \quad (8)$$

式中:  $h_{fuel}$  为来流燃料流的焓值;  $h_{air}$  为来流空气流的焓值;  $h_{mix}$  为混合气体的焓值;  $h_{f,k}^0$  为第  $k$  中组分的生成焓。

基于上面所述的方法, 对 CFD 所计算的 14 个工况, 计算了对应绝热密闭容器反应系统的混合物的温度如表 2 所示, 混合物的压力都为 0.1 MPa, 混合物的质量组成为 2.62% 的氢气和 20.99% 的氧气以及 76.39% 的氮气。

表 2 不同工况的混合气温度

Tab. 2 Temperatures of mixed gas under different working conditions

	K						
工况	1	2	3	4	5	6	7
$T_{air}$	783.3	1 050	1 100	1 125	1 150	1 175	1 200
工况	8	9	10	11	12	13	14
$T_{air}$	1 225	1 250	1 275	1 300	1 400	1 500	1 600

根据混合气体的组成和状态参数, 基于详细化学反应动力学计算了所定义的绝热密闭系统的着火延迟时间, 并用该着火延迟时间乘以流场的平均速度来估算对应超音速混合层的着火距离。

$$L_{ig} = \left( \frac{U_1 + U_2}{2} \right) \tau_{ig}(T_{mix}) \quad (9)$$

式中:  $L_{ig}$  为理论计算的着火距离;  $U_1$  和  $U_2$  分别表示混合层上下两股流动的来流速度;  $\tau_{ig}$  为所定义的绝热密闭容器反应系统的着火延迟时间。

基于式 (9) 预测的超音速混合层着火距离随来流空气温度的变化如图 4 所示。可见, 其与基于 CFD 预测着火距离定性完全一致, 但定量上存在较大偏差, 高估了着火距离。这说明超音速混合层中着火距离随着来流空气温度剧烈变化主要是受化学动力学控制的。由于所研究的着火过程是超音速气流中发生的, 因此粘性加热和湍流涡团的可压缩性效应使得着火是在比基于 (6)~(8) 所得到的混合气温度更高的温度下进行的, 因此对 (9) 式进行粘性加热和可压缩性效应修正, 如 (10) 式所示。

$$L_{\text{igp}} = \left( \frac{U_1 + U_2}{2} \right) \tau_{\text{ig}}(T_{\text{mix}} + \Delta T) \quad (10)$$

式中： $\Delta T$  为修正温度。在所计算的 14 个工况中任取 1 个工况，使得 CFD 计算的着火距离和式 (10) 计算的着火距离  $L_{\text{igp}}$  相等，即可标定出  $\Delta T$ 。在本文中所模拟的 14 个工况中，分别选取易于着火工况 14，不易着火工况 5 和难于着火工况 2 对  $\Delta T$  进行了标定，标定值分别为 270 K、247 K 和 269 K。保持该修正温度不变，利用 (10) 式对全空气温度变化范围的超音速混合层着火距离进行预测，如图 4 所示。可见不论基于哪个工况修正的着火距离的理论预测方法能够很好的预测着火距离。因此，基于所定义的密闭容器反应系统，利用 (10) 式可以对超音速混合层着火距离进行预测，相对试验研究和 CFD 模拟，其过程简单易行。

修正温度与超音速流动的粘性加热及压缩升温有关，取决于两股来流的速差，可用超音速流动的可压缩性来表征。对超音速混合层流动，通常用对流马赫数  $M_c = (U_2 - U_1) / (a_1 + a_2)$  来描述其可压缩性，其中  $a_1$  和  $a_2$  分别为两股来流的音速。因此，从理论预测方法 (10) 式可以看出，超音速混合层着火距离取决于来流的热力学参数、运动学参数和可压缩性。来流的热力学参数包括其温度、压力和组成，其决定了理论预测方法中的  $T_{\text{mix}}$ ；来流运动学参数包括两股流体的流动速度，其决定了理论预测方法中所采用的流动平均速度  $(U_1 + U_2) / 2$ ；而可压缩性则取决于对流马赫数，其决定了理论预测方法中的修正温度  $\Delta T$ 。因此，基于理论方法可以看出，当对流马赫数不变时，修正温度  $\Delta T$  也应保持不变。本文计算的 14 个工况中，对流马赫数为 0.59~0.65，变化较小。从标定结果来看，一方面不论选取那个工况所得到的标定温度相差不大；另一方面任选一个工况标定得到的修正温度均能使理论预测方法在全空气来流温度变化范围内给出很好的预测结果。这说明对超音速混合层着火距离的影响因素及其在理论预测方法中的作用分析是正确的。

基于本文提出的着火距离的理论预测方法对 Ju 等所得到关于超音速混合层着火距离随空气流

马赫数的变化规律也能给出清晰的物理解释<sup>[9]</sup>。由于来流温度和组成不变，因此  $T_{\text{mix}}$  不变。此时随空气来流马赫数的增加，一方面增加了流动平均速度  $(U_1 + U_2) / 2$ ，使着火距离随空气来流马赫数的增加线性增大；另一方面增加了对流马赫数导致可压缩性增强，从而使修正温度增加，有利于缩短着火距离。由于着火延迟随可燃混气的温度的增加呈现出很强的非线性减小的特征，因此着火距离随着空气来流马赫数的增加也会非线性的减小。最终，随着空气来流马赫数的增加，线性增加和非线性减小这两方面因素的共同作用导致了着火距离先增大后减小的变化规律。同样，基于本文提出的着火距离的理论预测方法也能对 Im 等的研究结果给出清晰的物理解释<sup>[2]</sup>。这也进一步表明本文提出的简单易行的超音速混合层着火距离的预测方法是合理的和准确的。

氢气/空气的详细化学反应仅涉及 9 个组分和 19 个基元反应，是所有燃料中详细机理规模最小的。对常见的烃类燃料，其详细机理常常包含几十种组分，上百个甚至上千个基元反应，从而使得耦合详细反应机理的 CFD 方法预测这些燃料的着火距离十分困难。而本文提出的超音速混合层着火距离的理论预测方法不论其详细机理规模大与小，都十分容易实现。除考虑可压缩性和粘性加热效应的修正温度以外，其余参数均可通过来流条件确定。即使不考虑修正温度，如图 4 所示，也可以对超音速混合层着火距离给出很好的定性描述。同时，基于本文提出的理论预测方法，可以对相关的试验研究和数值模拟研究提供支撑和指导。在对流马赫数变化不大的情况下，只需很少的试验和数值模拟工况，用以标定修正温度，从而就可以获得在较大来流条件变化范围内具有很好精度的着火距离预测方法；而在对流马赫数变化较大的情况下，需要设置较大、中间和较小对流马赫数工况进行试验或数值模拟，获得修正温度随对流马赫数的变化规律，从而就可以得到在较大来流条件变化时具有较高精度的超音速混合层着火距离的预测方法。因此，本理论预测方法为定性认识超音速混合层着火距离奠定了基础，也为开展相应的着火距离试验和数值模

拟研究提供的理论支撑和工况设置指导。

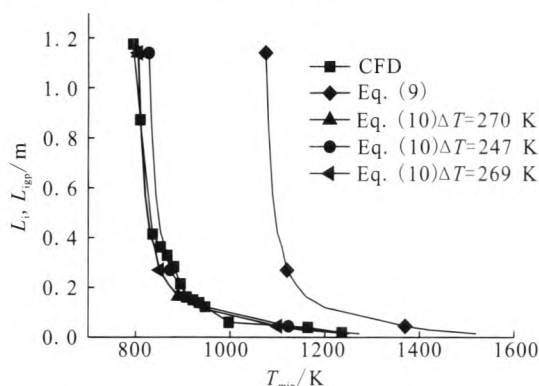


图 4 理论预测和 CFD 计算的着火距离

Fig. 4 Ignition distances obtained by theoretical prediction and CFD calculation

在该预测方法中, 既关联了来流热力学参数 (即来流温度、压力和组成), 又关联了燃料的详细化学反应动力学参数, 同时还关联来流运动学参数 (包括对流马赫数和来流马赫数), 即综合考虑了超音速混合层流动的反应性、可压缩性和流动性, 因此该预测方法具有普适性。其体现在工况参数和燃料特性的变化上, 因为不论何种工况参数的超音速混合层流动和何种燃料, 着火特性总是取决于其反应性、可压缩性和流动性等特征, 而这些特征在本文提出的理论预测方法中均得到考虑。

### 3 结论

应用高精度的数值模拟方法对非稳态超音速混合层流动进行了模拟, 对混合层的着火距离进行了研究。结果表明混合层的着火距离对来流空气温度非常敏感, 并随着来流空气温度的增高而迅速下降。此外, 本文基于详细化学反应机理和高精度的数值模拟结果, 提出了一种预测超音速混合层着火距离的理论方法。该方法首先通过超音速混合层来流参数定义了绝热密闭反应系统, 然后基于反应系统的着火延迟时间和超音速混合层平均流速及考虑了粘性加热和可压缩效应的修正温度  $\Delta T$  对混合层的着火距离进行了理论预测, 预测的结果和 CFD 计算的着火距离吻合较好。该理论预测方法仅需要少量的实验数据或者数值

模拟对模型进行标定, 即可获得超音速混合层大空气来流温度范围的着火距离预测结果, 在没有实验数据或者数值模拟结果时, 该理论预测方法也可以获得超音速混合层着火距离的定性结果。

### 参考文献:

- [1] 孙明波, 梁剑寒, 金亮, 等. 二维超声速混合层的大涡模拟[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(6): 86-90.
- [2] IM H G, CHAO B H, BECHTOLD J K, et al. Analysis of thermal ignition in the supersonic mixing layer [J]. AIAA Journal, 1994, 32(2): 341-349.
- [3] JU Y, NIIOKA T. Reduced kinetic mechanism of ignition for nonpremixed hydrogen/air in a supersonic mixing layer [J]. Combust Flame, 1994, 99(2): 240-246.
- [4] NISHIOKA M, LAW C K. A numerical study of ignition in the supersonic hydrogen/air laminar mixing layer [J]. Combust Flame, 1997, 108(1/2): 199-219.
- [5] TAHSINI A M. Turbulence and additive effects on ignition delay in supersonic combustion[J]. P I Mech Eng G-J AER, 2013, 227(1): 93-99.
- [6] REN Y X, LIU M, ZHANG H. A characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme for solving hyperbolic conservation laws [J]. Journal of Comput Phys, 2003, 192(2): 365-386.
- [7] EBERHARDT S, IMLAY S. Diagonal implicit scheme for computing flows with finite rate chemistry [J]. Journal of Thermophys Heat Tr, 1992, 6(2): 208-216.
- [8] WANG C S, OSHER S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes [J]. Journal of Comput Phys, 1988, 77(2): 439-471.
- [9] 薛淑艳, 张会强, 王希麟. 超音速平板混合层被动标量的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(8): 1423-1426.
- [10] ZHANG Y L, WANG B, ZHANG H Q. The shock wave refraction in supersonic planar mixing layers[J]. Chinese Phys Letters, 2013, 30(8): 22-28.
- [11] DRUMMOND J, MUKUNDA H. A numerical study of mixing enhancement in supersonic reacting flow fields, AIAA1988-3260[R]. USA: AIAA, 1988.
- [12] DALE H, LYLE L, PHILIP M. Computation of a confined compressible mixing layer, AIAA 1995-2173[R]. USA: AIAA, 1995.

(编辑: 马 杰)