

文章编号: 1000-8055(2007)04-0559-06

碳氢燃气超声速剪切流动 燃烧数值模拟

王 慧, 侯凌云

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 数值模拟碳氢富燃燃气与空气二维超声速剪切流动的湍流燃烧. NND 对流项差分格式高精度捕捉激波, B-L 和普朗特混合长度模型模拟湍流粘性系数, Arrhenius 反应动力学公式计算化学反应速率, 模拟非平衡态燃烧. 计算的壁面压力值较好地符合了实验值. 分析了剪切流驻焰稳定的波系结构, 从预测的流动参数和组分浓度分布判断燃烧状况的好坏, 从而为改善优化燃烧室结构提供工程参考.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速剪切流动; 碳氢燃气燃烧; 数值模拟

中图分类号: O354.3

文献标识码: A

Numerical simulation of hydrocarbon gas combustion and supersonic shear flow

WANG Hui, HOU Ling-yun

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: A turbulent combustion of hydrocarbon fuel-rich gas with air two-dimensional supersonic shear flow was numerically simulated. NND difference scheme of convection item was used to capture shock wave with high precision, while turbulent viscous coefficient was calculated from B-L and Prandtl mixed length models. To simulate non-equilibrium combustion, Arrhenius reaction dynamic formula was used to confirm the chemical reaction rate. The simulated wall pressure results are in agreement with the experimental data. The wave system suitable for flame stabilization was also analyzed. The combustion state was evaluated from the distribution of flow parameters and chemical components, providing a reference for improvement and optimization of combustion chamber.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic shear flow;
hydrocarbon gas combustion; numerical simulation

超燃冲压发动机燃烧室内部流场是可压缩、湍流脉动和强烈的化学反应放热相互作用的高温、高压、高马赫数和高雷诺数的流动燃烧过程. 燃烧室内的流场组织和燃烧性能的好坏将直接影响发动机的工作效率和稳定性. 由于进入燃烧室内的气流速度非常高, 在燃烧室内的驻留时间很短, 加大了燃气与空气的混合、扩散过程的难度, 对燃烧效率产生不利的影响. 因此, 有必要研究超声速

流场的波系结构及燃烧过程

国际上较早模拟煤油与空气超声速燃烧的数值方法是对二维欧拉方程进行单步不可逆化学反应的计算^[1], Michael Oevermann 应用小火焰模型非结构化网格, 模拟了剪切流场氢气超声速湍流扩散火焰的非平衡态化学反应燃烧^[2]. 国内进行了比较多的凹槽式驻焰稳定器的超燃实验和数值研究^[3].

美国空军碳氢燃料超燃冲压发动机技术规范

收稿日期: 2006-04-10; 修订日期: 2006-11-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50306011)

作者简介: 王慧(1977), 女, 辽宁沈阳人, 清华大学硕士生, 主要从事飞行器推进燃烧的计算研究. 电邮: huiwang03@mails.thu.edu.cn

划^[4]和联合式超燃冲压发动机规划^[5]以及另两篇文献[6-7]中都提到燃烧室使用支板式导流结构.支板引起的剪切流动所形成的压缩波系可以增强燃气与空气的掺混强度,增加燃气驻留时间,提高燃烧效率.在亚燃室中可以使用凹槽结构,而在超声速燃烧室中,凹槽结构的总压损失太大相比于凹槽式驻焰稳定器的超燃室结构,剪切流动的优势在于流动的总压损失小.为了提高剪切流的燃烧效率,需增进燃气与空气的扩散掺混程度和燃气在燃烧室内的驻留时间.因此有必要细致分析剪切流驻焰稳定的波系结构.

本文针对“双燃烧室”结构,数值模拟了二维超声速剪切流动、碳氢燃气的湍流燃烧过程,计算的壁面压力值较好地符合了实验值.采用预测的流动参数分布图分析了波系结构,从流场温度、速度以及化学组分浓度的参数分布判断燃烧状况的好坏,从而为改善优化燃烧室结构提供理论依据.

1 数学模型

1.1 基本方程

二维 N-S 方程组及化学反应组分方程守恒形式的微分表达式:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial y} + \mathbf{S}$$

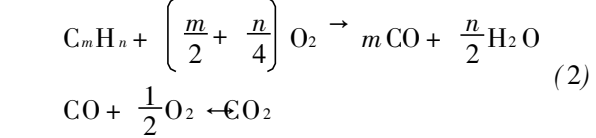
$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \\ \rho f_1 \\ \rho f_2 \\ \vdots \\ \rho f_{N_s} \end{bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e + p)v \\ \rho u f_1 \\ \rho u f_2 \\ \vdots \\ \rho u f_{N_s} \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e + p)w \\ \rho v f_1 \\ \rho v f_2 \\ \vdots \\ \rho v f_{N_s} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + K\frac{\partial T}{\partial x} + \mu\sum_{i=1}^{N_s}h_i\frac{\partial f_i}{\partial x} \\ \rho\frac{\partial f_1}{\partial x} \\ \rho\frac{\partial f_2}{\partial x} \\ \vdots \\ \rho\frac{\partial f_{N_s}}{\partial x} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + K\frac{\partial T}{\partial y} + \mu\sum_{i=1}^{N_s}h_i\frac{\partial f_i}{\partial y} \\ \rho\frac{\partial f_1}{\partial y} \\ \rho\frac{\partial f_2}{\partial y} \\ \vdots \\ \rho\frac{\partial f_{N_s}}{\partial y} \end{bmatrix} \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_1 \\ \omega_2 \\ \vdots \\ \omega_{N_s} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中比总能量 $e = \sum_{i=1}^{N_s} f_i h_i - p/\rho + \frac{1}{2}(u^2 + v^2)$. 取 $Sc = \frac{\mu}{\rho D} = 1$, 导热系数 $K = c_p \left[\frac{\mu_L}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right]$. 取 $Pr_L = 0.72$, $Pr_T = 0.9$, $c_p = \sum_{i=1}^{N_s} c_{p_i} \cdot c_{p_i}$ 和 h_i 是 (T, f_i) 的函数^[8].

湍流模型靠近壁面处采用 Baldwin-Lomax 代数方程模型^[9],在剪切层采用普朗特混合模型.源项即组分的有限化学反应速率,依据 Arrhenius 动力学公式, $C_m H_n - O_2$ 的两步总包反应式,模拟高温富油燃气的扩散火焰非平衡态燃烧,其反应动力学参数见文献[10].



1.2 离散方法及温度的求解

对(1)式基本方程采用有限体积方法进行离散.对流项差分采用可高精度捕捉激波的总变差递减(TVD)格式:先将对流项向量式进行雅克比矢量通量分解,再按照 NND^[11]格式差分.扩散项采用中心差分,时间离散采用显式差分方法.

计算时各组分采用变比热热力性质,绝热指数 $\gamma = c_p/(c_p - R/M)$,其中混合气体摩尔质量 $M = 1/\sum_{i=1}^{N_s} \frac{f_i}{M_i}$. 压力依据理想气体状态方程 $p = \rho RT$,比内能根据 $e = \frac{1}{2}(u^2 + v^2)$ 求得;每次迭代更新比内能后,因为比内能又可表示为 $h(T, f_i) - RT$,用牛顿割线法求解 h_i 与 T .

按进口条件赋流场初始值.

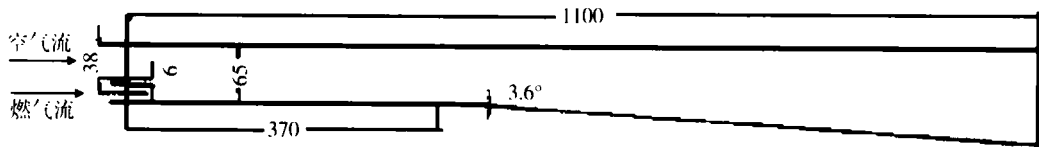


图 1 高温富油燃气超声速燃烧室结构简图

Fig. 1 Configuration sketch of high temperature fuel rich gas supersonic combustion chamber

表 1 高温富油燃气超声速燃烧室进口参数

Table 1 Inlet parameters of high temperature fuel rich gas supersonic combustion chamber

参数	工况 1		工况 2		
	燃气流	空气流	燃气流	空气流	
压力/MPa	0. 173 1	0.097 7	0. 186 8	0. 174 6	
Ma	1. 25	2. 09	1. 24	2. 07	
温度/ K	1 771. 9	491. 9	1 454. 1	930	
折算总压/MPa	0. 414 < 0. 880		0. 438 < 1. 390		
工况 2 的总压差 > 工况 1 的总压差					
质量 分数	C ₂ H ₄	0. 105 9	0. 000 0	0. 090 7	0. 000 0
	O ₂	0. 010 3	0. 233 0	0. 057 8	0. 233 0
	CO ₂	0. 120 5	0. 000 0	0. 104 3	0. 000 0
	H ₂ O	0. 156 6	0. 052 0	0. 187 2	0. 125 0
	N ₂	0. 606 7	0. 715 0	0. 560 0	0. 642 0

2 算 例

2.1 物理模型

超燃冲压发动机模型的“双燃烧室”结构^[12], 本算例模拟其中的超燃室流场. 从亚声速预燃室产生的超声速高温富燃燃气, 与高温超声速空气流平行进入超声速燃烧室, 提供高能量燃气辅助超声速空气流的快速燃烧. 超声速燃烧室入口高度为 65 mm, 出口高度 110 mm, 总长 1 100 mm, 包括长度为 370 mm 的平直段(等截面混合段)以及长度为 730 mm 的扩张段(上壁面平直, 下壁面扩张角为 3.6°). 燃烧室入口上部份为 38 mm 高度的空气流入口, 下部份为 21 mm 高度的燃气流入口, 在空气流与燃气流入口之间还有 6 mm 的固壁, 在本文中称为 6 mm 西壁.

划分网格 200×60, 在剪切层及壁面处加厚. 沿着燃烧室的纵向, 贴近上壁面的 20 个纵向节点和贴近下壁面的 20 个纵向节点采用 B-L 湍流模型, 中间剪切层的纵向 20 个节点采用 Pr 混合长度模型.

在亚声速燃烧室中, 煤油燃料已发生高温分解, 高温燃气中尚未燃烧的燃料成分以乙烯居多. 因此, 本算例中以乙烯作为高温燃气成分.

本文比较两个实验工况, 进口的流动参数和各组分质量分数见表 1.

2.2 工况 1 模拟结果与分析

在上壁面及下壁面静压的实验值和数值模拟结果的比较见图 2 和图 3, 由图可见, 计算获得的波系位置与试验结果吻合较好. 从温度分布图 4 看, 最高温度出现在平直段末尾的下壁面区域, 全场静温的最高值相比于燃气进口温度, 无显著提升. 从压力分布图 5 看, 入口处有膨胀波系并在壁面间反射一次后衰减, 同时模拟结果清晰地捕获到了平直段即等截面混合段上下振荡的压缩波系, 沿着燃烧室纵伸方向深入, 压缩波系振荡的趋势逐渐衰减, 进入扩张段以后压缩波完全消失. 结合马赫数云图 6 分析压缩波在上下壁面处的特征, 在压缩波后, 流速降低, 而静压、静温升高. 分析压缩波产生及上下振荡的原因, 空气流比燃气流的总压大很多, 剪切流在狭窄的等截面混合段

通过压缩波的方式传递能量,直至两股气流达到压力和速度平衡.

从 CO 分布图 7 看,作为燃烧的中间产物,集中生成在平直段末尾的剪切层区域.说明在工况 1 条件下,剪切扩散燃烧并未贯穿全部剪切层,仅限于燃烧室的平直段与扩张段的交接处.对比马赫数云图,此处是全场剪切层中流速最低的剪切层区域,有利于扩散燃烧;在扩张段下壁面生成较多 CO 是由于高温富燃燃气的进一步自身的不完全燃烧造成的.从 CO₂ 分布图 8 和 C₂H₄ 分布图 9 看,流场内并没有大量生成燃烧的最终产物 CO₂,所有区域的浓度都比进口浓度低;同时,流场内被燃烧消耗掉的 C₂H₄ 量也很小.这说明在

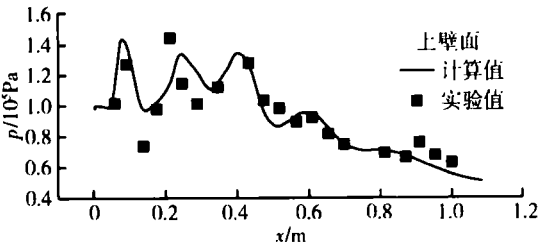


图 2 工况 1 上壁面静压计算结果与试验数据比较

Fig. 2 Numerical and experimental values of up wall pressure of condition one

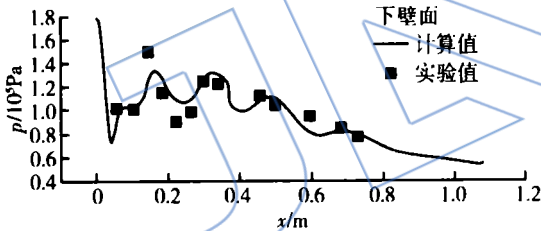


图 3 工况 1 下壁面静压计算结果与试验数据比较

Fig. 3 Numerical and experimental values of down wall pressure of condition one

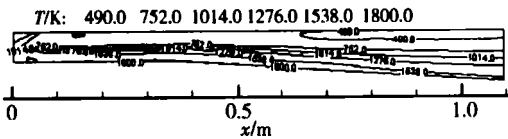


图 4 工况 1 温度分布图

Fig. 4 Temperature distribution of condition one

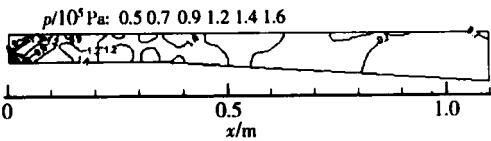


图 5 工况 1 压力分布图

Fig. 5 Pressure distribution of condition one

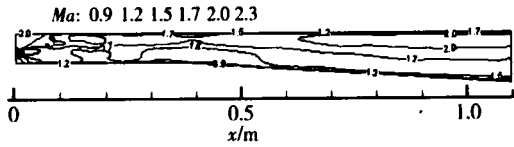


图 6 工况 1 马赫数分布图

Fig. 6 Mach number distribution of condition one

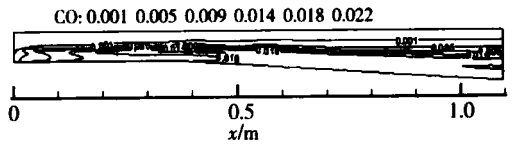


图 7 工况 1 CO 分布图

Fig. 5 CO distribution of condition one

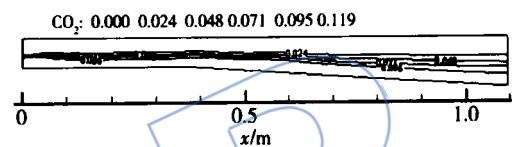


图 8 工况 1 CO₂ 分布图

Fig. 8 CO₂ distribution of condition one

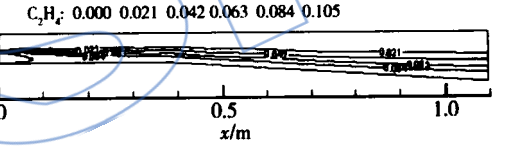


图 9 工况 1 C₂H₄ 分布图

Fig. 9 C₂H₄ distribution of condition one

工况 1 条件下,燃烧室内富燃燃气在剪切层的扩散燃烧很不好,在下壁区域的进一步燃烧的燃烧状况很弱.

2.3 工况 2 模拟结果与分析

工况 2 在上壁面及下壁面静压的实验值和数值模拟结果的比较结果见图 10 和图 11.从两图壁面静压平直段的脉动趋势可看出,由于两股气流的入口总压差小于工况 1,工况 2 壁面压力的脉动强度弱于工况 1 的脉动强度.

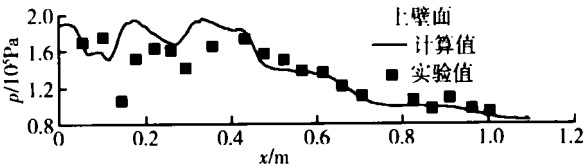


图 10 工况 2 上壁面静压计算结果与试验数据比较

Fig. 10 Numerical and experimental values of up wall pressure of condition two

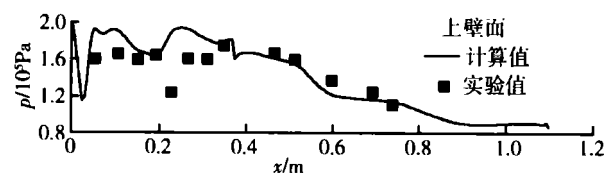


图 11 工况 2 下壁面静压计算结果与试验数据比较
Fig. 11 Numerical and experimental values of down wall pressure of condition two

从温度分布图 12 看,最高温度出现在贴近 6 mm 西壁的低速回流区和回流区下游的剪切混合层,也即入口段剪切层,次高温出现在平直段末尾的下壁面区域.入口段剪切层和平直段末尾下壁面区域的温度都高于入口温度,说明这两个区域的燃烧状况良好.结合马赫数云图 13 看,这两个区域都是全场流速最低的区域.从压力分布图 14 可看出,虽然工况 2 两股气流的入口静压差不大,但依旧形成了明显的压缩波系,这是由于空气入口总压远远大于燃气入口总压.

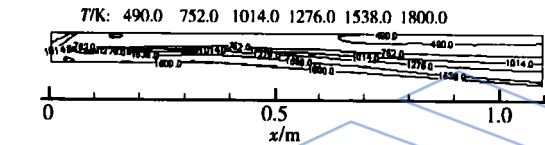


图 12 工况 2 温度分布图
Fig. 12 Temperature distribution of condition two

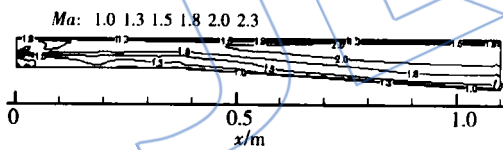


图 13 工况 2 马赫数分布图

Fig. 13 Machnumber distribution of condition two

从 CO 分布图 15 看,从平直段到扩张段的剪切层都充满了燃烧的中间产物 CO,相比于工况 1,工况 2 的入口空气静温高,剪切扩散燃烧贯穿了内流场的全过程.从 CO₂ 分布图 16 和 C₂H₄ 分布图 17 看,C₂H₄ 在流场下半部分的分布浓度明显低于入口浓度,而在相同区域作为燃烧最终产物的 CO₂ 分布浓度又明显高于其入口浓度,说明

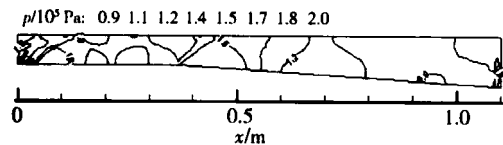


图 14 工况 2 压力分布图

Fig. 14 Pressure distribution of condition two

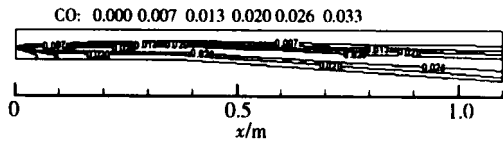


图 15 工况 2 CO 分布图

Fig. 15 CO distribution of condition two

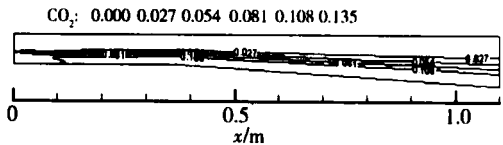


图 16 工况 2 CO₂ 分布图

Fig. 16 CO₂ distribution of condition two

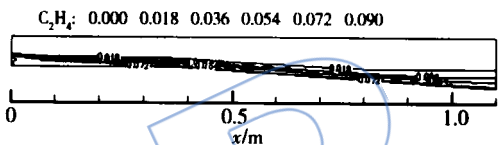


图 17 工况 2 C₂H₄ 分布图

Fig. 17 C₂H₄ distribution of condition two

在工况 2 条件下,富燃燃气自身的进一步燃烧比较完全.

从马赫数分布图看,燃烧室出口段空气流的流速明显高于入口.说明该实验工况,有一部分化学能转变为热能,又经扩张段转变为动能,达到了燃烧的目的.

3 结 论

超声速高温富燃燃气与超声速高温空气的流动速度差很大,这两股气流平行进入超燃室形成剪切流动.在剪切层处的燃烧为空气与富燃燃气的扩散燃烧;由于富燃燃气自身含有少量氧气,在下壁面的燃烧为富燃燃气自身的预混燃烧.燃烧室上壁区域的空气入口总压远远高于下壁区域的燃气入口总压,空气流能够向下扩散,但燃气流不能进入上壁区域的空气流,得出以下结论:

(1) 对于有速度差的两股平行射流,射流的总压差是流场内压缩波系形成的主要原因.压缩波系造成波后静压、静温升高而流速降低,从而形成一局部稳定燃烧区.因此压缩波系的结构可以增加燃气驻留时间,达到提高燃烧效率的目的;

(2) 算例中的燃烧只发生在剪切层和下壁区域,这种燃烧室设计结构不仅大大浪费了燃烧空间,而且燃烧的最高温度出现在燃气侧的壁面区域,燃烧室壁面易发生过热,不利于热防护.为增

加燃气与空气的接触面积和燃气进入空气场的扩散空间, 燃气喷嘴应居于燃烧室轴线上;

(3) 燃气流与空气流的入口 Ma 数都很接近, 但是工况 2 的空气来流温度和压力明显高于工况 1. 可见, 为了提高燃烧效率, 在保证能放热的化学反应温度范围之内, 应适当提高燃气及空气的来流入口温度;

(4) 工况 1 产生的燃烧微乎其微, 工况 2 在剪切层和下壁面区域发生了燃烧. 其中在贴近 6 mm 西壁的低速回流区, 化学反应的放热温度最高.

上述结论为燃烧组织提供了一定的理论依据, 为改进超声速燃烧室结构, 优化燃烧室燃烧性能, 提高燃烧效率提供了工程参考.

参考文献:

[1] Akmandor S, Arkun U. Numerical simulation of ramjet and scramjet combustion using two dimensional Euler equations with finite rate chemistry[R]. ISABE 9327083.

[2] Michael O. Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAM JET using flamelet modeling [J]. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2000, 4: 463-480.

[3] 胡欲立. 超声速燃烧的实验研究与数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 1995.

[4] Faulkner R F, Weber J W. Hydrocarbon scramjet propulsion system development, demonstration and application [R]. AIAA-99 4922.

[5] Uhrig G, Larrieu J M. Towards an all composite scramjet combustor[R]. AIAA-2002-3883.

[6] Gerlinger P, Schneider F, Aigner M. Numerical investigation of mixing enhancement by streamwise vorticity in supersonic combustors[R]. ISABE 2005 1019.

[7] Gerlinger P, Kasal P, Stoll P, et al. Experimental and theoretical investigation on 2D and 3D parallel hydrogen/ air mixing in a supersonic flow[R]. ISABE-2004 1019.

[8] Kee R J, Rupley F M, Miller J A. The chemical thermodynamic data base[R]. Sandia National Laboratories Report SAND87-8215B, 1990.

[9] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. AIAA 16th Aerospace Sciences meeting, 1978: 78-257.

[10] Westbrook C K, Dryer F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames[J]. *Combustion Science and Technology*, 1981, 27: 31-43.

[11] 张涵信. 计算流体力学-差分方法的原理和应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[12] 王春. 超声速燃烧数值模拟[D]. 北京: 航天工业总公司 31 所, 1999.