

文章编号: 1000-8055(2008)08-1397-06

超燃冲压发动机地面试验氢燃烧加热器 流场数值模拟

王 辽, 徐 旭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 采用 Fluent 软件模拟超燃冲压发动机直联式地面试验用燃烧型加热器的内部流场, 对设计的氢气多孔喷射和氢气单孔喷射方案分别进行了研究. 计算结果表明: 加热器出口流场均能满足设计总温为 1 900 K, 马赫数为 1.85 的要求, 而氢气单孔喷射方案优于氢气多孔喷射方案. 计算中也发现了这两种设计方案中存在的不足.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 燃烧加热器; 数值模拟

中图分类号: V211.72

文献标识码: A

Numerical investigation of hydrogen combustion-heater for scramjet ground test

WANG Liao, XU Xu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Fluent was used to investigate numerically the internal flow field of combustion-heater for direct-connect scramjet ground test facility. The hydrogen multi-hole injection and hydrogen single-hole injection was computed, respectively. The results show that the exit flow field can meet the design requirements of total temperature 1 900 K, $Ma = 1.85$, and the hydrogen single-hole injection is superior to hydrogen multi-hole injection. Meanwhile the computational results also indicate the shortcomings of these two design schemes.

Key words: scramjet; combustion-heater; numerical investigation

超燃冲压发动机 (Scramjet) 是实现高超声速 ($Ma > 5$) 飞行最为理想的推进动力. 在航空航天、国防等领域有着广阔的应用前景, 使得各国不遗余力投入精力对其进行研究^[1-2]. 但是由于超燃冲压发动机技术的复杂性, 目前尚未有使用超燃冲压发动机为动力的飞行器投入实际应用. 各国对于超燃冲压发动机的研究主要还是采用地面试验、飞行试验和数值模拟, 其中地面试验是基础. 目前常用的超燃冲压发动机地面试验方法有直联式超燃冲压发动机燃烧室试验, 自由射流试验和

半自由射流试验^[3].

为了能在实验室里进行超燃冲压发动机试验研究, 必须建造能够模拟其实际飞行时的总焓、总压、马赫数等飞行参数的地面模拟设备. 目前的地面试验中, 采用加热器加热气流, 拉伐尔喷管加速气流的办法模拟超燃冲压发动机飞行状态下的气流参数. 国内外常用的加热器加热方式主要有电弧加热、燃烧加热、蓄热加热、激波加热等^[4]. 本文设计的加热器用于直联式超燃冲压发动机燃烧室试验, 采用燃烧加热形式, 使用氢气为燃料.

收稿日期: 2007-08-01; 修订日期: 2008-02-21

作者简介: 王辽(1982 -), 男, 贵州惠水人, 硕士生, 主要从事超燃冲压发动机试验研究.

1 加热器结构

本文设计的加热器用于模拟飞行马赫数为6时,超燃冲压发动机燃烧室入口的气流参数.其大致结构如图1所示.加热器入口为正方形(120 mm×120 mm),出口为矩形(32 mm×54 mm).在加热器身部及拉伐尔设计了水冷通道.

加热器出口气流的设计参数为总温1 900 K,马赫数 $Ma=1.85$,而且要求加热器出口流场尽可能均匀.为了让加热器内部燃烧更加均匀提高出口气流品质,设计了两种不同的头部燃料喷注形式,其结构如图2和图3所示.

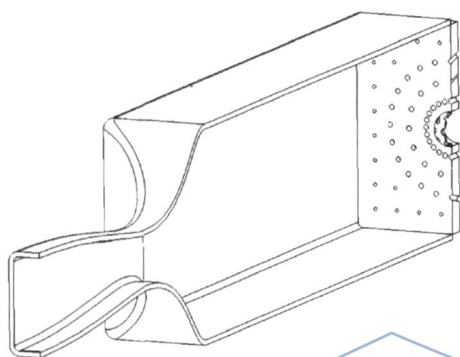


图1 加热器结构示意图

Fig.1 Sketch of the heater

两种头部喷注形式均采用经过预燃后的高温氢气中心喷射,经过预混的富氧空气四周喷射的结构.图2所示为构型A氢气多孔喷注形式.高温氢气从中心半球上的喷孔均匀地向四周喷射,在燃烧室入口处即与周围的富氧空气进行撞击.这种设计是想让氢气与富氧空气在加热器入口处就进行充分混合,从而使加热器内燃烧更加均匀.图3所示为构型B氢气单孔喷注形式,高温氢气从中心喷孔处垂直喷射进入加热器,这种设计是想让氢气以较高的速度喷射进入加热器,使混合和燃烧远离加热器头部,从而降低头部喷注器的温度.

2 加热器流场数值模拟

本文对使用两种不同头部喷注形式的加热器流场分别进行了数值模拟,分析加热器内部燃烧、流动情况和出口气流品质.

2.1 流场计算模型

本文使用计算流体力学软件Fluent进行数值模拟,该软件采用有限体积法求解Reynolds's平均N-S方程;选择Pressure-based求解器;湍

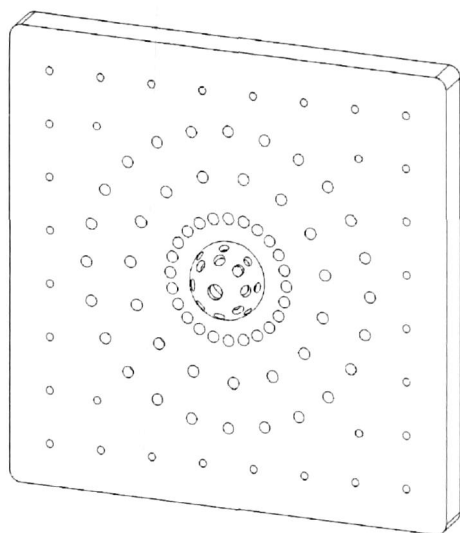


图2 构型A氢气多孔喷射头部结构

Fig.2 Structure A hydrogen multi-hole injection

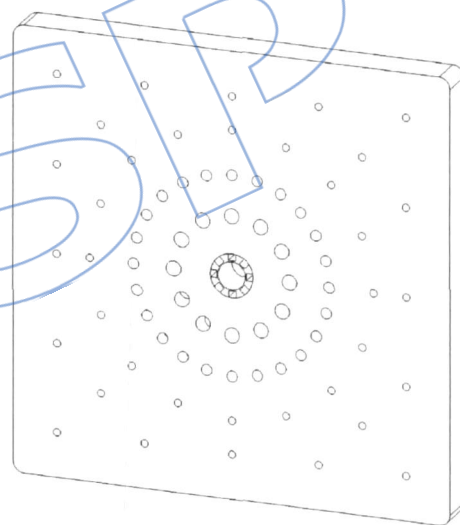


图3 构型B氢气单孔喷射头部结构

Fig.3 Structure B hydrogen single-hole injection

流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型^[5];计算时采用基于组分运输的氢氧单步化学反应模型;同时计算Arrhenius有限反应速率模型^[6]和Eddy-dissipation模型^[7]处理的湍流化学反应,并取其两者中较小值.

2.2 网格及收敛条件

计算时沿加热器轴向取1/4为计算域,头部喷注器附近区域采用结构化网格并且局部加密,壁面边界层采用等比法加密.当满足下列条件时认为解已经收敛:

- 1) 各控制方程的残差小于 10^{-3} ;
- 2) 进出口的流量误差小于0.01.

2.3 边界条件

- 1) 入口条件:对于氢气入口,给定流量0.064

kg/s,总温 1 000 K;对于空气入口,给定流量 0.363 kg/s,其中氧气质量分数为 0.406,氮气为 0.594,总温 300 K;

2) 出口条件:给定出口反压 0.1 MPa;

3) 壁面条件:采用无滑移壁面条件,并满足绝热条件和零压力梯度条件.

3 计算结果及分析

3.1 加热器内部流场分析

图 4 是采用构型 A 时加热器内部马赫数分布图,从图中可以看出多孔喷射时氢气喷射进入加热器的马赫数接近于 1,但由于氢气向四周喷射并与富氧空气进行撞击,绝大多数动能在这种撞击中被消耗掉,使得加热器喷管入口前的马赫数均较低.

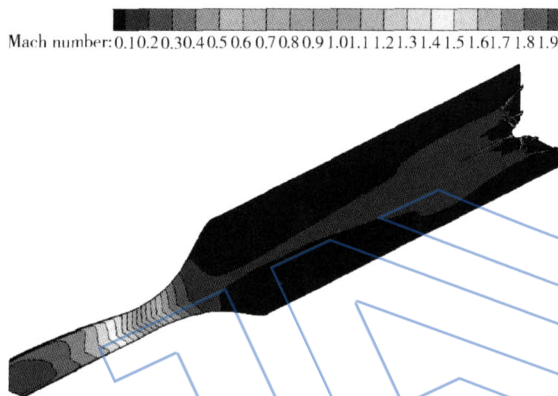


图 4 构型 A 加热器马赫数分布

Fig. 4 Heater Mach number distributing of structure A

图 5 是采用构型 B 时加热器内部马赫数分布图,从图中可以看出,同构型 A 相似,氢气也是以接近于 1 的马赫数喷射进入加热器,但由于氢气是垂直喷射进入加热器,而且在头部附近并没有与富氧空气进行强烈撞击,所以氢气能够以较高的速度进入加热器内部,在加热器中部形成了一个相对高速区.

图 6 是采用构型 A 时加热器内部总温分布图.从图中可以看出,氢气被从最内层空气喷孔喷出的富氧空气限制在加热器中部,在加热器中部形成了高温区,该高温区一直延伸到加热器喷管喉部.氢气的混合燃烧并没有按照设计时预想的在加热器入口处就充分进行.分析原因是由于氢气密度小,喷射出的氢气所具有的动能相对高密度的富氧空气来说很小,所以导致氢气无法突破从内层喷孔喷出的富氧空气的限制与外层富氧空气充分混合.这背离了最初的设计意愿,并且降

低了加热器内部温度场的均匀性.



图 5 构型 B 加热器马赫数分布

Fig. 5 Heater Mach number distributing of structure B

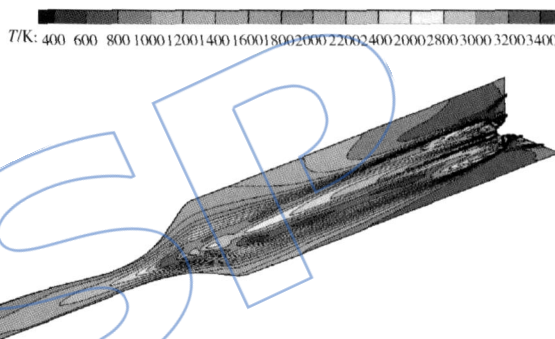


图 6 构型 A 加热器总温分布

Fig. 6 Heater total temperature distributing of structure A

图 7 是采用构型 B 时加热器内部总温分布图,从中图看出,加热器内的温度分布基本满足最初的设计意愿,氢气以较高速度垂直喷射进入加热器后在加热器中部开始与富氧空气混合燃烧.燃烧的高温区集中在加热器的中后部,并且在喷管入口处总温基本达到均匀.

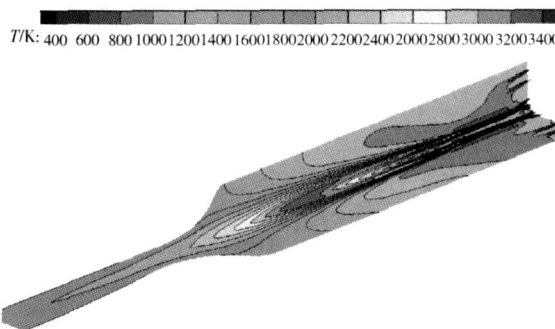


图 7 构型 B 加热器总温分布

Fig. 7 Heater total temperature distributing of structure B

图 8 和图 9 是两种氢气喷射条件下加热器头部的温度分布.分析发现,构型 A 头部中心区温度高于构型 B,而头部外围区域的温度则低于构型 B.

分析原因,由于采用构型 A 时氢气在入口处就与富氧空气混合燃烧,造成中心区温度较高.而采用构型 B 时氢气是在加热器中部才开始充分混合燃烧,所以头部氢气喷孔周围温度相对较低.但是由于构型 B 头部的空氧混气喷孔数量相比构型 A 要少,使得头部喷注器外围温度高于采用构型 A 时,这在一定程度上偏离了最初想降低头部喷注器温度的设计意愿.

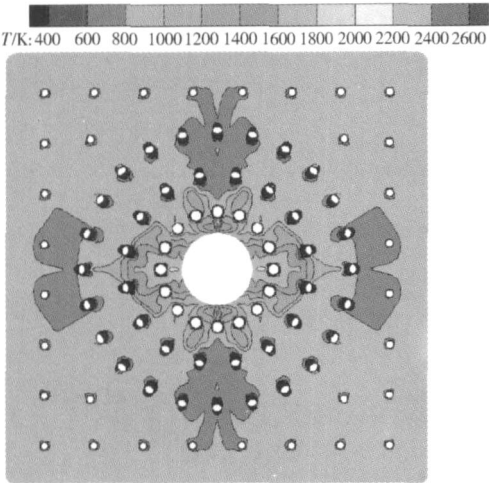


图 8 构型 A 头部喷注器温度分布

Fig. 8 Injection panel temperature distributing of structure A

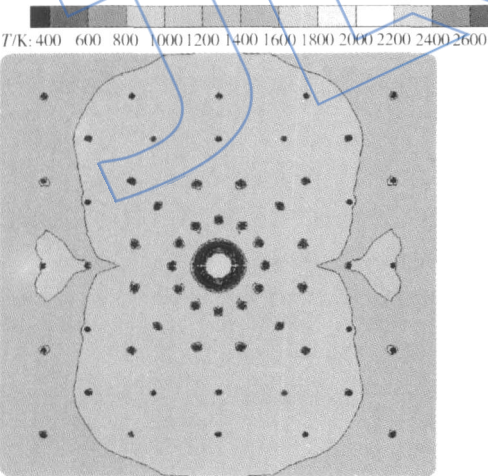


图 9 构型 B 头部喷注器温度分布

Fig. 9 Injection panel temperature distributing of structure B

3.2 加热器出口流场分析

图 10 和图 11 是两种氢气喷射条件下加热器出口处马赫数分布,通过对比发现构型 A 加热器出口处马赫数比构型 B 略高,而构型 B 加热器出口马赫数分布较为均匀.计算出口处质量加权的平均马赫数,构型 A 是 1.85,构型 B 是 1.79.两

者均能满足设计要求.

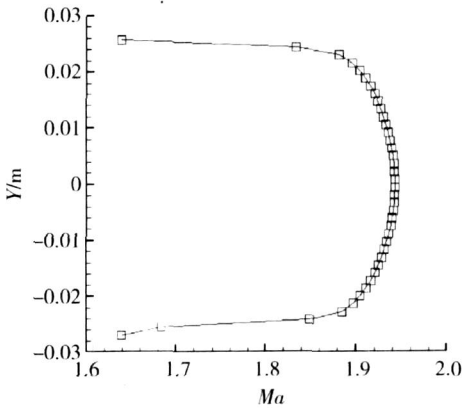
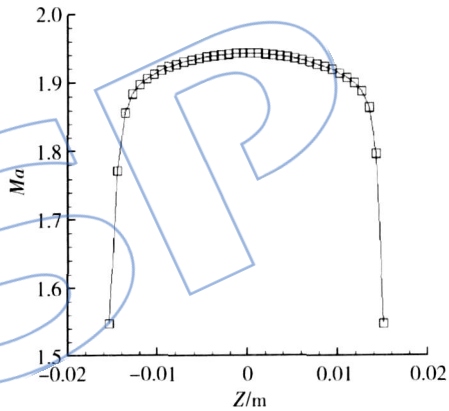
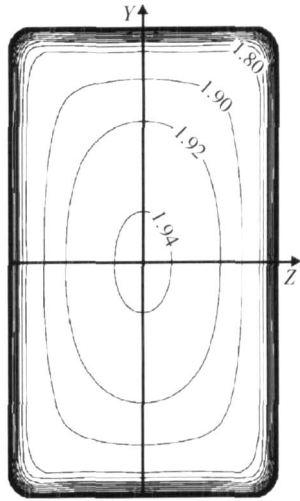


图 10 构型 A 加热器出口马赫数分布

Fig. 10 Outlet Mach number distributing of structure A

图 12 和图 13 是两种氢气喷射条件下加热器出口处总温分布,通过对比发现构型 B 加热器出口总温分布比较均匀.计算出口处质量加权的平均温度,构型 A 是 1 897 K,构型 B 是 1 944 K.

两者均能满足设计要求.采用构型 A 时加热器出口温度场的不均匀与其燃烧高温区延伸至喷管喉部附近有很大关系(图 6),总温的不均匀在一定程度上使得马赫数分布也变得不均匀.

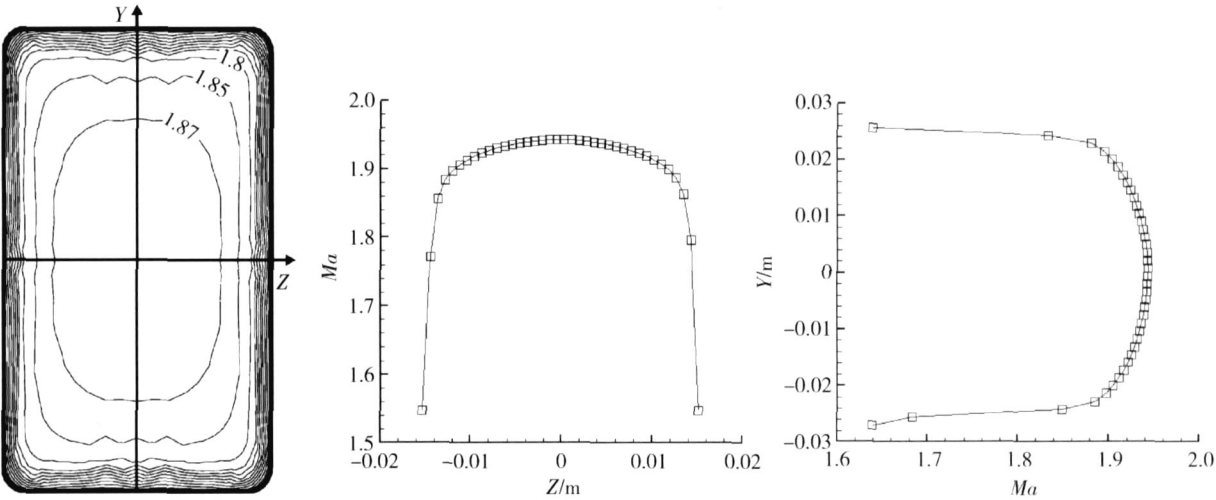


图 11 构型 B 加热器出口马赫数分布
Fig. 11 Outlet Mach number distributing of structure B

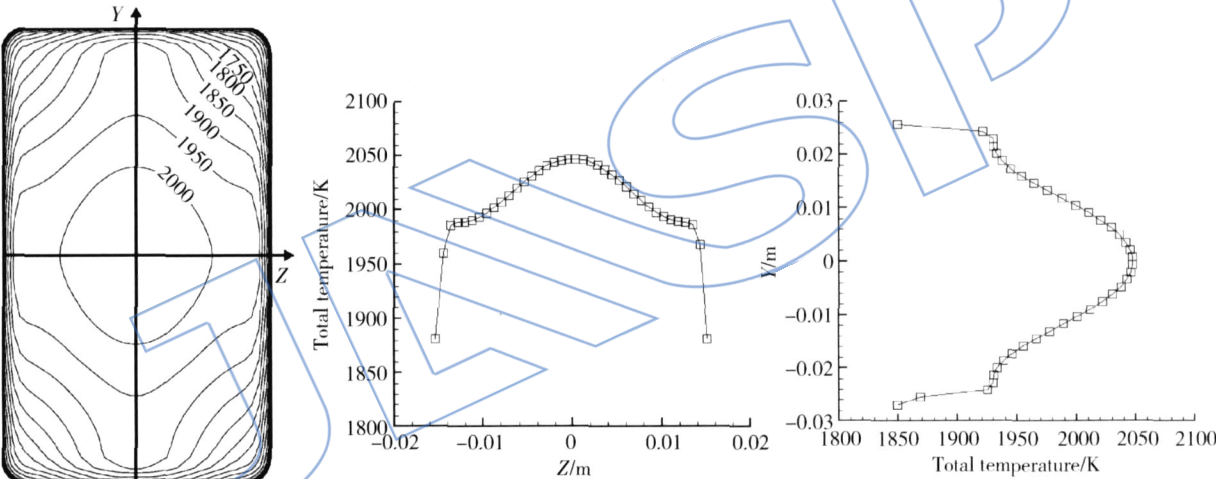


图 12 构型 A 加热器出口总温分布
Fig. 12 Outlet total temperature distributing of structure A

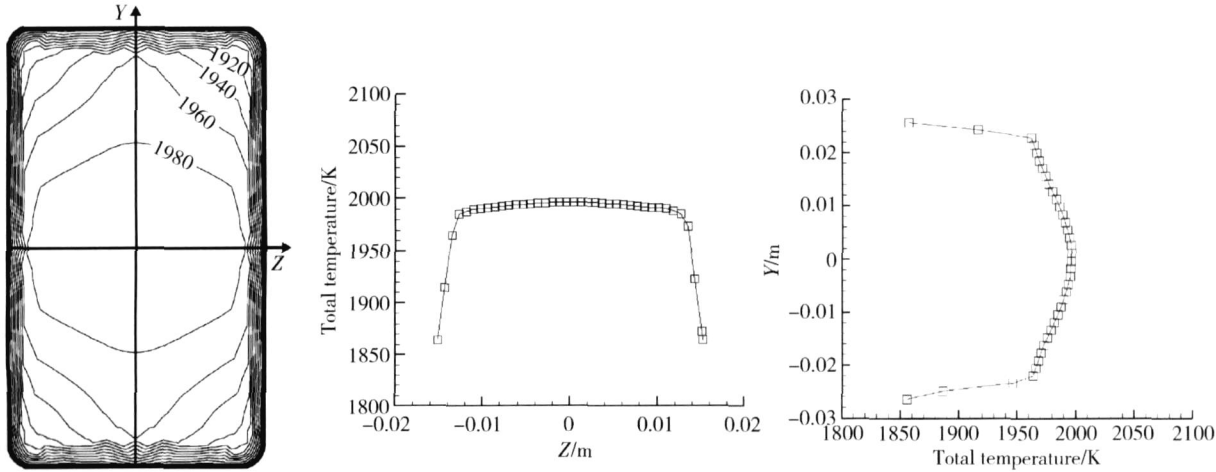


图 13 构型 B 加热器出口总温分布
Fig. 13 Outlet total temperature distributing of structure B

通过计算发现,虽然两种结构的氢气喷注方式其内部流场与最初设计时的设想都有一定偏差,但得出的加热器出口参数还是能够满足设计要求.至于流场的均匀性问题,这是燃烧型加热器的一个普遍缺点,下一步的工作可以结合现有计算结果,进一步改善设计,提高加热器出口流场的均匀性.

4 结 论

本文采用数值模拟手段,分析了采用不同氢气喷射形式时加热器内部的流场,通过对比模拟结果得到以下结论:

- 1) 计算得到的采用不同头部构型加热器出口流场都基本能满足总温 1 900 K,马赫数 1.85 的设计要求.且构型 A 能更好的满足设计要求.
- 2) 比较两者的出口流场,构型 B(氢气单孔喷射)的流场品质要好于构型 A(氢气多孔喷射)的.
- 3) 对于构型 A 氢气多孔喷射,通过计算发现并没有实现氢气与富氧空气在加热器入口处就进行充分混合的设计思路,氢气被富氧空气限制在加热器中部,这种设计反而加剧了加热器出口流场的不均匀性.

4) 对于构型 B 氢气单孔喷射,其混合、燃烧区的确远离头部喷注器,但由于减少了喷注器外围空氧混气喷嘴数,反而提高了头部喷注器外围的温度.

参考文献:

- [1] Mark D C, Terry W J. Flight-test-determined aerodynamic force and moment characteristics of the X-43A at Mach 7.0 [R]. AIAA 2006-8028.
- [2] Edward C T. Scramjet engines: The first forty years [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17 (6): 1138-1148.
- [3] 刘陵. 超音速燃烧于超燃冲压发动机[M]. 西安:西北工业大学出版社,1993.
- [4] 约翰·霍普金斯大学应用物理实验室编. 冲压发动机技术(下册)[M]. 李存杰、司徒明,译. 北京:国防工业出版社,1980.
- [5] Launder B E, Spalding D B. Techniques for models of turbulence [M]. London: Academic Press, 1972.
- [6] Lange H C, Goey L P. Two dimensional methane/air flame [J]. Combustion Sci and Tech, 1993, 92:423-427.
- [7] Magnussen B F, Hjertage B H. On mathematical models of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion[R]. Cambridge MA:16th Symp on Combustion, 1976.