

文章编号: 1000-8055(2006)04-0642-5

用不同化学反应模型对煤油超声速 燃烧的数值分析

蔡元虎¹, 刘欧子¹, 胡欲立¹, 刘敬华², 凌文辉²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 采用单步不可逆有限速率化学反应模型, 同时结合离散液滴模型、概率密度函数紊流燃烧模型的混合分数平衡化学反应模型, 对煤油在双模态燃烧室内的燃烧进行了数值分析。通过比较数值计算结果与实验结果, 说明计算所采用的模型是有效的。在给定的计算条件下, 与单步不可逆有限速率化学反应模型相比, 结合了离散液滴模型的混合分数化学反应模型更能准确地预测煤油在双模态燃烧室内的喷雾燃烧, 并且集燃料喷射、混合及火焰稳定为一体的凹槽火焰稳定器增强了燃料的混合和燃烧, 使燃烧效率在燃烧室出口达 0.880 6。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 化学反应模型; 双模态; 亚声速燃烧; 超声速燃烧; 数值分析

中图分类号: V312.1

文献标识码: A

Numerical analysis of supersonic combustion with kerosene using two different chemical reaction models

CAI Yuan-hu¹, LIU Ou-zi¹, HU Yu-li¹,

LIU Jing-hua², LING Wen-hui²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Beijing Power Generating Machinery Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: Numerical analysis of supersonic combustion with kerosene was carried out using two chemical reaction models. One is the one-step irreversible finite rate chemical reaction, and the other is the mixture-fraction equilibrium chemical reaction model combined with the discrete droplet model and probability density function at the same time to describe the interaction of turbulence and combustion. Compared the numerical results with the experimental data validated the models used in the numerical simulation. In the assumed computation conditions, compared with the irreversible finite rate chemical reaction model, the mixture-fraction equilibrium chemical reaction model combined with other models can predict exactly kerosene spray combustion in the dual-mode supersonic combustor. The integrated cavity flame holder, fuel injector, mixer and flame holder together can improve mixing and combustion of the liquid kerosene and air mixture. The combustion efficiency is 0.880 6 measured at the combustor exit.

Key words: aerospace propulsion system; chemical reaction model; dual mode;

收稿日期: 2005 - 09 - 08; **修订日期:** 2006 - 03 - 15

基金项目: 国家自然科学基金资助(50086002); 西北工业大学博士论文创新基金资助(200219)

作者简介: 蔡元虎(1950 -), 男, 陕西岐山人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 主要从事航空发动机、超燃冲压发动机设计和性能仿真的研究。

subsonic combustion; supersonic combustion; numerical analysis

在飞行马赫数小于 8 的超声速飞行范围内,液体碳氢燃料——煤油由于其密度高、易贮存和供应安全方便等优点,适合于低成本的超声速飞行器推进动力——双模态超燃冲压发动机的燃料。超声速气流中煤油燃烧的化学反应是一个非常复杂的过程,反应过程中有许多中间产物如自由基、原子、离子产生,化学反应是有限的控制反应速率的碰撞复合过程^[1-3],它与燃烧效率以及所产生的推力有密切关系。目前,由于国内外对这一领域中的化学动力学问题尚未进行足够系统深入的研究,因而对燃料煤油在超声速燃烧方面进行的数值分析也比较少;Akmandor 等人^[4]采用单步不可逆有限速率化学反应模型对煤油和空气的超声速燃烧进行了模拟;Dufour 等人^[5]对煤油-氢双燃料的超声速燃烧进行了一维和三维的数值模拟,化学反应模型也为单步不可逆有限速率。在这二者的数值模拟中认为喷入燃烧室内的煤油是汽化的,因而未考虑煤油在燃烧室内的汽化过程。因而本文也采用该化学反应模型煤油和空气在双模态超声速燃烧室内的燃烧进行了预测。同时,由于燃料煤油在实际中是液体,为喷雾燃烧,为了能较好地描述液滴的状态及液滴与气相之间的相互作用,因此采用了离散液滴模型和混合分数平衡化学动力学模型对煤油和空气的超声速燃烧进行了数值分析,结合实验数据对计算结果进行了对比分析。

1 实验和燃烧室模型

实验是在北京动力机械研究所的燃料加热器直连式风洞进行试验的,该实验装置满足飞行马赫数为 3~6 的试验要求。高温气体从加热器产生,通过喷管与超燃冲压发动机燃烧室模型相连。测量系统使用美国 PSI9000 压力扫描阀及高速采集、传输系统 Neff620/519。燃烧室模型压力测点主要布置在燃烧室模型上下壁面的中心线上(两对凹槽火焰稳定器部分压力测点布置在燃烧室侧壁面中心线上),见图 1。

燃烧室模型具有燃料喷射支板和两对凹槽的突扩型结构(如图 1),前端是隔离段,其后是燃烧室,气流流向从左到右。由于结构的对称性,计算的区域是其一半。支板类型的燃料注入系统将更能使燃料在高速气流中均匀的分布,并在很短的距离内完成混合,凹槽火焰稳定器对点火和稳定

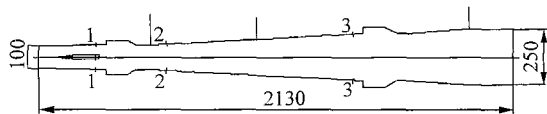


图 1 双模态燃烧室简图

Fig. 1 Sketch of the dual-mode combustor

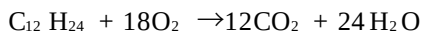
燃烧起积极作用,因而设计了燃料喷射支板和凹槽形火焰稳定器。煤油可以从支板横向及顺向喷入主流,也可以从燃烧室壁面上横向喷入主流,图中 1、2 和 3 位置以及第一对凹槽的前缘 15 mm 以 30°角喷入。采用强迫点火,使用的点火装置为烟火点火和电点火。

2 模拟方法

本文使用 Fluent 软件完成煤油超声速燃烧的数值模拟,它是基于有限体积法求解 N-S 方程的软件包,可以使用结构的和非结构的计算网格。紊流流动模型选用软件包中 $k-\omega$ 的 SST (Shear-Stress Transport) 形式,它是标准的 $k-\omega$ 模型和高雷诺数下 $k-\varepsilon$ 模型的结合,适于计算超声速流场。

煤油是由许多化学成分和性质都不同的碳氢化合物混合而成的。由于其本身结构的复杂性,因而往往在模拟或实验时用一种替代的物质来近似煤油的性质。研究中使用航空煤油为燃料,煤油的简化分子式为 $C_{12}H_{24}$ 。

单步不可逆有限速率化学反应模型的化学反应方程式如下:



采用混合分数平衡化学反应模型时,平衡混和物包括 13 种成分: $C_{12}H_{24}$, C_2H_4 , O_2 , CO , CO_2 , C , OH , N_2 , H , H_2 , H_2O (气态), H_2O (液态) 和 C (固体), N_2 不参加反应。同时,我们采用 β 形分布的概率密度函数法 (Probability Density Function, PDF) 对紊流燃烧作统计描述。又由于燃料煤油的喷雾燃烧,为了能较好地描述液滴的状态及液滴与气相之间的相互作用,并且能够消除由于液相流动解中的数值扩散所引起的误差,因而使用了软件包中离散液滴模型。这种模型将液滴分成由代表性的几组液滴,并用拉格朗日方法来跟踪这些液滴在全流场中的运动和输运。计算时我们增加了有关煤油 $C_{12}H_{24}$ 液滴的物性参数及

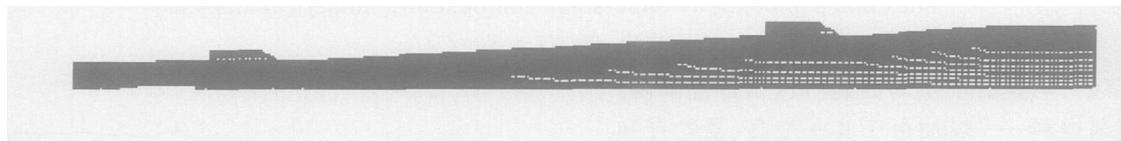


图 2 计算网格

Fig. 2 Meshes used in the simulation

其化学反应。

数值模拟时,隔离段入口气流总压为 1.68 MPa、总温 1 200 K 和马赫数为 2.38。煤油从支板以及第一对凹槽的前缘 15 mm 以与主流流动方向成 30° 角喷入超声速气流中,喷入煤油的静温为 300 K,煤油流量是根据隔离段入口的空气流量和油气当量比来确定的。壁面温度设定为 500 K,并采用无滑移的标准壁面函数来处理。计算网格如图 2,网格数为 5 860 (未进行细化处理)。

3 结果和分析

隔离段入口气流总压为 1.68 MPa、总温 1 200 K、马赫数为 2.38 和油气当量比为 0.551 时,燃烧室壁面静压值如图 3,分布基本上一致,均为梯形分布。从测量数据和计算得到的壁面静压分布来看,在隔离段入口附近出现激波,静压升高。

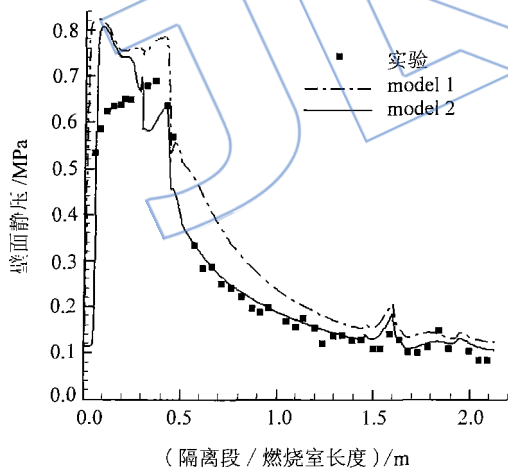


图 3 壁面静压分布

Fig. 3 Wall static pressure distributions

采用单步不可逆有限速率化学反应模型即图 3 中的 model-1 的激波更接近隔离段的入口;而采用混合分数平衡化学反应模型,即图 3 中的 model-2 计算得到的激波出现在隔离段入口下游 0.05 m 处,与实验数据非常接近。在近似等压段, model-1 计算得到的壁面静压最大, model-2 次

之,实验数据最小。说明在 model-1 中煤油的化学反应速度快,燃烧释热多,因而静压大,激波向隔离段入口移动。由于计算燃烧比实际燃烧状况好,从而计算壁面静压高于实验测量数据。随后,由于燃烧室面积的扩张,壁面静压几乎在燃烧室的同一位置——第一对凹槽的后缘急剧减小,之后再以较小幅度减小直至燃烧室出口。总的来说, model-2 计算得到的壁面静压接近于实验数据。

采用 model-1 计算得到的 $C_{12}H_{24}$ 质量分数分布如图 4(a)。煤油从支板横向、顺向喷孔以及第一对凹槽的前缘 15 cm 以 30° 角喷入主流,所以在 model-1 中计算的 $C_{12}H_{24}$ 主要分布在喷孔位置和支板尾部。在 model-2 中,平均混合分数表示了汽化煤油,如图 4(b)。由 model-2 中计算的汽化煤油分布主要集中在两个部位:第一对凹槽前缘及其内部;支板横向喷孔及尾部直至燃烧室出口。

采用 2 个化学反应模型计算得到的 CO_2 质量分数分布如图 5,在支板尾部以及第一对凹槽的位置起有 CO_2 的生成,因而可以认为煤油的燃烧在此开始。通过比较图 5 的 (a) 和 (b) 可以看出,采用 model-1 得到的 CO_2 质量分数在燃烧室内处处高于 model-2 得到的 CO_2 质量分数,特别是在支板尾部, model-1 的 CO_2 质量分数几乎是 model-2 的 CO_2 质量分数的 2 倍,并且 CO_2 质量分数等值线的分布也不相同。这表明, model-1 的气态煤油在进入燃烧室后反应非常剧烈,在隔离段/燃烧室长度方向的 0.8 m 之后 CO_2 质量分数没有大的变化,说明化学反应已趋于完全。而 model-2 的液态煤油由于汽化,因而反应比较缓慢;沿着燃烧室中心线、壁面到燃烧室出口, CO_2 在不断增加,反应在不断进行。

采用 model-1 计算得到的气流静温见图 6 (a),其中隔离段/燃烧室内绝大部分位置的温度集中在 830~2 960 K 之间。 model-2 计算得到的燃烧室绝大部分位置气流静温在 570~2 340 K 之间,其中最高的温度处于第一对凹槽的内部,参见图 6(b)。由图可以看出,在隔离段/燃烧室内各个位置,由 model-1 计算得到的气流静温均高

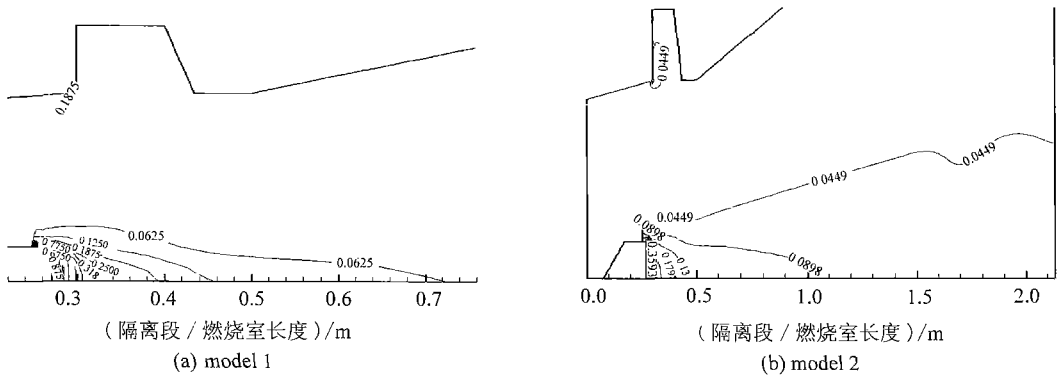


图 4 两模型得到的 $C_{12}H_{24}$ 质量分数分布

Fig. 4 $C_{12}H_{24}$ mass fraction distributions predicted by two models

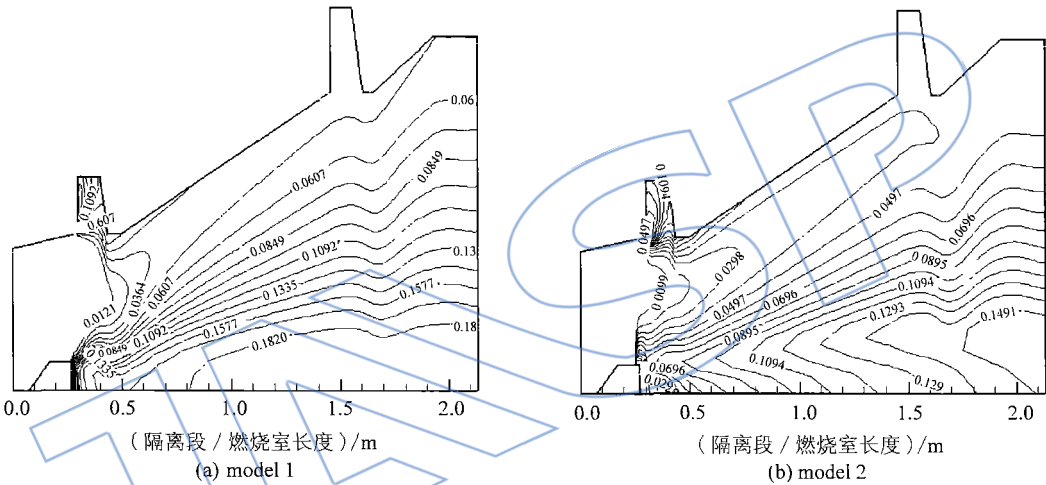


图 5 两模型得到的 CO_2 质量分数分布

Fig. 5 CO_2 mass fraction distributions predicted by two models

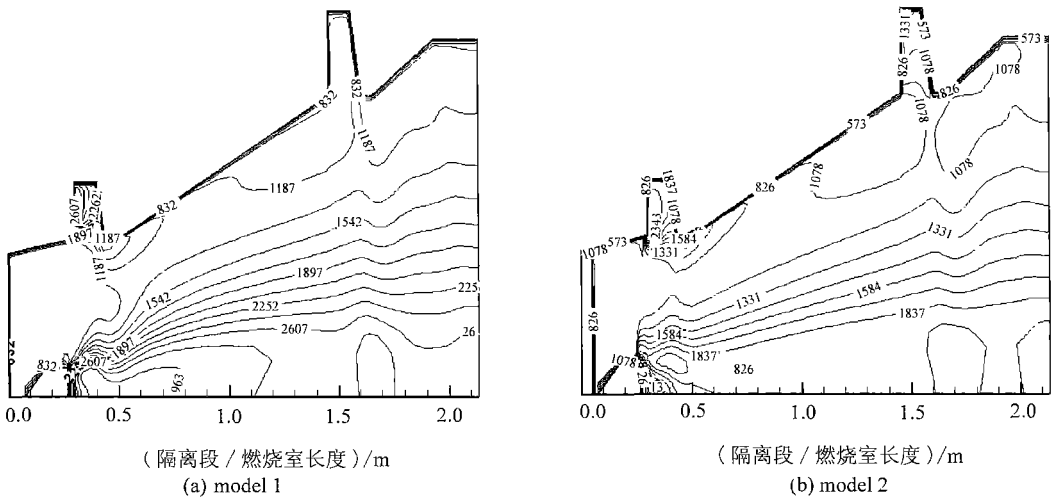


图 6 两模型得到的静温分布

Fig. 6 Static temperature contours predicted by two models

于由 model-2 得到的气流静温 200 K 以上;在燃烧室出口,由 model-1 得到的面积加权平均静温是 1 805 K,高于由 model-2 得到的面积加权平均静温 340 K。再次表明 model-1 的气态煤油的反应速度快,气流静温升高迅速。

在相同隔离段入口条件和油气当量比时,采用不同化学反应模型计算的总压损失分别是 0.686 和 0.685,非常接近实验得到的总压损失 0.707,再次验证了数值计算的可靠性。通过实验数据分析,得到煤油在燃烧室出口的燃烧效率为 0.696。根据文献[5]所给出的煤油在燃烧室长度方向任意横截面上的燃烧效率的计算公式如下:

$$\eta = 1 - \frac{\iint_{\text{出口}} \rho u Y(x, y, z) dy dz}{Q_{\text{injected}}}$$

其中: $Y(x, y, z)$ 是燃料的质量分数。采用 model-1 时燃烧室出口的燃烧效率是 0.994 4,与实验值相差较大。而 model-2 的计算的燃烧效率是 0.880 6,大于实验分析值 26.5%,与文献[6,7]的实验分析结果接近。

4 结 论

通过利用计算流体力学软件,采用两个不同的化学反应模型,其中一个为单步不可逆有限速率化学反应模型;另一个则为混合分数平衡化学反应模型,同时采用了离散液滴模型和概率密度函数法描述紊流与燃烧的相互作用,对煤油在双模态燃烧室内的燃烧进行了数值分析。通过对比计算与实验的静压、总压损失和燃烧效率等数值,说明在计算中所采用的各类模型是有效的。在文中所设定的计算条件下,与单步有限速率化学反应模型相比,采用结合离散液滴模型、概率密度函数紊流燃烧模型的混合分数平衡化学反应模型,更能准确地描述液体煤油在双模态冲压发动机燃

烧室内的喷雾燃烧。集燃料喷射、混合及火焰稳定为一体的凹槽火焰稳定器提高了燃料的混合和燃烧效率,燃烧室出口燃烧效率达 0.880 6。数值分析可以清晰地给出了流场细节,表明数值分析是超声速燃烧的重要工具,同时可以对实验研究起到一定的指导作用。

进一步的研究工作:利用现有的碳氢燃料在超声速燃烧中的化学动力学数据,改进煤油的化学反应模型,使其更能准确预测煤油的超声速燃烧;改进实验设备提高实验参数的测量技术,得到更多参数的数据来验证和改进各类模型。

参考文献:

- [1] Jacobs P A. Numerical simulation of transient hypervelocity flow in an expansion tube[R]. AIAA 92 - 3841.
- [2] Ryan T W, Harlowe W W, Schwab S. Ignition delay, heats of combustion and reaction rates of aluminum alkyl derivative used as ignition and combustion enhancers for supersonic combustion[R]. NASA - CR - 189581, 1992.
- [3] Law C K. Chemical kinetic and aerodynamic structure of flames[R]. AD - A256, 1992.
- [4] Akmandor S, Arkun U. Numerical simulation of ramjet and scramjet combustion using two-dimensional euler equations with finite rate chemistry[R]. ISABE 93 - 7083.
- [5] Dufour E, Bouchez M. Computational analysis of a kerosene-fuelled scramjet[R]. AIAA 2001 - 1817.
- [6] 司徒明,王春,陆惠萍. 双燃式冲压发动机中富油燃气射流的超燃研究[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 237-240.
Situ Ming, Wang chun, Lu Huiping. Investigation on supersonic combustion of fuel-rich hot gas as reacting jets in ramjet/ scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 237-240.
- [7] Yu G, Li G J, Chang X Y, et al. Investigation of kerosene combustion characteristic with pilot hydrogen in model supersonic combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1263-1272.