

文章编号: 1000-8055(2023)05-1083-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210303

加力燃烧室湍流火焰面模型优化方法

李安琦, 刘 勇, 张 祥

(南京航空航天大学 能源与动力学院

航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 加力燃烧室中流速高、压力低、含氧量低, 燃油喷射以直射式为主, 常用燃烧模型多会高估其反应速率。火焰面类模型采用查表法处理标量场, 计算速度较快, 但较难调整反应速率。在稳态层流火焰面模型基础上, 添加了非正常化学动力学的影响因素来调整反应速率; 在试验数据基础上, 建立火焰面反应时间尺度, 优化火焰面数据库, 改善了该类方法在高速、低压、贫氧和雾化差下的数值仿真精度。结果表明: 该优化方法形成的火焰面数据库能够较好模拟加力燃烧室中燃油复杂化学反应过程; 在本文计算结果验证中, 能将温度分布模拟误差控制在 15% 以内, 平均温度模拟误差控制在 5% 以内。

关 键 词: 加力燃烧室; 非正常化学动力学; 湍流火焰面模型; 火焰面数据库; 雷诺时均数值模拟
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Optimization method of turbulent flamelet model in afterburner

LI Anqi, LIU Yong, ZHANG Xiang

(Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the afterburner with high flow rate high, low pressure, oxygen poverty, the direct fuel injection is predominant, and the combustion model usually overestimates the reaction rate of the afterburner. Table-searching method is used in flamelet models with the advantage of fast calculation, but it is difficult to adjust the reaction rate. Based on the steady laminar flamelet model, unsteady chemical kinetic factors were added to adjust the reaction rate. Based on the experimental data, the key geometric parameters were established. The flamelet database was optimized, and the numerical simulation accuracy of this method was improved under high speed, low pressure, oxygen poverty and poor atomization effect. The results showed that the flamelet database formed by this optimization method can better simulate the complex chemical reaction process in afterburner. According to the calculation results, the simulation error of temperature distribution can be controlled within 15%, and the simulation error of average temperature can be controlled within 5%.

Keywords: afterburner; unsteady chemical kinetics; turbulent flamelet model; flamelet database; reynolds averaged navier-stokes (RANS) simulation

加力燃烧室是现代军用航空发动机的关键部件之一。其利用燃气中的余氧和外涵道的空气, 喷入燃料, 再次进行燃烧。发动机排气温度和速度进一步提高, 发动机推力也相应地增加^[1]。加

力燃烧室中的燃烧组织具有气流速度高、压力与含氧量较低的特点。因此, 在采用传统湍流燃烧模型进行数值仿真时, 会出现预测温度场误差较大的情况^[2-5]。

收稿日期: 2021-06-16

基金项目: 航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究项目(2017-III-0007-0033)

作者简介: 李安琦(1999—), 女, 硕士生, 主要从事燃烧室燃烧方向的研究。

引用格式: 李安琦, 刘勇, 张祥. 加力燃烧室湍流火焰面模型优化方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1083-1089. LI Anqi, LIU Yong, ZHANG Xiang. Optimization method of turbulent flamelet model in afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1083-1089.

采用数值模拟对加力燃烧室燃烧流场进行研究的方法起步较早。在 20 世纪 90 年代已有 Ravichandran 等^[6]对带有两圈环型稳定器的模型加力燃烧室的燃烧过程进行了数值模拟研究。赵坚行、邵茂敏等^[7-8]基于亚格子涡破碎(eddy breakup, EBU)模型,采用大涡模拟方法对加力燃烧室的流场与燃烧过程进行了仿真研究。章诚等^[9]则考虑了燃油雾化与蒸发过程,采用两相流模型对带尾锥和稳定器的加力燃烧室进行了数值模拟研究。朱祚金等^[10]在 EBU 模型基础上,提出了描述加力燃烧室内气相湍流燃烧模型方程,作者通过对比数值解与发动机运行值,证明了单相湍流燃烧模型的可解性与合理性。非预混燃烧的稳态火焰面 SLF (steady laminar flamelet) 模型是 Peters^[11]在火焰面的概念^[12-13]上提出的,SLF 模型能够将湍流燃烧的流场与化学反应解耦,标量场求解可以用化学反应单独建模描述,此后 SLF 模型被广泛应用^[14-16]。金台^[17]在其博士学位论文中对超声速同轴射流火焰进行了直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)研究,并对比了 SLF 模型与 DNS 的计算结果。SLF 模型计算结果中火焰温度值与 DNS 计算结果趋势吻合较好,但其数值高于后者计算结果。该结果表明:即使在 SLF 模型建库过程中考虑了有限速率影响,但仍然高估了化学反应速率。

从以上研究结果来看,单相湍流燃烧模型不能考虑加力室中有限化学反应等过程对湍流燃烧的影响,致使计算得到的温度场普遍偏高,对加力室燃烧效率预测误差较大。

为解决以上问题,本文在稳态火焰面模型的基础上,定义了流场反应时间尺度参数(τ)。该参数表征了燃油雾化、蒸发、有限化学反应等过程对燃烧的影响。本文首先基于非稳态层流对冲火焰求解,建立不同反应时间尺度下的火焰面数据;随后给定不同流场参数 τ 对加力室燃烧过程进行计算;最后通过筛选和插值,基于试验数据建立了合适的火焰面数据库。验证表明,该数据库具有一定适用性。

1 数学模型

1.1 层流火焰面模型方程

在火焰面模型中,燃烧流场中的标量场,包括温度(总焓)、各组分质量分数等参数通过火焰面数据库的方式,建立了与混合分数 Z 的插值关系。则整个求解系统中要求解的标量方程固定为 k 、 ε 、 Z 和 Z' ,极大降低了多组分系统的控制方程数量,

提高了求解效率。其中混合分数 Z 的输运方程为

$$\rho \frac{\partial Z}{\partial t} + \rho u \cdot \nabla Z = \nabla \cdot (\rho D \nabla Z) \quad (1)$$

其中 ρ 为密度, D 为热扩散系数, u 为速度。

稳态火焰面模型即 SLF 模型中,湍流燃烧被看作是层流扩散火焰的统计平均,建立了标量场和 Z 的概率密度分布间的关系,即

$$\tilde{\phi} = \iint \phi(Z, \chi_{st}) P(\chi_{st}) dZ d\chi_{st} \quad (2)$$

其中 $\tilde{\phi}$ 代表湍流火焰中的平均标量值, $P(Z, \chi_{st})$ 代表混合分数和标量耗散率的联合概率密度函数, $\phi(Z, \chi_{st})$ 为小火焰数据库中的标量值。

1.2 反应时间尺度修正

由于火焰面燃烧模型所获得的数值模拟结果,是省略了从燃烧开始到最终稳定之间的扩散过程的燃烧结果。同时由于火焰面模型不能考虑非定常化学动力学因素对燃烧的影响,也不能将湍流漩涡在某些工况下在微观状态下对火焰结构的影响纳入考虑,另外直射式喷嘴雾化模型带来的偏差也是影响温度场的重要因素,本文将火焰面燃烧模型应用于加力燃烧室的过程中对其进行一定的修正,即考虑反应状态没有达到稳态,采用反应时间尺度来描述其反应程度,基于试验数据在不同反应时间下的火焰面数据库间插值获得合适的数据库。

具体研究方法为:

1) 首先基于对冲火焰,设置不同的反应持续时间,获得不同时间尺度下的数据库,例如 0.1、0.2、0.3、0.4、0.5、0.6 ms,在不同持续时间下,数据库中中间产物 C_2H_4 的演变如图 1 所示。在反应的起始时刻主要发生 $N-C_{12}H_{22}$ 的分解反应,随

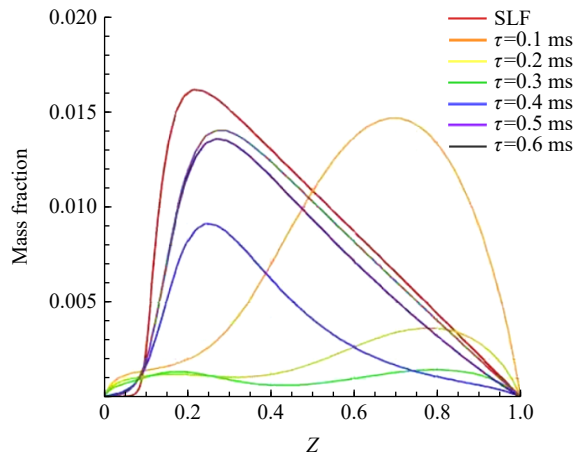


图 1 不同反应时间下 C_2H_4 的质量分数分布

Fig. 1 Distribution of mass fraction of C_2H_4 under different reaction time

着反应的进行 C_2H_4 被不断消耗,且消耗速率大于生成速率,最终达到平衡状态,接近稳态层流火焰的 C_2H_4 质量分数分布。

2) 将不同的时间尺度数据库代入 CFD 系统,进行数值仿真,评价该数据库下,出口测量点的温度偏差水平。

3) 根据偏差水平,插值获得最优化的时间尺度 τ 。

4) 以此时间尺度 τ ,插值获得最优的火焰面

数据库。

5) 代入到试验工况中进行适应性评估。

2 研究对象

本文研究对象为一驻涡值班、V 型钝体稳定器的加力模型燃烧室^[18],其基本结构如图 2 所示。主燃区为多点喷射的直射式喷嘴,火焰通过 V 型槽钝体稳定器进行稳定。

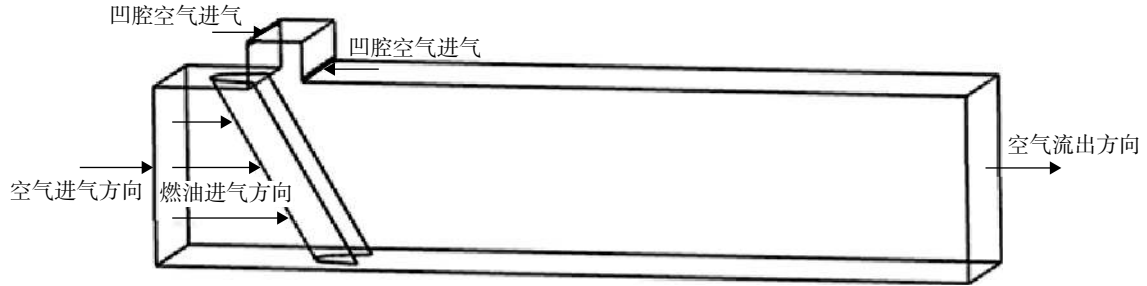


图 2 驻涡传焰槽稳定器试验模型结构图

Fig. 2 Experimental model structure diagram of stationary vortex flame groove stabilizer

凹腔处进气条件如图 2 所示,在凹腔前侧后侧各设置一个进气边界条件,燃油沿箭头方向设置多组喷嘴,喷入燃料。本文针对该模型燃烧室分别建立了多个不同网格数量的网格来进行网格无关性验证,最终选用网格数量为 800 万的结构化网格来进行数值模拟计算,如图 3 所示。

试验中利用温度耙获取燃烧室出口温度,分析燃烧室出口温度分布有利于对燃烧组织的理解。图 4 为温度/烟气采样耙结构示意图,其中 PS、PM 截面分别为试验段出口的中心截面和旁侧截面。燃烧室通道底面为 0 基准面,第一个测量点距离底面 18 mm,剩下四个点各间距 25 mm 均布于燃烧室通道,采样点之间间距 35 mm 试验工况表如表 1 所示,进行了 5 组工况试验。

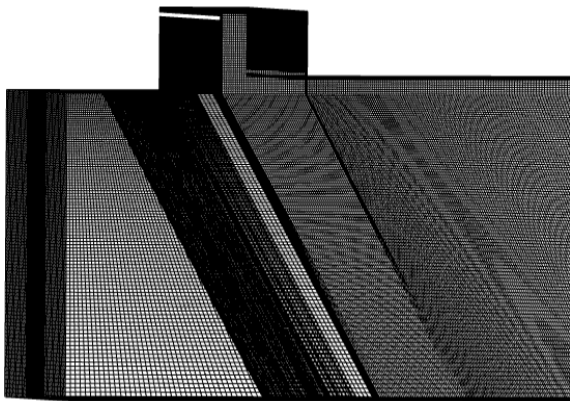


图 3 驻涡传焰槽稳定器试验模型网格图

Fig. 3 Grid diagram of experimental model of stationary vortex flame groove stabilizer

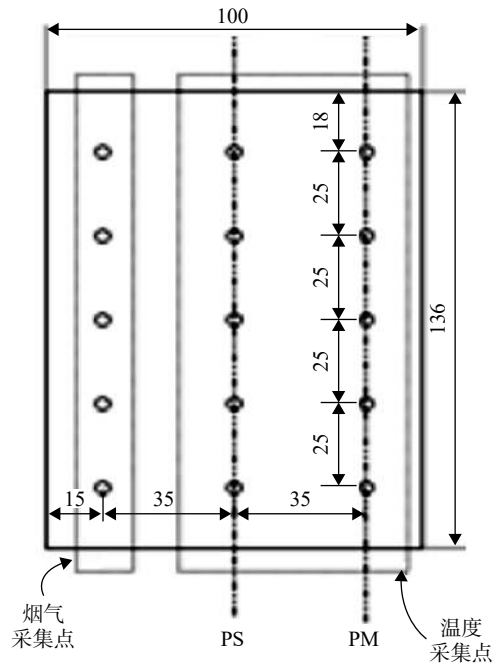


图 4 温度/烟气采样耙布局示意图(单位:mm)

Fig. 4 Schematic diagram of temperature/smoke sampling rake layout (unit:mm)

表 1 试验工况表^[18]

Table 1 Experimental conditions^[18]

工况	空气进口速度/(m/s)	空气进口温度/K	试验段压力/MPa	总油气比
1	109.26	700	0.06	0.037 8
2	103.96	700	0.04	0.037 0
3	149.57	700	0.03	0.037 2
4	135.04	600	0.03	0.037 5
5	161.60	800	0.03	0.036 5

3 数值模拟与结果验证

本文以工况 1 为例,进行火焰面数据库优化,其他工况作为验证工况。工况 1 计算所得流场如图 5 所示,上方的凹腔具有两个进气槽,在通入一定量的空气后,会在凹腔中形成一个涡,而在稳定器的作用下,也会在稳定器后方形形成一个较大的涡。结合上述流场情况,进行进一步的模拟研究。

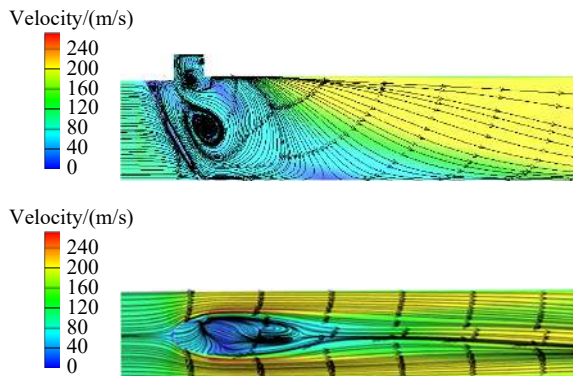


图 5 驻涡传焰槽稳定器计算所得流场侧视、俯视图

Fig. 5 Side view and top view of the flow field calculated by stationary vortex flame groove stabilizer

将非稳态对冲火焰计算输出不同反应持续时间尺度的数据库,包括 0.1、0.13、0.15、0.16、0.17、0.2 ms 的数据库、稳态火焰面数据库,分别带入 Fluent 中进行计算,如图 6 所示。

随着反应时间尺度的变化,燃烧室的总体温度不断上升,反应区域从传焰槽两侧不断向后延伸。在 0.1~0.2 ms 的反应时间内,火焰在燃烧室后部燃烧达到最高温度,在传焰槽后的回流区也有高温区存在,使得燃烧室出口处的温度不断上升,最终到达一个稳定的燃烧温度和状态,从图中可以看出 Fluent 稳态火焰面数据库带入后整体燃烧室温度总体高于反应时间为 0.1~0.2 ms 的数据库的温度。

为了进一步对比不同反应时间的燃烧室温度变化状态,分别在高度为 $z=80$ mm 处取 $y=280, 430, 580$ mm 的不同直线段的温度随 X 轴变化情况如图 7,可以更直观地看出随着反应时间尺度的变化,同一截面的温度不断升高,最终到达稳定状态。由于本文所进行的数值模拟并没有加入值班火焰,因此燃烧所产生的高温区主要处于燃烧室两侧,中心区温度略低于两侧。

将 0.15、0.16、0.17、0.2 ms 时刻的数据库、稳态火焰面数据库代入计算所得 PM 截面的温度与试验结果对比。如图 8 所示,在燃烧起始后,随着时间尺度的变化 PM 截面上的温度是处于逐渐增

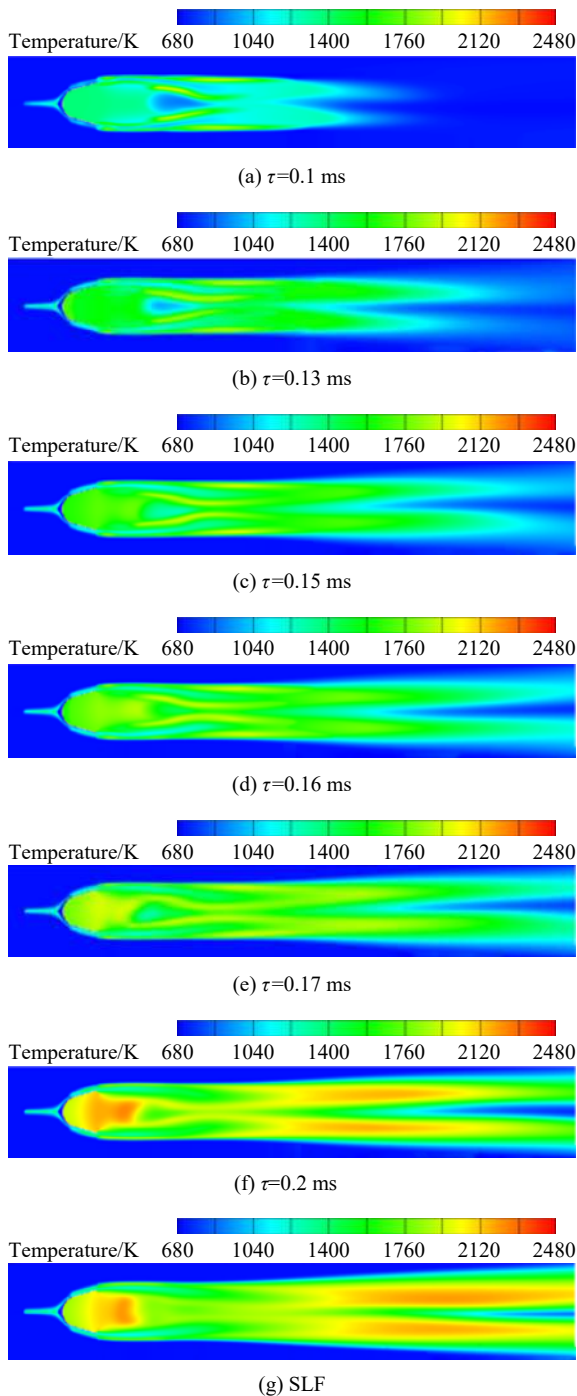


图 6 不同 τ 取值数据库及稳态火焰面数据库计算所得俯视温度云图

Fig. 6 Top view temperature nephogram calculated by different τ values databases and steady flame surface database

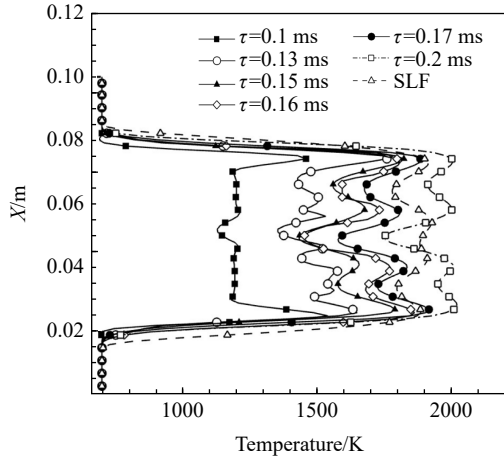
加的状态直至一个稳定的状态,且在升温过程中连续,湍流火焰面时间尺度模型数据库可以通过插值得到并且相比 Fluent 稳态火焰面数据库可以更贴近试验。

根据已经进行的数据库替换计算结果进行插值,取 $\tau=0.163$ s 反应时间计算得到数据库,获得工况 1、工况 2 的数值模拟结果与 PM 截面上 3 点

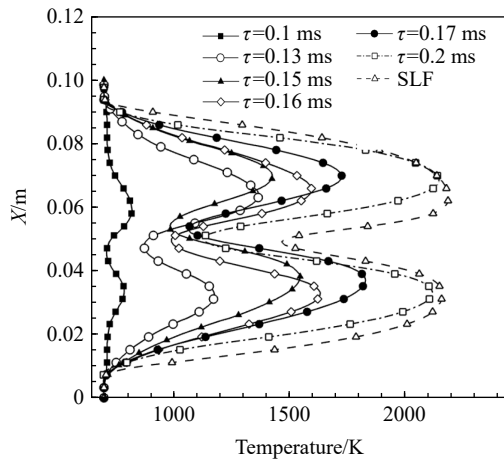
的所获得试验结果进行对比,如图9与表2。

修正后的数据库计算结果同时在流场、燃烧场形态和温度模拟结果上具有参考价值,总体优于Fluent稳态火焰面数据库。同时修正后的数据库结果与Fluent稳态火焰面数据库在温度分布上

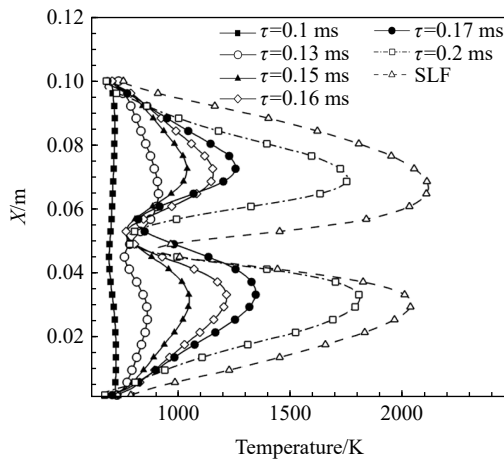
较为一致,均在底部温度较高,随着高度增加而温度降低,且温度分布偏差百分比均在15%以内。结果说明计算中所使用的经过反应时间尺度修正



(a) $y=280$ mm截面温度对比图



(b) $y=430$ mm截面温度对比图



(c) $y=580$ mm截面温度对比图

图7 不同截面温度沿X轴方向变化曲线

Fig. 7 Temperature change curve of different sections along the X-axis direction

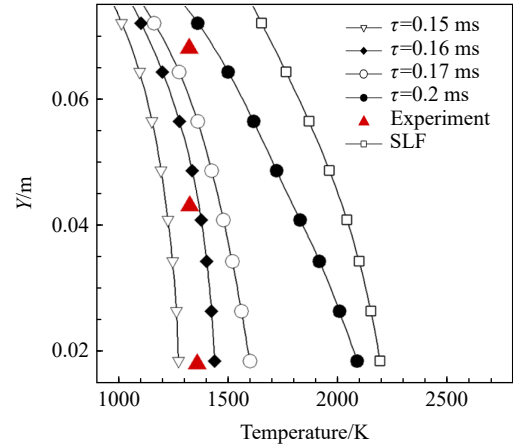
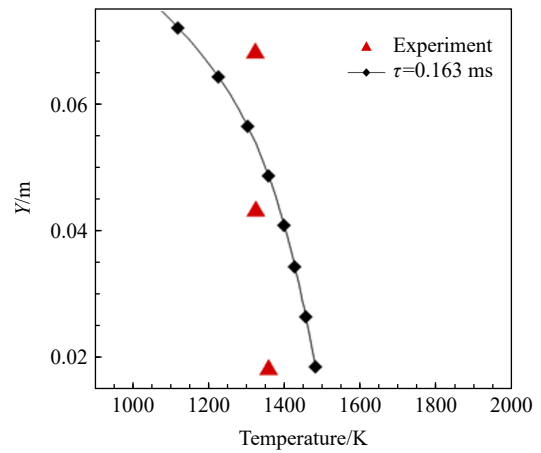
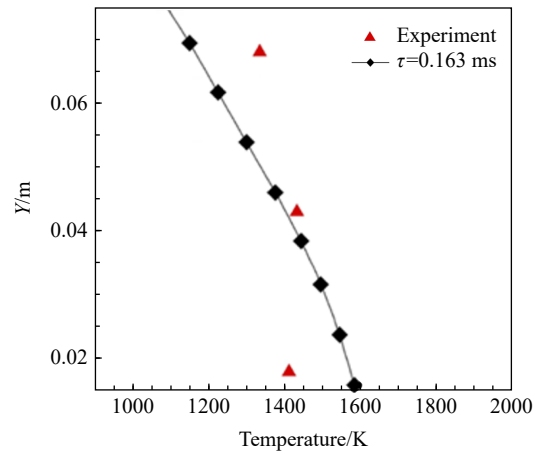


图8 不同数据库所得模拟结果与试验数据对比

Fig. 8 Comparison of simulation results obtained from different databases with experimental data



(a) 工况1



(b) 工况2

图9 $\tau=0.163$ ms数据库模拟结果与试验结果对比

Fig. 9 Comparison of simulation results obtained from $\tau=0.163$ ms database with experimental data

表 2 工况 1、工况 2 数值模拟值与试验测量值对比表^[18]
Table 2 Comparison table of numerical simulation value and experimental measurement value in working conditions 1 and 2^[18]

工况	高度/ mm	试验测量 温度/K	数值模拟 温度/K	温度偏差/ K	偏差 百分比/%
1	18	1 358.72	1 483.35	124.63	9.17
	43	1 325.14	1 386.98	61.84	4.60
	68	1 322.86	1 177.28	145.58	11.0
2	18	1 411.15	1 570.09	158.94	11.26
	43	1 431.10	1 398.93	32.17	2.25
	68	1 334.89	1 161.81	173.08	12.97

的湍流火焰面燃烧模型具有较好的实用性,可以根据已获得的试验测量值修正获得最优数据库,用于验证其他试验结果,相比之下具有更准确计算的性能。

同时为了对整体温度场模拟结果进行评估,在不同工况下,采用 0.163 ms 的修正数据库对出口平均温度进行模拟,如表 3 与图 10。PM 截面

表 3 PM 截面平均温度测量值与模拟值对比^[18]
Table 3 PM cross section average temperature measured and simulated values are compared^[18]

工况	PM 截面平均 测量温度/K	PM 截面平均 模拟温度/K	温度偏差/ K	偏差 百分比/%
1	1 335.57	1 349.20	13.63	1.02
2	1 392.38	1 376.94	15.44	1.10
3	1 517.25	1 463.71	53.54	3.53
4	1 473.20	1 511.13	37.93	2.57
5	1 608.18	1 681.51	73.33	4.56

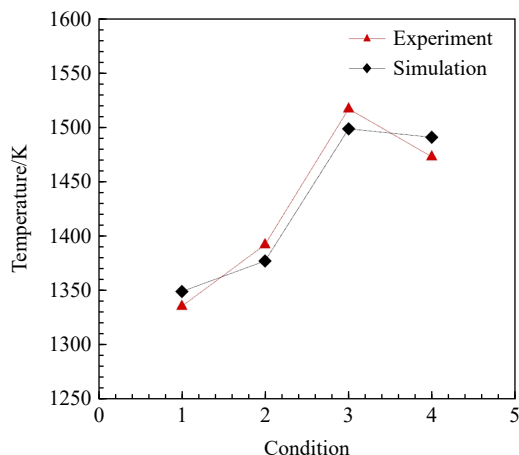


图 10 不同工况下 PM 截面平均温度测量值与模拟值对比
Fig. 10 Comparison of the measured average temperature and the simulation value of PM section under different working conditions

的 3 个测点出口平均温度测量值与模拟值误差均在 5% 以内。

4 结 论

本文在将火焰面燃烧模型应用于加力燃烧室的过程中对其进行一定的修正,即采用反应时间尺度来描述其反应程度,基于试验数据在不同反应时间下的火焰面数据库间插值获得合适的数据库,并对该模型对加力燃烧室温度场模拟的准确性进行验证,得到结果如下:

1) 稳态火焰面数据库的数值模拟结果温度高于试验结果,计算出的测点温度相对于采用反应时间尺度修正的优化结果稍显不足。

2) 本文基于工况 1 的温度场优化获得了合适的反应持续时间尺度,插值得到了该状态下的火焰面数据库。带入到其他工况中,能够给出温度分布偏差不大于 15%,平均温度偏差不大于 5% 的仿真结果。表明该方法产生的数据库具有一定的适应性,提供了优化数值仿真结果的手段。

3) 本文优化的火焰面数据库依赖于试验结果,也依赖于燃烧室的几何长度、来流条件等,由于实际工程应用中燃烧室物理结构常保持不变,且在获取时间尺度时采用时间插值的方法,对来流条件变化考虑有限,更多是以反应时间 τ 去对进程进行评估,可以想见,在建立燃烧室几何长度、来流条件等与反应时间尺度的关联式后,产生的数据库会具有更大的适用范围。

参考文献:

- [1] 夏姣辉, 杨谦, 王慧汝, 等. 涡扇发动机加力燃烧技术发展分析[J]. 航空动力, 2020(4): 17-21.
XIA Jiaohui, YANG Qian, WANG Huiru, et al. Development analysis to afterburner combustion technology of turbofan[J]. Aerospace Power, 2020(4): 17-21. (in Chinese)
- [2] 张峥. 燃烧室燃油喷雾场特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
ZHANG Zheng. Experiment study on fuel spray characteristics in model combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [3] 王成冬. 小型涡喷发动机加力燃烧室燃烧特性研究及整机验证[D]. 合肥: 中国科学院大学, 2018.
WANG Chengdong. Research on combustion characteristics of afterburner of small turbo-jet engine and validation of overall engine test[D]. Hefei: University of Chinese Academy of Sciences, 2018. (in Chinese)
- [4] 陆斌. 加力燃烧室波瓣强迫混合器掺混及燃烧特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
LU Bin. Investigation on mixing and combustion performances of lobe forced mixer for the afterburner[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

- sity of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [5] 刘雨辰. 加力用扇形喷嘴雾化特性试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- LIU Yuchen. Experimental study on spray characteristics of atomizing fan nozzle for afterburner[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [6] RAVICHANDRAN M, SAMPATH S, GANESAN V. Numerical analysis of two-ring flame stabilizer flows in aircraft afterburners[J]. *Numerical Heat Transfer: Part A Applications*, 1995, 28(1): 85-101.
- [7] 赵坚行, 颜应文. 加力燃烧室热态流场的大涡模拟[J]. 工程热物理论, 2004, 25(增刊): 237-239.
- ZHAO Jianxing, YAN Yingwen. Large-eddy simulation of turbulent reacting flows for the afterburner[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2004, 25(Suppl.): 237-239. (in Chinese)
- [8] 邵茂敏, 颜应文, 刘勇, 等. 模型加力室大涡模拟的并行计算[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(3): 497-501.
- SHAO Maomin, YAN Yingwen, LIU Yong, et al. Parallel computing of flow field of a model afterburner[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(3): 497-501. (in Chinese)
- [9] 章诚, 叶桃红, 陈义良, 等. 三维加力燃烧室两相湍流燃烧的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(4): 397-400.
- ZHANG Cheng, YE Taohong, CHEN Yiliang, et al. Numerical simulation of two-phase turbulent combustion in a 3-D afterburner[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(4): 397-400. (in Chinese)
- [10] 朱祚金, 张孝春. 加力燃烧室单相燃烧模型及其应用[J]. *推进技术*, 1997, 18(5): 36-40, 45.
- ZHU Zuojin, ZHANG Xiaochun. Single phase combustion model and its application in a jet engine afterburner[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(5): 36-40, 45. (in Chinese)
- [11] PETERS N. Laminar flamelet concepts in turbulent combustion[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1988, 21(1): 1231-1250.
- [12] MARBLE F E, BROADWELL J. The coherent flame model of non-premixed turbulent combustion[M]. Poston: Springer, 1977.
- [13] WILLIAMS F A. A review of some theoretical combustions of turbulent flame structure[C]//AGARD Conference Proceedings II. Copenhagen: OPTICA, 1975: 1-25.
- [14] BERGLUND M, FUREBY C. LES of supersonic combustion in a scramjet engine model[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2497-2504.
- [15] GAMBA M, MUNGAL M G, HANSON R K. Ignition and near-wall burning in transverse hydrogen jets in super sonic crossflow[R]. AIAA-2011-319, 2011.
- [16] PIERCE C D, MOIN P. Progress-variable approach for large-eddy simulation of non-premixed turbulent combustion[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2004, 504: 73-97.
- [17] 金台. 超声速湍流燃烧多物理耦合的直接数值模拟[D]. 杭州: 浙江大学, 2015.
- JIN Tai. Direct numerical simulation of coupled multi-physics in supersonic turbulent combustion[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015. (in Chinese)
- [18] HUANG Yakun, HE Xiaomin, ZHANG Huangwei, et al. Spark ignition and stability limits of spray kerosene flames under subatmospheric pressure conditions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 114: 106734.1-106734.12.

(编辑: 张 雪)