

文章编号: 1000-8055(2022)10-2310-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220216

AECSC-IBM 航空发动机燃烧室数值模拟软件 研发与检验

王煜栋¹, 王 方^{1, 2, 3}, 周佳伟¹, 金 捷^{1, 2, 3}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 成都航空动力创新研究院, 成都 611930;
3. 北京航空航天大学 江西研究院, 南昌 330096)

摘 要: 针对航空发动机燃烧室的高保真数值模拟需求, 基于浸没边界方法(IBM)及大涡模拟-输运概率密度函数湍流燃烧模型(LES-TPDF)开发软件 AECSC-IBM, 用网格标记映射燃烧室真实几何结构。通过模拟双旋流燃烧室算例和 Sandia 射流火焰算例检验湍流流动和燃烧的模拟精度。在双旋流燃烧室模拟中, 旋流器出口时均轴向、径向、切向速度平均误差分别为 15.7%、23.8% 和 15.0%。在射流火焰的模拟中, Flame-E 和 Flame-F 的温度、燃料质量分数平均相对误差分别为 14.69%、5.22% 和 14.18%、5.54%。进一步将 AECSC-IBM 软件应用于某真实结构单头部燃烧室算例, 模拟得到出口温度与实验数据相比方均根误差为 11.66%。算例检验表明 AECSC-IBM 软件能快速精确映射几何模型, 大幅减少复杂几何高质量网格生成工作量, 高效准确地模拟航空发动机燃烧室内的两相湍流燃烧现象, 模拟结果可为燃烧室精细化研发提供燃烧场数据参考, 具有工程实用价值。

关 键 词: AECSC-IBM 软件; 大涡模拟(LES); 输运概率密度函数方程(TPDF); 浸没边界方法(IBM); 燃烧室数值模拟

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Development and inspection of aero-engine combustor simulation software AECSC-IBM

WANG Yudong¹, WANG Fang^{1, 2, 3}, ZHOU Jiawei¹, JIN Jie^{1, 2, 3}

- (1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Energy and Power Engineering,
Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Chengdu Innovation Research Institute on Aircraft Power,
Beihang University, Chengdu 611930, China;
3. Jiangxi Research Institute, Beihang University, Nanchang 330096, China)

Abstract: To meet the needs of high-fidelity numerical simulation of aero-engine combustors, the AECSC-IBM software was developed based on the immersion boundary method (IBM) and the large-eddy simulation-transported probability density function combustion model (LES-TPDF). The original geometric structure of the combustor was mapped with grid markers. The simulation accuracy of turbulent flow and combustion was verified by a simulation example of a twin-swirl combustor and Sandia jet flame.

收稿日期: 2022-04-15

基金项目: 国家自然科学基金(91741125); 国家科技重大专项(2017-I-0004-0005)

作者简介: 王煜栋(1998—), 男, 硕士生, 主要从事两相湍流燃烧理论及其应用研究。E-mail: wangyudong@buaa.edu.cn

通信作者: 王方(1972—), 女, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事两相湍流燃烧理论及其应用研究。E-mail: fwang@buaa.edu.cn

引用格式: 王煜栋, 王方, 周佳伟, 等. AECSC-IBM 航空发动机燃烧室数值模拟软件研发与检验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2310-2323.
WANG Yudong, WANG Fang, ZHOU Jiawei, et al. Development and inspection of aero-engine combustor simulation software AECSC-IBM[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2310-2323.

In the simulation of twin cyclone combustors, the average errors of axial, radial and tangential velocities at the outlet of the swirler were 15.7%, 23.8%, and 15.0%, respectively. The average relative errors of temperature and fuel mass fraction for flame-E, flame-F were 14.69% and 5.22%, 14.18% and 5.54%, respectively. Furthermore, AECSC-IBM software was applied to a single head combustor of a real structure, and the root mean square error of the simulated exit temperature was 11.66% compared with the experimental data. Example tests showed that AECSC-IBM software can map geometric models quickly and accurately, reduce the workload of complex geometry high-quality mesh generation greatly, and simulate the two-phase turbulent combustion phenomenon in the aero-engine combustion chamber efficiently and accurately. The simulation results can provide a reference for combustion field data in combustion chamber refinement research and development, presenting practical engineering value.

Keywords: AECSC-IBM software; large-eddy simulation (LES);
transported probability density function (TPDF);
immersed boundary method (IBM); combustor numerical simulation

燃烧室是航空发动机动力主要来源,其性能直接影响发动机整机性能、动力输出及污染排放^[1]。近年来航空发动机燃烧室设计由考虑宏观特性的常规研制向精细化研发转变,对高保真数值模拟提出需求。

真实航空发动机燃烧室为结构复杂的多连通域,存在大量细节结构,对高质量网格划分造成困难^[2]。基础研究中常采用的贴体结构网格的拓扑结构限制了其几何适应能力,无法应用于复杂结构燃烧室模拟^[3]。商业软件如 ANSYS FLUENT, Star-CCM+等常采用非结构网格模拟燃烧室^[4-7],而采用非结构网格求解时存在寻址时间长、收敛难度大、梯度项计算复杂、网格总数多(四面体网格)的缺点^[8],并行化也较复杂,难以利用超算资源对燃烧室进行大规模高效并行高保真湍流燃烧模拟。采用浸没边界方法(IBM)^[9]能在保留结构网格拓扑的前提下大幅降低复杂结构燃烧室内网格划分工作量,适合应用于航空发动机燃烧室的湍流燃烧模拟^[2]。IBM 空间精度常较低^[10-12],边界附近需要高密度的网格,这与大涡模拟-输运概率密度函数方程(LES-TPDF)湍流燃烧模型求解燃烧流场时的高网格密度需求一致。近年来超算算力提升,在燃烧室高保真模拟中基于大规模网格应用 IBM 结合 LES-TPDF 成为可能。

LES 直接求解各向异性的大尺度涡,模化各项同性强的小尺度涡,能较精确地求解湍流流场,是目前分析航空发动机内部气动热力特征的先进工具之一^[13]。LES 结合 TPDF 燃烧模型能基于详细机理精确求解燃烧过程中各物质组分质量分数,无模化求解反应率^[14],适合模拟燃烧室中三维两相非定常湍流燃烧,求解燃烧流场中瞬态与时均

物理量三维分布,为燃烧室设计提供数据参考。

AECSC-IBM(Aero Engine Combustor Simulation Code based on Immersed Boundary Method)是北京航空航天大学(北航)能源与动力工程学院航空发动机数值仿真中心(仿真中心)在 LES-TPDF 湍流燃烧模型算法基础^[15-17]上结合 IBM 研发的适用于复杂结构燃烧室内高保真模拟的两相湍流燃烧数值模拟软件。本文采用 AECSC-IBM 软件模拟 Sandia 射流火焰^[18]、双旋流燃烧室(gas turbine model combustor, GTMC)^[19]中的湍流燃烧以验证其精度并探究该软件在燃烧室两相湍流燃烧模拟工程应用中的可行性。

1 计算模型与方法

1.1 LES-TPDF 湍流燃烧模型

Jaberi 等^[20]将等扩散系数假设应用于 LES 中, Favre 滤波后的随机场输运方程可表示为

$$\begin{aligned} \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{P}_{\text{sgs}}(\psi)}{\partial t} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{P}_{\text{sgs}}(\psi)}{\partial x_j} + \sum_{a=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_a} [\bar{\rho} \tilde{\omega}_a(\psi) \cdot \\ \tilde{P}_{\text{sgs}}(\psi)] = - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\rho}(\psi) F(\psi) \tilde{u}_j - \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{P}_{\text{sgs}} \right] \\ - \sum_{a=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_a} \left(\frac{\mu}{\sigma} \cdot \frac{\partial \varphi_a}{\partial x_i \partial x_i} F(\psi) \right) \end{aligned} \quad (1)$$

其中 t 为时间; $\bar{\rho}$ 表示时均密度; μ 表示动力黏度; σ 表示扩散系数; $\tilde{u}_j$ 为 Favre 滤波后 x_j 方向速度分量; N_s 为流场中总组分数; $\tilde{\omega}_a$ 为组分 a 的生成率; $\psi = [\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_{N_s}]$ 标量值集合形成的样本空间,它与流场中标量集合 $\varphi = [\varphi_1, \dots, \varphi_{N_s}]$ 存在关系: $\int_{-\infty}^{\infty} f(\psi) \delta(\psi - \varphi) d\psi = f(\varphi)$, 其中 $\delta(\psi - \varphi) = \prod_{a=1}^{N_s} \delta(\psi_a - \varphi_a)$; $\tilde{P}_{\text{sgs}}(\psi)$ 为滤波后的亚网格概率密度函数,

下标sgs表示亚网格项; $F(\psi; \mathbf{x}, t) = \prod_{a=1}^{N_s} \delta[\psi_a - \varphi_a(\mathbf{x}, t)]$ 为反应流中全部标量的联合 PDF(概率密度函数); $\sum_{a=1}^{N_s} \frac{\partial}{\partial \psi_a} \left(\frac{\mu}{\sigma} \cdot \frac{\partial \varphi_a}{\partial x_i \partial x_i} F(\psi; \mathbf{x}, t) \right)$ 表示单点 PDF 条件扩散项, 可分解为扩散项和单点小尺度混合项。

对小尺度扩散项进行 IEM(interaction by exchange with the mean model) 封闭, 得到输运概率密度函数方程, 再对其滤波, 有

$$\begin{aligned} \bar{\rho} d\zeta_a^n = & -\bar{\rho} \bar{u}_j \frac{\partial \zeta_a^n}{\partial x_i} dt + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma' \frac{\partial \zeta_a^n}{\partial x_i} \right) dt - \\ & \frac{\bar{\rho}}{2\tau_{\text{sgs}}} (\zeta_a^n - \bar{\varphi}_a) dt + \bar{\rho} \bar{\omega}^n (\zeta_a^n) dt + \\ & \bar{\rho} \sqrt{\frac{2\Gamma'}{\bar{\rho}}} \cdot \frac{\partial \zeta_a^n}{\partial x_i} dW_i^n \end{aligned} \quad (2)$$

其中 $\bar{\varphi}_a$ 为密度加权滤波后流场中的某标量; $\Gamma' = \left(\frac{\mu}{\sigma} + \frac{\mu_{\text{sgs}}}{\sigma_{\text{sgs}}} \right)$; ζ_a^n 表示随机变量集合 $\zeta^n(\mathbf{x}, t)$ 中的某随机变量; dW_i^n 表示第 n 个维纳过程的 i 方向分量; $\frac{1}{\tau_{\text{sgs}}} = C_d \frac{\mu + \mu_{\text{sgs}}}{\bar{\rho} \Delta^2}$ 为亚网格混合时间尺度, C_d 为混合常数, Δ 为网格尺度。

1.2 复杂几何网格标记生成方法

应用 IBM 时对流体力学计算域与固体区域采用相同的离散方程组求解, 网格标记将燃烧室几何离散并映射到控制方程的边界条件中, 是 IBM 求解的基础。本文采用光线追踪中常用的 Möller-Trumbore 算法^[21] 扫描燃烧室几何并生成网格标记, 将该算法中求交点所用射线替换为无限长直线。其本质为求解模型中三角面 $[P_{0,m}, P_{1,m}, P_{2,m}]$ 与无限长扫描直线 $P = O + kD$ 的交点。下标中的数字表示三角面中的某一个点, 下标中的 m 表示组成几何模型的三角面中的第 m 个。三角面上任一点可表示为 $(1 - b_1 - b_2) P_{0,m} + b_1 P_{1,m} + b_2 P_{2,m}$, 其中 b_1, b_2 为任意实数。求交点时需求解方程:

$$[-D(P_{1,m} - P_{0,m})(P_{2,m} - P_{0,m})] \begin{bmatrix} k \\ b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} = O - P_{0,m} \quad (3)$$

方程(3)可由 Cramer 法则和向量混合积求解, 最终形式的解为

$$k = \frac{(P_{2,m} - P_{0,m}) \cdot [S \times (P_{1,m} - P_{0,m})]}{(P_{1,m} - P_{0,m}) \cdot [D \times (P_{2,m} - P_{0,m})]} \quad (4)$$

$$b_1 = \frac{(O - P_{0,m}) \cdot [D \times (P_{2,m} - P_{0,m})]}{(P_{1,m} - P_{0,m}) \cdot [D \times (P_{2,m} - P_{0,m})]} \quad (5)$$

$$b_2 = \frac{(P_{2,m} - P_{0,m}) \cdot [S \times (P_{1,m} - P_{0,m})]}{(P_{1,m} - P_{0,m}) \cdot [D \times (P_{2,m} - P_{0,m})]} \quad (6)$$

式中 $S = O - P_{0,m}$ 。

若满足 $b_1 \geq 0, b_2 \geq 0, b_1 + b_2 \geq 0$ 三个条件, 则扫描线与当前三角面存在交点, 且交点坐标为 $P = O + kD$ 。遍历几何模型中全部三角面, 可求得扫描线与模型的全部交点(一定为偶数个)。判断扫描线上网格点相对于交点的位置, 若其前方(或后方)存在奇数个交点, 则该网格点位于模型内部, 否则相反。更换扫描线重复此过程可求得全部网格点流固标记。

1.3 浸没边界方法 (IBM)

IBM 是计算流体力学中求解弹性边界、运动边界、复杂几何构型边界等问题对应的偏微分方程组时确定边值条件的有效方法。主要思想为在动量方程中添加彻体力 $f(\mathbf{x}, t)$, 如式(7)所示:

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + f_i(\mathbf{x}, t) \quad (7)$$

式中 σ_{ij} 表示黏性应力张量的分量。

在本文燃烧室模拟中, 认为壁面刚性且恒定静止, 不存在壁面大弹性系数与流体小黏度差别引起的 IBM 数值刚性问题^[22-23], 可通过处理壁面附近离散方程系数阵隐式实现 sharp-interface 形式的无滑移和 Neumann 边界条件。

滤波且离散后的通用变量 $\tilde{\phi}$ 控制方程可表示为

$$\tilde{\phi}_P a_P = \tilde{\phi}_N a_N + \tilde{\phi}_S a_S + \tilde{\phi}_W a_W + \tilde{\phi}_E a_E + \tilde{\phi}_L a_L + \tilde{\phi}_R a_R + S_P \quad (8)$$

其中下标 P 表示当前网格点; 下标 N, S, W, E, L, R 表示与当前网格相邻的其他网格点。

以网格点 N 为固体域为例, 将当前网格的对角项系数 a_P 、源项 S_P 和系数 a_N 依次设为

$$a_P = \begin{cases} a_P & \text{动量方程} \\ a_P - a_N & \text{标量方程} \end{cases} \quad (9)$$

$$S_P = \begin{cases} S_P + F_{\text{wall}} & \text{动量方程} \\ S_P & \text{标量方程} \end{cases} \quad (10)$$

$$a_N = \begin{cases} a_N & \text{动量方程} \\ 0 & \text{标量方程} \end{cases} \quad (11)$$

其中 F_{wall} 为靠近壁面的网格受到的剪切力, 与该网格点到壁面的距离有关, 可由壁面附近速度的对数分布规律得到。

基于 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法求解离散方程组。求解压力修正方程(连续方程)时, 令壁面质量通量恒为零。

喷雾燃烧时, 调用网格标记生成所用的求交

点算法求解粒子与固壁碰撞情况和反弹轨迹。

2 算例模拟结果与讨论

2.1 GTMC 算例

旋流器能够形成中心回流区, 卷吸高温燃气,

使燃烧反应保持稳定, 并为燃烧室头部提供适量空气, 其结构设计对燃烧室气动热力性能有重要影响。GTMC 是 Meier 等^[19]设计的具有双级旋流器的燃烧室, 如图 1 所示。

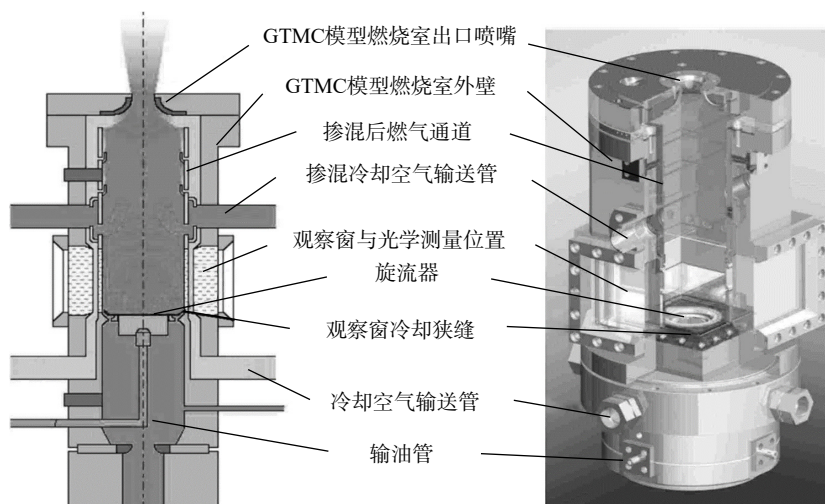


图 1 GTMC 几何结构示意图^[19]

Fig. 1 Schematic diagram of the geometric structure of the GTMC^[19]

采用如图 2 所示的 349 万网格模拟 GTMC 的流场, 以检验 AECSC-IBM 软件对 GTMC 内湍流流动求解的准确性。温度为 295 K, 压强为 0.4 MPa 的空气以 82 g/s 的流量从网格图左侧两个进口以 1:1.65 的比例流入燃烧室。图 3 和图 4 分别为冷态流动工况模拟瞬态结果中的 x 轴负方向三维速度矢量图和流线图。

流线图中直观反映出了燃烧室内瞬态流动情况, 在旋流器后方形成两个回流区: 一个为涡破碎形成的内回流区(inner recirculation zone, IRZ);

另一个为靠近燃烧室壁面的边角处形成的外回流区(outer recirculation zone, ORZ)。

图 5 中对比了由 AECSC-IBM 软件模拟得到

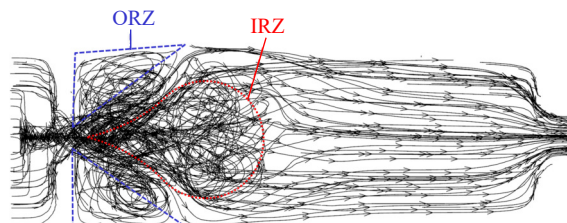


图 4 GTMC 算例三维瞬态流线图

Fig. 4 3D transient streamline diagram of GTMC

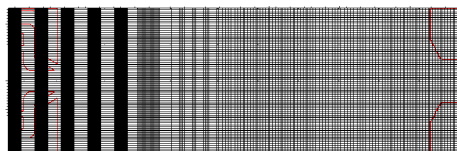


图 2 GTMC 算例网格与 IBM 标记

Fig. 2 Grid and IBM mark for the GTMC

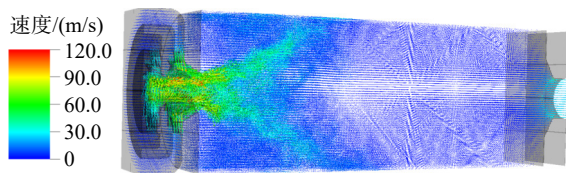


图 3 GTMC 算例中央剖面瞬态速度矢量图

Fig. 3 Central section transient velocity vector diagram of the GTMC

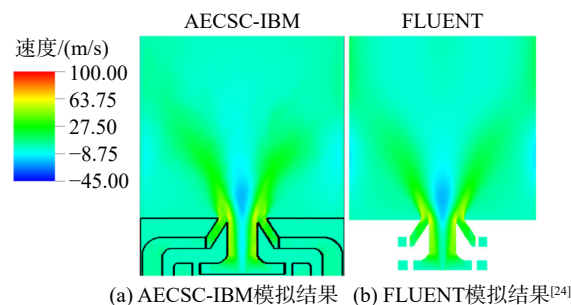


图 5 AECSC-IBM 模拟结果与商业软件 FLUENT 模拟结果中央界面时均轴向速度图

Fig. 5 Time-averaged axial velocity diagram of the center interface by AECSC-IBM simulation and commercial software FLUENT simulation

的时均轴向速度云图与商业软件 ANSYS FLUENT 的模拟结果^[24]。两者模拟得到的回流区大小和形状相近。

图6、图7和图8分别为 GTMC 旋流器出口后方的时均轴向速度、切向速度和径向速度分布对比图,将 AECSC-IBM 的求解得到的速度分布和 FLUENT 采用贴体结构网格的模拟结果^[24]以及实验数据对比,两软件模拟结果均与实验值接近。在最靠近旋流器出口位置(高度为 2 mm)存在两对轴向速度峰值,分别由内旋流器和外旋流器形成。由实验数据可知,靠近轴线的一对峰值相对更高。FLUENT 模拟结果中远离轴线的峰值相对更强,而 AECSC-IBM 软件模拟的两个峰值与实验相符,表明 AECSC-IBM 能更准确地模拟双级旋流器出口附近的流场。

表1中统计了距离旋流器出口三种高度的截面上时均速度分布的平均相对误差,考虑到部分统计点速度接近 0 m/s,按照式(13)计算平均相对误差(以径向速度 U 为例),其中 e_U 表示 U 的平均相对误差, U_{cal}^i 和 U_{exp}^i 分别表示第 i 个测点位置的模拟值和实验数据,选取实验数据中最大的绝对值 $|U_{exp}|_{max}$ 作为参考值。由表1得 AECSC-IBM 模拟结果的时均轴向速度、径向速度、切向速度平均误差分别为 15.7%、23.8%、15.0%,而 FLUENT 模拟结果相应的三种速度平均误差分别 14.1%、

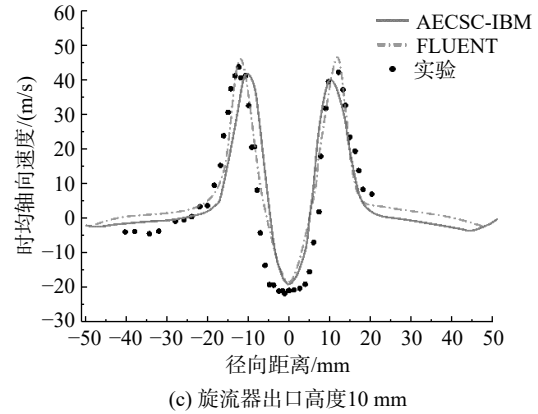
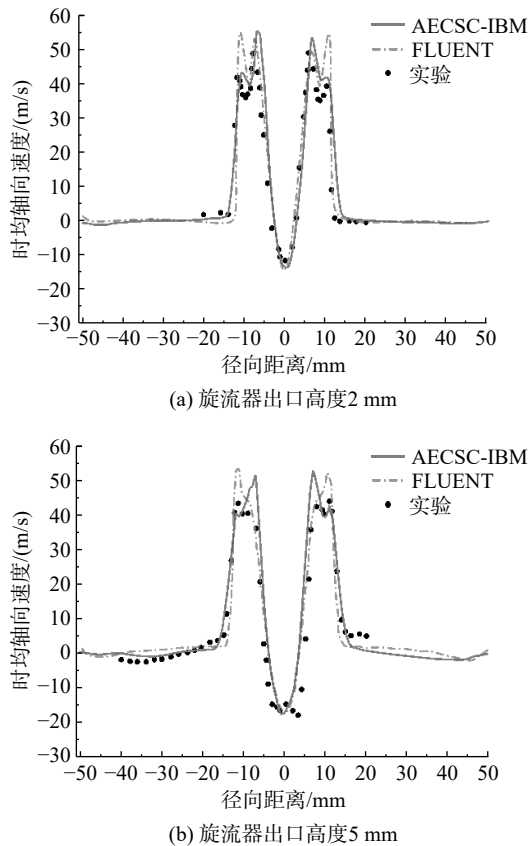


图6 旋流器出口时均轴向速度分布

Fig. 6 Time averaged axial velocity distribution at the outlet of the swirler

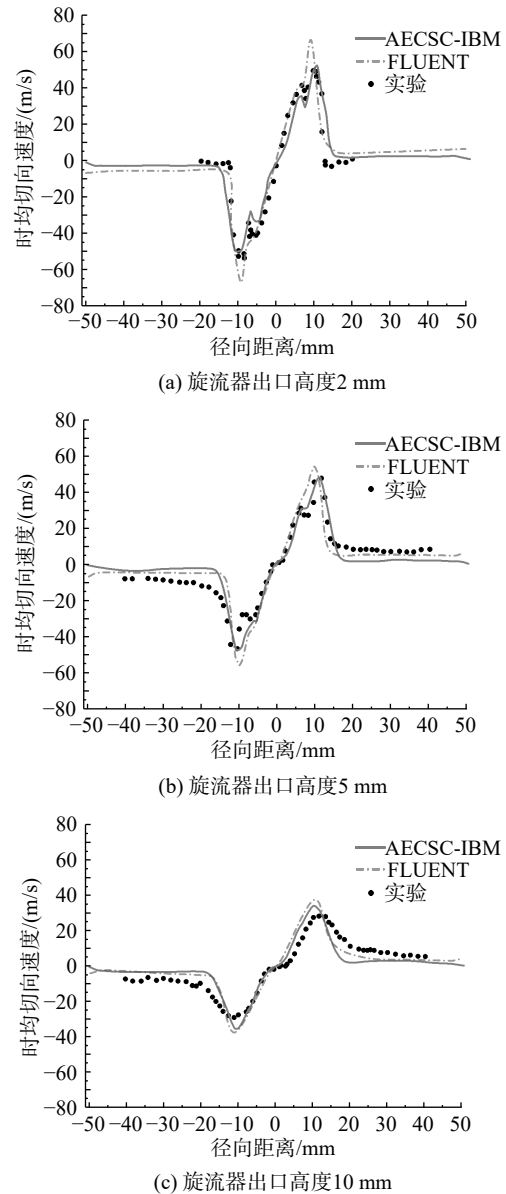


图7 旋流器出口时均切向速度分布

Fig. 7 Time averaged tangential velocity distribution at the outlet of the swirler

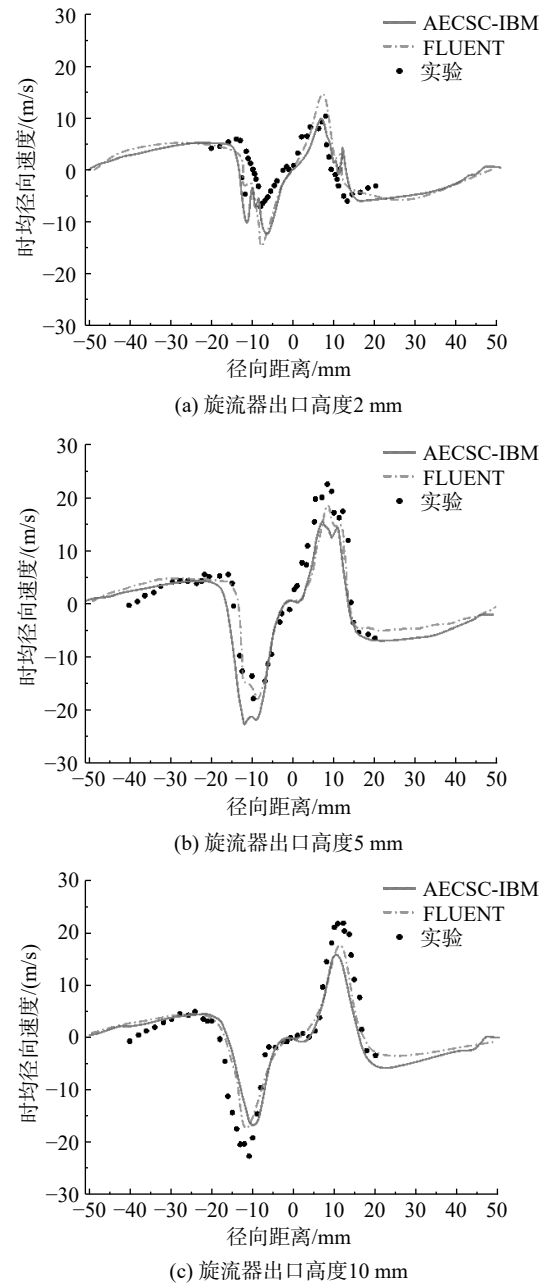


图 8 旋流器出口时均径向速度分布

Fig. 8 Time averaged radial velocity distribution at the outlet of the swirler

18.9%、12.2%。由于 FLUENT 求解时采用贴体结构网格,边界附近精度更高,因此模拟得到的流场误差略低于 AECSC-IBM。而 AECSC-IBM 软件优势在于能够大幅减少网格生成工作量,快速生成高质量网格,该软件总体误差接近于采用贴体网格的商业软件,表明其能够精确地求解 GTMC 内流动场。

$$e_U = \frac{\sum_{i=1}^{n_{\text{exp}}} \frac{|U_{\text{cal}}^i - U_{\text{exp}}^i|}{|U_{\text{exp}}^i|_{\text{max}}}}{n_{\text{exp}}} \quad (12)$$

表 1 GTMC 时均速度平均相对误差			
Table 1 Average relative error of GTMC time-averaged velocity			
高度/mm	速度方向	平均相对误差/%	
		AECSC-IBM	FLUENT
2	轴向	13.8	15.1
5	轴向	12.0	11.4
10	轴向	21.2	15.8
2	径向	36.6	34.5
5	径向	16.9	11.9
10	径向	18.0	10.2
2	切向	15.4	11.2
5	切向	11.6	11.2
10	切向	18.0	14.3

2.2 Sandia 射流火焰算例

为验证 AECSC-IBM 求解湍流燃烧场的准确性,应用该软件基于图 9 所示的 231 万网格模拟 Sandia 实验室的射流火焰实验^[25]中的 Flame-E 及 Flame-F,两种算例雷诺数分别为 33 600 和 44 800。射流火焰算例中,底部进口中心半径为 3.6 mm 的内喷口喷射温度为 293 K,体积比为 1 : 3 的甲烷-空气混合气,半径为 9.1 mm 的外喷口喷射温度为 1 880 K (Flame-E)或 1 860 K (Flame-F)的高温空气。

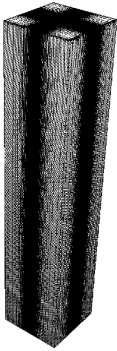


图 9 射流火焰网格图

Fig. 9 Grid diagram of jet flame

图 10~图 13 中分别展示了 Flame-E 和 Flame-F 纵截面的瞬态速度云图、时均湍流动能云图、瞬态温度云图以及瞬态甲烷质量分数云图。Flame-E 和 Flame-F 中央射流最高速度分别为 94.43 m/s 和 125.90 m/s,两者均表现出较高的湍流强度。

图 14、图 15 在垂直于流向的多个截面上对比了 AECSC-IBM 模拟得到的时均温度沿径向的分布、甲烷质量分数沿径向的分布与实验数据,其中左侧和右侧的曲线分别对应 Flame-E 和

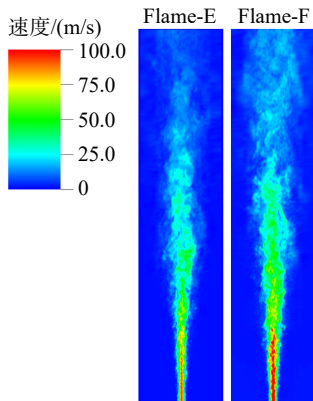


图 10 射流火焰瞬态速度云图

Fig. 10 Transient velocity diagram of jet flame

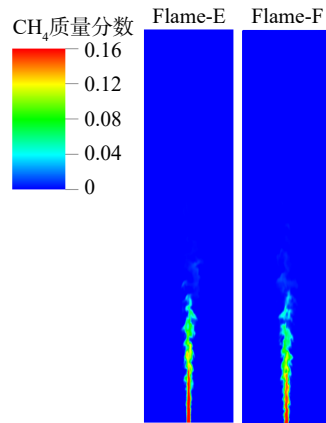


图 13 射流火焰瞬态甲烷质量分数云图

Fig. 13 Transient methane mass fraction diagram of jet flame

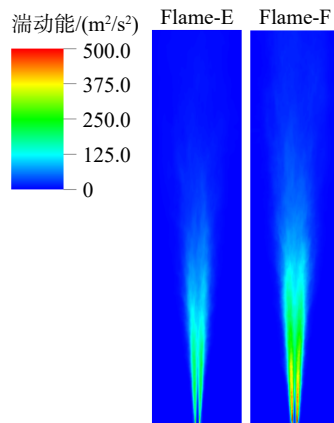


图 11 射流火焰湍流动能云图

Fig. 11 Turbulent kinetic energy diagram of jet flame

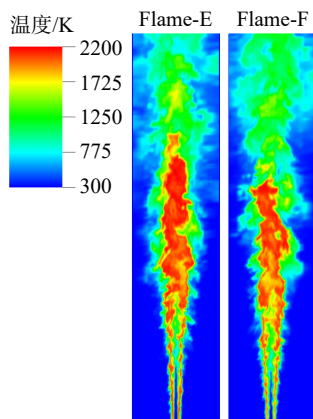


图 12 射流火焰瞬态温度云图

Fig. 12 Transient temperature diagram of jet flame

Flame-F。可以发现模拟得到的曲线与实验数据差别不大。图中 d 表示内喷口直径,为7.2 mm; z 表示横截面在流向上的高度; r 表示截面内某位置距离截面中心的距离。考虑到甲烷在 z/d 较大的位置质量分数很低,因此取 $z/d \leq 15.0$ 的五个截面,对比其甲烷质量分数分布。

表2和表3中分别列出了时均径向温度分布和时均径向甲烷质量分数分布的平均相对误差,考虑到甲烷质量分数在很多位置为0,表3中甲烷质量分数方均根分布的平均相对误差由式(13)计算得到。Flame-E的时均温度分布的平均相对误差在11.51%~22.38%之间,均值为14.69%;甲烷质量分数分布的平均相对误差在3.84%~6.43%之间,均值为5.22%。Flame-F时均温度分布的平均相对误差在7.16%~21.23%之间,均值为14.18%;甲烷质量分数分布的平均相对误差在3.93%~9.25%之间,均值为5.54%。由此可知AECSC-IBM能准确地模拟射流火焰算例湍流燃烧的温度场和物质质量分数场。

2.3 单头部燃烧室算例

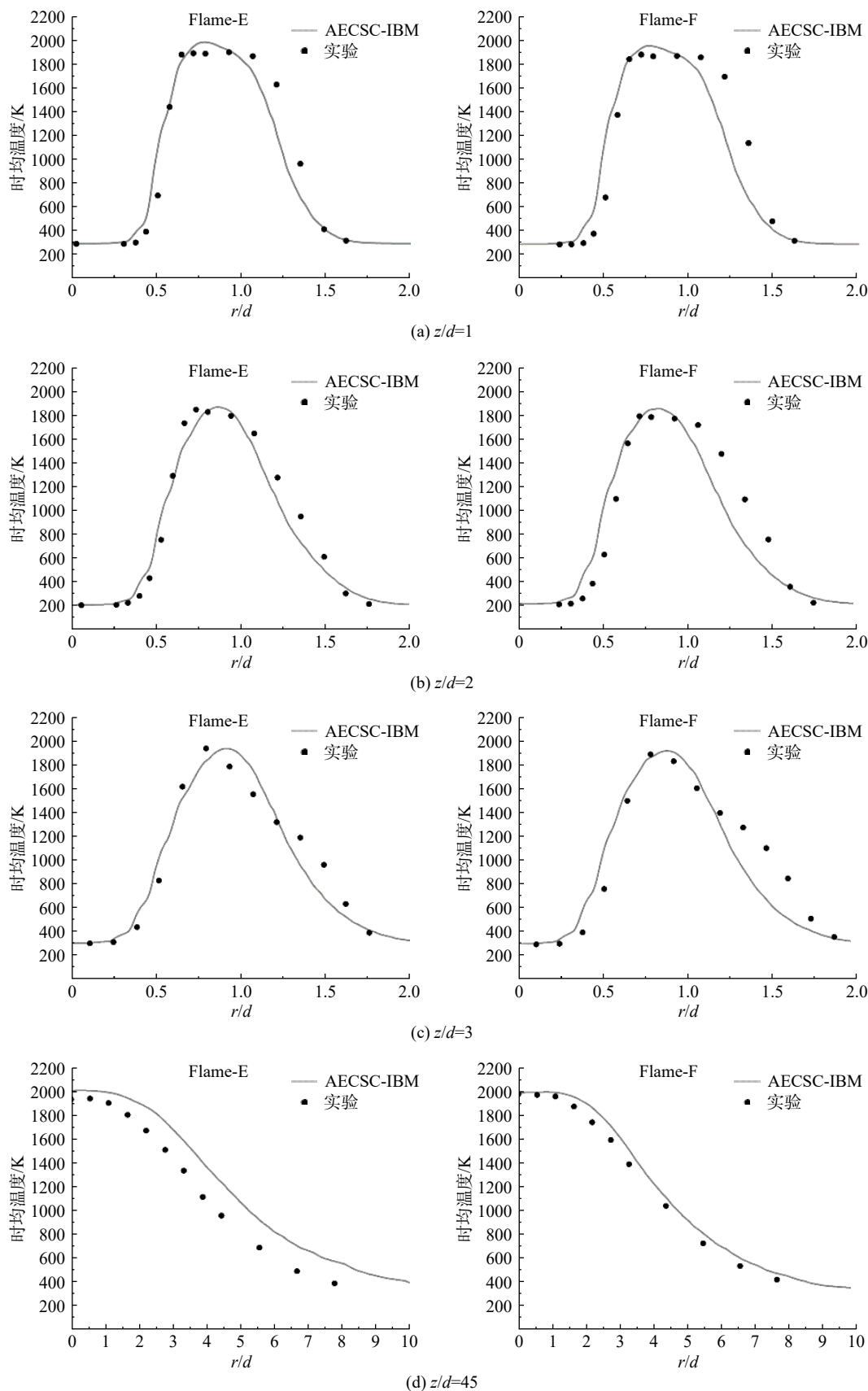
真实航空发动机燃烧室流道结构复杂,存在大量重要的小尺度结构。贴体结构网格的拓扑结构使其应用于复杂结构燃烧室模拟中比较困难。IBM采用背景网格标记方法,能够大幅减小燃烧室高质量网格划分的难度和工作量,并适合应用于大规模高效并行的燃烧室模拟^[2]。本文选取具有18个相同头部的某型号全环形燃烧室,取其1/18的区域(单头部燃烧室)如图16所示,并模拟其中的两相湍流燃烧。

建模软件将燃烧室几何模型离散为如图17的三角面网格格式(stereolithography)后,AECSC-IBM结合计算域背景网格扫描生成IBM网格标记,如图18和图19所示。其中背景网格最大尺度为0.5 mm,总网格数为4 637万,划分为512个网格数相等的块并行计算。

在单头部燃烧室算例中,经压气机压缩过的空气压强为790 216.58 Pa,温度为696.01 K,密度

为 3.955 kg/m^3 , 以 121.07 m/s 的速度沿 x 轴正方向流入扩压器。温度为 400 K 燃油经半径为 3 mm 的喷嘴以 0.0077 kg/s 的流量和 39.5 的 SMD(Sauter

mean diameter) 值沿与旋流器轴线夹角 60° 的方向呈锥形喷出。采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 作为航空煤油 RP3 的替代组分, 并采用四步机理^[26] 模拟其燃烧反应, 点



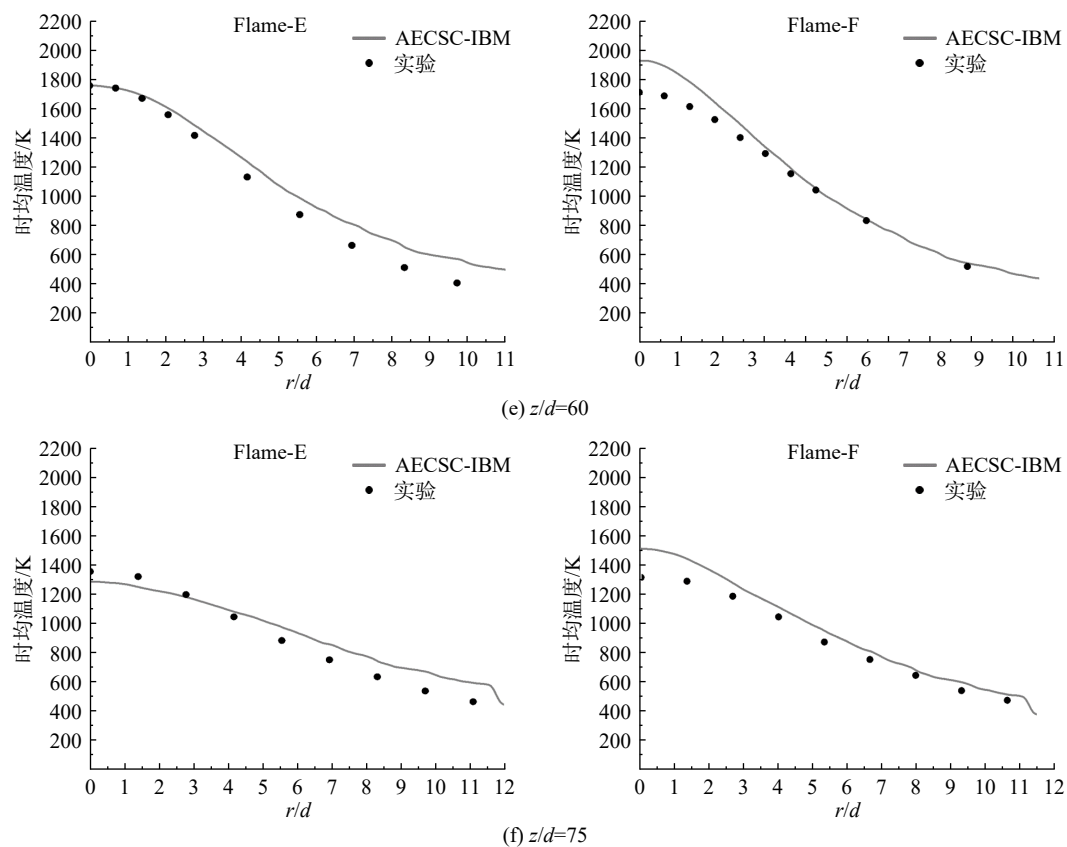
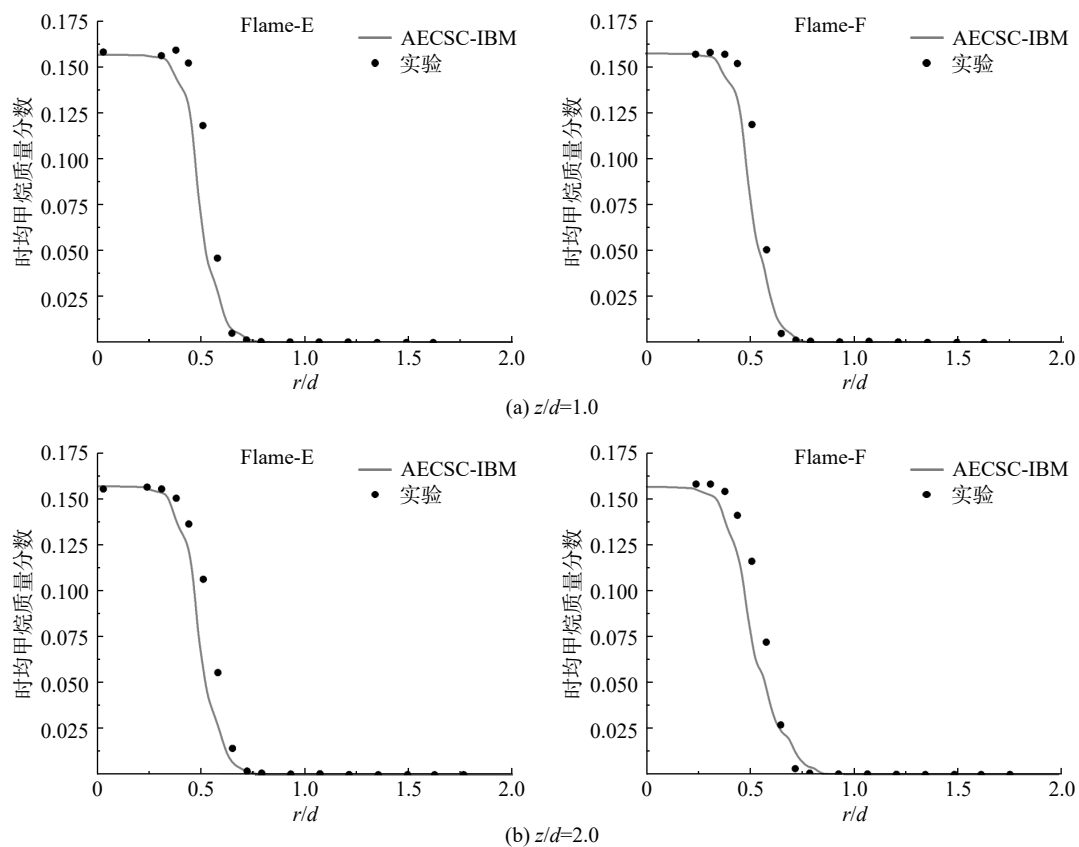


图 14 射流火焰时均温度沿径向的分布

Fig. 14 Time-averaged temperature distribution of jet flame along the radial direction



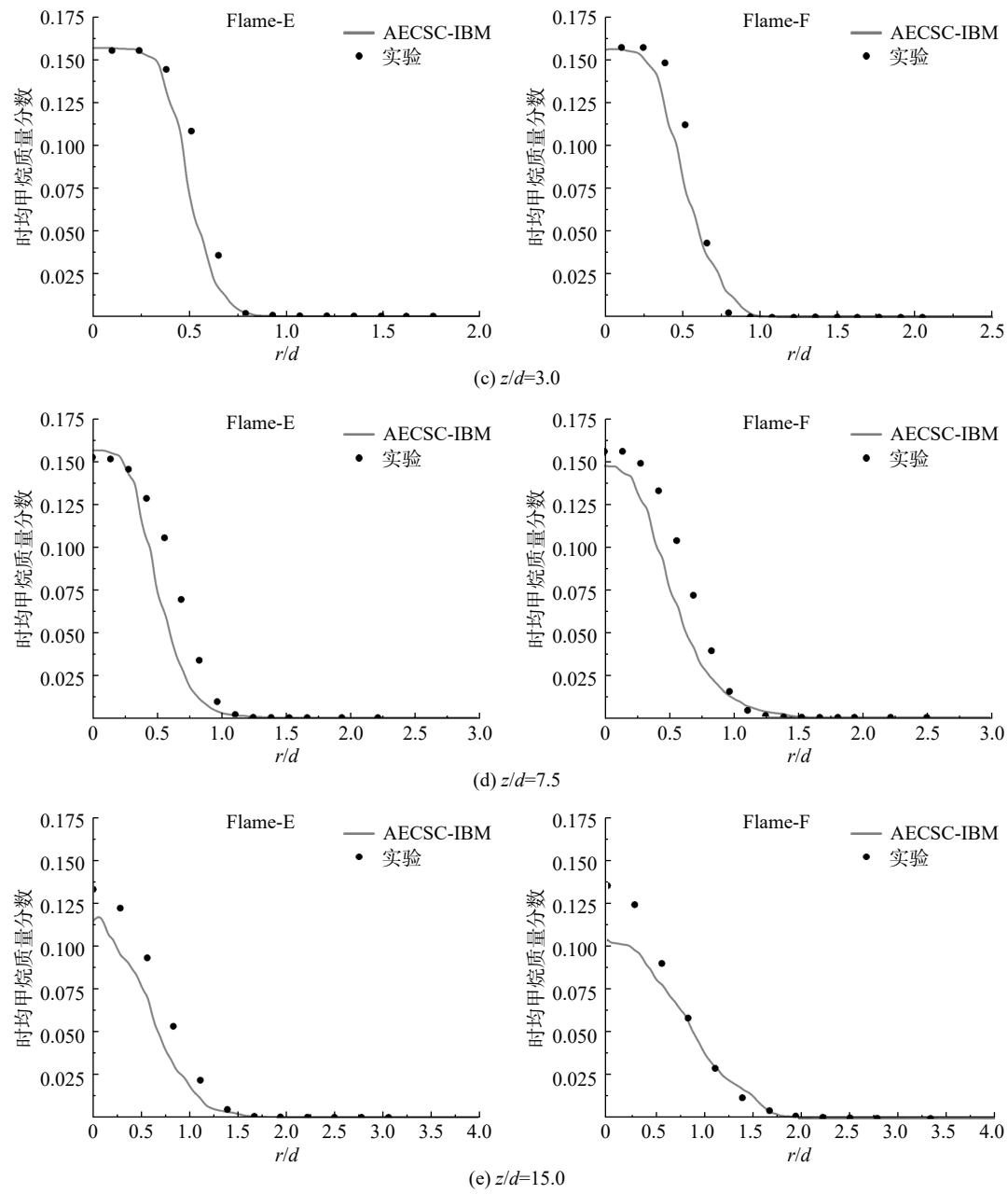


图 15 射流火焰时均甲烷质量分数沿径向的分布

Fig. 15 Time-averaged methane mass fraction distribution of jet flame along the radial direction

表 2 各横截面时均径向温度分布平均相对误差
Table 2 Time-averaged radial temperature distribution
relative error for each cross section

算例	z/d	平均相对 误差/%	算例	z/d	平均相对 误差/%
Flame-E	1	13.30	Flame-F	1	19.57
Flame-E	2	11.51	Flame-F	2	21.23
Flame-E	3	12.77	Flame-F	3	18.60
Flame-E	45	22.38	Flame-F	45	7.16
Flame-E	60	13.79	Flame-F	60	8.61
Flame-E	75	14.37	Flame-F	75	9.91

表 3 各横截面时均径向甲烷质量分数分布平均
相对误差

Table 3 Time-averaged radial methane mass fraction
distribution relative error each cross section

算例	z/d	平均相对 误差/%	算例	z/d	平均相对 误差/%
Flame-E	1.0	4.98	Flame-F	1.0	4.44
Flame-E	2.0	4.43	Flame-F	2.0	5.14
Flame-E	3.0	3.84	Flame-F	3.0	3.93
Flame-E	7.5	6.40	Flame-F	7.5	4.96
Flame-E	15.0	6.43	Flame-F	15.0	9.25

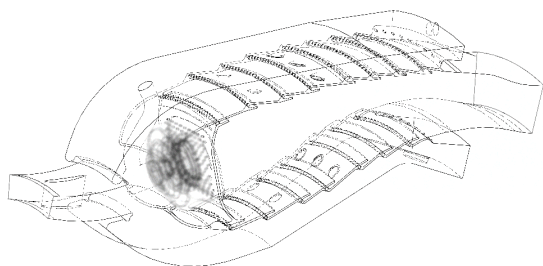


图 16 单头部燃烧室几何模型
Fig. 16 Geometry of the single-head combustor

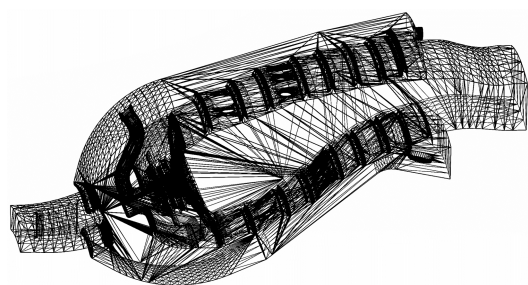


图 17 单头部燃烧室三角面网格
Fig. 17 Triangular mesh of the single-head combustor

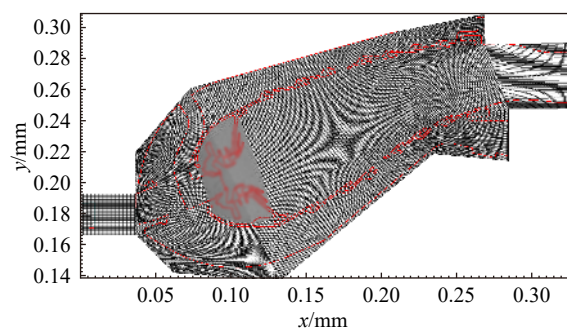


图 18 计算域背景网格与 IBM 网格标记
Fig. 18 Computational domain background grid and IBM grid mark

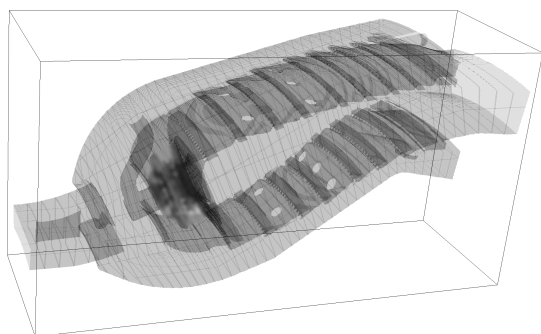


图 19 三维 IBM 网格标记
Fig. 19 3D IBM grid mark

火并计算一段时间后,得到充分发展的湍流燃烧场。
图 20 和图 21 分别展示了计算所得流场的中央截面速度矢量图以及三维流线图。

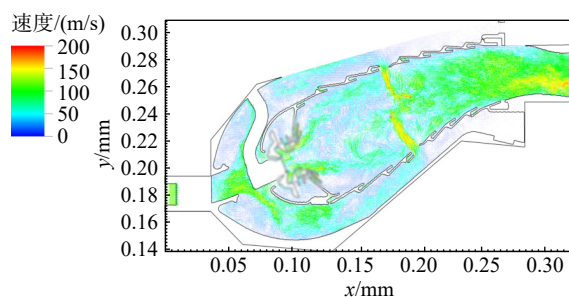


图 20 中央截面瞬态速度矢量图
Fig. 20 Central section transient velocity vector diagram

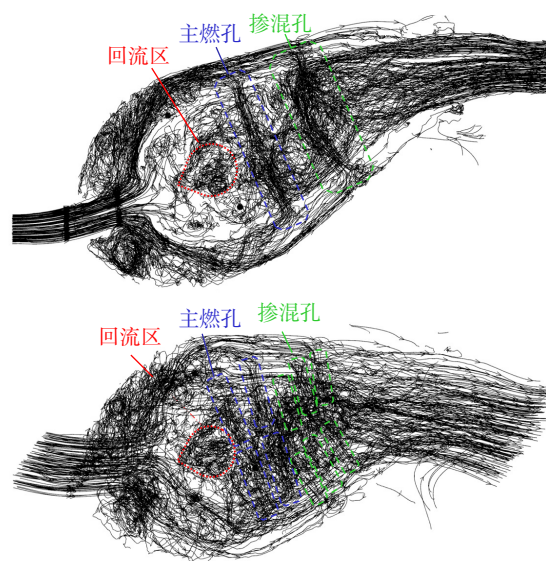


图 21 三维流线图
Fig. 21 3D streamline diagram

流线图中,气流主要经旋流器、主燃孔和掺混孔进入燃烧室,高速旋流在火焰筒头部的低压回流区如图 22 所示。本文单头部燃烧室中采用斜切径向双级旋流器,一级斜切孔旋流器主要用于气动雾化,图中的回流区主要由流经二级径向旋流器的气流形成。

单头部燃烧室湍流燃烧模拟得到瞬态温度场的中央剖面三维图如图 23 所示。喷嘴后方燃油

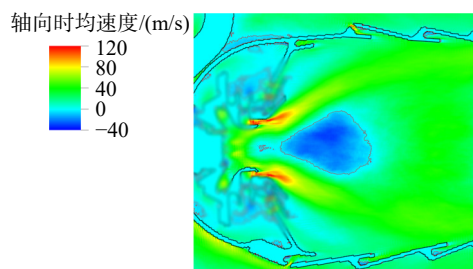


图 22 旋流器轴向时均速度与回流区
Fig. 22 Time-averaged axial velocity and recirculation zone of the swirler

液滴蒸发吸热,形成低温区。蒸发后的气相燃油质量分数分布如图 24 所示,气相燃油在火焰筒前部发生燃烧反应并剧烈放热,形成高温区。在火焰筒壁存在大量收腰台阶气膜孔,由气膜孔进入的低温空气冷却火焰筒壁面,防止其过热。

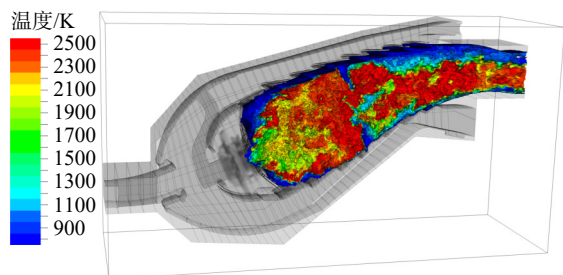


图 23 燃烧室中央剖面三维瞬态温度云图

Fig. 23 3D transient temperature diagram of the central section of the combustor

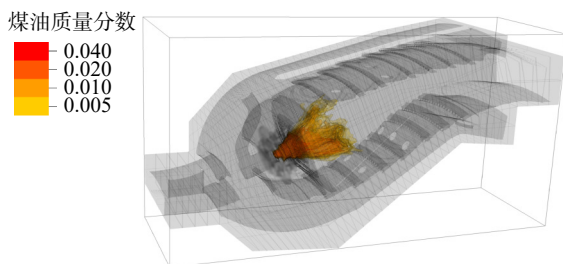


图 24 燃烧室内时均气相煤油质量分数分布

Fig. 24 Time-averaged kerosene mass fraction distribution in the combustor

航空发动机主燃烧室中的气膜孔尺度小、数量多且功能重要,但模拟难度较高。Wang 等^[27]采用源项法模拟气膜孔气流。AECSC-IBM 可以直接标记气膜孔、冷却孔和掺混孔网格,在燃烧室模拟中能够动态求解得到小孔的气流量。

中央剖面的三维时均温度图如图 25 所示。图 26 中展示了时均燃烧场中的高温区形状,航空煤油在火焰筒前部反应放热产生的高温区被经冷却孔和掺混孔进入的空气冷却,沿流向逐渐收窄,显示出冷却气流的掺混作用。

对火焰筒尾部测点截面位置的时均温度场作周向平均,得到单头部燃烧室火焰筒尾部测点截面的径向温度分布随相对高度的变化曲线,如图 27 所示。模拟得到的火焰筒尾部径向温度分布与实验值相近。

在单头部燃烧室算例中,模拟得到测点截面的径向时均温度分布最大相对误差为 14.84%,方均根误差(RMSE)为 11.66%,表明 AECSC-IBM 软

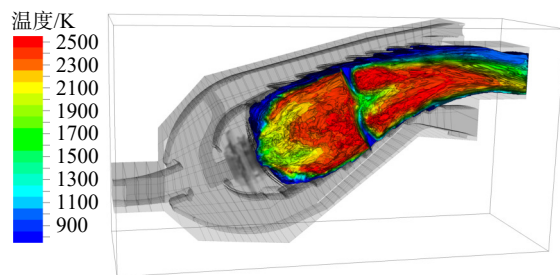


图 25 燃烧室中央剖面三维时均温度分布

Fig. 25 3D time-averaged temperature distribution on the central section of the combustor

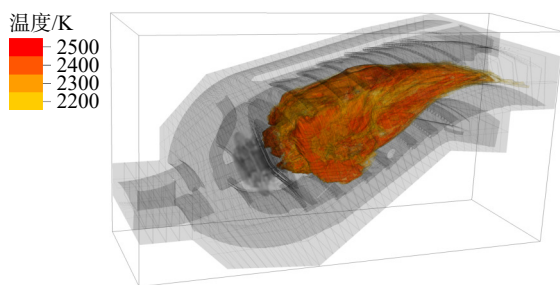


图 26 燃烧室三维时均高温区分布

Fig. 26 3D time-averaged high temperature zone distribution in the combustor

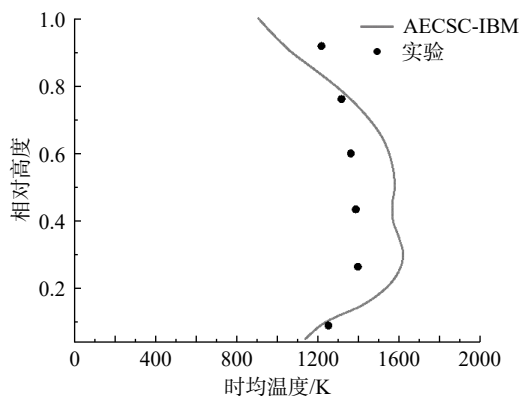


图 27 燃烧室出口测点位置径向温度分布

Fig. 27 Radial temperature distribution of the measuring points at the exit of the combustor

件能够准确模拟真实燃烧室模型内两相湍流燃烧过程。

3 结 论

本文介绍了北航仿真中心自研软件 AECSC-IBM 的模型与算法,并用该软件分别模拟 GT-MC 中的湍流流动及 Sandia 射流火焰以验证 AECSC-IBM 求解燃烧室内湍流流动及燃烧化学反应的精度,最后应用该软件模拟某型真实结构全环形主燃烧室 1/18 构型内的两相湍流燃烧,检

验该软件两相湍流燃烧模拟情况,以及工程应用的潜力。

在 GTMC 湍流流动模拟中, AECSC-IBM 模拟得到的速度分布及回流区形状与采用贴体网格的商业软件 FLUENT 一致。与实验数据相比, 本软件模拟结果的时均轴向速度、径向速度、切向速度平均误差分别为 15.7%、23.8% 和 15.0%。

在 Sandia 射流火焰模拟中, Flame-E 和 Flame-F 的温度、燃料质量分数平均相对误差分别为 14.69%、5.22% 和 14.18%、5.54%, 表明本软件能精确模拟射流火焰的湍流燃烧场。

在单头部燃烧室两相湍流燃烧模拟中, AECSC-IBM 能够精确识别和标记复杂燃烧室的几何结构, 大幅减少网格划分难度和工作量, 保证全场网格的高质量并且容易应用于大规模并行。采用 512 核并行模拟得到了详细的三维非定常湍流燃烧场, 统计得到火焰筒尾部测点截面时均径向温度分布方均根误差为 11.66%。

AECSC-IBM 软件能够准确模拟燃烧室内的湍流燃烧, 并且几何适应能力强, 适合应用于结构复杂的真实航空发动机燃烧室中的两相湍流燃烧高保真模拟, 可为航空发动机燃烧室精细化设计提供湍流燃烧场数据参考。

参考文献:

- [1] 尚守堂, 林宏军, 程明, 等. 航空发动机燃烧室数值仿真技术工程应用分析[J]. 航空动力, 2021, 19(2): 66-69.
SHANG Shoutang, LIN Hongjun, CHENG Ming, et al. Engineering applications of numerical simulation technology for aero engine combustor[J]. Aerospace Power, 2021, 19(2): 66-69. (in Chinese)
- [2] 王方, 王煜栋, 姜胜利, 等. AECSC-JASMIN湍流燃烧仿真软件研发和检验[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 128-140.
WANG Fang, WANG Yudong, JIANG Shengli, et al. Development and inspection of AECSC-JASMIN turbulent combustion simulation software[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 128-140. (in Chinese)
- [3] JONES W P, MARQUIS A J, VOGIATZAKI K. Large-eddy simulation of spray combustion in a gas turbine combustor[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(1): 222-239.
- [4] 李威, 张哲巍. 某航空发动机燃烧室天然气湿燃烧数值模拟研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(5): 126-133.
LI Wei, ZHANG Zheduan. Numerical investigation on a jet-engine combustor fueled by humidified natural gas[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(5): 126-133. (in Chinese)
- [5] 莫姐, 程明, 万斌, 等. 三旋流燃烧室的数值模拟与实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2568-2575.
MO Da, CHENG Ming, WAN Bin, et al. Numerical simulation and experiment of tri-swirl combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2568-2575. (in Chinese)
- [6] 丁勇能, 田勇, 王波, 等. 某重型燃气轮机DLN燃烧室数值模拟-热态分析[J]. 燃气轮机技术, 2019, 32(2): 40-43.
DING Yongneng, TIAN Yong, WANG Bo, et al. Numerical simulation of DLN combustor for a heavy-duty gas turbine[J]. Gas Turbine Technology, 2019, 32(2): 40-43. (in Chinese)
- [7] ZHOU Y, LE J L, HUANG Y. LES of combustion flow field in a practical aeroengine combustor with two-stage counter-rotating swirler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 141-154.
- [8] 阎超, 于剑, 徐磊, 等. CFD模拟方法的发展成就与展望[J]. 力学进展, 2011, 41(5): 562-589.
YAN Chao, YU Jian, XU Jinglei, et al. On the achievements and prospects for the method of computational fluid dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(5): 562-589. (in Chinese)
- [9] PESKIN C S. Flow patterns around heart valves: a numerical method[J]. Journal of Computational Physics, 1972, 10(2): 252-271.
- [10] ROMA A M. A multilevel self-adaptive version of the immersed boundary method[D]. New York: New York University, 1996.
- [11] LEVEQUE R J, LI Z. Immersed interface method for Stokes flow with elastic boundaries or surface tension[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 1997, 18(3): 709-735.
- [12] BEYER R P, LEVEQUE R J. Analysis of a one-dimensional model for the immersed boundaries method[J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 1992, 29(2): 332-364.
- [13] 张漫, 王铮钧, 王晶, 等. 航空发动机内流全场流动的大涡模拟[J]. 航空动力, 2021, 19(2): 59-60.
ZHANG Man, WANG Zhengjun, WANG Jing, et al. Large eddy simulation on internal flow of aero engine[J]. Aerospace Power, 2021, 19(2): 59-60. (in Chinese)
- [14] 金捷, 刘邓欢. 航空发动机燃烧室湍流两相燃烧模型发展现状[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 303-309.
JIN Jie, LIU Denghuan. Recent advances in turbulent two-phase combustion models[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 303-309. (in Chinese)
- [15] JONES W P, PRASAD V N. Large eddy simulation of the sandia flame series (D-F) using the Eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1621-1636.
- [16] JONES W P, MARQUIS A J, WANG F. Large eddy simulation of a premixed propane turbulent bluff body flame using the Eulerian stochastic field method[J]. Fuel, 2015, 140: 514-525.
- [17] WANG F, LIU R, DOU L, et al. A dual timescale model for micromixing and its application in LES/TPDF simulations of turbulent nonpremixed flames[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(4): 52-64.
- [18] LUTZ A E, KEE R J, GRCAR J F, et al. OPPDIF: a FORTRAN program for computing opposed flow diffusion flames[R]. Livermore, US: Sandia National Lab, 1997.
- [19] MEIER U, HEINZE J, FREITAG S, et al. Spray and flame structure of a generic injector at aeroengine conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(3): 031503.1-031503.9.
- [20] JABERI F A, COLUCCI P J, JAMES S, et al. Filtered mass density function for large-eddy simulation of turbulent reacting flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 401(2): 85-121.
- [21] LAGAE A, DUTRE P. An efficient ray-quadrilateral intersection test[J]. Journal of Graphics Tools, 2005, 10(4): 23-32.
- [22] STOKIE J M, WETTON B T R. Stability analysis for the immersed fiber problem[J]. SIAM Journal on Applied Mathematics, 1995, 55(6): 1577-1591.
- [23] STOKIE J M, WETTON B R. Analysis of stiffness in the immersed boundary method and implications for time-stepping

- schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1999, 154(1): 41-64.
- [24] 曾家, 金捷, 张晟, 等. 基于 LES-PDF 方法的双旋流模型燃烧室数值模拟[J]. *气体物理*, 2019, 4(5): 52-64.
ZENG Jia, JIN Jie, ZHANG Sheng, et al. Numerical simulation of double-swirled model combustor based on LES-PDF[J]. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 52-64. (in Chinese)
- [25] BARLOW R S, FRANK J H. Effects of turbulence on species mass fractions in methane/air jet flames[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1998, 27(1): 1087-1095.
- [26] KUNDU K P, DEUR J M. A simplified reaction mechanism for calculation of emissions in hydrocarbon (Jet-A) combustion[R]. AIAA 93-2341, 1993.
- [27] WANG J, MAO R, TAO W, et al. Numerical simulation of combustor effusion cooling flow based on source term method[R]. ASME Paper GT2019-90885, 2019.

(编辑: 陈 越)