

航空发动机燃烧室数字孪生体系关键技术

王 方^{1,2,3}, 甘 甜¹, 王煜栋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. 北航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: 通过曲线坐标系浸没边界方法 (IBM), 在设计阶段可以实现对真实航空发动机燃烧室的高保真虚实映射, 保留全部几何结构信息。在 IBM 方法基础上, 采用大涡模拟 (LES) 结合概率密度函数输运方程湍流燃烧模型 (TPDF), 对双旋流燃烧室、某单头部直流燃烧室以及某折流燃烧室 1/10 模型进行真实结构仿真, 测试数字孪生体系关键技术的有效性。对比预测结果和实验结果, 双旋流燃烧室的旋流器出口附近轴向、径向、切向速度平均误差分别为 15.7%、23.8%、15.0%; 非稳态解析了真实直流燃烧室与折流燃烧室的详细湍流燃烧场, 出口温度分布的平均相对误差分别为 11.66% 和 17.95%。因此基于虚实映射得到的燃烧室数字孪生体系具有一定的有效性, 该方法具有潜在的工程应用前景。

关 键 词: 数字孪生; 高保真建模; 大涡模拟 (LES); 概率密度函数输运方程湍流燃烧模型 (TPDF); 浸没边界方法 (IBM)

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Key technology of digital twin system for aero-engine combustors

WANG Fang^{1,2,3}, GAN Tian¹, WANG Yudong¹, JIN Jie^{1,2,3}

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

Abstract: The curvilinear coordinate system's immersion boundary method (IBM) can be used to realize high-fidelity virtual-real mapping of the real aero-engine combustor in the design stage, and retain all the geometric structure information. Based on the IBM method, large eddy simulation (LES) combined with transported probability density functional turbulent combustion model (TPDF) was used to simulate the real structure of a double-swirler combustor, a single-head model of a throughflow combustor and 1/10 model of a slinger combustor, and test the effectiveness of key technologies of the digital twin system. Compared with the prediction and experiment results, the average errors of axial, radial and tangential velocities near the outlet of the swirler of the double-swirler combustor were 15.7%, 23.8% and 15.0%, respectively. The detailed turbulent combustion fields of the single-head model of a throughflow combustor and the slinger combustor were analyzed under the unsteady state, and the average relative errors of the outlet temperature distribution were 11.66% and 17.95%, respectively. Therefore, the combustor's digital twin system obtained based on virtual real mapping has certain effectiveness, and the proposed method has potential engineering application prospects.

收稿日期: 2022-09-29

基金项目: 国家自然科学基金(91741125, 12172345, 92041001)

作者简介: 王方(1972—), 女, 副教授, 博士, 主要从事湍流燃烧数值模拟研究。E-mail: fwang@buaa.edu.cn

引用格式: 王方, 甘甜, 王煜栋, 等. 航空发动机燃烧室数字孪生体系关键技术[J]. 航空动力学报, 2023, 38(7): 1546-1560. WANG Fang, GAN Tian, WANG Yudong, et al. Key technology of digital twin system for aero-engine combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(7): 1546-1560.

Keywords: digital twin; high-fidelity modeling; large-eddy simulation (LES); transported probability density function turbulent combustion model (TPDF); immersed boundary method (IBM)

航空发动机燃烧室是发动机的重要部件之一,发动机的可靠性和寿命在很大程度上取决于燃烧室是否可靠,关注燃烧室的各个性能指标十分必要。有关燃烧室的实验风险高,投资大,较为困难。因此,迫切需要实现真实航空发动机燃烧室的高保真虚实映射以辅助燃烧室设计。在面向航空发动机全生命周期的燃烧室研发设计阶段,使用数字孪生技术实现虚实融合,从而在虚拟空间中构建与航空发动机燃烧室物理实体几何结构及其中的非定常湍流燃烧过程高度一致的虚拟模型,为燃烧室的精细化研发提供详细数据参考,是航空发动机燃烧室数字孪生体系的关键技术。

燃烧室的数字孪生模型的建立需要结合高保真、高效的两相湍流燃烧数值模拟技术,而大规模高质量网格的划分是燃烧室高分辨率仿真的难点之一^[1]。两相湍流燃烧数值模拟基础研究大多基于贴体结构网格, Jones 等^[2-3]及曾家等^[4]采用贴体结构网格模拟简化的燃气轮机燃烧室中的两相湍流燃烧现象,贴体结构网格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。Tachibana 等^[5]及 Cheng 等^[6]采用非结构网格研究某燃烧室中两相湍流燃烧现象。综上所述,国内外大量学者研究了燃烧室中两相湍流燃烧现象,但均不同程度地简化了燃烧室的几何结构,并且大多采用非结构网格。非结构网格能提高网格的几何适应能力,但存在拓扑不清晰、寻址时间长、收敛难度大、同分辨率网格总数多等缺点^[7]。而应用非贴体结构网格结合浸没边界方法(IBM),可在保留结构网格拓扑清晰、计算效率高等优点的同时,解决复杂几何模型网格生成问题。

IBM 由 Peskin^[8]提出,是计算流体力学中强大且高效的方法之一^[9],将边界对流场的作用模化为彻体力源项^[10],大幅减少网格生成的工作量,并保留了结构网格拓扑清晰、并行化简单等特点^[11],常应用于模拟边界条件复杂的流动及流固耦合问题^[12]。

大涡模拟(large-eddy simulation, 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 结合概率密度函数输运方程湍流燃烧模型(transported probability density function turbulence combustion model, TPDF)能基于详细机理精确求解燃烧过程中各物质组分的质量分数,无模化求解反应率^[14]。

AECSC-IBM(Aero Engine Combustor Simulation Code based on Immersed Boundary Method)是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中心在大涡模拟-概率密度函数输运方程湍流燃烧模型(LES-TPDF)湍流燃烧模型算法基础^[15-16]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。本文首先介绍该软件中网格标记的生成、IBM 结合 LES-TPDF 模型的实现以及针对折流燃烧室中甩油盘甩出的高速液滴粒子轨迹求解方法等算法,并基于该软件模拟双旋流燃烧室^[17]中的湍流燃烧以检验本文方法的可行性,之后实现对真实燃气轮机环形燃烧室的单头部模型中两相湍流燃烧现象的高保真数值模拟,对比曲线坐标系 IBM 与笛卡儿坐标系 IBM 的求解效率,最后对某型折流燃烧室进行两相湍流燃烧模拟。

1 计算模型与方法

航空发动机燃烧室的信息建模技术是实现其数字孪生的核心,为了将曲线坐标系下的 IBM 结合 LES-TPDF 并应用于航发燃烧室的湍流燃烧模拟中,首先需要将初始的计算域网格(背景网格)的各个点区分和标记为流体域和固体域,从而将真实几何模型映射到计算域网格中。

1.1 IBM 网格标记生成方法

根据几何模型生成网格标记是在两相湍流燃烧数值模拟中应用 IBM 的基础。本文中参考光线追踪中的常用的 Möller-Trumbore 算法^[18],以计算域中背景网格坐标为基础,生成无限长扫描线,再与三角面网格格式(stereolithography, STL)的几何模型中的所有三角面求交,根据扫描线与几何模型交点个数设置网格标记。

假设背景网格中有一个或多个点在同一条直线上,扫描直线上任一点可以记为 $P = O + tD$,其中 O 为起始点, D 为扫描方向, t 为任意实数。若背

景网格中的某一点可以表示为 $O+t_0D$, 扫描线与几何体有两个交点, 分别为 $O+t_1D$ 和 $O+t_2D$, 若 $t_1 < t_0 < t_2$ 或 $t_2 < t_0 < t_1$, 则该网格点位于几何体内, 否则该点位于几何体外, 如图1所示, 依此标记该网格点的流固情况并标记该网格点。

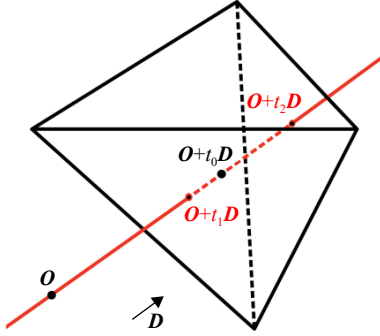


图1 扫描算法示意图

Fig. 1 Schematic diagram of scanning algorithm

若背景网格对应坐标系中存在直线坐标轴, 则平行于该坐标轴并以其两个方向上的点为扫描点分组生成扫描直线, 可以提高效率。根据坐标范围选取几何模型中可能与该扫描线存在交点的三角面集合, 将该集合中第 m 个三角面的3个顶点记为 P_{0m} 、 P_{1m} 和 P_{2m} , 该三角面上任意一点可表示为 $(1-b_1-b_2)P_{0m}+b_1P_{1m}+b_2P_{2m}$, b_1 、 b_2 为任意实数, 即求解方程

$$\begin{bmatrix} -D \\ P_{1m}-P_{0m} \\ P_{2m}-P_{0m} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} t \\ b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} = O-P_{0m} \quad (1)$$

由Cramer法则和向量混合积可得

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

$$b_1 = \frac{(O-P_{0m}) \cdot [D \times (P_{2m}-P_{0m})]}{(P_{1m}-P_{0m}) \cdot [D \times (P_{2m}-P_{0m})]} \quad (3)$$

$$b_2 = \frac{(P_{2m}-P_{0m}) \cdot [(O-P_{0m}) \times (P_{1m}-P_{0m})]}{(P_{1m}-P_{0m}) \cdot [D \times (P_{2m}-P_{0m})]} \quad (4)$$

之后, 判断是否满足 $b_1 \geq 0$, $b_2 \geq 0$, $b_1+b_2 \geq 0$ 这3个条件。若满足, 则扫描线与当前三角面存在交点(记为点 m), 且交点坐标为 $P=O+tD$ 。

对于某一条扫描线, 若它与模型存在两个或多个坐标相同的交点, 则扫描线与模型的边线有交点, 需要分两种情况讨论。第1种情况为坐标相同的交点对应的不同三角面法向量在扫描线上投影方向相反, 此时扫描线与模型擦边而过, 对

应交点是无效的, 应当舍弃, 如图2所示。

第2种情况为坐标相同的交点对应的不同三角面法向量在扫描线上投影方向相同, 此时扫描线经边线(或边角点)穿入模型内部, 对应交点是有效的, 如图3所示。

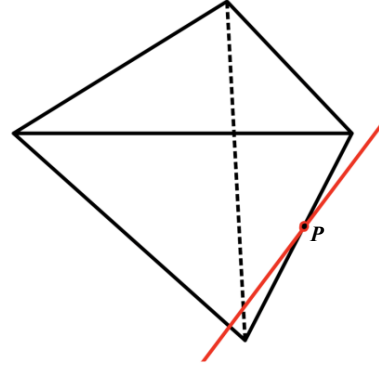


图2 扫描线与模型擦边而过示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the scan line passing by the model

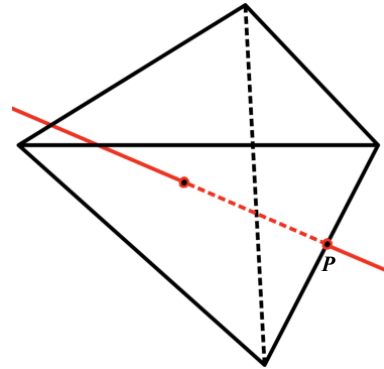


图3 扫描线经边线穿入模型内示意图

Fig. 3 Schematic diagram of scan line edge penetration into the model

1.2 LES-TPDF模型与IBM的结合

LES采用滤波函数过滤流场中的变量, 直接求解尺度大于滤波尺度的变量并用亚网格模型模拟尺度小于滤波尺度的变量, 其精度高于雷诺平均方法且计算量低于直接数值模拟方法, 近年来被广泛应用于工程中^[19-20]。经过坐标变换和空间滤波后的控制方程组为

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi_k} \left(\frac{A_{ki}}{|J|} \bar{\rho} \tilde{u}_i \right) = 0 \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi_k} \left(\frac{A_{kj}}{|J|} \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j \right) = & -\frac{A_{ki}}{|J|} \cdot \frac{\partial \bar{p}}{\partial \xi_k} + \\ & \frac{\partial}{\partial \xi_k} \left(\frac{A_{ki}}{|J|} \right) \left[\mu_i \frac{A_{lj}}{|J|} \cdot \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial \xi_l} + \mu_i \frac{A_{li}}{|J|} \cdot \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial \xi_l} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{\phi}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi_k} \left(\frac{A_{ki}}{|J|} \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{\phi} \right) = \frac{\partial}{\partial \xi_k} \left(\frac{A_{ki}}{|J|} \right) \left[\mu_i \frac{A_{li}}{|J|} \cdot \frac{\partial \tilde{\phi}}{\partial \xi_l} \right] \quad (7)$$

其中 $\bar{\rho}$ 为平均密度; t 表示时间; A 表示六面体网格某一面的面积; J 为用于坐标变换的 Jacobian 矩阵, $J_{ij} = \frac{\partial x_i}{\partial \xi_j}$, x_i 为背景网格所对应的曲线坐标系中的坐标, ξ_i 为坐标变换后的笛卡尔坐标系中的坐标; $\bar{p}$ 为平均压力; μ_i 为分子黏度与亚网格湍流黏度之和; $\tilde{u}_j$ 为密度加权滤波后的 x_j 方向的速度分量; $\tilde{\phi}$ 表示密度加权滤波后的通用变量。用 Gauss-Ostrogradskii 定理将守恒方程在体积 ∂V 上积分, 得积分形式的守恒方程组:

$$\int_{\partial V} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} dV + \int_{\partial S} \underbrace{A_{ki} \bar{\rho} \tilde{u}_i n_k}_{G_k} dS = 0 \quad (8)$$

$$\int_{\partial V} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} dV + \underbrace{\int_{\partial S} G_k \tilde{u}_i n_k dS}_{\text{对流项}} = - \int_{\partial V} A_{ki} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \xi_k} dV + \underbrace{\left[\mu_i \frac{A_{lj} A_{kj}}{|J|} \cdot \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial \xi_l} + \mu_i \frac{A_{li} A_{kj}}{|J|} \cdot \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial \xi_l} \right] n_k dS}_{\text{扩散项}} \quad (9)$$

$$\int_{\partial V} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{\phi}}{\partial t} dV + \underbrace{\int_{\partial S} G_k \tilde{\phi} n_k dS}_{\text{对流项}} = \underbrace{\int_{\partial S} \left[\mu_i \frac{A_{li} A_{ki}}{|J|} \cdot \frac{\partial \tilde{\phi}}{\partial \xi_l} \right] dS}_{\text{扩散项}} \quad (10)$$

式中 G_k 为控制体某方向上的流量值; n_k 表示控制面上的法向量的模; S 表示面积; V 表示体积。采用散度形式近似得到方程中的对流项。坐标系变换中非正交性产生的交叉导数项通过显式方法计算, 并加入源项。通过前一时间步的质量守恒方程的解计算非线性项。以上所采用的离散方法产生了对于通用变量的准线性方程组:

$$\tilde{\phi}_p a_p = \sum_{s,n,w,e,l,r} \tilde{\phi}_\alpha a_\alpha + S_p \quad (11)$$

其中 a 表示系数; $\sum_{s,n,w,e,l,r} \tilde{\phi}_\alpha a_\alpha$ 表示六面体网格中当前网格点紧邻的 6 个网格点的对流扩散项, 需要结合 IBM 网格标记求解; 下标 p 表示当前网格点, 下标 α 可取 s, n, w, e, l, r , 表示与当前网格点相邻的网格点; S_p 代表源项, 包含所有不能用面通量表示的项, 并且依赖于 $\tilde{\phi}_p$ 。

本文通过处理离散方程系数矩阵隐式地实现 Neumann 边界条件。根据 IBM 网格标记寻找紧贴固体网格的流体网格。若某一流体边界网格的南方向(s)网格为固体壁面, 对于离散形式的动

量方程, 首先向其中加入彻体力源项 $S_{\text{IBM}}^{\text{momentum}} = -\tilde{\phi}_s a_s$, 离散形式动量方程变为

$$\tilde{\phi}_p a_p = \sum_{s,n,w,e,l,r} \tilde{\phi}_\alpha a_\alpha + S_p - \tilde{\phi}_s a_s = \tilde{\phi}_n a_n + \tilde{\phi}_w a_w + \tilde{\phi}_e a_e + \tilde{\phi}_l a_l + \tilde{\phi}_r a_r + S_p \quad (12)$$

$S_{\text{IBM}}^{\text{momentum}}$ 中包含了未知量 $\tilde{\phi}_s$, 可在求解离散方程前令 $a_s = 0$ 实现。这种处理相当于求解 $\tilde{\phi}_p$ 过程中 $\tilde{\phi}_s$ 恒为 0, 即无滑移边界条件。

此外, 为修正壁面附近的速度分布, 用壁面函数法求解并隐式加入由壁面切应力形成的源项, 即

$$a_p = a_p + \frac{\tau L_s}{V_{\text{ref}} |J| \cdot L_s} A_s (1 - n_{sx}^2) \quad (13)$$

$$S_p = S_p + \frac{\tau L_s}{V_{\text{ref}} |J| \cdot L_s} n_{sx} \cdot \left(n_{sy} \frac{\partial V}{\partial i} + n_{sz} \frac{\partial W}{\partial i} \right) \quad (14)$$

其中 τ 为由壁面速度分布函数得到的切应力; L_s 为当前网格与南方向网格的距离; V_{ref} 为当前网格中流体沿壁面切向的速度; n_{sx} 、 n_{sy} 、 n_{sz} 分别为网格南侧对应几何模型面上法向量 3 个方向分量; V 、 W 分别为 y 、 z 方向速度分量。

对于包含流场中各物质质量分数和混合物焓值在内的标量输运方程, 其边界均为零梯度边界条件。可通过向离散方程中加入源项 $S_{\text{IBM}}^{\text{scalar}} = \tilde{\phi}_p a_s - \tilde{\phi}_s a_s$, 离散形式的标量输运方程变为

$$\tilde{\phi}_p a_p = \sum_{s,n,w,e,l,r} \tilde{\phi}_\alpha a_\alpha + S_p + \tilde{\phi}_p a_s - \tilde{\phi}_s a_s = \tilde{\phi}_p a_s + \tilde{\phi}_n a_n + \tilde{\phi}_w a_w + \tilde{\phi}_e a_e + \tilde{\phi}_l a_l + \tilde{\phi}_r a_r + S_p \quad (15)$$

$S_{\text{IBM}}^{\text{scalar}}$ 中包含未知量 $\tilde{\phi}_p$ 和 $\tilde{\phi}_s$, 可以通过在求解离散方程前先令 $a_p = a_p - a_s$, 再令 $a_s = 0$ 实现。这种处理使离散方程中原有的 $\tilde{\phi}_s a_s$ 变为 $\tilde{\phi}_p a_s$, 相当于在求解过程中 $\tilde{\phi}_s$ 恒等于 $\tilde{\phi}_p$, 即实现零梯度边界条件。

为了求解各物质质量分数和混合物焓的亚网格分布, 需求解随机变量集合的输运方程:

$$\frac{\partial \xi^m}{\partial t} = k(\xi^m) + s(\xi^m) + m(\xi^m, \tilde{\phi}) + \omega(\xi^m) \quad (16)$$

其中 ξ^m 为第 m 个欧拉随机场中的随机变量集合, 其样本空间为标量集合 $\tilde{\phi}$; $k(\xi^m)$ 为对流扩散项; $s(\xi^m)$ 为随机项; $m(\xi^m, \tilde{\phi})$ 为小尺度混合项; $\omega(\xi^m)$ 为化学反应源项。随机变量不存在亚网格分布, 其输运方程与标量输运方程相比多出了随机项和小尺度混合项, 这两项以源项的形式加入到式(16)中。其中小尺度混合项是亚网格的, 与 IBM 网格

标记的分布无关,而随机项以网格间随机输运的形式形成显式源项。

$$s(\zeta^m) = u_j^{\text{sto}} \frac{\partial \zeta^m}{\partial x_j} \quad (17)$$

其中 u^{sto} 为随机速度,由 Weiner 过程定义,与流场无关。因此在定义随机输运时,若 i 方向相邻网格被标记为固体域,则令 $u_i^{\text{sto}} = 0$ 。

1.3 欧拉-拉格朗日两相模型与 IBM 的结合

航空发动机燃烧室中,航空煤油经初始雾化形成大量煤油液滴,煤油液滴蒸发为气相煤油后与空气掺混,并在一定条件下发生燃烧反应。本文采用欧拉-拉格朗日两相模型模拟液滴粒子与气流的质量和动量相互作用。

两相模拟中,液滴的破碎、蒸发,以及与流体的作用力都是通过亚网格模型模化求解,与燃烧室壁面的位置无直接关系。但在求解液滴粒子的运动轨迹时,则需要根据壁面位置和法向量等信息计算粒子与壁面碰撞后的反弹或黏附情况。当采用如图 4 所示的贴体网格时,壁面位置对应于计算域边界,而固体域一定位于计算域外。因此对于 t 时刻某粒子的位置 P_t ,只需要判断该粒子按当前速度运动在下一时间步将到达的位置 $P_{t+\Delta t}$ 是否位于计算域外,若位于计算域外,则粒子将在 $t \sim (t+\Delta t)$ 这段时间内碰撞到壁面。计算其反弹时可求解与 $P_{t+\Delta t}$ 关于壁面对称的位置 $P_{t+\Delta t}$,即为该粒子在 $(t+\Delta t)$ 时刻的位置,并且将粒子速度向量 $u_{t+\Delta t}$ 设置为反弹前速度向量 u_t 关于壁面的对称向量。

基于 IBM 模拟燃烧室中的两相燃烧时,燃烧室几何模型被映射为网格上的流体或固体标记,用网格标记表示的固体壁面与真实壁面一般是不完全一致的,如图 5 所示。因此在用网格标记表示壁面时丢失了真实壁面的部分信息,这对于用欧拉法求解的流动与气相燃烧影响不大,但对于用拉格朗日法求解的液滴粒子运动,则影响了粒子反弹轨迹和速度的求解,并可能导致粒子与壁面碰撞判断错误。

首先,假设粒子不能在单一时间步 Δt 内跨越被标记为固体域,若粒子在 $t \sim (t+\Delta t)$ 这段时间内碰撞到壁面,则粒子下一时间步的位置 $P_{t+\Delta t}$ 应当位于固体域内,如图 6 所示。因此,只需判断 $P_{t+\Delta t}$ 所在的网格标记是否为固体标记,若是,则需求解粒子的反弹轨迹和反弹后的速度。

粒子反弹的求解需要求解点 $P_{t+\Delta t}$ 关于壁面的

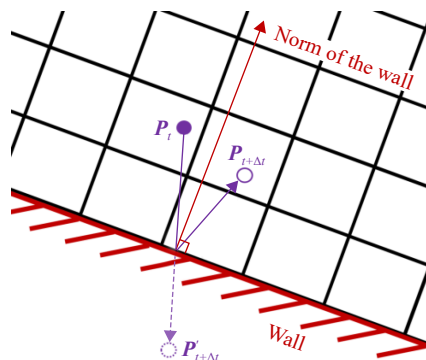


图 4 采用贴体网格时粒子反弹示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the particles bounce with body-fitted grids

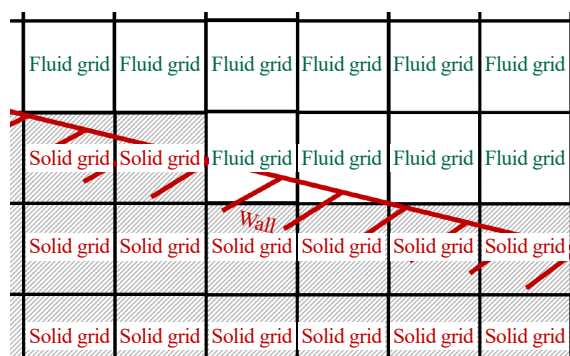


图 5 采用 IBM 时网格标记与真实壁面关系示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the relationship between the grid marker and the real wall with IBM

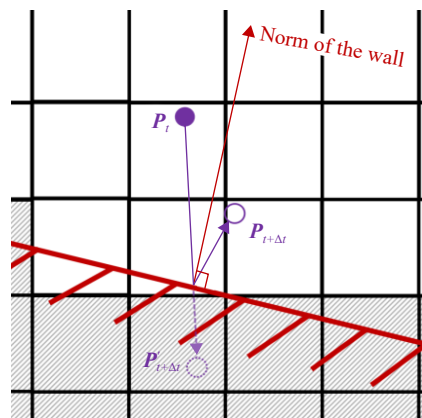


图 6 采用 IBM 时粒子与壁面碰撞后反弹示意图

Fig. 6 Schematic diagram of particle bounce after collision with the wall when using IBM

对称位置 $P_{t+\Delta t}$ 和速度 u_t 关于壁面的对称矢量 $u_{t+\Delta t}$,因此需要真实壁面的法向量等信息。对于紧邻固体域的流体网格,重新调用文中第 1.1 节中的求交算法,从而获取真实壁面的信息。将某一紧邻固体域的流体网格位置计为 O_{wall} ,生成 3 条正交的扫描线 $O_{\text{wall}} + t_1 D_1$ 、 $O_{\text{wall}} + t_2 D_2$ 、 $O_{\text{wall}} + t_3 D_3$,其中

D_1 、 D_2 、 D_3 相互垂直。对于 STL 模型三角面集中第 m 个三角面, 几何文件中包含三角面的 3 个顶点坐标 P_{0m} 、 P_{1m} 、 P_{2m} 以及该三角面的法向量 N_m , 因此将集合中第 m 个三角面记为 $[P_{0m}, P_{1m}, P_{2m}, N_m]$ 。将 3 条扫描线分别代入式(1)并求解得到 t_1 、 t_2 、 t_3 的值(若存在交点)。

因此点 O_{wall} 到三角面 $[P_{0m}, P_{1m}, P_{2m}, N_m]$ 的距离 l_m 可以表示为 $|t_1 D_1 \cdot N_m|$ 或 $|t_2 D_2 \cdot N_m|$ 或 $|t_3 D_3 \cdot N_m|$ 。遍历所有三角面并求出点 O_{wall} 到三角面的最小距离 l_n , 则将 N_n 作为点 O_{wall} 处的壁面法向量, 用于求解粒子在位于 O_{wall} 处的网格附近的反弹轨迹和速度。

折流燃烧室利用发动机转子带动离心甩油盘高速转动实现燃油雾化。在高转速工况下, 甩油盘初始雾化得到的液滴速度往往很高。而折流燃烧室火焰筒为薄壁结构, 采用 IBM 模拟其两相燃烧时, 可能会出现粒子在单一时间步内穿越薄壁的情况, 如图 7 所示。由于火焰筒壁对应的固体域较薄且粒子速度较高, 当前位于流体域 P_t 位置的某粒子在下一时间步的位置 $P_{t+\Delta t}$ 仍位于流体域, 但在 $t \sim (t + \Delta t)$ 时间段内的轨迹穿过了固体域。

主燃烧室中, 燃油液滴一般只在火焰筒中运动, 因此可以对欧拉法求解湍流燃烧和拉格朗日法求解粒子轨迹采用不同的流固标记。对于液滴粒子的运动, 可以将燃烧室模型作较大幅度的简化, 只保留简化后的火焰筒内流体域作为粒子轨迹的计算域, 从而减少求解壁面法向量等信息的计算量, 并避免高速粒子在单一时间步内穿越薄壁结构, 如图 8 所示, 图中阴影为液滴粒子轨迹求

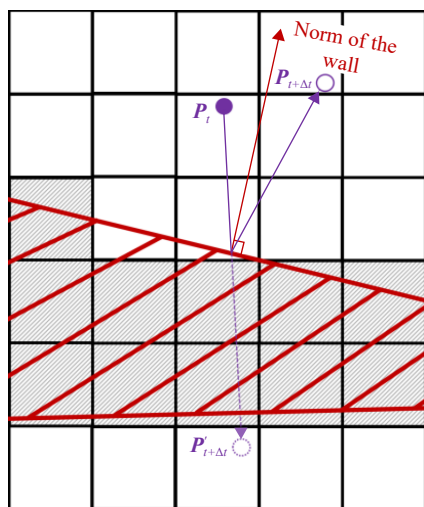


图 7 粒子在单个时间步内穿越壁面示意图

Fig. 7 Schematic of a particle crossing a wall in a single time step

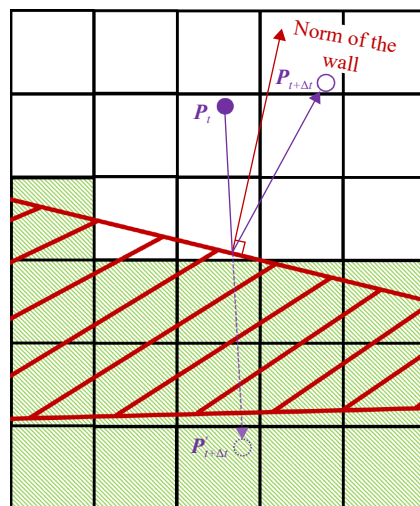


图 8 粒子与薄壁碰撞后反弹示意图

Fig. 8 Schematic diagram of particle bounce after collision with thin wall

解时的固体壁面。

2 算例模拟结果与讨论

2.1 双旋流燃烧室两相湍流燃烧模拟

旋流器是燃气轮机燃烧室中最为关键的结构之一, 本文选取 Meier 等^[21]设计的双旋流燃烧室作为模拟对象, 如图 9 所示。

应用 AECSC-IBM 模拟双旋流燃烧室中的湍流燃烧现象时, 空气从内外两个进口以 1:1.65 的流量比^[4]进入内外旋流器。以 349 万网格数的背景网格为基础, 并在背景网格中利用曲线坐标系对旋流器附近局部加密, 扫描燃烧室几何模型并生成 IBM 网格标记。计算双旋流燃烧室算例时采用的几何模型、背景网格与扫描得到的 IBM 网格标记如图 10 所示。

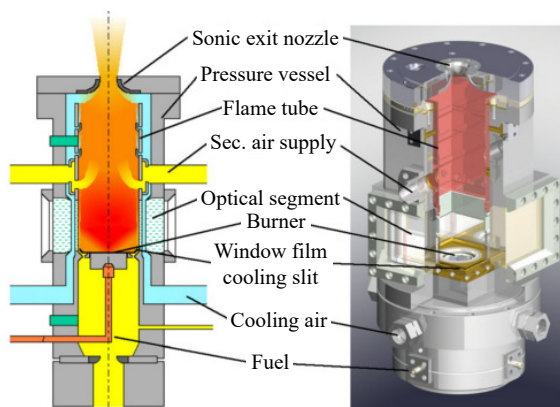


图 9 双旋流燃烧室几何结构示意图^[21]

Fig. 9 Schematic diagram of the geometric structure of the double-swirler combustor^[21]

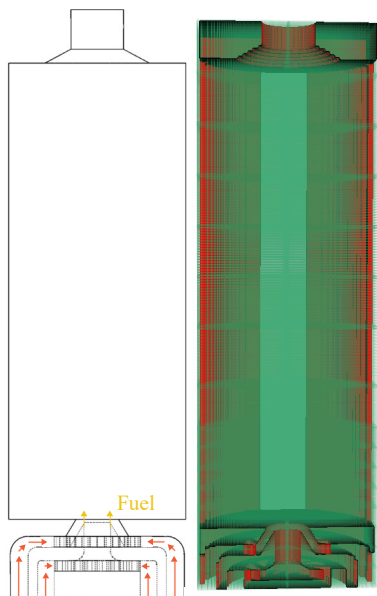


图 10 计算采用的双旋流燃烧室几何模型与背景网格
Fig. 10 Double-swirler combustor geometry model and grid used for calculation

对于冷态工况,进口空气压强为 0.4 MPa,温度为 295 K,进口总流量为 82 g/s。采用 LES 结合曲线坐标系 IBM,求解得到冷态流场,其三维流线图与中间截面时均轴向速度(W_{mean})云图如图 11 所示,在时均轴向速度云图中可以看到回流区(黑色等值线处 $W_{\text{mean}}=0$ m/s,表示回流区的边界),内回流区是由于旋流器存在而产生的,由于突扩作用在靠近燃烧室壁面的边角处形成外回流区。

图 12、图 13 和图 14 分别为双旋流燃烧室旋流器出口后方时均轴向速度分布、切向速度分布

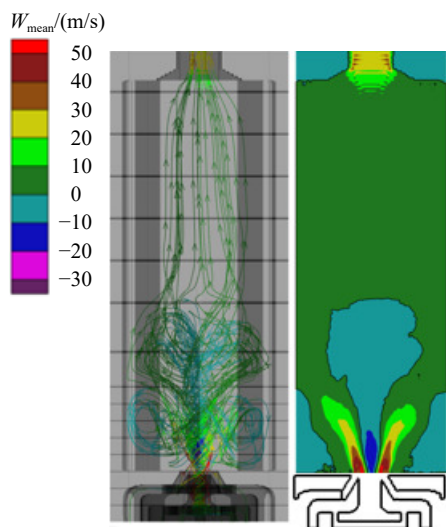
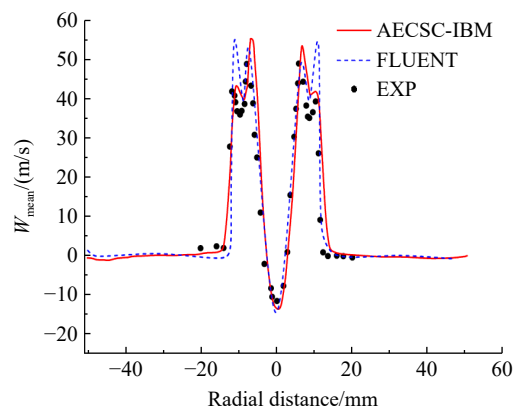
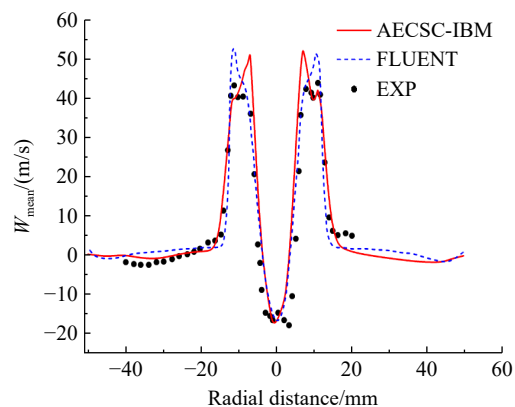


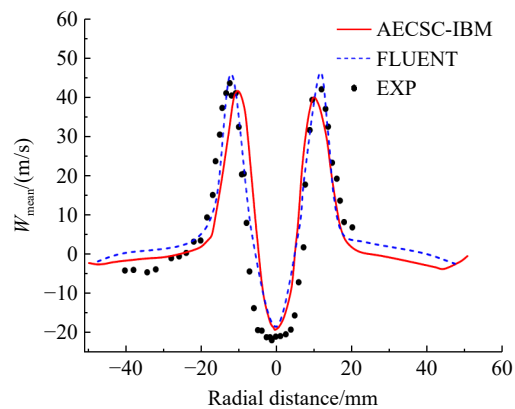
图 11 三维流线图与中间截面时均轴向速度云图
Fig. 11 Three-dimensional streamline plot and time-averaged axial velocity nephogram on the intermediate section



(a) 旋流器出口高度 2 mm 速度分布



(b) 旋流器出口高度 5 mm 速度分布

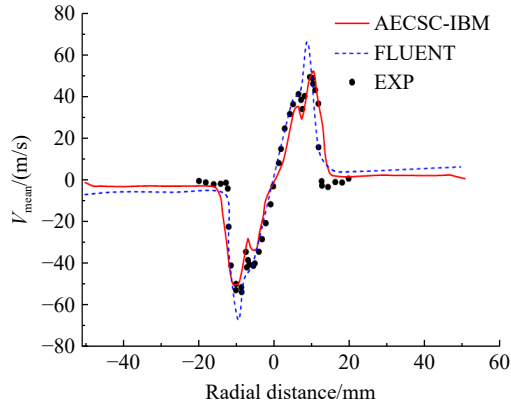


(c) 旋流器出口高度 10 mm 速度分布

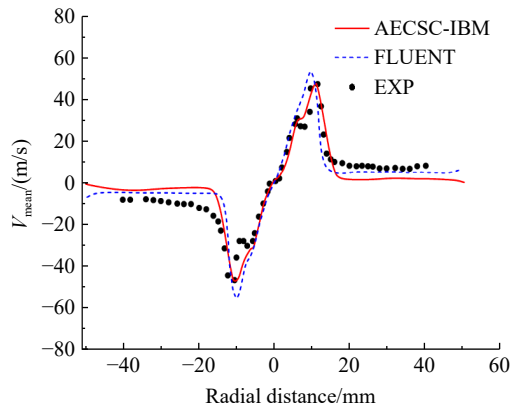
图 12 旋流器出口时均轴向速度分布

Fig. 12 Time-averaged axial velocity distribution at the outlet of the swirler

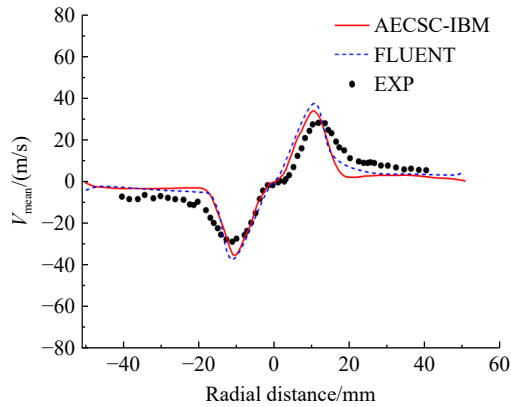
和径向速度分布对比图, U_{mean} 、 V_{mean} 、 W_{mean} 分别代表时均速度的径向、切向、轴向分量。将 AECSC-IBM 的求解得到的速度分布(红色曲线)和 FLUENT 采用贴体结构网格的模拟结果^[4](蓝色曲线)以及实验数据(黑色圆点)对比,两软件模拟结果均与实验值接近。在最靠近旋流器出口位置(高度为 2 mm)存在两对轴向速度峰值,分别由内旋流器和外旋流器形成。由实验数据可知,靠近轴线的一对峰值相对更高。FLUENT 模拟结果中远



(a) 旋流器出口高度2 mm速度分布



(b) 旋流器出口高度5 mm速度分布



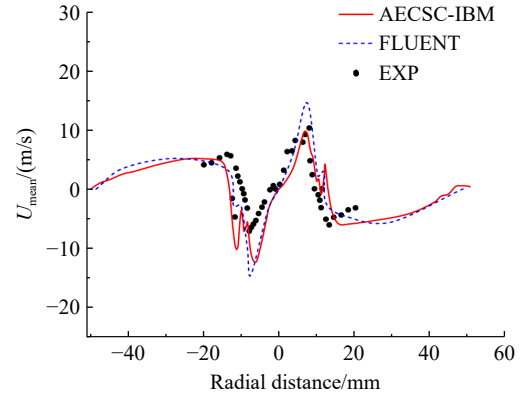
(c) 旋流器出口高度10 mm速度分布

图 13 旋流器出口时均切向速度分布

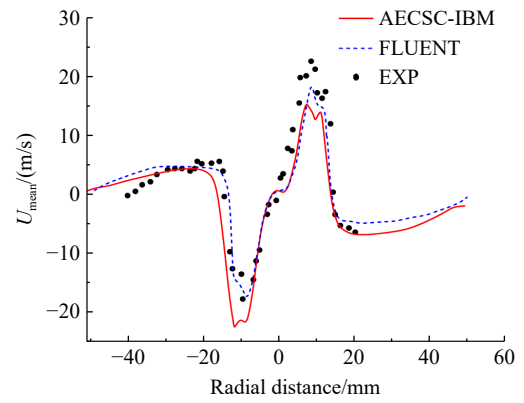
Fig. 13 Time-averaged tangential velocity distribution at the outlet of the swirler

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。

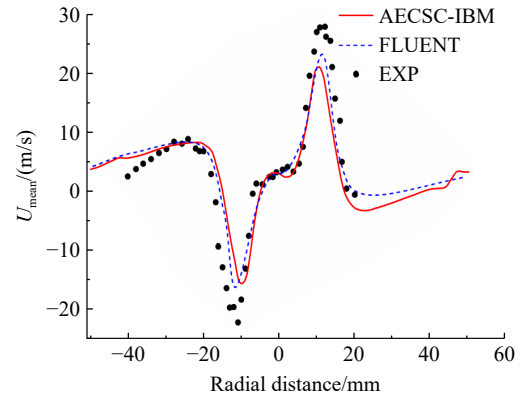
采用式(18)中的方法计算平均相对误差, 以径向为例, E_U 表示径向速度分量 U 的平均相对误差, U_{cal} 表示该方向上计算得到的速度分量, U_{exp} 表示实验得到的速度分量, n_{exp} 表示实验测点个数, 选取实验数据中最大的绝对值 $|U_{exp}|_{max}$ 作为参考



(a) 旋流器出口高度2 mm速度分布



(b) 旋流器出口高度5 mm速度分布



(c) 旋流器出口高度10 mm速度分布

图 14 旋流器出口时均径向速度分布

Fig. 14 Time-averaged radial velocity distribution at the outlet of the swirler

值。得到双旋流燃烧室出口 3 种高度的截面上时均速度分布的平均相对误差如表 1 所示。

$$E_U = \frac{\sum_{i=1}^{n_{exp}} \frac{|U_{cal} - U_{exp}|}{|U_{exp}|_{max}}}{n_{exp}} \quad (18)$$

由速度分量对比图以及平均相对误差表可知, 基于曲线坐标系 IBM 模拟得到的速度场与实验值接近, 由表 1 得 AECSC-IBM 模拟结果的时均

表 1 双旋流燃烧室算例时均速度平均相对误差

Table 1 Time-averaged velocity average relative error of the double-swirler combustor

高度/mm	速度方向	模拟误差/%	
		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	切向	15.4	11.2
5	切向	11.6	11.2
10	切向	18.0	14.3
2	径向	36.6	34.5
5	径向	16.9	11.9
10	径向	18.0	10.2

轴向、切向、径向速度平均误差分别为 15.7%、15.0%、23.8%，而 FLUENT 模拟结果相应的 3 种速度平均误差分别 14.1%、12.2%、18.9%，因此，由时均速度的误差与采用贴体网格的 AECSC 和 FLUENT 模拟结果的误差相差不大。

双旋流燃烧室算例的冷态工况测试表明本文方法结合 LES 能够准确模拟复杂结构内湍流流动现象。在此基础上，应用本文方法结合 LES-TPDF 湍流燃烧模型对双旋流燃烧室的喷雾燃烧工况进行模拟。在该燃烧室热态实验中，采用航空煤油 Jet-A 作为燃料，燃料流量为 3 g/s，进口空气压强为 0.4 MPa，温度为 550 K，流量为 60 g/s，由于实验未提供喷雾液滴粒子详细数据，这里参考采用贴体网格模拟本算例时假定的粒子数据^[4]，其中煤油液滴粒子的初速度为 50 m/s，温度为 380 K，Sauter 平均直径 (Sauter mean diameter, SMD) 为 15 μm 。实验拍摄到的火焰结构如图 15 所示，时均温度场实验照片和模拟结果分别如图 16 和图 17 所示。

温度云图可反映出湍流流动、液滴蒸发以及化学反应之间的相互作用。在瞬态温度云图中，旋流器出口附近，由于煤油液滴蒸发吸热，形成靠近燃油喷嘴的低温区。液滴蒸发后在回流区附近进行较强烈的燃烧反应，并在喷雾锥面后侧形成高温区。在时均温度云图中，由于液滴最初从喷嘴喷出时 SMD 较大，蒸发出气相煤油较少，燃烧反应放热较少，结合蒸发的吸热作用导致温度较低。之后液滴粒子在与湍流流动相互作用下破碎和蒸发，燃烧反应增强，在时均温度云图实验

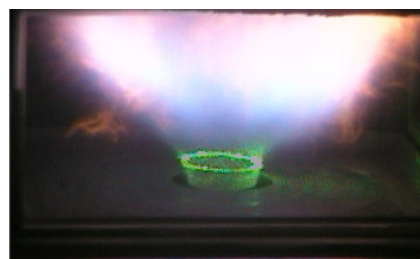
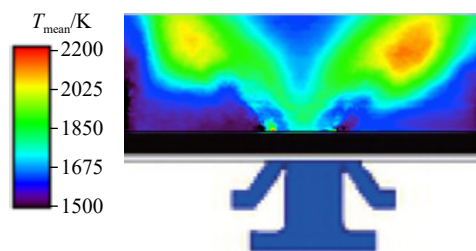
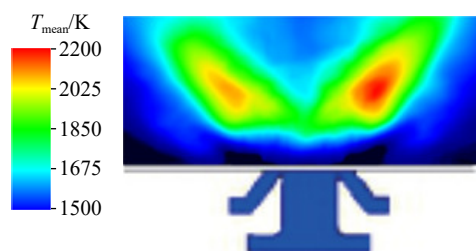
图 15 火焰结构实验照片^[22]Fig. 15 Experimental photo of flame structure nephogram^[22]图 16 时均温度云图实验照片^[22]Fig. 16 Experimental photo of time-average temperature nephogram^[22]

图 17 时均温度云图模拟结果

Fig. 17 Simulation results of time-average temperature nephogram

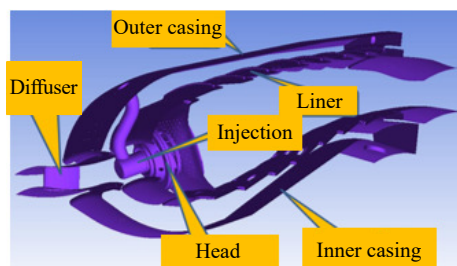
照片中可看到耳垂形的高温区。在模拟结果中，温度分布与实验照片相似，模拟中液滴蒸发较快，耳垂形高温区相比实验提前，更靠近旋流器出口。

双旋流燃烧室的冷态流动模拟和两相湍流燃烧模拟表明，应用本文方法的 AECSC-IBM 软件能够精确地模拟包含旋流器等复杂结构的燃烧室中的湍流流动及燃烧化学反应。

2.2 真实航空燃气轮机燃烧室两相湍流燃烧模拟

选取具有 18 个相同头部的航空燃气轮机全环形燃烧室，其几何结构复杂，旋流器与火焰筒等部件上存在大量小尺度结构，且流道形状不规则，对于复杂结构内部湍流及燃烧数值模拟具有一定代表性，取其 1/18 的区域(单头部燃烧室)如图 18 所示，并模拟其中的两相湍流燃烧。

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

图 18 某型航空燃气轮机燃烧室单头部模型^[1]Fig. 18 Single-head model of a certain type of aviation gas turbine combustor^[1]

应用于大规模高效并行的燃烧室模拟^[1]。为了测试本曲线坐标系中的 IBM 相比采用笛卡儿坐标系的 IBM 在求解复杂几何内流问题时的优势, 本文首先基于这两种方法进行冷态流动模拟。为了保证网格分辨率足够, 设置笛卡儿坐标系中的全场网格尺度为均匀的 0.5 mm^[1]。对于曲线坐标系中的背景网格, 将全场网格尺度限制在不大于 0.5 mm。在以上条件下划分得到两种坐标系下的背景网格, 其中笛卡儿坐标系下网格总数为 5 425 万, 曲线坐标系下网格总数为 4 637 万。

图 19 和图 20 分别展示了笛卡儿坐标系网格与曲线坐标系网格的并行分块情况示意图与三

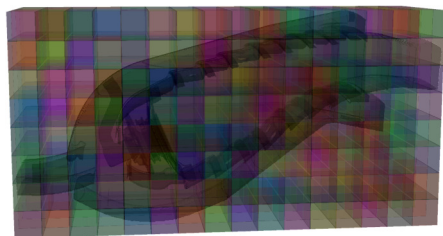


图 19 笛卡儿坐标系下并行块划分情况示意图与三维 IBM 网格标记

Fig. 19 Schematic diagram of the parallel block division in the Cartesian coordinate system and IBM grid markers

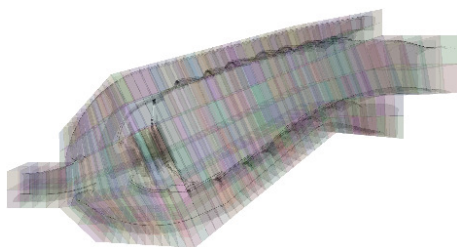


图 20 曲线坐标系下单头部燃烧室并行块划分情况示意图与三维 IBM 网格标记

Fig. 20 Schematic diagram of the parallel block division of single-head combustor in the curvilinear coordinate system and IBM grid markers

维 IBM 网格标记, 其中燃烧室曲线外侧区域被标记为无须求解的固体域。笛卡儿坐标系网格和曲线坐标系网格中的 IBM 网格标记, 两者均准确映射了单头部燃烧室几何模型。在笛卡儿坐标系背景网格中, 38.3% 的并行分块内完全为固体域, 此外在燃烧室的边界所处的块中固体域占比很高, 增加了并行计算负载均衡的难度, 造成了计算资源的浪费。

求解时, 采用对应于网格分块的 512 个 CPU, 利用 MPI(message passing interface) 框架并行计算。采用笛卡儿网格时, 每千步约需 6.6 h, 采用曲线坐标系时, 每千步约需 2.8 h。可发现采用曲线坐标系 IBM 求解时总网格数为采用笛卡儿坐标系的 84.8%, 而求解时间则大幅缩短, 仅为采用笛卡儿坐标系时的 42.9%, 这可能与网格数过多时并行效率下降等因素有关, 在相同的分块情况下在笛卡儿坐标系中每一个 CPU 上所负载的网格总数更多, 所以耗时更长。

在本文模拟的单头部燃烧室算例中, 经压气机压缩过的空气密度为 3.955 kg/m³, 压强为 790 216.58 Pa, 温度为 696.01 K, 以 121.07 m/s 的速度沿 X 轴的正方向流入扩压器。初始温度为 400 K 的燃油经半径为 3 mm 的喷嘴以 0.007 7 kg/s 的流量和 39.5 μm 的 SMD 沿与旋流器轴线夹角 60° 的方向呈锥形喷出, 得到稳定燃烧状态的燃烧室的三维流线图如图 21 所示, 其中紫色流线表示从主燃孔和掺混孔进入火焰筒的气流, 可以看到在喷嘴的后方形成了用来稳定火焰的回流区。中央截面的瞬态速度矢量图如图 22 所示。

燃烧室中央截面的瞬态温度云图和煤油质量分数云图如图 23、图 24 所示, 由图可知, 燃油从喷嘴喷出后形成一段低温区, 之后燃油蒸发并在主燃孔附近位置剧烈燃烧, 反应放热使得温度升高, 掺混孔流入的冷空气与主流混气混合, 保证燃烧室出口温度, 在主燃区未反应完全的碳氢化合物在掺混孔后方继续燃烧放热。火焰筒内外壁

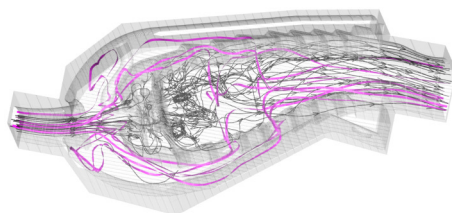


图 21 单头部燃烧室瞬态三维流线图

Fig. 21 Transient three-dimensional streamline diagram of the single-head combustor

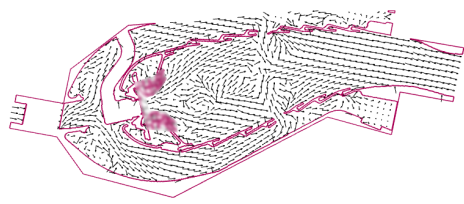


图 22 单头部燃烧室中央截面瞬态速度矢量图

Fig. 22 Transient velocity vector nephogram on the central section of the single-head combustor

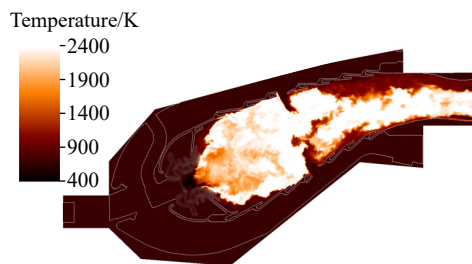


图 23 单头部燃烧室中央截面瞬态温度云图

Fig. 23 Transient temperature nephogram on the central section of the single-head combustor

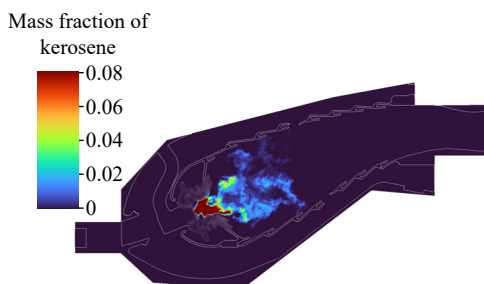


图 24 单头部燃烧室中央截面煤油质量分数云图

Fig. 24 Kerosene mass fraction nephogram on the central section of the single-head combustor

存在大量冷却孔,外部冷空气经小孔形成温度较低的气膜以避免火焰筒温度过高。

中央截面的时均温度云图如图 25 所示,旋流器产生的高温回流区,在主燃孔附近的剧烈反应导致的高温,掺混孔以及火焰筒壁面的冷却孔形成低温区域。

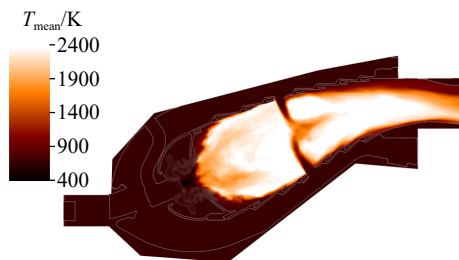


图 25 单头部燃烧室中央截面时均温度云图

Fig. 25 Time-average temperature nephogram on the central section of the single-head combustor

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 26 所示。模拟得到的火焰筒尾部时均径向温度分布与实验值相近。

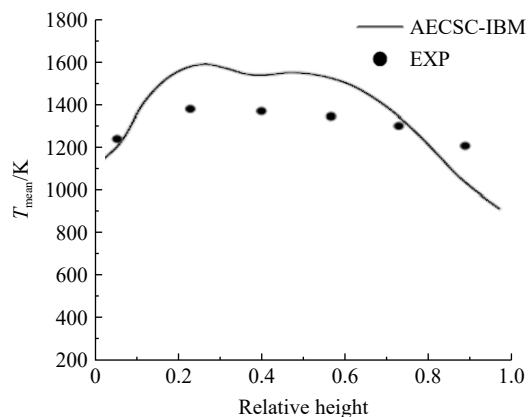


图 26 单头部燃烧室出口测点位置时均径向温度分布

Fig. 26 Time-average radial temperature distribution of the single-head combustor exit measurement point

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 软件能够准确模拟真实燃烧室模型内两相湍流燃烧过程,采用本文曲线坐标系中的 IBM 能够大幅节约复杂结构内湍流流动模拟所需的计算资源。

2.3 折流燃烧室两相湍流燃烧模拟

基于 AECSC-IBM 软件模拟和研究某型真实结构的折流燃烧室,本文所模拟该全环形燃烧室的 1/10 模型如图 27 所示。

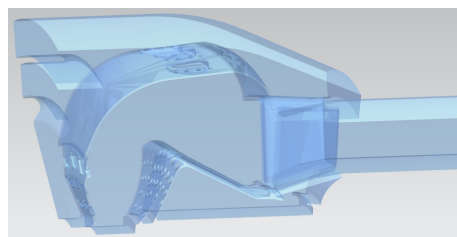


图 27 折流燃烧室几何模型

Fig. 27 Geometric model of the slinger combustor

曲线坐标系下并行块划分情况示意图如图 28 所示,燃烧室网格标记的三维示意图如图 29 所示,可知由网格标记表示的三维燃烧室模型与图 27 中的燃烧室模型一致,因此文中第 1.1 节中的扫描算法能够准确地将折流燃烧室几何模型映射为网格标记。

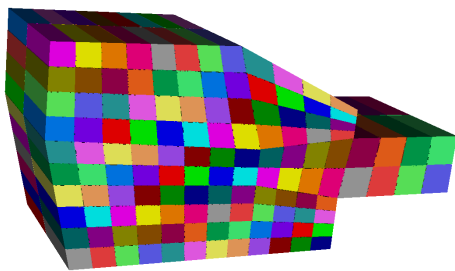


图 28 曲线坐标系下折流燃烧室并行块划分情况示意图

Fig. 28 Schematic diagram of the parallel block division of slinger combustor in the curvilinear coordinate system

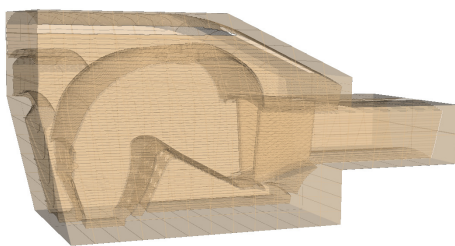


图 29 三维网格标记示意图

Fig. 29 Three-dimensional grid markers schematic

采用该折流燃烧室整机性能实验数据^[22]中巡航状态设计点(相对转速 95%)工况中的燃烧室进口数据作为本文折流燃烧室算例模拟的进口条件。总温为 493.6 K, 总压为 485 822.5 Pa 的空气以 1.233 kg/s 的质量流量经模型左上方的轴向扩压器流入折流燃烧室的 1/10 模型中, 冷态时均流场三维流线图如图 30 所示。

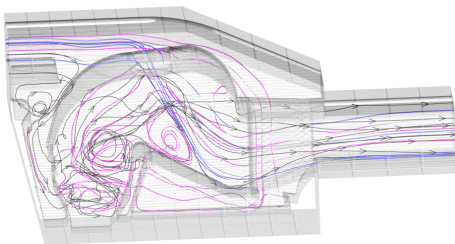


图 30 冷态时均流场三维流线图

Fig. 30 Three-dimensional streamline diagram of cold time-averaged flow field

从图 30 可知空气经轴向扩压器流入燃烧室后, 分为 3 股主要气流: 第 1 股气流沿径向扩压器辐板后壁面与火焰筒前端面之间的空腔, 然后经过前进气锥进入火焰筒内, 在图中用黑色流线表示; 第 2 股气流在机匣与火焰筒外壳之间大致沿轴向流动, 然后沿径向通过空心涡轮导向叶片流

经火焰筒内壳与封气套筒之间的流道, 再沿轴向经过火焰筒内壳前后锥上的小孔, 最终进入火焰筒内, 在图中用紫色流线表示; 第 3 股气流经过火焰筒外壳的进气斗进入火焰筒, 用于与在主燃区燃烧后的高温燃气掺混, 保证燃烧室出口温度, 在图中用蓝色流线表示。

在折流燃烧室热态工况模拟中, 用于求解气相和粒子轨迹的网格标记如图 31 所示, 其中灰色部分表示用欧拉法求解气相湍流燃烧时的燃烧室壁面, 蓝色部分表示用拉格朗日法求解煤油液滴运动轨迹时的计算域, 其中液滴粒子轨迹求解的蓝色区域是经过对折流燃烧室火焰筒壁的原始结构大量简化得到的。

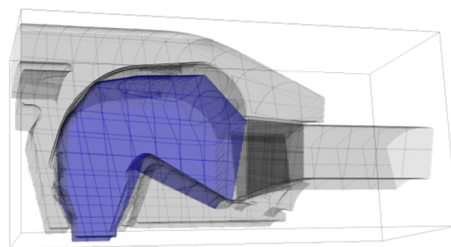


图 31 用于求解气相燃烧和液滴粒子轨迹的三维网格标记

Fig. 31 Three-dimensional grid markers for solving gas phase combustion and droplet particle trajectories

首先根据两种网格标记求解得到无燃烧反应时的液滴粒子运动轨迹, 如图 32 所示。煤油液滴从甩油盘边缘沿图中黄色箭头方向进入计算域, 之后受到红色箭头 1 表示的来自前进气锥气流的作用向下向燃烧室后方运动至靠近火焰筒内壳的位置, 其后跟随用红色箭头 2 表示的从火焰筒内壳流入的气流运动并与红色箭头 3 所示的前进气锥气流相遇, 部分粒子运动到靠近火焰筒外壳的液滴运动的计算域边界, 并在反弹后随红色箭头 4 所示的进气斗进入的气流继续运动。

对于本文中模拟的折流燃烧室 1/10 模型, 其

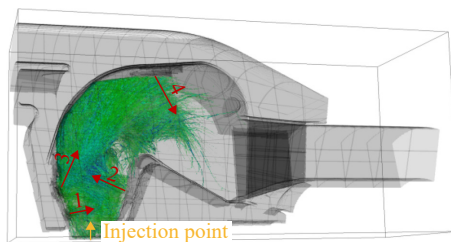


图 32 冷态工况煤油液滴粒子运动轨迹

Fig. 32 Trajectory of kerosene droplet particles in cold working condition

巡航状态设计点(相对转速 95%)工况的燃油流量为 $0.019\ 522\ 5\ \text{kg/s}$ 。采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 作为航空煤油的替代组分,并基于烷烃通用 4 步反应机理^[23] 模拟其燃烧化学反应。

图 33 为折流燃烧室中央截面的瞬态温度云图,图 34 为中间截面瞬态气相煤油质量分数分布云图和氧气质量分数等值线图。由图 34 可知液相煤油在主燃区内全部蒸发为气相煤油,且气相煤油在与进气斗流入的冷气流掺混前基本完全参与反应而分解,并且由于煤油液滴的蒸发吸热,在相应位置出现了低温区。

整机实验时的折流燃烧室设计点工况温度测点示意图如图 35 所示。统计模拟得到的温度场,得到折流燃烧室中的时均温度分布,选取涡轮导向器叶片前缘垂直于 x 轴的截面,其时均温度云图如图 36 所示。

将图 36 截面上的流体计算域的时均温度作周向平均,得到时均径向温度分布曲线,并与实验中的涡轮导向器叶片上测点测量得到数据^[23] 对比,得到燃烧室出口径向温度分布曲线,如图 37 所示。在涡轮导向器叶片叶尖和叶根附近温度较低,而在叶片中部靠近叶尖的位置较高。模拟得

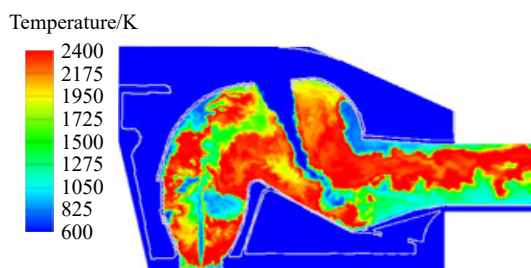


图 33 折流燃烧室中央截面瞬态温度云图

Fig. 33 Central section transient temperature nephogram of slinger combustor

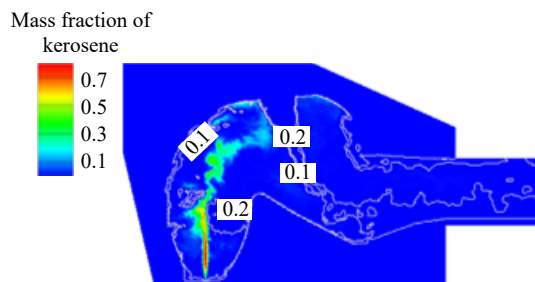


图 34 折流燃烧室中央截面瞬态气相煤油质量分数云图和氧气质量分数等值线图

Fig. 34 Central section transient vapor phase kerosene mass fraction and oxygen mass fraction nephogram of slinger combustor

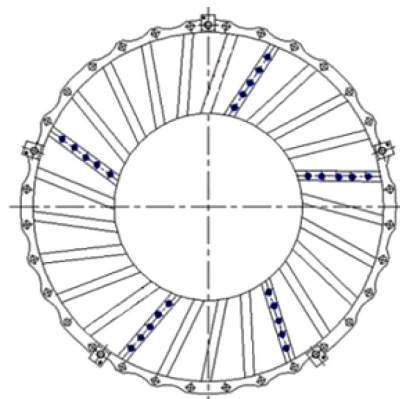


图 35 整机实验时设计点工况温度测点示意图^[23]

Fig. 35 Schematic diagram of measured point temperature on the designed condition of slinger combustor experiment^[23]

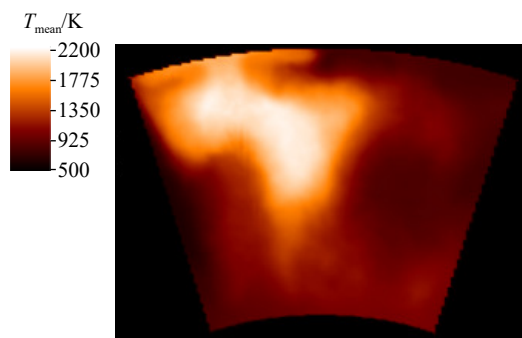


图 36 涡轮导向器叶片前部截面时均温度云图

Fig. 36 Time-averaged temperature nephogram on the front section of the turbine guide blade

到的温度分布规律与实验测量的结果一致,这种温度分布规律有利于延长热端部件的工作寿命,符合燃烧室设计的要求。

表 2 中在模拟得到的燃烧室出口时均径向温度分布曲线上对应于实验测点的位置取值,并将

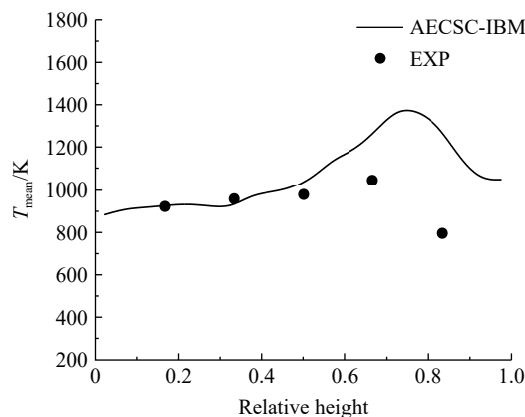


图 37 燃烧室出口测点位置时均径向温度分布

Fig. 37 Time-average radial temperature distribution at the combustor exit measurement point

表 2 燃烧室出口测点位置温度模拟值与实验值相对误差

Table 2 Relative error between the simulation and experimental value of temperature distribution at the outlet of the combustion chamber

相对高度	温度/K		相对误差/%
	实验 ^[23]	模拟	
0.165 0	924.4	928.9	0.48
0.332 5	959.7	929.5	3.14
0.500 0	980.0	1 039.7	6.09
0.667 5	1 049.6	1 265.1	20.53
0.835 0	799.5	1 275.4	59.51

其与实验测量得到的燃烧室出口温度对比。模拟得到的出口温度总体偏高，在涡轮导向器叶根附近与实验值相差不大，而在叶尖附近误差偏高，5 个测点位置的平均相对误差为17.95%。

3 结 论

本文采用曲线坐标系 IBM 构建了多种航空发动机燃烧室的数字孪生模型，给出航空发动机燃烧室数字孪生体系的关键技术的解决方案。IBM 结合 LES-TPDF 方法对本文燃烧室算例开展非稳态湍流燃烧高精度数值模拟，能够获得燃烧室内的三维湍流燃烧场，精确分辨燃烧室内两相湍流燃烧过程的细节和结构，预测出口温度分布等性能。文中实现的燃烧室数字孪生体系技术可为真实航空发动机燃烧室的设计提供一定的参考价值。

参考文献：

[1] 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)

[2] JONES W P, TYLISZCZAK A. Large eddy simulation of spark ignition in a gas turbine combustor[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(3): 711-734.

[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] 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)

[5] TACHIBANA S, SAITO K, YAMAMOTO T, et al. Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: validity of large-eddy simulation of spray combustion[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(6): 2621-2637.

[6] CHENG Y, JIN T, LUO K, et al. Large eddy simulations of spray combustion instability in an aero-engine combustor at elevated temperature and pressure[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 108: 106329.1-106329.16.

[7] 阎超, 于剑, 徐晶磊, 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)

[8] PESKIN C S. Flow patterns around heart valves: a numerical method [J]. Journal of Computational Physics, 1972, 10(2): 252-271.

[9] MOHAMMADI M, NASSAB S A G. Application of the immersed boundary method in solution of radiative heat transfer problems[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2021, 260(2): 107467.1-107467.16.

[10] MITTAL R, IACCARINO G. Immersed boundary methods[J]. Annual Reviews of Fluid Mechanics, 2005, 37: 239-261.

[11] GROPP W, LUSK E, SKJELLUM A. Using MPI: portable parallel programming with the message-passing interface[M]. London: MIT Press, 2014.

[12] 郭涛, 张纹惠, 王文全, 等. 基于 IBM 法的低雷诺数下涡激振动高质量比效应的研究[J]. 工程力学, 2022, 39(3): 222-232.
GUO Tao, ZHANG Wenhui, WANG Wenquan, et al. Effects of heigh mass and dampling ratio on VIV of a circular cylinder with low reynolds number[J]. Engineering Mechanics, 2022, 39(3): 222-232. (in Chinese)

[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 advance 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] 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 Aerinautics, 2019, 32(4): 52-64.

[17] 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.

[18] LAGAE A, DUTRE P. An efficient ray-quadrilateral intersection test[J]. Journal of Graphics Tools, 2005, 10(4): 23-32.

[19] 杨庆山, 陈飞新, 赵乐, 等. 基于大涡模拟的大气边界层湍流强度对低矮房屋风荷载特性影响研究[J]. 工程力学, 2021, 38(12): 25-38.
YANG Qingshan, CHEN Feixin, ZHAO Le, et al. Effects on up-stream turbulence intensity on aerodynamic loads of low-rise buildings in atmospheric boundary layer flow using large eddy simulation[J]. Engineering Mechanics, 2021, 38(12): 25-38. (in Chinese)

- [20] 闫渤文, 马晨燕, 赵乐, 等. 强台风下带挑檐双坡低矮房屋风荷载特性大涡模拟方法适用性研究[J]. *工程力学*, 2021, 38(11): 66-78, 133.
YAN Bowen, MA Chenyan, ZHAO Le, et al. Study in the applicability of large eddy simulation method for wind load characteristics of low-rise buildings with eaves and double slopes under strong typhoons[J]. *Engineering Mechanics*, 2021, 38(11): 66-78, 133. (in Chinese)
- [21] MEIER U, HEINZE J, FREITAG S, et al. Spray and flame structure of a generic injector at aeroengine conditions[J]. *The Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(3): 031503.1-031503.9.
- [22] 刘邓欢, 金捷, 王方, 等. 涡轮喷气式发动机整机环境下折流燃烧室性能实验[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(10): 2410-2415.
LIU Denghuan, JIN Jie, WANG Fang, et al. Performance test of slinger combustor of turbojet engine running in engine test[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(10): 2410-2415. (in Chinese)
- [23] KUNDU K P, DEUR J. A simplified reaction mechanism for calculation of emissions in hydrocarbon (Jet-A) combustion[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, US: AIAA, 2012: 1993-2341.

(编辑: 陈 越)