

轴向三级旋流燃烧室流场结构 大涡模拟

周 瑜¹, 乐嘉陵^{1,2}, 陈柳君¹, 黄 渊²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为深入了解真实航空发动机燃烧室内复杂流场结构,在自有 CFD 平台上采用动态亚网格模型对一种轴向 3 级旋流燃烧室的单个头部矩形试验模型 0.5 MPa 下冷态流场结构进行了 LES(大涡模拟). 为避免试验模型简化误差,对包括火焰筒上约 2000 个气膜孔在内的燃烧室所有精细结构进行了完全仿真. 计算模拟了燃烧室内复杂流场从静止启动到统计定常状态的完整非定常发展过程,成功捕捉到主旋流与横向对冲射流相互影响作用及涡旋破碎等细观结构,获得的测点湍动能谱与湍流经典理论中惯性子区 $-5/3$ 规律一致,LES 时间平均流场结构与已有 PIV(particle image velocimetry)试验结果吻合,表明所建立的高仿真网格与 LES 方法可进一步用于真实航空发动机环形燃烧室流场数值模拟.

关 键 词: 航空发动机; 单头部燃烧室; 3 级旋流器; 大涡模拟; 动态亚网格模型; 粒子成像速度仪
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Large eddy simulation of flow structure in combustor with axial triple swirler

ZHOU Yu¹, LE Jia-ling^{1,2}, CHEN Liu-jun¹, HUANG Yuan²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

Hypersonic Aerodynamics Research Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: To gain an improved understanding of the complex flow field structures in practical aero-engine combustor, LES (large eddy simulation) with dynamic Smagorinsky sub-grid model on self-developed CFD platform was made to explore the cold flow field in single rectangle dome of triple swirler under 0.5 MPa. The complex geometric configuration including all about 2000 film cooling holes on liner was fully simulated without any conventional simplification in order to reduce the modeling errors. The capability of the CFD code to simulate very complicated flow was validated by the calculation. Unsteady process of the turbulent swirling flow developing from static to statistically stationary status was totally reproduced. Interaction between mainstream and transverse jet was investigated and swirling

收稿日期: 2016-06-08

基金项目: 国家自然科学基金(91641205)

作者简介: 周瑜(1984—),男,博士生,主要从事航空发动机燃烧室数值模拟研究.

引用格式: 周瑜,乐嘉陵,陈柳君,等. 轴向三级旋流燃烧室流场结构大涡模拟[J]. 航空动力学报,2017,32(4):917-925. ZHOU Yu, LE Jialing, CHEN Liu-jun, et al. Large eddy simulation of flow structure in combustor with axial triple swirler[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 917-925.

flow characteristics like vortex breakdown were well captured. Turbulent kinetic energy spectrum predicted by calculation was in reasonable agreement with the $-5/3$ law in classic turbulence theory, while time-averaged flow field predicted by LES fitted well with PIV (particle image velocimetry) measurement. It shows that the high fidelity mesh and large eddy simulation can be applied in the simulation of full annular combustor of aero-engine.

Key words: aero-engine; single dome combustor; triple swirler;
large eddy simulation; dynamic Smagorinsky sub-grid model;
particle image velocity

现代航空发动机为达到更高的推质比,燃烧室设计在向着高温升方向发展.更高的油气比意味着燃烧室需要在非常宽广的油气比范围内正常工作,其头部进气量分配细节和流动结构成为设计关键和研究难点.为获得更高的气动性能,进一步增强燃气混合,提高燃烧稳定性,满足高温升设计需求,目前燃烧室旋流器已逐渐从单级发展到双级,以及近年来逐渐投入实践应用的 3 级旋流器,如文献[1-5]针对 3 旋流燃烧室,在燃烧效率、稳定工作范围和性能等各方面开展了试验研究.由于航空发动机试验存在消耗资源大、难以获得内部流动细节等局限,数值模拟逐渐成为当前燃烧室设计的一个重要研究和发展方向^[6-8].特别是随着计算机性能的快速进步,LES 以其能分辨流场细观结构、计算量远小于直接数值模拟的优点,被越来越多应用于燃烧室研究^[9-13].如 Iudiciani 等^[14]针对一种同轴 3 级旋流燃烧室开展了流动特性、网格和亚网格模型敏感性的 LES 研究,并应用本征正交分解分析了螺旋涡结构对进动涡核的影响.

由于真实航空发动机燃烧室结构十分复杂,对其进行准确建模、网格划分和数值求解难度较大,而 LES 相比常用的基于雷诺平均的湍流模型方法,计算量普遍高出一个量级,因此现有研究工作大多针对较为简单的工业构型或者各种实验室研究用简化燃烧器,对真实燃烧室构型的 LES 研究还不多.文献[15-17]分别对一个单头部矩形燃烧室模型冷态流场和两相喷雾燃烧流场进行了 LES,计算与 PIV 试验测量基本吻合,但由于该模型网格数量只有 134 万,流场细节不够显著.文献[18]指出,真实燃烧室复杂构型和工况的 LES 计算迄今还未被充分广泛应用的一大难点就在于其几何复杂度和高质量贴体网格生成,及其相应带来的计算复杂度和对程序计算能力的较高要求.

本文针对一种轴向 3 级旋流燃烧室的单头部构型,采用 LES 方法研究其冷态流场结构.为尽

量减少模拟误差,对模型包括火焰筒多斜孔冷却壁上约 2 000 个气膜孔在内的所有精细结构进行了完全仿真,在深入了解获得真实燃烧室多旋流湍流场结构的同时也进一步验证在自有 CFD 平台 AHL-3D 上开发的基于非结构有限体积离散的可压流动计算程序面对高度复杂流场的模拟能力.

1 研究对象

本文研究对象为航空发动机燃烧室的单头部矩形试验模型,沿流向包括一个扩压器、轴向 3 级旋流器、火焰筒和机匣.火焰筒采用了多斜孔冷却壁,其上下壁面连同头部挡溅板及旋流器端面上共布置了约 2 000 个气膜孔.在实际冷流试验条件下对该模型流场进行了 LES,其入口流动参数见表 1.边界条件为:壁面无滑移条件,出口变量梯度为零,入口按试验流量给定法向速度均值 U ,不施加人工扰动以观察来流经过一个较长的扩压段后自然转换发展过程.

表 1 来流条件
Table 1 Flow condition

p_{∞} /MPa	T_{∞} /K	ρ_{∞} /(kg/m ³)	U /(m/s)
0.5	300	5.81	38.74

对图 1(a)中的燃烧室模型进行了结构/非结构混合网格划分,其中火焰筒及机匣空间采用图 1(b)所示各向同性正四面体非结构网格过渡,而每级旋流叶片之间的通道则采用如图 1(c)所示六面体纯结构网格,气膜孔采用图 1(d)所示近壁面结构/中心非结构网格.在开展正式模拟前,通过多次小规模试算对网格进行了反复迭代调整,保证气膜孔及壁面首层网格位于程序计算判断的边界层黏性子层以内,且多处监控点流动变量的变化趋于网格无关.最终每个气膜孔包含约 450 个网格单元,火焰筒内主流区为 600 万网格单元,

模型整体网格总量为 1626 万。

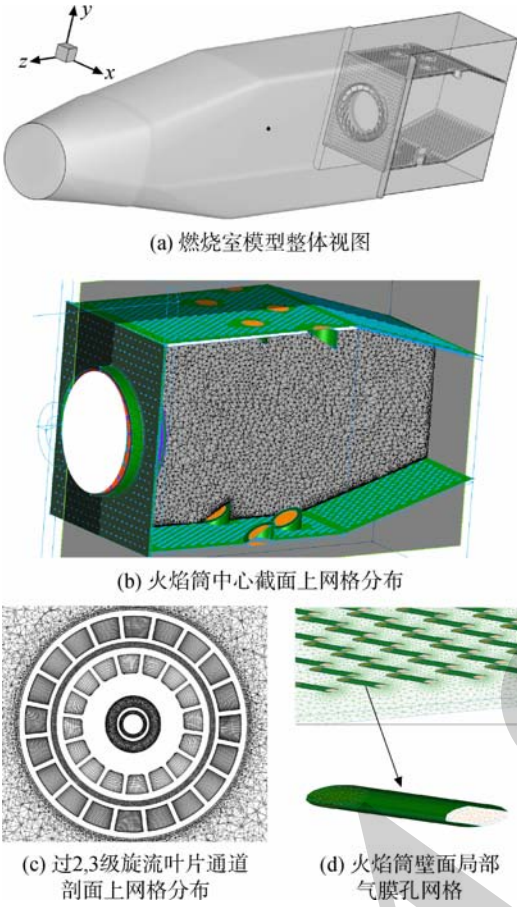


图 1 燃烧室高仿真计算网格示意图

Fig. 1 Schematic of high fidelity mesh for the combustor

2 数值模拟方法

对 N-S 方程进行过滤得到不可压缩冷态湍流场的 LES 控制方程:

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\tilde{u}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \right) \quad (2)$$

其中亚网格应力 $\tau_{ij} = \widetilde{u_i u_j} - \tilde{u}_i \tilde{u}_j$, 采用涡黏模型封闭有

$$\tau_{ij} = -2\mu_t \tilde{S}_{ij} + \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} \quad (3)$$

其中 $\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right)$ 为可解尺度的变形率张量。黏度 μ_t 需要采用亚网格模型进行模化, 标准的 Smagorinsky 模型为

$$\mu_t = \rho (C_s \tilde{\Delta})^2 \sqrt{2 \tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij}} \quad (4)$$

式中 C_s 为 Smagorinsky 常数; $\tilde{\Delta}$ 为过滤尺度, $\tilde{\Delta} = 2|\Omega|^{1/3}$, $|\Omega|$ 为网格单元体积。航空发动机燃烧

室内流场十分复杂, 采用统一的 C_s 对全局亚网格应力进行模化的标准模型往往会出现耗散过大等问题, 而本文采用的动态亚网格模型 (dynamic Smagorinsky sub-grid model, DSM) 则考虑了解尺度脉动的局部特性, 应用两种尺度对方程进行两次过滤, 把湍流局部结构信息引入亚网格应力从而在计算过程中动态地确定模型系数, 获得更合理的取值。其缺点是动态计算系数过程中可能出现负值, 需要人工修正。动态亚网格模型假设两次过滤尺度均在惯性子区范围内, 两次过滤的亚网格应力系数相等, 则应用 Germano 等式

$$L_{ij} = (u_i)_{1,2} (u_j)_{1,2} - [(u_i)_1 (u_j)_1]_2 = (\tau_{ij})_{1,2} - [(\tau_{ij})_1]_2 \quad (5)$$

得到

$$L_{ij} - \frac{1}{3} L_{kk} \delta_{ij} = C_s M_{ij}$$

$$M_{ij} = 2[\Delta_2^2 |\tilde{S}| \tilde{S}_{ij} - \Delta_1^2 |\tilde{S}| \tilde{S}_{ij}] \quad (6)$$

其中上标“ $-$ ”为尺度 Δ_1 的过滤, 上标“ $\sim$ ”为尺度 Δ_2 的过滤。最终得到动态确定的 Smagorinsky 常数 C_s

$$C_s = \frac{\langle L_{ij} M_{ij} \rangle}{\langle M_{ij} M_{ij} \rangle} \quad (7)$$

计算采用基于非结构有限体积离散的 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法求解, 时间 2 阶隐式, 空间 2 阶迎风格式。

3 燃烧室冷态流场 LES

燃烧室试验模型从扩压段空气入口到火焰筒出口整体长度约为 775 mm, 一个流动特征时间长度按入口速度估算为 20 ms。由于完全仿真了直径约 1 mm 的气膜孔, 网格中存在的大量体积极小的单元限制了时间步长无法取较大的数值。在正式计算前, 同样通过多次试算获得 CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 数分布并验证计算稳定性, 最后综合考虑计算效率、启动过程的精细模拟以及流场的时间分辨精度, 时间步长在流场启动初期取为 1×10^{-7} s, 流场初步建立后再逐渐增大到 5×10^{-7} s 以尽快促进流动发展到统计定常状态。计算在 40 个 Intel Xeon X5670 CPU 共 480 个计算核心上并行开展, 一共计算了 40 万步, 物理时间上推进 195 ms, 消耗 CPU 机时约 30 万 (核·小时)。

3.1 流场变量统计

以旋流器出口 $z=0$ mm 截面圆心为坐标原点 $A(0,0,0)$ (单位: mm), 在燃烧室空间设置了

多处监控点以观察流场变化情况. 图 2 给出了旋流器出口下游 60 mm 处前排主燃孔所在截面中心点 $B(0, 0, -60)$ 瞬时流向速度 w 随时间的变化. 该点空间位置同时受到多级旋流及主燃孔横向射流影响, 流动情况比较复杂. 观察发现经过初期一个比较明显的启动发展过程后, 在 40~50 ms 后速度脉动逐渐趋于稳定, 开始进入统计定常状态. 因此计算中在超过 2 个特征时间长度之后从 48 ms 开始对流动变量作统计和时间平均处理. 该点统计的速度时间平均值为 -38.31 m/s , 脉动速度方均根值为 10.81 m/s , 湍流强度达到 28.22%, 位于旺盛的湍流区域.

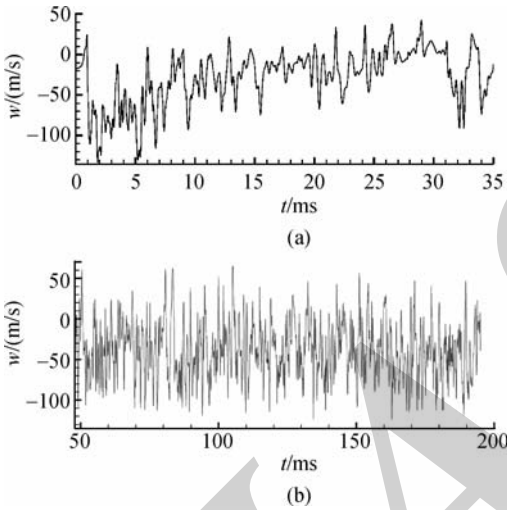


图 2 点 $B(0, 0, -60)$ 瞬时流向速度 w 时间序列
Fig. 2 Time-series of instantaneous flow velocity w on probe point $B(0, 0, -60)$

为获得燃烧室内空间关键位置更详细的流场脉动信息, 进一步取火焰筒后排中心掺混孔所在截面中点 $C(0, 0, -95)$ 、1 级旋流器与 2 级旋流器出口交汇处点 $D(0, 8, 0)$ 及 3 级旋流器所在径向 35 mm 处点 $E(0, 35, 0)$ 的流向速度信息进行了研究. 图 3 显示了各点流向脉动速度的能谱, 湍动能随频率的变化与湍流经典理论中惯性子区的 $-5/3$ 律基本相符, 在频率超过 10^4 Hz 后也出现了与湍流经典理论曲线一致的迅速衰减的耗散区, 表明本文所用网格和计算较好地分辨出了燃烧室内湍流脉动. 其中 B, C 两点由于分别同时受到主旋流和前后排主燃孔/掺混孔横向射流影响, 其湍动能数值相比旋流器出口平面上的 D, E 两点高出约一个量级. 图 4 给出了上述各点瞬时速度 w 的功率谱信息, 并增加了旋流器出口沿 x 方向半径 8 mm 和 35 mm 处的两个监控点 $F(8, 0,$

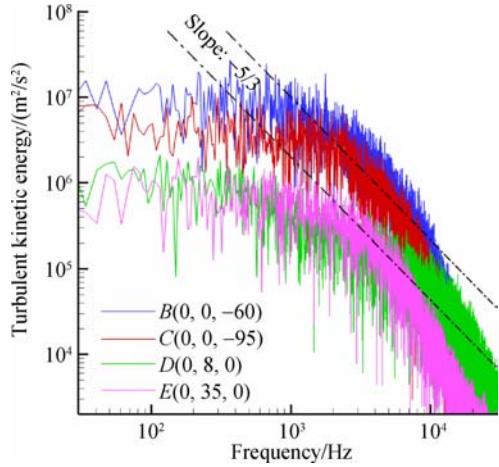


图 3 监控点流向脉动速度湍动能谱
Fig. 3 Turbulent kinetic energy spectrum of flow velocity on probe points

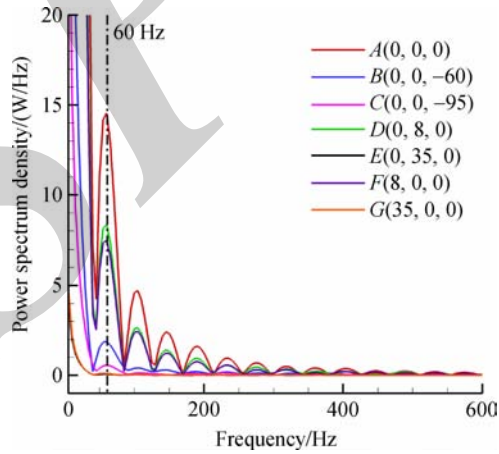


图 4 监控点瞬时流向速度 w 功率谱
Fig. 4 Power spectrum density of flow velocity w on probe points

0) 和 $G(35, 0, 0)$ 作为对照. 可以看出所有测点的功率谱密度曲线结构非常相似, 均存在一个显著的对应该频率约 60 Hz 的最大特征峰, 以及随着频率增长而迅速衰减的一串较小的顶峰, 表明流场中可能存在一个以该特征频率进行脉动的主要含能模态. 旋流器中轴线上 A, B, C 三点的特征峰随测点位置沿流向移动而大幅衰减, 体现了其出口流动对下游流场的影响随距离的增长而显著弱化. 点 D 和点 F 均位于坐标原点径向 8 mm 处 1 级和 2 级旋流器出口剪切层, 因此其功率谱曲线几乎完全一致. 由于火焰筒为宽高不等的矩形箱体, 其几何结构限制了旋流器出口附近流场不可能为理想的轴对称, 从而导致两者存在微小差异. 由于所处空间位置存在旋流器端面和壳体的遮挡, 点 E 和点 G 处流动十分平缓, 其功率密度分

布近似为一条贴近 0 轴的直线。

3.2 燃烧室主流场结构

来流空气在模型燃烧室内的流动经过一个较长的扩压段发展后,分别经轴向 3 级旋流通道、主燃孔/掺混孔以及火焰筒壁上数千个气膜孔进入燃烧室内部,多股气流的耦合与相互作用产生了复杂的流场结构。此外,在流场启动初期,来流还会首先与模型内部存在的静止空气发生相互作用,在挤压、排气的流动过程中形成一些特殊的瞬态结构。图 5 给出了 0.85 ms 时刻燃烧室内瞬态三维流线分布及旋流器局部流场。图 5(a)中旋流器出口环状涡量等值面上流向速度 w 的分布表明,此刻经 1 级和 2 级旋流通道流出的高速流体在出口附近卷起了一个圆环型局部回流区,该区域的流线由内向外翻卷成一种类似弹簧圈型的分布(见图 5(b)). 而 3 级旋流受旋流器端面的阻挡,在叶片尾部与端面之间形成了如图 5(c)所示的局部回流并被迫偏转沿径向空间运动。由于流体的旋转运动会在径向上产生压力梯度从而形成局部低压区,因此在某些特定时刻流场低压区域分布可以体现旋流结构。图 6(a)给出了不同时刻燃烧室内 -1 kPa 和 -5 kPa 的压强增量等值面分布。3 级旋流通道流出的空气沿径向空间运动的过程中,其旋转离心作用以及火焰筒壁面限制作用共同诱导形成了上下两条显著的旋臂型压强等值面。结合图 6(b)对应时刻中心截面 $x=0\text{ mm}$ 上低压区及流线分布可以看出,该等值面与 $x=0\text{ mm}$ 平面相交的圆形截面上存在明显的径向压力梯度,其流线形状表现为一个局部回流区,表明该

旋臂结构为典型的内部负压的管状涡旋。在实际计算过程中,这种低压区结构会随时间发展而间歇性地出现—消失,但拐角处的局部回流区一直保持存在状态。同时,1 级与 2 级旋流器出口流体的旋转剪切相互作用也形成了局部低压区,里面包含了一对随时间发展的对称旋涡。这对旋涡向下游运动的过程中在主燃孔射流的横向剪切作用下产生回流,在 $t=6.9\text{ ms}$ 时刻已扩展为充满整个火焰筒的两个大涡,并最终形成如图 7 所示时间平均的速度矢量分布以及等值线 $w=0\text{ m/s}$ 所勾勒出的回流区结构:3 级旋流在火焰筒壁面限制下形成了固定的角回流区,同时还与 1,2 级旋流器出口的主旋流耦合作用在旋流器端面附近产生了次级回流区。这两处回流结构有利于燃油充分雾化,提升燃烧性能,并对主旋流张角、下游回流区尺寸等形成了一定的调节控制作用。而主旋流与 3 级旋流交汇后,在主燃孔射流横向剪切作用下回转形成了包含一对大尺度旋涡的中心主回流区,有利于火焰稳定。

图 8 展示了流场启动发展过程中瞬时涡量场结构的非定常变化。受叶片几何形状的限制,来流经过旋流器各级旋流通道后产生周向旋转运动。如图 8(a)、图 8(b)所示,3 级旋流器每个通道出口均形成了与叶片形状对应的整齐排列的涡量等值面。随着时间发展,初始型面在维持了约 0.5 ms 后,于流体自身旋转剪切作用及挡溅板上气膜孔出流的影响下从图 8(c)开始逐渐脱落并破碎。而 1,2 级旋流首先在旋流器内部经历了相互混合与剪切作用再由共同的出口流出,因此其出口涡旋未能形成规则的拟序结构。火焰筒与外机匣之间

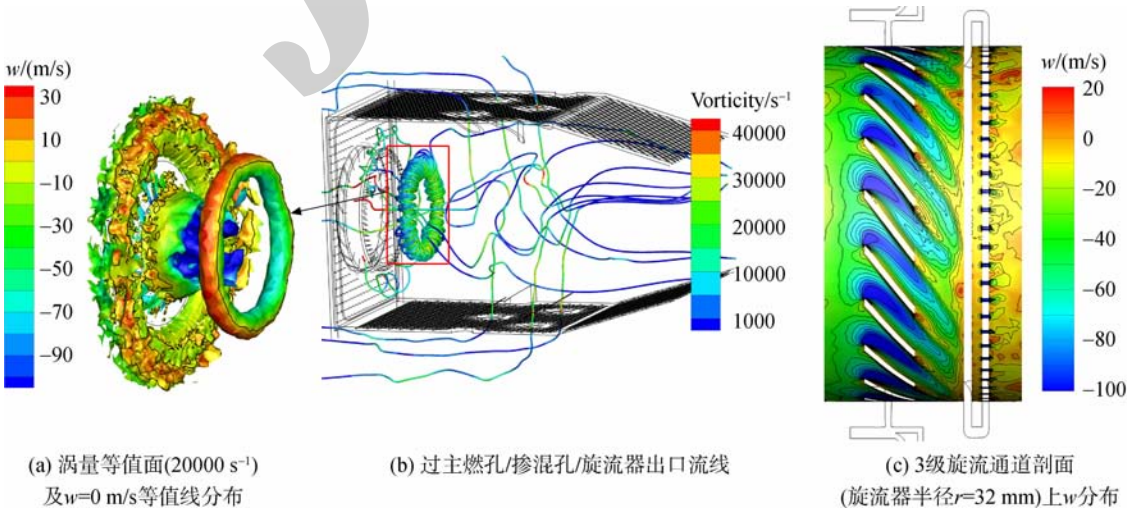


图 5 $t=0.85\text{ ms}$ 时刻燃烧室瞬态流场

Fig. 5 Instantaneous flow field in the combustor at $t=0.85\text{ ms}$

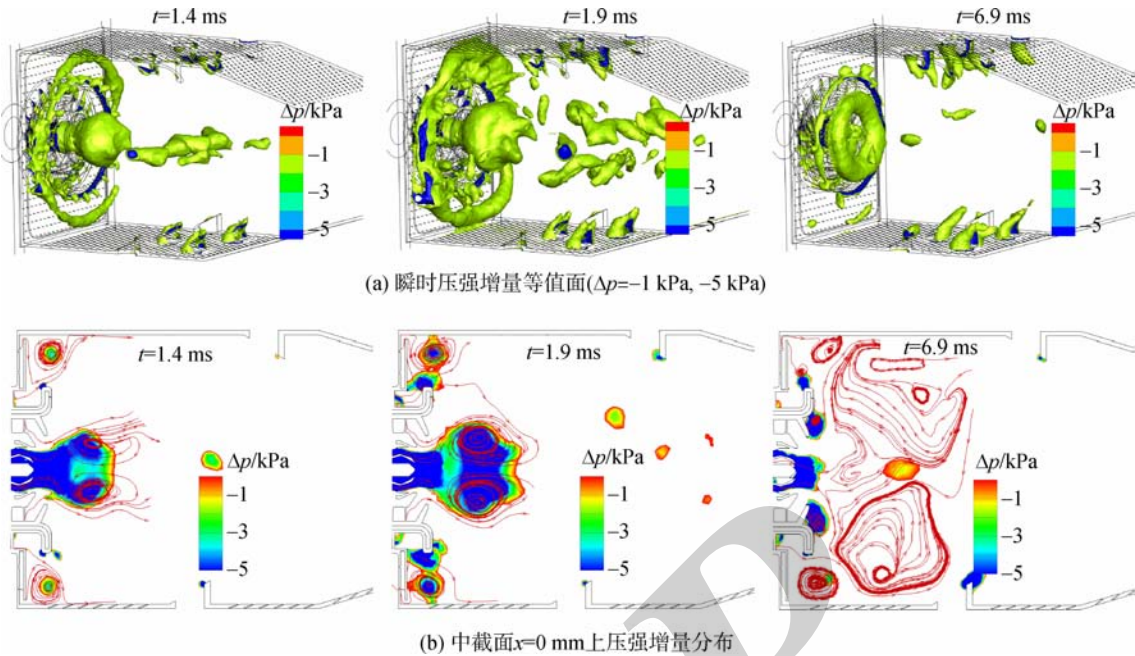


图 6 燃烧室内流场瞬时低压区结构

Fig. 6 Distribution of instantaneous low pressure region in the combustor

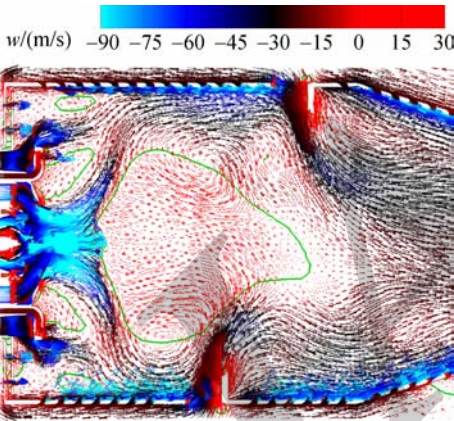


图 7 中截面 $x=0\text{ mm}$ 上时间平均的速度矢量分布
(等值线: $w=0\text{ m/s}$)

Fig. 7 Distribution of time-averaged velocity vector
on central profile $x=0\text{ mm}$ (isoline: $w=0\text{ m/s}$)

的气流则通过各个主燃孔/掺混孔横向挤压进入主流区,在孔口膨胀形成如图 8(a)所示环管型旋涡结构.这种结构在向流场深入运动的过程中逐渐拉伸(图 8(b))、脱落(图 8(c)),约 1.0 ms 时在火焰筒中部相遇(图 8(d)),在强烈的相互碰撞与剪切作用下破碎成图 8(e)中所示大量的细小涡旋,随后进入图 8(f)所示无序脉动变化状态.

为确认计算得到的燃烧室内部流场结构,图 9 和图 10 分别给出了外侧 $x=25\text{ mm}$ 和内侧 $x=-25\text{ mm}$ 截面上平面速度值 V_{xy} 的 LES 时间平均结果与相同来流条件下该燃烧室模型已有 PIV 试验测量结果的比较.其中试验的矩形观测窗口

开设在侧壁中间,尺寸约为 $110\text{ mm}\times 72\text{ mm}$,观测范围基本覆盖了从旋流器出口到后排掺混孔在内的核心流动区域.图中可以看出上下孔两股射流的错位碰撞剪切作用使得两孔之间的流线发生扭曲转向,在旋流器出口主流的影响下,主燃孔上游流线也出现了扭转形成回流小涡.整体而言计算与试验基本一致,LES 得到的两个截面的上下孔射流强度、穿透深度对称性更好一些.试验测得的外侧截面上孔射流较强而下孔则相对稍弱,因此图 9(a)中由下孔进入的流线水平夹角相比计算结果要小一些.而在内侧截面上,图 10(a)测得的下孔射流强度与计算相当,上孔射流强度较弱导致其与上游主流耦合形成的一个局部小回流区维持了旋涡形态,而非如计算所示被射流挤压成大幅度扭曲变向的流线.这种差别一个可能的原因在于本文的 LES 没有在入口添加额外的人工扰动,计算等同于模拟了一个自然转捩的流动状态,同时实际试验中入口来流存在一定振荡和不均匀性,不利于 PIV 测量获得准确的平均流场.

等 x 截面上的流场反映了火焰筒上下孔对冲射流的相互作用影响,为继续考察旋流器对主旋流场结构形成的诱导作用,取其出口附近两个等 z 截面进行了对比研究.图 11 为旋流器下游 $z=-30\text{ mm}$ 截面上的平面速度值 V_{xy} 及流线分布,其出口气流在此截面上旋转形成了一个充满整个框体的大涡.计算与试验基本一致,差别主要

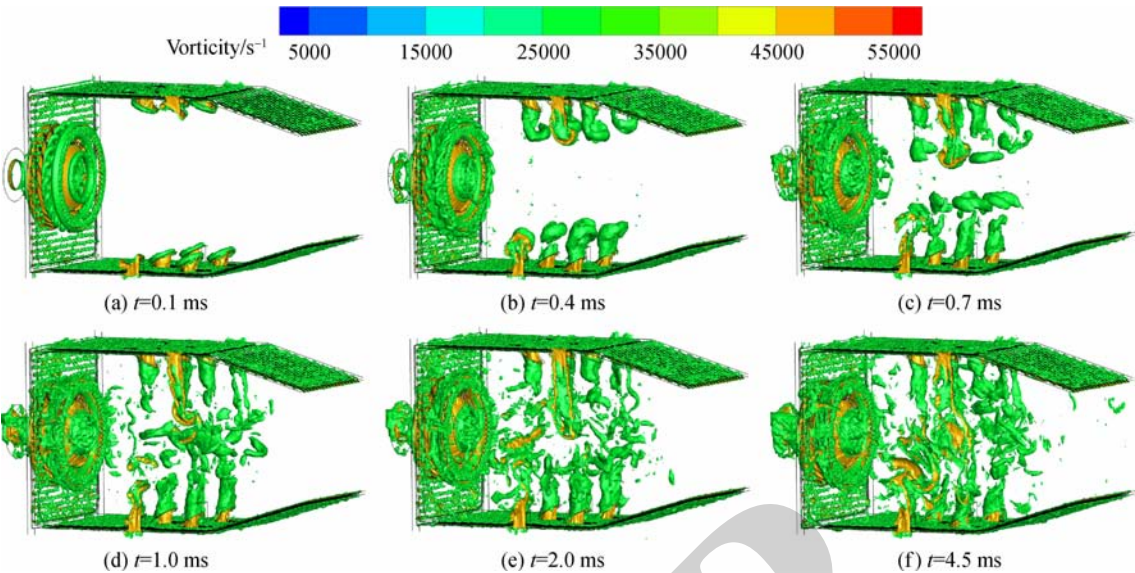


图 8 流场发展过程中瞬时涡量等值面分布
Fig. 8 Distribution of instantaneous vorticity in flow field developing process

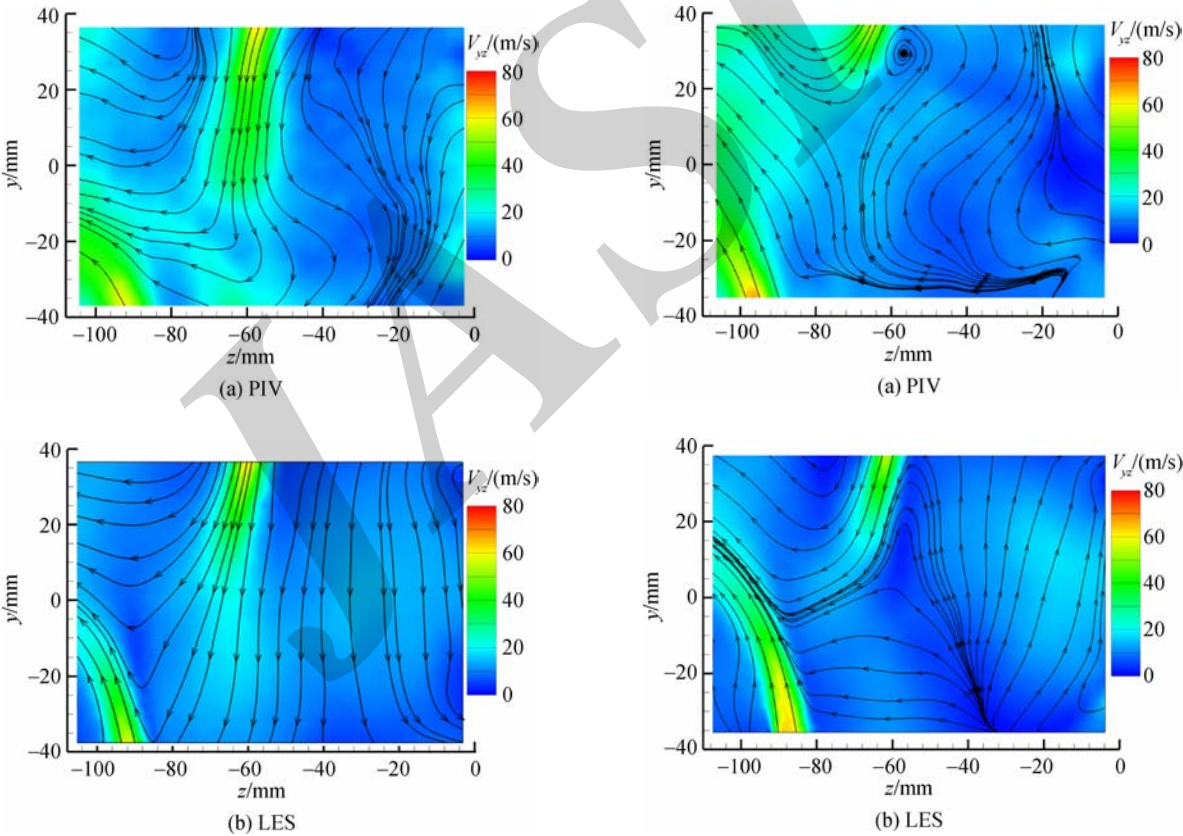


图 9 $x=25\text{ mm}$ 截面上平面速度场及流线分布
Fig. 9 Distribution of planar velocity and streamlines on profile $x=25\text{ mm}$

图 10 $x=-25\text{ mm}$ 截面上平面速度场及流线分布
Fig. 10 Distribution of planar velocity and streamlines on profile $x=-25\text{ mm}$

在于图 11(a)中试验测得的旋涡中心与 x 轴零点存在约 10 mm 的偏移, 流线轨迹更接近于圆形, 而图 11(b)中计算模拟的涡心严格落在坐标原点、旋流器中轴线上, 流线轨迹近似呈现为一个倾斜的椭圆形, 其长轴方向与截面左下到右上的对

角线基本一致. 由于火焰筒剖面为上下较高左右较窄的矩形, 且旋流方向为顺时针, 因此该截面的流线轨迹形状应当体现出壁面几何的这种不对称约束对旋流的影响, 即 LES 计算的平均场流线更符合该截面构型在理论上应有的分布. 图 12 为

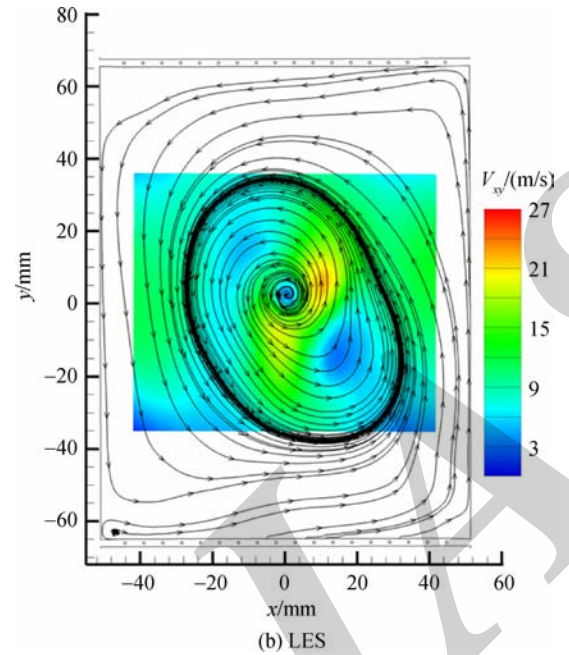
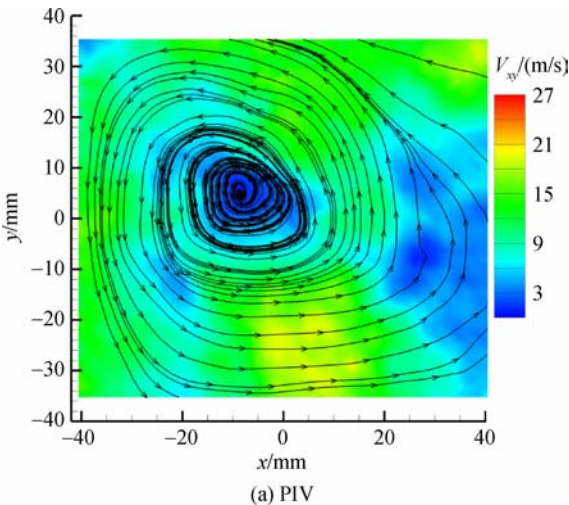


图 11 $z=-30\text{ mm}$ 截面上平面速度场及流线分布
Fig. 11 Distribution of planar velocity and streamlines on profile $z=-30\text{ mm}$

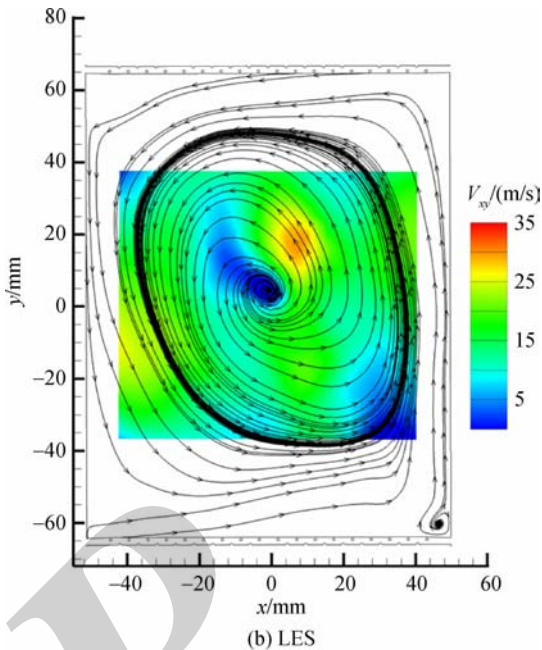
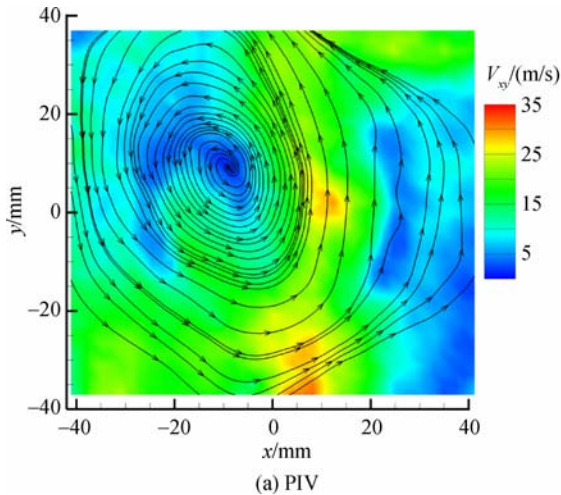


图 12 $z=-45\text{ mm}$ 截面上平面速度场及流线分布
Fig. 12 Distribution of planar velocity and streamlines on profile $z=-45\text{ mm}$

$z=-45\text{ mm}$ 截面上的平面速度值及流线分布,可以看出与图 11 类似,试验测得的大涡中心在 x 方向相对原点存在约 10 mm 的偏移,而计算得到的旋涡中心继续保持在截面中点上.由于进一步远离了旋流器出口,该截面上旋流强度减弱导致流线轨迹的椭圆化和偏斜程度不如 $z=-30\text{ mm}$ 截面显著.

4 结 论

本文对一种带轴向 3 级旋流器的航空发动机单头部燃烧室进行了高仿真建模,并采用 LES 方法对其冷态流场进行了数值计算,获得了燃烧室从静止启动发展到统计定常状态过程中关键位置多处测点、截面与三维空间的非定常流动特性及流场结构.

1) 第 3 级旋流分别与火焰筒壁面和主旋流耦合作用形成了角回流区及旋流器端面回流区,此种设计可促进燃油进一步充分雾化,提高燃烧性能.火焰筒中心仍存在与传统双旋流燃烧室类似的由主旋流和横向射流诱导的主回流区,有利于火焰稳定.

2) 计算的测点湍动能谱符合湍流经典理论规律,时间平均流场与 PIV 测量结果相吻合,表明本文所建立的高仿真计算网格与 LES 方法可进一步拓展应用于航空发动机完整环形燃烧室复杂流场数值模拟,为燃烧室设计提供可靠依据.

参考文献:

- [1] 刘伟,林宇震,刘高恩,等. 低压条件下复合式多级旋流杯燃烧室燃烧效率研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 650-655.
LIU Wei, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research of combustion efficiency of combustors using hybrid airblast atomizer under low pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 650-655. (in Chinese)
- [2] 袁怡祥,林宇震,刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 142-147.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Combustor dome design with three swirlers for widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 142-147. (in Chinese)
- [3] 丁国玉,何小民,赵自强,等. 油气比及进口参数对三级旋流器燃烧室性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 53-58.
DING Guoyu, HE Xiaomin, ZHAO Ziqiang, et al. Effect of fuel-air ratio and inlet parameters on performance of triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 53-58. (in Chinese)
- [4] 王成军,江平,辛欣,等. 基于 PIV 技术对三级旋流杯燃烧流场的测量[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1032-1039.
WANG Chengjun, JIANG Ping, XIN Xin, et al. Measurement of triple-stage swirler cup combustor flow field based on PIV technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1032-1039. (in Chinese)
- [5] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 554-558.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [6] 李锋,郭瑞卿,尚守堂,等. 高温升三旋流燃烧室与双旋流燃烧室的性能对比[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 10-15.
LI Feng, GUO Ruiqing, SHANG Shoutang, et al. Performance comparison between high temperature rise triple-swirler combustor and double-swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 10-15. (in Chinese)
- [7] 吴治永,林宇震,刘高恩,等. 基于 CFD 分析改进三旋流燃烧室头部设计[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 533-537.
WU Zhiyong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 533-537. (in Chinese)
- [8] 吴振宇,王成军,王丹丹. 三级旋流器的设计及其流场模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(5): 38-41.
WU Zhenyu, WANG Chengjun, WANG Dandan. Triple swirler design and fluid numerical simulation[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(5): 38-41. (in Chinese)
- [9] Tucker P G. Computation of unsteady turbomachinery flows; Part 2 LES and hybrids[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(7): 546-569.
- [10] Kim S, Menon S. Large-eddy simulation of a high-pressure single-element lean direct-injected gas-turbine combustor[R]. AIAA-2014-0131, 2014.
- [11] Filosa A, Noll B E, Di Domenico M, et al. Numerical investigations of a low emission gas turbine combustor using detailed chemistry[R]. AIAA-2014-3916, 2014.
- [12] Yee C S, Ihme M. LES investigation of flow field sensitivity in a gas turbine model combustor[R]. AIAA-2014-0621, 2014.
- [13] Ruggles A, Kelman J. A gas turbine combustor for instability research and LES validation; methods and mean results[J]. Combustion Science and Technology, 2014, 186(3): 313-331.
- [14] Iudiciani P, Duwig C, Hosseini S M, et al. LES investigation and sensitivity analysis of the flow dynamics in a gas turbine swirl combustor[R]. AIAA-2011-65, 2011.
- [15] 颜应文,赵坚行,张靖周,等. 模型燃烧室湍流亚网格尺度模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 461-465.
YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou, et al. Sub-grid scale model for model combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(4): 461-465. (in Chinese)
- [16] 颜应文,赵坚行,张靖周,等. 大涡模拟模型环形燃烧室污染特性[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1161-1167.
YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou, et al. Large eddy simulation of pollution formation in model annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1161-1167. (in Chinese)
- [17] 何跃龙,邓远源,颜应文,等. 大涡模拟模型燃烧室燃烧性能计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 1939-1947.
HE Yuelong, DENG Yuanhao, YAN Yingwen, et al. Large-eddy simulation of two-phase reacting flows and combustion performance in model combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 1939-1947. (in Chinese)
- [18] See Y C, Ihme M. Large eddy simulation of a gas turbine model combustor[R]. AIAA-2013-0172, 2013.

(编辑:陈 越)