文章编号:1001-2060(2023)05-0024-06

折流燃烧室几何结构简化和流量统计对比

王 方,甘 甜,王煜栋,金 捷

(北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京100191)

摘 要:针对航空发动机燃烧室的高保真数值模拟需求,基于自研软件 AECSC-IBM 对某型带甩油盘的折流燃烧室 的简化结构几何模型和高保真几何模型进行冷态工况数值模拟。结果表明:该折流燃烧室在几何结构上的不同会 使得燃烧室的流量分配和流场结构出现差异,在流量分配上简化结构几何模型的3股气流占比分别是16.26%, 26.74%和57%,高保真几何模型3股气流占比分别是21.23%,17.58%和61.19%;在流场结构上,高保真折流燃 烧室的主燃区位置靠近火焰筒外壳前端,而简化结构折流燃烧室的主燃区域明显靠后。

关 键 词:折流燃烧室;高保真建模;大涡模拟(LES);流量分配

中图分类号: V231.2 文献标识码: A DOI: 10.16146/j. cnki. rndlgc. 2023.05.003

[**引用本文格式**]王 方,甘 甜,王煜栋,等. 折流燃烧室几何结构简化和流量统计对比[J]. 热能动力工程,2023,38(5):24-29. WANG Fang,GAN Tian,WANG Yu-dong, et al. Simplification and flow rate statistics comparison of slinger combustor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2023,38(5):24-29.

Simplification and Flow Rate Statistics Comparison of Slinger Combustor

WANG Fang, GAN Tian, WANG Yu-dong, JIN Jie

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing, China, Post Code: 100191)

Abstract: In order to meet the requirements of high-fidelity numerical simulation of aero-engine combustion chambers, the self-developed software AECSC-IBM simulates the simplified structural geometric model and high-fidelity geometric model of a certain type of slinger combustor under cold working conditions numerically in this paper. The results show that the difference in the geometry of the slinger combustor will make the flow distribution and flow field structure of the combustor different. For flow distribution, the proportions of the three streams in the simplified geometric model are 16.26%, 26.74% and 57% respectively, and the proportions of the three streams in the high-fidelity geometric model are 21.23%, 17.58% and 61.19% respectively; for the flow field structure, the main combustion zone of the high-fidelity slinger combustor is close to the front end of the flame tube shell, while the main combustion zone of the simplified structure slinger combustor is obviously backward.

Key words: slinger combustor, high-fidelity modeling, large-eddy simulation (LES), flow distribution

引 言

折流燃烧室也可以称为离心甩油盘燃烧室,由

于供油压力低、燃油雾化性能优良、雾化质量稳定、 燃烧效率高以及高空性能好等优点在中小型航空发 动机上得到了广泛应用^[1]。

由于燃烧室的相关实验风险高、投资大,因此迫

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)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China (91741125); National Science and Technology Major Project (2017 – I – 0004 – 0005)

收稿日期:2022-11-17; 修订日期:2023-02-28

作者简介:王 方(1972-),女,北京航空航天大学副教授.

· 25 ·

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。周玉珍等人^[2]采用非结构 网格模拟了某型折流燃烧室的流场,得到较合理的 速度分布和未燃燃油浓度分布。余宗明等人[3]采 用 Fluent 模拟和研究了方腔折流燃烧室中的冷态流 场。颜应文等人^[4]针对大幅简化后的折流燃烧室 火焰筒划分贴体结构网格,并模拟火焰筒中的两相 燃烧过程。刘邓欢等人^[5]探究不同发动机工况下 折流燃烧室的稳定状态和瞬时出口温度分布,研究 发现,出口温度分布呈现倒 C 型:汪玉明等人^[6]为 了研究折流燃烧室的间接点火过程,对折流燃烧室 进行了大涡模拟计算,并结合燃烧室点火试验和性 能试验对模拟结果进行了验证,证明了初始火炬能 否进入次回流区内是折流燃烧室成功点火的关键。 Kang 等人^[7]进行了喷雾、点火和燃烧试验,得到了 液滴平均直径(Sauter Mean Diameter, SMD)和燃烧 效率随转速的变化规律。Rao 等人^[8]使用 GAMBIT 软件生成网格并利用 Fluent 软件模拟研究了折流燃 烧室不同工况下的性能。Rana 等人^[9]采用 Fluent 模拟了折流燃烧室并估算其火焰筒的温度分布,为 火焰筒设计提供参考。Choi 等人^[10] 通过实验研究 获得了 SMD 与转速的关系,并分析了转速对燃烧室 出口温度、燃烧效率等参数的影响。

燃烧室空气流量分配是燃烧室设计、研制中最 基本的问题^[11-12]。燃烧室气体流量分配是否合理, 关系到燃料能否进行充分的雾化燃烧,也影响了燃 烧室使用寿命和热均匀性,是燃烧室结构设计中的 关键性问题。赵祎宇等人^[13]针对折流燃烧室统计 了 RANS 方法和大涡模拟(Large-Eddy Simulation, LES)方法计算获得的火焰筒内部区域流量分配。

综上,折流燃烧室的研究主要集中在雾化和燃烧性能方面,由于国内外关于折流燃烧室公开发表的文献不多,且大多不同程度地简化了折流燃烧室的几何结构,采用大涡模拟研究折流燃烧室内部流场结构的非常少,因此仍需进一步研究。

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^[14-15]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。王煜栋等人^[16]通过对双旋流算例以及 Sandia 射流火焰算例检验表明, AECSC-IBM 软件能快速精 确映射几何模型, 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。

本文首先介绍高保真几何结构折流燃烧室与简 化结构折流燃烧室的不同之处,并基于该软件对某 型折流燃烧室中冷态工况进行高保真数值模拟,最 后对简化结构几何模型和高保真几何模型折流燃烧 室内的流量分配情况进行统计并分析,研究了几何 保真度对折流燃烧室流量分配的影响情况。

1 研究对象

基于 AECSC-IBM 软件模拟研究某型真实结构的折流燃烧室,其结构与内部流动情况如图1所示。压气机压缩过的高压空气经轴向扩压器进入 燃烧室,并分为3股流入火焰筒,参加燃烧反应并与 燃气掺混,液相煤油由高速旋转的甩油盘进入主 燃区。





本文所模拟的是全环形燃烧室的1/10模型,其 简化结构几何模型和高保真几何模型如图2所示。 该燃烧室由机匣、径向扩压器、轴向扩压器、火焰筒 外壳、火焰筒内壳,甩油盘,火焰筒前进气锥以及涡 轮导向器叶片组成。



图 2 折流燃烧室几何模型

Fig. 2 Geometric model of the slinger combustor

高保真几何模型与简化结构几何模型主要在图 2 虚线框标记的 3 处有所不同。高保真几何模型火 焰筒内壳前锥和后锥上的小孔尺寸与结构都与真实 折流燃烧室保持一致,并且未简化折流燃烧室出口 的涡轮导向叶片,与真实折流燃烧室的弯曲叶片形 式保持一致。将数值计算出口放置在涡轮导向叶片 后,并且在建立折流燃烧室的三维计算模型时,将折 流燃烧室出口部分进行延长,目的是减少出口边界 条件对折流燃烧室内数值模拟的影响。在折流燃烧 室简化结构几何模型中,火焰筒前进气锥的3层鱼 鳞孔简化成平孔,进气孔的形状会影响孔的流量系 数,从而影响燃烧室头部的流场流态。在火焰筒内 壳前锥和后锥之间实际存在的环形间隙被简化,其 中实际的环形间隙起到贴壁射流冷却壁面的作用。 在排气面积相同的条件下,将涡轮导叶由弯曲叶片 简化成直叶片,可能影响经涡轮空心导叶到火焰筒 内壳再进入火焰筒的空气流量。

2 计算模型与方法

LES 方法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。LES 方法不涉及系综平均 的使用,而是对 Navier-Stokes 方程应用空间滤波,如 果 $\phi(x,t)$ 是一个瞬时变量,那么在 $x = (x_1, x_2, x_3)$ 处变量可以定义为:

$$\bar{\phi}(\boldsymbol{x},t) = \iiint_{-\infty}^{+\infty} G(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}',\Delta) \phi(\boldsymbol{x}',t) \,\mathrm{d}\boldsymbol{x}'$$
(1)

式中:t—时间,s;G—滤波函数; Δ —特征宽度,m,通 常是空间的函数。

滤波后的 Navier-Stokes 方程可以用以下张量形 式表示:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \,\bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \tag{2}$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \,\tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \,u_i u_j}{\partial x_i} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \,\bar{\sigma}_{ij}}{x_i} \tag{3}$$

过滤后的 N-S 方程中出现了未封闭的亚网格 雷诺应力项,定义为:

$$\tau_{ij} = \bar{\rho} \, \widetilde{u_i u_j} - \bar{\rho} \, \widetilde{u}_i \, \widetilde{u}_j \tag{4}$$

使用动态 Smagorinsky-Lilly 模型将其模化。经 过坐标变换和空间滤波后的控制方程组为:

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

$$\frac{\partial \bar{\rho} \, \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi_k} \left(\frac{A_{kj}}{|\boldsymbol{J}|} \bar{\rho} \, \tilde{u}_i \, \tilde{u}_j \right) = - \frac{A_{ki}}{|\boldsymbol{J}|} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \xi_k} + \frac{\partial}{\partial \xi_k} \frac{A_{ki}}{|\boldsymbol{J}|}$$

$$\left[\mu_{i}\frac{A_{ij}}{|\boldsymbol{J}|}\frac{\partial\tilde{u}_{i}}{\partial\xi_{i}}+\mu_{i}\frac{A_{ii}}{|\boldsymbol{J}|}\frac{\partial\tilde{u}_{j}}{\partial\xi_{i}}\right]$$
(6)

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

式中:**J**—用于坐标变换的 Jacobion 矩阵, $J_{ij} = \frac{\partial x_i}{\partial \xi_i}$, x_i —背景网格所对应的曲线坐标系中的坐标; ξ_i —坐 标变换后的笛卡尔坐标系中的坐标;下标 i,j,k,l— 坐标系中的不同方向; ρ —平均密度, kg/m^3 ;p—平 均压力,Pa;A—六面体网格某一面的面积, $m^2;\mu_t$ — 分子粘度与亚网格湍流粘度之和; \tilde{u}_j —密度加权滤 波后的 x_j 方向的速度分量; ϕ —包括物质浓度和混 合物焓在内的标量集合; $\tilde{\phi}$ —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 *aV*上积分,得积分形式的守恒方程组:

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

$$\int_{\partial V} \frac{\partial \bar{\rho} \, \tilde{u}_{i}}{\partial t} \mathrm{d}V + \underbrace{\int_{\partial S} G_{k} \, \tilde{u}_{i} n_{k} \mathrm{d}S}_{\frac{1}{N_{i} \text{i} \tilde{u}_{M}}} = - \int_{\partial V} A_{ki} \, \frac{\partial \bar{p}}{\partial \xi_{k}} \mathrm{d}V +$$

$$\underbrace{\left[\mu_{i}\frac{A_{lj}A_{kj}}{|\boldsymbol{J}|}\frac{\partial \tilde{\boldsymbol{u}}_{i}}{\partial \boldsymbol{\xi}_{i}} + \mu_{i}\frac{A_{li}A_{kj}}{|\boldsymbol{J}|}\frac{\partial \tilde{\boldsymbol{u}}_{j}}{\partial \boldsymbol{\xi}_{i}}\boldsymbol{\eta}_{k}\mathrm{d}S\right]}_{\text{difference}}$$
(9)

$$\int_{\partial V} \frac{\partial \bar{\rho} \,\tilde{\phi}}{\partial t} \mathrm{d}V + \underbrace{\int_{\partial S} G_k \,\tilde{\phi} n_k \mathrm{d}S}_{\text{NFMM}} = \int_{\partial S} \left[\mu_l \, \frac{A_{ll} A_{kl}}{|\mathbf{J}|} \, \frac{\partial \tilde{\phi}}{\partial \xi_l} \right] n_k$$
(10)

式中: G_k —控制体某方向上的流量值, kg/m³; S—面积, m²; V—体积, m³。

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:

$$\tilde{\phi}_{p}a_{p} = \sum_{S,N,W,E,L,R} \tilde{\phi}_{\alpha}a_{\alpha} + S_{p}$$
(11)

式中:a—系数; $\sum_{S,N,W,E,L,R} \tilde{\phi}_{\alpha}$ —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 浸没边界网格标记求解; S_p —源项,包含所有不能用 面通量表示的项,并且依赖于 $\tilde{\phi}_p$; 下标 P—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。

3 计算结果与讨论

3.1 折流燃烧室冷态模拟

采用文献[5]中折流燃烧室整机性能试验数据 中巡航状态设计点(相对转速95%)工况时的燃烧 室进口数据作为本文折流燃烧室算例模拟的进口条 件。高保真几何模型网格总数为2508万,简化结 构几何模型网格总数为2073万。求解时,采用对 应于网格分块的256个CPU,利用MPI框架并行计 算。计算高保真折流燃烧室冷态工况时每千步约需 2.4 h,计算简化结构折流燃烧室冷态工况时每千步约需 2.3 h。可见,虽然高保真几何模型总网格数比 简化结构几何模型总网格数多,但是两者的计算时 间相差不大,所以使用高保真几何模型计算时在计 算时间几乎相等的情况下能够得到更接近真实折流 燃烧室的结果。 总温为493.6 K、总压为485822.5 Pa的空气 以592m/s的进口速度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,流场达到稳定后, 高保真折流燃烧室的三维瞬态速度矢量图如图3 所示。



图 3 冷态流场三维速度矢量图 Fig. 3 3D velocity vector diagram of cold flow field

图 4 为高保真折流燃烧室三维流线图向 X - Y 平面的二维投影。由图 4 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,图中用短划线标 记了其主要流动方向;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,在图中用长划线标记;第 3 股气流经 过火焰筒外壳的进气斗进入火焰筒,在图中用实线 箭头标记。



图 4 高保真折流燃烧室冷态流场三维 流线与 3 股气流示意图 Fig. 4 Schematic diagram of 3D flow lines and three streams of cold flow field for high-fidelity slinger combustor 图 5 为简化结构折流燃烧室三维流线图向 *X* – *Y* 平面的二维投影。



图 5 简化结构折流燃烧室冷态流场三维 流线与 3 股气流示意图

Fig. 5 Schematic diagram of 3D flow lines and three streams of cold flow field for simplified structural slinger combustor

在高速流动下,火焰保持稳定需要一个低速区, 主燃区就是燃烧室头部的低速回流区,主要用来燃 烧和稳定火焰。在图4和图5中,火焰筒内的流场 结构有明显差别,高保真几何模型的主燃区靠近火 焰筒外壳前端壁面,并且在火焰筒底部靠近甩油盘 处出现许多小涡结构,而简化结构几何模型的主燃 区相对靠后,主燃区在图中用实线框标记。

高保真折流燃烧室进气斗截面速度分布云图如 图 6 所示。燃烧室出口处的气流流速较高,其原因 是气流在此处要经过空心导向叶片,缩小了气流流 通的横截面积。在靠近火焰筒外壳处形成了一个比 较大的回流区即主燃区,第 2 股气流通过火焰筒内 壳前锥和后锥与自前进气锥进入的第 1 股气流相 遇,加强燃烧室内的掺混。通过进气斗进入的第 3 股气流,一小部分参与燃烧,大部分用来冷却以降低 燃气的温度,使得燃烧室出口温度满足设计要求。

3.2 折流燃烧室流量分配

燃烧室的流量分配与燃烧室的点火、火焰稳定、 燃烧效率、总压损失、出口温度分布和排气污染等燃 烧性能密切相关。流量分配不仅影响火焰筒组织燃 烧,也影响燃烧室的经济性和燃料利用率。在燃烧 室设计指标要求不断提高,燃烧控制不断细化的今 天,燃烧室的流量分配就显得更为重要。

针对某型带甩油盘折流燃烧室的简化结构几何 模型和高保真几何模型,统计了燃烧室内部各关键 截面的流量分配情况,如表1和表2所示。





图 6 进气斗截面速度分布云图 Fig. 6 Velocity distribution diagram on the section of the inlet hopper jet

表1 简化结构折流燃烧室3股气流流量占比

Tab. 1 Flow ratios of three streams for simplified structural slinger combustor

气流	流量/kg·s ⁻¹	流量占比/%
1	0.200 2	16.26
2	0.329 3	26.74
3	0.701 8	57.00

表 2 高保真折流燃烧室 3 股气流

流量占比

Tab. 2 Flow ratios of three streams for high-fidelity

slinger combustor

流量/kg·s ⁻¹	流量占比/%
0.215 7	21.23
0.178 6	17.58
0.6217	61.19
	流量/kg·s ⁻¹ 0.2157 0.1786 0.6217

简化结构折流燃烧室和高保真折流燃烧室进口 流量分别为1.231 kg/s和1.016 kg/s,由表1和表2 对比可知,高保真几何模型折流燃烧室,第1,2股气 流流量占比相比较有所减少而由进气斗进入火焰筒 的第3股气流占比明显增加,说明掺混降温的气流 占比更多,能够有效降低燃烧室出口温度。

4 结 论

本文基于自研软件 AECSC-IBM 的模型和算法 对某型折流燃烧室的简化结构和高保真几何模型进 行数值模拟,结论如下:

(1)冷态工况流场模拟结果表明,经过径向扩 压器的高压气体流入燃烧室后分为3股空气流路进 入火焰筒内,几何结构的不同使得折流燃烧室的流量分配出现明显差异,简化结构几何模型的 3 股气流占比分别是 16.26%,26.74%和 57%,高保真几何模型 3 股气流占比分别是 21.23%,17.58%和 61.19%。

(2)几何结构的不同使得折流燃烧室的流场结构出现差异,高保真折流燃烧室的主燃区位置靠近火焰筒外壳前端,而简化结构折流燃烧室的主燃区要明显靠后,并且火焰筒内壳上圆孔的射流强度不同,也会影响主燃区的流态。

本文针对的折流燃烧室冷态工况数值模拟研究 中采用的算法和软件能够精确分辨燃烧室细节结构 及获得燃烧室内的三维速度场,可以为真实航空发 动机燃烧室的设计提供一定的参考。

参考文献:

- [1] 宋双文,蒋荣伟,陈 剑,等. 离心甩油折流环形燃烧室的性能 试验[J]. 航空动力学报,2007,21(9):1401-1404.
 SONG Shuang-wen, JIANG Rong-wei, CHEN Jian, et al. Performance experiment of a reflection flow annular combustor with slinger
 [J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(9):1401-1404.
- [2] 周玉珍,邵文清,王菊金,等. 涡扇发动机燃烧室三维冷态流场的计算[J]. 推进技术,2001,22(6):480-482.
 ZHOU Yu-zhen, SHAO Wen-qing, WANG Ju-jin, et al. Flow-field computation of turbofan engine combustion chamber[J]. Journal of Propulsion Technology,2001,22(6):480-482.
- [3] 余宗明,黄 勇,王 方.方腔折流燃烧室冷态流场研究[J]. 推进技术,2010,31(5):533-538.
 YU Zong-ming, HUANG Yong, WANG Fang. A study on the flow-field of a Z-flowpath combustor[J]. Journal of Propulsion Technology,2010,31(5):533-538.
- [4] 颜应文,宋双文,胡好生,等. 折流燃烧室两相喷雾流场的数值 模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1003-1010.
 YAN Ying-wen,SONG Shuang-wen,HU Hao-sheng, et al. Numerical investigation of two-phase spray combustion flow fields in slinger annular combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5):1003-1010.
- [5] 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 Deng-huan, 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.

- [6] 汪玉明,王倚阳,肖 为,等. 折流燃烧室间接点火过程研究
 [J]. 推进技术,2021,42(3):612-619.
 WANG Yu-ming, WANG Yi-yang, XIAO Wei, et al. Study on indirect ignition process of slinger combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(3):612-619.
- KANG Y L, SEONG M C, YEOUNG M H, et al. Ignition characteristics on the annular combustor with rotating fuel injection system
 C]//ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air, 2004.
- [8] SIVARAMAKRISHNA G, KUMAR S K. CFD analysis of gas turbine slinger combustor[C]//India: ACFD Symposium, 2012.
- [9] RANA R, PRAJWAL A, SIVARAMAKRISHNA G, et al. Conjugate heat transfer analysis of a small annular combustor with centrifugal fuel injection system [C]// Gas Turbine India Conference. American Society of Mechanical Engineers, 2019, 83532; V002T04A003.
- [10] CHOI S, LEE D, PARK J. Ignition and combustion characteristics of the gas turbine slinger combustor [J]. Journal of Mechanical Science & Technology, 2008, 22(3):538 - 544.
- [11] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室 [M]. 北京:宇航出版社,1988.
 JIN Ru-shan. Aviation gas turbine combustion chamber [M]. Beijing: Aerospace Press, 1988.
- [12] 范作民,巢志方. 燃烧室流量分配与总压损失的试验研究
 [J]. 工程热物理学报,1980(2):185-194.
 FAN Zuo-min, CHAO Zhi-fang. Experimental investigation of total-pressure loss and airflow distribution for gas turbine combustor
 [J]. Journal of Engineering Thermophysics,1980(2):185-194.
- [13] 赵祎宇,段争梁,蔡文哲,等. 折流燃烧室燃烧流场大涡模拟
 [J]. 推进技术,2023,44(1):163-173.
 ZHAO Yi-yu, DUAN Zheng-liang, CAI Wen-zhe, et al. Large eddy simulation of combustion flow field in baffle combustion chamber
 [J]. Propulsion Technology,2023,44(1):163-173.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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 Yu-dong, WANG Fang, ZHOU Jia-wei, et al. Development and inspection of numerical simulation software for combustion chamber of AECSC-IBM aero-engine [J]. Journal of Aerodynamics, 2022, 37(10):2310 - 2323.

(姜雪梅 编辑)