

文章编号: 1000-8055(2025)00-20250335-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250335

旋流器仿生叶片对流场特征的 调控机制数值计算

班润泽¹, 董林¹, 李鹿辉², 彭海涛¹, 戴今¹, 孙磊¹, 魏静文¹

(1. 上海工程技术大学 机械与汽车工程学院, 上海 201620;

2. 北京航空航天大学 国际创新学院, 杭州 311115)

摘 要: 新型旋流器研发是提升燃烧室贫油熄火边界、优化典型工作工况中火焰稳定性的关键突破口。基于数值计算方法系统研究了一种融合翼果仿生特征的双级反向旋流器在燃烧室冷态流场中的特性演化规律, 通过解析主燃级与值班级叶片设计类型对中心回流区的调控机制, 揭示了不同叶片组合及后缘厚度变化对冷态流场的拓扑特征影响规律。结果显示: 主燃级与值班级的叶片组合方案显著影响中心回流区涡核范围与速度分布, 当叶片后缘削薄率为 40%~60% 临界值时, 涡核区域面积及回流速度的增长率随削薄率增加呈非线性衰减趋势, 但仍维持正相关性。其中, 当主燃级叶片采用仿生设计时, 有助于扩大涡核区域并提高回流速度, 对中心回流区的影响范围集中于 $0.3 \leq x/D \leq 1.2$ 与 $-0.3 \leq z/D \leq 0.3$ 的空间区域; 值班级叶片为仿生设计时, 对涡心区域的扩展产生增强效应。

关 键 词: 双级旋流器; 仿生叶片; 燃烧室流场; 涡核; 回流区

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Numerical simulation of flow-field regulation mechanisms in swirlers via bionic blades

BAN Runze¹, DONG Lin¹, RINOSHIKA Akira², PENG Haitao¹,

DAI Jin¹, SUN Lei¹, WEI Jingwen¹

(1. School of Mechanical and Automobile Engineering,

Shanghai University of Engineering Science, Shanghai 201620, China;

2. Hangzhou International Innovation Institute, Beihang University, Hangzhou 311115, China)

Abstract: The development of novel swirlers represents a critical breakthrough for enhancing the lean blow-off limit of combustion chambers and optimizing flame stability under typical operating conditions. Based on a numerical approach, the characteristic evolution of a dual-stage counter-rotating swirler was systematically investigated by incorporating biomimetic features inspired by winged seeds within the cold-flow field of a combustor. By analyzing the control mechanisms of the main and pilot stage blade design types on the central recirculation zone (CRZ), the influences of different blade combinations and trailing-edge thickness variations on the topological characteristics of the cold flow field were revealed. Results indicated that the blade combination scheme of the main and pilot stages significantly affected the vortex core extent and velocity distribution within the CRZ. When the trailing-edge thinning

收稿日期: 2025-07-16

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(12232002); 国家自然科学基金青年科学基金(12002199); 国家自然科学基金面上项目(12072017)

作者简介: 班润泽(1998—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机燃烧室孔系与旋流器。E-mail: www.woshiban@qq.com

通信作者: 董林(1985—), 女, 副教授, 博士, 研究领域为航空发动机燃烧室旋流控制等。E-mail: donglin16@163.com

引用格式: 班润泽, 董林, 李鹿辉, 等. 旋流器仿生叶片对流场特征的调控机制数值计算[J]. 航空动力学报, 2025, 41(X): 20250335. BAN Runze, DONG Lin, RINOSHIKA Akira, et al. Numerical simulation of flow-field regulation mechanisms in swirlers via bionic blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 41(X): 20250335.

ratio reached a critical value between 40% and 60%, the growth rates of both the vortex core area and the recirculation velocity exhibited a nonlinear decay trend with the increasing thinning ratio, yet maintained a positive correlation. Specifically, employing the biomimetic design for the main stage blades contributed to an expanded vortex core region and an increased recirculation velocity, with its dominant influence on the CRZ concentrated within the spatial domain of $0.3 \leq x/D \leq 1.2$ and $-0.3 \leq z/D \leq 0.3$. Utilizing the biomimetic design for the pilot stage blades produced an enhancing effect on the expansion of the vortex core region.

Keywords: dual-stage swirler; bionic blades; flow characteristics; vortex core; recirculation zone

燃烧室作为航空发动机中将化学能转化为热能的关键部件,其性能直接决定了整机的热效率、可靠性及污染物排放水平。随着全球对能源效率提升和环境保护要求日益严苛,对航空发动机燃烧室的要求可谓是近乎苛刻:在实现超高燃烧效率的同时需保持优异的火焰稳定性,抑制燃烧震荡^[1-2]。旋流器作为其核心空气动力学组件,通过在燃烧室旋流器出口端形成关键的中心回流区(central recirculation zone)、唇口回流区(lip recirculation zone)、角回流区(corner recirculation zone)这3个回流区^[3],为火焰提供了稳定的高温点火源和热源,延长了燃料混合物在反应区的驻留时间,促进完全燃烧,通过增强湍流混合,优化了燃料与空气的掺混均匀性,对降低污染物生成发挥决定性作用。研究表明,反向旋流器的逆旋转涡流湍动能更大,有利于燃料与空气的混合和油滴破碎,促进燃油和空气掺混程度,提高热效率并降低污染物生成^[4]。为了深入理解多级旋流器内部各级之间的相互作用,研究者们采用了多种方法和技术,包括数值模拟、实验测试和理论分析等^[5-7]。

党新究等^[8]利用PIV(particle image velocimetry)测量带双级旋流器环形燃烧室内冷态与燃烧流场,测量出不同轴向距离的轴向脉动速度,发现燃烧态试验的回流区长度小于冷态试验;李乐等^[9]利用PIV探究中心分级双旋流燃烧室内冷态流场特性,揭示了值班级与主燃级旋流的相互作用及其对双旋流燃烧室内流场的影响机制,还有值班级旋流强度、主燃级旋流强度和两级旋流之间的空气比例等旋流器关键参数对燃烧室内流场的影响规律;韩启祥等^[10]对双轴向反旋旋流器、单头部、矩形模型燃烧室内的冷态流场进行了试验研究,结果发现双旋流燃烧室的流场为不规则的结构,中心轴上下两个涡不对称各主燃孔气流穿透深度也不相同流场中存在流向涡;减小一级

旋流器流通面积、旋流数或增大二级旋流器的旋流数可增大回流区的尺寸,而增大二级旋流器流通面积回流区的尺寸会减小;顾大鹏等^[11]对双旋流燃烧室冷态特性进行了研究,实验发现随着进气速度的增大,回流区的面积及回流强度有所增加,燃烧室头部气流更稳定,燃烧效率更高;曾青华、陈炫午等^[12-13]针对单元贫油直喷(LDI)喷嘴的旋流器设计问题,研究了旋流器结构变化(改变旋流器级数、旋向等)对燃烧室总压损失、燃烧效率以及污染物排放等性能的影响规律;于涵等^[14]对包含双级旋流器的中心分级贫油直喷燃烧室流动和污染排放特性进行了数值模拟研究,得到了主油喷射角度对污染排放的影响规律,发现当副模采用旋流角为 32° 的中等强度旋流仍然能够在冷态和热态条件下形成稳定的中心回流区;赵自强等^[15]采用二维粒子图像测速(2D-PIV)流场测试技术,试验研究了相同进口条件下多种旋流数组合旋流器出口冷态流场,发现随着外级旋流器旋流数的增加,涡心有向前及向外移动的趋势,其回流区轴向长度逐渐变长,最大回流速度逐渐减小;回流区形状同时受外级旋流器旋流数及内级旋流器旋流数的影响;许昕婷等^[16]对某型航空发动机双级轴向旋流燃烧室内流场结构与流场特性进行了试验测试与数值计算,获得了不同工况条件下该型燃烧室不同纵向截面和横向上流场结构、流线及流速分布特性;胡建、蒋尧等^[17-18]以同一旋流器搭配不同尺寸出口限制域为对象,研究了双级旋流器偏心后,出口流场的变化规律,研究发现当限制域边界尺寸(L)与旋流器特征尺寸(D)比值小于某个特定值时($L/D=3.3$),旋流器出口射流与壁面存在附着点,出口流场由收缩型变为扩张型,通过减小出口限制域与旋流器特征尺寸比值的方式,使出口流场呈扩张型,可有效抑制旋流器偏心对出口流场的影响。汤姣^[19]针对二级

涡流器叶片结构展开了数值模拟研究,发现主燃级叶片厚度变化会改变涡流器下游的速度分布,当叶片厚度减小时,能导致轴向速度峰值的增大,中心回流区的轴向长度和径向尺寸也会有微小的增加,涡流器的有效流通面积也会增大;马德鹏等^[20]探究旋流器叶片安装角对高温升燃烧室性能的影响,发现值班级叶片安装角增大时,回流区尺寸及回流区轴向速度变大;当主燃级叶片安装角增大时,回流区形状由“葫芦”状变为“水滴”状,燃烧场高温区前移。

枫叶种子,亦称翼果。因其结构相对简单却能够自适应稳定自旋下落成为近十年来植物学家和空气动力学家的研究对象。Schaeffer 等^[21]通过系统性改变翼果质量和翼面面积,同步测量下落速度、旋转速率和锥角变化,证实了翼果在显著形态改变下仍能保持卓越的自转能力。Ezra 等^[22]运用亚微米计算机断层扫描、电子显微镜和多尺度力学实验,对翼果的结构力学特征进行了微米级测绘,揭示了翼果的多尺度结构力学原理,并据此阐明了其内在承重机制,为开发具有特殊机械性能的微型航空平台翼面元件提供了新思路。Kellas^[23]研发了一种以翼果为灵感的精密空投飞行器,该飞行器在自转下降过程中具备全向滑翔坡度控制能力。

目前经典旋流器设计经过数十年发展虽已相对成熟,创新焦点主要集中于旋流场主动调控与涡动力学结构研究,将仿生学应用于旋流器叶片尚未得到充分探索,在应对下一代更高参数、更宽泛运行工况以及更加严格排放法规的需求时,正日益显现其局限性。因此,突破传统旋流器设

计局限,积极发展新型高性能旋流器技术,已成为提升未来先进燃气轮机燃烧室综合性能、满足日益严苛的环保法规与运行需求的关键突破口和必由之路。本研究旨在为航空发动机燃烧室提供一种兼具宽稳燃范围的翼果仿生双级反向旋流技术方案,为新一代旋流器主燃级与值班级叶片设计提供数据参考。通过枫叶种子这一独特空气动力学特征机理的研究^[24],基于数值计算方法系统研究了一种融合翼果仿生特征的双级反向旋流器在燃烧室冷态流场中的特性演化规律,通过解析主燃级与值班级旋流器的叶片(后续简称主燃级叶片或值班级叶片)设计类型对中心回流区的调控机制,揭示了不同叶片组合及后缘厚度变化对冷态流场的拓扑特征影响规律。

1 仿生特征提取与数值计算

本实验研究模型以某实验室常压冷态燃烧室实验台所使用的双级反向旋流器为基础原型^[25-26],旋流器直径 D 为 0.068 5 m,如图 1 所示。其中主燃级叶片出口角度为 57.3° ,值班级叶片出口角度为 40.0° ,文丘里角度为 104.0° ,主燃级旋流数为 1.337 9,值班级旋流数为 0.683 0。

翼果的叶片构型展现出卓越的气动性能。在其自旋时,叶片前缘与后缘形成的涡系表现出明显的强度变化:沿整个叶展范围(叶根、叶中部至叶尖),前缘涡的强度均显著高于后缘涡。这种突出的前缘涡强度保障了翼果能够稳定自旋运动^[24]。选取 30 个翼果样品进行仿生特征提取,其主要特征平均参数如表 1 所示。

在翼果的静态外形特征测量分析中,观察数

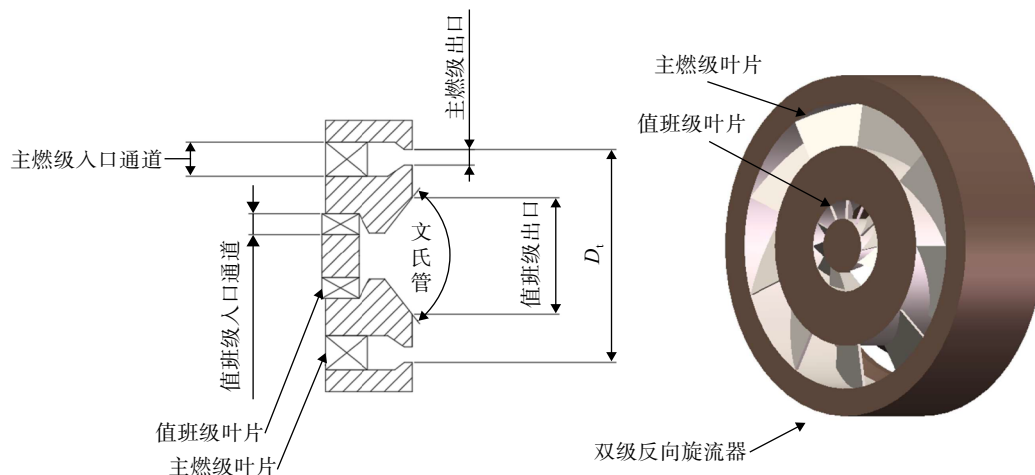


图 1 双级旋流器模型与剖视图

Fig. 1 Sectional view and two-stage counter-rotating swirler model

表 1 翼果静态特征测量参数

Table 1 Static characteristic measurement parameters of samaras

参数	数值
叶弦长度/mm	20
后缘厚度/mm	0.2
前缘厚度/mm	0.5
叶凹凸幅度/mm	0.15
叶凹凸高度/mm	0.18
翼果质量/mg	49
叶脉数量	48
叶片宽度/mm	7.5
叶片长度/mm	16
果实长度/mm	8
果实厚度/mm	3.5
前后缘厚度差/mm	0.3

据发现翼型的前后缘厚度差异较为显著,平均厚度差达到 0.3 mm,两者相差达到 60%,这是旋流器叶片仿生设计中引入的关键特征。

双级旋流器叶片仿生是基于在双级旋流器普

通叶片上结合翼果的植物自然外形,其特点就是将旋流器叶片厚度值沿流向渐变,厚度由叶片前缘逐渐向后缘减小。简而言之,就是对旋流器叶片正反两侧(迎风面与背风面)后缘进行平均等量削薄,其中通过上述实验统计结果拟对普通旋流器叶片双侧削薄总量控制在 60% 以内。

旋流叶片引入翼果外形特征设计如图 2 所示,叶脉纹理使得叶片排压空气后在叶片周围及上方产生各种复杂涡系,不利于开展对燃烧室流场研究,因此未加入仿生叶脉特征,保留翼果最为典型的前后缘翼型特点,其厚度沿着流向渐变,最终加入仿生叶片的双级反向旋流器 3D 打印实物模型如图 3 所示。

实验平台为进气段与矩形燃烧室相结合,与旋流器内部空气流通域一并作为数值计算的流体域。所选取试验台进气段内径为 80 mm,长为 180 mm 的管道,气流在完成整流和扩压后进入旋流器。为避免过小的出口尺寸对非受限工况流场造成较大影响,因此设计为 0.105 m×0.105 m×0.230 m 的立方体燃烧室,实验流体域如图 4(a)

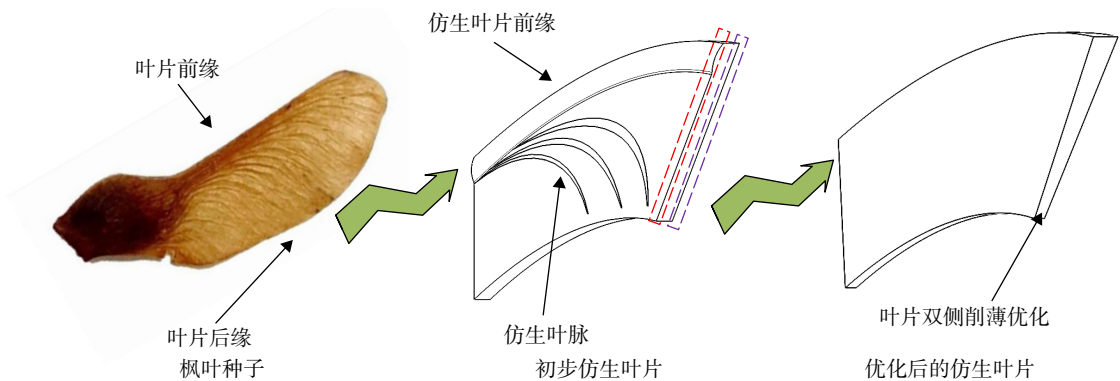


图 2 旋流叶片引入翼果外形特征设计示意图

Fig. 2 Schematic diagram of swirler blade improvement

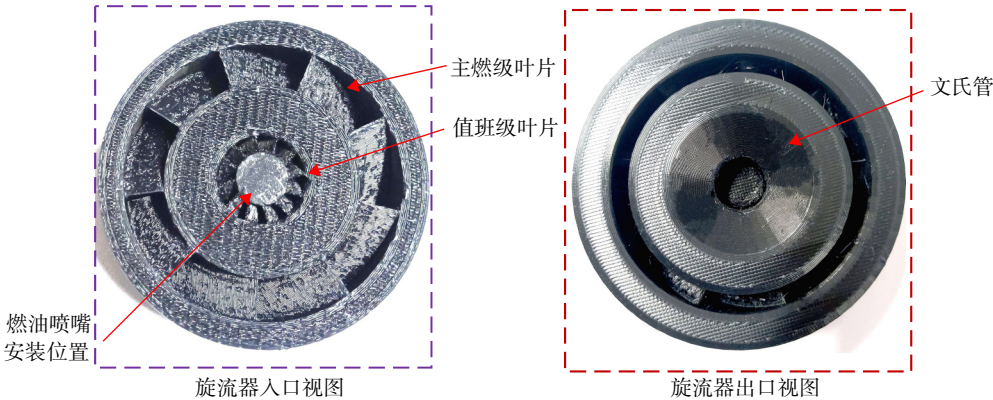


图 3 带仿生叶片的双级反向旋流器 3D 打印实物模型

Fig. 3 3D-printed physical prototype of a dual-stage counter-swirling bionic-blade assembly

所示。

流体域网格划分利用 Ansys 软件内置的 Fluent Meshing 中 Poly-Hexcore 网格划分方法, 这种填充体网格方法适用于拥有复杂结构流体域当中, 通过使用多边形和六面体网格填充, 能有效避免网格扭曲和不规则, 具有较好的质量效果, 网格划分细节效果如图 4(c) 所示。

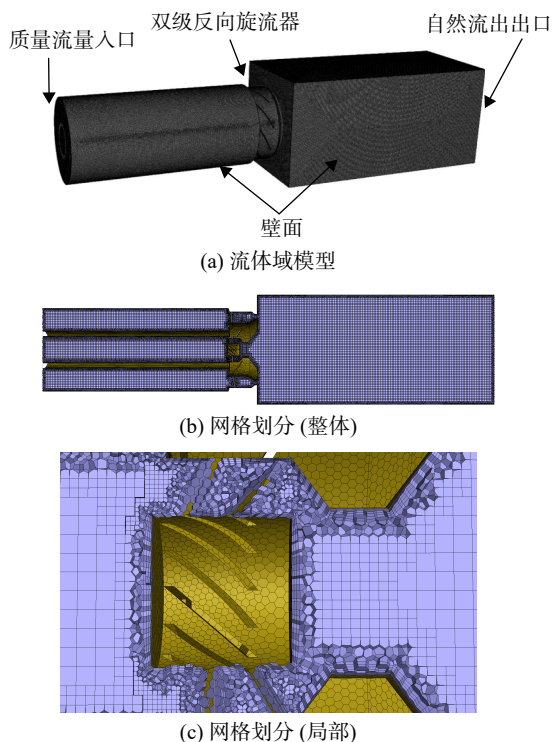


图 4 流体域网格划分示意图

Fig. 4 Computational grid generation for fluid region

利用数值计算方法需要通过无关性检验确保其模拟结果准确性。图 5 是 4 套网格方案在矩形燃烧室内中心轴线沿 x 方向上的平均速度对比图, 数量分别为 155 万、174 万、255 万与 337 万, 其中 x/D 为无量纲轴向坐标, 同时为进一步量化各方案涡核区域, 将文中的局部时均轴向速度(v_x)与基准时均速度(u)无量纲化处理, 纵坐标 v_x/u 为无量纲轴向速度比。经研究对比后发现网格数目在 174 万以下时仿真结果与另外两组差距过大, 由于网格数目越多对资源的占用越大, 在结果相似的前提条件下 255 万网格数方案为最优方案。

采用 Fluent 软件完成了对流体域的瞬态数值计算, 考虑到计算结果的准确性, 对旋流器位置进行面网格加密, 对旋流器内部腔体部分添加边界层网格, 其余部分采取标准壁面网格进行设置。其中, 采用质量流量入口, 出口边界采用自然流

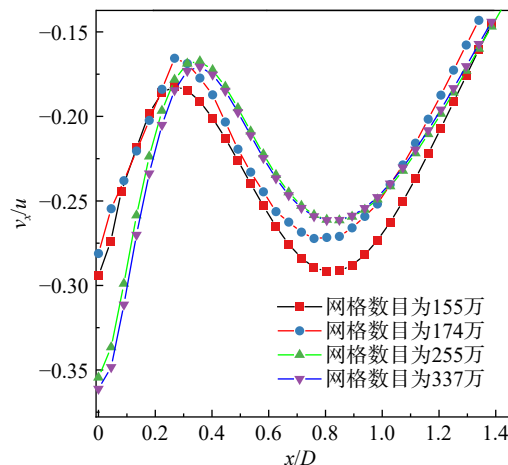


图 5 不同网格数目对应的轴向速度

Fig. 5 Axial velocities corresponding to different numbers of grids

出边界条件。数值计算选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型, 默认工况条件下, 工作温度为 300 K, 空气密度为 1.193 kg/m^3 , 空气黏度为 $1.825 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$, 质量流量为 0.0625 kg/s , 基于所设定的质量流量与空气密度, 结合旋流器有效入口面积计算得出空气初始流速为 11.59 m/s , 旋流器的主燃级与值班级的入口质量流量比为 $7.6:1$, 保持与实验条件一致。湍流强度为 5%, 湍流黏性比为 10, 即表示流场中湍流黏性的强度是分子黏性的 10 倍。利用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure-linked equation consistent) 方案进行解算, 计算域内的梯度项基于最小二乘法求解。对于密度、动量、湍动能、湍流耗散率, 其离散过程统一采用 2 阶迎风格式; 时间离散项设置为 2 阶隐式模式, 各输运方程的对流项也均采用 2 阶迎风格式进行离散, 时间步长为 $1 \times 10^{-5} \text{ s}$, 单次时间步设置 20 次迭代循环, 连续方程、动能方程、湍动能(k)、湍流耗散率(ε)的残差收敛标准均小于等于 1×10^{-3} 。

为聚焦对双级反向旋流器的叶片引入仿生翼果设计, 对叶片的迎风面与背风面沿气体流动方向与流出方向进行了等量削薄处理。通过数值计算方法, 分析不同的叶片组合对流场特性的影响, 这些组合由旋流器的双级叶片中分别加入仿生设计后排列组合形成实验对照组, 为了能够突出体现仿生叶片对流场的调控机制, 根据上述仿生特征提取结果统计, 需要对旋流器普通叶片双侧削薄总量控制在 60% 以内, 因此拟选取前后缘厚度差为 50% 的仿生叶片进行仿真试验。

在仿生叶片设计中, 在厚度为 1 mm 的标准

叶片的基础上对迎风面与背风面沿来流方向削薄 0.25 mm 厚度。其中,引入翼果外形特征的叶片后缘的最小厚度为 0.5 mm,最大厚度为 0.58 mm,叶片前缘厚度均为 1 mm。详细的方案分配如表 2 所示,S 表示标准叶片类型,而 B 则表示仿生叶片类型。

表 2 叶片组合方案
Table 2 Blade combination scheme

组合方案	叶片类型		旋流数	
	值班级叶片	主燃级叶片	值班级叶片	主燃级叶片
标准方案	S	S	0.683 0	1.337 9
Bio-A	B	S	0.683 0	1.235 6
Bio-B	S	B	0.635 9	1.337 9
Bio-C	B	B	0.635 9	1.235 6

2 计算结果及分析

为验证数值计算方法的可靠性,前期基于 PIV 系统的实验结果被用于对比分析,重点关注燃烧室流场中心回流区尺寸及中心线轴向速度的数值预测与实验测量结果。图 6 展示了 x 方向平均速度分布云图, z/D 为无量纲纵向坐标,图中黑色虚线标识了 $v_x/u=0$ 等值线,即回流区边界。云图上半部分为 PIV 实验结果,下半部分对应数值计算结果。对比可见,数值计算所得回流区范围及中心线速度值略高于实验值,但其整体形态与演化趋势同文献 [25] 实验结果相吻合。图 7 进一步呈现了中心轴线速度的对比曲线,其变化特征与图 6 云图揭示的规律同样相符。综合上述结果,数值计算方案具有较好的可信度,可为后续流场调控机制分析提供有效支撑。

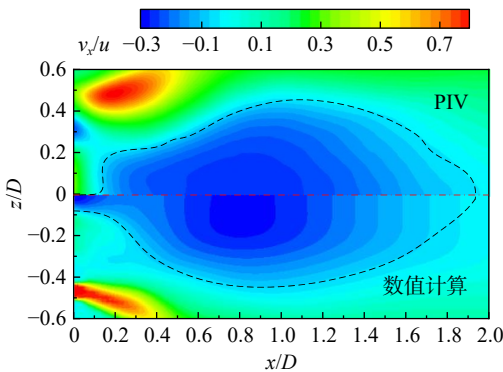


图 6 $y=0$ mm 截面轴向速度 v_x/u 云图
Fig. 6 Contours of axial velocity v_x/u at $y=0$ mm section

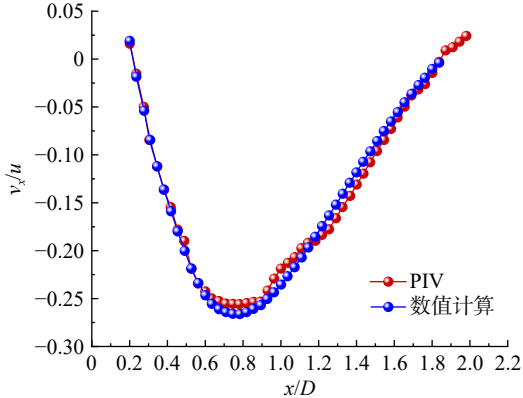


图 7 数值计算与 PIV 数据的中心线轴向速度对比分析
Fig. 7 Comparative analysis of numerical calculations and PIV data for centerline axial velocity

2.1 旋流器仿生叶片对流场特征的调控机制

通过对比标准方案及 Bio-A 至 Bio-C 的模拟结果,探讨双级反向旋流器主燃级与值班级采用不同叶片组合对旋流特性的作用机制。鉴于研究聚焦于旋流场的中心回流区结构,分析区域设定为:以旋流器出口平面为基准面,出口中心点为径向原点,轴向延伸 $2.2D$ 、径向跨度 $1.2D$ 的 $x-z$ 平面,重点考察回流区内涡核区域的演变特征。

涡核(亦称涡心)是指流体旋涡内部涡量密度显著较高的核心区。本文所定义的“涡心区域”,特指流场中旋涡结构的中枢部分,其典型特征表现为速度极值点(零速度点或绝对速度峰值点)的分布。在给定尺度下,该区域由 $y-z$ 截面上的周向旋流等值线包络而成,呈现类椭球体形态。如图 8 所示。而在 $x-z$ 截面的轴向速度云图中,涡心区则呈现为中心区域内最大反向流速的等值区。

图 9 呈现了不同方案下的轴向速度分布云图。分析表明,各方案的中心回流区整体尺度高度相

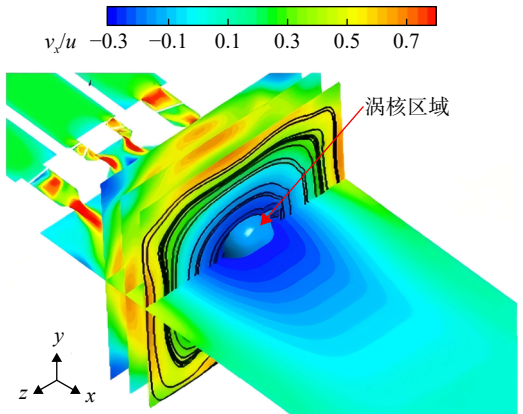
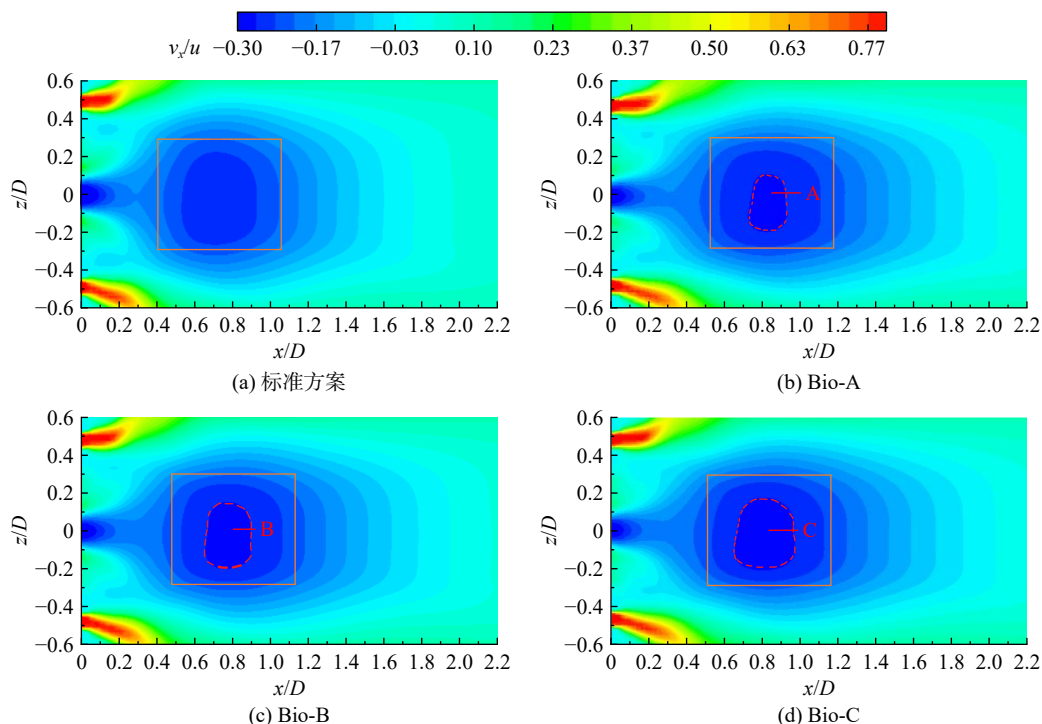


图 8 涡核区域示意图
Fig. 8 Schematic diagram of the vortex core region

图 9 不同叶片组合方案在 x - z 截面轴向速度云图Fig. 9 Axial velocity contours of different blade combination schemes in the x - z section

似, 轴向尺寸约为 $1.9D$, 径向尺寸约为 $1D$ 。然而, 回流区内部涡核区域的尺度则存在差异。

图 9 中方框内所标识的 $v_x/u \leq -0.267$ 等值线包络区域(见于方案 Bio-A、Bio-B 和 Bio-C)直观地反映了这种涡核区域大小的变化, 也就是时均轴向速度(v_x)与基准时均速度(u)的比值小于等于 -0.267 的空间区域气流轴向流动被涡旋旋转运动主导的核心范围, 其比值越小, 表明气流轴向推进作用越弱、涡旋结构越稳定, 是油气混合与稳定燃烧的理想区域。

值得注意的是, 在标准方案中, 涡核区域的回流速度未能达到 $v_x/u = -0.267$ 的阈值。综合全局对比结果可知, 无论是值班级还是主燃级叶片, 实施仿生优化叶片后缘削薄均有效强化了涡核区域的回流速度。

为近似量化涡核区域的面积占比, 需对各方案进行比较分析。鉴于标准方案的回流速度峰值未能达到涡核区域显现标准值, 故不予纳入后续的面积比例计算中。在排除标准方案的涡心区域面积后, 使用图像处理软件 Image J 进行数据处理, 图中 A、B、C 所围成的涡核区域面积分别用 S_A 、 S_B 、 S_C 表示, 计算得出 $S_A : S_B : S_C = 1 : 1.43 : 1.93$ 。

根据图 9(a)与图 9(b)对比发现值班级旋流器叶片中加入翼果仿生设计后涡核区域开始显现,

表明值班级叶片后缘的双面削薄设计可有效扩展涡核规模。根据图 9(a)与图 9(c)对比发现主燃级旋流器叶片中加入翼果仿生设计后涡核区域同样显现, 表明主燃级叶片后缘的双面削薄设计同样可以有效扩展涡核规模, 此外区域 B 面积大小显著大于区域 A, 说明主燃级叶片对中心回流区的形成占主导地位。主燃级叶片迎风面与背风面后缘的削薄明显减小了空气的流动阻力, 能量损耗降低, 进而促使轴向回流区涡心区域速度的提高。此外, 图 9(c)与图 9(d)对比发现主燃级叶片和值班级叶片都加入了仿生设计, 主燃级和值班级同时采用仿生叶片相对于仅值班级采用仿生叶片的涡核区域面积却进一步扩大, 这说明值班级仿生叶片对涡核的形成具有增强效应。

图 9(b)与图 9(c)所对应方案代表了双级旋流器中仅某一级旋流器叶片采用翼果仿生设计, 区域 B 面积大于区域 A, 验证了主燃级叶片在回流区流场特性的调控中起着主导作用。

旋流数大小与旋流器旋流强度为正相关关系^[27], 由于主燃级旋流数远大于值班级旋流数, 所形成的强旋流对回流区流场特性产生了显著影响, 导致涡心区域面积进一步扩大。相比之下, 值班级叶片迎风面与背风面后缘的削薄同样增加了值班级旋流器的旋流速度, 因其旋流数较小, 同样拥

有形成有效的轴向回流区能力,也可使中心轴线的速度有所降低。图 10 显示各方案在唇口回流区初始速度存在微小差异,但在 $0 \leq x/D \leq 2$ 范围内速度曲线基本重合。回流区内部速度差异显著:涡心区达峰值后,下游速度曲线重新收敛,最大回流轴向位置位于 $x/D = 2.06$ 。各方案最大回流速度坐标分别为:标准方案: $(0.804, -0.261)$; Bio-A: $(0.804, -0.271)$; Bio-B: $(0.8, -0.275)$; Bio-C: $(0.8, -0.280)$ 。

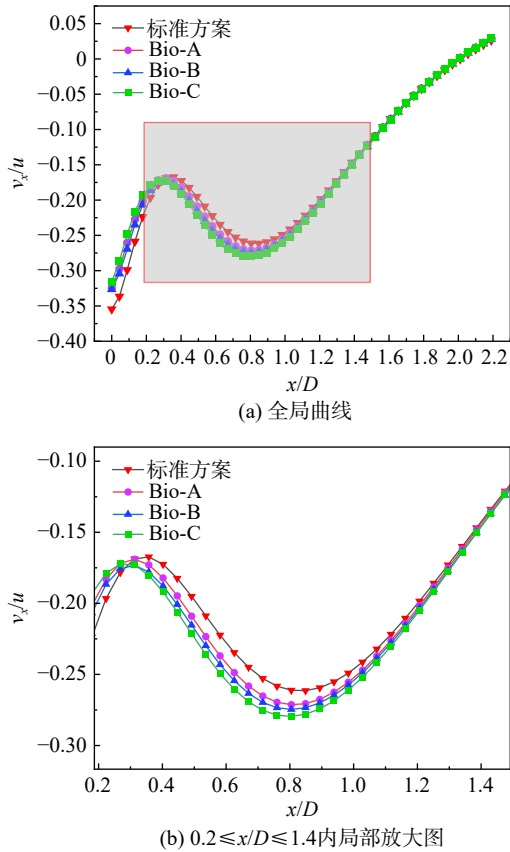


图 10 不同方案中心轴线处的平均速度分布

Fig. 10 Average velocity distribution at the central axes of different schemes

综合上述分析,主燃级旋流器叶片双面后缘削薄能够同时扩大涡心范围并提升其回流速度,从而增强回流区稳定性。值班级叶片双面后缘削薄同样能够降低涡心区回流速度,利于形成稳定中心回流区。双级旋流器中主燃级与值班级叶片同时后缘削薄能够进一步扩大最低回流速度与涡核区域面积,其中 Bio-C 方案实现更理想的中心回流区结构,证实仿生叶片的优化效果。

为评价其旋流的强度及其流动状态的变化,Chigier 等^[27]提出了一个无量纲旋流数 S_n (swirl number) 用于量化旋流,它被广泛应用于评价旋流程度的强弱,切向动量矩 G_m 与轴向动量通量 G_t

计算公式如下^[28]:

$$G_m = \int_0^{D_{sw}/2} 2\pi (Wr) \rho U dr \quad (1)$$

$$G_t = \int_0^{D_{sw}/2} 2\pi r \rho U^2 dr \quad (2)$$

$$S_n = \frac{2G_m}{D_{sw}G_t} \quad (3)$$

其中 U 为速度矢量的轴向分量, W 为速度矢量的切向分量, ρ 为气体密度, D_{sw} 为出口外径。

对于固定角度的直叶片旋流器,由式(3)可以推出 S_n 的计算公式为:

$$S_n = \frac{2}{3} \times \frac{1 - (D_{hub}/D_{sw})^3}{1 - (D_{hub}/D_{sw})^2} \times \tan \theta \quad (4)$$

其中 D_{hub} 、 θ 分别为旋流器出口内径和叶片角度。旋流数通过衡量角动量通量与动量通量的比值,包含了流场的速度尺度和特征尺度,反映了旋流强度。

将叶片引入翼果外形特征设计,对叶片迎风面与背风面的等量百分比削薄会使得叶片角度改变,随之对应的 S_n 也发生细微变化。由于叶片双面沿流向削薄导致叶片角度变小, S_n 也将变小,一定程度上会减弱旋流强度。一般来说,当 $S_n < 0.4$ 时不会产生轴向回流区,当 $0.4 < S_n < 0.6$ 时,回流区形态会逐渐形成,当 $S_n > 0.6$ 时,将在旋流器后形成稳定的轴向回流区^[28]。本文研究的旋流器加入仿生设计后主燃级和值班级叶片对应的旋流数分别为 1.235 6 和 0.635 9,这也解释了为什么值班级叶片对于涡心区域的扩展能够产生增强效应。此外,通过对比方案 Bio-A 与方案 Bio-C 可知,主燃级叶片旋流数远大于值班级叶片旋流数,验证了主燃级叶片对回流区的主导地位。另外通过对比方案 Bio-B 与方案 Bio-C,发现涡核区域的扩大呈非线性正相关关系,但提升了涡核区域的大小与回流速度的大小。根据文献[9]指出,当值班级旋流的旋流数大于 0.6 时,回流区尺寸随旋流强度无明显变化,验证了数值计算结果的准确性,这也符合方案 Bio-A 与方案 Bio-C 的涡核区域的扩大呈非线性正相关关系的特点。

图 11 展示了不同叶片组合方案下旋流器出口区域的轴向速度分布云图。由图可见,不同叶片组合对流场的影响主要集中于唇口回流区及中心回流区的前端区域。

航空发动机在运行工况下油液会在燃烧室头

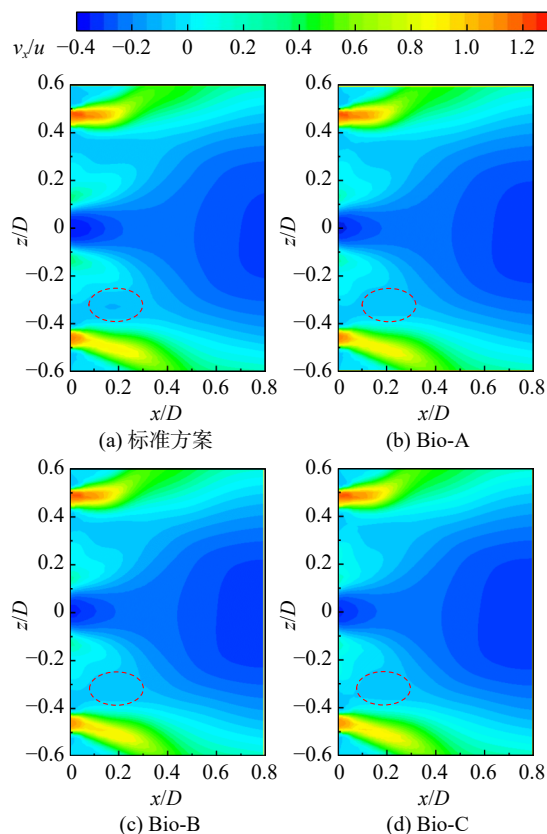


图 11 不同方案中燃烧室头部轴向速度云图

Fig. 11 Axial velocity contours of the combustion chamber head in different schemes

部被点火, 使得其头部区域长期处于高温、高压、高腐蚀的极端工作环境下, 当中心回流区前端的回流速度过高时, 对旋流器文丘里管因长期热负荷发生积碳与热蚀现象^[29], 此类损伤的核心诱因是气流速度与热负荷的耦合作用: 当唇口回流区涡核速度过高时, 高温燃气在壁面的停留时间延长, 同时强湍流脉动加剧热交换, 导致旋流器的气动型面被破坏, 使燃油雾化锥角偏离设计值, 进而造成燃烧效率下降、燃烧室出口温度分布畸变, 最终引发涡轮叶片过热、发动机喘振等安全隐患。图 11(a) 标准叶片方案中出现唇口回流区涡核区域, 根据对比可知值班级或主燃级采用仿生设计在唇口回流区峰值速度均小于采用标准叶片方案, 表明对旋流器叶片双侧引入翼果仿生设计使得唇口回流区峰值速度有效降低, 可以减少高温燃气在壁面的停留时间, 让高温燃气在壁面的热通量降低、有效抑制热蚀与积碳的形成。因此, 当双级反向旋流器叶片采用仿生设计时可以忽略对燃烧室头部造成烧蚀隐患的影响。

此外, 对于双级反向旋流器设计时仅引入仿生翼果叶片设计就可以改变其旋流数大小, 其效

果能够扩展涡核区域尺度、提升中心回流速度, 为新一代旋流器设计提供依据。

2.2 旋流器仿生叶片后缘对流场特性的影响

在叶片后缘厚度调整方案设计中, 为兼顾工艺可行性并避免后缘过薄导致不符合工业设计规范, 选定 1.5 mm 作为基准厚度引入仿生特征进行优化。具体实施方案为: 在保持标准叶片轮廓的基础上, 进一步引入翼果外形特征, 对其迎风面与背风面实施等量削薄, 分别对应后缘厚度减少 20%、40% 和 60% 的梯度方案。不同仿生优化叶片的最大后缘厚度配置详见表 3。基于以上叶片削薄方案, 应用公式(4)计算所得的主燃级与值班级旋流数列于表 4。

表 3 仿生叶片后缘厚度分配方案

Table 3 Thickness distribution scheme of the trailing edge of bionic blades

分配方案	叶片类型		最大削薄量/mm	
	值班级	主燃级	前缘厚度	后缘厚度
方案 A	B	B	1.5	0.6
方案 B	B	B	1.5	0.9
方案 C	B	B	1.5	1.2
方案 D	S	S	1.5	1.5

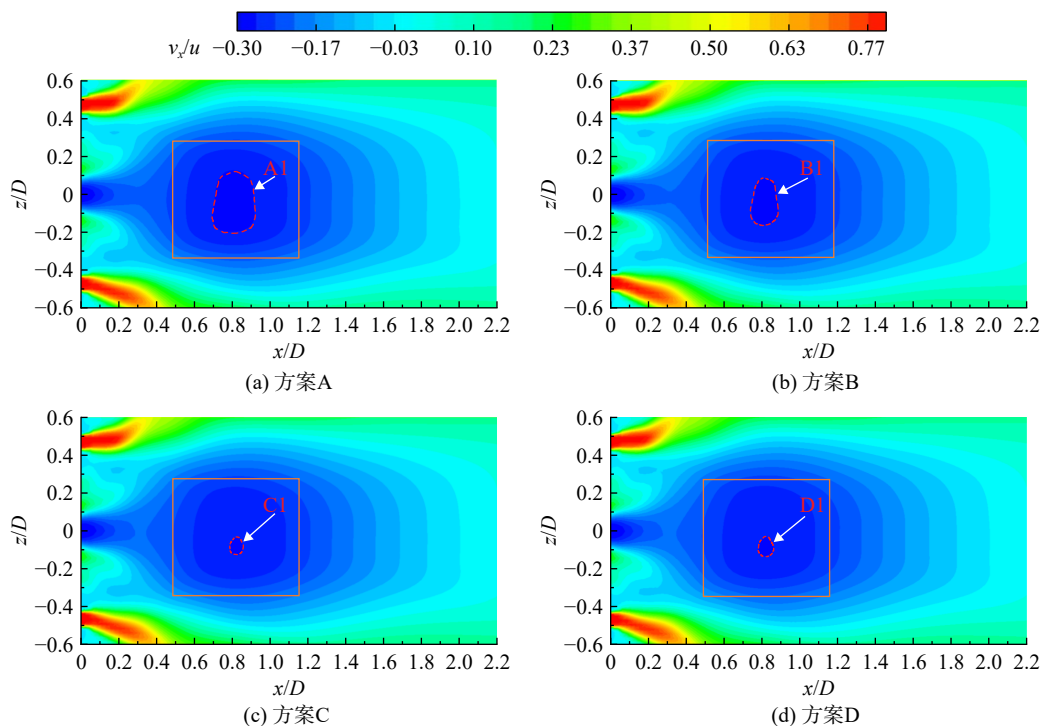
表 4 不同方案主燃级和值班级对应旋流数

Table 4 Corresponding swirl numbers for the main stage and the Pilot stage in different schemes

分配方案	旋流数 S_n	
	值班级叶片	主燃级叶片
方案 A	0.626 8	1.222 2
方案 B	0.645 1	1.259 2
方案 C	0.663 8	1.297 7
方案 D	0.683 0	1.337 9

采用不同后缘厚度的仿生旋流器叶片对应的轴向速度分布如图 12 所示。分析表明, 随旋流器主燃级和值班级的叶片后缘厚度变化量的不同, 中心回流区内涡核区域呈现不同程度的扩展趋势。使用图像处理软件 Image J 分析各个方案涡核区域面积进行近似量化处理, 图中 A1、B1、C1、D1 所围成的涡核区域面积分别用 S_{A1} 、 S_{B1} 、 S_{C1} 、 S_{D1} 表示, 计算结果得出 $S_{A1} : S_{B1} : S_{C1} : S_{D1} = 8.24 : 4.03 : 1.01 : 1$ 。

由图分析可知, 方案 C 中采用 20% 削薄策略与方案 D 中采用标准叶片的回流区尺寸以及涡

图 12 不同方案对应的 X - Z 截面轴向平均速度分布云图Fig. 12 Contour plots of axial velocity distribution on the X - Z sections for different schemes

核区域面积大小并无明显变化,这有可能是因为对叶片削薄量较低使得翼果叶片的空气动力学性能显现不明显而导致的。方案 C~方案 B 所对应为叶片厚度削减率为 20%~40% 区间内流场形态变化,发现两者涡核区域面积显著增大,这表明若需要通过引入仿生叶片控制燃烧室内涡核区域面积及回流速度,至少需要将叶片前后缘差值控制在 20% 以上才能达到预期效果。

方案 B 与方案 A 为叶片厚度削减率为 40% 至 60% 区间内流场形态变化,对应的涡核区域面积比虽然远小于方案 B 与方案 C 的涡核区域面积比,但是依然对燃烧室内涡核区域面积及回流速度产生增益效果,依然保持着正相关的趋势。分析表明,对于符合工业设计规范的 1.5 mm 叶片中引入翼果仿生特征前后缘差值为 60% 时能够将其仿生优化效果最大化,对其涡核区域面积及回流速度的提高也达到峰值。此外,对于仿生叶片削薄后还需要保障叶片强度,需选择符合可行性材料进行加工。

不同方案在 x - z 平面中心轴线上的平均速度分布如图 13 所示。各方案在中心头部回流区即入口段速度分布曲线几乎重合,在 $0.2 \leq x/D \leq 0.4$ 处时,方案 A~方案 D 的气体流速依次增大,其中对应的回流速度 v_x/u 最大。根据文献 [4] 中提

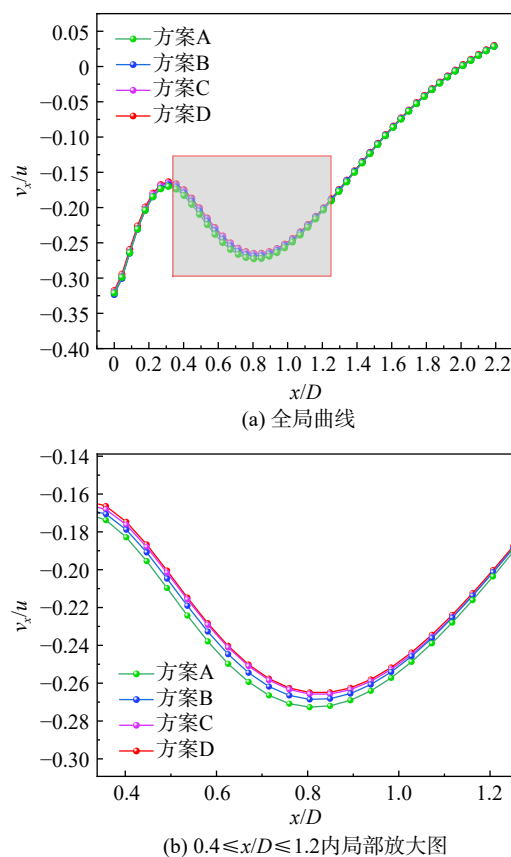


图 13 各仿生方案中心线处的轴向速度分布及其局部放大图

Fig. 13 Axial velocity distribution at the centerline of each bionic scheme and its local magnified images

到燃烧室中心头部回流区可延长燃料混合物在反应区的驻留时间, 促进完全燃烧。因此, 表明当仿生叶片削薄量达到 60% 时, 对于燃料与空气的掺混均匀性优化效果最佳。而在 $0.4 \leq x/D \leq 1.3$ 的核心区段, 速度分布出现显著差异, 其中涡核区域的轴向速度差异达到峰值; 至回流区下游段 ($x/D > 1.3$), 各方案速度分布再次趋于收敛。

各方案最大回流速度 (v_x/u) 分别为: 方案 A: -0.272; 方案 B: -0.269; 方案 C: -0.266; 方案 D: -0.265。相较于方案 D, 方案 A~方案 C 的最大回流速度分别提高 2.68%、1.38% 和 0.32%。

根据上述结果, 对于采用厚度为 1.5 mm 标准叶片的双级反向旋流器, 通过加入翼果仿生设计削薄叶片正反面而改变后缘厚度的方法, 能够在不改变其中心回流区的轴向长度的情况下可有效增强中心回流区的回流速度, 同时能够提升涡核

区域的回流速度峰值。

为深入探究双级旋流器主燃级与值班级叶片引入仿生优化(后缘厚度变化)对涡核区速度场特征的影响, 本文对涡核所在 y - z 平面进行分析。图 14 是 y - z 平面下 $x/D=0.82$ 处轴向时均速度 v_x/u 分布云图。

图 14 表明, 随着仿生叶片后缘削薄率(方案 A~方案 D 依次增大)的增加, 回流区速度峰值区域的覆盖范围也相应扩大。图中 A2、B2、C2、D2 所围成的涡核区域面积分别用 S_{A2} 、 S_{B2} 、 S_{C2} 、 S_{D2} 表示, 计算结果得出 $S_{A2} : S_{B2} : S_{C2} : S_{D2} = 3.49 : 2.38 : 1.01 : 1$ 。该比值清晰表明, 当仿生叶片后缘削薄率从 20% 提升至 40% 时, 回流区涡核区域的面积扩张效果尤为显著。

因此, 在双级反向旋流器设计过程中对叶片引入翼果仿生特征设计对叶片正反面进行等量削

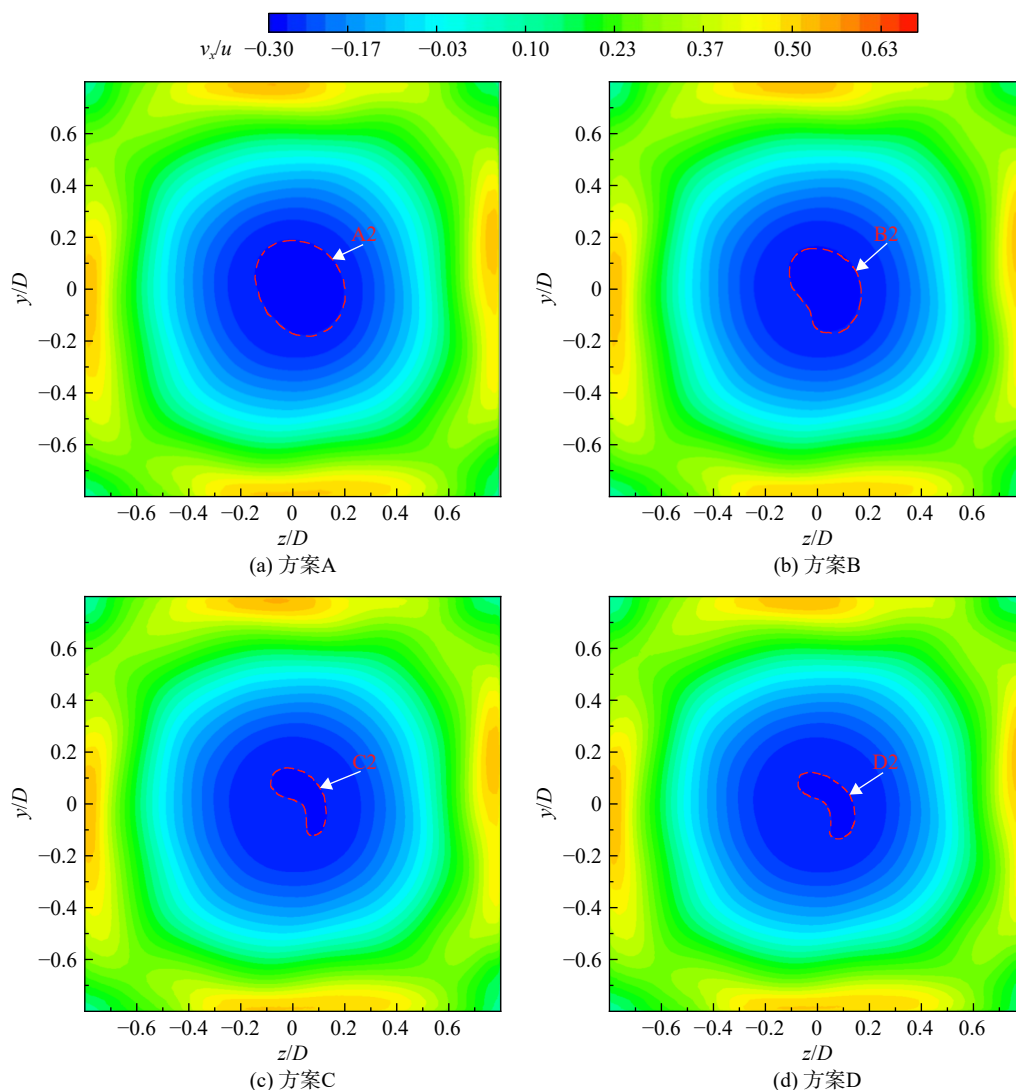


图 14 y - z 平面下 $x/D=0.82$ 处轴向时均速度 v_x/u 分布云图

Fig. 14 Contours of the axial velocity v_x/u distribution at $x/D=0.82$ in the y - z section

薄处理能够有效提升回流速度并显著扩大涡核区域范围,这一优化策略不仅可大幅增强燃烧室中心回流区的稳定性。

结合上述分析,所采用的双级反向旋流器加入仿生叶片后在中心回流区所形成的涡核在叶片后缘削薄量 20% 以内呈现月牙形状,当削薄量达到 20%~40% 时逐步向 y - z 截面中心扩大,在削薄量达到 60% 时,涡核显现饱满,达到峰值。此时空气与燃油掺混效果最为理想,进而降低污染物生成。此外,对旋流器引入仿生设计对中心回流区整体尺寸影响较小,但其对涡核区域尺寸的扩展明显,能够增强燃烧室掺混性能。

图 15 展示了涡核所在周向轴线上沿 z 轴方向的轴向速度分布曲线。在 $-0.3 \leq z/D \leq 0.3$ 的区间内,不同方案间的轴向速度呈现明显分化。该区域各方案最大回流速度(v_x/u)分别为:方案 A: -0.274; 方案 B: -0.270; 方案 C: -0.267; 方案 D: -0.266。结果表明,涡核区域内的速度最低点(峰值回流速度点)并非位于中心轴线上。双级反向旋流器引入仿生叶片对燃烧室中心回流区流场的影响主要集中于空间区域分布在 $0.3 \leq x/D \leq 1.2$ 和 $-0.3 \leq z/D \leq 0.3$ 内。

2.3 燃烧室内回流速度三维等值面特征

为更直观地呈现仿生旋流器叶片后缘减薄对燃烧室回流区的影响,构建了不同回流速度下的三维等值面进行可视化分析,结果如图 16 所示。针对 4 种方案,均选取了 $v_x/u=-0.265$ 、 $v_x/u=-0.212$ 、 $v_x/u=-0.159$ 、 $v_x/u=-0.106$ 、 $v_x/u=-0.053$ 及 $v_x/u=0$ 这 6 个特定速度值构建等值面。分析发现,不同方案下观测区域内的回流区三维结构均呈现为半气泡型包络面,此特征与前文的分析预测相符。通过三维可视化,可以更清晰地观察到各方案对应的涡核区域在空间中的体积差异。随着主燃级旋

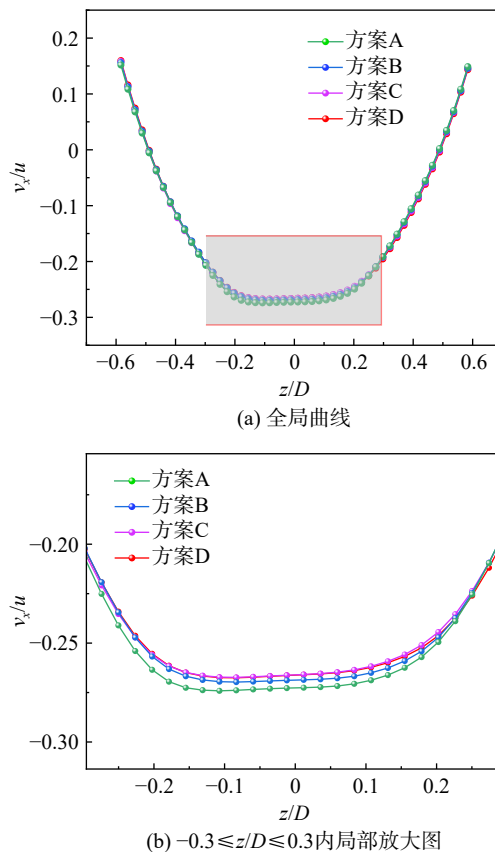
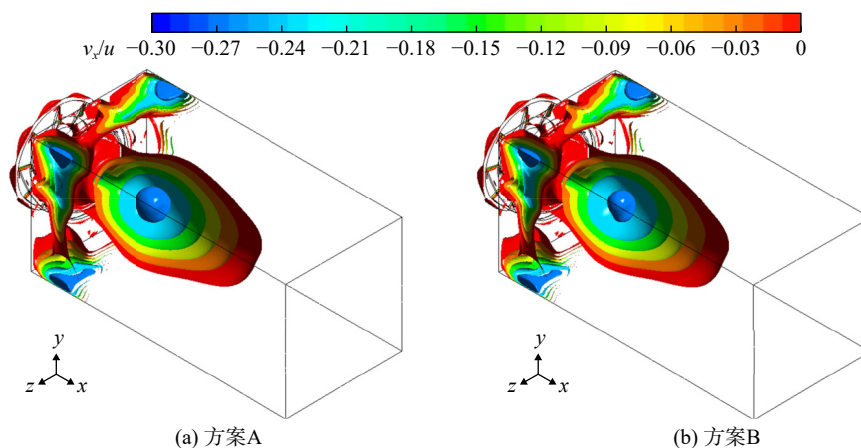


图 15 不同仿生方案的涡核周向中心线上轴向速度分布
Fig. 15 Axial velocity distribution on the circumferential center line of the vortex core in different bionic schemes

流器叶片后缘减薄程度的增加,回流区涡核区域的空间体积显著增大,这进一步证实了前述关于后缘减薄对燃烧室流场结构影响的分析结论。对比 4 种分配方案的结果显示,当削薄率处于 40%~60% 范围时,即使继续提高减薄程度,其对涡核区域三维体积的扩大效果,也明显弱于削薄率在 20%~40% 区间内所产生的提升幅度,这一规律与基于二维平面分析所得出的结论一致。

综合上述分析,对旋流器叶片引入翼果叶片



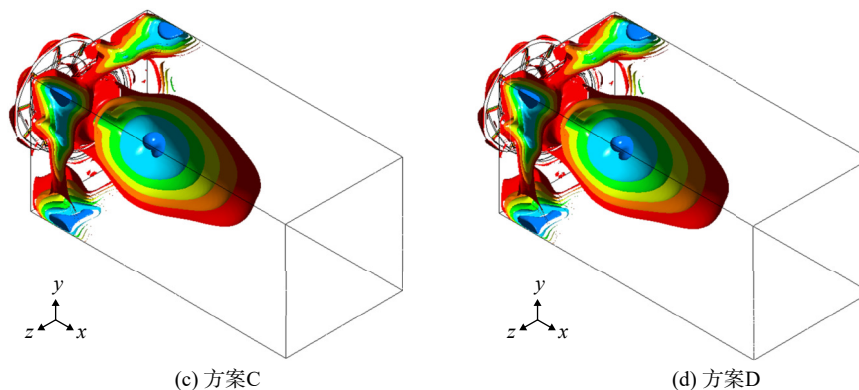


图16 各方案回流速度3D等值面结构分布图

Fig. 16 Three-dimensional iso-surface characterization of reflux velocity structures for different schemes

的非对称曲率分布与渐变厚度设计,显著改善了气流流过叶片表面的气动特性,其独特型面可有效延迟气流分离、抑制边界层湍流发展,进而大幅削弱气流在叶片表面的摩擦损失与分离损失。流动损失的降低意味着更多气流能量得以保留并用于维持旋流结构与中心回流区稳定,而非耗散于湍流脉动,这不仅是仿生设计实现涡核区域合理扩展、回流速度优化分布的核心前提,更通过提升气流能量利用率强化了中心回流区的稳燃效果。

3 结 论

本文针对翼果仿生特征应用于仿生旋流器叶片设计可行性角度出发,设置双级反向旋流器主燃级与值班级的叶片组合方案试验测试与数值计算,将仿生叶片后缘厚度变化对燃烧室流场特征的调控机制解析。得到以下结论:

1) 双级反向旋流器叶片加入翼果仿生特征设计后能有效改善燃烧室内流场特性。当主燃级采用仿生叶片时,能够有效扩大旋流场中心回流区的涡核区域范围,并提高回流速度。当值班级采用仿生叶片时,会对涡核区域产生促进作用,也对涡心区域的回流速度峰值产生增强效应,两者都显著增强回流区的稳定性。

2) 引入翼果仿生的双级反向旋流器不会改变中心回流区范围尺寸。当削薄率大于20%时,此后叶片后缘削薄率越大,对中心回流区涡核区域范围的扩大效果越显著,同时回流速度也相应提高。当削薄率达到60%时,此时涡核区范围扩大和速度提升达到峰值。

3) 若对旋流器叶片采用基于翼果翼型前后缘厚度差异的设计,可以忽略对燃烧室头部造成侵蚀隐患的影响。若要达到最佳优化效果,需要

将叶片后缘最大厚度控制在前缘厚度的60%以内,能够显著改善燃烧室中心回流区的面积、回流速度以及涡心区域范围,但要确保叶片强度符合设计要求。

参考文献:

- [1] 金如山, 索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [2] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 40.
LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustor [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 40. (in Chinese)
- [3] DHANUKA S K, TEMME J E, DRISCOLL J F, et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2901-2908.
- [4] HADEF R, LENZE B. Effects of co- and counter-swirl on the droplet characteristics in a spray flame[J]. Chemical Engineering and Processing: Process Intensification, 2008, 47(12): 2209-2217.
- [5] BEÉR J M, CHIGIER N A. Combustion Aerodynamics[M]. London: Applied Science Publishers Limited, 1972.
- [6] SCHMID P J. Nonmodal stability theory[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2007, 39: 129-162.
- [7] BULAT G, JONES W P, NAVARRO-MARTINEZ S. Large eddy simulations of isothermal confined swirling flow in an industrial gas-turbine[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2015, 51: 50-64.
- [8] 党新宪, 赵坚行, 张欣, 等. 应用 PIV 技术测试模型环形燃烧室流场[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1470-1475.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, ZHANG Xin, et al. Measurements of the flow fields in a model annular combustor using particle image velocimetry[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1470-1475. (in Chinese)
- [9] 李乐, 李前东, 朱鹏飞, 等. 旋流器关键参数对双旋流冷态流场特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 210189.
LI Le, LI Qiandong, ZHU Pengfei, et al. Effects of key parameters of swirler on non-reaction flow field characteristics generated by double-swirler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5):

210189. (in Chinese)
- [10] 韩启祥, 许铁军, 黄健. 双旋流器单头部模型燃烧室冷态流场试验[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(8): 1370-1374.
HAN Qixiang, XU Tiejun, HUANG Jian. Experimental study of flow field of a model combustor with two swirlers[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(8): 1370-1374. (in Chinese)
- [11] 顾大鹏, 胡文成, 窦义涛. 基于 PIV 技术的双旋流燃烧室冷态流场测量[J]. *航空发动机*, 2019, 45(5): 87-92.
GU Dapeng, HU Wencheng, DOU Yitao. Measurements of two-stage swirler combustor cold flow field based on PIV technology[J]. *Aeroengine*, 2019, 45(5): 87-92. (in Chinese)
- [12] 曾青华, 孔文俊, 艾育华, 等. 旋流器结构对贫油直喷燃烧室的性能影响[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(8): 1775-1781.
ZENG Qinghua, KONG Wenjun, AI Yuhua, et al. Effects of swirler structure on the performance of lean-direct-injection combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(8): 1775-1781. (in Chinese)
- [13] 陈炫午, 曾青华, 甘晓华. 航空发动机高温升燃烧室技术分析[J]. *推进技术*, 2023, 44(2): 2208054.
CHEN Xuanwu, ZENG Qinghua, GAN Xiaohua. Analysis of combustion technology of high temperature rise for aero engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(2): 2208054. (in Chinese)
- [14] 于涵, 索建秦, 朱鹏飞, 等. 中心分级贫油直喷 (LDI) 燃烧室流动及污染排放特性研究[J]. *西北工业大学学报*, 2018, 36(5): 816-823.
YU Han, SUO Jianqin, ZHU Pengfei, et al. The characteristic of flow field and emissions of a concentric staged lean direct injection(LDI) combustor[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2018, 36(5): 816-823. (in Chinese)
- [15] 赵自强, 何小民, 丁国玉, 等. 外旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(2): 306-313.
ZHAO Ziqiang, HE Xiaomin, DING Guoyu, et al. Effects of outer swirl number on flow characteristics of triple-swirlers[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(2): 306-313. (in Chinese)
- [16] 许昕婷, 曾文, 刘凯, 等. 双级轴向旋流燃烧室流场特性的试验测试与数值计算[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(10): 20230776.
XU Xinting, ZENG Wen, LIU Kai, et al. Experimental testing and numerical calculation of flow field characteristics in a double stage axial swirl combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(10): 20230776. (in Chinese)
- [17] 胡建, 郑婷婷, 胡好生, 等. 双级旋流器偏心对出口流场影响[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(7): 1447-1456.
HU Jian, ZHENG Tingting, HU Haosheng, et al. Double-swirler misalignment effect on outlet flow field[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(7): 1447-1456. (in Chinese)
- [18] 蒋尧, 胡建, 胡好生. 偏心对双级旋流器出口流场影响数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(12): 2919-2924.
JIANG Yao, HU Jian, HU Haosheng. Numerical simulation on the effect of misalignment on outlet flow field of double-swirler[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(12): 2919-2924. (in Chinese)
- [19] 汤姣. 双级径向叶片式涡流器优化设计及试验研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
TANG Jiao. Optimize design and experimental study the dual-stage radial vanes swirler[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017. (in Chinese)
- [20] 马德鹏, 王建鑫, 李江恒, 等. 旋流器结构参数对高温升燃烧室性能的影响[J]. *应用科技*, 2022, 49(4): 119-128.
MA Depeng, WANG Jianxin, LI Jiangheng, et al. Study on the influence of swirler structure parameters on the performance of a high temperature rising combustor[J]. *Applied Science and Technology*, 2022, 49(4): 119-128. (in Chinese)
- [21] SCHAEFFER B M, TRUMAN S S, TRUSCOTT T T, et al. Maple samara flight is robust to morphological perturbation and united by a classic drag model[J]. *Communications Biology*, 2024, 7: 248.
- [22] EZRA Z, LEVAVI L, BAR-ON B. The load-bearing mechanism of plant wings: a multiscale structural and mechanical analysis of the T. tipu samara[J]. *Acta Biomaterialia*, 2023, 158: 423-434.
- [23] KELLAS A D. The guided samara: design and development of a controllable single-bladed autorotating vehicle[D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [24] 董林, 温国安, 雷紫薇, 等. 种子叶片自旋下落过程涡系的 PIV 实验研究[J]. *实验流体力学*, 2021, 35(5): 54-60.
DONG Lin, WEN Guoan, LEI Ziwei, et al. PIV experimental study on vortex structures induced by free autorotation fall of a samaras[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(5): 54-60. (in Chinese)
- [25] ZHOU Yuyang, DONG Ling, SHANG Mingtao, et al. Tomographic particle image velocimetry measurement on three-dimensional swirling flow in dual-stage counter-rotating swirler[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(3): 7-20.
- [26] 丁明杰, 董林, 班润泽, 等. 双级旋流器仿生叶片影响流场形态的数值模拟研究[J]. *推进技术*, 2025, 46(4): 2401005.
DING Mingjie, DONG Lin, BAN Runze, et al. Numerical simulation study on flow field morphology influenced by bionic vanes of a dual-stage swirler[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2025, 46(4): 2401005. (in Chinese)
- [27] CHIGIER N A, BEE'R J M. Velocity and static-pressure distributions in swirling air jets issuing from annular and divergent nozzles[J]. *Journal of Basic Engineering*, 1964, 86(4): 788-796.
- [28] 何小民, 张净玉, 韩启祥, 等. 航空发动机燃烧室原理[M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2024.
HE Xiaomin, ZHANG Jingyu, HAN Qixiang, et al. Principle of aero-engine combustion chamber[M]. 2nd ed. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2024. (in Chinese)
- [29] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. *航空学报*, 2008, 29(1): 1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)