

ATR发动机燃烧室波瓣混合器张角及瓣宽比 对掺混、燃烧特性的影响*

陈 幸^{1,2}, 胡 斌^{1,2}, 王中豪^{1,2}, 赵 巍^{1,2}, 赵庆军^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;
2. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049)

摘 要: 为了促进空气涡轮火箭发动机燃烧室内来自压气机的空气和流经涡轮的富燃气体的掺混与燃烧, 基于空气涡轮火箭发动机燃烧室入口结构参数设计了波瓣混合器, 并采用数值模拟方法通过调整张角及瓣宽比对波瓣结构进行优化。结果表明: (1)保持外张角不变, 增大波瓣内张角可以有效改善内涵燃料在燃烧室中心轴附近区域燃烧不完全的状况; (2)在内、外张角相同的条件下, 通过减小瓣宽 b_2 使瓣宽比 \bar{b} 大于1可以提升掺混及燃烧效率; (3)相对于非反应流动, 波瓣诱导流向涡在反应流中强度更高, 沿径向向外移动的速度也更快; (4)带有波瓣结构的燃烧室内, 因内、外涵气流掺混造成的总压损失很小, 80%以上的总压损失是由加热造成的。

关键词: ATR发动机; 波瓣混合器; 掺混; 燃烧; 流向涡

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 12-2744-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200208

Effects of Penetration Angle and Width Ratio of Lobed Mixer on Mixing and Combustion Performance in ATR Combustors

CHEN Xing^{1,2}, HU Bin^{1,2}, WANG Zhong-hao^{1,2}, ZHAO Wei^{1,2}, ZHAO Qing-jun^{1,2}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The lobed mixers were designed based on the ATR combustor inlet structure to facilitate the mixing and combustion of the air from the compressor and the fuel-rich gas from the turbine, and the numerical methods were used. The structure of lobe was optimized by increasing the penetration angle and the lobe width ratio. The relevant results show that: (1) Keeping the inner penetration angle constant and increasing the inner penetration angle, the status of incomplete combustion in the center area of the combustor can be alleviated effectively. (2) Keeping the inner and outer penetration angles constant and decreasing the lobe width b_2 at the trailing edge so that the lobe width ratio \bar{b} is less than 1 can increase the mixing and combustion efficiencies. (3) Compared with the non-reacting flow, the streamwise vortex induced by the lobed mixer has higher intensity and radial velocity in the reacting flow. (4) In combustors with the lobed mixers, the total pressure loss caused by the

* 收稿日期: 2020-04-26; 修订日期: 2020-07-03。

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFB0901402); 国防基础科研计划 (JCKY2018603C13)。

作者简介: 陈 幸, 硕士生, 研究领域为空气涡轮火箭发动机燃烧室。

通讯作者: 赵庆军, 博士, 研究员, 研究领域为航空发动机气动热力学。

引用格式: 陈 幸, 胡 斌, 王中豪, 等. ATR发动机燃烧室波瓣混合器张角及瓣宽比对掺混、燃烧特性的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(12):2744-2753. (CHEN Xing, HU Bin, WANG Zhong-hao, et al. Effects of Penetration Angle and Width Ratio of Lobed Mixer on Mixing and Combustion Performance in ATR Combustors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12):2744-2753.)

mixing between the core and bypass flows is small, more than 80% of total pressure loss is caused by the heating process.

Key words: ATR engine; Lobed mixer; Mixing; Combustion; Streamwise vortex

1 引言

空气涡轮火箭(Air-Turbo-Rocket)发动机是一种吸气式推进装置,主要部件为压气机、燃气发生器、涡轮、燃烧室和尾喷管。如图1所示,空气由进气道进入压气机,氧化剂和燃料在燃气发生器内组织燃烧,产生的富燃燃气流经涡轮,并驱动涡轮带动压气机运转。随后富燃燃气与空气在燃烧室内混合并燃烧,产生的高温燃气经喷管排出产生推力。ATR发动机融合了火箭发动机和航空发动机的特点,具有高推重比和高比冲,能够在宽速域、大空域内工作^[1-3]。由于ATR发动机的优良性能及广阔的发展前景,各国相继开展了相关研究工作。美国Aerojet公司对固体燃料ATR发动机(Solid Propellant Air Turbo Rocket Engine, SPATR)进行了概念研究及性能测试^[4-5]。日本航空宇航中心对带膨胀循环的ATR发动机(ATR with Expander Cycle, ATREX)开展了一系列地面点火试验及空中试验^[6-7]。

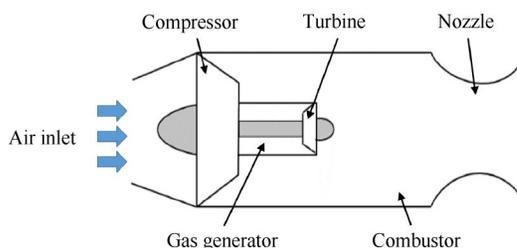


Fig. 1 Schematic of ATR engine

由于ATR发动机的性能要求,其燃烧室需要具备结构紧凑、重量轻的特点。为了在较短的燃烧室长度内尽量提高发动机性能,组织内涵富燃燃气与外涵空气高效掺混及稳定燃烧至关重要^[8-9]。

波瓣混合器因其特殊的外形结构,能够在相同的气流出口面积条件下增大内、外涵气流的接触面积,而且可以在波瓣尾缘诱导形成流向涡结构,从而大大增强内、外涵气流的掺混。除此之外,波瓣混合器还可以增大发动机推力、减弱噪声、抑制红外信号,在涡扇发动机尾喷管及加力燃烧室应用较为广泛。国内外学者对波瓣混合器增强掺混的机理及优化设计进行了深入研究。Paterson^[10]通过实验研究,基于压力、温度、速度分布揭示了波瓣下游大尺度流向涡的存在;Kuchar等^[11]通过实验研究了大涵道比

涡扇发动机中应用波瓣混合器的张角、长度等关键参数对发动机性能的影响;Elliott等^[12]采用数值计算及实验方法探究了波瓣混合器能够增强掺混有三个原因:(1)由于开尔文-赫姆霍兹不稳定性形成的展向涡;(2)波瓣弯曲尾缘使内、外涵气流接触面积增加;(3)波瓣特殊的几何结构诱导产生的流向涡。Abolfadl等^[13]对带有波瓣混合器的大涵道比涡喷发动机排气系统进行了实验研究,研究结果显示尾喷管采用波瓣结构能使推力提升3.5%;McCormick等^[14]对波瓣混合器自由剪切层的涡结构和湍流结构进行了研究,认为其掺混性能是由于流向涡和展向涡的相互作用产生的;Hu等^[15-17]采取PIV及LIF技术对波瓣下游流场内的涡系及湍流结构展开了一系列实验研究;Cooper等^[18]基于Hu等^[17]的实验数据,分别采用Standard $k-\varepsilon$ 湍流模型、Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型、Standard $k-\omega$ 湍流模型和SST $k-\omega$ 湍流模型对其排气掺混特性进行了CFD模拟,并将计算结果与实验数据进行对比。综合对比不同模型计算得到的流向涡、展向涡及湍动能(如图2所示)等参数分布后,得出Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型能够较为准确地描述带有波瓣结构的流场的结论;Hassan等^[19]利用PIV技术对 $Re=3600$ 的环形射流和波瓣射流的卷吸机制进行了对比,结果发现在下游任一相同位置处,波瓣射流的夹带率总是高于环形射流,且在同一轴向位置处,波瓣射流的夹带率变化幅度小于环形射流;Brinkerhoff等^[20]使用商业软件ANSYS CFX对带有波瓣结构的流场进行数值模拟并与试验结果进行对比,结果表明使用SST湍流模型计算得到的速度分布及湍动能变化与实验结果最为贴近;Sheng等^[21]在FLUENT软件中使用SST $k-\varepsilon$ 湍流模型探究了“剑形”交变波瓣结构对尾喷管混合性能的影响;Fang等^[22]利用NPLS技术获得了波瓣尾缘下游流向涡的瞬时分布图像,结果表明80%以上的掺混效果是由流向涡促成的,远高于波瓣弯曲的尾缘使内、外涵气流接触面积增大得到的掺混效果;Bennia等^[23]分别采用波瓣和旋流结构对暖通空调系统的空气以及热流场分布进行优化设计实验,并采用大涡模拟将数值计算结果与实验数据进行对比。结果表明,LES/WALE湍流模型和LES/K-ET湍流模型的计算结果分别与波瓣射流和旋流射流的实验结果吻合较好;陆斌等^[24]对加力燃烧

室前带中心锥的非对称波瓣混合器进行了CFD数值模拟及实验研究,分析了其气动掺混特性和对加力燃烧室燃烧特性的影响;刘友宏等^[25]采用数值模拟方法研究了中心锥对圆排波瓣喷管引射器内热混合流场的影响,结果表明中心锥有助于使次流冷气深入到混合管轴心,从而提高热混合效率,使出口温度分布更加均匀;谢翌等^[26-27]通过数值计算研究了混合排气系统内波瓣高宽比及穿透率对热混合效率和总压恢复系数的影响规律。在ATR发动机后燃室入口处应用波瓣结构可以增强内、外涵气流的混合,大幅提升燃烧效率,提升发动机性能。李平等^[28]通过无化学反应、均匀进气条件下ATR发动机混流燃烧室内流场的数值计算,得到了流向涡与正交涡系产生、衰减演变过程及其对内、外涵气流掺混效率的影响规律;李文龙等^[29]对局部进气及轴向均匀进气条件下富燃燃气与空气的混合及燃烧过程进行了数值模拟,并结合试验结果定量分析了两类燃烧组织方案的掺混和燃烧效率。

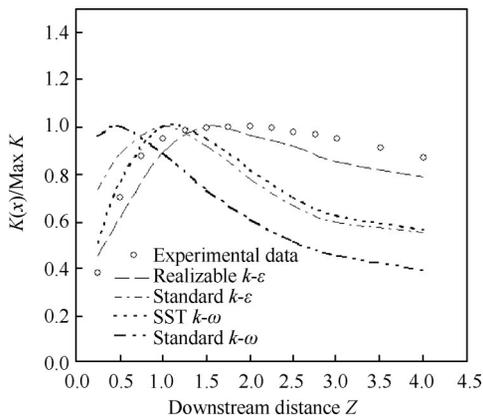


Fig. 2 Normalized average turbulent kinetic energy profile^[18]

波瓣混合器主要应用于涡扇发动机加力燃烧室,为飞机在起飞及爬升时提供推力。相关学者围绕波瓣混合器的掺混特性开展了大量研究,但针对波瓣结构在空气涡轮火箭发动机燃烧室中的研究较少。相对于传统加力燃烧室,ATR发动机燃烧室组织内涵富燃燃气与外涵空气掺混燃烧,内、外涵气流的掺混、燃烧特性直接影响到发动机的性能。因此,有必要开展ATR发动机燃烧室应用波瓣混合器对内、外涵气流掺混、燃烧特性的研究。

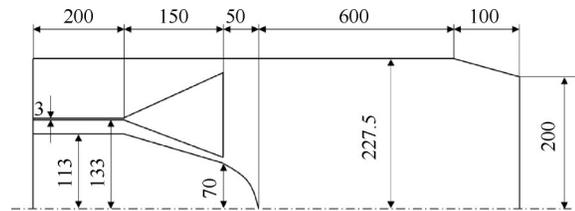
本文基于ATR发动机燃烧室结构,以波瓣混合器为研究对象,通过改变波瓣张角及瓣宽比设计三种不同参数的波瓣混合器,采用数值模拟方法探究ATR发动机燃烧室内波瓣下游流向涡及温度分布规

律,揭示不同波瓣结构对燃烧室性能的影响,旨在为波瓣混合器在空气涡轮火箭发动机燃烧室中的设计提供技术支持。

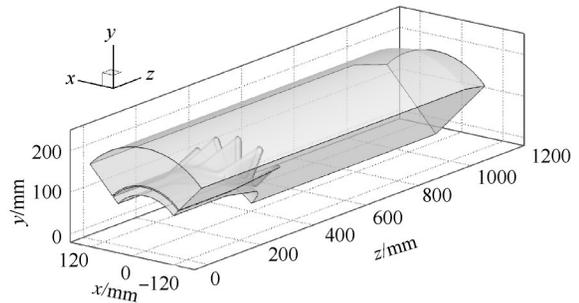
2 数值方法

2.1 物理模型

本文采用的带有波瓣结构的燃烧室模型如图3所示。内、外涵气流入口均为圆环形通道,中心锥直径为226mm,内涵气流通道内、外径分别为226mm,266mm,外涵气流通道内、外径分别为272mm,455mm。入口段长度为200mm,波瓣长度为150mm,中心锥长度为200mm,波瓣尾缘至燃烧室出口的轴向长度为650mm,喷管长度为100mm。由于波瓣混合器具有周期性对称结构,取燃烧室和尾喷管简化实体模型的1/4为计算域,如图3(b)所示,富燃燃气和空气流入方向均沿z轴正向。



(a) Schematic diagram of the ATR combustor



(b) Computational domain of the ATR combustor

Fig. 3 Structural sketch of lobed ATR combustor (mm)

图4(a)为本文采用的波瓣混合器模型。如图4(b)所示,波瓣基本结构参数包括波瓣数目 n ,波瓣宽度 b ,波瓣长度 L ,内张角 α ,外张角 β ,波瓣高度 H ,定义波瓣尾缘在波峰和波谷处的宽度比为瓣宽比 \bar{B} ,即 $\bar{B}=b_1/b_2$ 。

根据ATR燃烧室内、外涵道的结构特点设计三种波瓣混合器,其中波瓣数 $n=16$,波瓣长度 $L=150\text{mm}$,外张角 $\beta=13.8^\circ$,其他参数见表1。

2.2 边界条件和网格划分

在富燃燃气发生器中,燃料与氧化剂分别为Jet-A煤油(300K,化学组分为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 表示)和液氧(91K)。

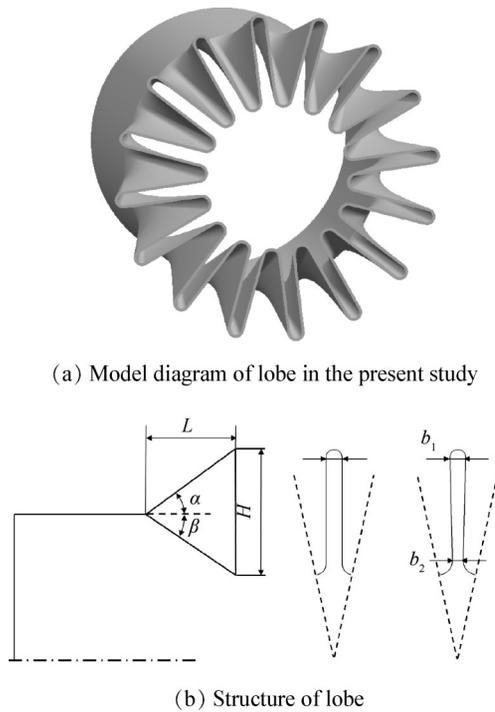


Fig. 4 Structural sketch of the lobed mixer

Table 1 Main design parameters of the lobed mixers

	Lobe A	Lobe B	Lobe C
Inward penetration/(°)	21	22.6	22.6
Lobe width b_1 /mm	12	12	12
Lobe width b_2 /mm	12	12	8
Lobe width ratio \bar{B}	1	1	1.5

在压力为 2.5MPa、温度为 300K 的条件下,燃料与氧化剂以质量比 1:1.155 反应,生成温度为 1600K 的富燃燃气,使用 CEA 软件计算得到的生成物组分及摩尔分数见表 2。富燃燃气流经涡轮后在涡轮出口温度为 1260.02K(不考虑富燃燃气在涡轮流道内由于平衡温度、压力变化造成的组分变化),外涵来流空气温度为 397.65K;燃烧室内、外涵入口均为质量流量入口边界条件,内涵富燃燃气质量流量为 2.947kg/s,外涵空气质量流量为 20kg/s。由于来流气体 Ma 小于 0.3,可将其视为不可压缩理想气体。出口处为出流边界条件。燃烧室工作压力为 251691.3Pa。由于燃烧室及波瓣均具有对称结构,选取 90°扇形计算域并设置两侧周期面为周期性边界条件。

Table 2 Composition and mole fraction of gas generator products

Species	CH ₄	CO	CO ₂
Mole fraction	0.0002	0.50972	0.00091
Species	H	H ₂	H ₂ O
Mole fraction	0.00002	0.48652	0.00262

使用商业软件 GAMBIT 对模型进行分块网格划分,如图 5 所示,图中红色区域为内、外涵气入口,蓝色区域为周期性边界,灰色区域为固壁。由于波瓣结构较为复杂,在波瓣混合器附近区域采用非结构网格,并对波瓣尾缘初始段网格进行局部加密。经网格无关性验证,最终网格数为 250 万左右。

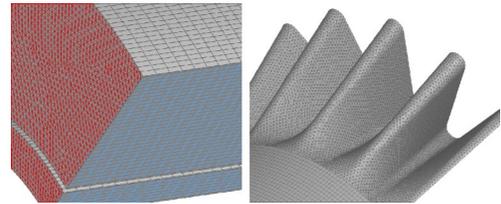


Fig. 5 Mesh and its local magnification

2.3 控制方程和计算方法

本文使用商业软件 FLUENT 进行数值模拟。采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型对雷诺应力项进行封闭,近壁面选取标准壁面函数。选择化学反应平衡模型对湍流化学反应速率进行封闭,为了获得更高精度,流动方程各项均采用二阶迎风格式进行离散,压力与流动的耦合采用 SIMPLE 算法。

湍流模型 k 方程和 ε 方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\zeta_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\zeta_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\gamma \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b \quad (2)$$

式中 $C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$, S_{ij} 为平均应变率; k 和 ε 分别表示湍动能及湍流耗散率; ρ 为密度; μ 为动力粘度; μ_t 为湍流粘度; γ 为运动粘度; G_k 表示由于平均速度梯度产生的湍动能, G_b 为由于浮力产生的湍动能, Y_M 表示可压缩湍流中脉动膨胀对总耗散率的影响。 $C_2, C_{1\varepsilon}, \zeta_k, \zeta_\varepsilon$ 均为常数,它们的值分别为 1.9, 1.44, 1.0, 1.2。

另定义混合分数

$$f = \frac{h_n - h_{n,ox}}{h_{n,fuel} - h_{n,ox}} \quad (3)$$

式中 h_n 表示元素 n 的质量分数,下标 ox 和 fuel 分别表示氧化剂和燃料入口处的值。 f 表示计算控制容积中燃料的质量分数。

在湍流条件下,紊态对流的作用比分子扩散更显著,组分输运方程可以转化为一个关于平均混合分数 f 的方程

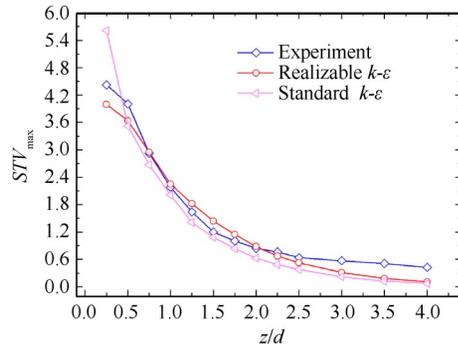
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\left(\frac{\lambda}{c_p} + \frac{\mu_t}{Pr} \right) \nabla \bar{f} \right) \quad (4)$$

式中 λ 表示混合物层流热导率, c_p 为混合物比热, Pr 为普朗特数。

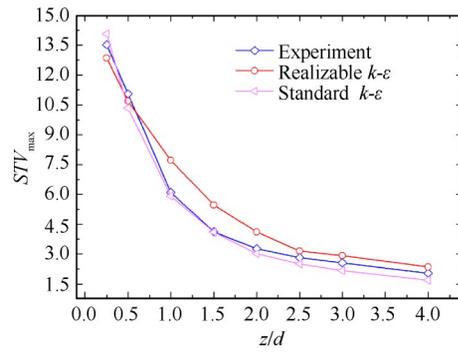
2.4 计算模型验证

Hu等^[17]利用PIV技术对空气流流经波瓣混合器模型的下游流场进行了详细测量,气流入口平均速度为20m/s,通过实验同时得到了波瓣下游流场内气流速度及涡量的三个分量的分布状况。通过构建结构参数相同的物理模型并设定与实验一致的流动介质及初始条件,分别采用Realizable $k-\varepsilon$ 和Standard $k-\varepsilon$ 湍流模型进行数值模拟验证,得到波瓣下游垂直于流动方向各截面上,流向涡及展向涡最大值的CFD模拟值与实验值的对比如图6所示。图中 STV_{\max} 和 SPV_{\max} 分别表示流向涡和正交涡最大值,气流流动方向沿 z 轴正向,垂直于波瓣尾缘截面处 $z=0$, d 为气流入口圆形通道直径。由实验及数值模拟结果可以看出,随着流动发展,流向涡及展向涡强度均不断减弱,在 $z/d < 2.5$ 范围内下降速度最快,在 $z/d > 2.5$ 以后下降趋势减缓。由图6(a)可知,在波瓣尾缘附近,采用Realizable $k-\varepsilon$ 模型得到的流向涡最大值更贴近实验值,采用Standard $k-\varepsilon$ 模型得到的数值模拟值与实验值存在较大偏差;由图6(b)可知,在 $0.5 < z/d < 2.5$ 区域内采用Standard $k-\varepsilon$ 湍流模型得到的展向涡最大值分布与实验值更为接近。即Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型能够更好地模拟波瓣诱导流向涡的强度变化,而Standard $k-\varepsilon$ 模型在模拟展向涡的强度变化时更具优势。由于波瓣诱导流向涡在掺混中起主导作用,且采用Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型进行数值模拟得到的在垂直于流向截面的涡量分布与实验数据更为接近,综合考虑本文对燃烧室内流场进行数值模拟时选用Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型。

在热态验证方面,由于目前尚无波瓣混合燃烧的试验结果,因此本文前期对流动特点相似的旋流流动(旋流流场和波瓣下游掺混流场的主要特点是均包含大尺度的流向涡)开展了大量的数值及实验研究^[30],当量比 $\phi = 0.7$ 的试验结果与数值模拟结果的温度分布对比如图7所示。研究表明,采用小火焰模型和Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型可以比较准确地模拟大尺度流向涡燃烧流场,为ATR发动机燃烧室



(a) Streamwise vorticities distribution



(b) Spanwise vorticities distribution

Fig. 6 Comparison of maximum vorticities distribution between experiment and CFD

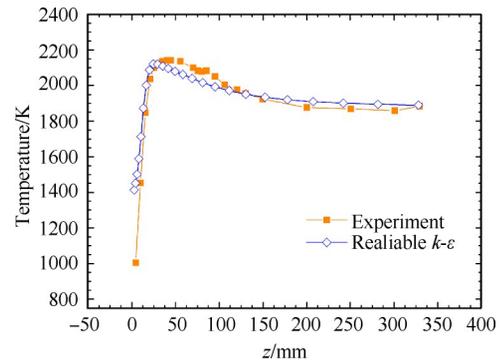


Fig. 7 Temperature distribution along the centerline of the CFM56 combustor under $\phi=0.7$ condition^[30]

热态流场模拟提供良好的基础。

3 结果与讨论

3.1 流向涡分布

波瓣特殊的弯曲型面结构促使内涵气流沿波峰向外流动,外涵气流沿波谷向内流动,两者相反的径向分速度在波瓣尾缘下游诱导出大尺度流向涡。波瓣下游射流掺混过程主要受流向涡支配,垂直于流动方向各截面上的无量纲流向涡定义为

$$w_z = \frac{D}{U_0} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (5)$$

式中 D 为波瓣尾缘截面机匣直径; U_0 为外涵道入

口处沿 z 方向的空气流速; u, v 分别为 x, y 方向的分速度。

三种波瓣混合器下游涡系结构相近, 此处只对波瓣 A 下游流向涡的产生及发展过程进行分析。从波瓣尾缘截面起, 其在非反应流及反应流中垂直于流动方向 $\Delta z/D=0.05, 0.2, 0.6, 1.2$ 截面的无量纲流向涡分布云图如图 8 所示。流向涡在波瓣尾缘处产生, 尺度基本与瓣高一致, 在波瓣侧壁尾缘下游处正负交替排列, 且大小相当。此时流向涡强度最大, 但影响区域最小; 由于对涡的诱导作用, 流向涡不断沿径向向外移动, 形状由长条形发展成为椭圆形, 影响范围也随之增大, 在椭圆中心区域涡强度最高。流向涡的强度由于能量耗散而迅速衰减, 位置不断沿径向向外移动。在波瓣下游同一截面位置处, 反应流中的无量纲流向涡强度均高于非反应流, 影响区域

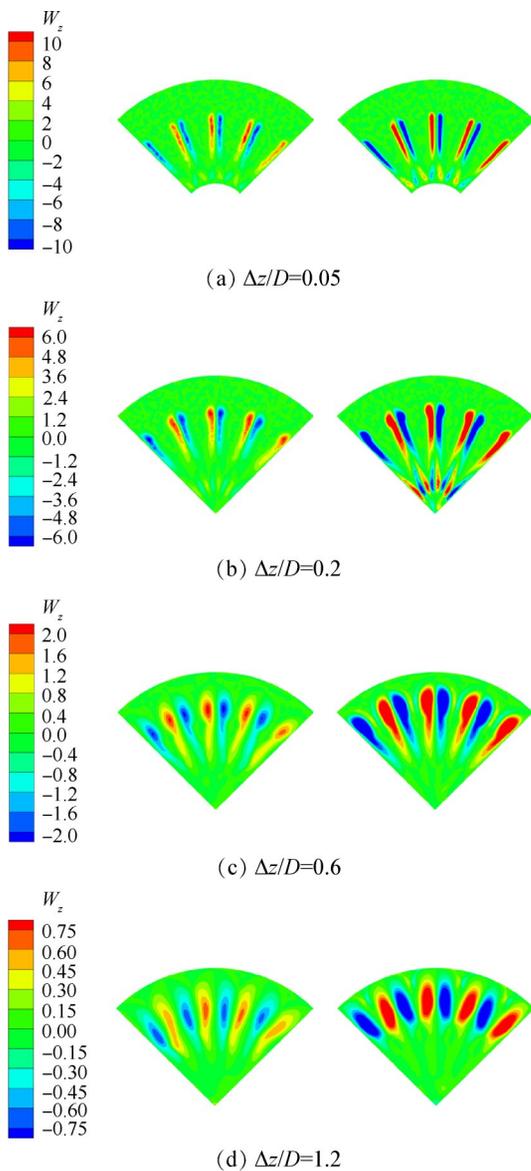


Fig. 8 Streamwise vortex contours at different cross planes

也更大。这是由于燃烧时气流膨胀加速, 沿波峰及波谷流出的内、外涵气流径向速度增大, 因此流向涡强度增强。

在波瓣下游初始段, 除了与波瓣尾缘尺寸相当的较强主流向涡对, 在中心轴与主流向涡之间还产生了一排新的副流向涡对, 方向与同一周向位置的主流向涡相反, 强度较低, 且衰减速度更快。根据无量纲流向涡的定义, 流向涡由分速度 v 在 x 方向的速度梯度及分速度 u 在 y 方向的速度梯度两部分组成。由图 9 可以看出, 第二排副涡是由于速度 v 在 x 方向的速度梯度形成的, 与第一排主涡相比, 该处速度梯度值更小, 这也解释了强度为何低于主涡。

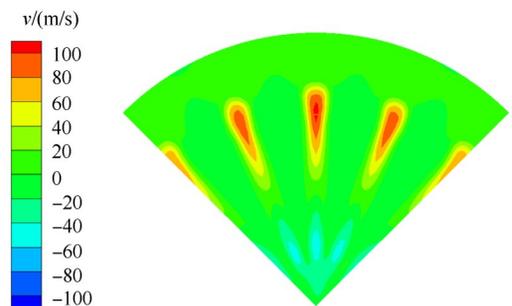


Fig. 9 Velocity contour of y -component at cross plane $\Delta z/D=0.2$

图 10 所示为三种波瓣混合器在非反应流及反应流中沿流向截面的最大无量纲涡量值数值模拟结果。从总体变化趋势看, 无论在反应流还是非反应流中, 流向涡强度从波瓣尾缘开始均不断减弱, 且降低速率逐渐减缓, 在 $\Delta z/D < 0.55$ 范围内下降最多, $\Delta z/D > 0.55$ 以后趋于平缓。流向涡在下游初始段强度迅速减弱一方面是由于内、外涵气流刚接触时掺混最为强烈, 此时能量耗散作用也最明显; 此外在波瓣尾缘初始段内、外涵气流未均匀混合, 沿径向的速度差大, 在粘性作用下流向涡强度减弱速度也较快。在燃烧室出口附近, 内、外涵气流掺混已经较为均匀, 因此流向涡强度很低, 下降速率也变缓。在 $\Delta z/D < 0.55$ 范围内, 波瓣 C 流向涡强度最高, 波瓣 A 流向涡强度最低, 波瓣混合器 C 的无量纲流向涡涡量最强是由于波瓣混合器两侧壁在波瓣尾缘波谷处收缩, 一方面可以减小收缩处的内涵燃气流量, 并使此处空气的相对流量增大, 促进内涵沿中心锥流出的气流与外涵气流的掺混; 另一方面波峰处由内涵流出的气流面积相对增大, 流量也相应增大, 使外涵的大量空气可以与内涵气流有效掺混。 $\Delta z/D > 0.5$ 后三种不

同的波瓣混合器诱导的无量纲流向涡最大值基本相同,是由于混合流体到达此处时掺混已较为均匀,气流的速度基本一致。

对比流向涡强度在非反应流及反应流中的变化规律,可以看出对于任一波瓣混合器,下游同一截面处反应流中的无量纲流向涡最大值始终高于非反应流模拟结果。在燃烧室出口处,反应流无量纲流向涡最大值为非反应流的200%以上。

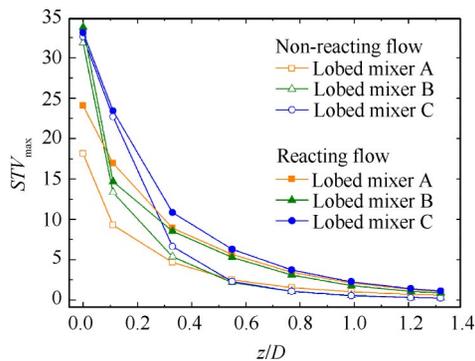


Fig. 10 Normalized maximum streamwise vorticities distribution

3.2 温度分布

图11由左至右分别为波瓣混合器A,B,C在 $\Delta z/D=0.2, 0.6, 1.2$ 截面的温度分布云图。在波瓣尾缘下游 $\Delta z/D=0.2$ 截面处,两股气流刚接触还未燃烧,因此高温区形状与波瓣尾缘类似,且温度仅为来流富燃燃气温度。波瓣混合器A中心区未燃烧,而波瓣混合器B中心为高温区,产生这一不同的原因是波瓣B内张角更大,波瓣尾缘波谷处与中心锥更为贴近,因此从波瓣内流出的燃料可以与外涵空气混合燃烧;波瓣A由于内张角较小,由内涵流出的富燃燃气更多,局部燃料过富所以无法燃烧完全。波瓣混合器C的中心高温区面积最大,因为它不仅具有和波瓣B相同的内张角,且通过减小瓣宽 b_2 所形成的两侧壁不平行的扇形波瓣结构既可以减少由此处流出的燃气流量,同时又增大了该处空气的相对浓度,使燃料燃烧更充分。

$\Delta z/D=0.6$ 处高温区面积增大,且大部分区域已经处于燃烧状态,高温区温度由燃料来流温度升高至2500K左右;高温区沿径向向外扩张至接近外壁面,靠近外壁面处高温区面积明显增大,近似为圆形。而在中心区域波瓣混合器A由于燃料浓度高且不能完全燃烧,温度仍基本保持与来流燃料温度一致;波瓣混合器B和C中心区均为高温,且面积增大,说明沿流动方向燃料和空气进一步接触且充分混合

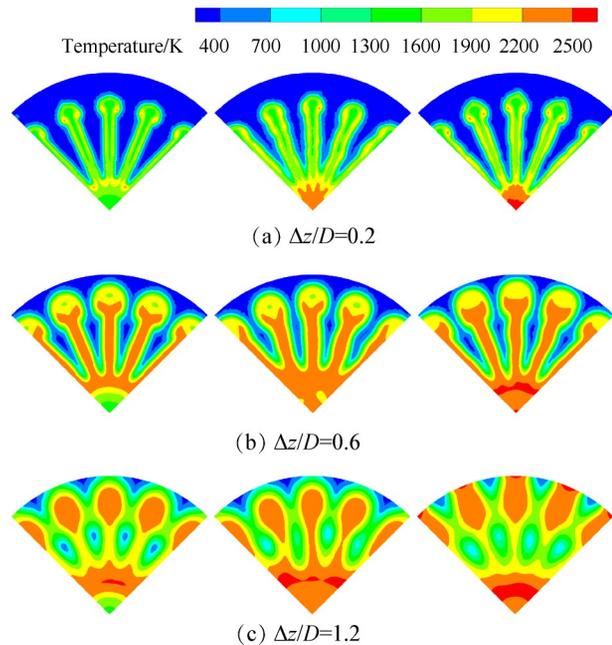


Fig. 11 Temperature contours at different cross planes

燃烧。

$\Delta z/D=1.2$ 截面为靠近燃烧室出口处,三种波瓣结构温度不同的分布情况基本可以看作将波瓣A沿流向增大燃烧室长度时的温度分布变化过程。高温圆形区域面积进一步增大,位置基本到达外壁面。高温区头部向外移动的速度最快,部分区域已扩展至内壁面处。由于流向涡不断卷吸外涵空气与燃料掺混燃烧且向外扩张,因此随着流动发展和燃烧反应进行,大量空气被卷吸至燃烧室1/2半径处,出现了局部低温区;流向涡不断沿径向向外扩张,局部低温区的面积也随着流动发展而增大。这说明在相同的距离内,三种波瓣结构的掺混效果为波瓣C最佳,波瓣A最差。

3.3 性能分析

3.3.1 热混合效率

采用组分输运模型对ATR燃烧室内的非反应流场进行数值模拟,得到内、外涵气流不发生化学反应,仅在流向涡作用下高效掺混的流场分布规律。定义热混合效率^[31]

$$\eta_{th} = 1 - \frac{\int (T - T_{mix})^2 dm}{T_a^2 \dot{m}_a + T_b^2 \dot{m}_b - T_{mix}^2 (\dot{m}_a + \dot{m}_b)} \quad (6)$$

式中 T_a, T_b 分别为内、外涵气流来流温度; \dot{m}_a, \dot{m}_b 分别为内、外涵气流质量流量; T_{mix} 为内、外涵来流按质量分数平均时完全混合的温度。

$$T_{mix} = \frac{T_a \dot{m}_a + T_b \dot{m}_b}{\dot{m}_a + \dot{m}_b} \quad (7)$$

燃烧室内分别采用三种波瓣混合器的热混合效率沿程分布如图 12 所示。热混合效率随流动发展增大,上升趋势基本与非反应流无量纲流向涡最大值的下降趋势一致。在 $\Delta z/D < 0.55$ 范围内,热混合效率增长最快,随着流动发展,流向涡强度逐渐减弱,因此热混合效率增大速率逐渐减小。波瓣混合器 A 热混合效率最低,因为内张角较小,中心区内、外涵气流掺混效果差;而波瓣混合器 C 由于采取增大内张角以及收缩侧壁的优化设计,故中心区附近内涵气流量相对偏高导致不易均匀掺混的情况得到改善,热混合效率也最高。在燃烧室出口截面,波瓣混合器 A, B, C 的热混合效率分别为 0.84, 0.87, 0.89。

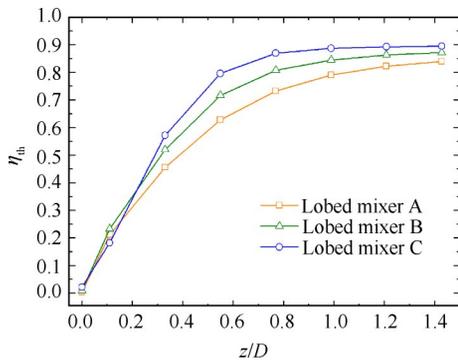


Fig. 12 Thermal mixing efficiency distribution

3.3.2 总压恢复系数

采用波瓣结构的排气系统的总压恢复系数定义为^[31]

$$\sigma = \frac{\frac{1}{\dot{m}_{mix}} \int p_{mix}^* dm_{mix}}{\frac{1}{\dot{m}_{in}} \int p_{in}^* dm_{in}} \quad (8)$$

式中 \dot{m} 为质量流量; p^* 为总压; 下标 mix 表示该值为波瓣尾缘下游主、次流接触混合后,在垂直于流向的横截面上的值; 下标 in 表示该值为系统入口处的值。

三种波瓣结构在反应流及非反应流中的总压恢复系数分布如图 13 所示。从图中可以看出,在非反应流中无论采用哪种波瓣结构总压损失都很小,总压恢复系数均在 0.99 以上;而在反应流中,总压恢复系数总体呈不断下降趋势,总压损失较大;混合排气系统 A 的总压恢复系数最大, C 的总压恢复系数最小, B 的总压恢复系数介于二者之间;在燃烧室出口处, A 的总压恢复系数为 0.946, C 的总压恢复系数为 0.929。波瓣混合排气系统的总压损失由流动和加

热两部分组成,非反应流中冷热流体仅掺混不发生化学反应,反应流中内、外涵气流不仅掺混还会发生剧烈的化学反应,温度大幅升高。通过对比可以得出,燃烧室内 80% 以上的总压损失是由于加热造成的。

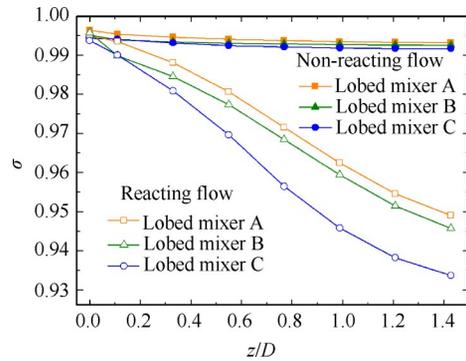


Fig. 13 Total pressure recovery coefficient distribution

3.3.3 燃烧效率

垂直于流向各截面的燃烧效率定义为

$$\eta = \frac{\frac{1}{\dot{m}} \int T dm - T_{mix}}{T_0 - T_{mix}} \quad (9)$$

式中 T_0 为入口处所给燃料和空气在绝热燃烧时能够达到的理想温度。

图 14 为三种波瓣混合器的燃烧效率沿程分布,可以看出燃烧效率沿程不断增大,且上升趋势与反应流中的总压恢复系数下降趋势基本一致。由于内涵富燃燃气与外涵空气掺混得越来越均匀,燃烧效率也逐渐增大。在波瓣尾缘下游初始阶段,流向涡强度最高,总压恢复系数减小最快,燃烧效率上升最快;但流向涡强度不断减弱,燃烧效率上升速率相应逐渐减小。在燃烧室出口处,波瓣 C 的燃烧效率最高,为 0.96;波瓣 A 的燃烧效率最低,为 0.83。对燃料浓度沿程分布进行分析,发现三种结构在中心轴区域均有部分燃料未完全燃烧,且剩余燃料浓度 $R_A > R_B > R_C$,这与图 11 中心低温区分布一致。

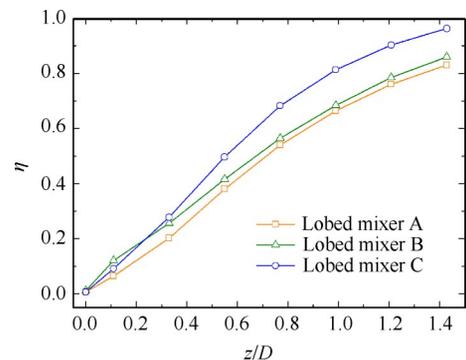


Fig. 14 Combustion efficiency distribution

4 结 论

本文采用数值计算方法对应用于 ATR 燃烧室的波瓣结构部分参数进行优化设计,通过综合分析波瓣下游流向涡、温度的分布及变化规律及对比不同波瓣结构对燃烧室性能的影响,主要得到以下结论:

(1)对于给定的波瓣结构,增大其内张角以尽量减小波瓣尾缘波谷处与排气锥的距离,可以显著改善 ATR 燃烧室中心线附近燃料过富导致的燃烧不充分的现象。

(2)对波瓣尾缘进行修形,在不改变瓣宽 b_1 的条件下,减小瓣宽 b_2 ,既可以减小中心区附近的燃料浓度,又能增大此处空气的相对浓度,进一步改善中心区燃料燃烧不完全情况,提升燃烧效率。

(3)与采用相同波瓣结构的非反应流流向涡相比,有燃烧化学反应发生时波瓣诱导产生的无量纲流向涡不仅强度增加,影响区域增大,沿轴向向外移动的速度也更快。

(4)波瓣强制混合排气系统中,仅由于流动造成的总压损失很小,80% 以上的总压损失是由于燃烧时的加热损失导致的。

致 谢:感谢国家重点研发计划、国防基础科研计划的资助。

参考文献

- [1] Bussi G, Colasurdo G, Pastrone D. Analysis of Air-Turbo-rocket Performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(5): 950-954.
- [2] Bossard J A, Christensen K L, Poth G E. ATR Propulsion System Design and Vehicle Integration [R]. *AIAA* 88-3071.
- [3] 南向谊,王拴虎,李 平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J]. *火箭推进*, 2008, 34(6): 31-35.
- [4] Bossard J A, Christensen K L, Fedun M H. Return of the Solid Fuel Gas Generator ATR [R]. *AIAA* 87-1997.
- [5] Lilley J S, Hecht S E, Kirkham B G, et al. Experimental Evaluation of an Air Turbo Ramjet [R]. *AIAA* 94-3386.
- [6] Mizobata K, Arai T, Sugiyama H. Conceptual Feasibility of Reusable Launch Vehicles Based on the ATREX Engine [R]. *AIAA* 99-4829.
- [7] Rodriguez M I, Fernandez V V, Paniagua G. Modeling, Analysis, and Optimization of the Air-Turbo-rocket Expander Engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(6): 1266-1273.
- [8] Thomas M E, Leonard A D. Air-Turbo-Rocket Combustion [R]. *AIAA* 95-0813.
- [9] 李文龙,李 平,郭海波. 空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究进展[J]. *火箭推进*, 2011, 37(6): 14-19.
- [10] Paterson R W. Turbofan Forced Mixer-Nozzle Internal Flowfield, Volume 1: A Benchmark Experimental Study [R]. *NASA CR-3492*, 1982.
- [11] Kuchar A P, Chamberlin R. Scale Model Performance Test Investigation of Exhaust System Mixers for an Energy Efficient Engine (E³) Propulsion System [R]. *AIAA* 83-0541.
- [12] Elliott J K, Manning T A, Qiu Y J, et al. Computational and Experimental Studies of Flow in Multi-Lobed Forced Mixers [R]. *AIAA* 92-3568.
- [13] Abolfadl M A, Sehra A K. Experimental Investigation of Exhaust System Mixers for a High Bypass Turbofan Engine [R]. *AIAA* 93-0022.
- [14] McCormick D C, Bennett J C. Vortical and Turbulent Structure of a Lobed Mixer Free Shear Layer [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(9): 1852-1859.
- [15] Hu H, Saga T, Kobayashi T, et al. Research on the Vortical and Turbulent Structures in the Lobed Jet Flow Using Laser Induced Fluorescence and Particle Image Velocimetry Techniques [J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(6): 698-711.
- [16] Hu H, Saga T, Kobayashi T, et al. A Study on a Lobed Jet Mixing Flow by Using Stereoscopic Particle Image Velocimetry Technique [J]. *Physics of Fluids*, 2001, 13(11): 3425-3441.
- [17] Hu H, Saga T, Kobayashi T, et al. Simultaneous Measurements of All Three Components of Velocity and Vorticity Vectors in a Lobed Jet Flow by Means of Dual-Plane Stereoscopic Particle Image Velocimetry [J]. *Physics of Fluids*, 2002, 14(7): 2128-2138.
- [18] Cooper N J, Merati P, Hu H. Numerical Simulation of the Vortical Structures in a Lobed Jet Mixing Flow [R]. *AIAA* 2005-635.
- [19] Hassan M El, Meslem A. Time-Resolved Stereoscopic Particle Image Velocimetry Investigation of the Entrainment in the Near Field of Circular and Daisy-Shaped Orifice Jets [J]. *Physics of Fluids*, 2010, 22(3).
- [20] Brinkerhoff J R, Oria H, Yaras M I. Experimental and Computational Study of Mixing Mechanisms in an Axisymmetric Lobed Mixer [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(5): 1017-1030.
- [21] Sheng Zhi-qiang, Chen Shi-chun, Wu Zhe, et al. High Mixing Effectiveness Lobed Nozzles and Mixing Mechanisms [J]. *Science China*, 2015, 58(7): 1218-1233.
- [22] Fang Xin-xin, Shen Chi-bing, Sun Ming-bo, et al. Flow Structures of a Lobed Mixer and Effects of Stream-

- wise Vortices on Mixing Enhancement[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(6).
- [23] Bennia A, Fellouah H, Khelil A, et al. Experiments and Large-Eddy Simulations of Lobed and Swirling Turbulent Thermal Jets for HVAC's Applications[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2020, 13(1): 103-117.
- [24] 陆 斌. 加力燃烧室波瓣强迫混合器掺混及燃烧特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [25] 刘友宏, 李立国. 有无中心锥圆排波瓣喷管引射器内流场模拟与比较[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(3): 280-286.
- [26] 李 腾, 刘友宏, 谢 翌, 等. 波瓣高宽比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(8): 1736-1743.
- [27] 谢 翌, 刘友宏. 波瓣穿透率对波瓣混合排气系统性能影响[J]. *推进技术*, 2011, 32(2): 207-213. (XIE Yi, LIU You-hong. Effects of Lobe Penetration Ratio on Performance of Mixer Exhaust System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(2): 207-213.)
- [28] 李 平, 李文龙, 何国强. 空气涡轮火箭发动机内外涵气流掺混研究[J]. *固体火箭技术*, 2012, 35(1): 47-52.
- [29] 李文龙, 李 平, 李光熙, 等. 局部进气条件下空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(9): 1222-1230. (LI Wen-long, LI Ping, LI Guang-xi, et al. Investigation on Turbulent Mixing and Combustion for Air-Turbo-Rocket Engine with Turbine Partial Admission[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(9): 1222-1230.)
- [30] Wang Zhong-hao, Hu Bin, Zhao Qing-jun, et al. Towards Predicting Lean Blow-Off Based on Damköhler Number and Practical Reaction Zone [R]. *ASME GT* 2017-63507.
- [31] 刘友宏, 樊 超, 谢 翌, 等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8): 1683-1689.

(编辑:张 贺)