

# 预冷组合发动机中波瓣混流器对 氢气/空气掺混性能影响

吴弈臻, 马 元, 黄乐萍, 马文友, 王 祎  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:**波瓣混流器是一种典型的燃烧室气体混合装置,某预冷组合发动机燃烧室采用了波瓣混流器进行氢气/空气的掺混组织。为了获得不同波瓣混流器修型结构对氢气/空气的掺混性能的影响,分别采用导流结构和锯齿尾缘对波瓣混流器进行修型。通过开展数值仿真和对热混合效率公式的修正,从流场速度分布、流向涡和正交涡以及性能参数方面进行了掺混特性的对比分析。结果表明:导流结构对流场中回流区的分布具有显著影响,导流结构的平面面积越大,回流区范围越大;回流区范围增大会增加初始位置的内外涵速度差 2.4 倍到 6 倍,减小平均流向涡强度,增大平均正交涡强度,进而影响热混合效率,其中圆形导流结构在流动初期提高 3%,后期降低 5.9%;锯齿尾缘修型降低了热混合效率,其中三角形修型结构降低约 2.8%,较其他结构最明显。

**关键词:**预冷组合发动机;氢/空气混合;波瓣混流器;修型结构;流向涡;正交涡;热混合效率  
**中图分类号:**V438 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)06-0076-10

## Influence of lobe mixer in pre-cooling air turbo rocket engine on hydrogen/air mixing performance

WU Yizhen, MA Yuan, HUANG Leping, MA Wenyu, WANG Yi  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Lobe mixer is a typical combustion chamber gas mixing device. A precooling combined engine combustion chamber adopts lobe mixer to mix hydrogen and air. In order to obtain the influence of different modified structures on the hydrogen-air mixing performance of the lobe mixer, based on the hydrogen fuel combustor of a precooled combined engine, the guide structure and sawtooth trailing edge were used to modify the lobe mixer. By carrying out numerical simulation and revising the thermal mixing efficiency formula, a comparative analysis was carried out from the aspects of the velocity distribution of the flow field, the streamwise vortex, the normal vortex, and the performance parameters. The results are as follows: 1) The guide structure has an important influence on the distribution of the recirculation zone in the flow field, and the larger the plane area of the guide structure, the larger the recirculation zone; 2) The increase of the recirculation zone would increase the velocity difference between the inner and outer culverts at the initial position by up to 6 times, reduced the average streamwise vorticities, increased the average normal vorticities and then affected the mixing performance, which of the circular guide structure in-

收稿日期:2021-03-11;修回日期:2021-04-25

基金项目:国家自然科学基金联合基金(U1967203)

作者简介:吴弈臻(1997—),男,硕士,研究领域为组合发动机。

通信作者:马元(1980—),男,博士,研究员,研究领域为组合发动机。

creased by 3% at the initial stage and decreased by 5.9% at the later stage of flow. 3) The sawtooth trailing edge modified structure reduced the thermal mixing efficiency which of the triangular modified structure reduced by about 2.8%, which was the most obvious than other structures.

**Keywords:** precooling combined engine; hydrogen-air mixing; lobe mixer; modified structure; streamwise vortex; normal vortex; thermal mixing efficiency

## 0 引言

从地面水平起飞、单级入轨的高超声速飞行器是 21 世纪航空航天领域的科技高地,某预冷组合发动机中通过液氢冷却来流空气,可以提高发动机吸气模态下的推力、拓宽工作速域达  $0 \sim 5.5 Ma$ , 达到跨速领域空领域飞行的目的。这种发动机采用氢气作为燃料,相比于其他典型气体燃料,具有热值高、着火范围宽、点火能低、火焰传播速度快等特性<sup>[1]</sup>,过高的燃速和过低的密度可能会导致燃烧室早燃、爆燃、回火等问题<sup>[2-3]</sup>,预冷组合发动机中氢气和空气的高效掺混和燃烧技术是现阶段的主要难题之一。

波瓣混流器是一种典型的气气混合增强装置,波瓣混流器的优点和广泛前景,使得其在航空发动机加力燃烧室、涡扇发动机排气、车载燃气轮机排气和 ATR 发动机燃烧室等领域得到了广泛应用。利用波瓣混流器产生的大尺度涡结构,能够加强内外涵道两股状态参数不同的流体之间的掺混,有着增大发动机推力<sup>[4]</sup>、提高燃烧效率<sup>[5]</sup>、抑制气流噪声<sup>[6]</sup>、减小红外辐射<sup>[7]</sup>等作用。

Frost 于 1966 年首次将波瓣混流器应用在了发动机排气系统上<sup>[8]</sup>,之后前人对其的混合机理开展了大量研究<sup>[9-17]</sup>,Belovich 等概述总结了影响波瓣混流器掺混的 3 个主要因素:波瓣的几何形状导致的内外涵接触面积增加、下游的大尺度流向涡以及开尔文-亥姆霍兹(K-H)不稳定性引起的正交涡<sup>[18]</sup>。

关于波瓣混流器不同结构的掺混及燃烧特性研究也在开展,陈幸等人的研究表明,调整张角、瓣宽比及波瓣尾缘形状可以显著改善掺混及燃烧特性,反应流的流向涡大于非反应流,且主要的总压损失来自于燃烧反应<sup>[19]</sup>。刘友宏等人研究了有无中心锥对圆排波瓣喷管的掺混流场影响,有中心锥的情况下热混合效率大于没有中心锥<sup>[20]</sup>。霍常青和刘友宏等研究了波瓣数对热混合效率、总压恢复系数的影响,热混合效率随波瓣数的增加而减

小<sup>[21-22]</sup>。丁玉林等对波瓣尾缘进行了锯齿修型,发现热混合效率随着修形量的增大而增大,总压损失随着修型量的增大而降低<sup>[23]</sup>。柴猛提出了一种消旋波瓣混流器(其中的各种涡见图 1),在进口预旋的工况下能提高混合效率,降低总压损失<sup>[24]</sup>。黄乐萍等研究了波瓣混流器后 V 型火焰稳定器布局方式对富燃燃气和空气的掺混、燃烧特性的影响,发现适当的布局方式能提高燃烧效率<sup>[25]</sup>。

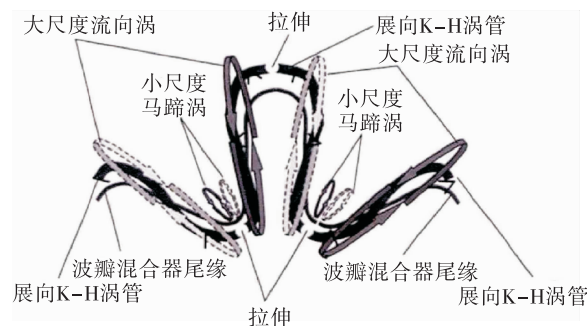


图 1 波瓣混合器中的各种涡

Fig. 1 Various vortices in lobed mixer

目前波瓣混流器不同结构的研究已取得了诸多进展,但大多是空气和物性差别不大的燃气进行掺混。本文基于某预冷组合发动机燃烧室波瓣混流器的几种不同修型结构,针对内涵氢气和外涵空气的冷流掺混进行数值模拟,获得了流向涡、正交涡的沿程变化规律,并以总压恢复系数和热混合效率为指标,对不同导流和锯齿尾缘结构作用下波瓣混流器的掺混性能进行了对比分析,为氢气和空气的高效掺混燃烧、预冷组合发动机燃烧室提供一种较优的设计方法。

## 1 数值计算方法

### 1.1 波瓣混流器及修型结构

本文研究波瓣混流器的几种修型方案如图 2 所示,分别采取无导流、无锯齿的原始结构、燃烧室前置梯形导流结构、圆形导流结构,以及无导流结构

下三角形、梯形、圆形的锯齿尾缘结构。燃烧室直径为  $D$ , 原始结构的波瓣混流器的尺寸统一, 如图 3 所示, 波瓣数目  $n = 12$ 、内扩张角  $\alpha_{in} = 20^\circ$ 、外扩张角  $\alpha_{out} = 10^\circ$ 、斜切角  $\beta = 40^\circ$ 、波瓣长度  $L = 0.6D$ 、波瓣高度  $H = 0.4D$ 。

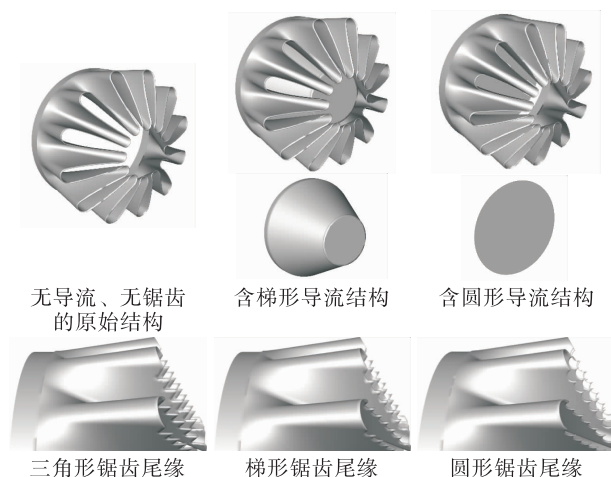


图 2 导流结构及锯齿尾缘结构示意图

Fig. 2 Schematic of guide structure and sawtooth trailing edge

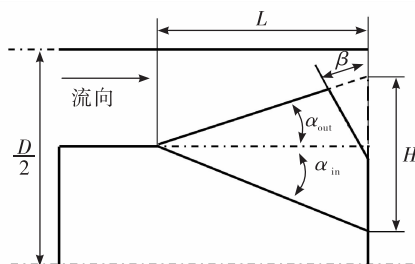


图 3 波瓣混流器结构示意图

Fig. 3 Schematic of lobe mixer

## 1.2 边界条件

进口边界为质量流进口, 给定进口的质量流量、来流总温及各组分摩尔分数, 其中外涵道工质为空气, 内涵道工质为氢气, 出口边界为压力出口, 给定出口压力, 壁面边界条件采用无滑移绝热壁面, 具体参数如表 1 所示。

表 1 入口边界条件

Tab. 1 Inlet boundary conditions

涵道	工质	总温/K	流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )
内涵道	氢气	315	0.16
外涵道	空气	673	1.8

## 1.3 数值仿真模型

雷诺平均法通过求解时均化的雷诺方程, 计算难度小, 在工程上得到了广泛应用。根据不同的模型假设, 雷诺方程分为标准  $k-\varepsilon$  模型、RNG  $k-\varepsilon$  模型和 Realizable  $k-\varepsilon$  3 种, 其中 Realizable  $k-\varepsilon$  更加适用于圆柱等旋流流动计算。Cooper 等<sup>[26]</sup> 和 Hu 等<sup>[27]</sup> 使用 PIV 技术对某波瓣混流器下游流场进行了测量, 并与不同的湍流模型数值仿真结果进行对比。陈幸也分别就不同的湍流模型与 Hu 的实验数据进行对比, 发现 Realizable  $k-\varepsilon$  模型得到的流向涡数据与试验更为接近<sup>[19]</sup>。综上, 本研究湍流模型选用 Realizable  $k-\varepsilon$  模型进行数值模拟。

## 1.4 网格无关性验证

计算域如图 4 所示, 横坐标通过  $X/L$  无量纲化, 波瓣出口位置为坐标原点  $X/L = 0$ , 计算域网格划分为两部分, 波瓣混流器部分使用 Mesh 软件划分非结构网格, 燃烧室部分使用 Pointwise 软件划分全六面体结构化网格, 并分别对波瓣及燃烧室壁面网格进行局部加密。两个计算域之间的连接面设置为 Interface 以保证计算域的数据传递。

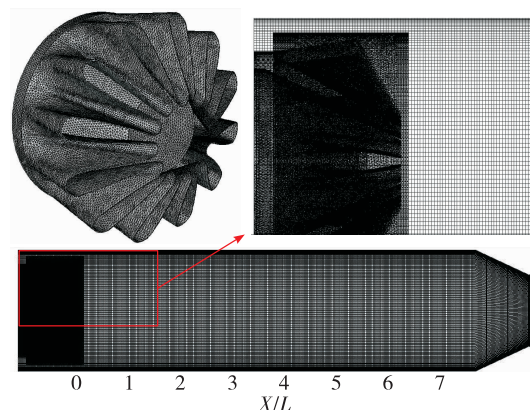


图 4 计算域网格示意图

Fig. 4 Schematic of computing domain mesh

对原始结构的波瓣混流器进行网格无关性验证, 取波瓣出口轴向沿程不同距离截面上的平均总压作为验证压力, 图 5 所示为不同网格数对应的总压变化, 横坐标  $X$  表示波瓣出口轴向沿程不同距离。由图可知  $3.64 \times 10^6$  以下的网格数量计算时压力有着较大的差别,  $3.64 \times 10^6$  以上时, 总压随着网格数的增加增长缓慢, 网格数每增加 1 倍, 总压增大 0.2%。因此综合考虑精准度与计算能力, 选择  $7.42 \times 10^6$  的网格数为标准计算网格。



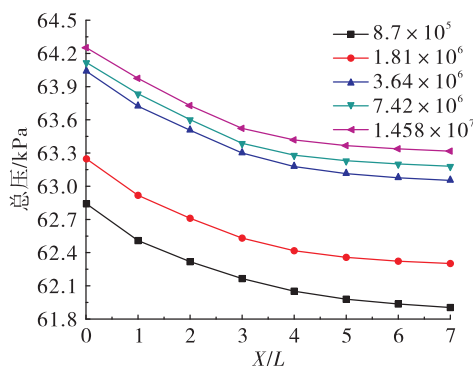


图5 流向沿程的总压变化

Fig. 5 Variation of total pressure with downstream distance

## 2 流场影响分析

不同的导流结构及锯齿尾缘会导致流场的速度分布及涡结构分布的变化,进而影响氢气和空气

的掺混性能,其中导流结构影响显著,锯齿尾缘修型影响不明显。因此从流场速度分布、无量纲正交涡和流向涡强度分布3个方面,对导流结构对氢气和空气的掺混影响进行分析;从总压恢复系数和热混合效率两个方面,对导流及无导流结构下锯齿尾缘修型结构影响进行分析。

### 2.1 对流场速度的影响

截取燃烧室的对称处截面和波瓣出口轴向程不同位置的截面来研究流场的特征。图6所示为原始结构和两种不同燃烧室前置导流结构下的燃烧室轴向对此截面的速度云图及流线分布。从流线分布可以看出,导流结构会导致内涵范围出现回流区,主要集中在波瓣内涵道及出口附近,回流区特征尺寸取决于导流结构的头部平面面积,圆形导流结构头部平面面积较梯形大,回流区范围也相应较大。从速度云图可以看出,随着流动的发展,速度场的均匀性不断提高。

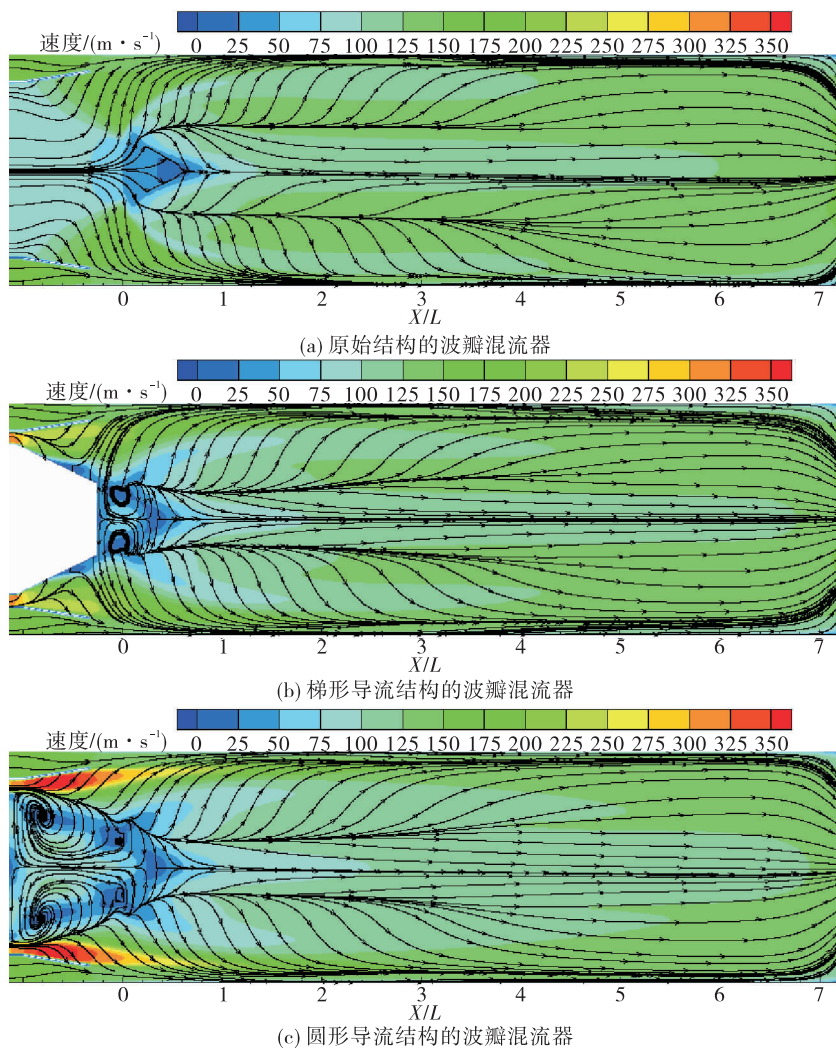


图6 对称截面速度等值线图及流线分布

Fig. 6 Velocity contour and streamline distribution of symmetrical plane

图 7 所示为波瓣出口流向不同位置截面处的轴向速度云图,从图中可以看出,导流结构使得内外涵流体的流动的速度差增大。在  $X/L = 0.01$  的初始阶段波瓣尾缘处,内涵气体的轴向速度根据回流区大小不同,原始结构在中心处轴向速度为  $46 \text{ m/s}$ ,波峰处为  $158 \text{ m/s}$ ;梯形导流结构在中心处轴向速度为  $-67 \text{ m/s}$ ,波峰处为  $210 \text{ m/s}$ ;圆形导流结构在中心处轴向速度为  $-72 \text{ m/s}$ ,波峰处为  $300 \text{ m/s}$ 。3 种结构外涵气体的轴向速度相同,约为  $130 \text{ m/s}$ ,内外涵

的轴向速度差分别约为  $28 \sim 84 \text{ m/s}$ 、 $80 \sim 197 \text{ m/s}$ 、 $170 \sim 202 \text{ m/s}$ ,圆形导流结构的内外涵轴向速度差在波谷处约为原始的 2.4 倍,波峰处为 6 倍。导流结构产生的回流区会挤压内涵道气体的流动范围,使其在波谷中心范围的轴向流动速度降低,波峰的轴向流动速度增大,进而增大内外涵的轴向速度差,且随着流动发展,回流区会挤压外涵高速区向壁面发展,无回流区的速度场更加均匀。

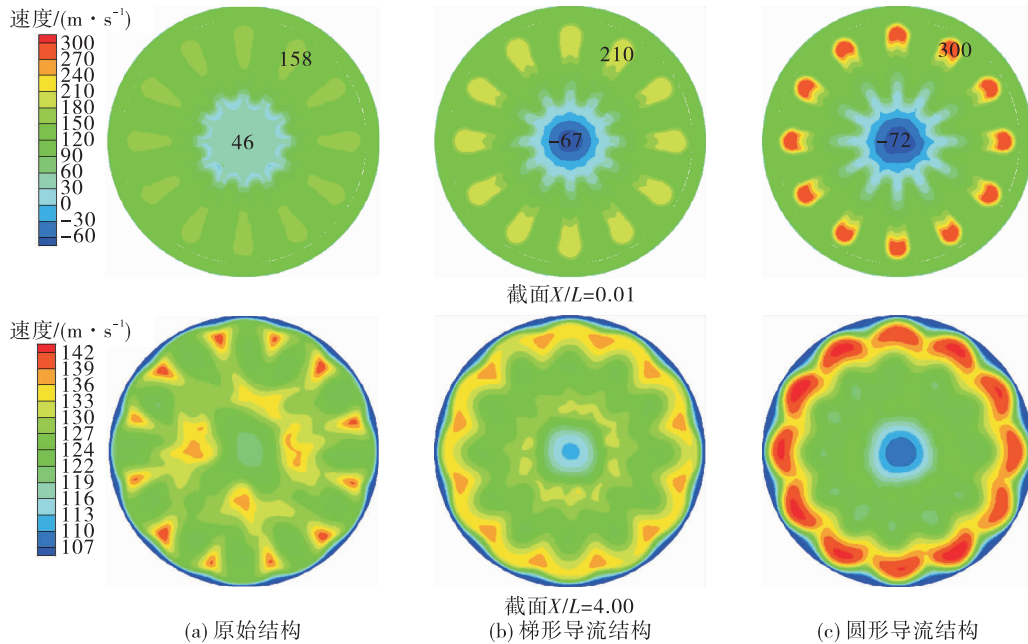


图 7 流向不同位置的轴向速度等值线图

Fig. 7 Axial velocity contour of flow to different planes

由上述分析可知,燃烧室前置的导流结构会导致波瓣混流器内涵出现回流区,回流区会挤压内涵流动导致速度变化,增大内外涵道流体在波峰波谷处掺混流动的轴向速度差,导致速度场的不均匀性提高。下面将从涡量的变化角度分析导流结构的影响。

## 2.2 对涡量的影响

波瓣混流器内外涵道流体在波瓣出口截面处,产生的互为逆转方向卷绕的横向速度,发展为流向涡。根据涡量的定义,定义  $x$  方向截面上的无量纲流向涡为

$$\bar{\Omega}_s = \Omega_x D / u_a = \frac{\partial w / \partial y - \partial v / \partial z}{u_a / D} \quad (1)$$

波瓣内外涵道流体的速度差异导致的黏性剪切力,使得流体流动向前或向后卷绕,产生正交涡,

定义  $x$  方向截面上的无量纲正交涡为

$$\bar{\Omega}_n = \frac{\sqrt{\Omega_y^2 + \Omega_z^2} D / u_a = \frac{\sqrt{(\partial u / \partial z - \partial w / \partial x)^2 + (\partial v / \partial x - \partial u / \partial y)^2}}{u_a / D} \quad (2)$$

式中:  $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别为速度在  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴方向上的分量;  $u_a$  为外涵空气的入口速度。

图 8 所示为波瓣出口流向不同位置上的无量纲流向涡强度云图,从图中可以看出,流向涡在波瓣内外涵交界面除波谷波峰外产生,初始截面  $X/L = 0.01$  处,原始结构的波瓣混流器的最大流向涡强度和范围均超过有导流结构。随着流动发展,原始结构的流向涡范围在原位置逐渐扩大互相挤压,有导流结构的流向涡范围逐渐向波谷方向发展。对比图 7 速度云图可以发现,轴向速度较高和较低的区域,流向涡较难发展,导致流向涡的影响范围较小。

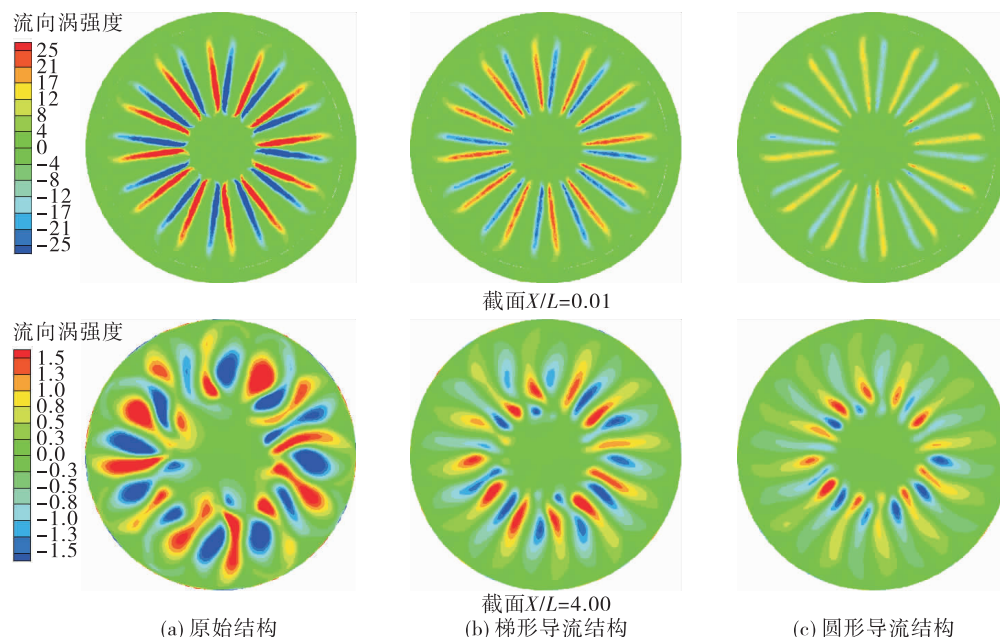


图 8 流向不同位置的无量纲流向涡强度等值线图

Fig. 8 Non-dimensional streamwise vorticity contour of flow to different planes

图 9 所示为波瓣出口流向不同位置上的平均无量纲流向涡绝对值强度曲线,可以看出,增加导流结构会降低平均流向涡强度。在初始位置,圆形导流结构的波瓣混流器平均流向涡绝对值强度约为梯形导流结构的 0.73 倍,原始结构的 0.51 倍;随着流动发展,3 个结构的流向涡强度迅速衰减,之后逐渐趋于平缓。导流结构产生的回流区范围越大,平均流向涡强度越小,原因是回流区会导致内外涵掺混的轴向速度差增大,进而减小内外涵流体互相卷绕的横向速度,从而降低流向涡的平均强度。

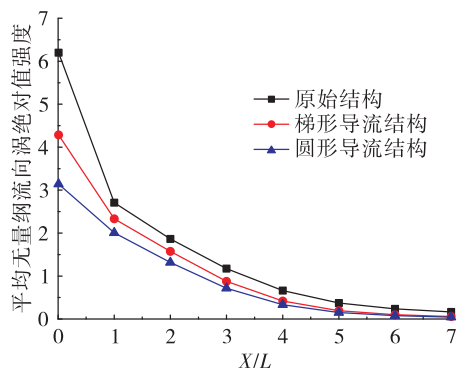


图 9 流向沿程的平均无量纲流向涡绝对值强度

Fig. 9 Variation of average non-dimensional absolute streamwise vorticities with downstream distance

图 10 所示为波瓣出口流向不同位置上的无量纲正交涡强度云图,从图中可以看出,在初始截面  $X/L = 0.01$  处,受回流区影响,圆形和梯形导流结构的波瓣混流器的正交涡范围均大于无导流结构的原始结构,原始结构的正交涡范围较小且集中在波谷处,梯形导流结构较均匀,圆形导流结构集中在波峰,波谷因回流区也存在正交涡。随着流动发展,壁面因剪切层作用正交涡强度逐渐增大,原始结构的正交涡开始逐渐与壁面耦合。对比图 7 速度云图可以发现,轴向速度差越大区域,正交涡强度越大。

图 11 所示为波瓣出口流向不同位置上的平均无量纲正交涡强度曲线,可以看出,增加导流结构会增大平均流正交涡强度。在初始位置,圆形导流结构的波瓣混流器的平均正交涡强度约为梯形导流结构的 1.30 倍,无导流原始结构的 1.63 倍;随着流动发展,正交涡强度迅速降低,之后逐渐平缓,在  $X/L = 2$  位置之后原始结构的正交涡强度反超了梯形导流结构。导流结构产生的回流区范围越大,平均正交涡强度越大,原因是回流区流体向后卷绕回流会增大正交涡,且受回流区影响内涵波峰区域流体速度增大,进而增大黏性剪切力,进一步加剧流体前后的卷绕,从而增大正交涡的平均强度。



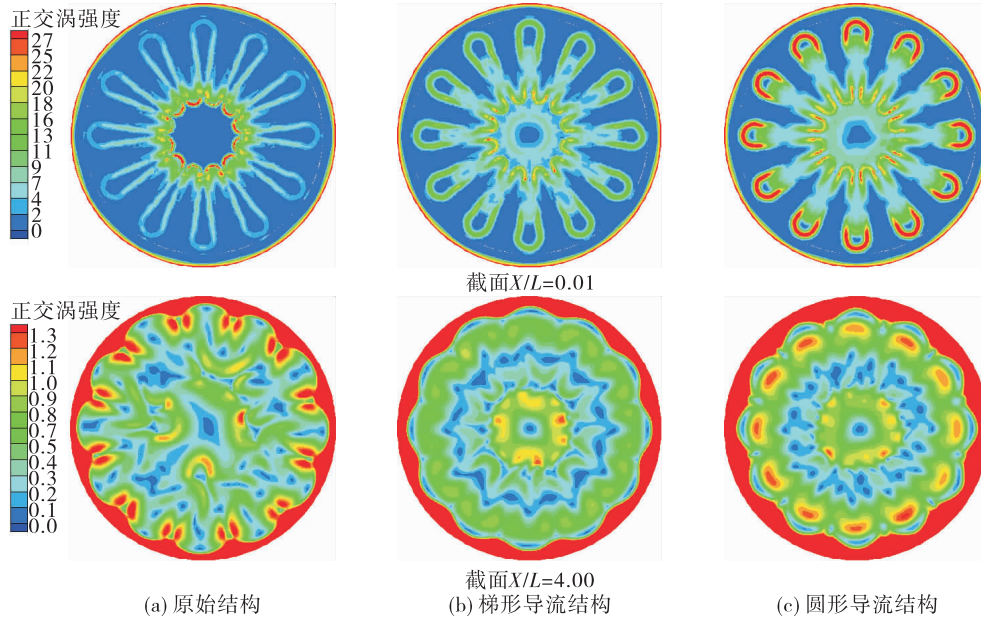


图 10 流向沿程不同位置的无量纲正交涡强度等值线图

Fig. 10 Non-dimensional normal vorticity contour of flow to different planes

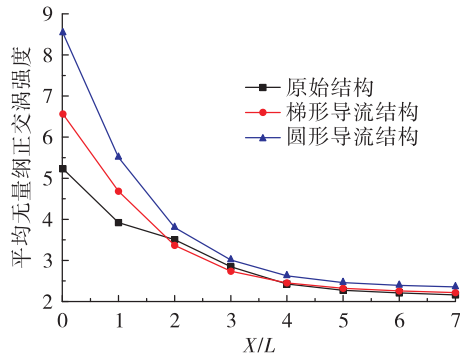


图 11 流向沿程的平均无量纲正交涡强度

Fig. 11 Variation of average non-dimensional normal vorticities with downstream distance

由上述的涡量和速度分析可以得知,燃烧室前置导流结构对氢气和空气的掺混影响主要体现在会使得波瓣混流器内涵范围出现回流区,其中圆形导流结构产生的回流区范围大于梯形导流结构。回流区出现会增大内外涵道的流体轴向速度差,轴向速度差的增加会改变内外涵流体横向和向后卷绕的速度。回流区范围越大,轴向速度差越大,流向涡强度越小,正交涡强度越大。波瓣混流器的掺混过程是由流向涡和正交涡共同控制的,为研究修型结构导致的回流区最终对掺混性能的影响,接下来从总压恢复系数、热混合效率进行研究分析。

### 3 性能影响分析

通过热混合效率和总压恢复系数来衡量导流结构和锯齿尾缘修型波瓣混流器的掺混性能。热混合效率是使用温度来衡量两股流体混合均匀程度的参数,Frost 最早提出的热混合效率公式<sup>[8]</sup>为

$$\eta_{th} = \frac{\int T^{0.5} d\dot{m} - T_a^{0.5} \dot{m}_a - T_f^{0.5} \dot{m}_f}{T_{mix}^{0.5} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) - T_a^{0.5} \dot{m}_a - T_f^{0.5} \dot{m}_f} \quad (3)$$

式中:  $T_a$ 、 $T_f$  分别代表空气和燃料的入口静温;  $\dot{m}_a$ 、 $\dot{m}_f$  分别代表空气和燃气的流量;  $T_{mix}$  代表一维绝热条件下两股流体完全混合后的温度,通过能量守恒方程,并假设了两股流体的比热为定值且相等计算得出

$$T_{mix} = \frac{T_a \dot{m}_a + T_f \dot{m}_f}{\dot{m}_a + \dot{m}_f} \quad (4)$$

郭楠在式(3)的基础上引入方差的概念,化简后得到新的热混合效率公式<sup>[28]</sup>为

$$\eta_{th} = 1 - \frac{\int (T - T_{mix})^2 d\dot{m}}{T_a^2 \dot{m}_a + T_f^2 \dot{m}_f - T_{mix}^2 (\dot{m}_a + \dot{m}_f)} \quad (5)$$

在本研究中采用变比热计算,由于氢气的比热约为 14 300 J/(kg · K),空气约为 1 030 J/(kg · K),式(3)~式(5)的定比热相等假设不成立。采用了一种适用于全部工质的热混合效率公式,即

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

混合温度  $T_{mix}$  采用实际比热计算,公式为

$$T_{mix} = \frac{C_{p_a} T_a \dot{m}_a + C_{p_f} T_f \dot{m}_f}{C_{p_a} \dot{m}_a + C_{p_f} \dot{m}_f} \quad (7)$$

式中:  $C_{p_a}$  为外涵道空气的定压比热容;  $C_{p_f}$  为内涵道氢气定压比热容。

图12为本研究工况下原始结构的波瓣混流器的热混合效率分别使用文献公式[式(4)~式(5)]和修正公式[式(6)~式(7)]的计算结果,可以看出,由于氢气的比热为空气的14倍左右,采用文献公式计算得到的  $T_{mix}$  忽略了比热的影响,结果远高于实际值,在本研究工况下直接导致热混合效率为负值,修正公式考虑了比热假设,可以较好地描述氢气和空气的掺混情况。

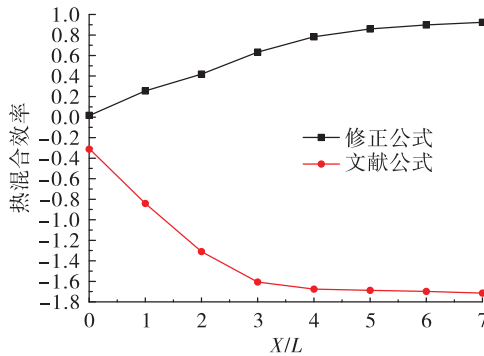


图12 热混合效率公式对比

Fig. 12 Comparison of thermal mixing efficiency formulas

图13为不同导流结构的波瓣混流器出口流向沿程不同位置上的热混合效率,由图13(a)所示,在初始位置  $X/L=0$  处,圆形导流结构的热混合效率为4.6%,梯形导流结构为3.5%,原始结构为1.6%,回流区范围越大,混合效率越高,原因是回流区会加剧流动掺混;随着流动发展,由于回流区减小了流向涡强度,增大了正交涡强度,在二者的共同作用下,很快原始结构的波瓣混流器的热混合效率大于有梯形导流结构,与圆形导流结构持平。在  $X/L=2$  的位置之后,原始结构的热混合效率开始大于圆形导流结构、梯形导流结构并一直保持。在  $X/L=7$  位置3种不同结构的热混合效率为92.3%、85.2%、86.4%。由图13(b)所示,锯齿尾缘修型对热混合效率的影响程度较小,在  $X/L=1$  之前与原始

始结构热混合效率保持一致,之后一直偏低。随着流动发展,梯形结构的热混合效率最终与原始结构保持一致为92.3%,三角形和圆形锯齿略低于原始结构,分别为91.1%和89.5%,3种修型结构中三角形锯齿的影响最明显。

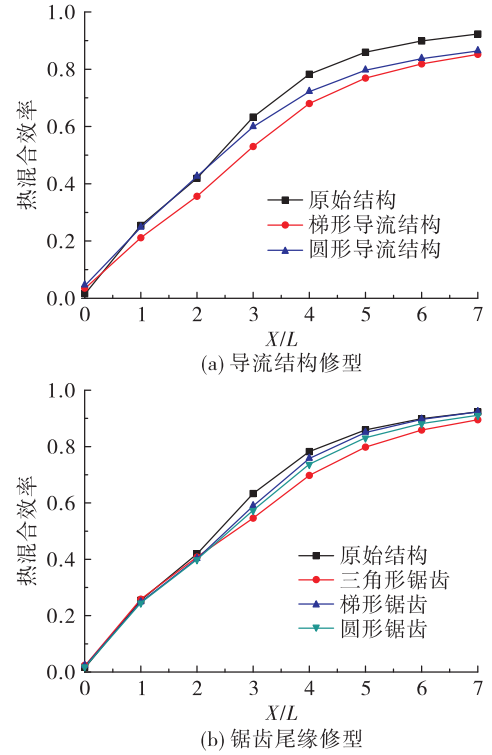


图13 流向沿程的热混合效率

Fig. 13 Variation of thermal mixing efficiency with downstream distance

图14为不同导流结构的波瓣混流器出口流向沿程不同位置上的总压恢复系数。如图14(a)所示,在初始位置  $X/L=0$  处,导流结构引起的回流区增加了流动损失,原始结构的总压恢复系数大于梯形导流结构、圆形导流结构,回流区范围越大,总压恢复系数越低,差值约为0.1%。随着流动发展,内外涵流体掺混增强,在  $X/L=1$  位置附近,原始结构的波瓣混流器的总压恢复系数开始低于有导流结构。在  $X/L=2$  位置附近,梯形导流结构的波瓣混流器的总压恢复系数开始低于圆形导流结构。随着流动充分发展,最后总压恢复系数的关系是“圆形导流结构的波瓣混流器 > 梯形导流结构 > 原始结构”,差值约为0.2%,与初始位置关系恰好相反,原始结构总压恢复系数下降了1.44%,梯形导流结



构下降 1.14%, 圆形导流结构下降 0.91%, 导流结构引起的回流区使得内外涵掺混减弱, 总压下降减少。如图 14(b) 所示, 锯齿尾缘修型的总压恢复系数在  $X/L=1$  位置之前与原始结构持平, 随着流动发展开始略高, 充分发展后比无修型结构略低。其中梯形及圆形锯齿尾缘相比原始结构对总压恢复系数的影响较弱, 三角形锯齿尾缘的影响最大, 在  $X/L=3$  位置时相差约为 1%。总压恢复系数的变化符合热混合效率规律, 热混合效率增加越多, 总压恢复系数下降越多。

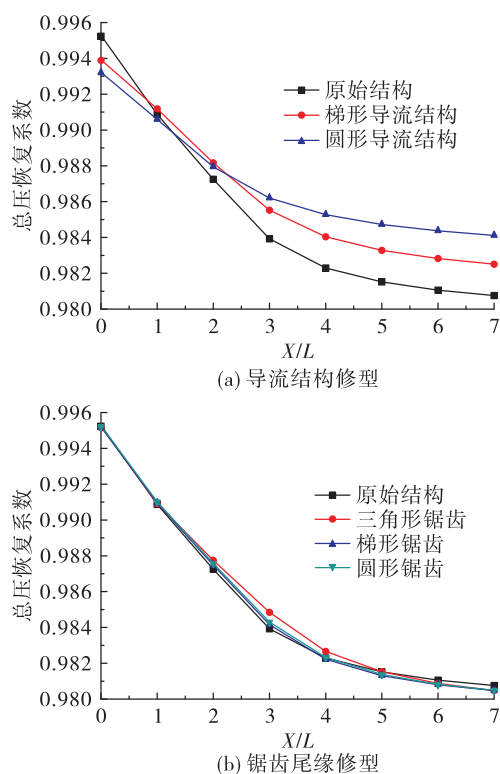


图 14 流向沿程的总压恢复系数

Fig. 14 Variation of total pressure recovery coefficient with downstream distance

## 4 结论

本文研究了预冷发动机燃烧室波瓣混流器的不同修型结构对波瓣混流器中氢气和空气掺混性能的影响, 通过流场速度分布、无量纲涡强度、热混合效率和总压恢复系数等方面的分析, 在本文的研究工况下, 得到了如下结论:

1) 导流结构会导致流场的初始位置出现回流区, 回流区范围与导流结构头部的平面面积的特征尺

寸相当, 平面面积越大, 回流区范围越大, 内外涵道气体的轴向速度差越大, 在波谷处圆形导流结构的轴向速度差约为原始结构的 2.4 倍, 波峰处约 6 倍。

2) 回流区引起的内外涵道速度差增大, 会减少流向涡强度, 增强正交涡强度, 圆形导流结构流向涡强度约为原始的 0.51 倍, 正交涡强度约为 1.63 倍, 进而影响掺混性能。

3) 相比无导流结构的原始波瓣混流器, 增加圆形导流的修型结构后, 在流动发展的初始阶段, 热混合效率在流向涡和正交涡的共同作用下比无导流结构增加约 3%; 充分发展后, 圆形导流结构的热混合效率比无导流结构低约 5.9%, 总压恢复系数高约 0.2%。梯形导流结构由于头部平面面积比圆形小, 引起的回流区范围较小, 涡强度与总压恢复系数介于无导流结构和圆形导流结构之间, 热混合效率基本全程低于其他两种结构。

4) 锯齿尾缘修型结构相比原始结构, 热混合效率较低, 其中三角形锯齿的影响程度较其他结构最明显, 充分发展后低约 2.8%。

## 参考文献:

- [1] 王超. 富燃氢气-空气湍流预混燃烧特性实验研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
- [2] 赵斐, 张宏杰. 氢动力内燃机应用前景分析[J]. 中国资源综合利用, 2020, 38(6): 72-74.
- [3] 段冬霞, 黄辉, 胡宏斌, 等. 旋流强度对氢气预混火焰 CIVB 回火的影响[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 819-826.
- [4] WALTER PRESZ J, REYNOLDS G, MCCORMICK D. Thrust augmentation using mixer-ejector-diffuser systems[C]//32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1994.
- [5] 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.  
LI W L, LI P, GUO H B. Research progresses on turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(6): 14-19.
- [6] 邵万仁, 何敬玉, 吴飞, 等. 波瓣混合器喷流降噪技术实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1645-1650.
- [7] BABBITT R, COHN J, FLEMING K. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study[C]//27th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1991.
- [8] FROST T H. Practical bypass mixing systems for fan jet

- aero engines [J]. Aeronautical Quarterly, 1966, 17 (2): 141-160.
- [9] BIRCH S F, PAYNTER G C, SPALDING D B, et al. Numerical modeling of three-dimensional flows in turbofan engine exhaust nozzles [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15 (8): 489-496.
- [10] PATERSON R W. Turbofan forced mixer-nozzle internal flowfield. Volume 1: a benchmark experimental study [EB/OL]. [https://www.researchgate.net/publication/24324062\\_Turbofan\\_forced\\_mixer-nozzle\\_internal\\_flow-field\\_Volume\\_1\\_A\\_benchmark\\_experimental\\_study](https://www.researchgate.net/publication/24324062_Turbofan_forced_mixer-nozzle_internal_flow-field_Volume_1_A_benchmark_experimental_study), 1982.
- [11] PATERSON R W. Turbofan mixer nozzle flow field: a benchmark experimental study [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(3): 692-698.
- [12] WERLE M, PRESZ W M, PATERSON R. Flow structure in a periodic axial vortex array [C]//25th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 1987.
- [13] SKEBE S, PATERSON R, BARBER T. Experimental investigation of three-dimensional forced mixer lobe flow fields [C]//1st National Fluid Dynamics Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1988.
- [14] ELLIOTT J, MANNING T, QIU Y, et al. Computational and experimental studies of flow in multi-lobed forced mixers [C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [15] 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.
- [16] HU H, SAGA T, KOBAYASHI T, et al. Investigation of the vortex structures downstream of a lobed nozzle by means of dual-plane stereoscopic PIV [J]. DLR-Mitteilung, 2001 (3): 751-764.
- [17] 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.
- [18] BELOVICH V M, SAMIMY M. Mixing processes in a co-axial geometry with a central lobed mixer-nozzle [J]. AIAA Journal, 1997, 35(5): 838-841.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] 霍常青, 杜涛. 波瓣数对车载燃气轮机波瓣排气混合器性能的影响 [J]. 热能动力工程, 2020, 35(7): 75-83.
- [22] 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.
- [23] 丁玉林, 刘友宏, 谢翌, 等. 尾缘锯齿修形对波瓣强迫混合排气系统性能影响 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2236-2242.
- [24] 柴猛. 消旋波瓣混合器的设计及掺混机理研究 [D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所), 2018.
- [25] 黄乐萍, 南向谊, 李光熙, 等. 火焰稳定器布局方式对气-气掺混燃烧影响仿真研究 [C]//第五届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第41届技术交流会论文集(第一册). 南京: 中国科协航空发动机产学研联合体, 2020.
- [26] COOPER N, MERATI P, HU H. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow [C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [27] 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.
- [28] 郭楠. 菊花形混流器流场计算与设计优化 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.