

钝体改进结构对先进旋涡燃烧室燃烧 流动特性影响

孙海俊¹, 曾卓雄², 徐义华², 胡春波¹

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

(2. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘 要: 为探究先进旋涡燃烧室凹腔稳焰机制, 提出了一种后钝体结构改进方案, 并对改进后的燃烧室燃烧特性进行了预混和非预混燃烧数值模拟。结果表明: 预混燃烧条件下, 当量比为 0.6 和 1.0 时, 钝体改进结构可有效增强凹腔内旋涡流动强度, 增加凹腔内温度, 同时使温度分布更加均匀。另外, 凹腔内温度随预混进气速度增加而增加, 且当速度增大到一定值时, 温度变化不明显; 非预混燃烧条件下, 钝体改进结构可改善凹腔内旋涡流动及温度分布, 在贫油燃烧状态时, 凹腔内仍可维持较高的温度; 钝体改进使燃烧室质量更小, 具有一定的工程参考意义。

关 键 词: 钝体结构; 先进旋涡燃烧室(AVC); 凹腔; 燃烧特性; 流场

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Influence of improved structure of bluff-body on combustion flow characteristics in advanced vortex combustor

SUN Hai-jun¹, ZENG Zhuo-xiong², XU Yi-hua², HU Chun-bo¹

(1. School of Astronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. School of Aircraft Engineering,

Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In order to study the mechanism of flame stabilization in cavity of advanced vortex combustor, an improvement program of after bluff-body structure was introduced, and the combustion characteristics of improved combustor under the conditions of premixed and non-premixed combustion were numerically simulated. The results show that under the condition of premixed combustion, the improved bluff-body structure can enhance the intensity and temperature of vortex flow in cavity, and make the temperature distribution more evenly no matter if equivalence ratio is 0.6 or equal to 1.0. In addition, the cavity temperature increases with the increasing premixed inlet velocity, and changes little when the velocity reaches a certain value. Under the condition of non-premixed combustion, the improved bluff-body structure ameliorates the vortex flow and temperature distribution in cavity, and the cavity maintains relatively high temperature under the condition of lean burning. The improved lightweight combustor can provide certain reference for engineering application.

Key words: bluff-body structure; advanced vortex combustor (AVC); cavity; combustion characteristic; flow field

收稿日期: 2013-04-17

基金项目: 国家自然科学基金(51066006, 51266013); 航空基金(2013zb56004)

作者简介: 孙海俊(1987-), 男, 江西樟树人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

凹腔稳焰技术是利用自然界中普遍存在的驻涡现象而发展起来的新型稳焰方式^[1-2]. 目前, 凹腔稳焰被广泛用于驻涡燃烧室(trapped vortex combustor, TVC)^[2-4]以及超燃冲压发动机^[5-7]等相关研究领域. 针对旋转冲压发动机的结构理念, 美国 Ramgen 公司借鉴驻涡燃烧室的设计思路, 提出了先进旋涡燃烧室(advanced vortex combustor, AVC)^[8], 其布局是在通道的前后安放 2 个钝体结构, 钝体结构之间形成凹腔, 当来流经过凹腔时受卷吸作用进入凹腔, 并在凹腔内形成旋涡, 旋涡受主流的脉动影响较小, 燃烧构成稳定的值班火焰, 进而引燃加热主流. Ramgen 公司在对 AVC 进行贫油燃烧(下文简称贫燃)实验时发现, AVC 的燃烧效率可高达 99.9%, 压降仅为 1.75%, NO_x 排放质量分数低于 3×10^{-6} , CO 排放质量分数低于 9×10^{-6} , UHC(未燃尽碳氢化合物)接近于零, 结果表明 AVC 是高效低污染排放的新型燃烧室^[9-10]. 国内邓洋波等率先对 AVC 开展了数值模拟研究^[11-14], 结果表明钝体布置方式、钝体结构等都会对燃烧室的燃烧流动性能产生较大的影响; 针对如何增强凹腔旋涡流动的问题, 钟兢军、刘世青等采用国外的钝体射流方案, 对不同喷孔布置和不同射流参数影响下凹腔内流场进行了冷态数值模拟^[15-17], 分析了不同射流条件参数对凹腔内旋涡形成及流动的影响规律, 但后钝体射流方案要在钝体壁面设置喷孔, 无形中增大了燃烧室结构设计制造的复杂性, 并需消耗更多的燃料.

为探寻 AVC 的凹腔稳焰及燃烧流动特性, 根据之前对 AVC 的研究以及参阅相关报道文献, 发现无论是冷态还是燃烧条件下, 后钝体后方均能形成一对旋涡结构, 且旋涡流线指向后钝体, 对后钝体中心区域有冲击作用. 本文提出了一种后钝体结构改进方案, 该方案是将后钝体开孔, 从而使凹腔与后钝体后方流域连成一体, 依据后钝体后方旋涡流动规律, 流体顺势进入凹腔, 以期达到改善凹腔内旋涡燃烧流动目的. 同时为拓宽 AVC 的燃料使用范围(如使用液态碳氢燃料)和 AVC 的运用领域(如用于超燃冲压发动机), 针对后钝体结构改进方案, 在原有预混燃烧数值模拟的基础上, 增加了非预混条件下的燃烧数值模拟, 并在统一工况下与改进之前的方案进行了燃烧流动特性的对比分析, 为 AVC 的凹腔稳焰及工程运用提供一种新的结构思路和参考方案.

1 计算模型及方法

AVC 物理模型采用文献[18]中结构已优化的燃烧室模型, 如图 1 所示, 燃烧室通道规格为 $X \times Y \times Z = 400 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$, 前钝体规格为 $100 \text{ mm} \times 60 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$, 后钝体规格为 $20 \text{ mm} \times 42 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$, 前后钝体间形成的凹腔长度 $L = 36 \text{ mm}$. 非预混燃烧时, 钝体壁面上布置射流孔, 孔径 $\phi = 6 \text{ mm}$, 单排孔数为 3, 孔中心间距为 25 mm , 孔中心与凹腔间距 $L_1 = 50 \text{ mm}$. 坐标系中, 坐标原点位于燃烧室模型的几何中心, $Z = 0 \text{ mm}$ 的截面为燃烧室模型的中心截面, X 方向为燃烧室轴向, Y 方向为燃烧室径向.

改进后的钝体结构如图 2 所示, 将后钝体从中间分成上下对称两部分, 其中通道宽度 $d_1 = 4 \text{ mm}$, $d_2 = d_3 = 10 \text{ mm}$, 前后钝体在燃烧室中的位置保持不变.

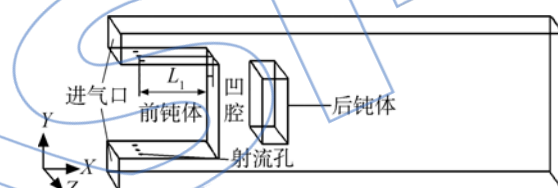


图 1 燃烧室模型

Fig. 1 Combustor model

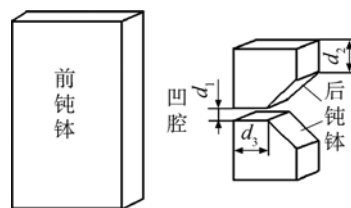


图 2 改进后的钝体结构图

Fig. 2 Sketch of improved bluff-body structure

本文采用商业软件 FLUENT 6.3.26 对 AVC 的燃烧流动特性进行数值模拟, 并用 GAMBIT 网格划分软件对三维模型进行六面体网格划分, 同时对网格无关性进行了验证, 如图 3 所示. 其中, 图 3(a)是网格单元数约为 90 万时的燃烧流场, 图 3(b)是网格单元数约为 180 万时的燃烧流场, 对比不同网格数下的燃烧流场发现其计算结果差异不大, 从而有效验证了网格无关性. 为减少计算工作量, 网格单元数控制在 90 万左右.

数值计算均采用不可压 Navier-Stokes(N-S)方程, 近壁面处理采用标准壁面函数法. 燃烧湍流

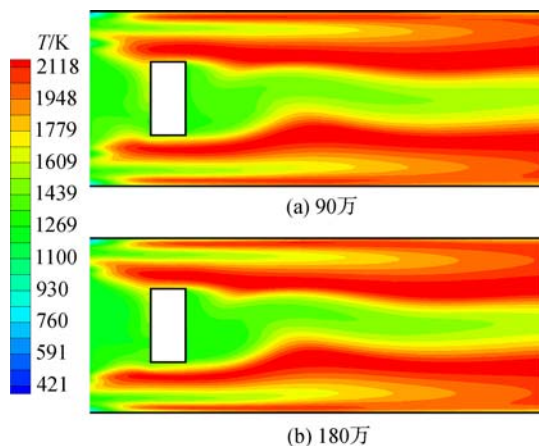


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Independence validation of grid

模型选用 realizable $k-\epsilon$ 模型,压力-速度耦合采用 semi-implicit method for pressure-linked equations (SIMPLE)方法,扩散项采用 2 阶迎风差分格式.预混燃烧模型选用通用有限速率化学反应模型,该模型基于组分质量分数的输运方程解,采用所定义的化学反应机制,对化学反应进行模拟;射流燃烧模型选用非预混反应模型,通过求解一个或两个守恒标量(混合分数)输运方程,并从预测的混合分数分布推导出每一组分的所占比值,适合湍流扩散火焰的模拟.

边界条件:采用气态甲烷为燃料,燃料与空气进出口边界条件设定为速度入口和压力出口,压力出口表压为 101325 Pa,燃气进气温度为 300 K,燃烧室壁面温度为 1000 K,具体边界条件及工况参数给定如表 1 所示.其中,当量比 φ 定义为实际燃气比与化学恰当燃气比的比值,而化学恰当燃气比为燃料与燃料完全燃烧所需空气量的质量比值,考核当量比影响时,预混进气速度 V 统一为 30 m/s;非预混燃烧时空气进气速度为 30 m/s,改变不同的燃气进气速度来调整氧燃比,其中燃气与空气进气速度比 η 为 1.50, 2.24 和 3.00 分别代表贫燃、恰当燃烧和富油燃烧 3 种状态.

表 1 工况参数

Table 1 Working parameters

预混燃烧		非预混燃烧
φ	$V/(m/s)$	η
0.6	10	1.50
1.0	30	2.24
1.4	50	3.00

2 计算结果与分析

2.1 算法验证

为验证本文所选用的计算模型和方法的合理性,采用文献[8,13]的燃烧室模型和燃烧效率计算公式,将不同当量比时的数值计算结果与实验结果进行比较,如图 4 所示.数值计算结果和实验结果吻合较好,其误差在 5% 以内,表明本文所选用模型和方法合理,计算结果可靠.

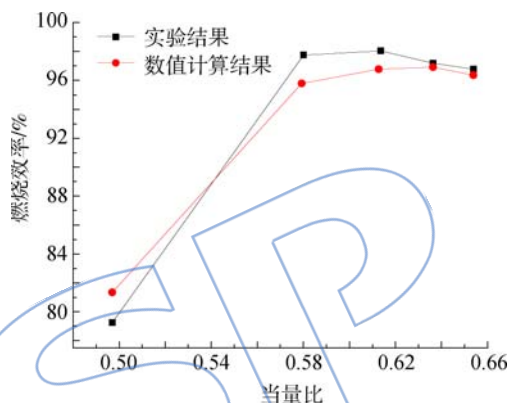


图 4 不同当量比时燃烧效率数值计算结果与实验结果对比

Fig. 4 Comparison of combustion efficiency between numerical computational and experimental results with different equivalence ratios

2.2 预混燃烧

为体现钝体结构改进后的优势,预混燃烧条件下,主要考察 $\varphi=1.0$ (恰当燃烧)及 $\varphi=0.6$ (贫燃)时凹腔内燃烧流动性能.

图 5 和图 6 分别为 $\varphi=1.0$ 时,钝体结构改进前后的凹腔中心截面温度和流场分布图.由图 5 可见,结构改进后的凹腔内温度分布较改进前要高,同时高温区域分布也更为均匀.这是由于在后钝体后方回流区域可进行稳定的燃烧反应,致使该区域温度相对较高,后钝体结构改进之后,凹腔与后钝体回流区连通,两个区域之间可进行有效的热质交换活动,从而凹腔内整体温度有所提高,且温度能够稳定在一定的范围,表明后钝体结构改进有助于提高凹腔内的燃烧温度,并使高温区域分布均匀化,有利于凹腔稳焰.由图 6 可见,无论钝体改进前后,凹腔内均能形成对称分布的稳定旋涡对,且旋涡的尺度和位置分布相当,其原因在于改进之前凹腔内旋涡结构对称分布明显,改进后的钝体开口位置正位于对称旋涡的中心轴线

上,流线走势与之前一致,故旋涡结构未发生较大改变,从而表明在一定预混进气速度范围内,后钝体结构的改进不会对凹腔内旋涡流场结构产生较大影响。

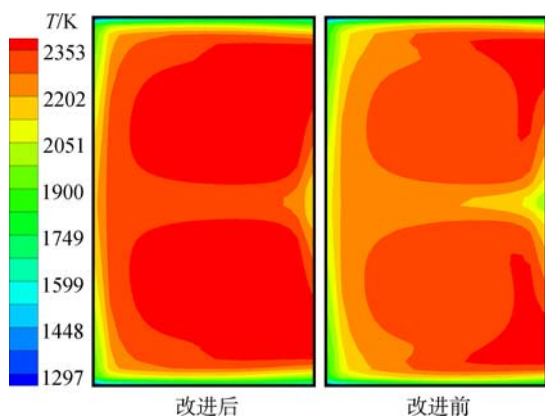


图5 预混燃烧条件下凹腔中心截面温度分布对比
Fig. 5 Comparison of temperature distribution in central sections of cavities under the condition of premixed combustion

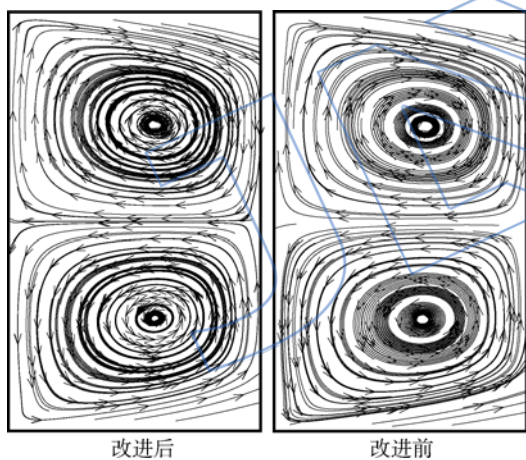


图6 预混燃烧条件下凹腔中心截面流场分布对比
Fig. 6 Comparison of flow field distribution in central sections of cavities under the condition of premixed combustion

图7为凹腔中心轴线上流场速度 V_x 分布图。由图可见,在后钝体通道处,未改进时的流场中心轴线速度为零,而改进后的流场中心轴线速度为4 m/s,同时位于凹腔中心区域的流场,其改进后的流场速度较改进前有明显增大。这是由于凹腔与后钝体回流区连通,凹腔与回流区旋涡流向一致,且回流区流场速度大于凹腔流场速度,从而回流区流体顺势进入凹腔。表明在起始位置,后钝体回流区流体对凹腔流场有较大的冲击作用,同时

说明改进后钝体结构可有效增加凹腔内流场速度,增强旋涡流动。

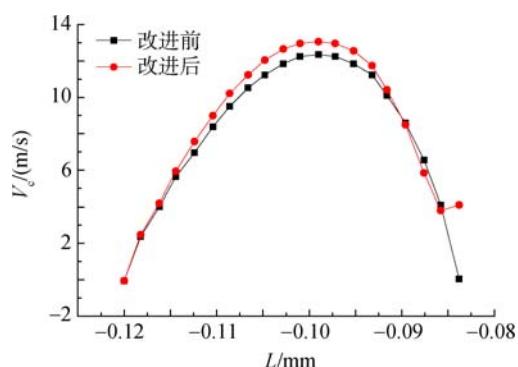


图7 凹腔中心轴线上流场速度分布
Fig. 7 Central axis flow fields velocity distribution of cavities

图8为燃烧室中心截面出口径向温度分布图。由图可见,改进前后的出口径向温度分布趋势一致,均呈现波浪式分布规律,同时最低温度分布区域在改进后温度有所增加。这在于后钝体结构改进前后的预混进气速度一致,故温度场分布趋势相同,同时在改进后,凹腔与后钝体后方回流区之间形成类似闭环流场,燃料在燃烧室内滞留时间延长,燃烧效率增加,进而增大出口径向局部温度。表明改进的后钝体结构对燃烧室的出口径向温度趋势影响不大,但可有效改善出口径向温度均匀化程度。

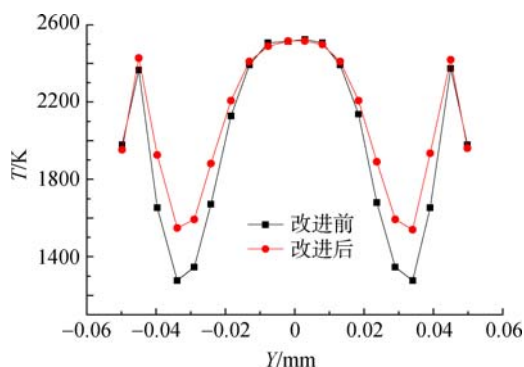


图8 燃烧室中心截面出口径向温度分布
Fig. 8 Radial temperature distribution of central section exits of combustor

为探究贫燃预混燃烧流动特性,选取贫燃当量比 $\varphi=0.6$ 进行计算。图9和图10为改进前后的凹腔中心截面温度分布和出口径向温度分布对比图。由图9可见,改进后的凹腔内温度分布较为均匀,高温区域面积相对较大,且受中心通道流场

作用,温度流场上下对称分布.同时相比 $\varphi=1.0$ 时,钝体改进结构对凹腔温度分布的改善效果更为明显.由图10可见,贫燃条件下改进前后出口径向温度变化趋势与 $\varphi=1.0$ 时相当,但整体温度有所下降,这是由于贫燃条件下燃烧放热较少所致.表明钝体改进结构可有效改善贫燃条件下凹腔温度分布.

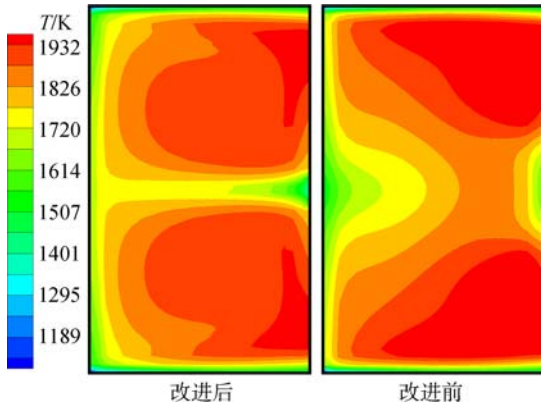


图9 贫燃条件下凹腔中心截面温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of central section of cavities with lean combustion

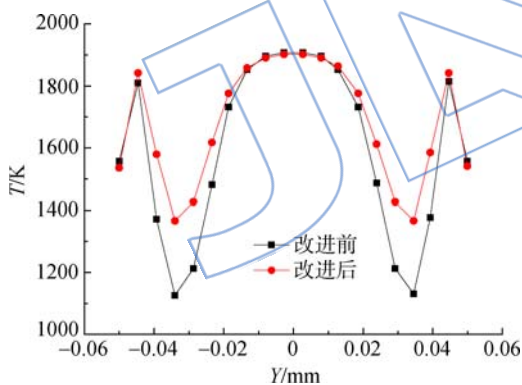


图10 贫燃条件下凹腔中心截面出口径向温度分布

Fig. 10 Radial temperature distribution of central section exits of cavities with lean combustion

预混进气速度对燃烧性能影响较大,针对改进后结构,取 $\varphi=1.0$ 时计算不同预混进气速度的影响规律.图11是不同预混进气速度下的燃烧室中心截面温度分布图.由图可见,随预混进气速度增加,凹腔内温度随之增加,当预混进气速度到达一定值时,凹腔内温度增加不明显;后钝体后方回流区温度同样也随预混进气速度增大而增大.这是由于预混进气速度增加,凹腔及后钝体回流区的卷吸作用增强,更多的燃气进入回流区和凹腔,促使燃烧放热增加,温度升高,而当温度升高到甲

烷的理论燃烧温度时,更多的燃料燃烧放热并不能增加温度,故此时温度受预混进气速度影响较小,随预混进气速度变化不明显.表明较小的预混进气速度对钝体结构改进后的燃烧室内凹腔和后钝体回流区温度分布有较大影响,随预混进气速度增大,温度变化不明显.

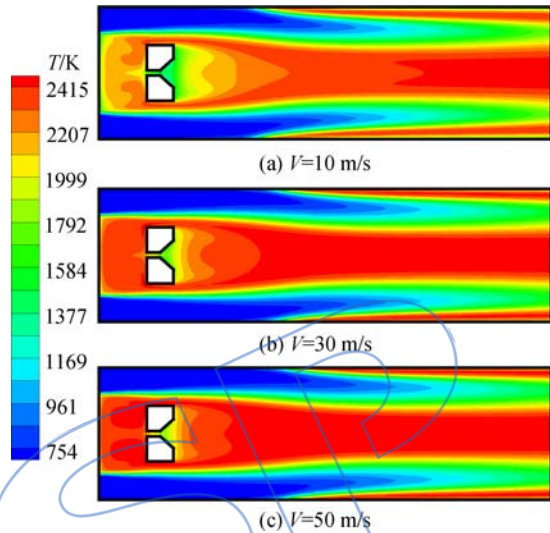


图11 不同预混进气速度下燃烧室中心截面温度分布

Fig. 11 Temperature distribution of central section of combustors at different premixed inlet velocities

图12为不同预混进气速度时凹腔中心轴线上的流场速度分布图.由图可见,中心轴线上流场速度随预混进气速度增大而增大,且增大幅度较为明显.一方面由于凹腔自身的卷吸作用,进入凹腔的流体速度随预混进气速度的增大而增大;另一方面,在后钝体后方,回流区的流体速度会随预

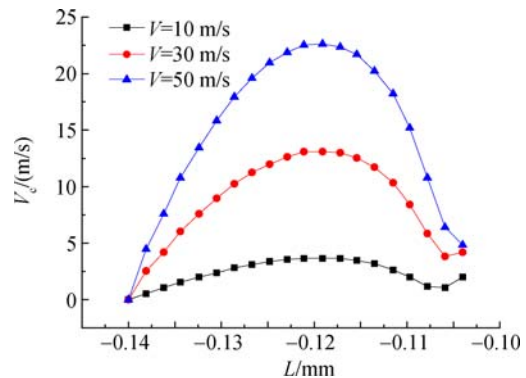


图12 不同预混进气速度下凹腔中心轴线上流场速度分布

Fig. 12 Flow fields velocity distribution along central axis of cavities at different premixed inlet velocities

混进气速度的增加而增大,并顺势进入凹腔,增大凹腔内旋涡流动动量.表明预混进气速度对凹腔内流动有不同程度的影响,预混进气速度越大,其动量增加越大.

2.3 非预混燃烧

图 13 和图 14 分别为非预混燃烧条件下钝体结构改进前后凹腔中心截面 ($Z=0$ mm 截面) 和 $Z=12.5$ mm 截面的温度分布对比图.从图 13 可见,改进后的凹腔高温区域较改进前有少量的增大,但温度分布不如改进之前均匀.由图 14 可见, $Z=12.5$ mm 截面的高温区域较中心截面有所增大,温度分布也更为均匀,同时改进后的凹腔温度分布较改进前更为对称.这是由于射流对主流有较强的阻挡作用,直接影响下游钝体回流区的流场,使回流区湍流强度相对预混燃烧时有很大程度减少,从而导致回流区对凹腔的作用减弱,使得中心截面的温度分布不均匀,而 $Z=12.5$ mm 截面由于介于两射流孔之间,不受射流的直接影响,从而在钝体回流区的湍流强度增大,进而回流区对凹腔的作用增强,表现为凹腔内温度增加,温度分布对称.

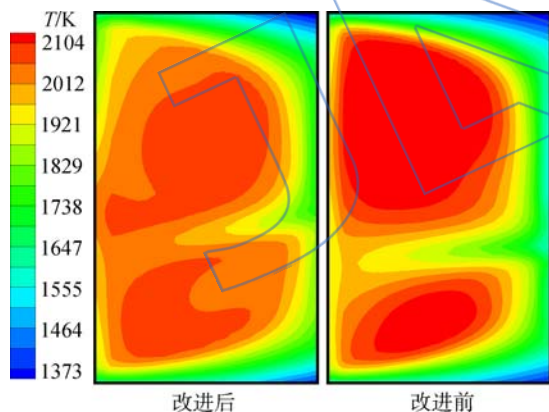


图 13 非预混燃烧条件下凹腔中心截面温度分布
Fig. 13 Temperature distribution of central section of cavities under the condition of non-premixed combustion

图 15 和图 16 分别为钝体结构改进前后凹腔中心截面和 $Z=12.5$ mm 截面的流场分布图.由图 15 可见,钝体结构改进对凹腔中心截面的流场影响不大,其凹腔内旋涡流场均呈一大一小双旋涡结构分布,且上部旋涡均有流体流入下部旋涡,挤压下部旋涡发展,但改进后的凹腔内下部旋涡较小,上部旋涡发展较为充分.原因在于上游射流孔位于中心截面上,横向射流受主流作用弯曲,遮

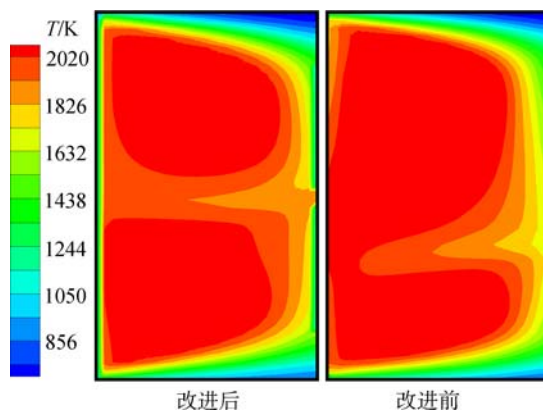


图 14 非预混条件下凹腔 $Z=12.5$ mm 截面温度分布
Fig. 14 Temperature distribution of sections $Z=12.5$ mm of cavities under the condition of non-premixed combustion

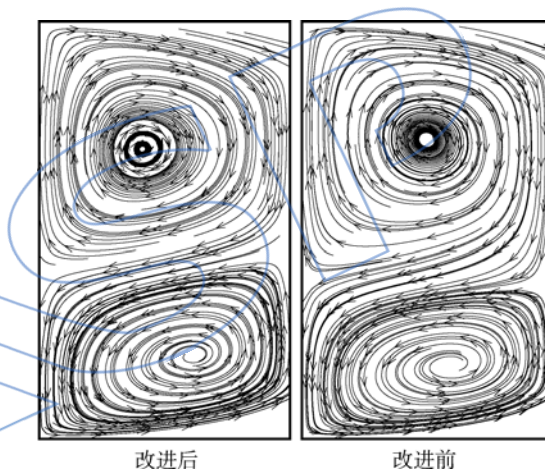


图 15 非预混条件下凹腔中心截面流场分布
Fig. 15 Flow field distribution of central sections of cavities under the condition of non-premixed combustion

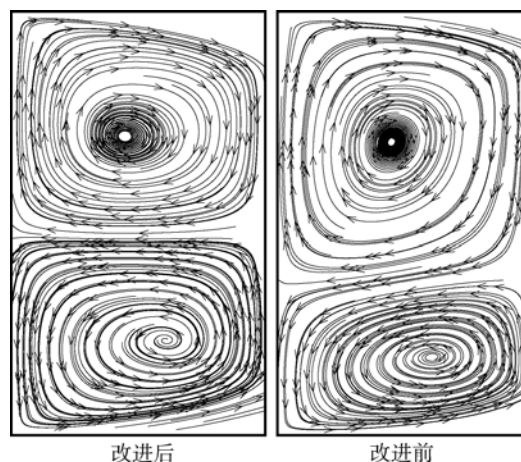


图 16 非预混条件下凹腔 $Z=12.5$ mm 截面流场分布
Fig. 16 Flow field distribution of sections $Z=12.5$ mm of cavities under the condition of non-premixed combustion

蔽了凹腔以及后钝体回流区,使进入凹腔和后钝体回流区的流体相对较少,故凹腔内流场受外界干扰较小,旋涡结构在钝体改进前后变化不太明显。

由图 16 可见,改进前后凹腔内旋涡流场有较大差异,改进后的凹腔旋涡流场较凹腔中心截面流场在结构和分布上更为对称;而改进前的凹腔旋涡流场与凹腔中心截面流场相比,上部旋涡挤压下部旋涡作用减弱。这是由于 $Z=12.5\text{ mm}$ 截面不受射流遮蔽影响,凹腔和钝体回流区卷吸作用增强,改进后通过钝体通道进入凹腔的流体动量增强,使旋涡结构更为对称分布。由此可见,钝体改进结构可改善非预混燃烧条件下凹腔内旋涡流动结构,同时使凹腔内温度分布更加均匀对称。

图 17 为不同 η 时燃烧室中心截面温度。由图可见,在 $\eta=1.50$ 和 $\eta=3.00$ 时,凹腔内温度均比 $\eta=2.24$ 要低,同时 $\eta=2.24$ 时具有较好的温度流场特性。这是由于 $\eta=1.50$ 时,燃烧室为贫燃状态,故整体温度较低,但凹腔内温度仍超过 1000 K ,可以较好地引燃主流; $\eta=3.00$ 为富油燃烧状态,且燃气进气速度较大,凹腔及后钝体回流区反应较少,温度较低,在燃烧室后半段受射流影响较小,反应放热增加,温度升高。 $\eta=2.24$ 时,此时燃烧室为恰当燃烧状态,且燃气进气速度较 $\eta=3.00$ 小,故凹腔及后钝体回流区反应放热较多,温度较高。表明射流条件下,钝体改进结构在 $\eta=2.24$ 时的燃烧流动性能最佳,同时贫燃状态时,凹

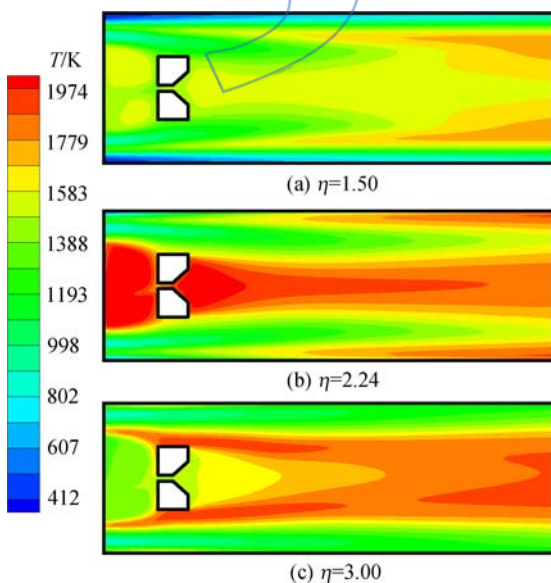


图 17 非预混燃烧条件下燃烧室中心截面温度分布
Fig. 17 Temperature distribution of central sections of combustor under the condition of non-premixed combustion

腔内也能维持较高的温度。

图 18 和图 19 为不同 η 时,钝体结构改进前后的燃烧室出口径向温度分布图。对比两图发现,改进前后出口径向温度分布十分相似,均当 $\eta=2.24$ 时出口径向温度分布相对均匀。表明改进的钝体结构对不同 η 时的出口径向温度分布没有太大的影响。

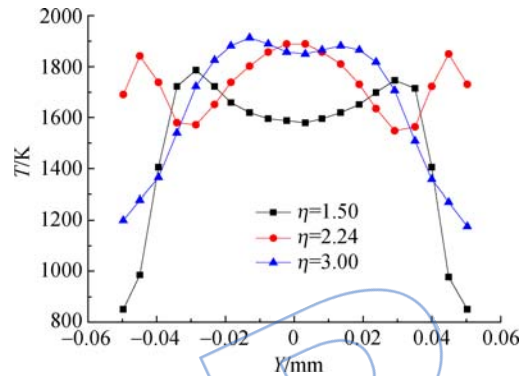


图 18 非预混燃烧条件下改进前燃烧室的出口径向温度分布图

Fig. 18 Radial temperature distribution of combustor exit before improvement under the condition of non-premixed combustion

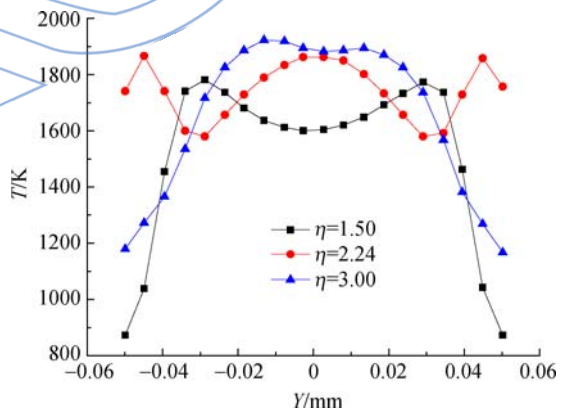


图 19 非预混燃烧条件下改进后燃烧室的出口径向温度分布图

Fig. 19 Radial temperature distribution of combustor exit after improvement under the condition of non-premixed combustion

3 结 论

针对 AVC 的凹腔稳焰方式,提出了后钝体结构改进方案,并对改进后的 AVC 进行了预混和非预混条件下的燃烧数值模拟研究,结果表明:后钝体改进结构可有效提高预混燃烧室内凹腔温度并使温度分布更加均匀,同时增强凹腔内旋涡流动动量,使旋涡结构更为稳定。另外,随预混进

气速度增大,凹腔内温度增加,但当预混进气速度到达一定值时,温度增大不明显。非预混条件下,后钝体改进结构可改善凹腔内旋涡流动结构和温度分布,并在恰当燃烧状态时,燃烧室内燃烧流动特性最佳,同时在贫燃状态下,凹腔内可维持较高的温度,但改进结构对燃烧室出口径向温度分布影响不大。另一方面,后钝体改进结构可使燃烧室整体质量降低,从而在实际工程应用中具有一定的优势。

参考文献:

- [1] Komerath N M, Ahuja K K, Chambers F W. Prediction and measurement of flow over cavities: a survey[R]. AIAA 87-0166, 1987.
- [2] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D, et al. Performance of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 95-0810, 1995.
- [3] 樊未军, 易琪, 严明, 等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(9): 66-70.
FAN Weijun, YI Qi, YAN Ming, et al. A study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(9): 66-70. (in Chinese)
- [4] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 318-323.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Experimental research of the performance of the trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)
- [5] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- [6] 刘娟, 潘余, 刘卫东, 等. 超燃冲压发动机双凹腔燃烧室氢气燃烧流场分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2501-2505.
LIU Juan, PAN Yu, LIU Weidong, et al. Analysis of the hydrogen combustion field in scramjet dual cavity combustor[J]. Journal of Aerospace power, 2009, 24(11): 2501-2505. (in Chinese)
- [7] 耿辉, 周进, 翟振辰, 等. 凹腔结构对超声速燃烧室中横向燃料喷流流动与燃烧的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 599-606.
GENG Hui, ZHOU Jin, ZHAI Zhenchen, et al. Influence of cavity geometry on flow and combustion of transverse fuel jets in a supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 599-606. (in Chinese)
- [8] Kendrick D W, Chenevert B C, Trueblood B, et al. Combustion system development for the ramjet engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(4): 885-894.
- [9] Edmonds R G, Steele R C, Williams J T, et al. Ultra-low NOx advanced vortex combustor[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo Power for Land, Sea and Air, Barcelona, Spain; ASME, 2006, 255-262.
- [10] Edmonds R G, Williams J T, Steele R C, et al. Low NOx advanced vortex combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(3): 034502. 1-034502. 4.
- [11] 邓洋波, 刘世青, 钟兢军. AVC中钝体布置与燃烧室流动特性研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(8): 1416-1418.
DENG Yangbo, LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Research of the flow characteristics of cold state flow of advanced vortex combustor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(8): 1416-1418. (in Chinese)
- [12] 邓洋波, 刘世青, 钟兢军. 先进旋涡燃烧室燃烧特性数值模拟[J]. 大连海事大学学报, 2008, 34(3): 21-24.
DENG Yangbo, LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Numerical simulation for combustion characteristics of advanced vortex combustor[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2008, 34(3): 21-24. (in Chinese)
- [13] 邓洋波, 刘世青, 钟兢军. 先进旋涡燃烧室流动与燃烧特性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 1416-1418.
DENG Yangbo, LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Analysis of the combustion and flow field characteristics of advanced vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 1416-1418. (in Chinese)
- [14] 邓洋波, 孙海涛, 王玉龙, 等. 氢燃料先进旋涡燃烧室流动和燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 120-128.
DENG Yangbo, SUN Haitao, WANG Yulong, et al. Flow and combustion characteristics of advanced vortex combustor with hydrogen fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 120-128. (in Chinese)
- [15] 钟兢军, 刘世青. 后驻体喷孔位置影响驻涡腔流动冷态数值研究[J]. 上海海事大学学报, 2011, 32(1): 44-48.
ZHONG Jingjun, LIU Shiqing. Impact of nozzle position on after body on cold flow field values in trapped vortex chamber[J]. Journal of Shanghai Maritime University, 2011, 32(1): 44-48. (in Chinese)
- [16] 刘世青, 钟兢军. 后驻体喷射角度对驻涡燃烧室影响冷态数值研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2010, 31(8): 1065-1072.
LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Numerical investigation on the influence of injection angle from afterbody in cold field of the trapped vortex combustor[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2010, 31(8): 1065-1072. (in Chinese)
- [17] 刘世青, 钟兢军. 驻涡燃烧室后驻体形状选择冷态数值研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(9): 1480-1483.
LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Numerical investigation of cool flow field in trapped vortex combustor in after body selection[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(9): 1480-1483. (in Chinese)
- [18] 孙海俊, 曾卓雄, 徐义华. 先进旋涡燃烧室钝体结构参数选择的数值分析[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(6): 99-102.
SUN Haijun, ZENG Zhuoxiong, XU Yihua. Numerical simulation of bluff-body structural parameters in advanced vortex combustor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(6): 99-102. (in Chinese)