

文章编号: 1674-8190(2021)04-138-09

导流片结构参数对四通道环形进气先进旋涡燃烧室性能影响

张长天, 刘景源

(南昌航空大学 江西省微小航空发动机重点实验室, 南昌 330063)

摘要: 四通道环形进气先进旋涡燃烧室(AVC)上下两个通道具有冷却燃烧壁面、中间两通道的靠近燃烧室轴线的通道面积小,在贫油燃烧时,一定程度上可充当值班火焰通道的作用。以导流片到前钝体上端面的距离与燃烧室进气通道高度之比 a/E 、导流片伸入凹腔的长度与前钝体高度之比 b/H 、导流片到前钝体后端面的距离与凹腔长度之比 c/L 为研究对象进行数值模拟,并分析导流片结构参数 a/E 、 b/H 、 c/L 不同时燃烧室的流场分布、涡结构、总压损失、燃烧效率。结果表明:随着 a/E 增大,燃烧效率不断提高,但总压损失系数也增大; b/H 、 c/L 对AVC性能的影响较小;当 $a/E=0.3$ 、 $b/H=0.4$ 及 $c/L=0.2$ 时,燃烧室性能达到最佳;引入导流片后,凹腔内形成稳定的双旋涡结构,凹腔稳焰及燃气掺混有所增强,总压损失较小的同时燃烧效率大幅度提高。

关键词: 先进旋涡燃烧室;导流片;双旋涡;燃烧效率;总压损失系数;数值模拟

中图分类号: V235.1; V231.2

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.04.16

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Investigations of Flow Guide Vanes Structure Parameters on Performance of Four-duct-annular Advanced Vortex Combustor

ZHANG Changtian, LIU Jingyuan

(Jiangxi Key Laboratory of Micro Aeroengine, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: The four-duct-annular advanced vortex combustor (AVC) has small duct area near the combustor axis of cooling burn wall and middle two-duct, which can be served as duty fire duct under poor oil burning. The numerical simulation is carried out by considering the ratio of the distance between the flow guide vanes to the upper end face of the front bluff body and the height of the inlet passage a/E , the ratio of the length of the flow guide vanes extending into the cavity and the height of the front bluff body b/H , and the ratio of the distance between the flow guide vanes and the rear end face of the front bluff body and the length of the cavity c/L as the research object. The effects of different structure parameters a/E 、 b/H 、 c/L of the flow guide vanes on flow fields, structure of vortices, the total pressure loss, and combustion efficiency are analyzed. The results show that, with the increasing value of a/E , the combustion efficiency is increased significantly, and the total pressure loss coefficient also increases simultaneously. The structure parameters of b/H and c/L are of low influence on AVC performance. When $a/E=0.3$, $b/H=0.4$, $c/L=0.2$, the combustor can achieve the best performance. The stable dual vortices structure is formed in the cavity after introducing the flow guide vanes, the stability of flame and the mixing of gas in the cavity are enhanced, the acceptable pressure loss is lesser and the combustion efficiency is greatly increased.

Key words: advanced vortex combustor; flow guide vane; dual vortices; combustion efficiency; total pressure loss coefficient; numerical simulation

收稿日期: 2020-11-05; 修回日期: 2020-12-20

基金项目: 国家自然科学基金(11562012); 江西省微小航空发动机重点实验室开放基金(Ef202006072)

通信作者: 张长天, ztzhang08@163.com

引用格式: 张长天, 刘景源. 导流片结构参数对四通道环形进气先进旋涡燃烧室性能影响[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 138-146.

ZHANG Changtian, LIU Jingyuan. Investigations of flow guide vanes structure parameters on performance of four-duct-annular advanced vortex combustor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 138-146. (in Chinese)

0 引言

中心钝体驻涡的先进旋涡燃烧室(Advanced Vortex Combustor, 简称AVC)相对于常规旋流燃烧室具有驻涡稳定、燃烧效率高、总压损失小及污染物排放少等优势^[1-2]。AVC原理是在主流通道上前后布置两个钝体,气流流过前、后钝体时,在流动黏性剪切及逆压梯度的作用下,在两钝体的凹腔内形成稳定的双涡旋。由于AVC在凹腔内形成涡对,不易受主流燃气流动特性的影响,因此AVC具有较强的火焰稳定性^[3]。

按照与主流流动垂直的方向上布置的钝体个数,AVC可分为双通道、三通道及四通道进气先进旋涡燃烧室。

在双通道AVC研究中,T. R. Meyer等^[4]指出凹腔双旋涡结构最有利于驻涡燃烧室综合性能的发挥;P. K. E. Kumar等^[5-6]通过实验的方法研究了二维驻涡燃烧室的火焰稳定性,研究表明对于特定的喷射方式,为了维持雷诺数和当量比不变,燃料流量应随着来流空气流量增加而增加以维持凹腔火焰,轴对称驻涡燃烧室的动量通量比对燃烧室腔内的流动和火焰结构的改变起着重要作用;邓洋波等^[7]应用三维数值模拟,研究了横截面为矩形的双通道AVC的流动与燃烧特性;韩吉昂等^[8]应用数值模拟及理论分析,研究了双通道AVC冷态流场驻涡腔有无喷射对涡系结构、驻涡腔流动参数及AVC性能的影响,结果表明,有喷射时,驻涡腔能够形成稳定双涡结构,降低总压损失系数;曾卓雄等^[9]基于场协同理论,数值分析了后钝体开口的矩形横截面AVC的湍流流场的传热强化问题;K. K. Agarwal等^[10]将导流片与驻涡燃烧室相结合,部分主流经导流流入凹腔,能形成稳定的双涡结构,其性能优于无导流叶片的AVC;王志凯等^[11]发现双通道矩形AVC引入导流片后,有利于增强凹腔稳焰及燃气掺混,改善了出口温度分布,降低了NO排放;俞骏等^[12]研究了带导流片的环形AVC,得到了燃烧室性能最佳时的导流片结构参数;Zeng Z X等^[13-14]分别研究了横截面为矩形的带导流片及涡流发生器的双通道AVC的流动、燃烧特性及燃烧室性能,给出并分析了燃烧室性能最优的导流片结构形式及涡流发生器喷射角度。无论是双通道AVC的预混或非预混燃烧,上述研究均未考虑燃烧室壁面冷却问题。

在三通道AVC研究中,俞骏等^[15]对三通道的AVC进行了研究,发现三通道AVC与双通道AVC相比,性能提升明显;姚婷等^[16]基于正交实验设计方法,对带中心楔体的三通道AVC进行了数值优化分析,得到了AVC性能最优下的燃烧室几何构型参数。三通道燃烧室通过两侧通道进入冷空气,中间通道喷入混气燃烧,从而考虑了燃烧室壁面冷却。

四通道AVC除了有三通道的优点外,还可以通过在中间两个通道的一个通道通入空气或者预混气体,在一定程度上,可起到贫油燃烧下的值班火焰的作用^[17](原因是环形燃烧室中,靠近机匣的中间通道横截面积大,贫油燃烧时,可通入空气,而靠近燃烧室中心的中间通道通入预混气体,由于其进气面积较小,贫油燃烧时,充当值班火焰的作用)。

在四通道AVC研究中,王玉龙^[18]对四通道AVC的冷态流动特性展开研究,从总压损失特性、速度分布、压力分布以及旋涡结构等方面进行了详细分析,确定了最优的AVC几何结构;邓洋波等^[19]则对横截面为矩形的四通道AVC冷态流动特性进行了实验研究及理论分析。

但上述对四通道AVC的研究并未考虑燃烧室燃料燃烧释热对其流动结构、性能特性的影响^[18-19];另外单独的多个通道AVC对预混气体无法满足燃烧效率的要求,而文献[11-13, 20]引入导流片后,燃烧室燃烧性能大幅度提升,其中文献[11, 13]为双通道矩形燃烧室,而绝大多数燃气轮机的燃烧室均为环形;文献[12]燃烧室虽然是环形的,但是为双通道的燃烧室;而文献[20]的燃烧室为单通道矩形截面。

本文对带导流片的四通道环形进气AVC进行数值模拟,分析导流片与中间通道前钝体端面的径向距离、导流片伸入凹腔的长度以及导流片距离前钝体后端面的距离变化对凹腔速度分布、旋涡结构,以及燃烧室性能的影响。

1 数值模拟模型及研究方案

1.1 几何模型及结构参数

带导流片的四通道环形进气先进旋涡燃烧室几何结构及参数如图1所示。燃烧室轴向长度 $S=400$ mm,内径700 mm,外径900 mm。上下两侧进

气通道径向高度均为 8 mm, 中间两个进气通道径向高度相等, 均为 $E=12$ mm; 燃烧室内按前三后三对称排列了六个钝体, 其中前钝体轴向长度 40 mm, 径向高度 $H=20$ mm, 后钝体几何尺寸 $10\text{ mm}\times 16\text{ mm}$, 前后钝体之间距离 $L=14$ mm, 燃烧室母线关于中间钝体上下对称。另外, 尽管导流片存在一定的厚度, 但其厚度越大与流动相互作用的损失也越大, 因此要求其厚度越小越好, 不失一般性导流片的厚度可取为 0。选择导流片与中间通道前钝体端面的径向距离 a 、导流片伸入凹腔的长度 b 以及导流片距离前钝体后端面的距离 c , 3 个参数作为研究的 AVC 性能的导流片结构参数(如图 1(b)所示)。

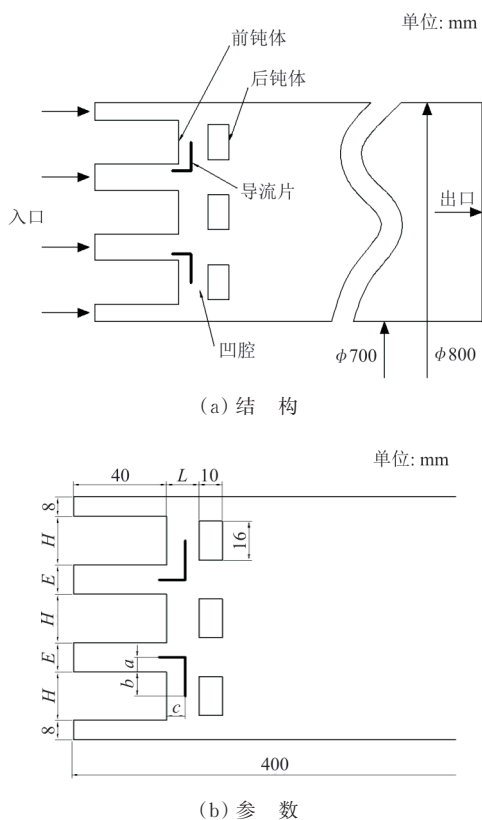


图 1 带导流片的四通道 AVC 几何结构及几何参数
Fig. 1 Geometry and parameters of a four-duct AVC with flow guide vanes

1.2 边界条件及网格无关性验证

数值模拟采用甲烷—空气预混合的涡耗散化学反应模型, 由于燃烧室的轴对称性, 数值计算中采用二维轴对称控制方程对 AVC 流场进行求解。AVC 入口流速均为 60 m/s、温度均为 300 K; 出口

设定 1 个大气压强; 壁面边界采用绝热壁; 燃烧室上下两侧通道通入空气, 而中间两通道通入的混合气体中甲烷、氧气的质量分数分别 0.036 23、0.207 02。

为验证本文计算结果的网格无关性, 分别给出网格数为 9 万、12 万和 15 万时的燃烧室出口径向温度及径向总压分布, 如图 2~图 3 所示, 可以看出: 计算结果均与网格无关。因此, 考虑计算效率, 本文以下选用 9 万网格进行数值模拟及分析。

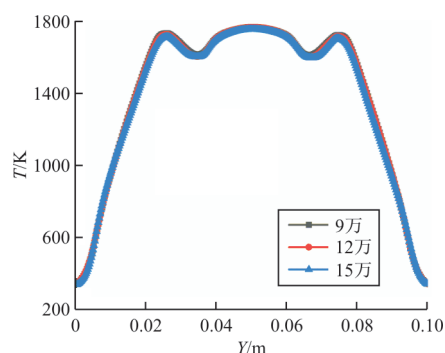


图 2 出口径向温度分布

Fig. 2 Temperature distribution along the radial direction at the outlet

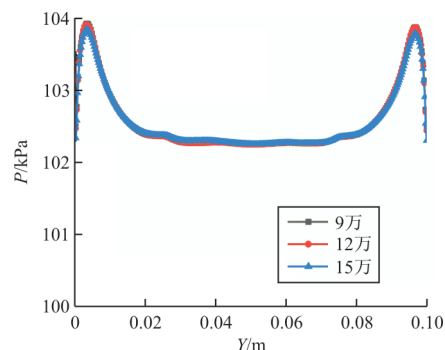


图 3 出口径向总压分布

Fig. 3 Total pressure distribution along the radial direction at the outlet

2 计算结果与分析

为了验证在四通道环形进气 AVC 中间的双通道引入导流片后对提升其性能的可行性, 对比有无导流片的甲烷质量分数分布及温度分布, 分别如图 4~图 5 所示。从图 4 可以看出: 有无导流片时, 中间双通道的甲烷沿着流动方向上均逐渐减少, 但未引入导流片时, 中间通道未燃甲烷较多, 由于入口较高流速混气, 在燃烧室内停留时间较短而无法点火及燃烧; 引入导流片后, 导流片将中间通道混合气的一部分引入了上下凹腔内的低

速高温区,增强了中间通道混合气与上下两侧通道空气的掺混燃烧,因此甲烷燃烧的更加充分。从图5可以看出:未引入导流片时,燃烧室内只有中间凹腔,其后方温度较高,因此燃烧效率不高;加入导流片后,一方面导流片把主流气体导入低速高温的凹腔内,便于未燃气体的点火燃烧,另一方面,后方的驻涡使得主流与凹腔之间的热质交换增强,上下凹腔及其后方温度明显升高,因此燃烧效率高。

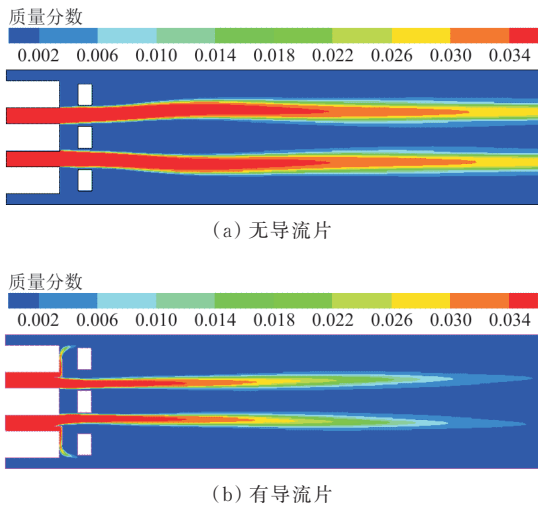


图4 有、无导流片时燃烧室甲烷质量分数分布
Fig. 4 Mass fraction distribution of CH_4 in the AVC with and without flow guide vanes

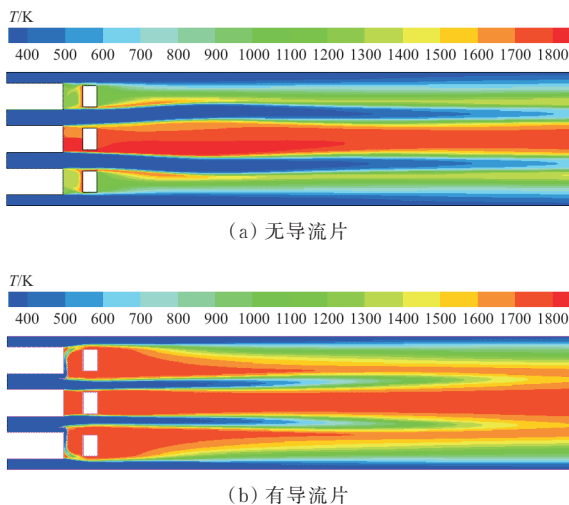


图5 有、无导流片时燃烧室温度分布
Fig. 5 Temperature distribution of combustor

综上,导流片的引入对四通道环形AVC的燃烧性能提升明显。因此,需要进一步深入研究导

流片位置及几何结构参数对燃烧室性能的影响。

选取如图1(b)所示的导流片参数 a 、 b 、 c ,研究其对四通道AVC性能的影响。参数 a 是导流片与中间通道前钝体端面的径向距离,决定着由导流片导入凹腔的流量大小,当 $a/E < 0.1$ 时,经导流片导入凹腔的混合气较小,对燃烧效率的提升不明显;当 $a/E > 0.9$ 时,导流片导入凹腔过大,并且对流动阻碍过大,造成AVC总压损失增大。参数 b 是导流片伸入凹腔的长度,其大小决定着导流片后方驻涡的高度, $b/H < 0.1$ 时,导流片伸入上下两侧凹腔的长度较短,其背风区较小,因此导流片引入凹腔的流量很难在凹腔内形成稳定的驻涡; $b/H > 0.6$ 时,导流片纵向长度过大,对流动的阻碍作用增大。参数 c 决定导流片与前钝体后端面之间流动通道的宽度,并影响着导流片后驻涡的特性, $c/L < 0.1$ 时,凹腔内速度分布均匀性变差,燃烧效率较高的同时总压损失也较大; $c/L > 0.5$ 时,导流片与后钝体前端面距离过小,导流片后方驻涡过小,不利于火焰稳定。

本文分别研究 a/E 、 b/H 和 c/L 对AVC性能的影响,导流片几何结构参数取值范围如表1所示。

表1 导流片结构参数

Table 1 Structure parameters of flow guide vanes

参数	取值
a/E	0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9
b/H	0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6
c/L	0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5

2.1 a/E 对燃烧室性能的影响

在研究 a/E 取值对AVC性能影响时,参考了文献[8-9]中导流片结构参数的取值,并基于理论分析及先期计算,确定 b/H 、 c/L 的取值。先期计算及分析表明 b/H 取值过小时,由于导流片伸入凹腔的长度较短,凹腔内驻涡的稳定性变弱,而 b/H 过大时,流阻较大; c/L 取值较小时,凹腔内速度分布不均匀性变大,从而损失较大,而 c/L 较大时压缩了导流片后端面驻涡的轴向宽度,减弱了驻涡稳定性。因此,取 $b/H=0.5$ 、 $c/L=0.4$,研究 a/E 取值对AVC性能影响。

2.1.1 凹腔速度云图及旋涡结构分布

不同 a/E 时AVC内凹腔速度云图及旋涡结构

图如图 6 所示,可以看出: a/E 逐渐增大时,一方面 AVC 内速度分布不均匀性更剧烈,导流片后涡变大,中间钝体内涡变化较大,速度分布较为不均匀;另一方面,中间钝体后及导流片后方均能形成稳定的双涡对结构。中间钝体后形成的稳定驻涡有利于与主流气体进行热量及热质交换,也有利于火焰稳定;导流片后方的小涡为副涡,其作用是加强主流和凹腔内热流的掺混,增强了热质及热量传递,提高燃烧效率;大涡为主涡,其随 a/E 的增大而增大,提供更加充分的点火源。当 a/E 变大时,经导流片分流及导流,凹腔的流量不断增大,一方面,有利于燃气掺混,增强主流与凹腔内部的热质交换,提高燃烧效率;另一方面,上下两边前钝体后端面与导流片的距离不变,因此流速快速增加,导致流场速度分布极不均匀。 a/E 的增大,低速区的面积逐渐增大,主流流速迅速增加,流场速度分布变得极不均匀,从而使得总压损失系数增加。

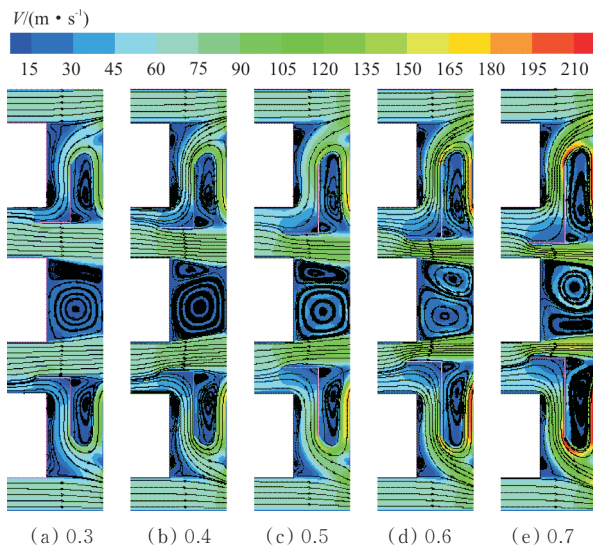


图 6 不同 a/E 时凹腔速度云图及旋涡结构

Fig. 6 Velocity contours and vortex structure of cavity with different a/E

另外,在最上方及最下方的前钝体后端面黏性力的作用下,其后方形成两对小的驻涡,使燃烧室性能存在一定的损失。

2.1.2 a/E 对燃烧效率的影响

不同 a/E 对燃烧室燃烧效率的影响如图 7 所示,从图 7 可以看出:随着 a/E 增大,燃烧效率先迅速升高,而后趋于基本不变。当 a/E 由 0.1 增长到 0.3 时,燃烧效率从 76% 增加到了 96% 以上,增幅明显;在 $a/E=0.4$ 时, η 接近 100%。随着 a/E 的增大,通过导流片导入上下凹腔内低速区的混合

气流量增大,因此燃烧效率增大。另外,燃烧室上下凹腔内形成了稳定的双涡结构,其中主涡作为燃烧室的固定点火源,随着 a/E 的增大而增大,起稳定燃烧的作用,副涡吸卷未燃混气,增强了掺混,使燃烧更加充分。因此,基于燃烧效率角度, a/E 取值不能小于 0.3。

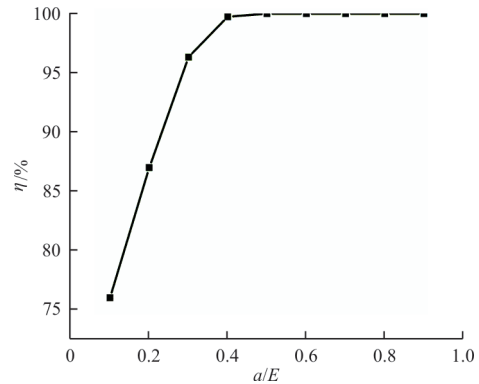


图 7 不同 a/E 对燃烧室燃烧效率的影响

Fig. 7 Effect of different a/E on combustion efficiency of combustor

2.1.3 a/E 对总压损失系数的影响

不同 a/E 对燃烧室总压损失系数 σ 的影响如图 8 所示,可以看出:随着 a/E 的增大, σ 呈非线性增长。由图 6 及对其的分析可知,随着 a/E 增大,AVC 内速度分布不均匀性急剧增加;混气的流动阻力增大,总压损失系数增加。另外,进入凹腔的通道变宽,导流片对混合气的阻力增大,因此总压损失系数也增大。在 $a/E=0.1$ 时, σ 取得最小值 2.156%;在 $a/E=0.9$ 时, σ 达到最大 15.830%。

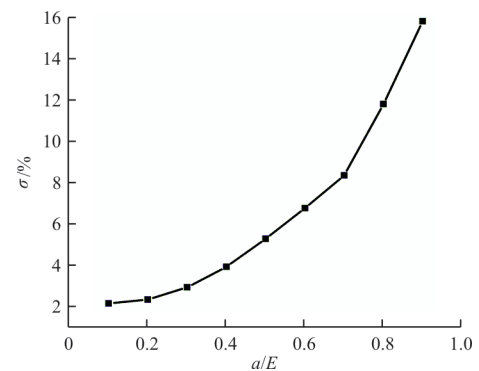


图 8 不同 a/E 对燃烧室的总压损失系数的影响

Fig. 8 Effect of different a/E on total pressure loss coefficient of combustor

a/E 取 0.3~0.7 时,带导流片的四通道环形 AVC 均能形成理想的双旋涡结构, η 可以达到 96% 以上, σ 随着 a/E 的增大急剧变大。总压损失系数增加会导致发动机性能下降,通过加入导流

片可以大幅提高燃烧效率,同时总压损失系数可以保证在适宜的范围。综合考虑,当 $a/E=0.3$ 时,燃烧效率较高, $\eta=96.320\%$,而总压损失较小, $\sigma=2.930\%$ 。

2.2 b/H 对燃烧室性能的影响

基于2.1节 a/E 取值范围内燃烧室性能的分析研究结论,在研究 b/H 对燃烧室性能影响时,取 $a/E=0.3$;同时根据2.1节 b/H 及 c/L 取值的分析结果,取 $c/L=0.4$ 。

2.2.1 凹腔速度云图及旋涡结构分布

不同 b/H 对应的凹腔速度云图及旋涡结构如图9所示,可以看出:上下凹腔内均能形成双涡结构。当 $b/H=0.1$ 时,导流片伸入凹腔长度低于凹腔中线高度,由导流片进入凹腔的流体在前钝体后壁面分离,在逆压梯度及流体黏性剪切力的作用下,一方面在上下两侧的前钝体后端面形成较大的驻涡,另一方面在导流片后端面形成较小的双涡结构。随着 b/H 的增大,导流片伸入凹腔的长度增加,流场高速区上移,挤压了前钝体后端面的低速区,其驻涡面积越来越小;导流片后方的低速区面积增大,旋涡也变大。另外,凹腔内的副涡大小基本一致,发挥稳定点火源作用的主涡逐渐增大。

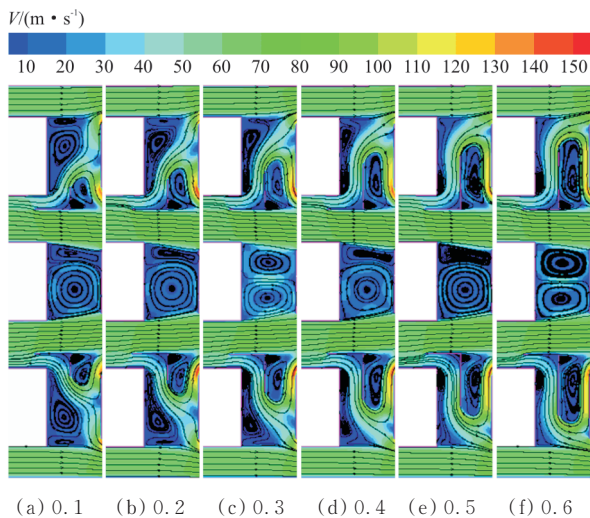


图9 不同 b/H 时凹腔速度云图及旋涡结构

Fig. 9 Velocity contours and vortex structure at different b/H

2.2.2 b/H 对燃烧效率的影响

b/H 随AVC燃烧效率的变化曲线如图10所示,可以看出: $b/H < 0.5$ 时, η 均大于97.5%。结

合图9,由于前钝体后端面驻涡面积较大,与主流流动有较强的相互作用,并且其与上下流道的接触面积大,因此燃烧效率高。当 b/H 从0.1向0.3变化时,导流片深入凹腔的长度增大,流线弯曲变大,流动能力下降,因此由导流片导入凹腔的混合气略微减少,凹腔内有效驻涡面积减小,燃烧效率小幅下降。当 b/H 超过0.4时,导流片深入凹腔的距离超过了凹腔宽度的一半,前钝体后端面低速区面积减小,靠近上下主流的驻涡消失,涡的吸卷效应降低,凹腔的高温区与上下主流的掺混减弱,使得燃烧效率降低显著。

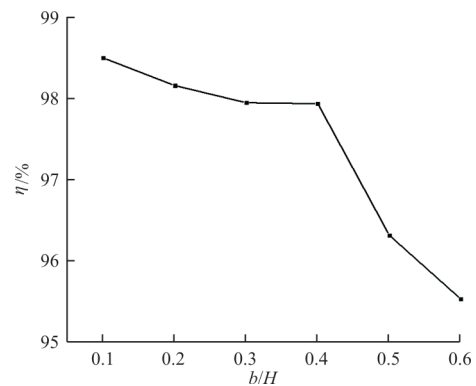


图10 不同 b/H 时燃烧室的燃烧效率

Fig. 10 Effect of different b/H on combustion

2.2.3 b/H 对总压损失系数的影响

不同 b/H 对燃烧室的总压损失系数的影响如图11所示。

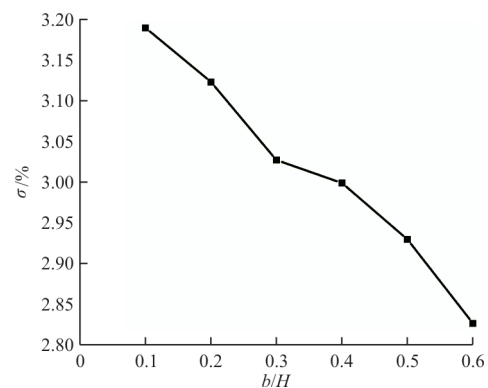


图11 不同 b/H 对燃烧室的总压损失系数的影响

Fig. 11 Effect of different b/H on total pressure loss coefficient of combustor

从图11可以看出:随着 b/H 的增大,带导流片的四通道环形进气AVC总压损失系数 σ 逐渐较小,但总体变化较小。在 $b/H=0.1$ 时, σ 为3.189%,在 $b/H=0.6$ 时, σ 为2.827%。根据图9

所示, $b/H=0.1$ 时, 上下两侧前钝体后端面处形成的驻涡较大, 阻塞了流道, 因此能量损失较大, σ 亦较大。随着 b/H 增大, 前钝体后端面的低速区面积减小, 驻涡逐渐减小, σ 减小。另外, 虽然上下两侧前钝体后端面的低速区面积减小且形成的驻涡变小, 但导流片后方的低速区面积逐渐增大且形成的双驻涡也变大, 两者对总压损失造成的影响相互抵消了一部分, 因此 σ 随 b/H 的增大变化并不大。

综上, b/H 的变化对 σ 的影响较小, 在 b/H 取值范围内, σ 变化小于 0.4%。在研究的参数范围内, 导流片伸入凹腔的长度越大, 其遮挡能力越高, 凹腔内形成的驻涡面积越大, 有利于形成稳定的点火源; σ 随 b/H 的增大呈现下降趋势。取 $b/H=0.4$ 时, 燃烧效率较高为 97.938%, 同时总压损失为 2.999%。

2.3 c/L 对燃烧室性能的影响

根据 2.1 节及 2.2 节对 a/E 及 b/H 取值范围内燃烧室性能的分析研究结论, 在研究 c/L 对燃烧室性能影响时, 取 $a/E=0.3$ 、 $b/H=0.4$ 。

2.3.1 凹腔速度云图及旋涡结构分布

c/L 的变化对凹腔速度分布以及旋涡结构的影响如图 12 所示。当 $c/L=0.1$ 时, 导流片与前钝体后端面距离较近, 通道较窄, 因此通道前的流体流速低, 在通道内开始加速, 与凹腔内高温流体接触后, 温度升高, 膨胀后密度减小, 流速剧增。 c/L 从 0.1 向 0.3 变化过程中, 由于导流片前流动速度较大, 因此凹腔低速区面积减小。当 $c/L=0.3$ 时, 上下两边的前钝体后端面开始出现分离涡, 并随着 c/L 的增大而增大, 与此同时导流片在凹腔的位置后移, 其后面的双涡面积呈减小趋势, 导流片与前钝体后端面之间的通道变宽, 流速降低, 因此流动损失减小, 总压损失系数 σ 降低。当 $c/L=0.1$ 时, 副涡较大, 主流与凹腔内高温流体间的掺混强, 燃烧效率 η 较高。 c/L 从 0.1 增大到 0.5 时, 凹腔内的副涡逐渐减小, η 有减小的趋势。当 $c/L=0.5$ 时, 由于副涡过小, 隔离主流与凹腔内的大涡、稳定火焰的作用减弱, 另外由于凹腔内有效旋涡区面积减小, σ 呈下降趋势。

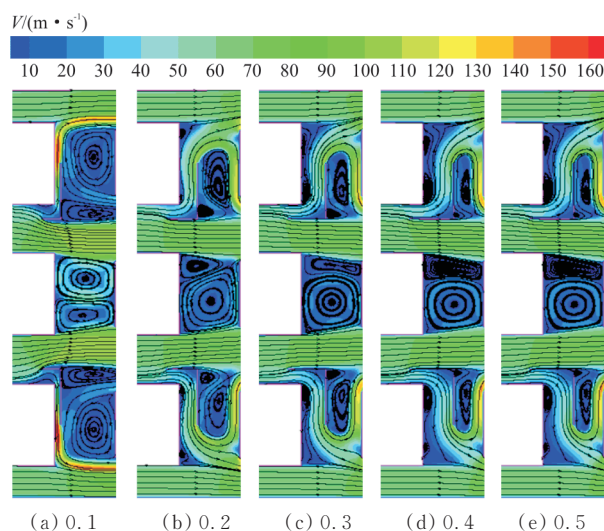


图 12 不同 c/L 时凹腔速度云图及旋涡结构
Fig. 12 Velocity contours and vortex structure distributions of the cavity under different c/L

2.3.2 c/L 对燃烧效率的影响

c/L 随燃烧效率 η 变化曲线图如图 13 所示。当 $c/L=0.1$ 时, 根据图 12 的速度云图, 此时燃烧室内低速区面积较大, 主涡与副涡亦较大, 有利于点火及燃烧效率的提高。虽然导流片与前钝体后壁面之间的通道较窄, 导致流入凹腔的混合气较少, 但副涡吸卷未燃烧的混气效应增强, 且副涡与主流的接触面积大, 增强了掺混, 因此燃烧效果较好。当 c/L 在 0.2~0.4 变化时, 燃烧室内低速区面积减小, 主副涡有效面积也随之减小, 副涡与主流的接触面积下降, 副涡的吸卷主流作用变小, 主流与凹腔内热质交换减弱, 因此 η 下降, 但均高于 96%。 c/L 从 0.4 增大到 0.5 时, 通过导流片导入凹腔的主流流体增多, 凹腔内有效驻涡增大, 同时前钝体后端面形成了双涡, 使得上下主流与凹腔高温燃气间的掺混增强, 因此 η 略有升高。

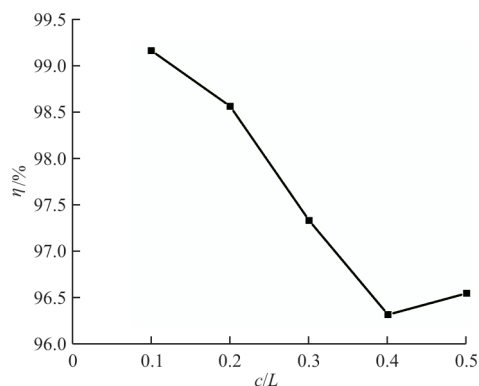


图 13 不同 c/L 对燃烧室的燃烧效率的影响
Fig. 13 Effect of different c/L on combustion efficiency

2.3.3 c/L 对总压损失系数的影响

参数 c/L 对总压损失系数 σ 的影响如图 14 所示,可以看出:随 c/L 的增大, σ 先减小后缓慢增加。当 $c/L=0.1$ 时,低速区占据了整个凹腔,并且流速较大、流动不均匀性增强,导致 σ 较大。 c/L 从 0.1 变化到 0.2 时,导流片与上下两边前钝体后端面的距离增大,凹腔内低速区面积显著减小,因此 σ 降低较明显。当 c/L 从 0.2 变为 0.4 时,导流片后方形成的低速区面积逐渐增大,使流动损失增加,因此 σ 降低缓慢。当 c/L 从 0.4 变为 0.5 时,上下两侧前钝体后端面的低速区面积增大,而凹腔内驻涡变化不大,因此低速区面积增大,导致 σ 略有升高。当 $c/L=0.4$ 时, σ 数值最小,为 2.930%。

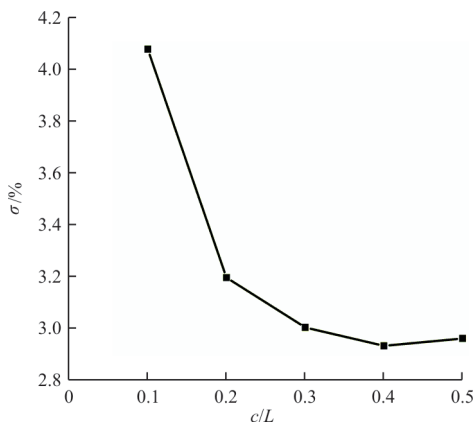


图 14 不同 c/L 时燃烧室的总压损失系数的影响
Fig. 14 Effect of different c/L on total pressure loss coefficient of the combustor

在研究的参数范围内, c/L 在 0.2~0.5 变化时,虽然对燃烧效率 η 有一定影响,但对总压损失系数 σ 的影响较小。从优化燃烧室性能的角度,应选择 η 较高而 σ 偏小的几何结构参数,即 $c/L=0.2$, 此时 $\eta=98.560\%$, $\sigma=3.194\%$ 。

3 结 论

(1) 导流片结构参数 a/E 对燃烧室燃烧效率、总压损失系数影响较大,对 b/H 、 c/L 影响较小。上述三个结构参数对燃烧室的低速区、涡结构均有一定影响。

(2) 带导流片的四通道 AVC 凹腔结构显著增强了未燃与已燃高温燃气的掺混,并能形成稳定的双驻涡结构,增强了火焰稳定性。

(3) 由于导流片的导流及分流作用,可使燃烧效率大幅度提高的同时,经结构参数优化,可避免

总压损失过大,从而提高燃烧室的整体性能。

(4) 在选定的研究参数范围内,导流片最佳结构参数为 $a/E=0.3$ 、 $b/H=0.4$ 、 $c/L=0.2$, 此时燃烧效率 98.560%, 总压损失系数 3.194%。

参 考 文 献

- [1] 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): 1-4.
- [2] DENG Y, SU F. Low emissions trapped vortex combustor[J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology: An International Journal, 2016, 88(1): 33-41.
- [3] 孙海俊, 曾卓雄, 徐义华, 等. 钝体改进结构对先进旋涡燃烧室燃烧流动特性影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1639-1646.
SUN Haijun, ZENG Zhuoxiong, XU Yihua, et al. Influence of improved structure of bluff-body on combustion flow characteristics in advanced vortex[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1639-1646. (in Chinese)
- [4] MEYER T R, BROWN M S, FONOV S, et al. Optical diagnostics and numerical characterization of a trapped vortex combustor: AIAA 2002-3863[R]. US: AIAA, 2002.
- [5] KUMAR P K E, MISHRA D P. Flame stability characteristics of two-dimensional trapped vortex combustor[J]. Combustion Science and Technology, 2016, 188(8): 1283-1302.
- [6] KUMAR P K E, MISHRA D P. Numerical investigation of the flow and flame structure in an axisymmetric trapped vortex combustor[J]. Fuel, 2012, 102: 78-84.
- [7] 邓海波, 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)
- [8] 韩吉昂, 李晓东, 钟兢军. 环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔有无喷射的对比[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 331-340.
HAN Ji'ang, LI Xiaodong, ZHONG Jingjun. Comparison of trapped vortex cavity with/without injection in annular central bluff-body trapped vortex combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 331-340. (in Chinese)
- [9] 曾卓雄, 王志凯, 田佳莹, 等. 先进旋涡燃烧室多场协同分析[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1859-1867.
ZENG Zhuoxiong, WANG Zhikai, TIAN Jiaying, et al. Numerical analysis of multifield synergy in advanced vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(12): 1859-1867. (in Chinese)
- [10] AGARWAL K K, KRISHNA S, RAVIKRISHNA R V. Mixing enhancement in a compact trapped vortex combustor

- [J]. *Combustion Science and Technology*, 2013, 185(3): 363-378.
- [11] 王志凯, 曾卓雄, 徐义华, 等. 导流片结构参数对先进旋涡燃烧室性能影响研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(3): 405-412.
WANG Zhikai, ZENG Zhuoxiong, XU Yihua, et al. Effects of flow guide vanes structure parameters on characteristics of advanced vortex combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 405-412. (in Chinese)
- [12] 俞骏, 刘景源. 带导流片的三维环形驻涡燃烧室的数值分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2018, 38(1): 55-60.
YU Jun, LIU Jingyuan. Numerical analysis of three-dimensional annular trapped vortex combustor with inducer[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2018, 38(1): 55-60. (in Chinese)
- [13] ZENG Z X, WANG H Y, WANG Z K. Analysis of cooling performance and combustion flow in advanced vortex combustor with guide vane[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72: 542-552.
- [14] ZENG Z X, DU P, WANG Z K, et al. Combustion flow in different advanced vortex combustors with/without vortex generator [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 640-649.
- [15] 俞骏, 周韦韦, 刘景源. 一种三通道进气先进旋涡燃烧室性能数值分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2017, 37(4): 92-97.
YU Jun, ZHOU Weiwei, LIU Jingyuan. Numerical analysis of the performance of a three channel intake advanced swirl combustor [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2017, 37(4): 92-97. (in Chinese)
- [16] 姚婷, 刘景源. 带中心楔体的三通道驻涡燃烧室数值优化 [J]. *弹箭与制导学报*, 2020, 40(2): 121-125, 129.
YAO Ting, LIU Jingyuan. Numerical optimization of a three-duct trapped vortex combustor with middle wedge [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2020, 40(2): 121-125, 129. (in Chinese)
- [17] 江平, 何小民. 仅值班供油时斜流驻涡燃烧室出口温度分布特性研究 [J/OL]. *推进技术*: 1-9 [2020-11-05]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.190876>.
JIANG Ping, HE Xiaomin. Outlet temperature profile characteristics of mixed-flow trapped vortex combustor by pilot-fueling only [J/OL]. *Journal of Propulsion Technology*: 1-9 [2020-11-05]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.190876>. (in Chinese)
- [18] 王玉龙. 三对钝体布置先进旋涡燃烧室流动特性研究 [D]. 大连: 大连海事大学, 2013.
WANG Yulong. Research of the flow characteristics in the advanced vortex combustor arranged three pairs of bluff bodies [D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2013. (in Chinese)
- [19] 邓洋波, 郑落汉, 郭阳, 等. 环形先进旋涡燃烧室流动、燃烧和污染物排放特性 [J]. *推进技术*, 2017, 38(11): 2532-2539.
DENG Yangbo, ZHENG Luohan, GUO Yang, et al. Flow, combustion and emission characteristics of annular advanced vortex combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2532-2539. (in Chinese)
- [20] AGARWAL K K, RAVIKRISHNA R V. Experimental and numerical studies in a compact trapped vortex combustor: stability assessment and augmentation [J]. *Combustion Science and Technology*, 2011, 183: 1308-1327.

作者简介:

张长天(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:燃烧室气动、传热、燃烧。

刘景源(1976—),男,博士,副教授。主要研究方向:推进系统流动分析及数值模拟,可压缩湍流模型。

(编辑:丛艳娟)