

文章编号: 1000-8055(2010)03-0488-08

驻涡燃烧室掺混孔对流量分配及燃烧性能的影响

李瑞明, 刘玉英, 马文杰, 张荣春, 柳 杨, 杨茂林
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 数值模拟了三种不同掺混孔面积对二元模型驻涡燃烧室试验器流量分配的影响,并在进口马赫数约为 0.3、进口温度约为 540 K 工况条件下,分别对其进行了试验研究,对比分析了它们的总压损失、贫燃边界和燃烧效率.研究表明:掺混孔面积对流量分配影响较大,在本试验条件下,掺混孔面积较大的驻涡燃烧室试验器的燃烧性能优于其余两种.

关 键 词: 驻涡燃烧室; 掺混孔; 流量分配; 燃烧性能

中图分类号: V235.11

文献标识码: A

Impact of dilution holes on the flow rate distribution and combustion performance of trapped vortex combustor

LI Rui-ming, LIU Yu-ying, MA Wen-jie,
ZHANG Rong-chun, LIU Yang, YANG Mao-lin
(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The impact of dilution holes with three different areas on the flow rate distribution of a model rectangular trapped vortex combustor was numerically simulated, and the total pressure loss, lean blow-off limit and combustion efficiency of the combustor were experimentally studied under the inlet Mach number was 0.3 and the total temperature was 540 K. This shows that, both the flow rate distribution and the performance of the combustor are affected by the dilution holes' areas, and the combustor with larger dilution holes has better combustion performances than the others.

Key words: trapped vortex combustor; dilution holes; flow rate distribution; combustion performance

从 1995 年 Hsu 等^[1]提出驻涡燃烧室(trapped vortex combustor, 简称 TVC)概念至今,驻涡燃烧室经过了十几年的发展.这种燃烧室结构简单紧凑,采用与传统燃烧室不同的燃烧组织方式.燃烧室分为驻涡区和主燃区两个部分,其中驻涡区主要用来稳定火焰,主燃区主要用来提

供动力.驻涡区采用凹腔建立稳定的回流区,合理的凹腔结构可以实现驻涡燃烧室在较宽范围的主流进气状况下均能建立稳定的回流区,同时还可以实现相对低的燃烧室压力损失.美国驻涡燃烧室的研究到目前为止已经发展到第四代,研究表明驻涡燃烧室具有以下优点^[2]: ①吹熄、高空再点

收稿日期: 2009-02-25; 修订日期: 2009-06-11

基金项目: 航空科学基金(2006ZB51021)

作者简介: 李瑞明(1979-),女,黑龙江鹤岗人,博士生,主要从事航空发动机燃烧室性能研究.

火边界比传统的旋流器稳定燃烧室宽 50 %; ② NO_x 排放低于 1996 年 ICAO (国际民用航空组织) 标准 40 %~60 %; ③燃烧效率不小于 99 % 的可控制范围比传统燃烧室宽 40 %。目前,我国也逐步开展了关于驻涡燃烧室冷态流场、驻涡燃烧室贫油熄火性能、油气匹配等方面的初步研究^[3-5]。

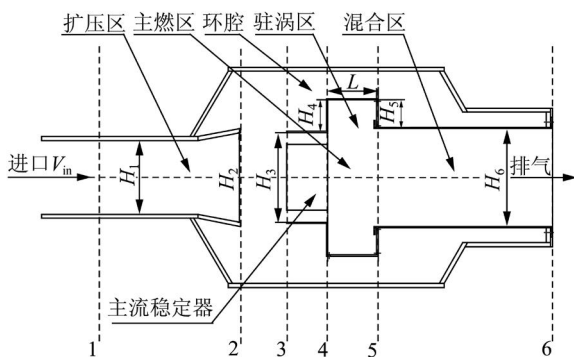
燃烧室空气流量分配是燃烧室设计和研制中最基本的问题,它影响到燃烧室的点火、火焰稳定、燃烧效率、总压损失、壁面冷却和出口温度分布等各个方面。已往的驻涡燃烧室试验研究中基本都采用独立的凹腔与主流进气系统,各区进气量可主动控制。为了贴近真实应用,必须考虑带二股通道凹腔进气(雾化及冷却气)和火焰筒后段开孔(掺混孔、冷却孔)的驻涡燃烧室的流量分配问题,它对驻涡的稳定性、凹腔局部油气比、腔内燃料的混合及停留时间等均有影响。

本文在国内外研究的基础上,设计了带二股通道结构和火焰筒后段不同开孔结构的二元模型驻涡燃烧室试验器,通过改变驻涡燃烧室火焰筒后段壁面的开孔面积,来调节凹腔、主流及后掺混区的流量分配。在进口马赫数 $Ma = 0.28 \sim 0.34$, $T_{in} \approx 540 \text{ K}$ 状态条件下,分别对三种不同后板开孔面积的三元模型驻涡燃烧室试验器进行了试验研究,对比分析了它们的总压损失、贫油特性和燃烧效率,并数值模拟了三种不同后板开孔面积对各区流量分配的影响,这些研究对合理设计驻涡燃烧室、改进驻涡燃烧室性能具有参考价值。

1 试验器结构及研究内容

1.1 二元模型驻涡燃烧室结构设计

航空发动机燃烧室一般为环形结构,由于全环形燃烧室试验很难进行,本文在试验器设计中截取两个火焰筒头部宽简化成矩形燃烧室进行。根据国内外文献及数值模拟优化结果,设计典型的二元模型驻涡燃烧室结构如图 1 所示。二元模型驻涡燃烧室分为扩压区、主燃区、环腔、驻涡区与混合区五部分。燃烧室进口通道高 $H_1 = 80 \text{ mm}$,扩压器出口通道高 $H_2 = 100 \text{ mm}$,主路进口通道高 $H_3 = 100 \text{ mm}$,凹腔前壁高 $H_4 = 40 \text{ mm}$,凹腔后壁高 $H_5 = 35 \text{ mm}$,凹腔宽 $L = 60 \text{ mm}$,燃烧室出口通道高 $H_6 = 110 \text{ mm}$ 。二元燃烧室展向宽为 140 mm ,模拟火焰筒两个头部宽。



1 燃烧室进口; 2 扩压器出口; 3 主路及二股通道进口;
4 凹腔前壁; 5 凹腔后壁; 6 燃烧室排气

图1 二元模型驻涡燃烧室设计简图

Fig 1 Structural diagram of two-dimensional model of TVC

1.2 燃烧试验器结构

由于所设计的二元模型驻涡燃烧室有两个凹腔驻涡区,其上下是对称结构,考虑到试验器安装拆换方便,本文的试验器设计沿矩形燃烧室火焰筒中心线取一半进行,模拟只有一个驻涡区的一半火焰筒,虽然火焰筒中心流路改成了壁面,会对气流产生影响,但是本文重点研究的是燃烧室在小状态(如慢车)时仅驻涡区单独供油时的燃烧情况,估计这种影响会减弱,更真实的试验模拟待以后进行。

试验器结构如图 2 所示。主燃区头部径向布置两支槽宽 30 mm 的稳定器,起到从凹腔区到主燃区传焰和稳定燃烧的作用。凹腔采用后体供油形式。因模拟两个火焰筒头部,因此凹腔内的供油装置与主流的头稳定器各布置了两个,凹腔顶部、凹腔后壁上端及下端均有冷却孔,一方面对凹腔壁面冷却,另一方面有助于凹腔内驻涡的形成。

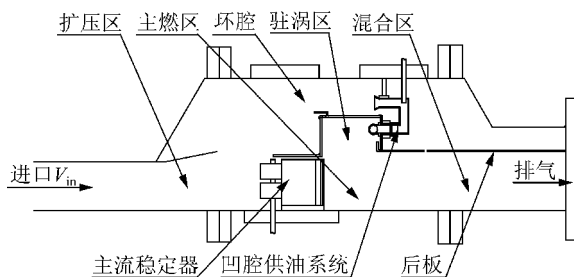


图2 二元模型驻涡燃烧室试验器

Fig 2 Test rig of two-dimensional model of TVC

为了研究火焰筒后段壁面开孔面积对驻涡燃烧室性能的影响,混合区后段的后板设计成可拆换结构,后板有 A,B,C 三种开孔形式,如图 3 所示.

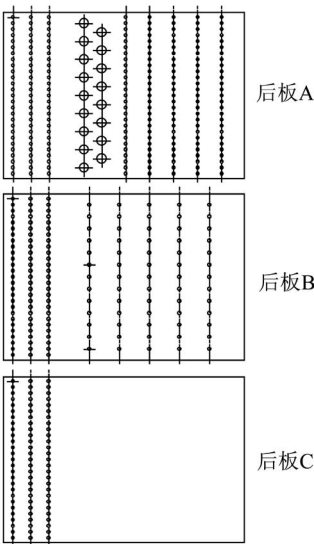


图 3 三种开孔形式的后板
Fig. 3 Liner with three different dilution holes

板 A 开了 8 排小孔(冷却孔)、两排大孔(掺混孔),开孔总面积约为 28 cm^2 ,模拟真实燃烧室有掺混孔及冷却孔的情况.板 B 开了 8 排小孔(冷却孔),开孔总面积约为 14 cm^2 ,模拟仅有冷却孔的情况.板 C 仅前段开了 3 排冷却小孔,开孔总面积约为 10 cm^2 ,模拟后段没有任何混合进气情况.空气(进口速度 V_{in})经扩压区减速扩压后进入主燃区和环腔,进入主燃区的称为主流进气,进入环腔的称为二股通道进气.在环腔内一部分气体通过凹腔壁面的冷却孔及供油雾化孔进入驻涡区,称为凹腔进气;另一部分气体通过后板掺混孔及冷却孔进入混合区,称为混合区进气.在本文中对装有后板 A 的试验器称之为 A 方案,装有后板 B 与 C 的称为 B 方案和 C 方案.各方案进气面积比如表 1 所示.

表 1 各区进气面积比
Table 1 Ratio of inlet area

方案	主流进气 面积比/ %	凹腔进气 面积比/ %	混合区进气 面积比/ %
A 方案	53. 2	9. 7	37. 1
B 方案	64. 8	11. 8	23. 4
C 方案	70. 0	12. 8	17. 2

2 二元模型驻涡燃烧室试验研究

2.1 测量装置及试验系统布置

试验在北京航空航天大学热动力研究所燃烧试验台上进行.试验台由供气系统、供油系统、预加热系统、TVC 试验器和测量系统组成,整个燃烧试验系统如图 4 所示.试验测量主要包括气流参数测量和燃油流量测量两个部分.具体测量装置及其说明如下.

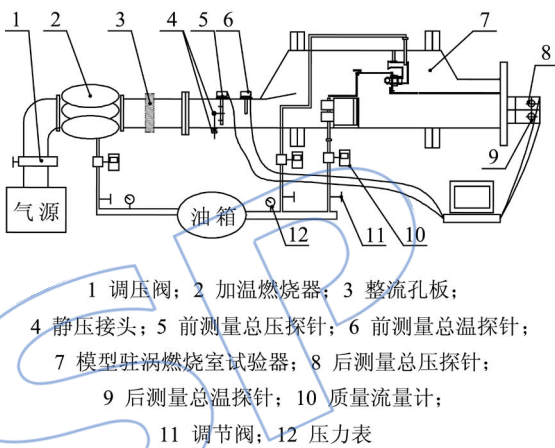


图 4 试验系统示意图
Fig. 4 Schematic of experimental equipment

供气系统:由压气机、储气罐等组成的暂冲气源供气.预加热系统:由 3 台 BK1 型单管燃烧室加热器组成,直接加热最高可模拟 773 K 的进口温度.供油系统:包括加热器供油和二元模型驻涡燃烧室凹腔及主路供油,各自包括压力表、调节阀和流量计,供油压力和燃油流量可以调节.本文中仅凹腔供油燃烧,主路没有供油.测量系统:加热器后气流温度由 3 支 K 型热电偶测量.试验进口温度由 1 支 K 型热电偶测量,进口来流总压由总压探针(3 个测量点)测量,管道静压经 3 个侧壁静压孔由压力传感器平均来测量.出口参数测量在距出口截面 40 mm 处,出口温度由 1 支气冷总温耙(5 个测量点)测量,出口总压由 1 支气冷总压耙(5 个测量点)测量.以上压力和温度测量数据由数据采集卡自动采集,在计算机中显示并存储.根据测量数据分析燃烧器的流阻损失、燃烧稳定边界、燃烧效率.

2.2 试验参数范围

本文模拟了驻涡燃烧室在高速进气条件、低功率状态下(仅凹腔供油)的燃烧性能,由于设备

限制仅能进行常压试验,本文根据模拟状态及试验台设备能力,燃烧试验中选取试验参数范围如下:

- 1) TVC 试验器凹腔供油流量:0~8 g/s;
- 2) TVC 试验器进口气流流量:0~1 kg/s;
- 3) TVC 试验器进口温度 $T_{in}^* \approx 540$ K;
- 4) TVC 试验器进口马赫数 $Ma=0.28\sim 0.35$.

本文在进口温度 $T_{in}^* \approx 540$ K,对 A 方案,B 方案在进口马赫数 $Ma=0.35$ 时进行了燃烧试验,由于 C 方案在进口马赫数 $Ma=0.35$ 时,点火困难,所以在略低的进气速度下($Ma=0.28$)进行了试验.

2.3 试验结果与分析

2.3.1 流阻损失

本文对流阻损失用总压恢复系数 σ 及流阻系数 ψ 来衡量.

燃烧室总压恢复系数定义为燃烧室出口截面平均总压与进口截面平均总压之比值,即

$$\sigma = \frac{\overline{p_{0out}}}{\overline{p_{0in}}} \quad (1)$$

流阻系数定义为燃烧室总压损失与某一参考截面的动压头之比,本文中参考截面取为进口截面,即

$$\psi = \frac{\overline{p_{0in}} - \overline{p_{0out}}}{\frac{1}{2} \rho_{in} V_{in}^2} \quad (2)$$

其中下标 in 表示进口参数,下标 out 表示出口参数.

1) 冷阻损失

冷阻试验是在常温常压下进行,保持进口温度为 283 K,在进口马赫数 $Ma=0.2\sim 0.5$ 的范围内,分别对三种开孔后板的 TVC 试验器进行冷吹试验,测量进出口总、静压,分析其压力损失情况.图 5 及图 6 给出冷态下,三种后板的 TVC 试验器流阻系数及总压恢复系数随进口马赫数 Ma 的变化情况.

从图 5 和图 6 中可以看出,随后板开孔面积增大,该 TVC 试验器的流阻系数下降,总压恢复系数增大,A 方案流阻系数最小,总压恢复系数略高,C 方案冷阻系数略大,总压恢复系数最低.由于开孔面积大后,从二股通道进入混合区的气量增大,进入主流及凹腔的气量减小,由主流稳定器及凹腔冷却小孔引起的损失减少,所以总的流阻系数下降,总压恢复系数增高.

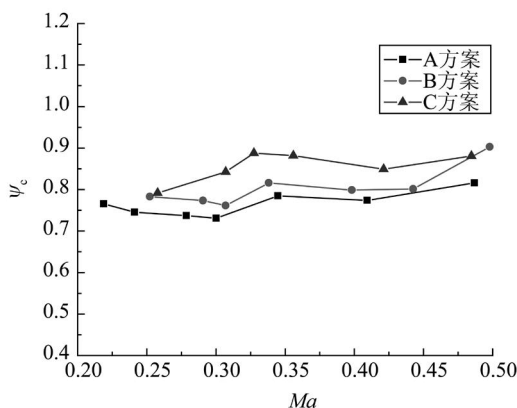


图5 冷态流阻系数 ψ_c 随进口马赫数的变化

Fig. 5 ψ_c with inlet Mach number

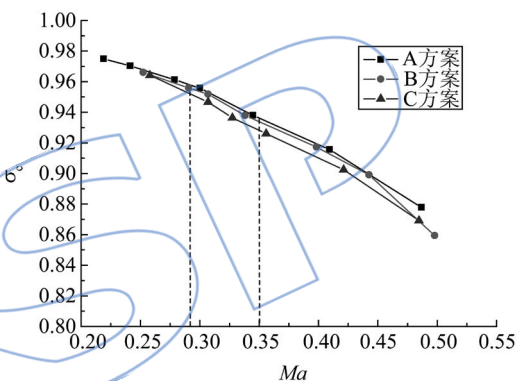


图6 冷态总压恢复系数 α 随进口马赫数的变化

Fig. 6 α with inlet Mach number

从图 6 可以看出,在进口马赫数 Ma 从 0.2 增至 0.5,随进口速度的增大,总压恢复系数均下降.这是由于冷阻主要由摩擦和分离损失构成,结构一定时,来流速度越高总压损失越大.

可见在本试验范围内,增加混合区进气流量,可以减小冷态流阻损失.

2) 有燃烧时的总压损失

图 7 给出了在有燃烧情况下(进口温度 $T_{in}^* \approx 540$ K)三种后板的 TVC 试验器总压恢复系数随油气比的变化曲线.板 A 与板 B 进口马赫数 $Ma=0.35$,板 C 进口马赫数 $Ma=0.28$.图中可以看出随油气比增加,三者总压恢复系数变化均不大.由于板 C 在进口马赫数 $Ma=0.35$ 时,组织燃烧困难,只在进口马赫数 $Ma=0.28$ 时进行了试验.C 方案进口速度低所以总压损失小.在相同进口工况下($Ma=0.35$)的 A 方案与 B 方案,两者总压恢复系数均能达到 0.92 以上, σ 在 0.92~0.935 之间.对比冷态总压损失,在进口马赫数 $Ma=0.35$ 时,A,B 方案的冷态总压恢复系数 α

在 0.937 左右(参见图 6),可见在小功率状态下,该试验器总压损失中因燃烧产生的热阻损失所占比例较小,总压损失主要因结构带来的摩擦和分离损失引起.所以后板开孔面积大的试验器因冷阻损失小,在有燃烧情况下,总压损失也较小.

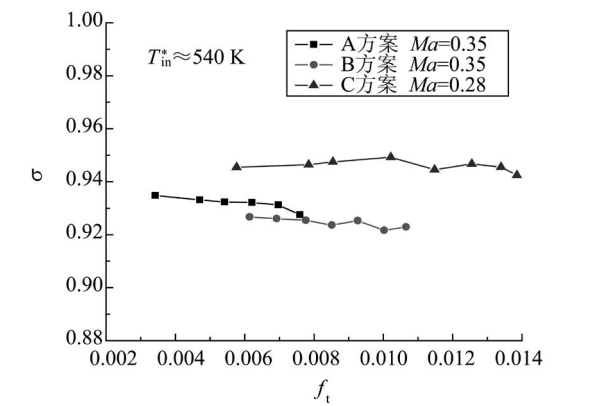


图 7 总压恢复系数 σ 随总油气比的变化
Fig. 7 σ with total fuel-air ratio

2.3.2 燃烧效率

本文中燃烧效率采用温升法进行计算,计算公式为

$$\eta = \frac{\Delta T_r}{\Delta T_{th}} = \frac{\bar{T}_{out-r} - \bar{T}_{in}}{\bar{T}_{out-th} - \bar{T}_{in}}$$

式中 ΔT_r 代表燃烧室中由燃料燃烧引起的实际温升, ΔT_{th} 代表理论计算的理论温升. 根据试验工况条件,理论温升 ΔT_{th} 由文献[6]的燃气表查得.

本文燃烧试验中只有凹腔供油,主路没有供油,总油气比 f_t 定义为供油量与总进气量之比.

图 8 给出了 A 方案, B 方案在进口马赫数 $Ma = 0.35$, C 方案在进口马赫数 $Ma = 0.28$ 时燃烧效率随总油气比的变化曲线.

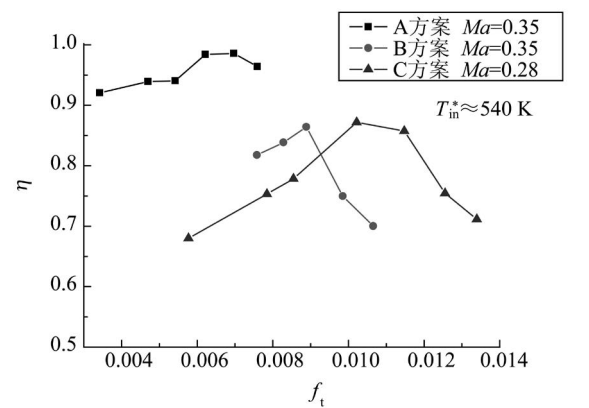


图 8 燃烧效率随总油气比的变化

Fig. 8 Combustion efficiency with total fuel-air ratio

由图 8 可见,在试验参数范围内,随总油气比的增加,燃烧效率的趋势是先增加后减小,存在一个最佳总油气比值,在此比值下,燃烧效率最高. A 方案最佳总油气比在 $f_t = 0.0065$ 左右, B 方案最佳总油气比在 $f_t = 0.009$ 左右, C 方案最佳总油气比在 $f_t = 0.010$ 左右. 由于后板开孔影响了流量分配,使得凹腔进气量不同,参与燃烧的空气量就不同,后板开孔面积越大,参与燃烧的空气量越少,需要供入的燃油量就少,最佳总油气比就小.

因后板开孔总面积影响了主流及凹腔的进气量及气流速度,在进口马赫数 $Ma = 0.35$ 时,后板开了较大掺混孔后的 A 方案,主流及凹腔的进气速度合适,所以燃烧效率较高,并且在较宽的油气比范围内都能高效稳定燃烧;后板仅有冷却孔的 B 方案,由于此进气速度下,混合区进气减少,使得主流及凹腔进气速度很高,燃烧不完全,不仅燃烧效率下降而且高效稳定燃烧的范围变窄. 而后板开孔面积更小的 C 方案,在高速进气 ($Ma = 0.35$) 时难以组织燃烧,仅能在略低的进气速度下工作.

可见在驻涡燃烧室设计中,根据进口条件进行合理的流量分配设计,这对提高燃烧效率、拓宽高效稳定燃烧范围有很重要的影响.

2.3.3 贫熄边界

本文确定贫熄边界的方法是保持来流条件不变,点火燃烧后,逐渐减小供油量,直至火焰脉动不稳或熄灭. 按熄火前瞬间记录的燃油流量作为贫油熄火油量,然后求得熄火油量与燃烧室空气流量之比,从而获得燃烧室的贫油熄火油气比.

表 2 给出了在进口温度 $T_{in}^* \approx 540$ K 时,三种方案的贫油熄火总油气比. 在同样工况下 ($Ma = 0.35$),后板有掺混孔的 A 方案,贫油熄火油气比较小,这是因为后板开孔大,则进入凹腔的气量减小,凹腔局部较富,在很小的总油气比下也可以稳定燃烧,后板开孔面积减小时,进入凹腔的空气量

表 2 贫熄油气比
Table 2 Fuel-air ratio of lean blowout

方案	贫熄总油气比
A 方案 ($Ma = 0.35$)	0.0011
B 方案 ($Ma = 0.35$)	0.0034
C 方案 ($Ma = 0.28$)	0.0025

及进气速度加大,一方面使得凹腔局部油气比变小,另一方面凹腔气流旋转加快,燃油在凹腔停留时间短,所以容易熄火。总体来说该模型驻涡燃烧室的贫熄边界较宽,本试验工况下,最大不超过 0.005,完全满足燃烧室要求。

3 流量分配计算及分析

二元模型驻涡燃烧室试验器后板开孔不同时,各区的流量分配会不同,而各区流量分配对供油设计及组织燃烧有重要影响,在试验中又很难准确测出。由于 CFD(计算流体动力学)软件对亚声速冷态流场的模拟计算已经比较成熟,可以作为工程设计的依据,因此本文采用数值模拟的方法来研究掺混孔对流量分配的影响。

3.1 数值计算方法及计算模型

利用商业软件 Fluent 模拟装有不同形式掺混板的二元模型驻涡燃烧室试验器的冷态流场。为了与试验对比,进口参数按试验工况设置。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 两方程模型。

根据试验器结构尺寸,利用 UG(unigraphics)建立计算模型。计算模型尺寸与所设计的 TVC 试验器一致,结构进行了适当的简化:①将凹腔供油蒸发管出气小孔按等面积原则简化为 4 条长缝;②凹腔体冷却进气孔按等面积原则简化为长缝;③直射式喷油杆的影响简化不计,各部件壁面厚度简化为零。以 A 方案为例,计算模型如图 9 所示。

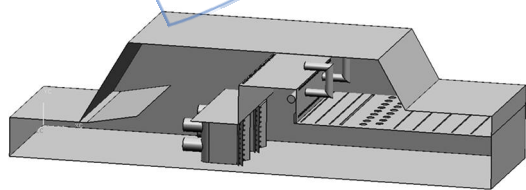


图 9 计算模型(A 方案)

Fig. 9 Calculation model (case A)

在 GAMBIT 软件中进行网格划分,计算网格根据需要分区划分。网格为非结构化网格,网格数量约为 120 万,由于凹腔体及主燃区周围流场变化比较剧烈,所以对凹腔体及主燃区的网格进行局部加密。

3.2 数值计算结果与试验对比

在进口常温、进口马赫数 $Ma = 0.2 \sim 0.5$ 工况下,计算了三种方案的总压损失,并与试验结果

进行了对比。图 10 给出了 A、B、C 三种方案冷态总压恢复系数随进口马赫数变化计算值与试验值的对比。由图 10 可以看出,计算所得冷态总压恢复系数变化趋势一致,且最大误差不超过 2%,说明该计算方法基本合理。

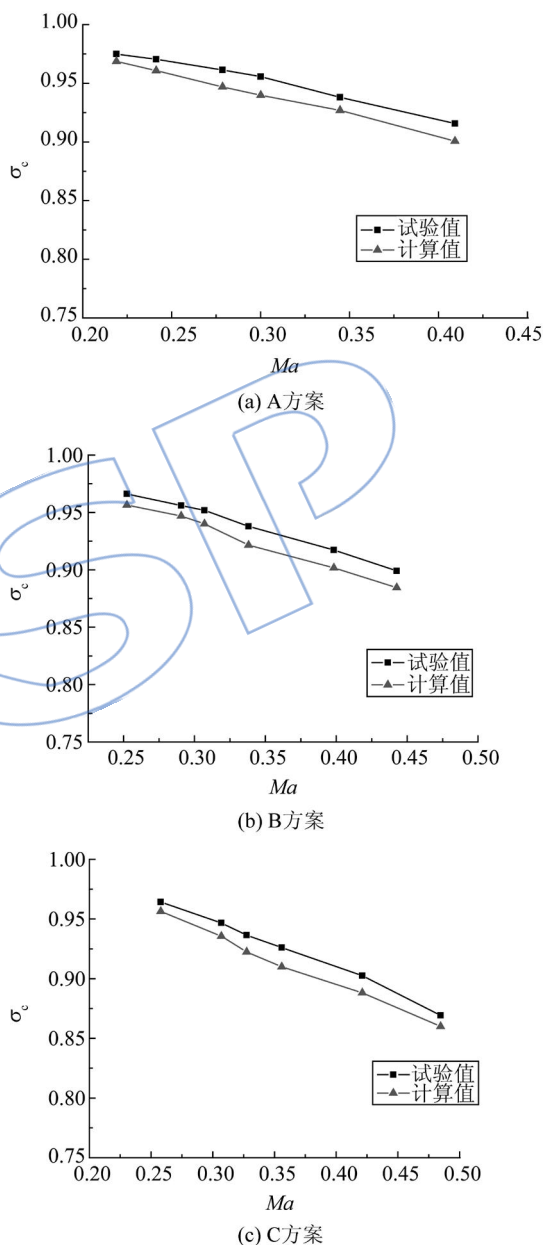


图 10 冷态总压恢复系数计算值与试验值对比

Fig. 10 Comparison of numerical results with experimental data (σ)

3.3 开孔面积对流量分配影响的分析

表 3 给出了根据燃烧试验进口条件(进口马赫数 $Ma = 0.28$ 及 0.35 , 进口温度 $T_{in} \approx 540$ K 工况下),未供油燃烧时,三种方案各区流量分配百分比计算结果。从表中可以看出,板 A 由于开孔

总面积较大,故混合区进气百分比较大,相应的凹腔与主流进气百分比较小;板 B 与板 C 由于后板开孔总面积减小,混合区气量随之减少,主流与凹腔进气量相应增加.对比表 1 各区进气面积比,可以看出,数值模拟结果中凹腔及后板的进气比例减小,这是由于进气面积比没有考虑小孔流量系数及流路影响,单纯用面积比估算流量分配比例是不准确的,本文的计算结果可以为凹腔与主路供油提供参考依据.

为了找出该模型驻涡燃烧室凹腔单独供油时的最佳油气比,根据数值模拟的流量分配情况,定义凹腔局部油气比 f_v 为供油量与根据试验工况计算所得的凹腔进气量之比.

表 3 各区流量分配数值模拟计算结果
Table 3 Numerical results of flow rate distribution

方案	主流进气 流量/ %	凹腔进气 流量/ %	混合区进气 流量/ %
A 方案 ($Ma=0.35$)	65.2	5.8	29
B 方案 ($Ma=0.35$)	75.2	7.4	17.4
C 方案 ($Ma=0.28$)	79.1	7.9	13

图 11 给出了三种方案在燃烧试验中的燃烧效率随凹腔局部油气比的变化曲线,可以清楚看出,三种后板开孔面积下均是当凹腔局部油气比在 0.12 左右,燃烧效率最高.可见该驻涡燃烧室凹腔单独供油燃烧时,在凹腔局部当量比 $\phi \approx 2$ 左右偏富条件下,燃烧效率最高.

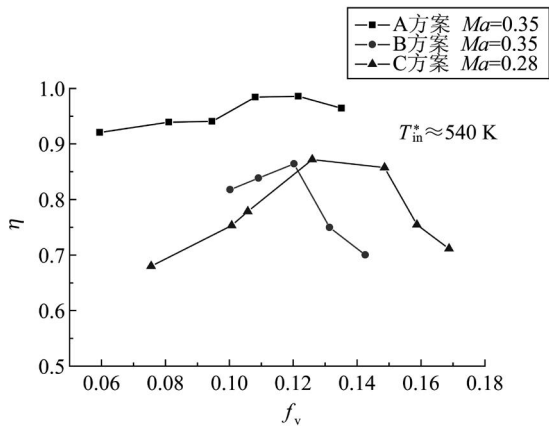


图 11 燃烧效率随凹腔油气比的变化
Fig. 11 Combustion efficiency with cavity local fuel-air ratio

4 结 论

为了探讨后板开孔情况对驻涡燃烧室性能及流量分配的影响,本文在进口马赫数 $Ma=0.2 \sim 0.5$,常温条件下,分别对三种后板开孔形式的二元模型驻涡燃烧室试验器进行了冷态流阻测量试验,并在进口马赫数 $Ma=0.28$ 与 0.35 ,进口温度 $T_{in} \approx 540$ K 工况条件下,对其进行了燃烧试验研究,对比分析了三种方案的总压损失、贫熄特性和燃烧效率.为了进一步分析后板开孔对流量分配的影响,本文利用 Fluent 对三种方案冷态流场的总压损失及流量分配进行了数值模拟.结论如下:

- 1) 后板开孔总面积越大,混合区进气越多,凹腔及主流进气相应减小,后板开孔面积对流量分配影响较大,进而影响燃烧性能.
- 2) 后板开孔总面积增大后,因降低了主流进气速度,使该 TVC 试验器总压损失减小.
- 3) 本试验工况范围内,后板开较大掺混孔的 A 方案燃烧效率较高,开孔面积较小的 B 方案和 C 方案,因主流及凹腔进气量增大,速度增大,燃烧效率下降.
- 4) 后板开孔面积增大,增加了混合区进气流量,使进入凹腔的气流流量减少,所以拓宽了贫熄边界.
- 5) 该 TVC 试验器凹腔单独供油燃烧时,开孔面积不同的三种方案,燃烧效率最高时的最佳总油气比不同.而通过对流量分配的计算,得出三种方案最高效率点均在凹腔局部油气比 $f_v = 0.12$ 左右,在驻涡燃烧室设计中,凹腔局部油气匹配应合理设计,才能得到较高燃烧效率.

总之,试验及数值模拟结果表明后板开孔对二元模型驻涡燃烧室流量分配影响较大,进而影响燃烧性能,在本试验工况范围内,后板有掺混孔的 A 方案各方面性能均优于后板没有掺混孔的其余方案.在驻涡燃烧室设计中,根据进口条件进行合理的流量分配设计,这对提高燃烧效率、拓宽高效稳定燃烧范围有很重要的影响.

参考文献:

[1] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 95-0810.
[2] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483.

[3] 孔昭健,樊未军,易琪,等.采用蒸发管供油的驻涡燃烧室点火及贫油熄火特性[J].航空动力学报,2007,22(7):1132-1137.
KONG Zhaojian ,FAN Weijun ,YI Qi ,et al. Ignition and lean blow out performance of trapped vortex combustor with evaporating tubes fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power ,2007 ,22(7) :1132-1137. (in Chinese)

[4] 李瑞明,刘玉英,刘河霞,等.驻涡燃烧室主流对凹腔涡流动的影响[J].航空动力学报,2009,24(7):1482-1487.
LI Ruiming ,LIU Yuying ,LIU Hexia ,et al. Impact of mainstream on the vortex flow of cavity in trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power ,2009 ,24(7) :1482-1487. (in Chinese)

[5] 何小民,姚锋.流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J].航空动力学报,2006,21(5):810-813.
HE Xiaomin ,YAO Feng. Effect of flow parameters and equivalence ratio on the trapped vortex combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power ,2006 ,21(5) :810-813. (in Chinese)

[6] 范作民,傅权.热力过程计算与燃气表(下卷)[M].北京:国防工业出版社,1987.

JAS SP