支板/凹腔组合稳焰器耦合机制研究*

陈兴良,景婷婷,朱韶华,秦 飞

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室,陕西西安 710072)

摘 要: 针对典型火箭基组合循环 (Rocket Based Combined Cycle, RBCC) 发动机高效稳定燃烧问 题,对模型燃烧室支板/凹腔组合稳焰器进行了三维数值模拟,并结合局部流动特性、燃烧释热规律、 流场旋涡结构以及质量输运特性,分析了飞行马赫数6.0条件下支板/凹腔组合稳焰性能以及耦合作用机 制。研究发现:凹腔稳焰能力受凹腔与主流燃气之间的质量输运特性影响;而引入支板后,支板尾缘的 螺旋上升式旋涡结构使得燃料由支板回流区向凹腔回流区转移,燃料在回流区内的停留时间增加,掺混 效果增强,凹腔内局部释热增加。在不同旋涡结构的作用下,凹腔与主流间质量交换率约占来流空气流 量的10%~20%。较优的旋涡结构和质量输运特性将使稳焰区燃温提升9%,燃烧效率提升超过10%。因 此,支板/凹腔组合稳焰器稳焰性能由局部旋涡结构和燃气质量输运特性共同影响。当支板/凹腔间距缩 短时,支板/凹腔组合稳焰器耦合作用更强,燃烧稳焰性能更佳。

关键词:火箭基组合循环发动机;火焰稳定;回流区;旋涡结构;质量输运
中图分类号: V236 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210462-10
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210462

Coupling Mechanism of Strut/Cavity Combined Flame Stabilizer

CHEN Xing-liang, JING Ting-ting, ZHU Shao-hua, QIN Fei

(Science and Technology on Combustion Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aiming at the problem of efficient and stable combustion of a typical Rocket Based Combined Cycle (RBCC) engine, three-dimensional numerical simulation of strut/cavity combined flame stabilizer in the model combustion chamber was carried out. Based on local flow characteristics, regularities of heat release, eddy structure and mass transport characteristics, the flame stabilization performance and coupling mechanism of the strut/cavity flame stabilizer under the flight Mach number 6.0 were analyzed. The study shows that flame stabilization performance of the cavity is affected by the mass transport characteristics between cavity and main flow. However, with the addition of strut, the spiraling eddy structure at the trailing edge of the strut makes the fuel transfer from the recirculation zone of strut to that of cavity. Then the residence time of fuel in the recirculation zone increases, mixing efficiency is enhanced and local heat release increases in cavity. Under the action of different eddy structure, the mass exchange rate between cavity and main flow accounts for about 10% to 20% of the incoming air flow. Better structure of eddy and characteristics of mass transport will increase combustion temperature by 9% in flame stabilization zone and increase combustion efficiency by more than 10%. Therefore, the flame stabilizer

^{*} 收稿日期: 2021-07-14; 修订日期: 2021-12-16。

基金项目:国家自然科学基金(52006181);陕西省重点研发计划(2019ZDLGY19-09)。

作者简介:陈兴良,博士生,研究领域为组合动力燃烧与火焰稳定。

通讯作者:秦 飞,博士,教授,博士生导师,研究领域为宽域吸气式组合发动机技术。

引用格式: 陈兴良,景婷婷,朱韶华,等. 支板/凹腔组合稳焰器耦合机制研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11):210462. (CHEN Xing-liang, JING Ting-ting, ZHU Shao-hua, et al. Coupling Mechanism of Strut/Cavity Combined Flame Stabilizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11):210462.)

zation performance of the strut/cavity combined flame stabilizer is affected by local eddy structure and gas mass transport characteristics. When the distance between the strut and cavity is shortened, the coupling effect between them is stronger and the performance of combustion and flame stabilization is better.

Key words: Rocket based combined cycle engine; Flame stabilization; Recirculation zone; Eddy structure; Mass transport

1 引 言

火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)发动机是高推重比的火箭发动机和高比冲的 冲压发动机在同一流道内有机组合形成的新型高超 声速推进系统,可用做入轨飞行器的全速域动力^[1-2]。 RBCC发动机具有火箭发动机和冲压发动机共用同 一流道组织燃烧进而获得动力的特性,但由于来流 参数变化范围广以及模态转换过程中参数波动大, 在同一流道内实现宽速域内的高效稳定燃烧组织面 临较大挑战。

为了实现在一定冲压流道内超声速气流条件下 的宽范围点火、火焰稳定以及高效燃烧,提升燃料喷 注的穿透深度、提高燃料的混合效率成为了吸气式 发动机的关键技术之一。对于燃料喷注而言,燃料 支板喷注方式带来的总压损失最大,但其带来的混 合效率增益却相当可观[3]。因此总压损失和掺混效 率之间的权衡需要落到具体发动机中去实现。对于 燃烧组织,维持燃料在超声速流场内的稳定高效燃 烧常用的方式是在流场中生成回流区来协助火焰稳 定。支板、后向台阶、凹腔等是目前常用的火焰稳定 装置。支板尾缘的低速回流区可以起到火焰稳定的 作用,同时支板通过对气流扰动,增强燃气掺混,提 高燃烧效率[4]。凹腔作为超燃冲压发动机的常规火 焰稳定器,火焰通常由凹腔的剪切层稳定,超声速预 混燃烧是其主要模式^[5]。凹腔内部形成大旋涡有利 于质量交换和传热,进而提高燃烧效率,且旋涡结构 对总压恢复影响较小;凹腔内部形成畸形旋涡结构 不利于燃烧稳焰^[6]。同时由于凹腔内卷吸的空气是 有限的,所以当燃油当量比增大时,凹腔区域富油, 导致燃烧效率下降[7]。因此火焰稳定特性受来流参 数与燃烧室参数的变化影响较大,宽范围的来流条 件将影响燃料在凹腔回流区中的燃烧稳定性[8-9]。因 此对于RBCC发动机宽域工作条件而言,支板/凹腔 组合稳焰装置具有较大的稳焰潜力。

近年来,支板/凹腔一体化稳焰特性的研究受到 广泛关注^[10-12]。超声速来流下,支板的加入促进了凹 腔在中心线附近的燃气流动循环,说明支板/凹腔之 间的稳焰作用可以相互影响,两者组合可以更好地 促进燃烧^[13]。支板/凹腔不同组合方式对回流区内的 卷吸作用也有差异,进而影响火焰稳定以及燃烧效 率^[14]。当支板/凹腔位置相距较近时,两者对燃料的 掺混和燃烧增强效果十分明显,凹腔附近的高温火 焰得到扩展,燃烧区域延伸至支板附近,燃烧效率得 到提升^[15]。研究表明支板凹腔组合稳焰时,局部回 流区进一步扩大,燃料掺混增强,增强燃料掺混、增 加燃料驻留时间为主导的火焰稳定模式具有较好的 性能^[16]。学者对支板/凹腔组合稳焰器的稳焰效果进 行了大量试验和数值模拟研究,不同支板/凹腔组合 方式带来的燃烧室总体性能存在较大差异,但是两 者之间的耦合作用很难得到量化,支板/凹腔耦合作 用大小和稳焰性能难以相互关联。

本文基于支板/凹腔耦合旋涡结构分析了不同流 场结构带来的性能差异,并且通过燃气质量交换率 定量评估了耦合作用大小。本文模拟了飞行马赫数 6.0条件下典型 RBCC 燃烧室的燃烧流动,通过数值 模拟获得支板/凹腔组合稳焰器的局部流场特征,分 析支板尾缘回流区与凹腔回流区的相互作用,并利 用旋涡结构和质量输运特性定量分析了两者之间的 耦合作用关系,获得了支板/凹腔组合稳焰器的耦合 作用机制。

2 燃烧室模型及数值模拟校验

2.1 构型介绍

本文采用课题组 RBCC 直连实验^[17]构型进行研究,模型燃烧室示意图如图1所示,主要由设备喉道、隔离段、燃烧室、支板火箭组成。在冲压燃烧室内,煤油组织燃烧由燃料支板和并联凹腔形成的组合稳 焰器完成。模型燃烧室几何尺寸如图1所示,燃料支 板间距0.08m,凹腔长深比为5。液态煤油从燃料支 板两侧壁面垂直于主流方向喷入燃烧室,支板两侧 分别布置了10个孔径为 Φ 0.5mm的燃料喷注孔。燃 烧室长度尺寸按照隔离段高度进行无量纲处理,即 x = X/H, X 为长度尺寸,H(0.06m) 为隔离段入口 高度。

2.2 数值模拟方法介绍

本文以 RBCC 发动机直连试验模型燃烧室三维 模型作为研究对象,利用计算流体力学软件 Fluent 对 多组分间的流动和化学反应进行数值模拟。基于雷 诺时均方法,将N-S守恒方程作为燃烧流动控制方 程,通过有限体积法求解气相和液相控制方程,获取 性能参数。Li等^[18]利用四种湍流模型对横向射流的 冷流场进行数值模拟。研究表明:利用SST k-ω湍流 模型获得数值计算流场与实验结果匹配最好,因此 利用 SST k-ω 湍流模型获模拟流场回流区结构具有 较好的精度,同时对回流区内燃烧流动进行了定量 测量,对回流区结构进行了精确捕捉^[19]。结合本文 作者的前期工作[20-21],数值模拟采用的湍流模型为两 方程的SST $k-\omega$ 模型。由于本文只考虑稳态过程,因 此忽略了湍流脉动对燃烧的影响,化学动力学模型 为有限速率模型。同时采用煤油作为二次燃料,其 成分通常较为复杂,是一种多组分混合物。在数值 计算中常采用近似纯净物进行替代,本文采用C,H, 作为煤油的替代分子式。在工程应用中,煤油总包 反应机理在发动机的数值仿真中具有很高的应用价 值,本文采用10组分10步简化动力学模型^[22]模拟煤 油的燃烧,如表1所示。

根据燃烧室构型及燃烧流动状态,针对该模型

燃烧室,将边界层进行了网格加密,第一层网格高度 为0.05mm,模型网格平滑过渡,网格尺寸增长率不超 过1.3。考虑到燃烧室构型为对称结构,选取模型的 一半区域进行计算,并对支板火箭出口、燃料支板、 凹腔等流动复杂区域以及近壁面区域进行网格加 密,壁面采用无滑移绝热壁面条件。计算模型网格 采用总数为148万、194万和250万,并对数值模拟结 果进行了网格无关性验证。

2.3 数值校验结果

地面实验模拟了飞行马赫数6.0来流条件如表2 所示。隔离段入口空气流量为3.0kg/s,总温约 1550K,总压1.73MPa,马赫数为2.8。实验中支板火 箭流量为0.12kg/s,氧燃比为1.06,火箭出口燃气状态 由化学平衡热力学计算程序(CEA)计算获得,燃气温 度1855K,火箭喷管扩张比为6,火箭室压为1.7MPa。 煤油由燃料支板喷注,当量比为0.87。

如图 2 所示,冷流条件下隔离段中的压强在 0.1MPa左右,在隔离段出口处压强下降至 0.04MPa左 右。由于燃料支板区域产生斜激波与膨胀波,在 x= 13~16压强出现波动,在几何扩张的作用下压强沿流 道不断下降。燃料支板喷射的煤油燃料与来流新鲜 空气发生反应,压强上升,斜激波串压至隔离段中。 燃烧室压力稳定在距火箭出口下游,压强峰值达到





No.	Reaction	Pre-exponential factor A	Temperature exponent n	Activation energy <i>E</i> /(cal/mol)
1	$C_{11}H_{21}+O_2 =>11CH+10H+O_2$	1.00×10 ¹²	0	3.10×10 ⁴
2	$CH+O_2 => CO+OH$	2.00×10 ¹⁵	0	3.10×10 ³
3	CH+O=>CO+H	3.00×10 ¹²	1	0.00
4	$H_2+O_2 <=>H_2O+O$	3.98×10 ¹¹	1	4.80×10^4
5	H ₂ +O<=>H+OH	3.00×10 ¹⁴	0	6.00×10^3
6	H+O ₂ <=>O+OH	4.00×10^{14}	0	1.80×10^4
7	$H_2O+O_2 \le 2O+H_2O$	3.17×10 ¹²	2	1.12×10 ⁵
8	$CO+OH \le CO_2+H$	5.51×10 ⁷	1.27	-7.58×10^{2}
9	$CO+H_2O<=>CO_2+H_2$	5.50×10^{4}	1.28	-1.00×10^{3}
10	$CO+H_2+O_2 \le CO_2+H_2O$	1.60×10^{14}	1.6	1.80×10^{4}

Table 1 Reduced kinetics mechanism of kerosene

Table 2Parameters of incoming flow

	-	
Flight Mach number	6.0	
Altitude/km	26	
Total pressure/MPa	1.73	
Total temperature/K	1550	
Air mass flow/(kg/s)	3.0	

0.36MPa左右,由此说明了一次火箭能起到很好的点 火源作用。由数值模拟和试验数据对比可以看出, 发动机工作状态下,数值模拟能较准确地反映燃烧 室内的压强分布特征,流道压强曲线与实验压强吻 合较好,燃烧室高压区的位置及大小、隔离段激波的 起始位置也较成功地得到预测。因此,使用本数值 模拟方法开展支板/凹腔组合稳焰机制研究获得的结 果具有较高的精度,同时在数值模拟工况中选择200 万量级网格能满足精度要求。

2.4 数值模拟工况介绍

数值模拟工况在模拟飞行马赫数 6.0 和飞行高度 26km条件下,来流总温约为 1650K,此时煤油不需要火箭高温射流作为点火源,煤油在支板/凹腔稳焰区能够实现较好的自持燃烧。同时,RBCC燃烧室中稳焰不只依靠支板和凹腔,在低总温来流条件下,火箭高温射流稳焰也是一种重要的稳焰模式。因此为了减少火箭射流的影响,更清晰地获得支板/凹腔的相互作用关系,在本文数值模拟研究中,火箭处于关闭状态。

数值模拟研究构型与直连试验模型燃烧室构型 参数相同,支板宽度10mm,凹腔深度25mm。通过调 整支板/凹腔间距设置了四组对比工况,工况表如表3 所示。Δx = l/H,l为支板/凹腔间距。

3 研究结果与讨论

3.1 流场特征分析

在飞行马赫数6.0条件下,隔离段内空气来流速 度约为Ma2.8,在隔离段中形成预燃激波串使进气道

Table 3 Working condition and parameters setting

Case	Separation distance Δx	Equivalence ratio <i>ER</i>
H1	0	0.9
Н2	0.5	0.9
Н3	1	0.9
H4	1.67	0.9

压力与燃烧室压力匹配,同时来流速度降低,但进入 燃烧室内局部区域仍为超声速。因此该工况下燃烧 室内包含亚、跨、超声速燃烧模式,给煤油的组织燃 烧带来较大复杂性。

如图 3 所示,当Δx=0.5(工况 H2)时,支板/凹腔区 域低速区靠近燃烧室扩张侧,且回流区前传到隔离 段内,相比于工况 H1和H3前传位置更靠前。工况 H1和H3低速区集中在火箭下游到支板/凹腔之间区 域,以及凹腔下游一定区域的中心主流区域;而工况 H2和H4集中在燃烧室扩张侧。工况 H2和H4热力 喉道由平直侧凹腔下游向扩张侧逐渐延伸。工况 H1 和H3马赫数流场分布相似,仅热力喉道的形成位置 和方式存在差异:工况 H1热力喉道由壁面附近向主 流中心区域逐步延伸;工况 H3主流中心区域在燃烧 室末端达到 Ma1.0。

不同工况下燃烧室内流动状态差异较大,造成 流场参数分布差异较大。图4显示了流道压力及流 道截面质量平均马赫数分布曲线。工况H2在支板上 游截面平均Ma<1,即亚声速流动,而工况H1,H3和 H4除了凹腔区域外为超声速流动,在凹腔后缘壁面 附近由亚声速过渡到超声速,在凹腔下游几乎全为 超声速流动,H2工况在凹腔下游形成了热力喉道。 结合图3可知,工况H2在支板上游形成的低速区更 大,回流区延伸到隔离段更靠前的位置。工况H4燃 烧室压力更低,但是隔离段激波串起始位置相比于 H1和H3更靠前,说明工况H4隔离段局部分离和回 流严重,导致隔离段流动分离提前,这将给隔离段的



Fig. 2 Static pressure of numerical simulation and direct-connect test under the condition of Ma6.0



Fig. 3 Region distribution of Ma>1 in different strut/cavity spacing

抗背压能力带来不利影响。由流道压力分布可以看出,工况H2高压区分布区域更大,且高压区提前,隔





离段内压力建立提前。这是由于支板/凹腔区域燃烧 剧烈,致使支板上游回流区扩大,部分煤油回流至上 游燃烧反应,上游压力提升。因此工况H2主要为亚 燃模式,高压区分布更广,燃烧释热量大。

在本文的研究计算中,煤油释热率 HRR 计算公 式为

$$HRR = \int \rho_2 v_2 c_{p2} T_{02} ds_2 - \int \rho_1 v_1 c_{p1} T_{01} ds_1 \qquad (1)$$

式中 ρ 为当地密度,v为垂直于截面的速度, c_p 为当地 燃气比热比, T_0 为当地燃气总温,s表示截面面积。下 标1,2分别表示两个不同的流向横截面。

燃烧效率 η 通过实际总温升 $\Delta T_{0, fact}$ 和理论总温 升 $\Delta T_{0, har}$ 获得,即

$$\eta = \frac{\Delta T_{0, \text{fact}}}{\Delta T_{0, \text{ther}}}$$
(2)

图 5,图 6分别为支板起始位置到工况 H2 热力喉 道基本形成位置之间区域(定义为区间 A, x=14.7~ 22)的流道截面质量平均温度和释热分布,表4为该 区域内不同释热率分布的体积分数。支板/凹腔间距 不同时,支板尾缘到凹腔后缘区域是主要的温升区, 在凹腔后缘附近达到温度峰值,工况 H2 温度峰值达 2200K,而其余三者均小于2100K;且在凹腔下游 H2 燃气温度相比与其他工况高出200K。结合释热分布 图可以看到,煤油主要释热区间相同,且在支板后缘 回流区内释热量最大。同时也可以看到,煤油主要 释热在支板后缘到支板下游Δx = 2的区间内,凹腔后 移对于释热区分布影响不大,凹腔位置仅影响区间 释热量的大小。由表4可以看出,工况 H2(Δx=0.5)释 热区体积分数更大,说明该工况下支板/凹腔组合更 利用掺混燃烧,结合马赫数分布可以看出,主要释热



Fig. 5 Distribution curve of mass weighted average static temperature and total temperature of flow path in the interval A

区为亚声速流动区,即以亚燃为主的燃烧模式。当 支板/凹腔间距Δx=0.5时,支板下游达到释热率峰值 493kJ/s,均高于其余3种工况,说明在此工况下支板/ 凹腔相互作用更利于煤油燃烧释热。



Fig. 6 *HRR* distribution curve along the direction of flow path in the interval A

Table 4 Volume fraction of *HRR* in interval A

HRR/(J/s)	H1	Н2	Н3	H4
>5	0.194	0.273	0.201	0.189
>10	0.108	0.148	0.125	0.135
>15	0.069	0.093	0.081	0.101
>20	0.047	0.063	0.054	0.076
>30	0.024	0.029	0.027	0.049
>40	0.012	0.015	0.018	0.034
>50	0.009	0.008	0.012	0.022
>80	0.006	0.003	0.003	0.005
>150	0.000	0.000	0.000	0.000

四组工况在燃烧室主要释热区间 A 内的总释热 率如表 5 所示,当支板/凹腔间距Δx=0.5 时,支板尾缘 释热提高,在支板/凹腔较短区域内集中释热量最大, 工况 H2 在主要释热区间内总释热率高出工况 H1 约 7%,高出工况 H3 约 11.6%,高出 H4 约 23.2%。表6统 计了局部燃烧效率和燃烧室总燃烧效率大小,工况 H2(Δx=0.5)支板/凹腔的相互作用使得局部燃烧效率 较 H1,H3 和 H4 分别提高了 9.3%,14.4% 和 15.7%;对 于发动机燃烧室,工况 H1,H3和 H4 总燃烧效率均在 88% 左右,该工况下支板/凹腔组织燃烧性能较差,而 工况 H2 总燃烧效率相比其他工况提升了 11% 左右。 因此,不管是局部释热能力、局部燃烧效率还是燃烧 室总燃烧效率,当支板/凹腔间距 Δx=0.5 时均表现出 更好的燃烧组织和火焰稳定性能。

 Table 5
 Total HRR in statistical interval A

Case	H1	H2	Н3	H4
HRR/(kJ/s)	5529	5942	5325	4823

Table 6 Combustion efficiency

Case	Η1	H2	Н3	Η4
Combustion efficiency(A)/%	76.3	85.6	71.2	69.9
Total combustion efficiency(Combustor)/%	88.6	99.2	88.0	88.4

3.2 质量输运性能

由于支板/凹腔间距的不同,燃烧室局部释热性 能和发动机燃烧效率存在差异。为了进一步研究支 板/凹腔间距不同带来的流动差异和释热性能差异, 提取了局部区域流线分布,统计了主流与凹腔燃气 质量交换率。如图7所示,提取了支板/凹腔不同间 距时局部流域的流线,进而分析支板/凹腔之间燃气 的流动状态。由图7可以看出,支板/凹腔间距不同 时,局部区域流动模式存在较大差异,回流区之间的 联系也有很大不同。当支板/凹腔距离 Δx=0 时,支板 尾部未能形成局部小回流区,而支板/凹腔之间的相 互作用体现在凹腔回流区内的燃气沿支板尾部转移 到主流中心位置。虽然形成了整体回流区,但该流 动掺混方式不利于燃料支板喷注煤油的掺混。由于 支板尾部的流动沿支板高度方向,未形成横向旋涡, 支板两侧燃气没有卷入凹腔尾部,因此对于支板两 侧喷注的煤油掺混作用较弱。当支板/凹腔间距 Δx= 0.5时,支板尾部形成螺旋上升式回流区,促进了煤油 在支板宽度和高度两个方向的掺混,同时,在靠近壁 面附近支板回流区内的燃气被卷入凹腔内部,燃烧 室平直侧支板回流区被拉得更长,而扩张侧更短,但 两者均与凹腔连接。当支板/凹腔间距Δx=1时,支板 尾部同样形成了螺旋上升式回流区,但是支板/凹腔 间距较远,支板回流区未能有效与凹腔回流区连接, 支板中部的燃气也没有被卷入凹腔内部,仅仅是近 壁面的燃气卷入凹腔内部;支板/凹腔间距进一步增 大到Δx=1.67时,旋涡耦合作用表现出更弱的趋势。

燃烧室内燃烧流动在不同火焰稳定器布局下形 成的旋涡结构有明显差别,而形成不同旋涡结构的 因素是复杂的。当掺合煤油的气体高速流经支板/凹 腔组合稳焰器时,会在支板尾缘以及凹腔内形成局 部低压区,在压差等因素的作用下形成回流。当支 板/凹腔间距适当时,回流区拓展,形成由支板回流区 向凹腔回流区流动的旋涡结构,具有较优的稳焰和 燃烧性能,因此支板/凹腔的稳焰作用是在复杂的耦 合过程中形成的。从图8可以看出,支板/凹腔局部 压力分布差异,整体而言工况H2支板/凹腔区域压力 最高,结论和图4(a)所示一致。从图8中可以看出, 在不同支板凹腔间距下,支板尾缘处形成了不同大 小及分布位置的局部低压区,且低压区分布与图7中 旋涡结构的分布区域一致,因此可以看出局部低压 区的分布将影响旋涡结构,最终造成支板/凹腔耦合 作用差异。

的速度差异,在凹腔与主流交界面将形成大速度梯 度的凹腔剪切层,已有研究表明,凹腔剪切层内煤油 掺混雾化效果好,在凹腔剪切层内煤油燃烧释热大, 同时形成高温燃气卷吸进入凹腔内部,高温区进一 步拓展。本文通过分析凹腔内部与主流之间的质量 大小,量化支板/凹腔之间的相互作用。定义进入凹 腔内部的燃气质量为正值,定义扩张侧凹腔为上凹 腔,如图9所示。主流与凹腔两者之间的质量交换定 义如式(3)所示,v_x>0为上凹腔,v_x<0为下凹腔,下同。

$$\dot{m} = \int \rho v_y \cos\theta ds, \quad v_y > 0$$

$$\dot{m} = -\int \rho v_y \cos\theta ds, \quad v_y < 0$$
(3)

式中*v*,为燃气垂直进入凹腔的速度,*θ*为燃烧室扩张 侧扩张角(本工况中,对于等直段燃烧室*θ*=0,对于 扩张侧燃烧室*θ*=2°),*s*为凹腔与主流之间燃气质量 交换的作用面积。同时为了进一步了解凹腔不同位 置与主流进行质量交换的大小,进一步划分凹腔/主 流质量交换作用面,将交界面沿流道方向等距划分 成宽度为0.01m的多个小区间,分别统计每个区间上 的质量交换率,进一步分析凹腔与主流的相互作用, 公式为

$$\dot{m}_{i} = \int \rho v_{y} \cos\theta ds_{i}, \quad v_{y} > 0$$

$$\dot{m}_{i} = -\int \rho v_{y} \cos\theta ds_{i}, \quad v_{y} < 0$$
(4)

图 10 统计了质量输运作用面上小区间内质量流





高速主流和凹腔内部低速回流区之间存在较大





Fig. 7 Flow field characteristics and streamline distribution diagram in local area(Colored by velocity in flow path direction)







Fig. 9 Schematic diagram of mass transport between cavity recirculation zone and mainstream

率分布,其中小区间到凹腔前缘的距离按凹腔长度 进行无量纲处理后得到横坐标 ΔL。支板/凹腔间距 Δx=0时,主流进入凹腔回流区的质量流率较大,上下 凹腔质量交换率均高于其他工况,且上凹腔局部小 区间内质量交换达到最大 0.05kg/s,集中于凹腔中部 位置。虽然 H1 工况进入凹腔内部的质量流率较大, 但由图 7 可以看出,支板尾部局部旋涡结构几乎不存 在。而工况 H2 质量交换弱于工况 H1,但是支板尾部 存在强烈的螺旋上升式旋涡,旋涡由支板延伸到凹 腔内部,促进了煤油掺混,同时支板回流区中的燃气 卷入凹腔回流区内,进一步促进了燃烧释热。而工 况 H1 中回流区由凹腔内部延伸到支板尾部,所以流 动方向是由凹腔向支板尾部流动,不利于支板燃料 的掺混。随着支板/凹腔间距进一步增大,支板回流 区对于凹腔回流区的影响进一步减弱,凹腔-主流质 量交换率逐渐降低,因此支板/凹腔耦合作用逐渐降低。由上下凹腔的质量输运情况可以看出,对于下凹腔,燃气集中于凹腔中前部位置卷入凹腔内部,而 对于上凹腔,燃气在凹腔中部位置卷入凹腔内部。



Fig. 10 Mass flow rate of gas involved in the cavity at different positions

表7给出了四种工况下,主流燃气卷入凹腔内部 的总质量流率。由表可以看出,凹腔-主流总质量交 换率约占主流流量的10%~20%左右。当支板/凹腔 间距较远时,随着支板/凹腔间距的增大,卷入凹腔内 部的燃气质量流率减小,说明支板/凹腔距离较近时, 两者的相互作用大;但支板紧挨着凹腔后,支板尾部 回流区消失,呈现支板底部向主流中心的单一流动 趋势,不利于煤油掺混燃烧。因此,需要同时确保支 板尾部较大回流区以及支板/凹腔回流区相互作用, 才能使局部燃烧状态达到更佳、火焰稳定性能更好。

Table 7 Total mass flow rate of gas involved in the cavity

Case	H1	Н2	Н3	H4
$\dot{m}/(kg/s)$	0.57	0.32	0.29	0.27

4 结 论

本文基于 RBCC 模型燃烧室,采用数值模拟方法,在来流 Ma6.0下,开展了支板/凹腔不同间距下的数值模拟研究,分析了耦合稳焰机制。主要结论如下:

(1)支板/凹腔局部区域呈现亚、跨、超声速组合的多种流动燃烧模式,煤油主要释热区及高温稳焰 区主要集中在支板尾缘到凹腔尾缘之间区域内。且 较优的支板/凹腔间距使局部掺混燃烧更加剧烈,释 热峰值最大提高 80.6%。

(2)支板/凹腔距离较近时,支板尾缘形成螺旋 上升式旋涡结构,该旋涡结构能促进煤油掺混燃 烧。通过支板尾部旋涡,凹腔回流区与支板回流 区形成可靠连接,共同作用促进质量输运以及煤 油燃烧释热。局部释热率提高7%以上,稳焰区温 度提升约9%,提高了支板/凹腔组合稳焰器的稳焰 性能。

(3)支板尾缘回流区的形成以及凹腔回流区与 主流的燃气质量交换共同影响稳焰器工作性能。当 支板/凹腔较近且适中(Δx=0.5)时,凹腔-主流质量交 换率约为入口空气流量的10%,配合较优的旋涡结 构,支板/凹腔耦合作用增大,火焰稳定性能提高,局 部燃烧效率最大提升15.7%,总燃烧效率提高超过 10%。

致 谢:感谢国家自然科学基金和陕西省重点研发计划 的资助。

参考文献

- [1] Foster R W. A Review of Findings of a Study of Rocket Based Combined Cycle Engines Applied to Extensively Axisymmetric Single Stage to Orbit Vehicles [R]. NASA/ TM-1992-21538.
- [2] Czysz P, Little M. Rocket Based Combined Cycle Engine (RBCC) - A Propulsion System for the 21st Century [C]. Munich: 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, 1993.

- [3] Shenoy R R, Drozda T G, Norris A T, et al. Comparison of Mixing Characteristics for Several Fuel Injectors at Mach 8 and 15 Hypervelocity Flow Conditions [C]. Ohio: 2018 Joint Propulsion Conference, 2018.
- [4] 宗有海.基于支板喷射技术的液体碳氢燃料超声速燃烧组织研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
- [5] Cao D, Brod H E, Yokev N, et al. Flame Stabilization and Local Combustion Modes in a Cavity-Based Scramjet Using Different Fuel Injection Schemes [J]. Combustion and Flame, 2021, 233(14).
- [6] 曾卓雄,张 龙.单旋流驻涡燃烧室流场结构的数值 模拟[J].推进技术,2017,38(4):896-902.(ZENG Zhuo-xiong, ZHANG Long. Numerical Simulation on Single Swirl Trapped-Vortex Combustor Flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(4):896-902.)
- [7] 杨浩,方祥军,林鹏,等.基于支板凹腔结构的 超燃燃烧室数值研究[J].推进技术,2017,38(11): 2555-2561. (YANG Hao, FANG Xiang-jun, LIN Peng, et al. Numerical Study on Strut/Cavity-Based Scramjet Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(11): 2555-2561.)
- [8] Peterson D M, Boyce R R, Wheatley V. Simulations of Mixing in an Inlet-Fueled Axisymmetric Scramjet [J]. AIAA Journal, 2013, 51(12): 2823-2832.
- [9] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet Propulsion [M]. New York: AIAA Press, 2001.
- [10] 陈立红,顾洪斌,张新宇.支板凹腔一体化超燃冲压 发动机实验研究[J].工程热物理学报.2007,28(4): 717-719.
- [11] Ghodke C, Choi J, Srinivasan S, et al. Large Eddy Simulation of Supersonic Combustion in a Cavity-Strut Flameholder[C]. Florida: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [12] 宋冈霖, 江 强, 王 辽, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机支板/凹腔一体化稳焰性能研究[J]. 推进技术, 2013, 34(11): 1499-1506. (SONG Gang-lin, GANG Qiang, WANG Liao, et al. Studies of Strut-Cavity Flameholder Performance in Scramjet Combustor with Hydrocarbon Fuel [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1499-1506.)
- [13] Hsu K Y, Carter C D, Gruber M R, et al. Experimental Study of Cavity-Strut Combustion in Supersonic Flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(6): 1237– 1246.
- [14] 郭金鑫,刘金林,朱卫兵.乙烯超燃燃烧室支板/凹腔

结构组合的数值研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35 (5).

- [15] Gu Hongbin, Chen Lihong, Wang Dan, et al. Experimental Investigation on Coupling Characteristics of Cavity Flameholder and Strut Jet[R]. AIAA 2012-5961.
- [16] 张军龙,常军涛,王 瑄,等.基于支板稳燃的超声 速火焰特性研究进展[J].空气动力学学报,2020,38
 (3):577-592.
- [17] 汤 祥. RBCC 支板火箭超燃模态动态过程与性能研究[D]. 西安:西北工业大学, 2015.
- [18] Li Z, Yuan Y, Guo B, et al. The Recirculation Zone Characteristics of the Circular Transverse Jet in Crossflow
 [J]. Energies, 2020, 13(12).

- [19] Li Z, Yuan Y, Varsegov V L, et al. Study on the Mixing Characteristics of Circular Transverse Jet in Crossflow [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 112(1).
- [20] Yan Z, Zhu S, Bing C, et al. Hysteresis of Mode Transition in a Dual-Struts Based Scramjet[J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 147-159.
- [21] Zhang S, Li J, Qin F, et al. Numerical Investigation of Combustion Field of Hypervelocity Scramjet Engine [J]. Acta Astronautica, 2016, 129: 357-366.
- [22] Ajmani K, Kundu K, Penko P. A Study on Detonation of Jet-A Using a Reduced Mechanism [C]. Florida: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.

(编辑:朱立影)