

文章编号:1000-8055(2013)03-0567-06

RBCC 发动机亚燃模态一次火箭引导燃烧的实验

徐朝启, 何国强, 刘佩进, 秦 飞, 潘科玮
(西北工业大学 燃烧、流动和热结构重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对使用液体煤油燃料(JP-10)的火箭基组合动力循环(RBCC)发动机在亚燃模态下使用一次火箭作为引导的燃烧组织开展了实验研究. 实验在低来流总温条件下, 使用小流量一次火箭羽流作为引导火焰可以实现液体煤油的可靠点火和稳定燃烧, 并在扩张燃烧室中实现“热力壅塞”, 从而完成 RBCC 发动机亚燃模态的高效燃烧. 在目前发动机燃烧室构型下, 通过一系列的发动机壁面压力分布曲线和推力增益的比较, 研究了凹腔, 支板及壁面喷注位置对发动机性能的影响. 实验的结果表明: 在一次火箭的下游使用支板喷注器可以使得燃料较容易的分布在主流中, 并且在一次火焰羽流的引导下可以实现稳定高效的燃烧. 支板喷注器的位置对于发动机的性能有很大的影响, 在凹腔前壁面横向喷注燃料, 有利于 RBCC 发动机燃烧性能的提升. 为了获得较优的发动机亚燃模态性能, 需要进一步对燃料的喷注策略开展优化研究.

关键词: 火箭基组合动力循环(RBCC); 亚燃模态; 引导燃烧; 一次火箭; 发动机性能

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment of primary rocket-piloting combustion under ramjet-mode condition in RBCC

XU Chao-qi, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin, QIN Fei, PAN Ke-wei

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

Abstract: The experimental studies were performed to investigate primary rocket piloting liquid kerosene (JP-10) combustion in rocket-based combined cycle (RBCC) combustor under typical ramjet-mode condition. Due to the low total temperature of incoming airflow in ramjet mode, the primary rocket with relative low mass flowrate was employed as a piloting flame to achieve reliable ignition and stabilized combustion of liquid kerosene (JP-10) in RBCC combustor. The secondary fuel (JP-10) has been injected into airflow by two strut injectors located behind the primary rocket and an upstream cavity flush-wall injector. The effects of cavity and the location position of strut and wall injection have been investigated. The strut injectors make the fuel easily be distributed into main airflow, and the results indicate that the injected fuel can accomplish steady and efficient combustion due to the interaction with the rocket plume. The comparisons of the pressure distributions in the combustor under different injection conditions show that the strut injection plays an important role in the combustion of wall injection fuel, and additional wall injection associated with cavity would improve the performance of RBCC combustor. Moreover, the wall injection location and the distance between the wall injection and cavity need to be further considered to obtain optimal engine performance.

收稿日期: 2012-04-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.567_014.html

作者简介: 徐朝启(1985—), 男, 内蒙古呼伦贝尔人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程方面研究.

Key words: rocket-based combined cycle (RBCC); ramjet-mode; piloting combustion; primary rocket; engine performance

火箭基组合动力循环(RBCC)系统将具有高推质比的火箭发动机与高比冲的亚燃-超燃冲压发动机有机的组合在一起,从而极大地减少飞行器的尺寸、质量和潜在的成本,具有广泛的民用航天和军事应用前景^[1-2]. RBCC 可以实现从地面零速起飞到高超声速飞行,飞行器初始的加速由主火箭完成,然后将进入组合亚燃/超燃-火箭(ramjet/scramjet-rocket)模态,最终由火箭助推进入太空.

国外针对氢燃料的 RBCC 发动机和双模态燃烧室在亚燃模态下的性能开展了一些研究^[3-5],但是对于使用碳氢燃料的 RBCC 发动机在亚燃模态时燃烧组织和性能则很少有公开的报道. 在亚燃模态,由于燃烧室中的静压和静温低于碳氢燃料的自动着火的条件,并且液体碳氢燃料具有较长的特征点火和燃烧时间,使得在有限的发动机长度内实现超声速流中的点火和燃烧存在很大的困难,需要设置引导火焰进行点火和燃烧稳定^[6-7]. 之前的研究表明^[8-10],RBCC 发动机将一次火箭置于流道中,一次火箭的高温羽流可以成为一种很好的火焰引导方式,作为稳定的点火源,使得二次燃料的在燃烧室中实现稳定和高效的燃烧.

喷注策略对于 RBCC 发动机的性能有重要的影响. 相比于壁面喷注,使用支板喷注由于具有可以直接将燃料分布在核心主流中的优点,吸引了大量的研究,已经设计了各种形式的支板喷注器用于增强燃料和来流空气的掺混^[11-14]. 支板喷注的缺点是阻碍燃烧室内流场,产生较大的阻力,并且可能需要进行主动冷却. 壁面喷注的结构简单,容易实现分级喷注,并且当关闭喷注时不会产生总压损失,依然被广泛的使用. RBCC 发动机由于需要适应宽马赫数变化范围条件下的工作,为

为了提高发动机的性能,在不同模态下,需要对燃料喷注策略开展优化研究.

本文针对 RBCC 发动机燃烧室在亚燃模态下使用小流量的一次火箭作为引导火焰的燃烧组织开展了实验研究. 二次燃料大部分由位于一次火箭下游的燃料支板喷注器进行喷注,喷注的液体碳氢燃料在一次火箭羽流的影响下可以迅速的被气化,并形成稳定和高效的燃烧. 同时,采用支板下游的壁面喷注用来进一步的提升发动机的性能. 在目前发动机燃烧室构型下,为了进一步优化发动机的性能,研究了凹腔的作用,以及支板的位置和壁面喷注位置对发动机亚燃模态性能的影响.

1 实验装置和实验条件

1.1 直连 RBCC 发动机燃烧室

本文实验在西北工业大学 RBCC 直连实验台上进行. 为了模拟实际飞行状态,采用气氧/酒精燃气发生器对来流空气进行燃烧加热,并在加热后进行补氧,以保证氧气质量分数与实际空气中保持一致,即 23%. 加热后的高焓空气流经由二维设备喷管形成马赫数为 1.5 的超声速流进入 RBCC 发动机燃烧室.

实验二维 RBCC 发动机燃烧室构型示意图如图 1 所示,由隔离段和 3 级扩张通道燃烧室组成. 在设备喉道后,位于流道中央的支板于放置一次火箭,同时支板两侧 75 mm(高)×42 mm(宽)等直通通道作为隔离段用来防止上游来流状态受到下游燃烧室压力升高影响而造成“不启动”. RBCC 发动机燃烧室入口为 75 mm(高)×160 mm(宽),接下来经过 3 级扩张燃烧室,分别进行 2°,4°和 3.5°的单边扩张,最终在出口处流道

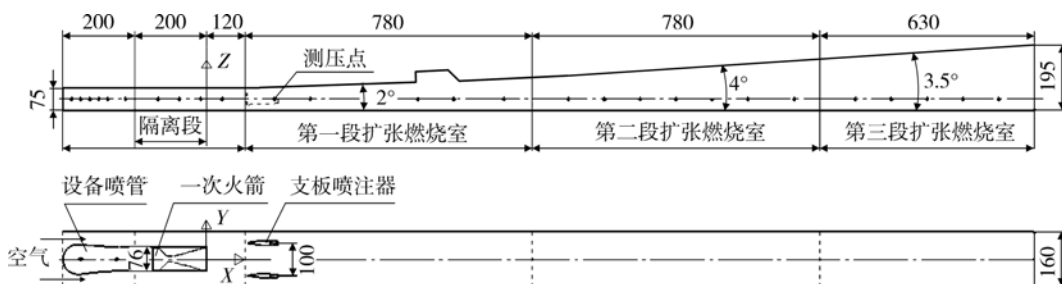


图 1 直连 RBCC 发动机燃烧室构型示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of direct-connect RBCC combustor configuration (unit:mm)

达到 195 mm(高)×160 mm(宽). 实验 RBCC 发动机燃烧室同时包括可更换的支板喷注器, 壁面喷注器以及凹腔结构, 用于研究发动机在不同喷注方案下的性能. 在设备喷管上游设有一个热电偶和压强传感器用于监测来流状态, 在发动机上有 29 个压强传感器, 从而获得发动机壁面压力分布, 用来对发动机的性能进行评估.

1.2 燃料喷注

液态煤油(JP-10)作为 RBCC 发动机的二次燃料, 2 个支板喷注器被放置在主火箭下游进行二次燃料的喷注, 由此提高燃料在主流中的分布以及与来流空气的掺混. 为了实验对比研究, 2 个支板喷注器的喷注位置在不同的工况中分别被放置在距离一次火箭 210 mm(S_1) 和 850 mm(S_2) 的下游, 支板喷注器结构如图 2 所示.

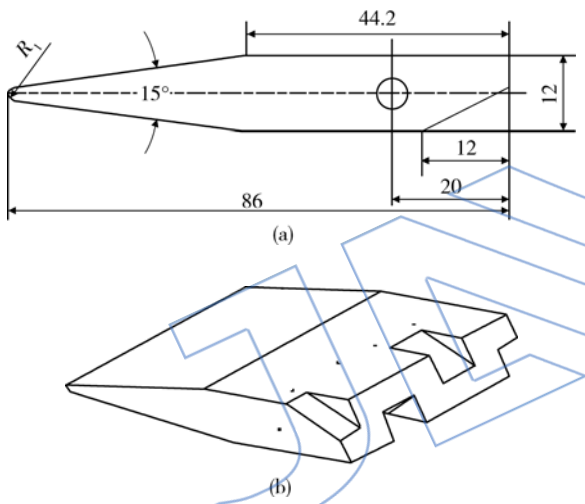


图 2 支板喷注器构型简图(单位:mm)
Fig. 2 Schematic of strut injector geometry configuration (unit:mm)

支板喷注器厚度为 12 mm, 为了尽可能地减少支板置于流道对于流动的阻塞, 支板采用非贯穿的形式, 高度为 45 mm. 支板喷注器包括 9 个 0.5 mm 的垂直喷孔, 在两侧各 4 个和底端 1 个, 其尾部为 4 个 30° 的斜坡交错的结构, 这用于在增加产生流向涡, 强化燃料/空气的湍流掺混.

除了支板喷注器, 位于凹腔火焰稳定器上游的两排壁面喷孔可将二次燃料横向喷入主流, 每一排为 6 个直径为 0.5 mm 的喷孔等间距(24 mm)分布, 凹腔结构及壁面喷注位置如图 3 所示, 这两排喷孔分别位于燃烧室上壁面距离凹腔前壁面 150 mm(T_1) 和 15 mm(T_2) 的位置. 凹腔火焰稳定器的长深比(L/D) 为 4, 后壁面为 45° 斜

坡, 凹腔底部放置高能火花塞点火器, 在实验过程中, 火花塞将持续工作, 用于辅助凹腔内的点火.

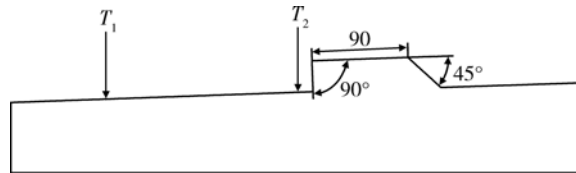


图 3 壁喷位置示意图(单位:mm)
Fig. 3 Schematic of wall injection (unit:mm)

1.3 实验条件

实验研究针对 RBCC 发动机工作在典型亚燃模态的起始低飞行马赫数情况, 空气来流总压为 0.6 MPa, 总温为 620 K. 典型的实验工况中, 燃烧加热的空气总质量流量约为 5 kg/s, 由化学平衡计算软件 CEA^[15] 评估的来流加热空气中约包含摩尔分数为 3% 的 CO_2 和 4% 的 H_2O .

由于低来流总温导致液体煤油无法形成自动点火和有效的燃烧, 小流量的一次火箭被用来作为引导火焰, 组织二次燃料的点火和稳定燃烧. 一次火箭使用酒精/氧气燃气发生器, 为了获得更高的比冲, 一次火箭采用燃料富燃模式, 这使得一次火箭出口富燃成分将继续在 RBCC 发动机燃烧室中开展二次补燃. 典型的实验条件下, 一次火箭当量比一般约为 1.3, 出口燃气质量流量为 160 g/s, 由化学平衡计算软件 CEA 进行的计算, 结果显示一次火箭燃气温度为 1757 K, 主要组分的体积分数约为: $\varphi_{CO} = 0.35$, $\varphi_{H_2} = 0.2$, $\varphi_{CO_2} = 0.05$, $\varphi_{H_2O} = 0.4$.

RBCC 发动机燃烧室在不同工况下, 二次燃料喷注流量为 120~160 g/s, 典型实验条件总当量比为保持在 0.7 左右. 发动机测试工况如表 1 所示.

表 1 典型实验工况
Table 1 Typical test conditions

实验工况	支板喷注流量/(g/s)	壁面喷注流量/(g/s)		凹腔
		T_1	T_2	
冷流状态	0	0	0	有
工况 1	107.3(S_1)	0	0	有
工况 2	111.4(S_1)	38.5	0	无
工况 3	112.9(S_1)	26.4	0	有
工况 4	113.6(S_1)	0	26.8	有
工况 5	127.3(S_2)	0	27.4	有

2 实验结果分析与讨论

支板喷注对于提高目前的发动机构型在亚燃模态下性能有重要的作用. 由于采用了一次火箭高温羽流作为引导火焰, 二次燃料由位于一次火箭出口下游的2个支板喷注器进行喷注, 有助于二次燃料在超声速气流下的点火和高效的燃烧.

由燃烧室内二次燃烧产生的高压会引起边界层的分离, 并在隔离段形成激波串, 如果产生的逆压梯度足够大, 将使得隔离段内形成正激波串, 此时发动机燃烧室入口流动减速为亚声速, 形成RBCC发动机的亚燃模态燃烧. 但是需要指出的是, 过量的上游燃烧产生的高压也有可能超过隔离段的承受反压的能力, 从而导致进气道的“不起动”, 这种情况需要在实验中避免. 因此, 通常推荐在燃烧室内采用多级喷注的方案, 合理控制燃烧室内的释热分布, 来实现发动机的性能优化. 因此, 目前的研究中, 为了研究不同的喷注方案下的燃烧和对于发动机性能的影响, 设计典型的试验对比工况如表1所示. 由于每次实验中存在的来流状态参数的微小变动的的影响, 对获得的壁面的压力统一除以设备喷管出口压力 p_0 , 这样处理后以方便对比研究.

2.1 凹腔的影响

为了研究该发动机构型下凹腔的作用, 比较了有无凹腔的3种实验工况下(工况1, 2, 3)的壁面压力曲线. 一次火箭不工作的冷流状态及正常工作状态下, 实验获得壁面压力曲线如图4所示.

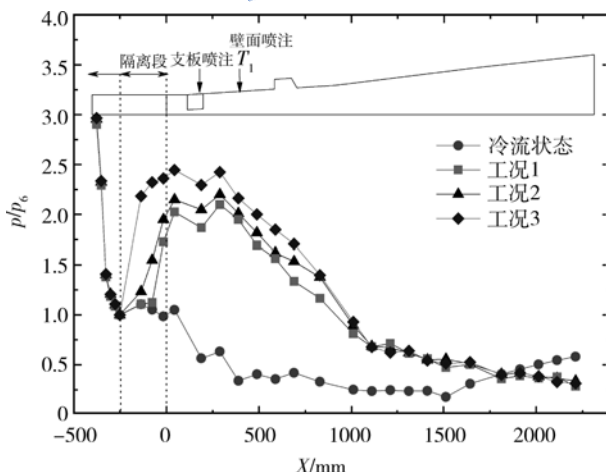


图4 不同工况下RBCC发动机燃烧室壁面压力分布
Fig. 4 Wall pressure distributions along RBCC combustor under different test conditions

由图4可以看出, 由于来流空气在设备喷管内被持续加速到马赫数为1.5, 压力在设备喷管内持续快速下降. 对于冷流条件(一次火箭不工作), 压力在等截面的隔离段内基本保持恒定, 然后在燃烧室入口处由于通道面积的突然扩张导致压力的突然下降, 接下来超声速流的静压在扩张燃烧室内持续下降, 在燃烧室后部由于过度的扩张导致的边界层分离, 并使得压力开始升高, 出口达到大气压. 对于一次火箭工作的情况, 由于在燃烧室内一次火箭羽流的补燃和二次燃料的燃烧导致燃烧室压力升高, 并在隔离段内立即产生预燃激波串, 在激波串起始的位置, 压力表现为突然升高. 考虑到在这3种工况的条件下的来流马赫数与足够的燃烧室的压力升高, 在燃烧室入口处超声速流已经降低为亚声速, 实现了亚燃模态的工作. 燃烧室压力在二次燃料喷注的下游一定位置后持续下降, 这是由于面积的扩张不足以释放“热力壅塞”, 导致气流在扩张燃烧室内加速, 直到导致“热力喉道”的形成. 一维计算分析表明: 这些实验工况中形成了热力喉道, 并在发动机的出口马赫数达到1.7左右.

实验燃烧室壁面压力分布表明, 与仅支板喷注(工况1)的情况相比, 在燃烧室中无凹腔的情况(工况2)下, 支板加壁面的喷注, 燃烧室压力有少许的提升, 但是非常有限, 对发动机性能的贡献也非常小. 与之形成对比的是, 当在壁面喷注下游存在凹腔(工况3)时, 燃烧室压力有非常明显的提高. 与工况2无凹腔的情况相比, 最大压力提升了约11%. 这个比较表明了从燃烧室壁面喷注的燃料可能很难到达由一次火箭羽流和支板喷注的二次燃料控制的主流燃烧区域. 而在凹腔存在的情况下, 由壁面喷注的液体煤油和来流空气通过剪切层进入凹腔内, 由于凹腔提供低速回流区, 使得燃料有足够的驻留时间完成稳定和有效的燃烧, 这使得燃烧室压力提升. 这里需要指出的是对于工况3, 由壁面压力曲线可以看出, 高的燃烧诱导背压已经使得激波串被压缩到隔离段的入口, 如果压力进一步提升, 将无疑导致进气道出现不起动的情况. 因此, 需要考虑将燃烧释热后移, 来进一步增加发动机的性能.

2.2 支板喷注位置的影响

考虑到该构型中的等直隔离段抗反压能力有限, 并且上述工况3中的燃烧放热过于集中在燃烧室的前部分, 因此, 在亚燃模态希望调整燃烧放热尽量使其位于燃烧室的后部分, 这样燃烧室前

部分将可以作为扩压段,有利于燃烧室压力的提升,并避免导致进气道的不起动.因此,实验工况 5 将支板喷注位置后移至 S_2 位置,其他的状态与工况 4 类似,两者的燃烧室壁面压力分布比较如图 5 所示.

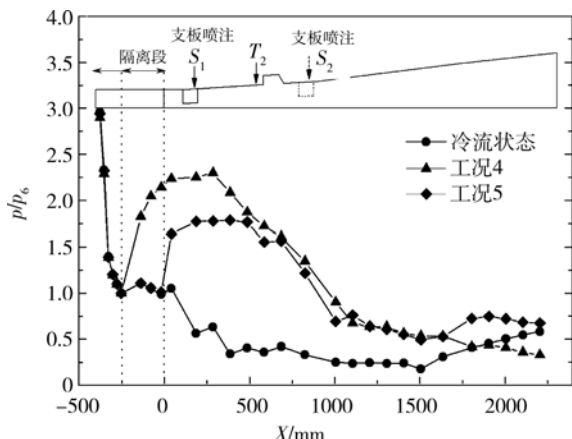


图 5 不同实验工况下 RBCC 发动机燃烧室壁面压力分布的比较

Fig. 5 Comparison of wall pressure distributions along RBCC combustor under different test conditions

由图 5 可以看出,将支板喷注器后移至 S_2 位置时,由于支板距离一次火箭的距离过远,一次火箭羽流对于支板喷注的煤油的引导和辅助燃烧作用大大降低,燃烧室内不能够形成足够高的压力升高,并且在整个隔离段内的压力没有受到燃烧压力上升的影响,因此,可以判断燃烧室内的加热没有形成“热力壅塞”,燃烧室内主流的速度仍然为超声速,在这种情况下,所希望的亚燃模态没有实现.在这种超声速流的情况下,一方面支板 S_2 喷注的煤油在超声速流的燃烧室中具有非常短的驻留时间,而其自身需要长的点火延迟时间,这导致燃料很难形成高效的燃烧,由壁面压力曲线判断燃烧室的压力升高主要由一次火箭富燃燃气的补燃和凹腔前壁面喷注燃料的燃烧放热导致.另外工况 5 的燃烧室压力曲线表现为存在较大的恒定压力区域,这主要由于燃烧室面积扩张刚好释放了由于一次火箭富燃燃气补燃以及壁面喷注燃料的燃烧放热形成的“热力壅塞”.由于燃烧室压力升高不足,在燃烧室扩张段后部,过度的扩张导致边界层分离.

2.3 壁喷位置的影响

为了考虑进一步提高和优化发动机燃烧室性

能,研究了燃料壁面喷注位置的影响.对喷注位置为 T_1 (工况 3)和 T_2 (工况 4)的情况下的燃烧室壁面压力曲线进行比较研究,如图 6 所示.由图可以看出这两种情况下,燃烧室的压力分布非常的类似,工况 4 较工况 3 仅有非常小的压力增加,这可能是由于液体燃料在进入凹腔前有更长的时间完成较为充分的蒸发和混合,因此导致更有效的燃烧.

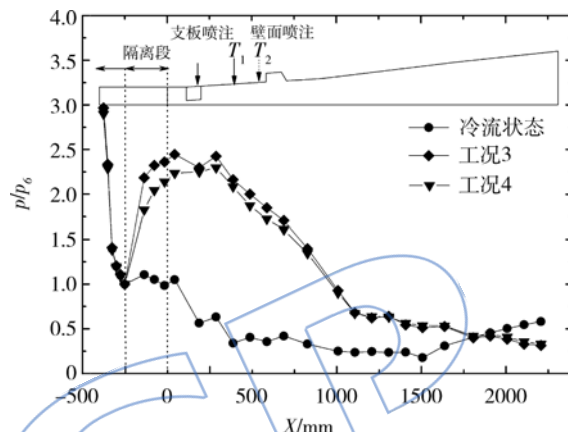


图 6 不同实验工况下 RBCC 发动机燃烧室壁面压力分布的比较

Fig. 6 Comparison of wall pressure distributions along RBCC combustor under different test conditions

2.4 推力增益的比较

表 2 为上述各实验工况下,直连发动机实验获得的推力增益.这里,推力增益定义为一次火箭和二次燃料喷注的情况下测量的发动机推力减去冷流状态下发动机的测量推力.

表 2 不同实验工况下的推力增益
Table 2 Thrust increments under various experiment conditions

实验工况	推力增益/kN
工况 1	3.213
工况 2	3.976
工况 3	3.930
工况 4	3.854
工况 5	2.809

由上述推力增益的比较可以发现,无凹腔的情况下(工况 2),虽然获得的最大压力较工况 3 低接近 11%,但是发动机获得的推力增益最大,这表明凹腔的存在情况下,尽管有利于发动机压

力的提升,但其同样带来了一定的阻力,最终使得发动机的净推力损失.因此,在发动机构型考虑上,需要充分权衡凹腔带来的燃烧压力升高和自身阻力带来的推力损失.其他工况下,由于采用的发动机构型类似,高的燃烧室静压分布带来较大的推力增益.

3 结 论

本文开展了基于一次火箭引导燃烧的 RBCC 发动机在亚燃模式下的实验研究,通过不同喷注方案下发动机壁面压力分布的对比,研究了该构型下凹腔、支板喷注及凹腔前壁面喷注位置对于发动机性能的影响,从而为进一步的发动机性能优化奠定基础.获得的基本结论如下:

1) 通过一次火箭引导燃烧和利用支板的二次燃料喷注对于完成亚燃模式下 RBCC 发动机燃烧室中的稳定高效燃烧有重要作用.

2) 凹腔可以为上游壁面喷注提供有利于燃烧的低速回流区,增加的驻留时间和掺混保证了壁面喷注的二次燃料的稳定和有效的燃烧.

3) 通过增加凹腔上游的壁面喷注可以进一步提高 RBCC 发动机燃烧室压力,但是由于凹腔自身的阻力,使得发动机推力损失.凹腔前的壁面喷注位置对于目前的 RBCC 发动机燃烧室构型影响不大.

4) 支板喷注的位置对于 RBCC 发动机的性能有重要的影响.过于靠近一次火箭的支板喷注导致较好的燃烧,但同时由于过于集中的燃烧室前部热释放容易对进气道造成影响.支板喷注位置离一次火箭过远则使得一次火箭的引导作用减弱,同时燃料的驻留时间变短,不利于形成高效的燃烧.因此,需要进一步优化研究以实现较优的 RBCC 发动机亚燃模式的性能满足对于发动机的要求.

参考文献:

- [1] 秦飞,吕翔,刘佩进,等.火箭基组合推进研究现状与前景[J].推进技术,2010,31(6):660-665.
QIN Fei, LÜ Xiang, LIU Peijin, et al. Research status and perspective of rocket based combined cycle propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 660-665. (in Chinese)
- [2] 何国强,刘佩进,王国辉,等.支板簇喷射发动机:21世纪新型航天动力[J].宇航学报,2000,21(S1):111-115.
HE Guoqiang, LIU Peijin, WANG Guohui, et al. Strutjet engine: a new aerospace power for the 21st century [J]. Journal of Astronautics, 2000, 21(S1): 111-115. (in Chinese)
- [3] Kouchi T, Kobayashi K, Kudo K, et al. Performance of a RBCC combustor operating in ramjet mode[R]. AIAA-2006-4867, 2006.
- [4] Kato T, Kanda T, Kobayashi K, et al. Experimental study of downstream combustion ramjet-mode[R]. AIAA-2005-0617, 2005.
- [5] Kobayashi K, Tomioka S K, Kato T, et al. Performance of a dual-mode combustor with multi-staged fuel injection [R]. AIAA-2004-3482, 2004.
- [6] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flameholding configurations for kerosene combustion in a Mach 1.8 air-flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 456-461.
- [7] Kay I W, Peschke W T, Guile R N. Hydrocarbon-fueled scramjet combustor investigation[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 507-512.
- [8] LIU Yang, HE Guoqiang, LIU Peijing, et al. Influence of primary rocket mass flow rate on performance of RBCC [R]. AIAA-2007-5375, 2007.
- [9] 潘科玮,何国强,刘佩进,等. RBCC 混合燃烧模式一次火箭对燃烧稳定的影响[J].推进技术,2010,31(5): 544-548.
PAN Kewei, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Influence of combustion stabilization by primary rocket under commix-combustion mode in RBCC [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 544-548. (in Chinese)
- [10] 潘科玮,何国强,刘佩进,等.发动机燃料喷注位置变化对混合燃烧模式燃烧的影响[J].航空动力学报,2011,26(8):1900-1906.
PAN Kewei, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Numerical investigation of combustion about injection positions in rocket induced secondary combustion of RBCC engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1900-1906. (in Chinese)
- [11] Sunami T, Magre T, Bresson A, et al. Experimental study of strut injectors in a supersonic combustor using OH-PLIF[R]. AIAA-2005-3304, 2005.
- [12] Hsu K, Carter C D, Gruber M R, et al. Mixing study of strut injectors in supersonic flows [R]. AIAA-2009-5226, 2009.
- [13] Doster J C, King P I, Gruber M R, et al. In-stream hyper-mixer fueling pylons in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 885-901.
- [14] 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.
- [15] Bonnie J M, Gordonk S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications: II user's manual and program description [R]. NASA RP-1311, 1996.