

文章编号:1000-8055(2011)08-1801-07

某 RBCC 样机进气道的设计与数值模拟

石磊, 何国强, 秦飞, 刘佩进, 刘晓伟

(西北工业大学 航天学院, 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对某包含引射、亚燃两模态(马赫数为 0~4.0)的支板式火箭基组合循环(rocket based combined cycle)发动机地面集成试验, 设计了样机用带支板的二元进气道。数值模拟对比分析了在亚燃模态下进气道加入支板前后的性能以及流道内的流动情况, 验证了设计的合理性, 并且给出了支板位置以及构型的改变引起 RBCC 发动机进气道性能变化的规律和优化设计结果。

关 键 词: 支板式火箭基组合循环; 二元进气道; 支板; 设计; 数值模拟

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

Design and numerical investigation of RBCC prototype inlet

SHI Lei, HE Guo-qiang, QIN Fei, LIU Pei-jin, LIU Xiao-wei

(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermal-structure Laboratory, College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The inlet of RBCC (rocket based combined cycle) engine ground-test prototype operated in rocket ejector mode and ramjet mode (Mach number from 0 to 4.0) was investigated. The 2-D (two-dimensional) inlet with strut was designed. Through numerical simulation, a comparative analysis of the performance and the inner flow with/without strut in the inlet in ramjet mode was made, whereas rationality of the design was verified and a rule was derived for the variation of the performance of RBCC prototype's inlet, which was induced by the change of the location or the configuration of strut. Finally, an optimized configuration was obtained.

Key words: RBCC (rocket based combined cycle); 2-D (two-dimensional) inlet; strut; design; numerical simulation

支板式火箭基组合循环(RBCC)发动机将火箭发动机和吸气式推进系统有机结合, 组成了一个一体化的推进系统^[1]。该推进系统利用发动机前部的一系列支板使得火箭发动机、亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机在同一流道中高度集成, 不仅具有优良的性能, 而且大大减轻了发动机的质量^[2-3]。RBCC 发动机可以实现四个工作模态: 引射模态、亚燃冲压模态、超燃冲压模态和纯火箭模态。支板在整个工作过程中发挥着重要的作用, 包括火箭发动机的安装和集成、整个 RBCC 发动机的结构支撑, 以及亚燃和超燃模态的燃料喷射

和燃烧等。

随着对这种支板式组合发动机的不断研究, 发现进气道的性能对其整体性能的好坏起着至关重要的作用^[4]。RBCC 发动机要求进气道在宽广的工作马赫数范围内能够具有良好的起动能力和出口流场品质、较高的空气流量捕获系数和总压恢复系数, 以及较高的抵抗燃烧形成高压的能力等性能, 并且进气道的几何尺寸又要满足发动机的整体设计要求。

本文针对某 RBCC 地面样机验证试验开展进气道设计。该试验的目的是研究来流速度在马

收稿日期:2010-11-18; 修订日期:2011-02-09

作者简介:石磊(1986—), 男, 山西太谷人, 博士生, 研究方向为航空宇航推进理论与工程。

赫数在 0~4.0 范围内 RBCC 发动机在引射和亚燃冲压模态下的工作性能. 为了更好地获得 RBCC 地面试验样机的推力、比冲、燃烧效率等性能, 本文选用二元进气道原因有二: 首先, 虽然支板 RBCC 发动机多采用侧压式进气道, 但侧压式进气道的性能优势主要集中于高超声速阶段^[4-8], 目前对其低超声速性能研究^[9]较少, 技术还不够成熟; 其次, 在本文研究的马赫数范围内, 二元进气道具有较好的性能, 且技术比较成熟. 本文进气道设计借鉴了文献[10]的方法, 于其基础之上在扩张段中加入支板, 利用 Fluent 软件研究了 RBCC 发动机在亚燃模态下支板对进气道性能和流场结构的影响, 获得了支板位置和构型参数的改变引起进气道性能变化的规律.

1 设计要求和构型

为使 RBCC 发动机在进气道起动前能够引

射入尽量多的空气, 并且保证发动机亚燃模态的工作效率以及加速性能, 进气道的起动马赫数不能太低, 但起动马赫数过高必然导致引射模态时进气道在起动前工作更长时间^[11]. 结合现 RBCC 地面试验样机的要求工作马赫数范围和飞行包线, 选定进气道的设计点为: 飞行高度 10 km; 设计马赫数 3.0; 流量 4.0 kg/s, 无溢流; 起动马赫数 2.2; 最大工作马赫数 4.0; 宽度 150 mm; 出口高度 60 mm; 考虑到发动机整体结构, 进气道长度要尽量小; 此外, 进气道中插入支板结构, 且受限于火箭发动机的安装尺寸, 支板最小宽度为 45 mm. 设计中, 选取混合压缩方式和大半径弯曲尖唇口构型; 采用等截面积直喉道段和单侧扩张段. 进气道基本结构如图 1 所示, 其中 AB, BC 段为直线, 分别产生两道外压斜激波 OA, OB; OP 段为直线, 产生一道内压斜激波 OM; PQ 段为曲线, 产生一系列逐渐压缩波; CN 段采用曲线过渡到喉道段.

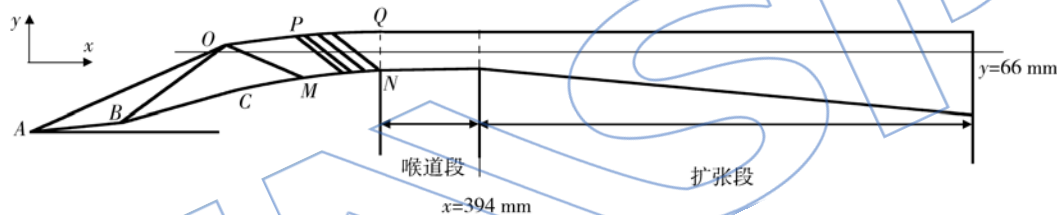


图 1 进气道基本构型

Fig. 1 Configuration of inlet

2 进气道设计

利用文献[10]中的二元进气道设计方法, 通过一系列的合理假设建立一维计算模型, 结合遗传算法, 通过一维优化获得各级压缩角: $\theta = 14.5^\circ$, $\theta_1 = 7.3^\circ$, $\theta_2 = 7.2^\circ$, $\theta_3 = 6.9^\circ$, $\theta_4 = 7.6^\circ$, $\sigma = 0.789$. 其中 $\theta, \theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4$ 分别表示: 气流总转折角以及气流分别通过各级斜激波 AO, BO, OM, PN 后的转折角, σ 表示进气道的总压恢复系数. 唇缘结构角取 4° .

考虑附面层的发展和分离以及其他一些因素对进气道性能的影响, 进行了二维的数值模拟, 通过研究进气道其他几何参数对进气道性能的影响, 最终确定内收缩段下壁面转折半径为 $R = 800$ mm, 等直喉道段长高比为 2.0, 单侧扩张段扩张角为 3° .

基于一体化设计思想, 进气道扩张段出口与燃烧室直接连接, 无需转折段. 将二维模型按照宽度要求拓宽, 随后在进气道扩张段中加入支板, 即可完成进气道的三维构造. 支板的设计原则有两

条: 首先, 保证来流速度达到起动马赫数时, 气流不会在支板前缘出现脱体现象而导致进气道不起动; 其次, 安装支板后, 会减小进气道扩张段的流通面积, 为了避免破坏进气道的正常工作, 必须保证扩张段的型面变化是扩张的. 计算可知, 本文支板前缘最大半顶角为 4° . 图 2 即为最终的进气道构型.

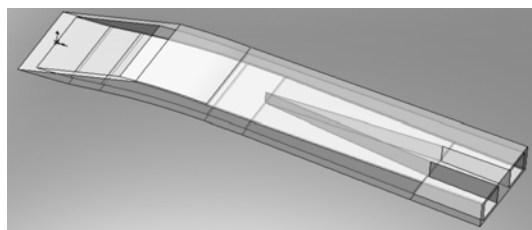


图 2 进气道设计图

Fig. 2 Schematic of inlet

3 数值模拟方法校验

在二元进气道的扩张段中加入支板, 以前的研究较少, 支板对进气道的性能影响如何, 需要做

详细的研究. 本文利用 Fluent 软件开展这方面的数值模拟工作.

数值计算中, 控制方程选用三维定常的雷诺时均 Navier-Stokes (N-S) 方程, 对流项选用 Roe 格式; 湍流模型选用 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 模型; 由于几何条件和流动状态的对称性, 同时为节省计算量, 取 1/2 区域进行对称计算; 为适应黏性计算与激波捕获的需要, 计算网格采用了局部加密措施; 计算中采用了压力远场、压力出口及无滑移绝热壁面等边界条件.

文献[12]针对一典型的进气道基本构型, 给出了一系列详细的超声速进气道内部压缩的试验研究结果. 本文选取喉道长度为 79.3 mm, $\Delta=0\%$, $Ma_\infty=2.5$ 的构型及状态作为校验对象, 采用本文的数值模拟方法得到的流场马赫数分布如图 3 所示, 与试验获得的纹影照片(图 4)对比发现, 两者十分接近. 说明本文的数值模拟方法可以

很好地模拟出流场的基本结构, 合理可行.



图 3 马赫数分布图

Fig. 3 Contours of Mach number



图 4 试验纹影图

Fig. 4 Schlieren picture of the intake flow

4 支板对进气道性能的影响

支板前缘位于扩张段入口, 半顶角取 4° , 数值模拟结果见表 1. (其中 Ma_{start} 为起动马赫数; p_{max} 为最大抗反压能力; p_b 为反压大小).

表 1 加入支板前后的进气道性能参数

Table 1 Performance parameters of inlet with/without strut

	Ma_{start}	$Ma=3$		$Ma=3.4$		$Ma=4$	
		p_{max}/MPa	$\sigma(p_b=0.4)$	p_{max}/MPa	$\sigma(p_b=0.55)$	p_{max}/MPa	$\sigma(p_b=0.8)$
inlet	2.17	0.44~0.45	0.496	0.58~0.59	0.342	0.83~0.84	0.200
inlet&strut	2.20	0.40~0.41	0.545	0.55~0.56	0.389	0.81~0.82	0.238

从表 1 可以看出, 在扩张段中插入支板以后, 进气道的性能会受到一定的影响. 从几个主要性能参数对比来看, 插入支板以后, 进气道起动变得更为困难, 抗反压能力有所减弱, 但进气道的总压恢复系数是有所增加的.

下面结合数值模拟得到的各种数据及图表来分析说明.

4.1 起动性能分析

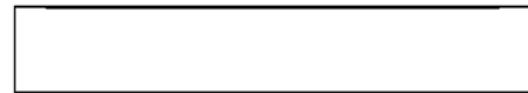
对于进气道的起动性能^[13-14], 依气动原理, 随着来流马赫数逐渐增大, 进气道前方的脱体激波不断贴近进气道入口, 最终达到起动马赫数时被“吸”入进气道内, 这时进气道起动. 一般情况下, 进气道反压为 0 时, 其起动能力只与外压段、内压段以及喉道段的型面有关, 喉道段内达到声速的最小截面(即气动喉道)的面积大小决定了其流通能力, 从而最终决定了进气道的起动马赫数.

本文为研究进气道的起动情况, 选取其上两个不同的截面 $y=66$ mm 和 $x=394$ mm 进行分析, 其中 x 方向为进气道长度方向, y 方向为进气

道高度方向, $y=66$ mm 截面为喉道段侧壁半高线所在平面, $x=394$ mm 处为喉道段出口截面, 为方便观察该截面上气动喉道的面积大小, 马赫数分布图选取的显示范围为 $Ma=0\sim 1$ (黑色区域), 而分布图中白色的区域即为气动喉道($Ma\geq 1$). 如图 5 所示, 是在进气道中不加支板, $Ma=2.17$ 情况下的马赫数分布图, 可以看出在该来流速度下进气道气动喉道面积比较大, 几乎占满整个



(a) $y=66$ mm ($Ma=0\sim 3$)



(b) $x=394$ mm ($Ma=0\sim 1$)

图 5 $Ma=2.17$, 零反压时无支板进气道的马赫数分布图

Fig. 5 Contours of Mach number of inlet without strut at $Ma=2.17$

$x=394\text{ mm}$ 截面,流通能力比较好,起动顺利.相反,在进气道中加入支板以后(图6),当 $Ma=2.17$ 时,来流在支板前缘产生脱体激波,导致气动喉道面积的大大减小,从而导致了进气道流通能力的下降,引起了起动马赫数的增加.所以,从图7看出,当来流马赫数增大到设计起动马赫数($Ma=2.2$)时,支板前缘的脱体激波转变为贴体斜激波.这时气动喉道的面积增大到大约与 $x=394\text{ mm}$ 处的截面积相等,流通能力大大增强,进气道才得以起动.

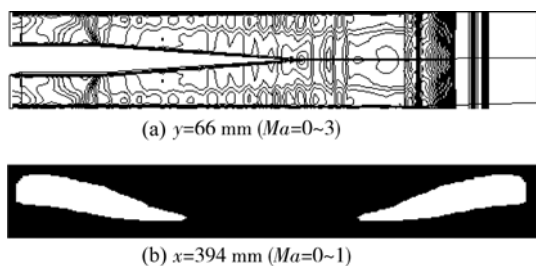


图6 $Ma=2.17$,零反压时有支板进气道的马赫数分布图

Fig. 6 Contours of Mach number of inlet with strut at $Ma=2.17$

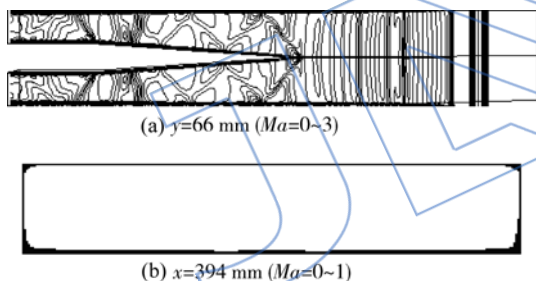


图7 $Ma=2.2$,零反压时的马赫数分布图

Fig. 7 Contours of Mach number at $Ma=2.2$

4.2 抗反压能力分析

选取进气道在 0.4 MPa 的反压下加入支板前后的情况进行数值模拟.图8为进气道流道中心面上的马赫数分布图.图9为沿进气道长度方向上各个横截面上的附面层分离情况,为方便观察分离区域的大小,马赫数分布图选取的显示范围同样为 $Ma=0\sim 1$ (黑色区域).结合图8和图9,可以明显看到,在进气道中加入支板,同样承受 0.4 MPa 的反压时,附面层发生分离的位置更靠前,正激波串被推至了更靠前的位置,而且出口马赫数增大了.说明加入支板后,进气道的最大抗反压能力是有所下降的,与表1中的计算参数相吻合.原理上,由于支板的加入,进气道出口的面积

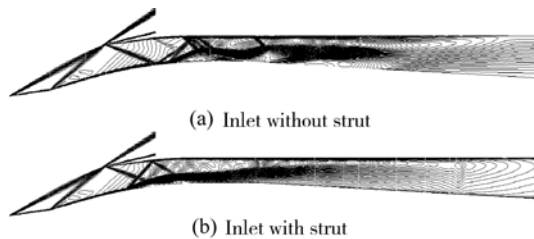


图8 设计状态下、 $p_b=0.4\text{ MPa}$ 时进气道加入支板前后的马赫数分布图

Fig. 8 Mach number contour maps of inlet with and without strut under $p_b=0.4\text{ MPa}$ at the design condition

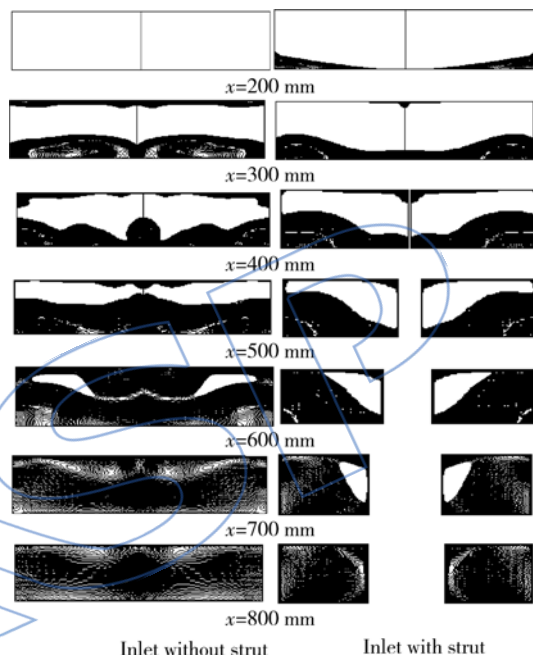


图9 设计状态下、 $P_b=0.4\text{ MPa}$ 时的马赫数截面图($Ma=0\sim 1$)

Fig. 9 Mach number contour maps of sections under $p_b=0.4\text{ MPa}$ at the design condition ($Ma=0\sim 1$)

减小了,导致其扩压比下降,引起最大抗反压能力的下降是必然的.但同时,正激波串的位置越靠前,波前马赫数越小,激波的强度越弱,带来的总压损失也相对较小.从表1也可以看出,在进气道中加入支板后,相应的总压损失确实减小了.此外,除了正激波强度外,影响进气道总压恢复系数的另一方面因素是壁面处的流动分离情况.从图9中附面层分离情况的对比来看,支板将扩张段扩张一侧的大分离区隔离为两个小分离区,使得进气道整个通道内的低能“角区”范围减小了,这样“角区流”对流场畸变的影响减小^[8],附面层的分离情况也就减轻了,带来了性能上一定的提升.而且,支板的加入会导致扩张段面积增加程度的下降,抑制逆压梯度的增加,从而减轻了附面层的

分离,这也是使进气道总压恢复系数增大的原因之一。

综上,在扩张段中加入支板会对进气道性能造成影响,导致抗反压能力的下降以及出口马赫数和起动机马赫数的增加,但支板的加入提高了总压恢复系数。由于支板是 RBCC 发动机是必不可少的结构,所以如何通过调节支板的构型以及安装位置,使得其对进气道性能的负面影响降到最小才是更加重要的问题。因此,本文下节将研究支板位置和构型对进气道性能的影响,以寻找其中的规律。

表 2 不同支板位置/构型的进气道性能参数

Table 2 Performance parameters of inlet with different struts

	Ma_{start}	$Ma=3$		$Ma=3.4$		$Ma=4$	
		p_{max}/MPa	$\sigma(p_b=0.4)$	p_{max}/MPa	$\sigma(p_b=0.55)$	p_{max}/MPa	$\sigma(p_b=0.8)$
strut_4°_0	2.20	0.40~0.41	0.545	0.55~0.56	0.389	0.81~0.82	0.238
strut_4°_30	2.17	0.41~0.42	0.543	0.565~0.57	0.378	0.815~0.825	0.232
strut_4°_60	2.17	0.42~0.43	0.535	0.575~0.58	0.366	0.825~0.83	0.238
strut_3°_0	2.17	0.42~0.43	0.537	0.57~0.58	0.374	0.82~0.825	0.236

从性能参数表来看,改变支板的位置以及构型,进气道总压恢复系数基本不变,起动机马赫数有所降低,最大抗反压能力则随着支板位置的后移以及支板顶角的减小而略有提升。

结合图 10 研究进气道的起动机性能,这里仍然采用 $y=66\text{ mm}$ 和 $x=394\text{ mm}$ 两个截面进行分析。可以看到,在相同的来流速度 $Ma=2.17$ 下,对于 strut_4°_30 和 strut_4°_60 两种情况,支板的后移使得其前缘的气流马赫数增大,气流在支板前缘不再形成脱体激波,而是形成斜激波,这时气动喉道面积远大于 strut_4°_0,较好的流通能力保证了进气道的顺利起动。而对于 strut_3°_0 的情况,虽然支板前缘和 strut_4°_0 一样位于扩张段入口,但其顶角减小了,相同速度的气流在支板前缘会产生斜激波,而不是脱体激波,气动喉道面积比较大,也可以顺利起动。可见,通过后移支板位置以及减小支板顶角,可以减小甚至消除支板的加入对进气道起动机性能造成的影响。

对改变支板位置以及构型后的进气道在相同的反压 0.4 MPa 下进行数值模拟,得到马赫数分布图 11。发现支板的后移以及顶角的减小,使得附面层发生分离的位置略向后移,这时正激波串的位置也相应的靠后一些,激波强度更强一些,结合表 2 中得到的数据,进气道最大抗反压能力的略微增加以及相同反压下总压恢复系数的微弱减

5 支板的安装位置以及构型的分析探讨

受限于进气道的设计长度,本节对支板半顶角为 4° 但放置于扩张段中不同位置的三种情况进行研究,即支板前缘距离扩张段起始点的长度分别为 $0, 30\text{ mm}$ 和 60 mm ,并以 strut_4°_0(即表 1 中加支板的进气道),strut_4°_30, strut_4°_60 表示。此外,还研究了半顶角为 3° 、前缘位于扩张段入口的支板结构,并以 strut_3°_0 表示。对这四种情况进行数值模拟的结果见表 2。

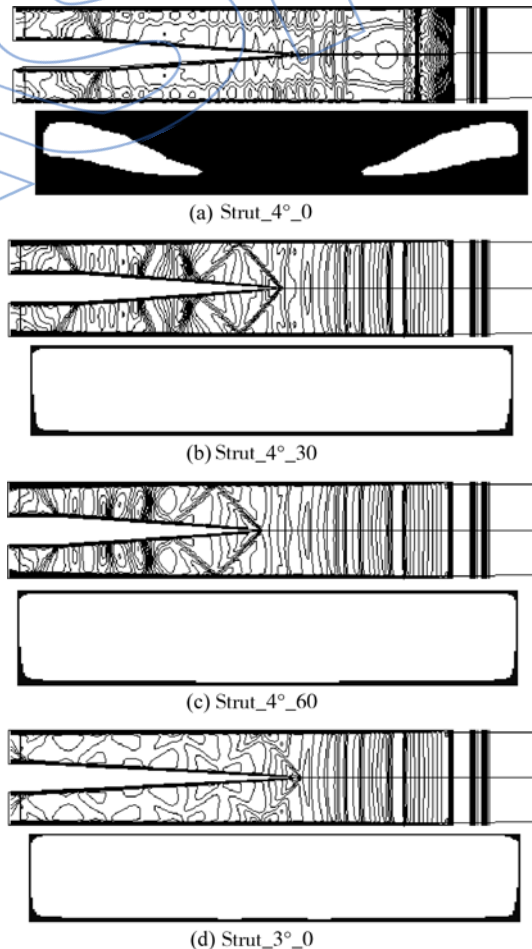


图 10 $Ma=2.17$, 零反压时的马赫数分布图

Fig. 10 Contours of Mach number at $Ma=2.17$

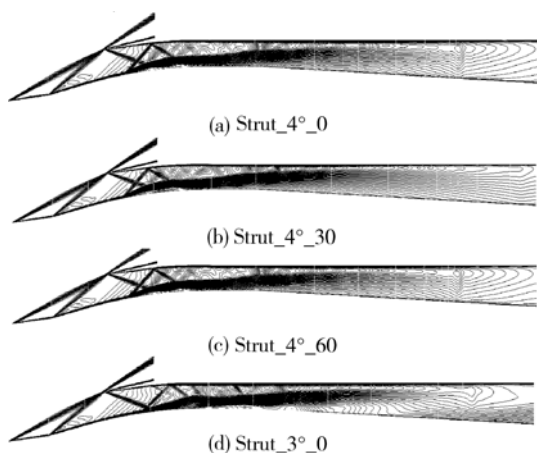


图11 设计状态下、 $p_b=0.4$ MPa时的马赫数分布图
Fig. 11 Mach number contour maps under $p_b=0.4$ MPa at the design condition

小是合理的,但是,无论何种形式支板的加入对减小进气道的总压损失都是有作用的。

综合以上的数值模拟结果,在二元进气道的扩张段中加入支板对其性能会有所影响,一方面降低了抗反压能力,影响了起动能力,使得出口马赫数偏高,另一方面却提高了其总压恢复系数。而且在制造工艺和支板火箭安装允许的前提下,可以尝试通过使用顶角尽量小(尽可能尖)的支板以及将支板在扩张段尽量靠后安装的途径来将支板加入的负面影响降低,但总的来说,适当宽度的支板对进气道的性能影响并不是特别大,在比较成熟的二元进气道中加入支板来完成目前RBCC地面样机验证试验的工作是可行的。

6 结 论

本文通过对引射、亚燃两模态(马赫数为0~4.0)下某支板式RBCC地面验证试验样机用进气道的设计与其在亚燃模态下工作的数值模拟研究可以得到以下结论:

1) 在扩张段中加入适当宽度的支板对二元进气道的性能整体影响并不大,其在设计点附近仍具有较好的性能。本文设计的进气道构型可以满足目前RBCC地面试验的要求。

2) 二元进气道的扩张段中加入支板后,进气道的最大抗反压能力有所下降,出口马赫数有所增大,同时可能会引起起动马赫数的增加,但总压恢复系数却有所提高。

3) 进气道的起动能力以及最大抗反压能力随着支板在扩张段中安装位置的后移以及支板顶角的减小而略有提高。在制造工艺和支板火箭安

装允许的前提下,可以尝试采用顶角尽量小的支板,并且安装在扩张段中尽量靠后的位置,以获取更高的进气道性能。

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] 黄生洪.火箭基组合动力循环(RBCC)引射模态燃烧流动研究[D].西安:西北工业大学,2002.
HUANG Shenghong. Combustion flow investigation in ejecting mode of RBCC[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002. (in Chinese)
- [3] Mel B, Adam S. The strutjet engine, exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion[R]. AIAA 95-2475, 1995.
- [4] Yungster S, Debonis J R. Computational analysis of hypersonic inlet flow in a rocket-based combined-cycle engine[R]. AIAA 1997-28, 1997.
- [5] 贾地,范晓楠,冯定华,等.高超音速侧压式进气道溢流特性研究[J].航空动力学报,2007,22(1):85-89.
JIA Di, FAN Xiaoqiang, FENG Dinghua, et al. Spillage characteristic of sidewall compression scramjet inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 85-89. (in Chinese)
- [6] 徐惊雷,张堃元.唇口对侧压式高超音速进气道及等直隔离段影响的数值分析[J].航空动力学报,2004,19(6):806-810.
XU Jinglei, ZHANG Kunyuan. The numerical study of the cowl effect on the sidewall compression hypersonic inlet and isolator[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 806-810. (in Chinese)
- [7] 徐惊雷,张堃元,凌文辉,等.马赫数对侧压式高超音速进气道及等直隔离段三维内流场的影响的数值分析[J].航空动力学报,2002,17(4):489-494.
XU Jinglei, ZHANG Kunyuan, LING Wenhui, et al. Numerical study of Mach number at the 3-D sidewall compression hypersonic inlet and isolator[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(4): 489-494. (in Chinese)
- [8] 金志光,张堃元.典型二元高超音速进气道与侧压式进气道的性能比较[J].航空动力学报,2008,23(9):1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2D scramjet inlet and 3D sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560. (in Chinese)
- [9] LIU Xiaowei, HE Guoqiang, LIU Peijin. Numerical investigation of starting characteristics for RBCC supersonic sidewall-compression inlets[R]. AIAA 2009-5225, 2009.
- [10] 刘晓伟,何国强,秦飞.宽马赫数固冲二元进气道设计与研

- 究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1-6.
- LIU Xiaowei, HE Guoqiang, QIN Fei. The design and study of 2D solid-ramjet inlet working over a wide range of flight Mach number[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 1-6. (in Chinese)
- [11] 刘晓伟. 火箭基组合动力循环(RBCC)动力宽适用性进气道研究[D]. 西安:西北工业大学, 2010.
- LIU Xiaowei. Investigation of wide applicability inlet for RBCC power[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)
- [12] Herrmann C D, Koschel W W. Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake[R]. AIAA 2002-4103, 2002.
- [13] 何至林, 高峰, 金楠楠. 超燃冲压发动机进气道研究概述[J]. 飞航导弹, 2010(4): 82-87.
- HE Zhilin, GAO Feng, JIN Nannan. General description of scramjet inlet[J]. Winged Missiles Journal, 2010(4): 82-87. (in Chinese)
- [14] Van W, Kwok F, Walsh R. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.