

二元外并联RBCC进气道变几何方案研究*

郭荣荣, 金志光, 李 猛, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为改善RBCC进气道在高马赫数下喉道段变几何部分的连接和气动热问题, 参考外并联TBCC进气道的变几何方案, 对RBCC进气道进行了外并联变几何研究。在低马赫数区间, 通过调节使进气道获得合适的总收缩比和两通道的相同内收缩比, 使得两通道喉道和出口截面的性能参数相近来减小掺混损失和达到相近的抗反压能力。在高马赫数区间, 关闭低速通道, 高速通道型面不变。数值模拟结果表明: 在来流马赫数2.0, 2.5, 3.0, 3.5下两通道喉道和出口截面的平均马赫数相差在0.05范围内, 流量系数保持在0.7左右; 在整个工作范围 $Ma=2\sim 6$ 内流量系数较高, 总体性能较优, 该变几何方案是正确可行的。

关键词: RBCC进气道; 双通道; 数值模拟; 调节规律

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2017) 03-0481-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.03.001

Investigation of a 2D Variable Geometry Over/Under Type Inlet for RBCC

GUO Rong-rong, JIN Zhi-guang, LI Meng, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the seal and aerodynamic heating at the variable geometry throat section of RBCC inlet at high Mach number, an over/under type inlet was discussed by referring to the corresponding inlet that was previously applied to the TBCC. In the range of low Mach number, the inlet was adjusted to get a proper total contraction ratio and the same internal contraction ratio of each passage. Thus the two passages could gain similar performance parameters to reduce the mixing loss and resist the roughly same back pressure. In the range of high Mach number, the low-speed passage was closed and the high-speed passage was kept fixed. The numerical simulation results indicate when the free stream Mach number are 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, the average Mach number of the two throat and outlet sections are similar, the deviations do not exceed 0.05 and the mass flow rate reaches about 0.7. In summary, this design enables the inlet to possess a high mass flow rate and good performance during the whole working range $Ma=2\sim 6$, and the adjusting method is practical and feasible.

Key words: RBCC inlet; Over/under type; Numerical simulation; Operating law

1 引言

美国20世纪60年代开始研究可重复使用的航天运输系统,火箭基组合动力循环(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)是研究的重点方案之一^[1,2]。

RBCC是由冲压流动通道和嵌于流道内的火箭发动机构成,主要经历引射,亚燃,超燃和纯火箭等4个模态。进气道是RBCC发动机的重要组成部分,对整个推进系统性能起着关键性作用。RBCC进气道需要在宽的工作范围内以较高性能工作,采用变几何方

* 收稿日期: 2015-10-12; 修订日期: 2015-12-03。

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(11102086)。

作者简介: 郭荣荣,男,硕士生,研究领域为冲压发动机内流气体动力学。E-mail: 563514078@qq.com

案是必要的^[3]。

国外典型RBCC发动机的进气道均采用变几何方案,如移动中心锥的GTX轴对称进气道方案^[4],转动顶板的Strutjet侧压式进气道方案^[5]和升降顶板的JAXA侧压式进气道方案^[6]等。国内也开展了对RBCC进气道变几何方案的研究,如郭程伟等的中心锥移动的轴对称进气道方案^[7]、张浩等的唇口外罩角度和喉道高度调节的二元混压式进气道方案^[8]和刘晓伟的支板升降的侧压式进气道方案^[9]等。

以上所谈及的变几何方案都是共轴型布局的。对于共轴型的二元进气道而言,通过调节压缩斜板、唇罩和喉道处顶板等方式改善进气道的气动性能和拓宽其工作马赫数范围,但是在高马赫数下,如何解决运动部件之间的密封和冷却是一个难题。而并联型进气道则可以避免这个问题,可以做到高速通道型面不变。

并联型进气道在TBCC上应用较多,从构型上还可细分为外并联和内并联。外并联进气道是涡喷发动机和冲压发动机有各自相互独立的进气通道,通过改变其进口前的分流板来调节两个流道的流量分配,如美国Techland研究中心提出的变唇口和变顶板压缩角的外并联进气道,通过风洞实验初步得到进气道的性能参数及模态转换过程中进气道的工作特性^[10]。内并联进气道有共用的气流捕获进口和内压缩段,气流经过内压缩段后,再分为两路,分别流向涡轮发动机和冲压发动机,如NASA兰利研究中心和Lockheed公司20世纪80年代为乘波体飞行器提出的TBCC动力方案,其进气道就是典型的内并联布局方式^[11]。国内王亚岗和李龙等参考了上述两个国外典型的进气道方案,分别开展了外并联和内并联的气动方案设计和气动特性研究^[12,13]。

关于并联型进气道在RBCC上应用的公开文献报道^[14]相对较少。本文参考TBCC外并联方案并结合RBCC发动机原理,提出一种外并联RBCC进气道方案。低马赫数区间,来流经过两通道压缩后汇入同一通道进行掺混燃烧;高马赫数区间,低速通道关闭,高速通道型面固定不变。如此,RBCC发动机兼具了并联型和共轴型的优点,减小了发动机基线尺寸,增大了飞行器内部可用容积。

2 变几何进气道气动设计

基准进气道采用三级前体斜楔压缩构成外压段,内压段采用两级斜激波将气流转为水平,对应的气流偏转角如图1所示。该进气道在来流马赫数4,5和6下分别对应第三道,第二道和第一道前体激波封口,其中由于在来流马赫数4下唇口激波与顶板附面层干扰较强,采用隔掉附面层的方式使进气道起动。另外,为使来流马赫数2下高速通道能够起动,将第三级斜板转轴处的圆弧左端切线与唇口内型面夹角设计为 3° (当第三级斜板旋转与唇口内型面平行时,此处气流偏转角为 3°)。隔离段设计成略微扩张,扩张角为 1.2° 。该基准进气道的捕获高度 $H_c=230\text{mm}$,总收缩比为7.19,内收缩比为2.27(其中马赫4下,第三级斜板上旋 1.2° ,隔道进口高度为 $0.035H_c$,内收缩比降为2.17)。

图2给出了外并联RBCC进气道的变几何方案,将基准进气道的第三级斜板B作为分流板,第二级斜板A和隔离段顶板C构成低速通道。考虑到混合扩张段较长^[15],认为混合扩张段的顶板在下通道高度变化过程中转动角度很小,板C左端可保持在喉道处。将原型进气道的唇口内型面与分流板B后低速通道的上型面设计成平行的(图中双斜线标示),可

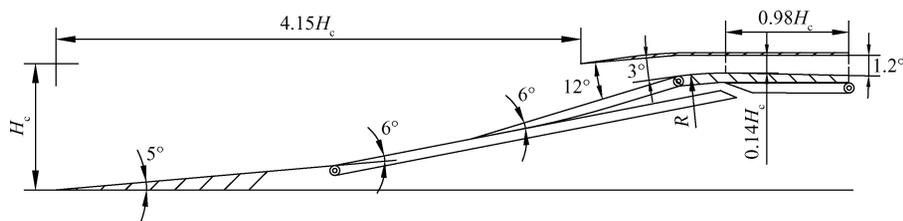


Fig. 1 Schematic of reference inlet

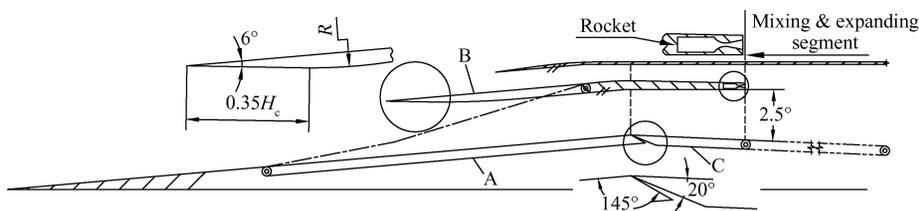


Fig. 2 Schematic of variable geometry over/under type inlet ($Ma_\infty = 2.0$)

使两通道内收缩段内的激波损失相当。

对二元混压式进气道的捕获截面,进口截面和喉道截面列流量连续方程可推出如下分析进气道性能公式

$$CR\varphi = \sigma_i \frac{q(\lambda_i)}{q(\lambda_0)} \quad (1)$$

$$CR_i = \frac{\sigma_i q(\lambda_i)}{\sigma_i q(\lambda_i)} \quad (2)$$

式中 CR_i , CR 是进气道内收缩比和总收缩比, φ 是流量系数, σ_i , σ_1 是进口截面和喉道截面总压恢复系数。利用式(1),采用与文献[16]相同的计算方法估算合适的总收缩比(其中喉道处马赫数的选取参考文献[17],总收缩比是捕获高度与两喉道高度之和之比),确定板A的位置。由公式(2)分析得出两通道需要相同的内收缩比来保证两通道喉道截面的性能参数相近,以此来确定板B的位置。参照文献[5],可以将引射小火箭布置在两通道之间的隔板中,先旋转混合扩张段的顶板至合适位置,再通过调节板C使两通道出口获得相近的性能参数,以降低掺混损失。

图3给出了上述变几何部件调节的示意图,进气道的变几何型面可以用板A与第一级斜楔的夹角 δ_1 ,板B与唇口内型面的夹角 δ_2 和板C与水平方向的夹角 δ_3 来表示。经过无粘分析和大量的数值模拟后得出了该进气道的变几何型面的具体参数,如表1所示,图2,3,4分别是对应的型面示意图。

3 数值计算

运用FLUENT软件对进气道流场进行二维数值模拟,选取SST $k-\omega$ 湍流模型,分子粘性系数采用Sutherland公式计算,比热比取1.4。采用ICEM软件对进气道进行结构化网格划分,壁面网格局部加密,

第一层壁面处网格取 $4\mu\text{m}$ ($y^+ \approx 1$),增长比率为1.12; x 方向激波根部加密,型面转折处网格取 0.4mm ,增长比率为1.2。进气道内流道沿 x/y 方向分别布置了590/135个节点,唇口上方的外流场沿 y 方向布置了45个节点,整个计算区域共采用了92018个结构化网格单元。计算中采用了压力远场,压力出口及无滑移绝热固壁边界条件,方程的离散均选择二阶迎风格式。计算收敛的标准为:各残差指标下降到 10^{-3} 以下且不再变化,进出口流量的相对误差在 10^{-4} 以下。文献[9]校核了该计算方法可信度,将其用于本文的数值仿真是合适的。

表2给出了文中采用的“等动载”飞行条件下的计算状态与来流参数,表中 H 为飞行高度, p_∞ , T_∞ 分别为自由来流静压和静温, p_∞^* , T_∞^* 分别为自由来流总压和总温。

Table 1 Parameters of variable geometry over/under type inlet

Ma	$\delta_1/(\circ)$	$\delta_2/(\circ)$	$\delta_3/(\circ)$	CR	CR_i (High/Low)
2.0	0.0	0.0	2.5	1.90	1.19/1.21
2.5	3.0	3.0	1.5	2.77	1.47/1.45
3.0	5.0	6.0	0.9	3.99	1.74/1.76
3.5	5.9	8.3	0.9	5.00	1.95/1.82

Table 2 Flight conditions
(Dynamic pressure $q=64.2\text{kPa}$)

Ma_∞	H/km	p_∞/Pa	T_∞/K	p_∞^*/MPa	T_∞^*/K
2	10.94	22914.7	217.2	0.18	390.9
3	16.10	10191.7	216.7	0.37	606.6
4	19.78	5723.26	216.7	0.87	910.1
5	22.65	3659.63	219.2	1.94	1315.2
6	25.0	2549.22	221.6	4.02	1817.1

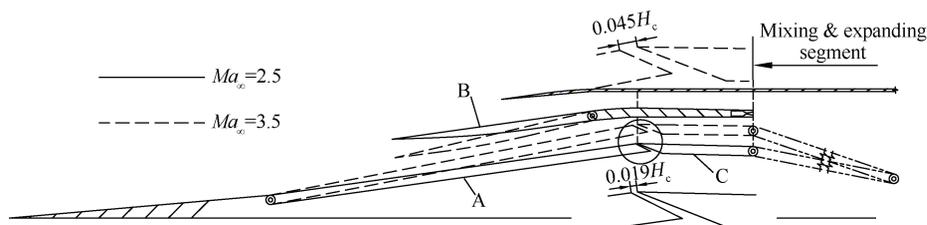


Fig. 3 Schematic of variable geometry inlet with corresponding part movable ($Ma_\infty = 2.5, 3.5$)

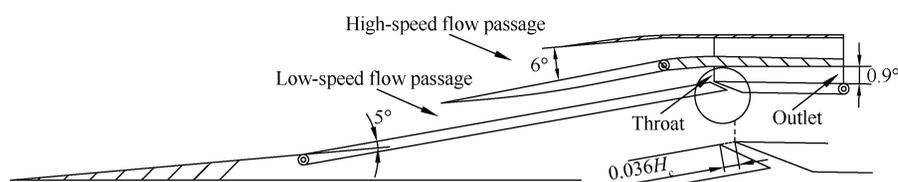


Fig. 4 Profile of variable geometry inlet on working point of $Ma_\infty = 3.0$

4 计算结果与讨论

4.1 变几何进气道自起动性能计算

因为表1中马赫数2.0下的型面是进气道正常工作的型面,所以需要在此型面的基础上通过调节来减小总(内)收缩比使进气道在来流马赫数2.0下实现自起动。将板A向下旋转 2° ,板B向上旋转 2° ,如图5所示,生成新型面的总收缩比降为1.58,高速和低速通道的内收缩比分别降为1.01和1.14。对此型面进行自起动计算,图6是数值仿真的流场图,进气道在来流马赫数2下顺利地实现了自起动。

4.2 变几何进气道不同工作马赫数下总体性能

当进气道在来流马赫数2.0下实现自起动后,便可立即调整至表1中所示的 Ma 2.0型面,以提高进气

道的性能。考虑到进气道在来流马赫数2.5,3.0和3.5下,板A和板C交接处形成泄流槽(槽宽分别为 $0.019 H_c$, $0.036 H_c$ 和 $0.045 H_c$),定义泄流流量与捕获流量之比为泄流系数,记为 φ_s 。表3给出了进气道在低马赫数区间喉道截面和出口截面的总体性能参数,表中 φ 为流量系数, σ_1 , π_1 , Ma_1 分别为喉道截面的总压恢复系数、增压比和马赫数, σ_o , π_o , Ma_o 分别为喉道截面的总压恢复系数,增压比和马赫数。由表3可以看到,来流马赫数2.0,2.5,3.0和3.5下,进气道的流量系数保持在0.70左右且泄流系数较低,泄流系数低于0.02。喉道截面和出口截面的平均马赫数相差在0.05以内,压比相差不到0.65(来流马赫数3.5除外)。由于在来流马赫数3.5下,附面层占据了低速通道近三分之一高度,当低速通道气流

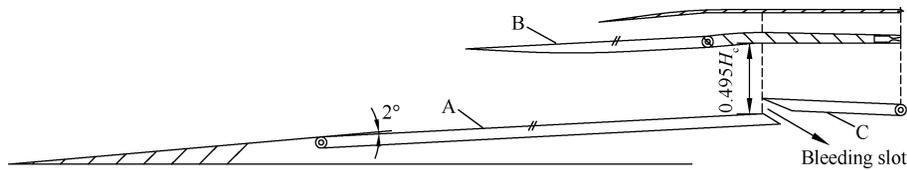


Fig. 5 Profile of variable geometry inlet for self-starting calculation

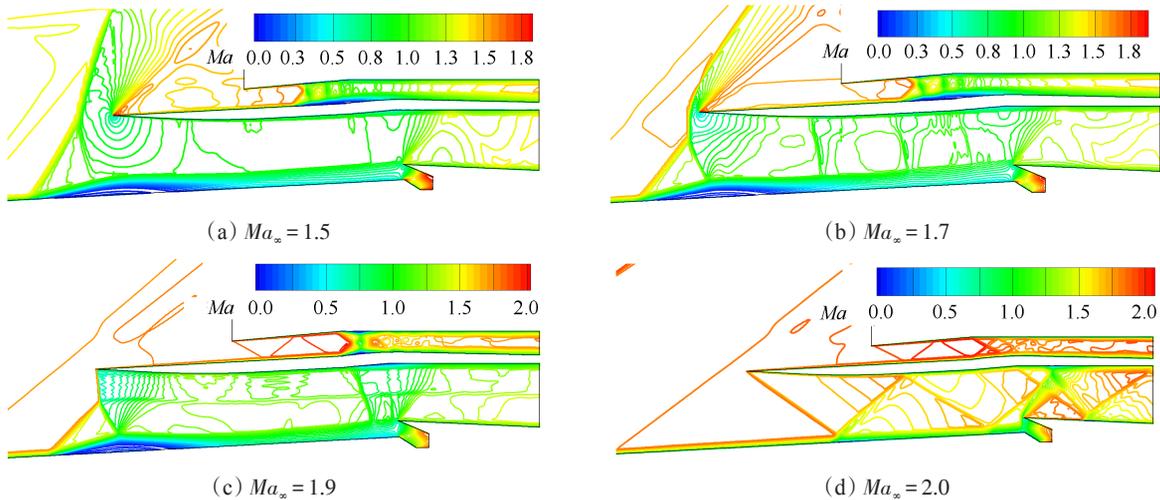


Fig. 6 Inlet self-starting process

Table 3 Performance parameters of the variable geometry inlet at $Ma_\infty = 2.0, 2.5, 3.0, 3.5$

Ma_∞	Flow passage	φ	σ_1	π_1	Ma_1	σ_o	π_o	Ma_o	φ_s
2.0	High	0.18	0.910	2.32	1.35	0.863	1.69	1.53	
	Low	0.53	0.927	2.33	1.37	0.910	1.80	1.54	
2.5	High	0.27	0.907	4.28	1.47	0.863	3.22	1.62	
	Low	0.41	0.883	4.27	1.47	0.841	3.24	1.61	0.005
3.0	High	0.39	0.872	7.93	1.54	0.818	6.01	1.68	
	Low	0.27	0.810	7.66	1.53	0.727	5.37	1.66	0.018
3.5	High	0.53	0.836	11.97	1.72	0.788	9.28	1.85	
	Low	0.16	0.637	8.77	1.76	0.497	6.17	1.80	0.019

在减速到与高速通道相近的马赫数时,压力必然比高速通道要小,计算结果显示压比相差3.2。同样,两通道的总压恢复系数也有类似的结论。

图7给出了进气道在 $Ma_x=2 \sim 6$ 下流场局部放大图,进气道在来流马赫数4,5和6下分别对应前体第三道、第二道和第一道激波封口,没有出现大面积的气流分离。其中来流马赫数4下,唇口激波入射在直的分流板B上,若不采取隔掉附面层的措施,激波与附面层干扰会产生大的气流分离,将导致进气道不起动。在来流马赫数5和6下,唇口激波分别入射在板B的转轴处和后方,有效削弱了激波/附面层的干扰。同时,为了缓解唇罩转折处的激波与顶板喉道处的附面层相互干扰,将基准进气道的隔离段设计成略微扩张。图8给出了进气道在 $Ma_x=2 \sim 6$ 下流量系数,喉道马赫数、喉道压比和喉道总压恢复系数的变化曲线,其中流量系数和喉道马赫数与文献[17]做了对比。在来流马赫数4下,进气道流量系数为0.74(比文献[17]略低),附面层隔道的泄流系数是0.042。从图8(a)中可以看到,在来流马赫数从2变化到3的过程中,流量系数是下降的,这说明尽管来流马赫数是增加的,但第二楔角的增加还是使激波角增大,导致流量系数降低。文献[8,17]都是通过旋转唇口角度来使流量系数随来流马赫数增加而增加,本文为了精简可调部件和保证高速通道型面固定,从而导致流量系数稍低。从图8(b)中可以看出,低马赫数区间喉道马赫数达到要求,来流马赫数5和6下喉道马赫数虽然比参考值略高,但喉道压比分别达到23.72和27.70,能够满足下游燃烧要求。总的来说,该变几何进气道有较优的气动性能。

4.3 低马赫数区间进气道反压特性分析

表4给出了进气道在来流马赫数2.0,2.5,3.0和3.5下的临界反压(表中 p_b 表示出口背压),其中理论值是用喉道截面平均马赫数对应的正激波静压升与喉道压比的乘积算得。从表中看出,在来流马赫数2.0,2.5,3.0下,数值模拟的结果接近理论值,但在马赫数3.5下,高速通道的临界反压却与理论值相差较大,仅达到理论值的73.8%,这是由于随着飞行高度和飞行马赫数的增加,附面层厚度增加,喉道附近的激波/附面层干扰增强,气流出现小的分离,当隔离段中激波串的前缘被推到此小分离区附近时(图9(d)所示),稍微增加反压就会使分离连成一片,然后演变成大的分离包,被推出内收缩段,进气道进入不起动状态。图9给出了进气道在来流马赫数2.0,2.5,

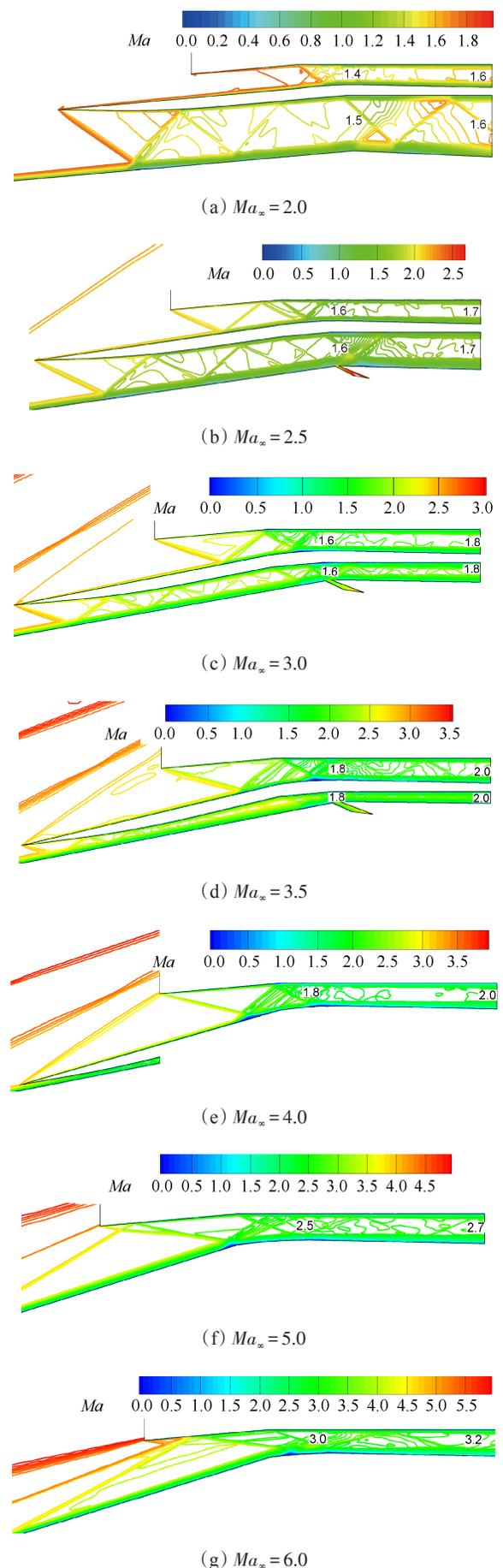


Fig.7 Mach number contours of inlet at $Ma_x=2\sim 6$

3.0和3.5下临界状态的局部流场图,从图中看出低速通道的附面层被推到喉道上游但未被推出内收缩段,这是因为低速通道是先收缩再等直(或扩张),然后再收缩至喉道截面,附面层都被推至等直(或扩张)段处,再加上下游的泄流,所以能够稳定下来。此时泄流系数在对应来流马赫数下分别增至0.010, 0.023和0.032。

考虑到来流马赫数3.5下进气道抗反压能力较弱,当燃烧室反压过大时,为防止进气道陷入不起动状态,可以将型面调整为: δ_1 为 6° , δ_2 为 9° ,板C移动到图1所示位置,即增大高速通道的流量和压缩量来

提高其抗反压能力,同时关闭低速通道。表5给出了进气道调整前后的一些性能参数,调整后临界压比较调整前提高25.9%,图10给出了进气道调整后临界状态下的流场图。分析对比调整前后进气道的流场(图11所示),发现外压段压缩角的增加使唇罩转折处的激波波前马赫数降低,导致激波强度减弱且在顶板上的入射点(图11中第一个箭头所示)前移,使分离变小并远离喉道截面,同时调整前的进气道内收缩段的激波入射到喉道截面之后,与隔离段顶板的附面层相互干扰(图11(a)中第二个箭头所示),而调整后的进气道内收缩段的激波强度较弱且没有

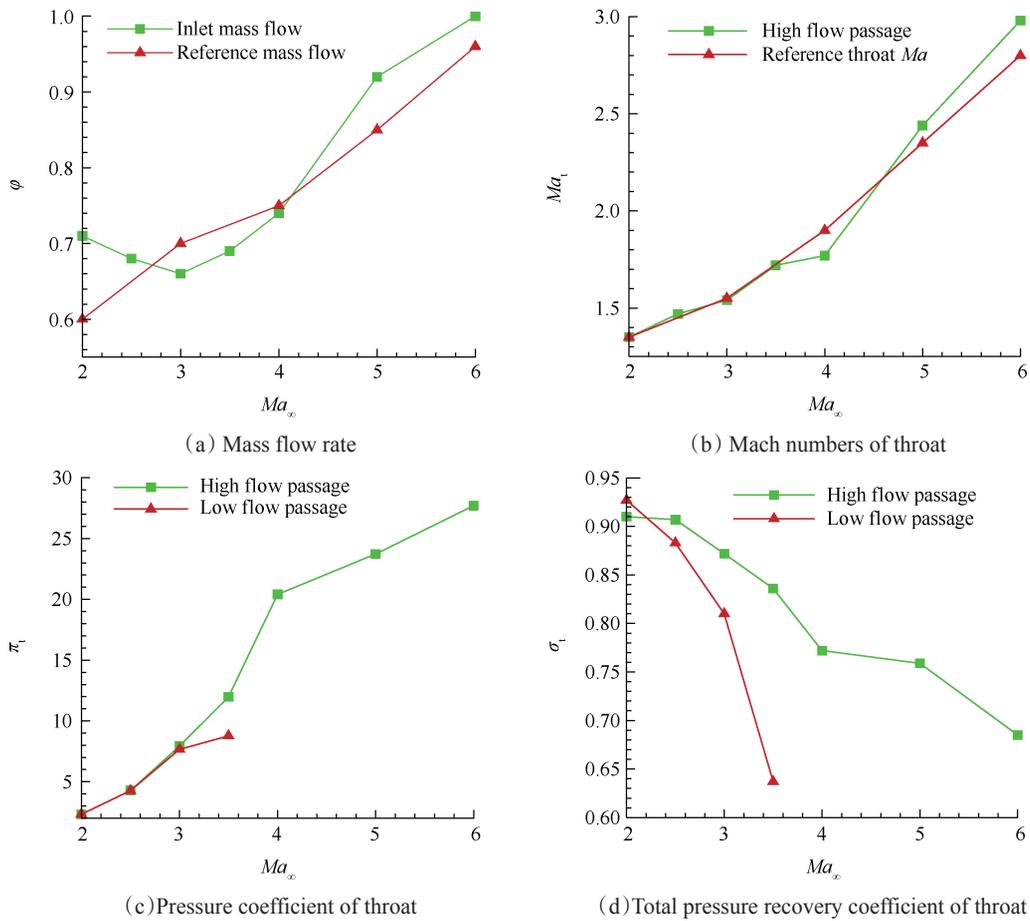


Fig. 8 Performance parameters of inlet varying with free stream Mach number

Table 4 Critical back pressure coefficient (p_b/p_∞) at $Ma_\infty = 2.0, 2.5, 3.0, 3.5$

Ma_∞	2.0	2.5	3.0	3.5(High/Low)
Theory	4.55	9.99	19.51	39.32/30.23
CFD	4.3	9.0	18.1	29.0/27.0

Table 5 Performance parameters of inlet before/after adjustment in critical status at $Ma_\infty = 3.5$

	Ma_∞	Flow path	ϕ	σ_o	π_o	ϕ_s
Original	3.5	High	0.53	0.707	27.0	
		Low	0.14	0.411	27.0	0.032
Adjusted	3.5		0.56	0.696	34.0	0.137

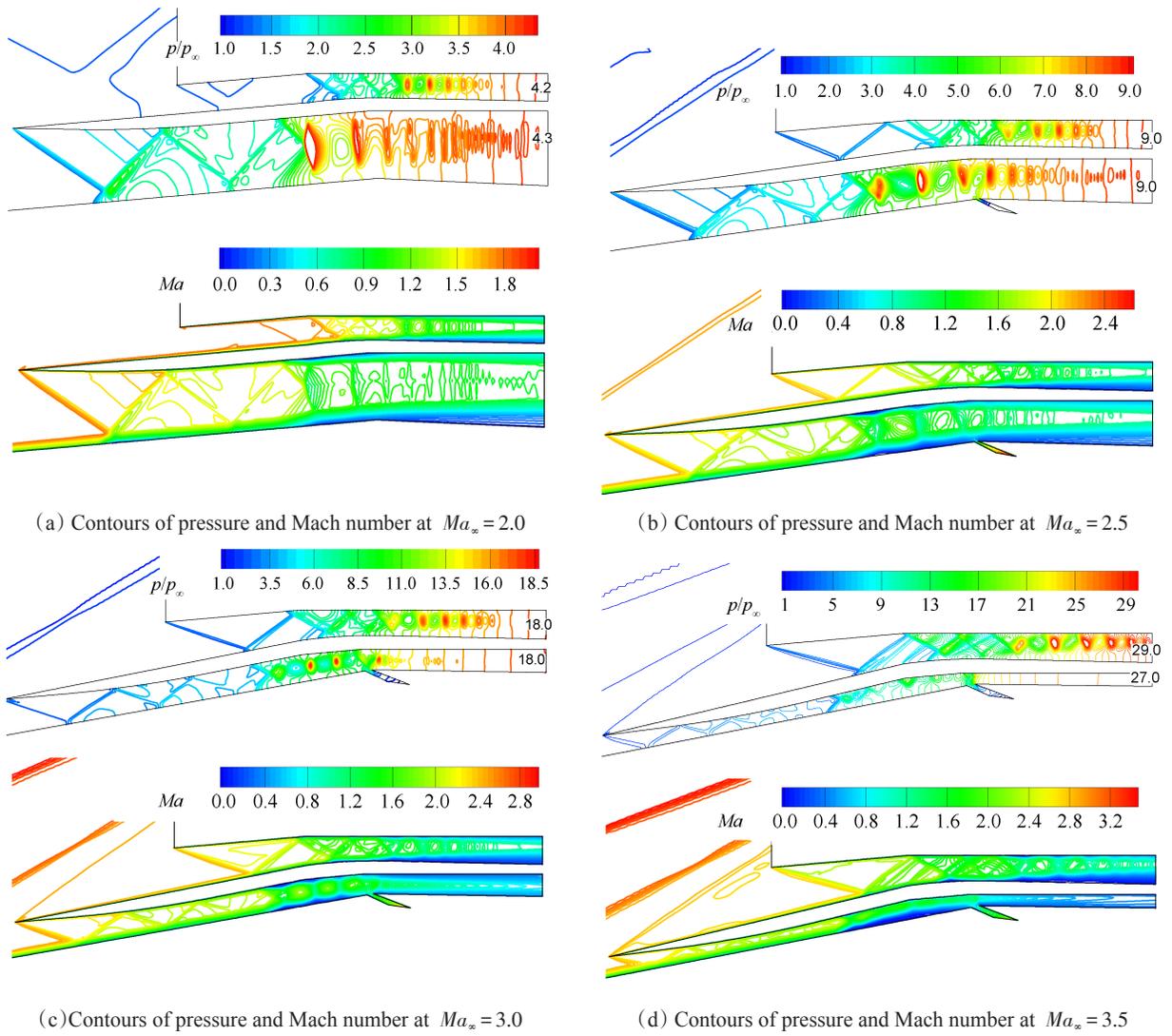


Fig. 9 Flow field of the variable geometry inlet in critical status at $Ma_\infty = 2.0\sim 3.5$



Fig. 10 Flow field of inlet after adjustment in critical status at $Ma_\infty = 3.5$

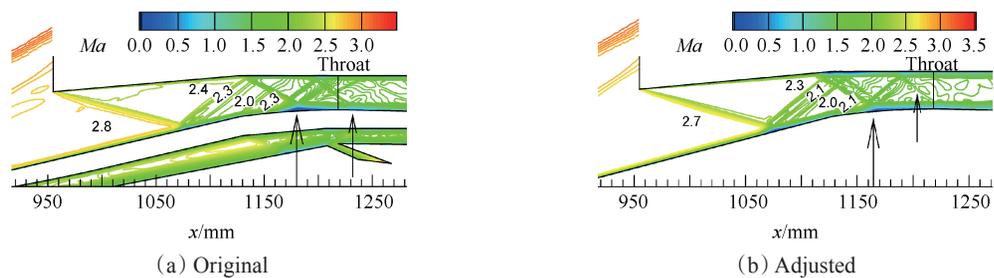


Fig. 11 Flow field of inlet before/after adjustment at $Ma_\infty = 3.5$

入射至隔离段内(图11(b)中第二个箭头所示),所以调整后高速通道的抗反压能力增强。参照文献[18],用进气道的出口总压恢复系数与流量系数的乘积 $\sigma_0 \cdot \varphi$ 来表征进气道的推力性能,调整前后的 $\sigma_0 \cdot \varphi$ 计算结果分别为0.432和0.390,相比降低9.7%,这将影响发动机的加速性能。

5 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)对于本文所研究的外并联双通道进气道的变几何构型,其调节原理是先确定总收缩比,再确定两通道有相同的内收缩比,使两通道喉道截面的性能参数相近,最后调节低速通道隔离段的扩张角使两通道出口截面的性能参数相近。

(2)通过数值模拟,验证了调节原理的正确性。进气道在来流马赫数2.0,2.5和3.0下,两喉道和出口截面的平均马赫数相差不到0.05,压比相差在0.65以内;两通道的最大抗反压能力相同,且接近理论值。在来流马赫数3.5下,由于低速通道变窄而附面层又较厚,导致其喉道和出口截面的压比与高速通道相比低了30%左右;两通道的抗反压能力都较弱。进气道在低马赫数区间,流量系数保持在0.66以上;在高马赫数区间,出口截面总压恢复系数在0.60以上,总体性能较优。

为改善来流马赫数3.5工况下进气道的抗反压性能,采用关闭低速通道的措施使临界压比提高25.9%,但也导致流量系数大幅降低,从而影响发动机的加速性能,因此如何更好地提高此工况下进气道的抗反压性能需要进一步的研究。

参考文献:

- [1] Foster R, Escher W, Robinson J. Studies of an Extensively Asymmetric Rocket Based Combined Cycle Engine Powered SSTO Vehicle[R]. *AIAA* 89-2294.
- [2] 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, LV Xiang, LIU Pei-jin, et al. Research Status and Perspective of Rocket Based Combined Cycle Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 660-665.)
- [3] Falempin F, Wendling E, Goldfeld M, et al. Experimental Investigation of Starting Process for a Variable Geometry Air Inlet Operating from Mach 2 to Mach 8 [R]. *AIAA* 2006-4513.
- [4] DeBonis J R, Trefny C J, Steffen C J. Inlet Development for a Rocket Based Combined Cycle, Single Stage to Orbit Vehicle Using Computational Fluid Dynamics [R]. *AIAA* 99-2239.
- [5] Faulkner R F. Integrated System Test of an Airbreathing Rocket (ISTAR) [R]. *AIAA* 2001-1812.
- [6] Kanda T, Tomioka S, Ueda S, et al. Design of Sub-Scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model [R]. *IAC-05-C4.5.03*.
- [7] 郭程伟,金志光,张堃元,等.宽范围RBCC进气道轴对称变几何方案的气动设计与风洞试验[C].西安:第一届组合动力技术学术研讨会,2014.
- [8] 张 浩,李光熙,李 江,等.内置中心支板的RBCC变几何二元进气道设计与数值模拟[J]. *固体火箭技术*, 2014, 37(2): 184-191.
- [9] 刘晓伟.火箭基组合循环(RBCC)动力宽适用范围性进气道研究[D].西安:西北工业大学研究生院,2010.
- [10] Sanders B W, Weir L J. Aerodynamic Design of a Dual-Flow Mach 7 Hypersonic Propulsion System [R]. *NASA CR* 2008-21-5214.
- [11] Spoth K A, Moses P L. Structural Design and Analysis of a Mach Zero to Five Turbo-Ramjet System [R]. *AIAA* 93-1983.
- [12] 王亚岗,袁化成,郭荣伟.一种外并联型涡轮基组合循环发动机进气系统方案[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(8): 1851-1857.
- [13] 李 龙,李 博,梁德旺,等.涡轮基组合循环发动机并联式进气道的气动特性[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 667-672. (LI Long, LI Bo, LANG De-wang, et al. Aerodynamic Characteristics of Over/under Inlet for Turbine Based Combined Cycle Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 667-672.)
- [14] Bulman J M, Siebenhaar A. Combined Cycle Propulsion: Aerojet Innovations for Practical Hypersonic Vehicles [R]. *AIAA* 2011-2397.
- [15] Etele J, Waung T, Cerantola D J. Exchange Inlet Design for Rocket-Based Combined-Cycle Engines [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(5): 1026-1036.
- [16] 金志光,张堃元.宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口简单变几何方案研究[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5): 1503-1510.
- [17] 马 军,赵文胜,李大进,等. $Ma_2 \sim 6$ 二元可调进气道研究[C].广西:第五届高超声速科技会议,2012.
- [18] 苗海丰,谢旅荣,郭荣伟.一级锥可调变几何轴对称进气道初步研究[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(8): 1843-1850.

(编辑:田佳莹)