

一次火箭参数对 RBCC 引射模态性能的影响^{*}

王国辉, 何国强, 蔡体敏

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 应用经过校验的三维湍流有限体积数值算法, 对引射模态下 RBCC 模型不同一次引射火箭结构和工作参数条件下的多种工作状态进行了模拟。结果发现: 提高一次火箭燃烧室工作压强, 二次流量增加, 系统推力增加, 混合效果增强; 一次火箭喷管形状直接影响引射掺混效果, 但在保证足够一次流量的前提下, 方形管道中可以使用锥形一次喷管, 不会带来性能上的较大差异; 一次火箭喷管数目增加, 掺混质量提高; 一次喷管扩张半角的改变不会影响二次引入流量, 但会影响掺混效果和一次火箭自身推力; 一次喷管面积膨胀比的变化, 不会影响二次引入流量, 但会改变混合效果。

关键词: 复合式发动机; 引射模态; 性能分析

中图分类号: V438

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0204-04

Effect of primary rocket parameters on the performance of RBCC (rocket based combined cycle) in ejector mode

WANG Guo-hui, HE Guo-qiang, CAI Ti-min

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnic Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: Applying 3-D turbulent finite volume numerical algorithm validated, different operation status of Rocket Based Combined Cycle (RBCC) model with different structures and working conditions of primary rocket were simulated in ejector mode. It was found that: 1, by increasing the chamber pressure of the primary rocket, the second air mass flow rate, the total thrust of the model and the mixing efficiency will increase. 2, the shape of primary rocket nozzle can affect the ejector-mixing efficiency dramatically. However, with the promise of providing enough primary mass flow, cone-shaped primary nozzle can be utilized in the rectangular main duct of RBCC model, which will not bring obvious reduction to the system performance. 3, by increasing primary nozzle number, the mixing quality will improve. 4, the expansion half angle of primary nozzle can not change the second mass flow rate. But can affect the mixing efficiency and thrust of primary rocket. 5, the change of area expansion ratio of the primary nozzle will not effect second mass flow rate. But it will change the mixing efficiency.

Key words: Compound engine; Ejector mode; Performance analysis

1 引 言

国外对火箭基组合循环(RBCC)的研究已经很多^[1,2],国内的研究工作也已经起步^[3]。在RBCC引射模态工作过程中, 无论是否组织二次燃烧, 引射抽吸和二次掺混都是影响RBCC工作效率的关键因素^[4]。一次引射主火箭, 作为RBCC的重要组成部分, 其结构参数和工作参数对于引射抽吸和二次掺混的质量影响很大, 分析这些参数对RBCC工作效率和

性能的影响, 对于认识其引射模态的工作过程本质及在此基础上的结构参数和性能参数的优化十分必要。

2 研究方法

本文沿用文献[4]中经过校验的数值算法。图1为基础物理模型, 本文称为RBCC“原模型”。在不同工况的计算中, 相应物理模型的结构构型和尺寸的调整都是从“原模型”的基础出发。引入推力比和引射比两个参数来衡量模型的整体推力性能和引射效果。

^{*} 收稿日期: 2002-06-12; 修订日期: 2002-09-25。

作者简介: 王国辉 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程研究。

推力比 η 是所研究的 RBCC 模型的整体推力与估算的一次引射火箭地面推力之间的比值, 可从宏观上揭示 RBCC 模型整体结构与一、二次流掺混对系统推力的综合作用。引射比 η_m 是二次流量与一次流量的比值, 它可以揭示 RBCC 模型的引射效率。

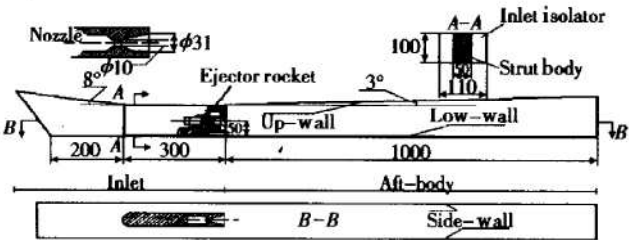


Fig. 1 RBCC “original model”

为了深入比较各种工况下一、二次流的掺混效果, 依然使用总压和总温的分布情况定性予以衡量。但没有将所有工况下的总压和总温分布全部给出^[5]。本文中, 坐标原点取于主引射火箭喉道中心上游 10mm 处, x 向为主流动方向, y 向为高度方向, z 向为宽度方向, $z = 0$ 平面为计算对称面。

3 一次火箭参数对引射掺混的影响

3.1 燃烧室压强

对“原模型”补充计算了一次火箭燃烧室压强分

别为 2MPa, 6MPa, 8MPa, 10MPa 和 12MPa 的情况。表 1 中随着一次火箭燃烧室压强的增加, 系统推力和推力比增加。另外, 随着一次火箭燃烧室压强的增加引射比降低, 且降低幅度较大, 但引入的绝对二次空气流量却随着一次火箭燃烧室压强的增加而增加。

图 2 为不同一次火箭燃烧室压强情况下 $y = 0$ 截面上的马赫数分布。由图可见, 随着一次火箭燃烧室压强的增加, 管道中的射流流场变化很大, 从 2MPa 时的正激波封住一次火箭喷管出口, 到后来的过膨胀流动, 再到后来的欠膨胀流动, 流场的流动特性不断发生变化。另外, 在 8MPa 和 12MPa 的情况下, 支板尾端形成了局部低超声速区, 且二者超声速区大小和超声量值不同, 12MPa 情况下的区域更大, 超声量更高。从总压和总温变化的比较中可以发现, 随着一次火箭燃烧室压强的增加, 混合效果越来越好。

3.2 喷管形状

图 3 给出了 4 种不同结构的喷管, No. 1 为图 1 所示的特型型面, 喷管扩张段长度为 40mm, 喉道直径 10mm, 喷管出口直径 31mm, 喷管出口扩张角 0° ; No. 2 为前文所述的锥形, 喷管扩张段长度为 40mm, 喉道直径 10mm, 喷管出口直径 31mm, 喷管出口扩张角 15° ; No. 3 为二元形, 即垂直 z 轴的两个侧壁平直, 平行于

Table 1 Calculation results

Operation regime		Thrust/N		$\eta/\%$	Mass flow ratio/(kg/s)		η_m
		Primary rocket	RBCC		Primary rocket	Second air	
Chamber pressure of primary rocket/MPa	12	1274. 97	900. 60	70. 6	0. 636	1. 320	2. 075
	10	1049. 37	725. 40	69. 1	0. 530	1. 306	2. 464
	8	824. 17	553. 00	67. 1	0. 422	1. 286	3. 047
	6	598. 77	399. 20	66. 6	0. 316	1. 268	4. 013
	4	373. 27	245. 80	65. 8	0. 208	1. 157	5. 514
	2	148. 37	91. 60	61. 7	0. 104	0. 892	8. 577
Shape of primary rocket nozzle No.	1	373. 27	245. 80	65. 8	0. 208	1. 157	5. 514
	2	382. 39	260. 54	68. 1	0. 208	1. 190	5. 721
	3	363. 57	216. 88	59. 7	0. 208	1. 218	5. 856
	4	398. 37	264. 14	66. 3	0. 208	1. 188	5. 711
Number of primary rocket nozzle	1	373. 27	245. 80	65. 8	0. 208	1. 157	5. 514
	2	743. 92	446. 44	60. 0	0. 416	1. 314	3. 159
	3	1121. 31	728. 80	65. 0	0. 624	1. 320	2. 115
	6	1008. 38	733. 24	72. 7	0. 624	1. 298	2. 080
Expansion half-angle of primary rocket nozzle/($^\circ$)	10	385. 17	259. 70	67. 4	0. 208	1. 192	5. 731
	15	382. 39	260. 54	68. 1	0. 208	1. 190	5. 721
	20	377. 33	249. 16	66. 0	0. 208	1. 188	5. 711
Area expansion ratio of primary rocket nozzle	4	875. 10	536. 70	61. 3%	0. 418	1. 310	3. 134
	9. 61	917. 82	558. 60	60. 9%	0. 418	1. 310	3. 134
	16	935. 98	538. 52	57. 5%	0. 418	1. 310	3. 134

z 轴的两个侧壁为特型型面, 喷管扩张段长度为 40mm, 喉道尺寸为 $3.93\text{mm} \times 20\text{mm} (y \times z)$, 喷管出口尺寸 $37.75\text{mm} \times 20\text{mm} (y \times z)$, 喷管出口扩张角 0° ; No. 4

为方形, 喷管扩张段长度为 40mm, 喉道尺寸为 $8.86\text{mm} \times 8.86\text{mm} (y \times z)$, 喷管出口尺寸 $27.48\text{mm} \times 27.48\text{mm} (y \times z)$, 喷管出口扩张角 13° (4 个方向相同)。

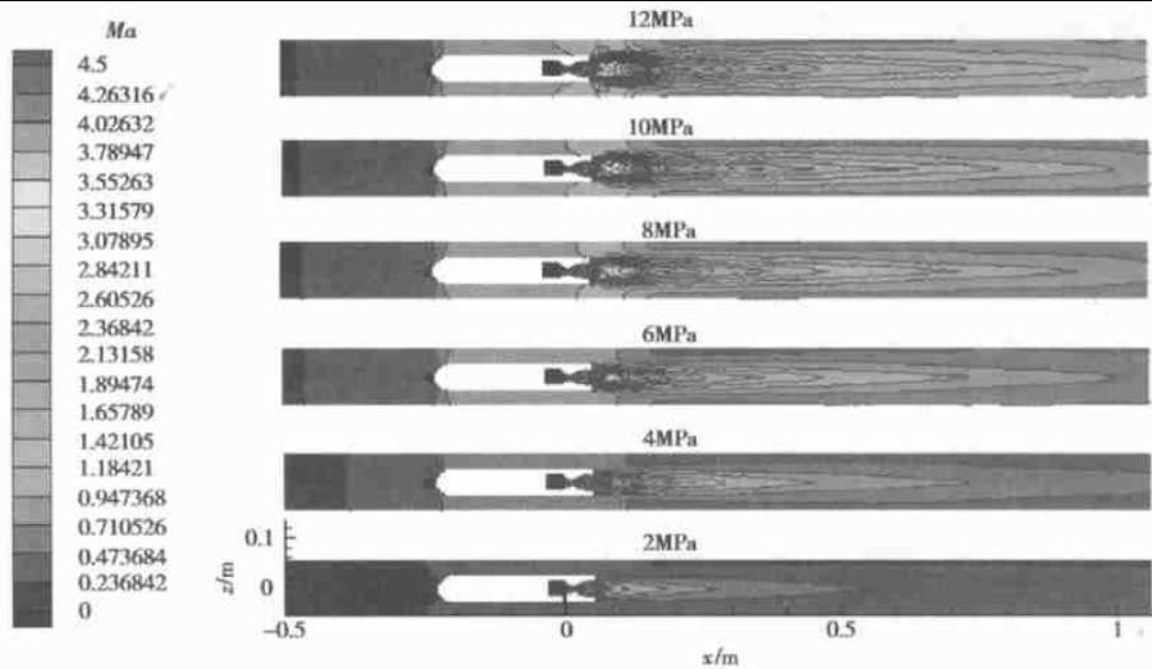


Fig. 2 Mach number distribution with different primary rocket chamber pressure ($y = 0$)

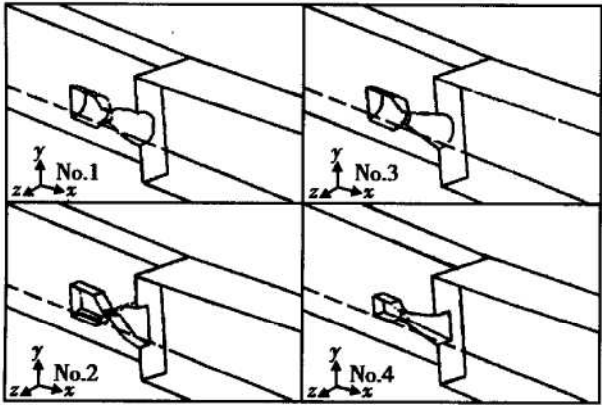


Fig. 3 Primary rocket nozzle with different shape

表 1 中, No. 4 喷管产生的推力最大, No. 2 喷管的推力效率最高, No. 3 喷管的系统推力最小, 推力效率也最低。从二次流量来看, No. 3 喷管最大, 引射比最高, 相对来说, No. 1 喷管的引射二次流量最低, 引射比也最小。从总压和总温分布中可以发现, No. 3 喷管的掺混效果最差, 其它三种喷管的掺混效果比较接近, 相对而言, No. 1 喷管的掺混效果稍稍优出一点。

3.3 喷管数目

计算了一次火箭喷管数量分别为 1 个、2 个、3 个和 6 个情况下 RBCC 模型内流动状态。在前三种情况的计算中, 依然使用特型喷管, 根据不同的数目, 按

照等间距原则排列在支板尾部, 喷管轴线均在对称面上。另外, 设计了一种新的喷管排列组合方式, 结构形式见图 4。使用 6 个方形一次喷管, 每个小喷管的喉道和出口都是方形, 喉道尺寸为 $6.22\text{mm} \times 6.22\text{mm}$, 仅为其它三种情况下喷管喉道面积的一半。喷管出口的尺寸是 $23.824\text{mm} \times 27.648\text{mm}$, 本来应该是 $27.648\text{mm} \times 27.648\text{mm}$, 这里将其设计为一次喷管壁面与支板侧壁面相交, 形成外向切口, 切口缘距离支板尾缘 14.3 mm, 这是为增强一次流与二次流的掺混而考虑的, 喷管扩张段长度 40mm, 喷管扩张半角为 15° 。计算中, 一次火箭燃烧室工作压强为 4MPa, 温度为 3000K。

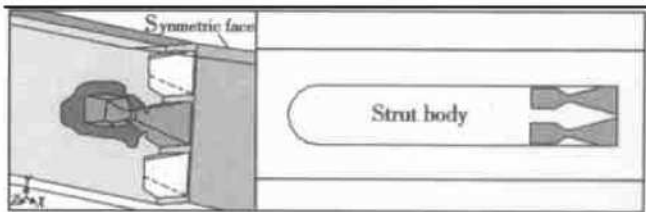


Fig. 4 Primary rocket with 6 nozzles

表 1 中, 随着喷管数目的增加, 系统的推力不断变大(由于喷管喉道面积的原因, 6 个喷管的情况例外)。从推力比来看, 2 个喷管情况下的推力比最低, 6 个喷管情况下推力比最高, 说明 6 喷管方案达到了预

期目的,一次流与二次流更好的混合,提高了推力效率。从引射效果来看,3个喷管下引入的二次空气量最大,1个喷管情况下引入的绝对空气量最小,但引射比最大,即引射效率最高。6个喷管和3个喷管的一次流量相同,但6个喷管情况下的引射效率偏低,这与喷管的结构有一定关系。从总压和总温分布中可以看到,1个喷管情况下掺混效果最差,2个喷管稍优,3个喷管更优,6个喷管掺混效果最好。

3.4 喷管扩张角

在保证一次火箭燃烧室工作压强和喷管面积膨胀比相同的情况下,计算了一次火箭喷管扩张半角分别为 10° 、 15° 和 20° 时RBCC内流动。其中一次火箭喷管采用锥形喷管,以便于通过调整锥台半角来改变喷管扩张半角。计算中保持一次火箭喷管出口直径为31mm,喉道直径为10mm,一次火箭燃烧室工作压强为4MPa,温度为3000K。

表1中一次火箭喷管扩张半角为 20° 时,引入的空气流量相对最低, 10° 时引入的空气流量相对最高。但是,就二次流量绝对数值来看相差不大,最大最小只差0.004kg/s,占一次火箭流量的1.9%,本文认为这种差异是由数值计算误差形成的。从推力性能上来看, 15° 时推力比最大, 20° 时推力比最小。这主要是由于 20° 时一次火箭喷管出口处更大的扩张半角带来了更高的垂直于喷管轴向的速度,从而使一次火箭产生有效推力的轴向速度被削弱,这一点也可以从一次火箭地面推力看出。从图5给出的总压和总温分布中可以发现, 10° 情况下混合效果最差,而 15° 和 20° 情况下的混合效果接近。相对来说 20° 时的效果更好一些。

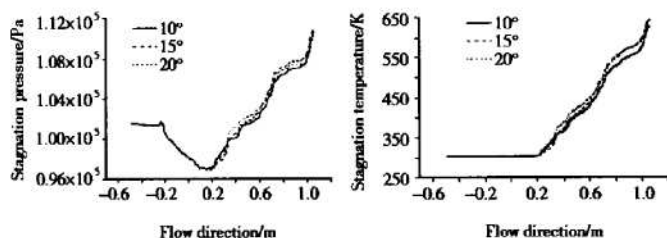


Fig. 5 Stagnation pressure and stagnation temperature distribution on the line from sidewall 1mm distance with different expansion half angle of primary rocket nozzle($y=0$)

3.5 喷管面积膨胀比

保证一次火箭喷管扩张半角均为 15° ,一次火箭燃烧室压强与温度均为8MPa及3000K的情况下,只改变一次火箭面积膨胀比。计算针对锥形一次喷管

进行,在调整面积膨胀比的过程中,保持一次火箭喉道半径为5mm,喷管出口半径则分别为10mm,15.5mm和20mm,相应的面积膨胀比为4,9.61和16。

表1中,面积膨胀比为16时,一次火箭地面推力最大,说明此时一次火箭相对于其它两种工况来说,膨胀最完全。但就整个系统所产生的推力来看,却是面积膨胀比为9.61时最大。从推力比来看,面积膨胀比为4时最大,造成这种结果的主要原因是一次火箭地面推力过低。从引射情况来看,三种情况引入的二次流量相等,与出口面积大小无关。从总压和总温分布(见图6)情况来看,一次火箭喷管面积膨胀比为16时混合效果最好,其它两种工况的混合效果接近。

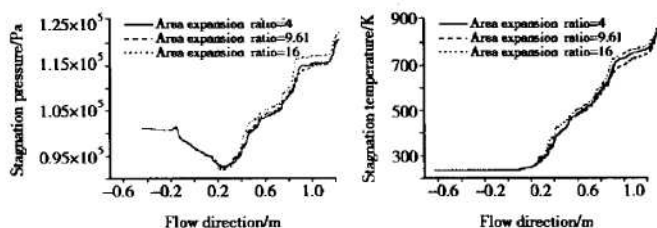


Fig. 6 Stagnation pressure and stagnation temperature distribution on the line from sidewall 1mm distance with different area expansion ratio of primary rocket nozzle ($y=0$)

4 结束语

本文对RBCC模型在不同一次火箭结构参数和工作参数下的流动状态进行了数值模拟,共计算了16种工况,所得的结论是针对地面静止自由引射无二次燃烧情况的,而且所得结论是基于单因素变量条件的,未计及多因素交叉作用,因此研究结果尚属初步的、不成熟的。在以后的研究工作中还需实验进一步验证,以期获得更加准确有效的结论。

参考文献:

- [1] Lehmen M, Pal S, Santoro R J. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode[R]. AIAA 2000-3725.
- [2] Ruf J H. Benchmark of FDNS CFD code for direct connect RBCC test data[R]. AIAA 2000-3726.
- [3] 何国强,刘佩进,王国辉,等. 支板簇引射发动机—21世纪新型航天动力[J]. 宇航学报,2000,21,11月增刊.
- [4] 王国辉,蔡体敏,何国强,等. RBCC火箭引射模态流动分析与校验[J]. 推进技术,2002,23(4).
- [5] 王国辉. 火箭基组合循环(RBCC)引射模态工作过程研究[D]. 西安:西北工业大学,2001.