

SMC 模式下 RBCC 发动机 4 Ma 工况性能仿真

刘 昊, 王 君, 张留欢

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:为研究 SMC 模式下火箭混合比对 RBCC 发动机性能的影响规律, 完成了氢/氧火箭推力室中心布局、二元定几何结构模型发动机飞行马赫数 $Ma_0 = 4$ 、高度 $H = 17$ km 弹道点流场仿真, 获得了不同火箭混合比 ($MR = 2, 3, 4, 5, 6, 8$) 及燃烧室长度的推力、比冲性能。研究表明: 在火箭燃气富燃条件下 ($MR < 8$), 产生了正的火箭推力增益, 且随着混合比的减小, 火箭推力增益增加; 二次燃烧过程受火箭射流与冲压主流剪切层掺混主导, 在给定的基准燃烧室长度下, 燃烧效率随着混合比的提高而增加, 且火箭射流与冲压主流的超/超射流剪切层燃烧过程一直持续到喷管出口; 通过增加燃烧室长度, 火箭富燃燃气获得更为充分的燃烧, 发动机性能显著提升, 但在具体发动机设计中, 燃烧室长度的选取需在燃烧效率与结构惩罚之间进行权衡。

关键词: RBCC 发动机; SMC 模式; 火箭混合比; 燃烧室长度

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)02-0027-05

Performance simulation of 4 Ma operating condition under SMC mode for RBCC engine

LIU Hao, WANG Jun, ZHANG Liuhuan

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to obtain the influence of rocket mixing ratio on RBCC engine performance under SMC mode, the flow field simulation of $Ma_0 = 4$, $H = 17$ km was conducted for the engine with the center layout of H_2/O_2 rocket thrust chamber and two-dimension fixed structure. The engine thrust and specific impulse of different rocket mixing ratio ($MR = 2, 3, 4, 5, 6, 8$) and combustor lengths were analyzed also. The studies indicates that: Positive rocket thrust augmentation is obtained when the rocket operating under rich-fuel state ($MR < 8$), and rocket thrust augmentation reduces with the rocket mixing ratio increasing; The secondary combustion process is dominated by the shear layer mixing effect between the supersonic rocket gas jet and the supersonic air flow captured by ramjet combustor. Under the given reference combustor length in this paper, the combustion efficiency increases with the improvement of mixing ratio, and the supersonic/supersonic jet shear layer combustion process lasts until the nozzle outlet; Engine thrust and specific impulse can be significantly enhanced by increasing the combustor length so that the rocket fuel-rich gas can be fully burned. However, in the specific engine design, the selection of the combustor length should be balanced between the combustion efficiency and the engine structure penalty.

Keywords: RBCC engine; SMC mode; rocket mixing ratio; combustor length

收稿日期: 2020-07-08; 修回日期: 2020-09-14

作者简介: 刘昊 (1984—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为组合推进技术。

0 引言

采用何种燃烧模式组织 RBCC 发动机冲压流道空气流与燃料的二次燃烧,对发动机性能及结构有着重要影响^[1-3]。目前,二次燃烧模式主要分为四种^[4-11]:①SMC(simultaneous mixing and combustion)模式,采用富燃火箭,火箭产生的一次流和冲压流道空气二次流边掺混边燃烧;②DAB(diffusion and afterburning)模式,采用化学恰当比火箭,在流道下游喷注二次燃料,待一次火箭流与二次空气流掺混完成后,组织二次燃烧;③SPI(shielded primary injection)模式,在化学恰当比的一次流内喷注燃料,利用一次流火箭羽流包裹燃料并实现燃料的输运,延缓二次流与燃料的混合及燃烧过程;④IRS(independent ramjet stream)模式,在进气道或隔离段内将燃料喷入空气流,在火箭燃气与空气掺混前完成燃烧。其中,SMC 燃烧模式采用火箭推力室提供富燃燃气作为燃料与来流空气进行二次燃烧,省略了专门的燃料喷注装置,燃烧室结构简单,引起国内外学者关注^[12-19]。

在火箭冲压模式下,由于火箭燃气射流与冲压来流间超声速射流剪切层内燃料/空气掺混过程主导着火箭富燃燃气的二次燃烧过程,因此火箭混合比对 RBCC 发动机性能存在重要影响。公开发表文

献调研表明,SMC 模式的研究国内外主要集中于火箭引射模态,而研究火箭冲压模态下的较少,因此,本文对此进行研究。

本文以数值仿真为研究手段,完成模型发动机模拟飞行 $Ma_0 = 4$ 、高度 $H = 17$ km 来流条件氢/氧火箭不同混合比(MR = 2、3、4、5、6、8)及燃烧室长度流场数值仿真,基于仿真结果,分析了火箭混合比及燃烧室长度对发动机推力、比冲性能的影响。

1 数值方法

采用文献[20]给出的 RBCC 发动机构型,该发动机为氢/氧火箭推力室中心布局、二元定几何结构,计算模型见图 1,计算工况及边界条件见表 1,表中 L 为基准燃烧室长度。

计算采用结构网格,控制方程为考虑组分输运的二维雷诺时均 Navier-Stokes 方程,计算格式为二阶 AUSM 格式,湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,燃烧采用有限速率模型,动力学模型为 H_2 单步总包模型,计算网格及计算方法详见文献[13]。

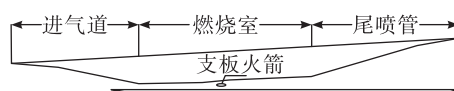


图 1 计算模型示意图

Fig. 1 Sketch of computational model

表 1 计算工况及边界条件

Tab. 1 Calculating cases and boundary conditions

工况 编号	H/km	Ma_0	空气流量/ ($kg \cdot s^{-1}$)	燃烧 室长 度	火箭推力室燃气参数					
					混合比	总温/K	总压/MPa	流量/ ($kg \cdot s^{-1}$)	组分质量分数	
									H_2	H_2O
1	17	4	6.8	L	2	2 075	4	1.07	0.250	0.750
2	17	4	6.8	L	3	2 686	4	1.07	0.156	0.844
3	17	4	6.8	L	4	3 108	4	1.11	0.100	0.900
4	17	4	6.8	L	5	3 372	4	1.16	0.063	0.937
5	17	4	6.8	L	6	3 518	4	1.22	0.036	0.964
6	17	4	6.8	L	8	3 593	4	1.36	0.000	1.000
7	17	4	6.8	$2L$	3	2 686	4	1.07	0.156	0.844

2 计算结果及分析

2.1 发动机流场基本特征

不同混合比工况发动机内流动基本特征相似,图2以混合比 $MR=2$ 工况为代表,给出了发动机流场数值纹影及马赫数、温度云图。支板后发动机流场主要存在两道波系:①支板火箭前缘激波,超声速来流空气经支板压缩,在支板前缘形成激波;②火箭燃气射流压缩激波,火箭燃气射流膨胀对超声速来流空气进行压缩,在支板尾部形成激波。上述两道激波在燃烧室壁面及火箭燃气射流剪切层之间不断反射、相交构成了燃烧室流场流动基本特征。

图3和图4分别给出了发动机轴向不同截面温度及速度分布,图中纵坐标采用发动机内流道无量纲化当地高度。一次火箭流与二次空气流之间通过组分、动量及能量运输,火箭燃气及空气沿气流动

动方向逐步完成掺混并进行二次燃烧,导致超声速射流剪切层厚度沿发动机轴向不断增长,这一过程一直持续到喷管出口。

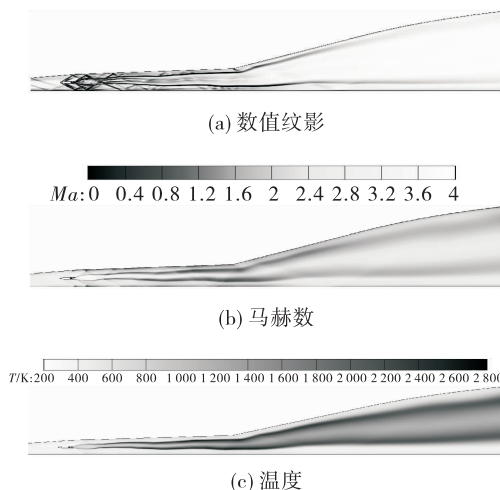


图2 $MR=2$ 流场云图

Fig. 2 Flow field contour with $MR=2$

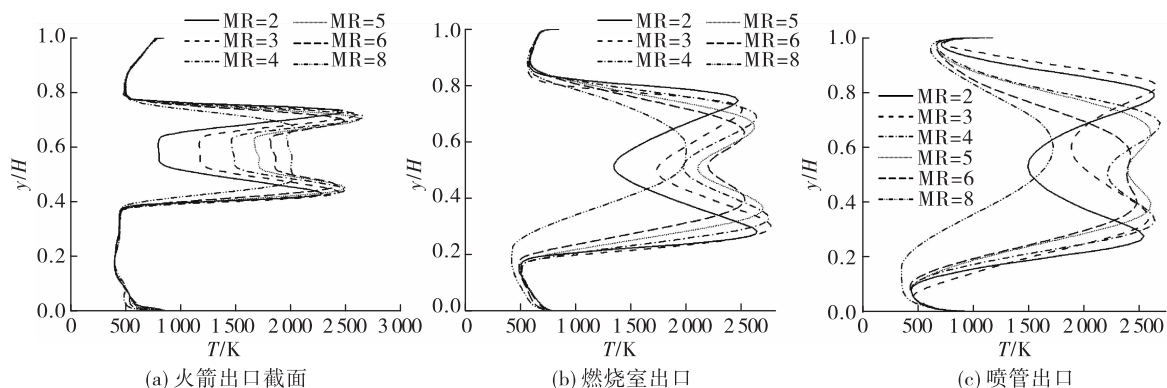


图3 不同轴向截面温度分布

Fig. 3 Temperature distribution in different axial sections

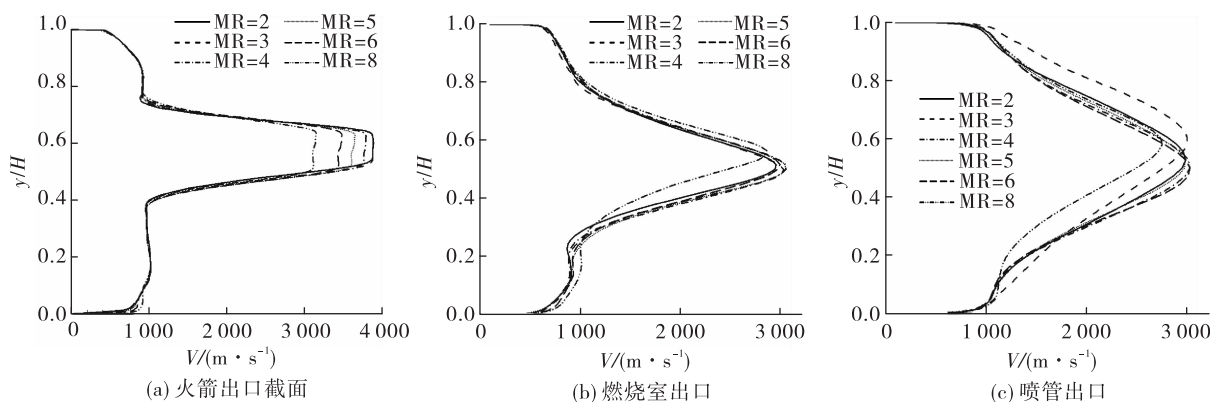


图4 不同轴向截面轴向速度分布

Fig. 4 Velocity distribution in different axial section

2.2 混合比对发动机性能影响

图5给出了混合比对发动机推力、比冲的影响曲线。本文采用的发动机性能参数均为截面质量加权平均值。图5中 F_r 为火箭燃气完全膨胀到飞行高度大气环境压力时产生的推力, I_r 为 F_r 对应的火箭比冲; F 为 RBCC 发动机内推力, I 为 F 对应的发动机比冲; $\Delta F = F - F_r$ 为火箭推力增益, 表示火箭与冲压组合成为 RBCC 发动机后, 与单独的火箭发动机相比, 所产生的推力增益; 火箭比冲增益 $\Delta I = I - I_r$, 为 ΔF 对应的比冲。

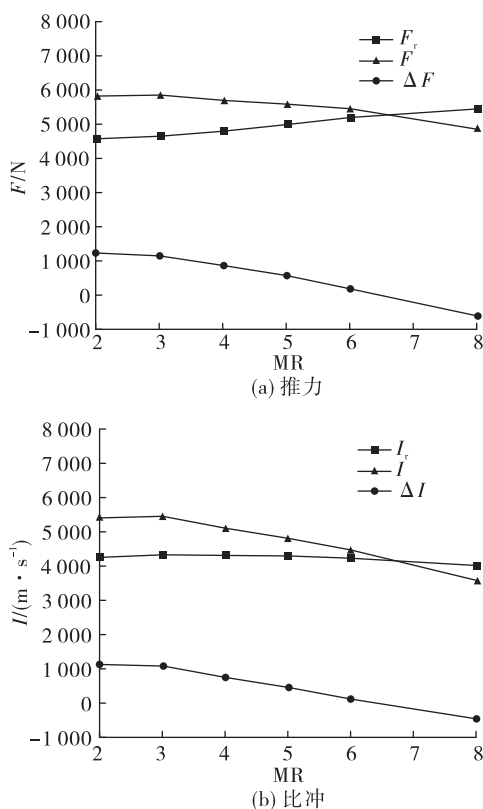


图5 发动机性能与混合比关系

Fig. 5 Relationship between engine performance and MR

从图5可以看出,火箭推力增益 ΔF 及火箭比冲增益 ΔI 均随混合比的增加而降低,在 $MR < 8$ 时,火箭推力增益为正,而 $MR = 8$ 时,火箭推力增益为负。这是由于在 $MR = 8$ 时火箭中的氢和氧以化学恰当比燃烧,产物中无额外的燃料,因此燃气仅与来流空气发生掺混,而无燃烧过程;而 $MR < 8$ 时,火箭富燃燃气中的 H_2 与来流空气进行二次燃烧,喷管出口气流速度得以提高,产生额外推力。同时,火箭混合比 MR 越小,燃气中 H_2 含量越高,二次燃烧

后燃气温度相应更高,所产生的发动机推力更大。

图6给出了燃烧室出口及喷管出口燃烧效率与混合比关系曲线。燃烧效率采用燃料消耗定义, $\eta_c = (m_{fr} - m_{fsec}) / m_{fr}$, 式中 m_{fr} 为火箭出口燃气中氢质量流量, m_{fsec} 为给定发动机截面氢质量流量。从图中可以看出,燃烧室出口及喷管出口燃烧效率均随着混合比增加而增大,从上节分析中可知燃烧发生于火箭燃气射流剪切层,图3不同轴向截面温度沿燃烧室高度方向呈双峰分布就是火箭燃气射流剪切层燃烧的典型特征,而超声速火箭燃气与超声速来流空气一直到发动机出口还未完全掺混,因此导致火箭富燃燃气中的氢气与空气未能充分掺混燃烧,混合比 MR 越大,火箭出口燃气中 H_2 含量越低,火箭燃气射流剪切层内燃烧相对越充分。同时,不同火箭推力室混合比下,喷管出口燃烧效率均显著高于燃烧室出口,表明火箭燃气射流剪切层内燃烧一致持续到喷管出口,燃烧主要受火箭燃气与冲压空气主流超/超剪切层掺混过程主导。

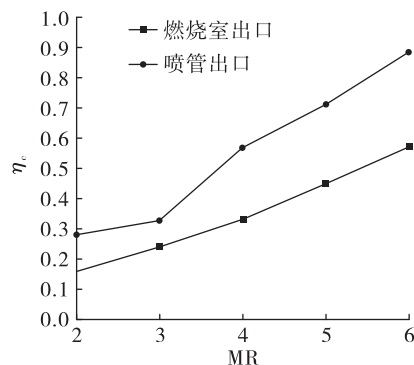


图6 燃烧效率与混合比关系曲线

Fig. 6 Relationship between combustion efficiency and MR

2.3 燃烧室长度对发动机性能影响

为使火箭富燃燃气射流与主流空气获得更为充分的燃烧,将燃烧室长度由 L 增大至 $2L$,完成 $MR = 3$ 、燃烧室长度 $2L$ 工况流场仿真,表2给出了计算获得的不同燃烧室长度发动机性能及燃烧效率。从表中可以看出,由于燃烧室长度的增加,火箭富燃燃气射流与主流空气获得了更好的掺混,喷管出口燃烧效率提高了 36.0%,发动机推力、比冲提高了 16.5%。然而,虽然随着燃烧室长度的增加,发动机性能获得提升,但是当燃烧室长度增大至 $2L$ 时,喷管出口燃烧效率仅为 69.0%,仍有 31.0% 燃料未参与燃烧。

表2 MR=3不同燃烧室长度燃烧效率及推力增益

Tab.2 Combustion efficiency and thrust augmentation under different combustor lengths at MR=3

燃烧室 长度	燃烧室出口 燃烧效率	喷管出口 燃烧效率	F/N	$I/$ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
L	0.240	0.330	5 824	5 443
$2L$	0.499	0.690	6 783	6 339

3 结论

基于模拟飞行 $Ma_0 = 4$ 来流条件氢/氧火箭不同混合比(MR=2、3、4、5、6、8)模型发动机流场数值计算结果,分析了SMC燃烧模式下火箭混合比及燃烧室长度对RBCC发动机性能的影响,在本文所给定的条件下,获得结论如下:

1)在火箭燃气富燃条件下(MR<8),产生了正的火箭推力增益,且随着混合比的减小,火箭推力增益增加;

2)当燃烧室长度限定时,燃烧效率随着混合比的提高而增加,且火箭射流与冲压主流的超/超声流剪切层燃烧过程一直持续到喷管出口;

3)通过增加燃烧室长度,火箭富燃燃气获得更为充分的燃烧,发动机性能显著提升,但在具体发动机设计中,燃烧室长度的选取需在燃烧效率与结构惩罚之间进行权衡。

参考文献:

- [1] 刘洋,何国强,刘佩进,等. RBCC组合循环推进系统研究现状和进展[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 288-293.
- [2] 崔朋,徐万武,陈健,等. 火箭基组合循环燃烧组织研究现状[J]. 火箭推进, 2015, 41(4): 1-7.
CUI P, XU W W, CHEN J, et al. Research progress about rocket based combined cycle combustion organization[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(4): 1-7.
- [3] 王振国,梁剑寒,丁猛,等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739.
- [4] LEHMAN M, PAL S, BRODA J, et al. Raman spectroscopy based study of RBCC ejector mode performance[C]//37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [5] LEHMAN M, PAUL S, SANTORO R J. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode[R]. AIAA

2000-3725, 2000.

- [6] 王国辉,何国强,刘佩进,等. RBCC引射模态DAB模式二次燃烧数值研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(1): 5-8.
- [7] RUSSELL R, BROCCO D, DAINES R. Modeling and validation of an ejector primary rocket for shielded afterburning fuel injection[C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [8] BOND R, EDWARDS J. CFD analysis of an independently fueled ramjet stream in an RBCC engine[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [9] 崔朋. SMC模式下火箭基组合循环引射/亚燃模态性能研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2015.
- [10] 潘科玮,何国强,刘佩进,等. RBCC混合燃烧模态一次火箭对燃烧稳定影响[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 544-548.
- [11] 吕翔,刘佩进,何国强,等. 火箭引射模态下一次火箭流量优化方法研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6): 631-635.
- [12] 黄生洪,何国强,何洪庆. 支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动(I)瞬时掺混燃烧流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 160-165.
- [13] KAMHAWI H, KRIVANEK T, THOMAS S, et al. Direct-connect ejector ramjet combustor experiment[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [14] JOS C C, ANDERSON W E, SANKARAN V, et al. Ducted rocket tests with a fuel rich primary Thruster[R]. AIAA 2005-4282, 2005.
- [15] LI Y F, HE G Q, LIU P J. Experimental investigation of rocket ejector in SMC combustion mode[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [16] 李宇飞,何国强,刘佩进. SMC燃烧模式下引射火箭性能影响因素的实验研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 97-100.
- [17] 魏祥庚,秦飞,石磊,等. RBCC用变工况气氧/煤油引射火箭发动机设计和试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(3): 558-564.
- [18] 朱韶华,田亮,刘亚冰,等. RBCC引射火箭燃烧室设计及试验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1378-1386.
- [19] 刘佩进,何国强,李宇飞. RBCC引射火箭模态二次燃烧实验[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 75-77.
- [20] 刘昊,王君. RBCC发动机火箭推力增益之探讨[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 18-23.
LIU H, WANG J. Discussion of rocket thrust augmentation for RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 18-23.