

RBCC 火箭对直扩通道抗反压能力的影响研究

刘晓伟, 刘 昊, 张蒙正
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 提高直扩通道抗反压能力, 改善进气道/燃烧室匹配特性, 是 RBCC 研究的重要方向。本文研究了在隔离段出口位置布置火箭对直扩通道的抗反压能力的影响, 并对比了火箭中心和侧壁布置方式下的数值仿真结果。研究表明: 火箭射流可以提高直扩通道的抗反压能力, 且抗反压上限和火箭室压呈现出较好的线性关系; 火箭侧壁布置较中心布置抗反压能力稍强; 火箭侧壁布置, 火箭高室压和高反压条件下, 背压激波以正激波形态存在。

关键词: RBCC 发动机; 进气道/燃烧室匹配, 抗反压能力; 数值模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 06-007-04

Influence of RBCC rocket on resisting backpressure ability of straight-expanded flowpath

LIU Xiaowei, LIU Hao, ZHANG Mengzheng
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: It is an important direction of RBCC study to improve the straight-expanded flowpath resisting backpressure ability and the matching of inlet and combustor. The influence of RBCC rocket at the isolation exit on the resisting backpressure ability of straight-expanded flowpath is investigated. The results of numerical simulation of two different rocket layout modes (the axes rocket and the sidewall rocket) are contrasted. The investigation shows that the jet flow of RBCC rocket can improve the resisting backpressure ability of straight-expanded flowpath, and the upper limit of resisting backpressure increases with the increase of rocket combustor pressure, which conforms with linear relation. The resisting backpressure ability of the sidewall rocket is slightly higher than that of the axes rocket. The backpressure shock wave exists in a normal shock wave form, if the combustor pressure and the backpressure of the sidewall rocket are high.

Keywords: RBCC engine; matching of inlet and combustor; ability of resisting backpressure; numerical simulation

收稿日期: 2015-07-28; 修回日期: 2015-08-27

基金项目: 国家 863 项目(2010AA702308)

作者简介: 刘晓伟 (1982—), 男, 博士, 研究领域为吸气式组合推进

0 引言

RBCC 发动机利用集成于冲压流道的火箭发动机, 将不同吸气式发动机工作速域串联起来, 实现大范围吸气式模式工作, 从而具有较高的综合性能^[1-28-10]。如何使用火箭发动机, 成为 RBCC 发动机的关键技术之一。

RBCC 流道一般基于双模态冲压发动机流道设计。 Ma 4.0 以上, 双模态冲压流道具有较高的比冲。低马赫数时, 由于进气道压缩量(收缩比或压缩角)偏大, 冲压流道很难维持高的比冲性能。因此, 目前很多典型 RBCC 发动机流道方案开始采用喉道面积可调的变几何技术^[3-6]。低马赫数时, 发动机喉道面积增加, 带来燃烧室和喉道面积比的降低, 流道型面缺少了大面积比进气道扩张段这一结构, 进气道抗反压能力降低, 导致燃烧室压力上限降低, 最终导致冲压流道的比冲降低。

和双模态冲压发动机比较, RBCC 发动机多了内置火箭发动机这一部件, 利用火箭产生的高速羽流, 应该可以增加进气道的抗反压能力^[7]。本文就此开展了数值模拟研究, 并对比了不同火箭布置方式带来的影响。

1 物理模型

研究时选取了两种 RBCC 火箭布置方式: 中心布置和侧壁布置, 分别记为构型 1 和构型 2, 如图 1 所示。两种构型均为二维结构, 包括隔离段、混合扩压段和等高段三段。隔离段等高, 两种构型总高度相等。火箭位于隔离段出口, 其轴线和冲压流道轴线平行, 两种构型火箭出口总高度相等, 为 $0.4H$, 火箭型面相似。混合扩张段上下壁面扩张角度相同。选取较长的隔离段以模拟隔离段较厚的附面层, 扩张段长度和扩张比参考文献 [7] 地面直连试验模型尺寸。混合扩张段上下壁面扩张角度相同。发动机正常工作时, 燃烧室反压引起的激波串现象发生在隔离段和扩张段内, 因此建模时未包括进气道压缩面。

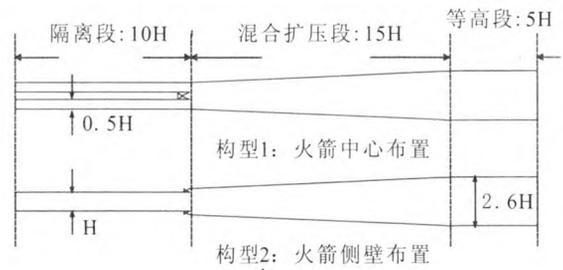


图 1 流道构型

Fig. 1 Flowpath configuration

2 计算方法及边界条件

利用 FLUENT 软件求解二维 N-S 方程, 选取 SST $k-\omega$ 湍流模型, 此模型对于逆压梯度引起的流动分离, 以及超声速气流中的激波和膨胀波现象都具有较好的模拟准确度。采用结构化网格(局部网格如图 2 所示), 网格过渡比不大于 1.1, 壁面网格局部加密, 近壁第一层网格距壁面约 0.05 mm。所有残差指标下降到 10^{-3} 以下、进出口流量相对误差小于 10^{-4} 且变化平稳, 认为数值计算结果收敛。

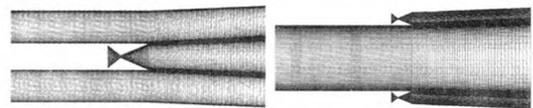


图 2 局部网格

Fig. 2 Local grids

喉道段入口静压 72 469.6 Pa、马赫数 1.7、静温 384.4 K, 对应飞行马赫数 3.0, 高度 16 km。同一室压下, 两个构型火箭总流量相等。

3 结果分析

表 1 给出了两种构型不同火箭室压 (p_i) 下的反压上限 ($(p/p_i)_{\max}$) (p_e 和 p_i 分别代表构型出口和入口静压), 由于本文数值模拟为给定背压下的稳态流场计算, $(p/p_i)_{\max}$ 的具体数值较难获得, 给出一定精度下的范围值就可满足研究需求。可以看出, 在相同火箭室压条件下, 两种构型抗反压能力接近, 某些火箭工况下构型 2 稍高; 随着火箭室压的增加, 两种构型的抗反压能

力不断增加, 增幅基本不变, 即火箭室压增加 2.0 MPa, $(p/p_i)_{\max}$ 增加约 0.41, 呈现出较好的线性关系。

表 1 不同火箭室压下的抗反压上限 $(p/p_i)_{\max}$

Tab. 1 Upper limit $(p/p_i)_{\max}$ of resisting backpressure at different rocket combustor pressures

p_r/MPa	0.0	2.0	4.0	6.0
构型 1	3.73~3.86	4.14~4.28	4.55~4.69	4.97~5.11
构型 2	3.73~3.86	4.14~4.28	4.69~4.83	5.11~5.24

参考文献 [7] 利用高压氮气模拟火箭来流, 针对典型“直扩通道”构型, 研究了火箭室压对该构型抗反压能力的影响。结果表明抗反压能力随火箭室压变化呈现较好的线性规律, 和本文结论一致。

图 3 给出沿隔离段中心线位置的沿程压力变

化, 并以入口压力 p_i 为基准对沿程压力 p 做了无量纲处理, 符号“ p_{e-} ‘数值’”表示出口无量纲背压 (p/p_i) 等于该数值。对于 $p_r=0.0$ MPa 的火箭工况: $(p/p_i)=3.86$ 时, 激波串被推出隔离段, 背压超出了两种构型的抗反压能力; $(p/p_i)=3.73$ 时, 构型 2 的激波串起始位置更靠后, 构型 2 抗反压能力稍强。对于 $p_r=4.0$ MPa 的火箭工况, 当 $(p/p_i)=4.69$ 时, 构型 1 激波串已被推出隔离段, 而构型 2 激波串起始位置还在隔离段后段, 构型 2 抗反压能力强于构型 1。对于 $p_r=6.0$ MPa 的火箭工况, 当 $(p/p_i)=5.11$ 时, 构型 1 激波串已被推出隔离段, 而构型 2 激波串起始位置还未进入隔离段, 构型 2 抗反压能力强于构型 1。从图 3 还可以看出, 相同火箭工况和背压条件下, 构型 2 的激波串起始位置更靠后, 说明构型 2 具有更好的抗反压能力。综合而言, 构型 2 的抗反压能力稍强于构型 1, 但差别并不大, 仅为隔离段入口压力的 14%左右。

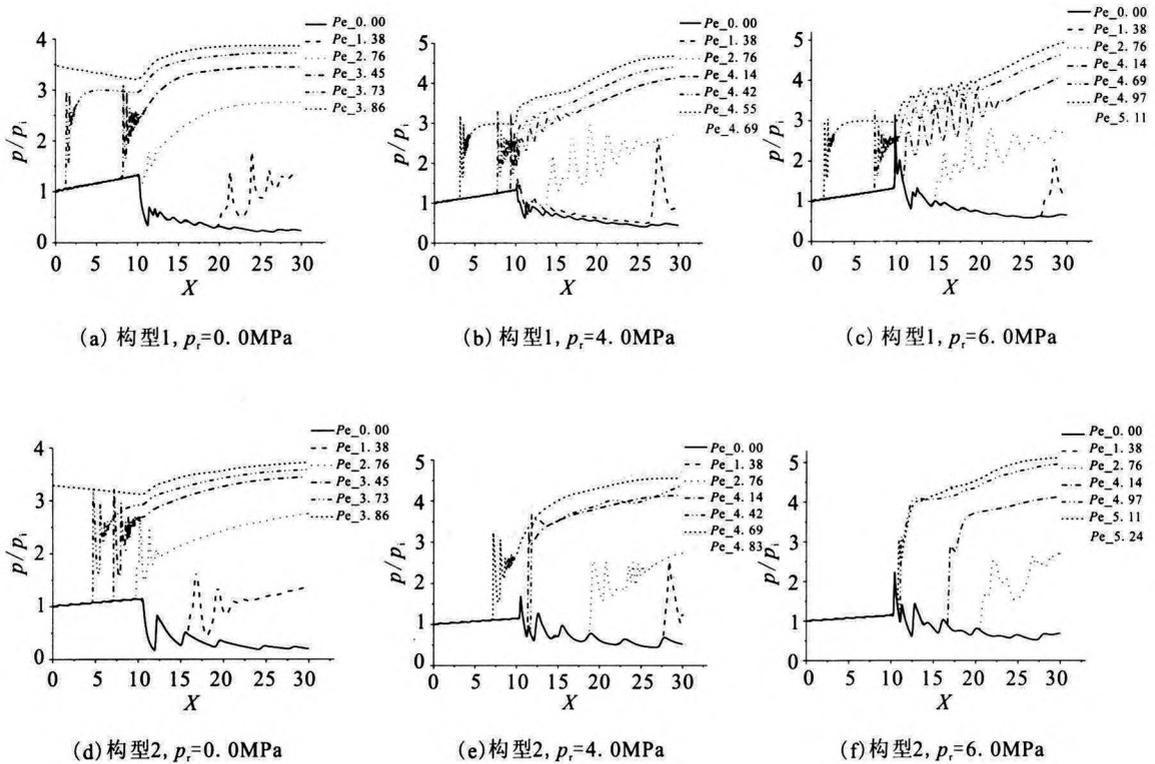


图 3 隔离段中心线沿程压力变化

Fig. 3 Pressure variation along isolation center line

图3也反映出,随着火箭室压的增加,相同背压条件下(比如 $(p_e/p_i)=2.76$),激波串起始位置后移,说明火箭室压的增加提高了构型的抗反压能力。

从图4也可以看出,对于构型1,在扩张段中,压力一直保持震荡上升形状,即背压始终保持为激波串形态,但对于构型2,当火箭室压较高时,背压激波一旦到达扩张段前部,背压激波变为一道正激波。

图4为构型2在 $p_i=6.0$ MPa火箭工况下,典型背压时的流场马赫数分布。可以看出,由于两侧火箭射流强度较高,在背压影响下依然能够在扩张段前部保持高速射流状态,导致背压激波进入扩张段前部后,仅能存在于中心流道。又因为火箭室压较高,隔离段壁面边界层进入扩张段后,在火箭高速射流剪切作用下被加速,低速边界层消失,激波串存在的条件消失,超声速中心流以一道正激波完成压缩。

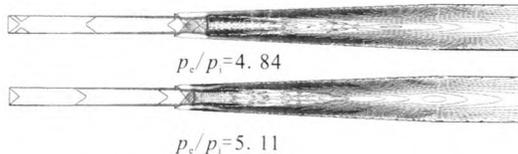


图4 构型2, $p_i=6.0$ MPa, 不同背压时的马赫数分布
Fig. 4 Mach number distribution at different backpressure of model 2 as $p_i=6.0$ MPa

4 结论

对火箭发动机中心布置或侧壁布置于隔离段出口的两构型抗反压能力进行了研究,结果表明:

- 1) 随着火箭室压的增加,内流道抗反压能力提高,抗反压上限和火箭室压之间呈现线性关系。
- 2) 与火箭中心布置相比,火箭侧壁布置时抗反压能力稍强,但差别并不大。

3) 火箭侧壁布置方式,当火箭室压较高时,背压激波进入扩张段前部后,由激波串形态转变为正激波形态。

参考文献:

- [1] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [2] KOTHARI A P, LIVINGSTON J W, TARPLEY C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space, AIAA, 2010-8905[R]. USA: AIAA, 2010.
- [3] SIEBENHAAR A, BULMAN M J, BONNAR D K. The role of the strutjet engine in new global and space markets, IAF-98-S.5.04[R]. USA: IAF, 1998.
- [4] TREFNY C J. An air-breathing launch vehicle concept for single-stage-to-orbit, AIAA 1999-2730 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [5] MARK G, BEAUTY C, KETCHUM A. Integrated system test of an airbreathing rocket (ISTAR), AIAA 2002-258, [R]. [S.l.]: AIAA, 2002.
- [6] 刘晓伟. 火箭基组合循环(RBCC)动力宽适用范围进气道研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
- [7] 李宇飞. RBCC引射/亚燃模态热力调节机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- [8] 陈宏, 何国强. RBCC和TBCC组合发动机在RLV上的应用[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 39-43.
CHEN Hong, HE Guoqiang. Application of RBCC and TBCC engines to RLVs[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 39-43.
- [9] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于RBCC动力系统的思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-6.
ZHANG Mengzheng, LI Bin, WANG Jun, et al. Thinking about RBCC propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(1): 1-6.
- [10] 张倩, 王兵, 张耘隆, 等. RBCC的可实现性方案-DRBCC分析[J]. 火箭推进, 2014, 40(5): 1-7.
ZHANG Qian, WANG Bing, ZHANG Yunlong, et al. An analysis of RBCC realizability scheme: DRBCC[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(5): 1-7.

(编辑: 王建喜)