

# RBCC 发动机纯火箭模态流场数值仿真研究

张留欢, 南向军, 张蒙正  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 基于某火箭基组合循环 (RBCC) 发动机结构及气动参数开展了飞行高度 30 km、飞行速度 8 Ma 时, 发动机纯火箭模态三维流场数值仿真。对进气道、燃烧室、尾喷管、火箭发动机等组件流场结果进行分析, 并计算了发动机总体推力。结果表明: 纯火箭模态下, RBCC 发动机进气道存在气流分离, 喉部总压恢复系数约为 0.34; 燃烧室存在两股气流掺混, 二级进出口总压损失约 38.5%; 二级燃烧室流场结构复杂, 使得尾喷管入口截面气流参数分布不均, 其总压畸变值为 0.648; 纯火箭模态下该 RBCC 发动机轴向推力约 1 700 N。

**关键词:** 火箭基组合循环发动机; 纯火箭模态; 数值仿真

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0042-05

## Numerical simulation for flow field in pure rocket modality of RBCC engine

ZHANG Liuhuan, NAN Xiangjun, ZHANG Mengzheng  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Based on the structure and gasdynamic parameters of a rocket based combined cycle (RBCC) engine, the 3D flow field numerical simulation for pure rocket modality of engine was performed under the flight conditions with altitude of 30 km and flight velocity of 8 Ma. The flow fields in air intake, combustor, nozzle and rocket engine are analyzed. The total thrust of the engine is calculated. The results show there is airflow separation in the air intake in the pure rocket modality, and the total pressure recovery coefficient at throat is about 0.34. The air from air intake and the gas from rocket have interaction (mixture loss, shear loss, shockwave loss), which leads to the loss of kinetic energy. The loss of total pressure at entrance of secondary combustor is 38.5%. As the structure of flow field at secondary combustor is complicated, the distribution of air flow parameters at the entrance of nozzle are non-uniform. The value of total pressure distortion is 0.648. The axial thrust of RBCC engine in pure rocket modality is about 1 700 N.

**Keywords:** RBCC engine; pure rocket modality; numerical simulation

收稿日期: 2015-07-02; 修回日期: 2015-07-26

基金项目: 国家 863 项目 (2010AA702308)

作者简介: 张留欢 (1986—), 男, 硕士, 研究领域为发动机内流气动热力学

0 引言

火箭基组合循环发动机 (RBCC) 作为天地往返运输、临近空间飞行器动力系统之一, 已得到广泛的重视与研究<sup>[1-3]</sup>。RBCC 动力具有工作包线范围宽的特点, 可工作于引射、亚燃、超燃和纯火箭等模态<sup>[4-6]</sup>。其中, 在飞行高度 30~60 km, 飞行马赫数 8 以上, 空气动压很小, 冲压模态已不能满足动力需求, 发动机转为纯火箭模态。此时, 为减小大气层内空气阻力, 可将发动机进气道打开, 火箭发动机燃气喷流与来流空气在燃烧室内相互作用, 由尾喷管排出产生推力。

E. A. Luke 等建立了 RBCC 引射模态数值计算模型, 较好地捕捉到油气扩散混合过程<sup>[7]</sup>; Toshinori Kouchi 等进行了 RBCC 亚燃模态燃烧室直连试验, 发现增加燃烧室二级喷油可适当减小火箭推力室和喉道位置的热负载而不减小推力<sup>[8]</sup>; Masatoshi Kodera 等开展了 RBCC 超燃冲压模态的流场数值仿真, 认为在其研究的特定燃烧室扩张段喷油不会提高发动机推力<sup>[9]</sup>; 何国强等开展了 RBCC 引射、冲压模态的数值模拟工作, 研究了不同燃烧室构型对引射能力以及支板火箭出口参数对燃烧特性的影响等<sup>[10-13]</sup>。目前, 关于 RBCC 纯火箭模态的国内外公开文献较少。基于某 RBCC 发动机构型开展了飞行高度 30 km、飞行马赫数 8 条件下 RBCC 纯火箭模态三维流场数值仿真研究, 可供后续发动机设计研究参考。

1 结构及气动参数

本文研究的某构型 RBCC 发动机主要包括: 前体一体化三楔压缩进气道、两级矩形燃烧室、非对称尾喷管、火箭发动机推力室等组件。发动机全长 4.5 m, 最大宽度 0.5 m。图 1 给出了 RBCC 结构布局示意图。

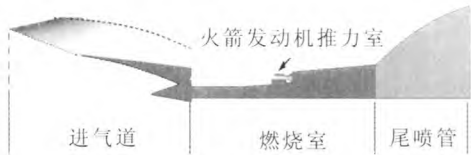


图 1 RBCC 结构布局示意图

Fig. 1 Structural layout of RBCC

在飞行高度 30 km 及飞行马赫数 8 条件下, RBCC 发动机气动参数见表 1。

表 1 RBCC 飞行工况参数

Tab. 1 Parameters under flight condition of RBCC engine

参数	数值
飞行高度/km	30
飞行速度	8 Ma
环境静压/Pa	1 197
环境静温/K	226.5
火箭发动机燃气总压/MPa	4.5
火箭发动机燃气总温/K	3 000

2 数值仿真

基于 RBCC 发动机结构与工况参数, 采用 CFD 软件开展了飞行高度为 30 km, 飞行速度为 8 Ma 及飞行攻角为 0°时, RBCC 发动机纯火箭模态下三维流场数值仿真, 获得了发动机内流道流场结构及总体推力性能。

2.1 计算模型

采用 Icem 软件建立了 RBCC 发动机三维流场计算模型。为减小计算量, 取一半结构作为计算对象。下图给出了发动机流场计算模型及边界条件。其中, 进气道远前方来流边界设为压力远场, 火箭发动机入口设为压力入口, 尾喷管出口环境边界为压力远场, 远场出口边界为压力出口, 中间面设为对称面。同时, 对壁面附近及流场结构复杂的区域进行了网格加密, 以捕捉流场关键结构。计算模型网格量在 115 万左右。

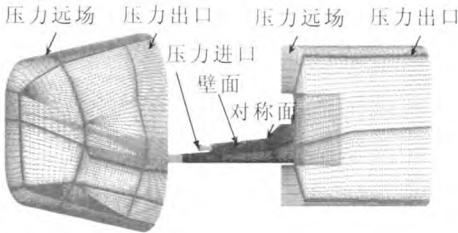


图 2 RBCC 发动机计算模型

Fig. 2 Calculation model of RBCC engine

## 2.2 计算方法

采用 FLUENT 软件开展 RBCC 发动机流场数值仿真。计算采用有限体积法, 求解方法为基于密度的隐式求解法, 采用 Sutherland 公式计算分子粘性系数, 壁面取绝热无滑移和固体边界条件, 壁面附近采用标准壁面函数处理, 湍流模型采用 RNG (Re-Normalization Group)  $k-\varepsilon$  湍流模型。空间离散方法为二阶迎风格式, 以提高精度。计算过程中, 监测流量、动量、能量等残差数量级降至  $10^{-3}$  以下, 认为迭代达到收敛。

## 2.3 结果及分析

数值仿真获得了进气道打开条件下 RBCC 发动机进气道、燃烧室、尾喷管、火箭发动机等部件截面的流场特性以及纯火箭模式下发动机总体推力性能。

在纯火箭模式, 进气道处于非设计点工作状态。图 3 给出了纯火箭模式下 RBCC 发动机进气道对称面流场马赫数分布结果。图中显示, 沿着气流流动方向, 进气道压缩面附近的马赫数逐渐降低, 气流压缩减速, 且压缩面激波角度较小, 3 个楔面产生的斜激波均打在唇口内部。在肩点由于唇口激波诱导产生了较大的分离包, 进气道此时的总压损失较大。计算结果显示, 进气道喉部总压恢复系数约为 0.34。

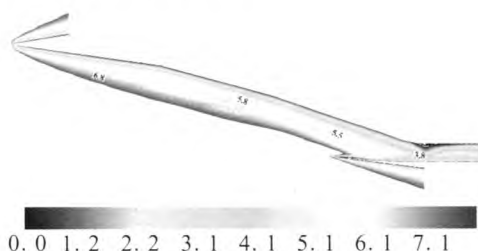


图 3 进气道流场马赫数图

Fig. 3 Mach number contour of flow field at air intake

图 4 给出了 RBCC 发动机燃烧室 (不考虑二次燃烧) 流场马赫数分布。由于激波和喷油支板的影响, 气流马赫数在隔离段和一级扩张段内逐渐降低。二级扩张段流道面积突然增加, 冲压流道空气气流与火箭发动机燃气气流相互作用。火箭发动机出口气流膨胀程度相对较大, 气流马赫数大于 4, 而空气流马赫数较低, 两者之间形成

速度剪切层。由于冲压流道气流相对静压较高, 在两者气流压差的作用下, 火箭燃气流中产生斜激波。激波后气流开始掺混。同时, 由于此斜激波打在二级扩张面上, 激波与附面层相互影响, 在壁面附近产生分离包。

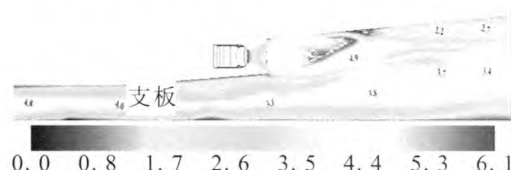


图 4 燃烧室流场马赫数图

Fig. 4 Mach number contour of flow field in combustor

图 5 给出了尾喷管入口截面及对称面的流场马赫数分布。由于火箭与冲压流道气流相互作用, 在短距内无法掺混均匀, 使得燃烧室出口即尾喷管入口截面气流参数分布不均匀, 这将对喷管的推力性能产生消极影响。根据文献 [14] 计算方法, 此时尾喷管入口总压畸变值为 0.648。在对称面, 整体上气流呈膨胀加速趋势。不过, 由于入口气流非均匀影响, 使得流场上部区域马赫数小于下部区域, 且两区域之间形成速度剪切层。喷管出口气流处于过膨胀状态, 导致在上壁出口附近形成斜激波, 且由于气流马赫数分布不均匀, 激波呈弯曲结构。

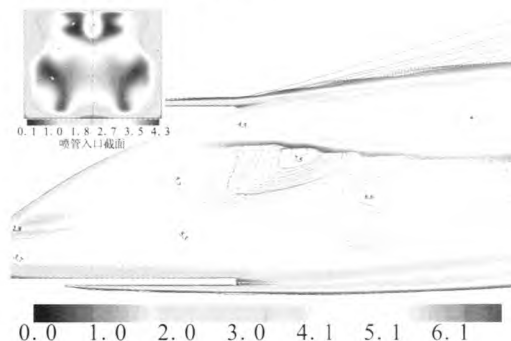


图 5 尾喷管入口及对称面流场马赫数图

Fig. 5 Mach number contour of flow field at nozzle entrance and its symmetrical plane

图 6 给出了火箭发动机水平对称面的流场马赫数分布结果。由于静压较高, 火箭发动机出口气流向两侧扩张。由于扩张角度有限, 在两侧台阶角区形成低速流动区域 (马赫数约为 0.35)。

由于发动机两侧固壁的影响, 火箭发动机喷流在壁面形成斜激波, 激波后马赫数降低 (马赫数约为 2.85)。这使得尾喷管入口上部区域马赫数较低。进入尾喷管后, 气流加速膨胀 (马赫数约为 5.4)。在喷管出口区域由于斜激波影响, 马赫数降低至 4.3。燃烧室内形成的斜激波结构使得火箭发动机喷流产生一定的动能损失, 且部分导致尾喷管入口截面流场参数不均匀。

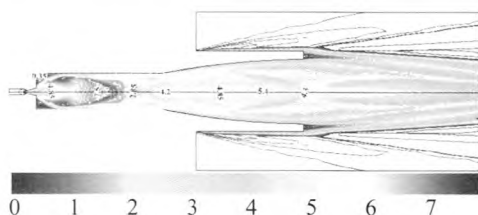


图 6 火箭发动机喷流马赫数图 (对称)

Fig. 6 Mach number contour (symmetry) of rocket engine jet stream

图 7 给出了 RBCC 发动机对称面流场马赫数分布及上下壁面沿程静压分布图。

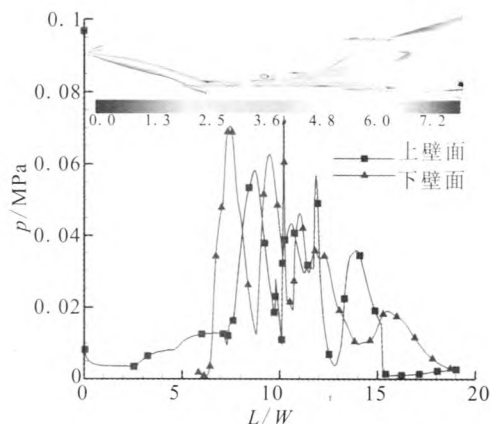


图 7 RBCC 发动机对称截面流场马赫数及壁面沿程压力分布

Fig. 7 Mach number contour of flow field in symmetrical section and distribution of static pressure along wall of RBCC engine

可以看到, 进气道处于起动状态。由于火箭发动机喷流, 二级燃烧室竖直截面流场马赫数分布不均匀, 导致尾喷管截面马赫数分布不均匀。沿来流方向, 由于进气道三楔压缩作用, 上壁壁

面静压呈台阶状上升。进气道出口静压升至 0.013 MPa 附近。在燃烧室由于隔板、火箭喷流、斜激波结构的影响, 上、下壁面沿程出现多次波动。进入尾喷管后, 下壁面静压逐渐降低, 上壁由于斜激波影响, 静压出现上升。

式(1)为 RBCC 发动机推力  $F$  的计算公式。

$$F = \dot{m}_e \cdot V_e + A_e \cdot (p_e - p_0) - \dot{m}_a \cdot V_0 \quad (1)$$

式中:  $\dot{m}$  为气体质量流量;  $V$  为轴向速度;  $A$  为截面在竖直方向上的投影面积;  $p$  为静压; 下标  $e$  表示出口截面;  $0$  表示来流空气参数。

由式 (1) 提取 RBCC 发动机进出口参数, 对纯火箭模式下 RBCC 发动机轴向推力进行计算。结果显示, RBCC 发动机轴向推力约为 1 700 N。数值仿真结果显示, 在二级燃烧室进口平均总压约 2.6 MPa, 经过与火箭发动机燃气相互作用, 至燃烧室出口平均总压约为 1.6 MPa, 总压损失近 38.5%。

综上, 在纯火箭模态, RBCC 发动机进气道正常工作, 但肩点存在气流分离; 燃烧室气流与火箭发动机喷流相互作用, 存在动能损失, 且导致截面参数分布不均匀, 这进一步影响到尾喷管气流均匀膨胀; 喷管出口气流处于过膨胀状态, 流场存在斜激波。此时, 该 RBCC 发动机轴向推力约为 1 700 N。

### 3 结论

1) 纯火箭模态下, RBCC 发动机进气道处于非设计状态, 其肩点存在气流分离, 喉部总压恢复系数约为 0.34。

2) 纯火箭模态下, RBCC 发动机燃烧室冲压流道空气与火箭发动机燃气相互作用 (掺混、剪切损失, 激波损失等), 二级燃烧室进出口总压损失约 38.5%。

3) 纯火箭模态下, RBCC 发动机二级燃烧室流场结构复杂, 使得尾喷管入口截面气流参数分布不均, 其总压畸变值为 0.648。

4) 在飞行高度 30 km、飞行速度 8 Ma、纯火箭模态下, 该 RBCC 发动机轴向推力约为 1 700 N。

## 参考文献:

- [1] RUSSELL D, CORIN S. Combined rocket and air-breathing propulsion systems for space launch applications[J]. Journal of propulsion and power, 1998, 14(5): 605-612.
- [2] TAKESHI K, KOUICHIRO T, KENJI K. Conceptual study of a rocket ramjet combined cycle engine for an aerospace plane[J]. Journal of propulsion and power, 2007, 23(2): 301-309.
- [3] 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.
- [4] 詹浩, 孙得川, 邓阳平. 基于 RBCC 的天地往返运载器动力方案研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(4): 354-357.
- [5] 张蒙正, 李斌, 路媛媛. 矩形流道 RBCC 动力系统推阻特性之思考[J]. 火箭推进, 2014, 40(3): 1-6.  
ZHANG Mengzheng, LI Bin, LU Yuanyuan. Thinking about thrust and resistance characteristics of RBCC power system adapting to rectangle section flow passage[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(3): 1-6.
- [6] 王增辉. RBCC 地面实验及数据处理方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [7] LUKE E A. A CFD benchmark study for RBCC ejector mode operation, AIAA 2005-4425 [R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [8] KOUCHI T. Performance of a RBCC combustor operating in ramjet mode, AIAA 2006-4867[R]. Reston, VA: AIAA, 2006.
- [9] KODERA M. Numerical analysis of scramjet mode operation of a RBCC Engine, AIAA 2012-5927 [R]. Reston, VA: AIAA, 2012.
- [10] 石磊, 何国强, 秦飞. RBCC 发动机海平面零速引射模态流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(3): 310-317.
- [11] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 引射/亚燃模态过渡点选择[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 500-505.
- [12] 陆晋丽. 燃烧室结构变化对火箭引射模态性能影响研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [13] 汤祥, 何国强, 秦飞. RBCC 发动机超燃/火箭模式流场数值模拟研究[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1643-1649.
- [14] 王磊, 张堃元, 向有志, 等. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 441-446.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 18 页)

## 参考文献:

- [1] MAISONNEUVE Yves. Green propellants perspectives for future missions, AIAA 2008-5028 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [2] TILIAKOS Nicholas, TYLL J S. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine, AIAA 2001-3258[R]. USA: AIAA, 2001.
- [3] 王栋, 梁国柱. 氧化亚氮双组元发动机热力性能计算分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(1): 44-50.
- [4] 周海清, 钟徐.  $N_2O/HC$  无毒可贮存推进技术研究进展[J]. 空间推进, 2009, 3(3): 18-22..
- [5] ZAKIROV V, RICHARDSON G, SWEETING M, et al. Surrey research update on  $N_2O$  catalytic decomposition for space applications, AIAA2001-3922[R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] KOPICZ C F, Jr., HERDY Roger. Nitrous oxide/propane rocket test results, AIAA 2000-3222[R]. USA: AIAA, 2000.
- [7] 王栋, 郭红杰.  $N_2O/C_3H_8$  点火器初步研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1162-1165.
- [8] 王栋, 郭红杰.  $N_2O/C_3H_8$  火炬式点火器试验研究[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 777-782.
- [9] FERRENBURG A, HUNT K, DUESHERG I. Atomization and mixing study, NASA-CR-17851 [R]. USA: NASA, 1985.
- [10] 王振国, 吴晋湘. 气液同轴离心式喷嘴喷雾流场数值模拟[J]. 推挤技术, 1996, 17(3): 43-49.
- [11] 王福军. 计算流体力学分析 -CFD 软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

(编辑: 王建喜)