

RBCC 发动机火箭推力增益之探讨

刘 昊, 王 君

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为提高火箭基冲压组合循环 (RBCC) 发动机火箭冲压模态下火箭推力增益, 基于模拟飞行 $Ma=4$ 来流条件的数值计算结果, 分析了火箭射流与冲压主流超/超剪切流动的特性, 探讨了火箭推力增益的组成, 并给出了提高火箭推力增益的措施: 1) 冲压流道、火箭工作参数的选取必须确保两股超声速剪切流之间的流动匹配, 在有限空间内快速、低损的实现高能火箭射流与低能冲压主流间的动量及质量输运, 最大限度地提高发动机喷管排气速度及压力; 2) 采用高室压火箭, 通过增加推力室室压, 提高火箭燃气膨胀程度, 减小火箭推力增益损失。

关键词: RBCC; 火箭冲压模态; 推力增益

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0018-06

Discussion of rocket thrust augmentation for RBCC engine

LIU Hao, WANG Jun

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

Abstract: In order to enhance rocket thrust augmentation of rocket-based combined-cycle (RBCC) engines in rocket ramjet mode, the flow interaction characteristics between rocket ejection and ramjet inflow are analyzed, as well as constitution of thrust augmentation is discussed on the basis of the numerical simulation result in the Mach 4 coming flow condition of the simulated flight. Some measures for improving rocket thrust augmentation are given as follows: 1) the selection of ramjet passageway and rocket ejection parameters must guarantee the flow matching between two supersonic velocity shear flows to achieve the weight transportation and momentum between high energy rocket jet flow and low energy ramjet mainstream rapidly and efficiently in the finite space of ramjet combustor, and improve the exhaust velocity and pressure of engine nozzle in maximum limit; 2) the rocket with high chamber pressure should be adopted to enhance expending degree of rocket exhausted gas and reduce the thrust augmentation loss of rocket.

Keywords: RBCC; rocket ramjet mode; thrust augmentation

收稿日期: 2016-02-02; 修回日期: 2016-03-28

基金项目: 国家 863 项目 (2012AA7053021)

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

0 引言

火箭布置于 RBCC 发动机流道当中, 先后参与火箭引射模态、火箭冲压模态及纯火箭模态工作, 因此, 通过优化火箭工作参数、改进冲压流道结构来实现火箭射流与冲压主流之匹配, 对于提升 RBCC 发动机性能意义重大。

20 世纪 60 年代, 美国开展了“可重复使用航天运输系统研究计划”, Martin Marietta 公司、Marquardt 公司试验验证了利用火箭引射产生推力增强的可行性。随后, 经过一段沉寂, 在 20 世纪 90 年代, 受美国“先进可重复使用空间运输技术计划”驱动, RBCC 发动机研究工作受到广泛重视。这一时期, Daines 等开展了火箭引射模态火箭布局方式对发动机推力的影响计算研究, 结果表明, 与单火箭中心引射相比, 模拟飞行来流 $Ma=0.8$ 条件下, 环形火箭布局获得了近 1 倍的推力增强。Lehman 等采用 Raman 谱分析技术对 DAB 及 SMC 两种二次燃烧模式进行了试验对比研究, 发现在相同二次流量及当量比条件下, DAB 模式产生了更大的推力。

国内西北工业大学对采用支板火箭布局方式的 RBCC 发动机引射模态推力增益开展了较为系统的研究。黄生洪通过对引射构型的优化, 在零速引射条件下计算获得了 25% 的推力增强。李宇飞对火箭引射模态进行了计算及实验研究, 认为引射火箭推力增强的途径为对超声速主流进行加热, 且引射火箭二次加热量的注入应遵循先加热超声速主流、后加热亚声速二次流的原则。刘佩进等研究了火箭引射模态二次燃烧模式对发动机推力的影响。计算及试验结果表明, 二次燃烧采用 SMC 模式能够获得较大的推力增强。徐朝启等在总压 0.6 MPa 和总温 620 K 空气来流条件下, 采用一次火箭作为引导火焰, 试验研究了凹腔对发动机推力的影响, 结果表明, 不采用凹腔的构型获得了更高的推力增益。此外, 国防科大黄国庆不考虑二次补燃, 对轴对称结构环形火箭布局燃烧室开展了零速引射条件下的试验研究, 对比了火箭混合比、火箭流量及引射结构对推力的影响。

从国内外公开发表文献来看, 对于 RBCC 发动机火箭推力增益的研究主要集中于火箭引射模态, 且大多为超声速一次流引射亚声速二次流。而对于高飞行马赫数下, 超声速火箭射流与超声速冲压主流剪切流动条件下的火箭推力增益研究则鲜见报道。本文借助数值计算结果, 分析了火箭冲压模态下, RBCC 发动机中火箭推力增益的产生原因, 并给出提高火箭推力增益的可行措施, 为 RBCC 发动机流道设计及火箭推力室工作参数选取提供参考。

1 数值方法

1.1 计算模型及来流条件

RBCC 发动机为二元定几何结构, 由两楔进气道、氢/氧火箭推力室、单侧扩张燃烧室及单斜面膨胀喷管组成, 采用支板火箭布局方式, 火箭推力室居中布置于燃烧室流道, 图 1 给出了 RBCC 发动机计算模型示意图。发动机自由来流 $Ma_0=4$, 静温 215.7 K, 静压 8 849.7 Pa, 进气道捕获流量 6.8 kg/s, 火箭推力室室压 4 MPa, 混合比 4, 流量 1.1 kg/s, 火箭喷管扩张比 3.33, 火箭燃气由质量分数 10% H_2 及 90% H_2O 组成。

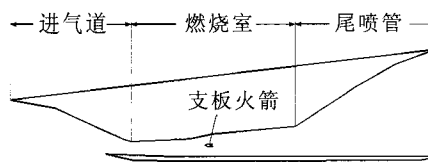


图 1 计算模型示意图

Fig. 1 Sketch of computational model

1.2 边界条件及网格划分

发动机入口设定为压力远场, 给定来流马赫数、静压、静温; 发动机壁面设定为无滑移绝热壁; 发动机出口设定为压力出口, 背压设为 0 Pa; 火箭推力室入口设定为压力入口, 给定总压、静压、总温及燃气组分。计算采用二维结构网格, 在壁面及支板处进行加密, 整个计算域内网格伸缩比 ≥ 1.1 , 网格单元数 22 万。

1.3 计算方法及计算工况

采用有限体积法隐式求解二维雷诺时均

Naver-Stokes 方程及组分输运方程；无粘通量计算采用二阶 AUSM 格式；粘性通量计算采用二阶中心格式；湍流模型选取 Realizable $k-\varepsilon$ 模型，壁面采用壁面函数处理；化学反应采用有限速率方法，动力学模型选取氢气单步总包模型。

共完成 3 个工况发动机流场计算：1) 冷流流场，RBCC 发动机通流，火箭不工作，仅求解 Naver-Stokes 方程；2) 火箭工作无化学反应流场（简称混合流场），火箭工作，求解 Naver-Stokes 方程及组份输运方程，不计算化学反应源项；3) 火箭工作化学反应流场（简称反应流场），考虑富燃火箭射流补燃过程，求解 Naver-Stokes 方程、组份输运方程及化学反应源项。本文所有计

算工况中冲压燃烧室均无燃料供应。

2 计算结果及火箭推力增益分析

2.1 计算结果

分别完成 RBCC 发动机冷流流场、混合流场及反应流场数值仿真。图 2 和图 3 分别给出了支板后轴向速度及静温分布云图，与冷流流场相比，火箭开启后，高温高速火箭射流一经从支板喷出，逐步与冲压主流掺混，气流速度及温度得以提高；受富燃火箭射流释热影响，反应流场火箭射流与冲压主流掺混的更为充分。图 4 和图 5 给出了支板后不同轴向截面轴向速度及静温沿燃烧室高度分布，图中纵坐标为无量纲化数值。

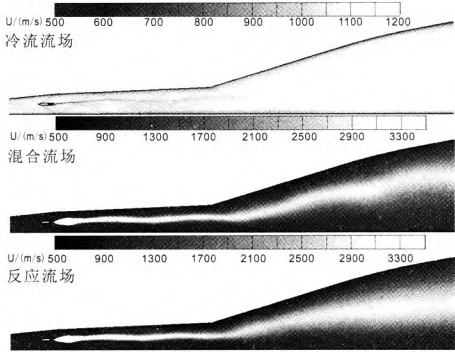


图 2 支板后轴向速度云图
Fig. 2 Contour of axial velocity behind strut

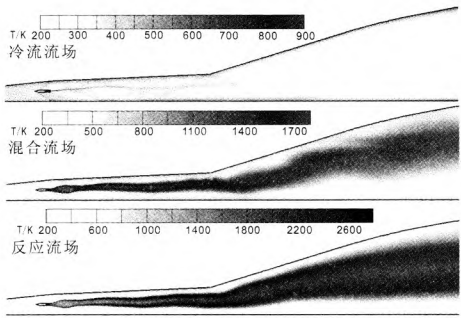


图 3 支板后静温云图
Fig. 3 Contour of static temperature behind strut

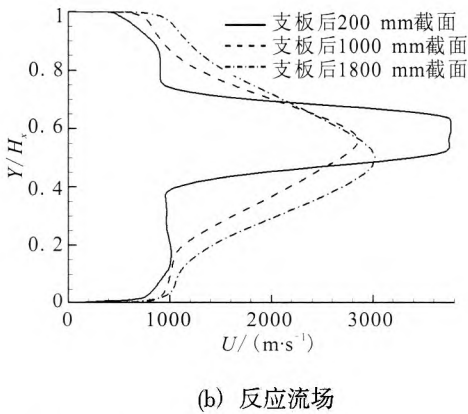
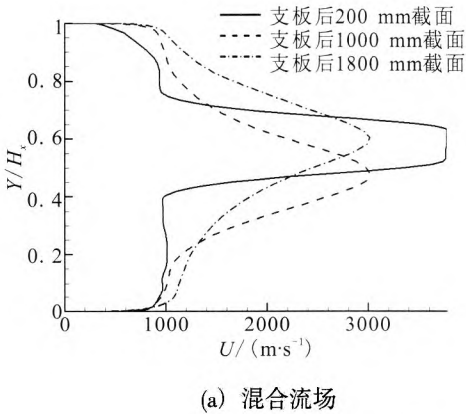


图 4 不同轴向截面轴向速度分布
Fig. 4 Axial velocity distribution in different axial sections

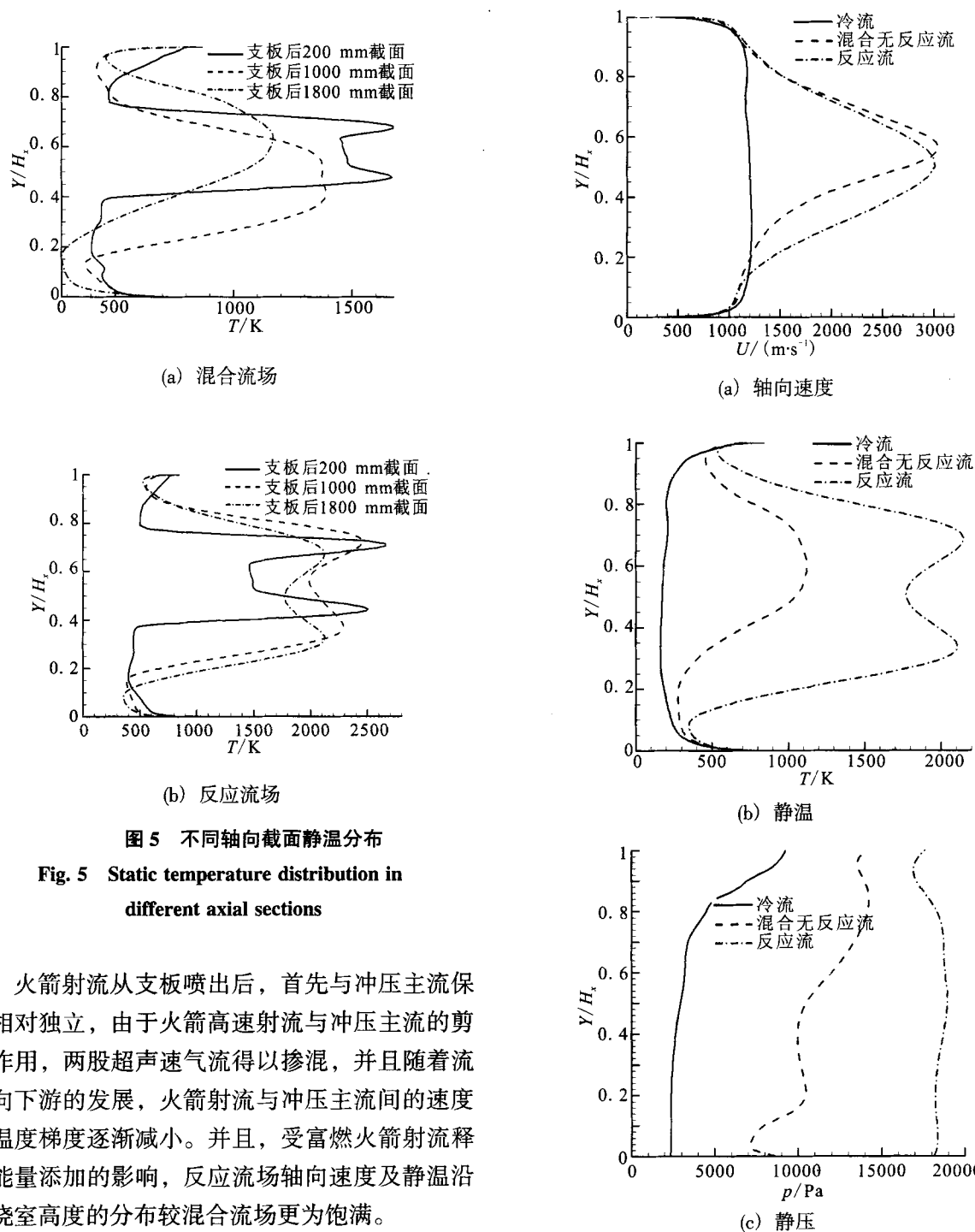


图5 不同轴向截面静温分布

Fig. 5 Static temperature distribution in different axial sections

火箭射流从支板喷出后,首先与冲压主流保持相对独立,由于火箭高速射流与冲压主流的剪切作用,两股超声速气流得以掺混,并且随着流动向下游的发展,火箭射流与冲压主流间的速度及温度梯度逐渐减小。并且,受富燃火箭射流释热能量添加的影响,反应流场轴向速度及静温沿燃烧室高度的分布较混合流场更为饱满。

图6给出了3种计算工况发动机喷管出口气流参数沿高度分布。与冷流相比,高温高速火箭射流显著提高了发动机内气流速度、静温及压力;与混合流场相比,富燃火箭射流补燃释热进一步提高了发动机内气流静温及静压,喷管出口速度峰值虽未提高,但速度沿高度分布曲线更为饱满,即反应流场喷管出口平均速度高于混合流场。

2.2 火箭推力增益分析

本文定义火箭推力增益 ΔF 为 RBCC 发动机内推力 F 与火箭设计点推力 F_{d} 之差值。为便于表述,表1给出了本文所采用符号及其名称、定

表 1 符号定义
Tab. 1 Symbol definition

符号	名称	定义	计算方法	数值/N
F_{rd}	火箭设计点推力	火箭燃气完全膨胀至大气环境压力 所产生推力	热力计算	4 715
F_r	火箭真实推力	火箭湿壁轴向压力积分与轴向摩擦 力之合力	CFD 获得	3 821
F_{ad}	发动机气动推力	仅考虑火箭射流与冲压主流掺混过 程时, RBCC 发动机湿壁 (含火箭) 轴向压力积分与轴向摩擦力之合力	混合无反应流场 CFD 获得	4 798
F	发动机内推力	RBCC 发动机湿壁 (含火箭) 轴向 压力积分与轴向摩擦力之合力	反应流场 CFD 获得	5 649
ΔF	火箭推力增益	RBCC 发动机内推力与火箭设计点 推力之差值	$\Delta F=F-F_{rd}$	934
ΔF_{ad}	火箭气动推力增益	仅考虑火箭射流与冲压主流掺混过 程时, 火箭射流在冲压流道所产生 的推力	$\Delta F_{ad}=F_{ad}-F_{rd}$	83
ΔF_{rea}	火箭补燃推力增益	富燃火箭燃气补燃所产生的推力	$\Delta F_{rea}=F-F_{ad}$	851
ΔF_{ej}	火箭引射推力增益	仅考虑火箭射流与冲压主流掺混过 程时, 火箭射流在冲压流道中对主流 引射所产生的推力	$\Delta F_{ej}=F_{ad}-F_r$	977
ΔF_{rios}	火箭推力损失	火箭设计点推力与火箭真实推力之 差值	$\Delta F_{rios}=F_{rd}-F_r$	894

义、计算方法和计算数值。

根据表 1 定义

$$\Delta F=F-F_{rd} \tag{1}$$

$$\Delta F_{ad}=F_{ad}-F_{rd} \tag{2}$$

$$\Delta F_{rea}=F-F_{ad} \tag{3}$$

联立上式, 得到

$$\Delta F=\Delta F_{ad}+\Delta F_{rea} \tag{4}$$

对火箭气动推力增益 ΔF_{ad} 进一步展开分析,
据表 1 有

$$\Delta F_{ej}=F_{ad}-F_r \tag{5}$$

$$\Delta F_{rios}=F_{rd}-F_r \tag{6}$$

由式 (2)、(5)、(6) 推导出

$$\Delta F_{ad}=\Delta F_{ej}-\Delta F_{rios} \tag{7}$$

联立式 (4)、(7) 得到

$$\Delta F=\Delta F_{ej}+\Delta F_{rea}-\Delta F_{rios} \tag{8}$$

式 (8) 表明, 火箭推力增益由以下 3 部分组成:

1) 火箭引射推力增益 ΔF_{ej}

由图 2、图 4 和图 6 可知, 通过速度剪切, 高能火箭射流与低能冲压主流之间完成动量及质量输运, 使得发动机出口气流速度及静压得以大幅提高, 火箭引射推力增益 ΔF_{ej} 即由这一部分速度及静压增益产生。本文计算 $\Delta F_{ej}=977\text{ N}$, 其产生的推力占火箭推力增益 ΔF 的 104.6%。可考虑通过优化冲压流道型面、匹配火箭射流及冲压主流气动参数、降低超声速射流掺混损失等手段, 来增加发动机出口气流速度, 进一步提高 ΔF_{ej} 。

2) 火箭补燃推力增益 ΔF_{rea}

由图 3、图 5 和图 6 可知, 富燃火箭射流从支板喷出后, 边区首先与冲压主流相接触, 进行补燃。随着流动向下游的发展, 火箭射流与冲压主流进一步掺混, 富燃火箭射流补燃区域及释热量均得以增强; 在发动机扩张通道内, 富燃火箭射流补燃释放的热量转变为动能, 发动机出口气流平均速度及静压均得到提高, 从而使发动机推

力得以增加, 这部分增加的推力即为火箭补燃推力增益 ΔF_{rea} 。本文计算 $\Delta F_{\text{rea}}=851\text{ N}$, 其产生的推力占火箭推力增益 ΔF 的 91.1%。可考虑通过降低火箭推力室混合比, 提高火箭射流富燃程度来增加 ΔF_{rea} 。但是, 推力室混合比偏低会损失火箭性能, 并且这一部分燃料也可通过冲压燃烧室注入参入燃烧, 那样燃烧组织更为灵活。因此, 虽然 ΔF_{rea} 在火箭推力增益贡献中占很大比例, 但是受火箭混合比限制, 其进一步提升的潜力有限。

3) 火箭推力损失 ΔF_{rls}

火箭推力损失 ΔF_{rls} 为火箭设计点推力 F_{rd} 与火箭真实推力 F_r 之差值, 当火箭推力室工作参数及火箭喷管扩张比选定后, ΔF_{rls} 为定值。本文计算 $\Delta F_{\text{rls}}=894\text{ N}$, 其造成的推力损失占火箭推力增益 ΔF 的 95.7%。可考虑增加火箭喷管扩张比, 提高火箭燃气膨胀程度来减小 ΔF_{rls} 。但是, 为确保火箭喷管始终正常工作 (满流状态), RBCC 发动机整个工作包线内冲压流道背压最大值为火箭喷管出口静压下限, 限制了火箭喷管扩张比的选取范围。因此, 虽然理论上可以通过增加火箭喷管扩张比来降低 ΔF_{rls} , 但是实际可行性不高。那么, 能否通过增加火箭推力室压力来提高火箭燃气膨胀程度, 降低 ΔF_{rls} , 增大火箭推力增益 ΔF 。保持火箭流量 1.1 kg/s 、混合比 4、大气压力 8849.7 Pa 不变, 假设火箭喷管出口压力均为 0.5 MPa , 计算不同推力室室压时的 ΔF_{rls} , 表 2 给出了计算结果。从表 2 可以看出, ΔF_{rls} 随着推力室室压的增加而减小, 当推力室室压从 4 MPa 升高至 10 MPa 时, ΔF_{rls} 由 $1\,964\text{ N}$ 减小至 $1\,391\text{ N}$, 减小幅度达 41.2%。

表 2 不同推力室室压 ΔF_{rls} 计算结果

Tab. 2 Calculated results of different thrust chamber pressure ΔF_{rls}

火箭喷管出口压力/MPa	推力室室压/MPa	F_{rd}/N	F_r/N	$\Delta F_{\text{rls}}/\text{N}$
0.5	4	4 828	3 134	1 964
	6	4 935	3 388	1 547
	8	5 006	3 550	1 456
	10	5 059	3 668	1 391

综上所述, 增大火箭引射推力增益 ΔF_{ej} 及火箭补燃推力增益 ΔF_{rea} 、减小火箭推力损失 ΔF_{rls} 均是提高火箭推力增益 ΔF 的有效措施。其中, 通过改善火箭射流与冲压主流掺混过程提高 ΔF_{ej} 及提高火箭推力室室压减小 ΔF_{rls} 为提高 ΔF 最具潜力的途径。

3 结论

基于对 RBCC 发动机中火箭推力增益组成的分析, 本文探讨了火箭冲压模态 RBCC 发动机中火箭推力增益的产生原因及提高措施, 认为:

- 1) 冲压燃烧室型面、火箭工作参数的选取, 必须考虑两股超声速剪切流之间的掺混过程, 要能够在有限空间内快速、低损的实现高能火箭射流与低能冲压主流间的动量及质量输运, 使发动机获得尽可能高的排气速度, 提高火箭推力增益;
- 2) 采用高室压火箭, 通过增加推力室室压, 提高火箭燃气膨胀程度, 减小火箭推力增益损失, 即提高火箭推力增益。

参考文献:

[1] FOSTER R W, ESCHER W J D, ROBINSON J W. Studies of an extensively axisymmetric rocket based combined cycle (RBCC) engine powered SSTO vehicle: AIAA-89-2294[R]. USA: AIAA, 1989.

[2] HYDE E H, ESCHER W J D, RODDY J E. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project: AIAA-2000-3109[R]. USA: AIAA, 2000.

[3] DAINES R L, MERKLE C L. Computational fluid dynamic modeling of rocket based combined cycle engine flowfields: AIAA-94-3327[R]. USA: AIAA, 1994.

[4] LEHMAN M, PAL S, BRODA J C, et al. Raman spectroscopy based study of RBCC ejector mode performance: AIAA-99-0090[R]. USA: AIAA, 1999.

[5] 黄生洪. 火箭基组合动力循环引射模态燃烧流动研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2002.

(编辑: 陈红霞)