

RBCC 动力系统工作模态问题

张蒙正, 张 玫, 严俊峰, 吕奇伟
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 具有多种工作模态是 RBCC 动力系统区别于其他发动机的重要特性。灵活运用不同模态和发动机构型, 形成不同方案的 RBCC 动力系统, 满足特定的飞行任务, 是 RBCC 动力系统研发的重要思路。模态间的平稳过渡是确保飞行器经济、安全工作的基本条件。深入研究各模态特性、模态转换中的技术问题及解决途径是 RBCC 动力系统研发的重要技术基础, 对指导和引领当前的关键技术攻关也有着重要作用。RBCC 动力系统研发的宗旨在于发挥火箭发动机和冲压发动机的优势, 弥补单一发动机功能或者性能的不足, 突破点在于国家急需与当今技术成熟度的结合。

关键词: RBCC; 工作模态; 模态转换; 研发

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0001-06

Discussion about work modal of RBCC power system

ZHANG Meng-zheng, ZHANG Mei, YAN Jun-feng, Lü Qi-wei

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

Abstract: The manifold work modal of the rocket based combined cycle (RBCC) power system is its leading difference from other power engines. The RBCC power system solution formed by different work modal and engine configuration is the developmental route of RBCC power system, which can satisfy the needs of specific flight mission. The smooth conversion of diverse work modals is the essential need of spacecraft safe work. The intensive research of modal characteristics, technical issues in modal conversion and resolving method is the base of RBCC power system development, and has the important function of shepherding the key technique development. The purpose of developing RBCC power system is to make full use of the advantages of ramjet and rocket engine, remedy the function disfigurement and performance deficiency of LRE or ramjet. The way rests with combination of ripe technology and national demand.

Keywords: RBCC; work modal; modal conversion; development

收稿日期: 2014-12-13; 修回日期: 2015-01-09

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为火箭发动机

0 引言

目前研究表明, RBCC 动力系统工作模式可能包括火箭引射、火箭/亚燃冲压、纯亚燃冲压、火箭/超燃冲压、纯超燃冲压及纯火箭等模式。具有不同工作模式是 RBCC 动力系统区别于其他发动机的重要特性, 不同模式的恰当运用将会形成一系列不同的发动机, 也将发挥此动力系统的主要优势。进而, 依据飞行器的需求, 合理选取工作模式和实现不同模式间的平稳过渡将是 RBCC 动力系统稳定工作的前提, 也成为其研制的主要难点。本文就 RBCC 动力系统的工作模式选取及模式转换问题进行一些探索, 供同行参考。

1 工作模式及其选取原则

从 RBCC 动力系统 (以下简称动力系统) 的表现特性分析, 其可能用于单级入轨航天运输系统 (SSTO)、二级入轨航天运输系统 (TSTO) 之一级、二级以及适应一定工作范围 (如: Ma 0.8~4.5) 的火箭发动机/冲压组合循环发动机方案^[1-3]。

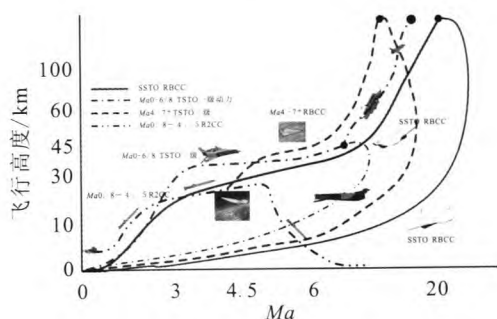


图1 RBCC 动力系统可能的应用方向

Fig. 1 Possible application direction of RBCC power system

不同用途的飞行器对动力系统工作能力和特性要求有所差异, 这就涉及到动力系统的工作模式选取及模式转换问题。就 SSTO 而言, RBCC 动力系统应包括火箭引射、火箭/亚燃冲压、纯亚燃冲压、火箭/超燃冲压、纯超燃冲压及纯火箭等工作模式; 如用于 TSTO 之一级, 动力系统也许不涉及纯火箭工作模式 (取决于总体规划的飞行轨迹); 而在 TSTO 之二级情况下, 动力系统可能

不在火箭引射模式下工作; 针对一定工作范围的组合方式 (如: Ma 0.8~4.5^[1]、 Ma 2.5~4.5、 Ma 4~7.0 等不同工作区间), RBCC 可能仅仅在某个或者某几个模式下工作。无论何种应用, 动力系统都应满足飞行器对动力系统推力、比冲、工作稳健性及可靠性要求。动力系统与飞行器总体强烈耦合, 其进排气系统和发动机壳体本身就是飞行器的一部分, 发动机控制及燃油系统将会与飞行器一体化集成。另一方面, 动力系统有较强的个性^[2], 从飞行器系统角度, 也需依据动力系统不同模式下的特性, 优化其飞行包线, 发挥动力系统的优势, 达到飞行器工作经济、可靠、快速及机动性等目的。由此, 研发此系统需与飞行器总体密切配合, 在工作模式选取上注意:

1) 多种模式灵活运用, 发挥优势

SSTO 模式是美国上世纪五六十年代追求单级入轨飞行器动力系统提出的。随着 RBCC 研究的不断深入, 产生了火箭引射、火箭/亚燃冲压、火箭/超燃冲压、火箭/亚燃冲压/超燃冲压其中一个模式或者多个工作模式共同工作的不同组合方案。如 Strutjet^[4], 针对运载飞行器类任务, 规划了火箭引射模式 (Ma 0~2.5, 火箭发动机全工况工作)、亚燃冲压 (Ma 2.4~6, 火箭发动机关闭)、超燃冲压 (Ma 6~10, 火箭发动机关闭)、超燃冲压/火箭 (Ma 10 到低真空状态, 火箭发动机和超燃冲压发动机同时工作) 和纯火箭 (低真空状态工作直至入轨, 火箭发动机工作) 等 5 种工作模式。ISTAR^[5]则在 Ma 0.7~7.0 范围内选择了火箭引射、亚燃冲压和超燃冲压工作模式。TriJet^[6]引入火箭发动机/引射亚燃冲压发动机模式, 以弥补涡轮发动机最大工作马赫数 Ma 2.5 和双模态超燃冲压发动机起动马赫数 3~3.5 之间的空隙。RBCC 的工作模式应与飞行器任务结合, 发挥其优势。

2) 推力满足飞行器需求, 连续平稳

动力系统的推力既随飞行器高度、速度及燃烧室余气系数变化, 又随火箭发动机工作模式变化, 各个模式的推力有较大的差异。就飞行器而言, 飞行过程中, 无论是加速爬升、同高度加速或者巡航, 乃至平稳返航, 均希望动力系统能够

平稳加力或者减速,在纯亚燃冲压、纯超燃冲压、火箭/亚燃冲压、火箭/超燃冲压及纯火箭工作模式,推力平稳变化,而在引射与火箭/亚燃冲压、火箭/亚燃冲压与火箭/超燃冲压、火箭/超燃冲压与纯超燃冲压或者火箭发动机模式转换过程中,实现动力系统推力的平稳过渡就需要充分发挥火箭发动机大范围变工况的能力。

3) 安全可靠、性能较优

作为对动力系统主要要求,工作过程必须安全可靠,包括燃油供应系统能够适应火箭发动机氧化剂、燃料的平稳供应,冲压燃烧室多点供油的压力与流量的平衡等;需综合考虑动力系统推力、比冲、不同模式间推力的平稳过渡、各组件性能发挥、供应系统协调工作、总装布局匹配设计、综合热管理等问题。而最重要的是依据燃烧

室工作特性,不同模式工作下燃烧室结构的可实现性、适应能力等调解或者协调火箭发动机与冲压发动机的工作区间和工作参数。

2 主要模式及其相关问题讨论

图2是某一结构动力系统推力和比冲特性曲线,此动力系统进气道工作范围 Ma 2~8,进气道喉道固定;火箭引射模式至纯亚燃冲压模式转换点设置为 Ma 2.5,纯亚燃冲压模式至超燃冲压模式转换点设置为 Ma 5.5,纯亚燃冲压模式燃烧室设置喉道,火箭发动机设计推力与超燃冲压发动机额定推力相当,且仅在火箭/射模式和 Ma 7.5以上工作。图3是火箭发动机在各个模式都保持全工况工作而得到的动力系统推力和比冲特性曲线。

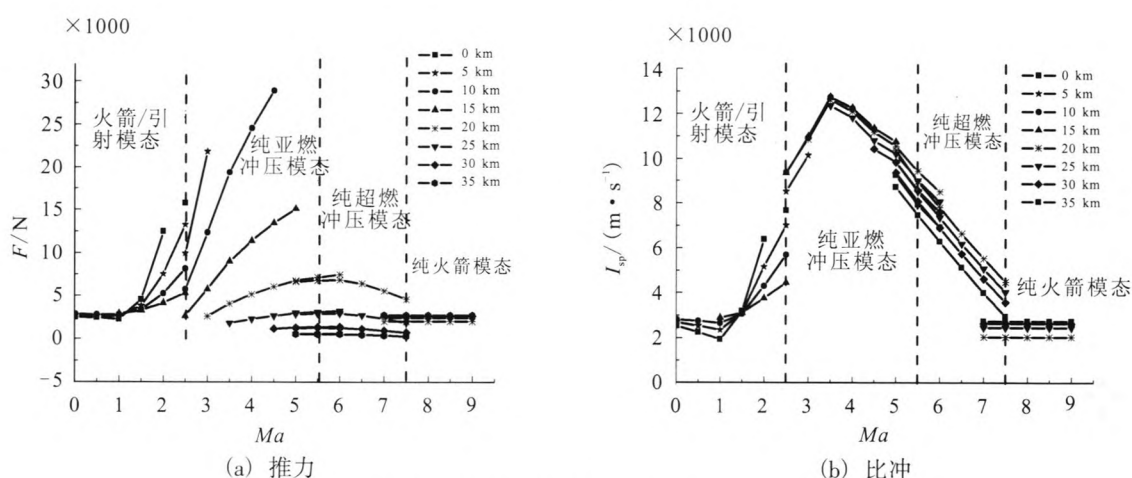


图2 火箭发动机部分工况工作

Fig. 2 Partial working conditions of LRE

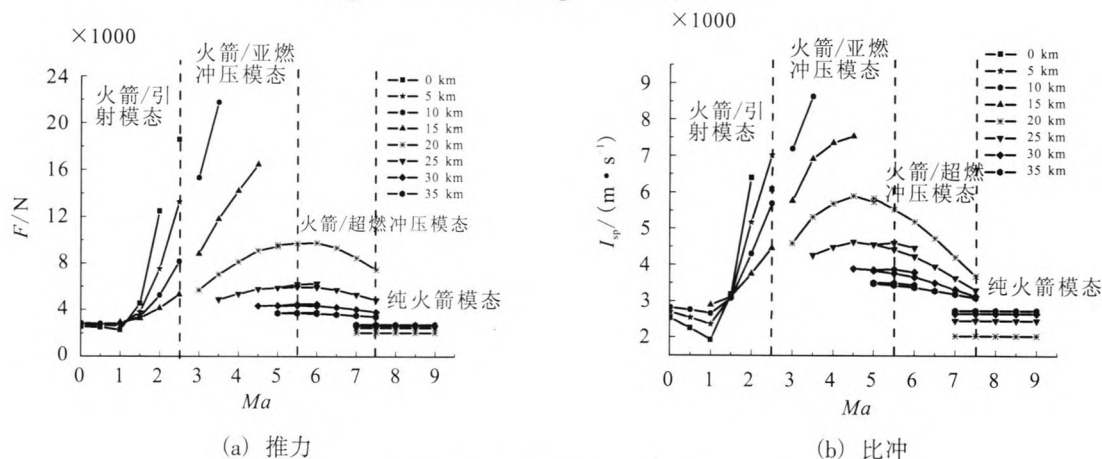


图3 火箭发动机全工况工作

Fig. 3 Rated conditions of LRE

2.1 火箭引射模态

火箭引射模态应用于飞行器从零速起飞直到动力系统进气道启动, 冲压发动机工作这一速度段, 也可能是火箭发动机与亚燃或者超燃冲压发动机同时工作期间。主要思想: 基于对火箭发动机工作引射或者冲压而入的空气组织掺混燃烧, 进而提高动力系统的推力和比冲。从图2和图3计算结果可见:

1) 火箭发动机引射段, 在来流马赫数 $Ma < 1.0$ 部分, 推力室引射产生的推力仅比推力室自身推力稍大, 也即推力增益有限。实验研究结果表明^[7-9]: $Ma < 0$ 、地面条件下的推力增益能达到 15%;

2) 因推力增益不明显, 带来的动力系统比冲变化也不明显;

3) 当来流马赫数大于 1.5 后, 引射产生的推力增益比较明显, 并随着飞行马赫数增加及高度的减小而增加;

4) 在一定条件下, 动力系统流道会产生“壅塞”(如 0 km, $Ma > 2.0$ 后)。

$Ma < 1.0$ 速度段, 主要用于飞行器加速上升阶段。此时, 需要动力系统产生大推力。通常, 火箭发动机置于冲压发动机结构之中, 这必然带来动力系统尺寸及质量的增加, 如产生的推力仅比火箭发动机推力增加 15%, 此时就需考虑动力系统尺寸与质量增加和引射产生推力增益的优劣平衡问题。在飞行器垂直起飞模式下, 需考虑 40 km 高度内、几百秒工作时间内能产生的最大效益; 如用于水平起飞, 需考虑低比冲带来的燃油消耗等问题。此时, 来流速度不是很高(进气道尚未启动, 因飞行器相对运动而进入的空气流速较小), 流道中的气动阻力尚不占重要因素, 火箭发动机可以采用支板或者环管置于流道中间的模式, 以利于增加引射面积, 提高火箭发动机燃气与空气两者间的掺混质量。从燃烧角度, 火箭发动机产生的燃气是超音速气流, 来流速度远远小于声速, 采用先掺混后燃烧的模式会带来较大的燃烧室尺度和气流混合损失。

此模态在飞行器上升过程中作用不明显, 但在下降段也许可以发挥一些作用, 至少是 $Ma < 1.5$ 下的有动力返回。

2.2 火箭/冲压燃烧室共同工作模态

由图3可见, 在火箭发动机/冲压燃烧室共同工作模态下, 动力系统具有以下特性:

1) 火箭/亚燃冲压共同工作模态下, 动力系统具有纯亚燃的推力特性, 但产生的推力要大于纯冲压工作模态(且与火箭发动机产生推力有关), 但比冲要低一些;

2) 火箭/超燃冲压共同工作模态下, 动力系统也具有纯超燃的推力特性, 产生的推力大于纯超燃压工作模态(且与火箭发动机产生推力有关), 比冲同样低一些;

3) 相同高度条件下, 随着飞行马赫数的增加, 动力系统的推力增加, 且高度越低, 增加的幅度越大; 相同马赫数时, 高度增加, 推力减小, 主要原因在于因高度与速度不同, RBCC 发动机引射进入的空气量发生变化。比冲特性有同样的趋势, 但飞行高度较高时, 比冲变化相对较小, 主要是火箭发动机工况保持不变所致;

4) 一定条件下(如 10 km, $Ma > 3.0$ 后), 动力系统流道也会产生“壅塞”。

此模态一般用于飞行器加速上升过程, 火箭发动机与冲压燃烧室共同工作, 动力系统可以产生较大推力(图3计算表明, 提升幅度可达 40% 以上); 从系统稳定性而言, 推力室工作可在冲压通道中起到火焰稳定作用, 有利于改善飞行器的攻角和侧滑角性能, 从而提高飞行器的机动性。当飞行器达到预定高度和速度时, 逐步减少火箭发动机工况, 缓慢过渡到预定冲压巡航模态, 无论亚燃冲压还是超燃冲压工作模态, 动力系统均会有较高的比冲特性。这正是动力系统区别于纯冲压发动机之处。但系统较复杂, 质量也高于纯冲压发动机。

此时, 如来流速度不是很高(如火箭发动机与 $Ma\ 3.5\sim 4$ 亚燃冲压共同工作), 流道中的气动阻力不占重要因素, 火箭发动机可采用支板或者环管置于流道中间的模式, 以利于增加引射面积, 提高火箭发动机燃气与空气两者间的掺混质量。在火箭/亚燃冲压与亚燃冲压工作阶段, 从燃烧角度, 火箭发动机产生的燃气是超声速气流, 而亚燃冲压燃烧室是亚声速气流, 采用先掺混后

燃烧的模式会带来较大的燃烧室尺度和气流混合损失。而燃油系统可采用空气涡轮泵系统, 充分利用大气资源。

如果火箭发动机与超燃冲压共同工作, 因来流速度很高, 流道中的气动阻力不能忽视, 火箭发动机应采取置于流道一侧的方式, 以利于减小流道中气动阻力。就燃烧而言, 火箭发动机产生的燃气是超音速气流, 而超燃冲压燃烧室也是超声速气流, 此时再采用两者先掺混再燃烧的方式, 会带来难以接受的燃烧室尺度和混合损失。需用分层燃烧组织模式, 使火箭发动机燃气与冲压燃烧室气流静压和流速能够适应, 以减少混合损失。因动力系统可能在大气层外工作, 燃油系统需用燃气涡轮泵系统, 飞行器的结构也应采取升力体方案, 进气道将不宜再用传统的轴对称构造。因:

- (1) 低速飞行器与高速飞行器在气动性能上有很大差异;
- (2) 大气层中 ($H < 30$ km) 追求 Ma 0~8/10 大范围内的高总压恢复系数、高流量系数等性能, 进气道必须进行结构调节;
- (3) Ma 0~8、高度 0~>30 km 范围内, 燃烧室来流速度和流量变化很大, 为保证高效燃烧, 燃烧室也需要调节结构;
- (4) 对 SSTO 模式, Ma 0~15、高度 0~>100 km 大范围内燃油系统很难适应;
- (5) 高度 0~>100 km 内, 尤其是 60~80 km 内高超声速飞行, 飞行器和燃烧室热防护存在很大困难。因而, SSTO 模式的 RBCC 在当今也许只能是“奢想”, 火箭/亚燃冲压、亚燃冲压、超燃冲压、火箭/亚燃冲压、纯火箭某个、或者某几个模态组合的适应一定高度与速度范围的 RBCC 也许是可行或者较好的途径。

2.3 火箭引射/亚燃冲压模态的转换

火箭发动机引射/亚燃冲压共同工作模式下, 动力系统可以产生较大的推力, 也有较好的工作稳定性, 但比冲较低, 这种模式适应于飞行器的加速爬升, 机动飞行等, 不宜用于经济性要求较高的巡航模式。如果飞行器采用此模式加速爬到某一高度和速度, 需要转入冲压巡航模态。火箭发动机需通过逐步减小推力室的工况实现平稳过渡, 以免冲压燃烧室产生较大的室压变化, 发动机产生较大的推力变化过程。

- 1) 如图 2 所示, Ma 2.5~5.5 间, 随着马赫数增加, 无论火箭/亚燃冲压发动机共同工作模态还是纯亚燃冲压模态, 推力都在不断增加, 但前者的推力大于后者, 且是连续的。

- 2) Ma 2.5~5.5 间, 无论火箭/亚燃冲压发动机共同工作模态还是纯亚燃冲压模态, 比冲在随马赫数变化, 存在最大值, 且前者小于后者。

- 3) 这一区间, 随飞行马赫数增加, 隔离段出口马赫数也逐渐增加, 燃烧室内流动与燃烧条件在不断变化, 如火箭发动机工作, 则两种异质气流掺混条件也不断变化, 燃烧室内组织高效燃烧更为困难; 可分析到, 燃油系统调节范围也很大。

火箭/亚燃冲压模态与纯亚燃冲压模态的过渡工作过程涉及到进气道工作特性、燃烧室内气体流动和稳定燃烧、燃料与气体的混合、燃烧室中的可靠点火等相关机理和工程技术问题。如果从动力系统的推力角度考虑, 应选择火箭/亚燃冲压共同工作模式; 如果从比冲最优的角度出发, 则应选择亚燃冲压模态的工作下限作为引射向亚燃模态过渡点, 这样就可实现比冲最大化。实际上, 飞行过程中, 常常是在满足推力需求的前提下, 希望比冲尽量高。这就需要依据具体飞行器及任务要求, 合理规划动力系统的工作模式和模态转换区域或者转换点。

2.4 超燃冲压模态/纯火箭模态转换

超燃冲压模态适宜于经济性要求较高的巡航模式。如果飞行器需继续爬升或者大气层外机动飞行, 需要转入火箭发动机工作模态。由图可见:

- 1) 如图 2 和图 3 所示, Ma 5.5~7.5 间, 随着马赫数增加, 无论火箭/超燃冲压共同工作模态还是纯超燃冲压模态, 推力都在不断减小, 但前者的推力大于后者。

- 2) Ma 5.5~7.5 间, 无论火箭/超燃冲压共同工作模态还是纯超燃模态, 比冲也随马赫数增加而减小。

- 3) Ma 7.5 处, 不同高度处火箭/超燃冲压共同工作时推力与火箭发动机单独工作推力不完全相同, 这是此构型设置的火箭发动机推力确定的。模态转换前后满足推力相差最小的弹道点有多个(如 Ma 7.5/H25.6 km, Ma 7/H26.5 km,

Ma 6.5/H27.3 km, Ma 6/H28 km), 应依据选择的模态转换马赫数和高度, 调节火箭发动机推力。

4) 这一区间, 随飞行马赫数的增加, 隔离段出口马赫数逐渐增加, 燃烧室内火箭发动机出口气流与隔离段出口空气流速度基本接近, 两种异质气流均为超声速。

模态转换研究涉及到火箭发动机和冲压发动机工作模式的平稳接力与转换, 涉及到燃油供应系统的平稳工作、燃烧室热结构的适应等, 目前可用的研究方法包括仿真、地面燃油系统实验、燃烧室地面直连、发动机自由射流实验和飞行实验。燃油系统地面实验可获得火箭发动机、冲压发动机燃油供应转换过程的动态特性, 进而为发动机推力特性提供依据; 直连实验可获得火箭发动机和冲压发动机燃烧室转换过程中燃烧室的稳定燃烧特性, 进而为推力的平稳转换提供分析依据; 自由射流实验可获得给定弹道点火箭发动机和冲压发动机推力及比冲的过渡特性, 进而也验证了燃油系统的调节特性。但目前条件下, 无论直连实验和自由射流实验都仅能获得动力系统在特征弹道点(也即确定的模拟高度与飞行速度)的推阻特性, 很难模拟到整个模态转换过程。直连和自由射流实验尚存在模拟来流与实际飞行状态的差异; 飞行实验可以验证整个系统在连续弹道条件下工作特性, 但难以细分模态转换过程中各组件工作的动态过程性。相对而言, 在模型正确、约束准确和计算方法精确的条件下, 仿真计算可以获得动力系统的总体、部件及不同工作条件下的推阻特性, 而且可以细分各组件的作用, 从而可以为优化设计提供参考。如今, 仿真计算已经可以较为准确的模拟燃油供应系统的稳态及动态特性, 模拟进气道起动及工作过程, 模拟自由射流条件下发动机的工作过程。动力系统模态转换过程研究需充分利用上述不同研究方法, 组合不同研究方法的特长, 相互结合, 才能获得比较完整的动力系统的模态转换特性。

3 结束语

具有多种工作模态是动力系统区别于其他发

动机的重要特性; 而依据固有特性, 灵活运用不同模态, 使飞行器具有更好的机动特性是此动力系统活的“灵魂”, 又是飞行器及动力系统设计的主要难点, 也是困扰飞行器总体如何较好使用动力系统的主要问题。实现不同模态间的平稳过渡是确保飞行器稳定及安全工作的重要前提; 深入研究模态转换中关键技术问题及其解决途径是RBCC研制的主要瓶颈。模态和构型不同, 将会产生不同类型、不同应用的RBCC动力系统。动力系统研发的主要宗旨在于发挥火箭发动机和冲压发动机的综合优势, 突破点在于国家急需与当今技术成熟度的结合。目前, RBCC正处于关键技术研究阶段, 研究工作模态问题、各模态平稳转换, 对指导和引领关键技术攻关有着重要作用。

参考文献:

- [1] 李斌, 张蒙正. 基于火箭/冲压组合的临近空间高速飞行器动力系统方案及面临的挑战[C]. 863-705 技术论坛, 长沙: 2008.
- [2] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于动力系统的一点思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-7.
- [3] JOHN E B, JOHN R O, JON G W. Concept assessment of a hydrocarbon fueled RBCC-powered military space plane [R]. USA: AIAA, 2004
- [4] SIEBENHAAR A, BUJMAN M J. The Strutjet engine: the overlooked option for space launch, AIAA 95-3124 [R]. USA: AIAA, 1995.
- [5] JASON E Q. ISTAR: project status and ground test engine design, AIAA 2003-5235[R]. USA: AIAA, 2003.
- [6] MELVIN J B, ADMAM S. Combined cycle propulsion: aerojet innovations for practical hypersonic vehicles, AIAA 2011-2397[R]. USA: AIAA, 2011.
- [7] SADATAKE T, TETSUO H. Sea-level static tests of a rocket-ramjet combined cycle engine model, AIAA 2007-5389[R]. USA: AIAA, 2007.
- [8] THOMAS M, KRIVANEK J M, ROCHE J P. Affordable flight demonstration of the GTX Air-Breathing SSTD vehicle concept, NASA/TM-2003-212315[R]. USA: NASA/TM, 2003.
- [9] 黄生洪, 何洪庆, 何国强. 构型及二次燃烧对 RBCC 引射模态推力性能的影响[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(2): 139-143.

(编辑: 王建喜)