

RBCC 在模态转换过程中的内流场特性

李梦磊¹, 杨 雪², 杨一言², 李佩波¹, 石 磊²

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073;

2. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了获得火箭基组合循环(RBCC)发动机在模态转换过程中的工作特性, 对基于宽调节比火箭的引射-亚燃模态转换过程中流场进行数值仿真计算。研究了特定几何构型的 RBCC 隔离段和后段燃烧室在火箭射流和背压综合影响下的波系结构和参数分布规律。研究表明: 在火箭射流和背压调节综合作用下, 流场可分为主流区、背压影响区和火箭射流影响区, 主流会在燃烧室下壁面发生流动分离或气体回流, 这恰好为稳定燃烧提供了物理条件; 模态转换中, 火箭调至小流量工作状态最有利于维持流场参数的稳定, 此时特征点处的压力和马赫数值的最大方差仅为 0.087 和 0.003, 最大波动幅度为 27.44% 和 8.29%。

关键词: 火箭基组合循环发动机; 引射/亚燃模态; 数值模拟; 分离涡模拟; 调控

中图分类号: V438 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)06-0039-07

Research on internal flow field characteristics of RBCC during mode transition

LI Menglei¹, YANG Xue², YANG Yihan², LI Peibo¹, SHI Lei²

(1. School of Aerospace Sciences, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermal-structure Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to obtain the working characteristics of RBCC(rocket-based combined cycle) engine in the process of model transition, the numerical simulation of the flow field in the process of ejector-ramjet mode transition based on wide adjustment ratio rocket was carried out. The wave system structure and parameter distribution of RBCC isolator and rear combustor with specific geometry under the combined influence of rocket jet and back pressure were studied. Results show that affected by the rocket jet and back pressure, the flow field can be divided into three areas: the mainstream area, the back pressure influence area and the rocket jet influence area. Mainstream flow separation or gas recirculation occurs on the lower wall of combustor, which provides physical conditions for stable combustion. In the process of mode transition, it is most beneficial to maintain the stability of the flow field parameters by adjusting the

收稿日期: 2021-08-02; 修回日期: 2021-08-27

基金项目: 国家自然科学基金(51976171)

作者简介: 李梦磊(1998—), 男, 博士, 研究领域为火箭基组合循环发动机。

通信作者: 石磊(1987—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为吸气式推进和组合推进。

rocket to a small flow state. At this point, the maximum variances of the pressure and mach number at the feature point are only 0.087 and 0.003 respectively, and the maximum volatility are 27.44% and 8.29% respectively.

Keywords: rocket based combined cycle (RBCC) engine; ejector-ramjet mode; numerical simulation; detached eddy simulation (DES); control

0 引言

火箭基组合循环 (rocket based combined cycle, RBCC) 发动机是一种极具潜力的动力系统。该系统兼容并包, 通过集成高推重比的火箭动力系统和高比冲的冲压发动机系统^[1], 其在快速性、可重复性、经济性等方面极具优势。结合其宽速域工作范围和多模态一体化结构设计的特点, RBCC 发动机是新一代空天飞行器、临近空间侦察平台、高机动快响应导弹等先进飞行器的潜在动力, 其相关技术亦成为国内外先进推进技术的研究热点之一^[2-3]。

在引射向亚燃模态转换过程中, 流场参数“强扰动”、“高动态”、“宽兼容”的特点十分突出, RBCC 流道内部的流动随引射火箭的调节状态显著变化, 对发动机工作匹配性的要求进一步提高。李永洲等采用数值仿真对一种部分顶板转动 + 唇口平移的变几何二元进气道方案的总体性能和调节方法开展了研究^[4]。刘大等对引射模态下进气道的性能和流场特征进行分析, 得到了火箭射流对进气道的抗反压能力和起动性能的影响特点^[5]。LIU 等为进一步研究冲压发动机燃烧室与进气道之间的相互作用, 提供了一个能够描述多个稳定状态及相应非线性影响的动力学模型^[6]。刘洋等建立了考虑发动机工作限制条件的引射和亚燃模态性能评估方法, 提出了通过调节燃料喷注策略和火箭节流方式实现引射/亚燃模态平稳过渡方案^[7-8]。Shi 等开展了强扩散流到煤油燃料 RBCC 燃烧室中引射到亚燃模态转换的试验研究, 对两种不同的火箭控制方法进行了验证^[9]。崔朋通过对引射亚燃模态下的 SMC 模式进行准一维理论分析, 建立了适用于 SMC 模式的数学模型和物理模型^[10]。董泽宇采用基于热力学第二定律的焓分析法, 提出了实现 RBCC 引射/亚燃模态转换过程中的优化方案^[11]。Jahingir 等采用数值计算方法对进气道/引射器的内部流场进行了研究, 并采

用了响应面方法和神经网络技术进行一体化优化^[12]。

上述研究结果表明, 目前针对 RBCC 流道设计与调控, 模态转换过程中的内部燃烧组织、能量管理和性能提升等方面研究较多, 研究相对独立, 而对于模态转换过程中变火箭流量调控下工作特性这一宏观层面耦合性极强的问题研究较少。此外, 在引射向亚燃模态转换阶段, 若内置火箭和流道参数的匹配不合理, 势必会造成大量的燃料消耗^[13], 甚至会导致进气道不起动, 进而影响整个飞行器的工作性能。故开展 RBCC 在模态转换过程中的内流场特性研究对提高 RBCC 高效模态转换具有重要意义^[14]。因此, 本文以 RBCC 隔离段及后段燃烧室为研究对象, 火箭流量和背压调控为研究变量, 通过数值模拟, 开展引射向亚燃模态转换过程中流场特性研究, 旨在获得保证 RBCC 发动机实现平稳模态过渡的最佳调控方式。

1 计算域构型与工况设置

1.1 计算域构型

开展仿真研究的计算域构型如图 1 所示。该发动机为二元结构发动机, 由设备喷管、隔离段、引射火箭、吸除槽和燃烧室等 5 个部分组成。进气道由用于直连实验的设备喷管代替, 利用喷管的加速效应模拟马赫数 2.5 的来流。隔离段为等直长方体构型, 在隔离段入口后 $\delta x_1 = 6 \text{ mm}$ 处布置吸除槽, 用于维持隔离段内的激波结构。引射火箭喷管喉部截面尺寸为 $b_1 \times h_1 = 6 \text{ mm} \times 15 \text{ mm}$, 横向宽度 h_1 与计算域横向宽度相同, 喷管上下收敛段与喷管轴线的夹角均为 135° , 而喷管上下扩张段与喷管喉部等直段的夹角分别为 170° 和 160° , 喷管出口截面为矩形, 与隔离段出口截面位于同一纵向平面内。计算域后部为燃烧室, 由于不涉及全流道一体化的仿真, 燃烧室出口即为计算域的出口。

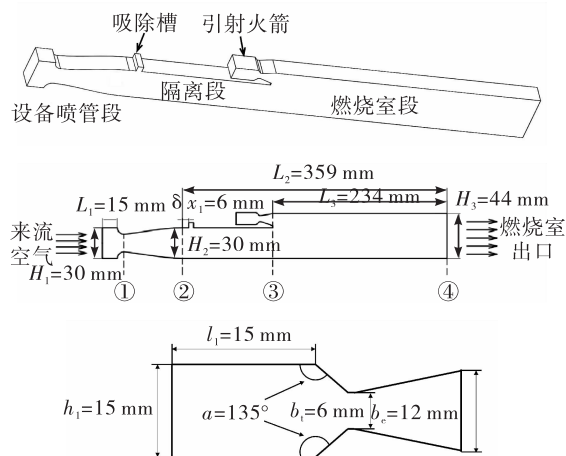


图 1 计算域构型

Fig. 1 Computational domain configuration

1.2 工况设置

本文采用冷态理想空气作为仿真工质,设备喷管和火箭入口均为空气,重点研究部件耦合下的流动特性,不涉及燃烧释热的问题。外界静压 $p_a = 101\,325\text{ Pa}$,并以此压力对后续的压力值进行无量纲化。为了模拟设计点 2.5 Ma 的空气来流,根据气动关系式,计算得出设备喷管入口的压力为 1.73 MPa ;火箭最大燃烧室压力 $p_{\max} = 8\text{ MPa}$,背压调节幅度为 $0.4 \sim 0.6\text{ MPa}$,分别对应于引射模态和亚燃模态下的燃烧室出口压力,计算工况设置如表 1 所示,表 1 中“RKT1/2”表示火箭流量由全流量调整为 $1/2$ 流量,“BP ↑”表示背压由 0.4 MPa 升高为 0.6 MPa 。

表 1 计算工况设置

Tab. 1 Calculation condition settings

调控类型	调整方式	计算设置
渐进式	火箭中流量 & 调节背压	RKT1/2&BP ↑
	火箭小流量 & 调节背压	RKT1/5&BP ↑
阶跃式	火箭关闭 & 调节背压	RKTOFF&BP ↑

2 数值方法和校验

2.1 数值模拟方法与边界条件

本文采用计算流体力学软件 Fluent, 基于 $k-\omega$ SST 的 DES 模型对冷态流场瞬态演化过程开展数值模拟,进而对模态转换过程中流场的动态变化特性加以分析。DES 模型是一种典型的 RANS/LES 组合模型^[15]。该模型采用统一的涡黏输运方程,结

合 RANS 湍流模型的特征尺度和 LES 亚格子模型的特征尺度,构造新的特征尺度 $l_{\text{DES}} = F(l_{\text{RANS}}, l_{\text{LES}})$,实现近壁面处采取 RNAS 模式,大分离区采用 LES 模式的混合计算模型^[16],在一定程度上能够保证计算精度和计算效率的统一^[17]。

考虑到模型的几何对称性,对计算模型 $1/2$ 区域进行数值模拟,侧面为对称面,由于不涉及燃烧问题,进气道入口和火箭入口均设置为压力入口,火箭关闭时则设置为绝热壁面,吸除槽出口和燃烧室出口均设置为压力出口,吸除槽的出口压力固定为大气压,燃烧室出口的压力为变量,引射模态时为小背压,模态转换之后随着二次燃油的喷入,压强升高;从设备喷管入口方向看,计算域右侧为对称面;其余区域均设置为绝热壁面,如图 2 所示。

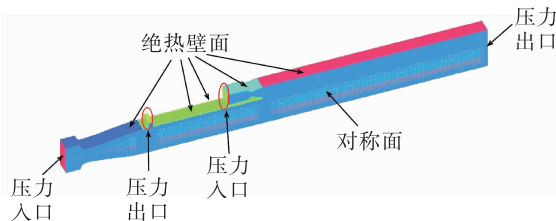


图 2 边界条件划分

Fig. 2 Division of boundary conditions

2.2 数值校验

为验证本文所用数值方法的有效性,以典型的二元超声速进气道内流场的实验数据进行数值校验^[18-19]。所选进气道模型与计算域模型空间尺度相近,边界条件近似且流场工质相同,具有典型性和代表性。进气道构型和验证结果如图 3 所示,可以发现,采用的 DES $k-\omega$ SST 模型计算结果与实验结果吻合较好,可以较好地预示流场内部的结构。

为了获得较为精确的网格划分策略,进一步采用 4 种流向网格尺寸开展了网格无关性验证。表 2 为所选流向网格的尺寸和数量,根据图 4 中壁面无量纲压力(壁面实际压强与来流总压之比)数据和实验数据比对结果可知,流向网格尺寸达到 0.5 mm 时,计算值与测量值的相对误差小于 5% ,受实验条件的约束,局部相对误差大于 8% ,但整体可以准确表征参数变化趋势,在可接受的误差范围内。本文计算域模型网格划分时选择的流向网格尺寸为 0.5 mm ,考虑到黏性效应和激波结构的精细化描述,对设备喷

管、火箭出口、吸除槽壁面、主流和射流交界面等参数梯度变化较为剧烈的地方进行局部网格加密,综合考虑计算精度、资源,壁面第一层网格高度为 0.1 mm (y^+ 的数值整体约为 $5 \sim 10$)。

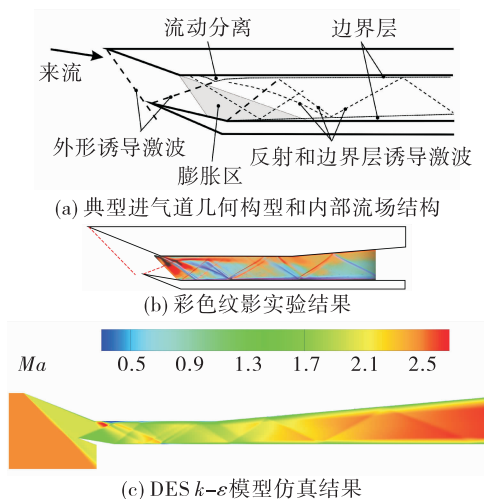


图3 进气道构型和验证结果

Fig. 3 Inlet configuration and verified result

表2 流向网格大小和数量

Tab. 2 Grid size and number

网格名称	Mesh 0.25	Mesh 0.5	Mesh 1.0	Mesh 2.0
网格大小/mm	0.25	0.5	1.0	2.0
网格总数/ 10^3	280.90	140.2	69.9	34.4

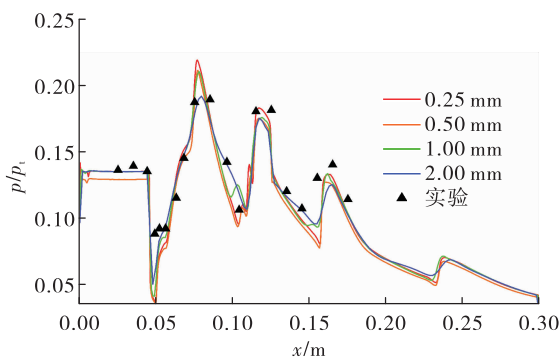


图4 壁面压强仿真值与实验结果对比

Fig. 4 Comparison between simulation value and experimental results of wall pressure

3 结果与讨论

3.1 流场初始基本特征

在研究中,用燃烧室出口的背压升高去表征模态转换成功后,二次燃油喷注下燃烧室释热导致的

压力升高。模态转换点火箭调控方式和时序如图5所示,分为“阶跃式”调控和“渐进式”调控两种方式,其中“阶跃式”调控中火箭入口在计算时将变为绝热壁面条件。火箭流量调节为全流量、 $1/2$ 流量、 $1/5$ 流量和关闭4种状态。

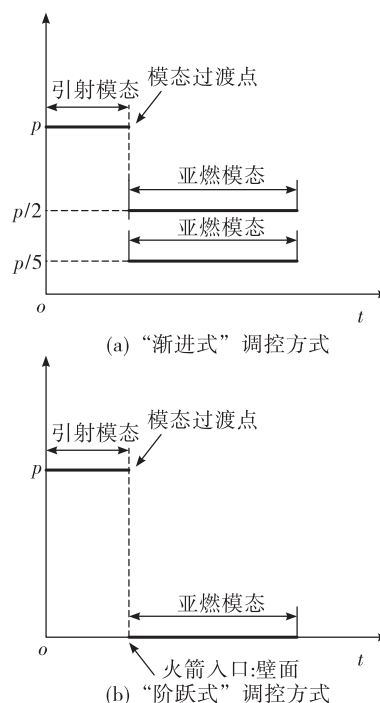


图5 火箭两类调控方式

Fig. 5 Two control methods of rocket

引射模态是所有计算工况的“起点”,后续所有的流场均基于此而演变发展。图6为引射模态火箭全流量工作条件下的流场情况,流场内存在两种激波系:火箭射流激波系(rocket jet shock wave system, RJSWS)和主流激波系(mainstream shock wave system, MSWS)^[20],其中MSWS的边界为下壁面和超声速剪切层,RJSWS的边界为上壁面与超声速剪切层,两种激波结构相互作用,形成了最终的流场结构。根据波系的产生条件将流场内的波系分为膨胀波(EW)、起始激波(OSW)、主流激波(MSW)和火箭射流激波(RJSW)四类。

如图6(a)所示,主流气体经过设备喷管出口时,由于喷管出口与隔离段入口衔接的折转作用,会在衔接点前端形成压缩波扇 CWF,使得气流由沿喷管倾斜壁面的方向转为与隔离段壁面相平行的方向;同时高速气流会在衔接点处激发产生上下两道起始激波 OSW1 和 OSW2,两激波分别起始于 u_1

与 d_1 两点并相较于点 o_1 , OSW1与隔离段上壁面交于点 u_2 ,产生反射激波MSW2随后折转撞击下壁面于 d_4 , OSW2则与隔离段下壁面交于点 d_2 ,产生反射激波MSW1随后折转撞击上壁面于 u_3 。

随着气流进入燃烧室内并与火箭射流混合作用,如图6(b)所示,可以很明显地看到两股流动的相互作用结果:RJSWS受MSWS的压缩波系向上折转变形,同时MSWS受RJSWS的压缩波系缩小并向前移动,与隔离段内的激波系结构类似,该区域内的激波同样受壁面约束,形成“x”型激波并不断向燃烧室内部演化。如图6(c)所示,对于燃烧室段内的波系结构,起始于火箭出口的起始激波OSW3和OSW4, OSW4与上壁面的撞击点为 t_2 ,反射之后形成RJSW1,之后在 m_3 点穿过超声速剪切层CD成为MSW9,与下端CD界面交于点 d_{10} 并进入流动分离区,之后再次反射进入主流区成为MSW11,第2次进入火箭射流区成为RJSW4,在 t_4 点处反射到达燃烧室出口。此外,在流场中可以很清晰地看到对称面上的两条分界线:AB和CD,其中AB为主流与背压作用的流动分离边界,CD为火箭射流和主流超声速剪切层边界,AB边界起始于隔离段出口,到出口处逐渐向上拓展,而CD边界起始于火箭喷管出口,在后续的流场中逐渐向上端收缩,这表明:整体上火箭射流对主流的影响作用比背压影响大,而背压对主流的影响作用距离比火箭影响较长。

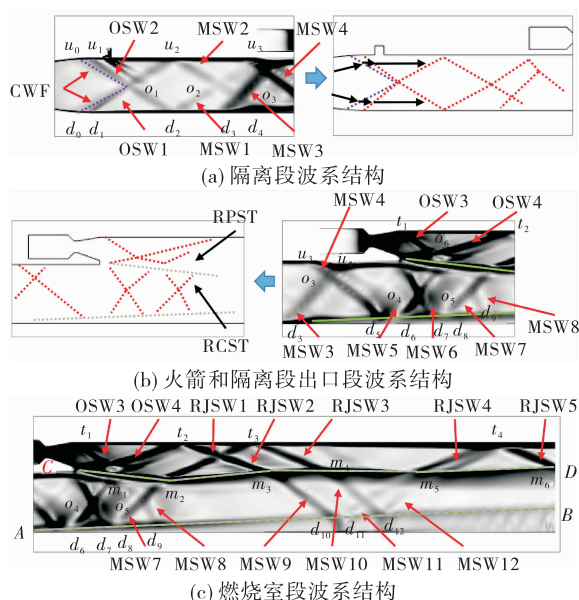


图6 流场激波系划分

Fig. 6 Division of shock wave system in flow field

3.2 两类典型工况流场分析

为了便于分析模态转换过程中的流道内流场特征,选取较为典型的两种工况加以详细分析,具体为:①火箭关闭同时调节背压,②火箭调至中流量同时调节背压。

当两种工况达到稳态的终态时,两类典型工况下的马赫数云图和纵向切片图如图7所示,随着火箭流量的调节,射流的减小以及背压的提升,将在火箭出口的附近形成“空白区”,该区域的压力逐渐减小,表现为对主流的“吸引”和“牵拉”的作用,称为“射流影响区”(2区);隔离段内向燃烧室内传播的激波结构逐渐离散变形,这部分区域称为“主流区”(1区);背压的提升,使得主流在靠近下壁面处同样形成一个三角形的回流区域,这部分区域称为“背压影响区”(3区)。

无论火箭射流强或弱,在背压和射流的双重影响下,均会在燃烧室远离火箭射流的一端壁面处形成低速高压区,在该区域的影响下,主流会在燃烧室中后段发生流动分离,这恰好为稳定燃烧提供了物理条件。

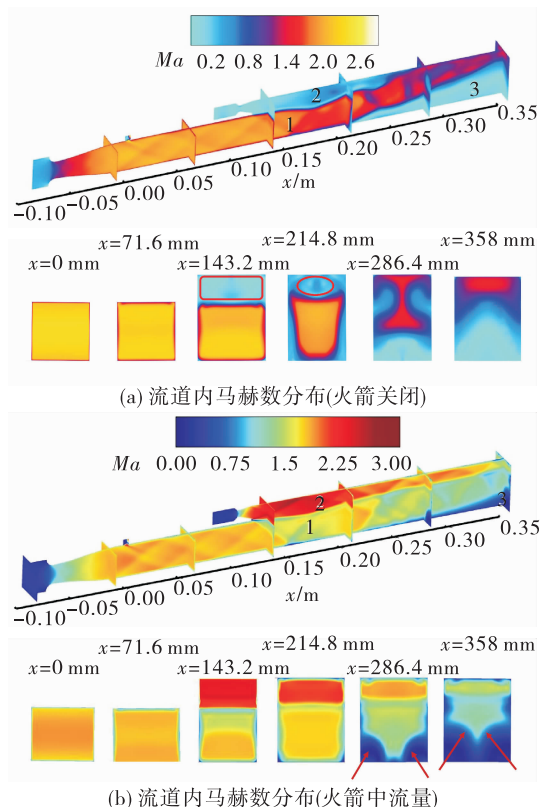


图7 两类典型工况下流场马赫数分布

Fig. 7 Mach number distribution of flow field under two typical working conditions

3.3 模态转换最佳调控方式分析

模态转换过程中,需要尽量保证流道内参数的稳定,而压力和速度波动又无法避免,因此,为了确定流场参数波动尽量小的合理调控方式,引入方差和波动幅度,对所选特征点处(见图 8)马赫数和压力随时间的波动情况进行表征和衡量。

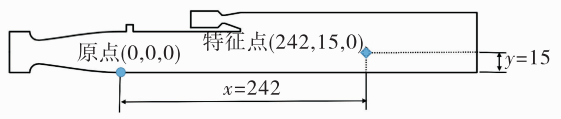


图 8 特征点位置及坐标(单位:mm)

Fig. 8 Position and coordinate of feature point(unit:mm)

方差为统计学的概念,表征压力/马赫数随时间变化的离散程度,即宏观上的稳定性,其表达式为

$$s^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n} \quad (1)$$

波动幅度 α 表征压力/马赫数随时间的变化的局部峰值,即局部的振荡幅度。定义为任意记录时刻的物理参量与初始时刻物理参量差值的绝对值与初始时刻参量比值的最大值,数学表达式为

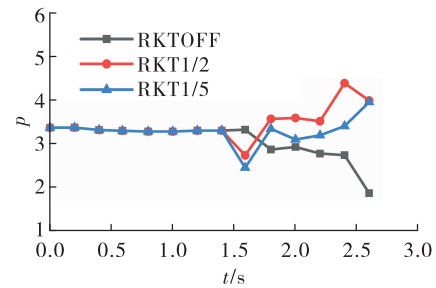
$$\alpha = \max\left(\frac{|\Phi_i - \Phi_0|}{\Phi_0}\right) \times 100\% \quad (2)$$

式中: Φ_i 为任意记录时刻的物理参量; Φ_0 为初始时刻的物理参量。

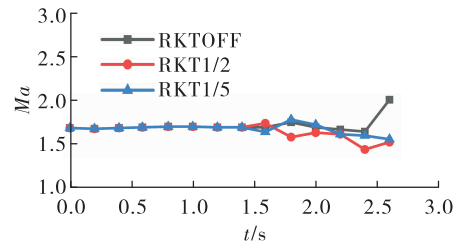
火箭由全流量工作状态开始调节,调控方式有 3 种: RKTOFF(火箭关闭)、RKT1/5(火箭小流量)、RKT1/2(火箭中流量)。图 9 分别为特征点处的无量纲压力和马赫数随时间变化的曲线图,由图中的变化趋势可知:在 $t < 1.25$ ms 时,特征点处的无量纲压力和马赫数基本不随火箭的工作状态而改变,而随着时间的推移,特征点处的参数值发生变化,但受背压的影响变化幅度都有所收敛,基本稳定在较小的范围区间内。

表 3 和表 4 给出了特征点处的无量纲压力和马赫数值的方差 s^2 和波动幅度 α 的值,对比发现:对于无量纲压力和马赫数,RKT1/5 情况下,均表现为最小的方差值和波动幅度,无量纲压力和马赫数的方差分别为 0.087 和 0.003,波动幅度分别为 27.44% 和 8.29%;而 RKTOFF 情况下,依旧保持较高的方差值和波动幅度,RKT1/2 情况处于两者中

间。这表明 RKT1/5 的情况符合模态转换中流场平稳过渡的要求。



(a) 特征点处压力 $p-t$ 曲线



(b) 特征点处马赫数 $Ma-t$ 曲线

图 9 不同火箭流量下特征点参数变化

Fig. 9 Parameter changes at feature point under different rocket flow rates

表 3 特征点处压力值的 s^2 和 α

Tab. 3 The s^2 and α of pressure at feature point

衡量参数	RKTOFF	RKT1/2	RKT1/5
方差 s^2	0.163	0.131	0.087
波动幅度 $\alpha/\%$	44.820	29.500	27.440

表 4 特征点处马赫数值的 s^2 和 α

Tab. 4 The s^2 and α of Mach number at feature point

衡量参数	RKTOFF	RKT1/2	RKT1/5
方差 s^2	0.007	0.006	0.003
波动幅度 $\alpha/\%$	19.750	13.920	8.290

上述分析表明:对于不同火箭工作状态下的流场,在模态转换过程中,直接关闭火箭会导致流场较大幅度的参数波动,对于发动机的工作稳定性和可靠性有较大的不利影响,而火箭以小流量工作,流场参数变化最为稳定,对流场内的参数波动影响最小。

4 结 论

本文围绕 RBCC 模态转换关键技术,通过数值

仿真的方法,开展了冷流工质下引射向亚燃模态转换过程中流道内流场特征变化规律,以及火箭变流量调节的最优调节策略的研究,得到以下主要结论:

1)受内置火箭射流和背压作用的影响,流场可分为3个区域:主流区、背压影响区和火箭射流影响区。火箭射流的强度对主流后续的发展影响很大,具体表现在抑制背压的“前传”作用。

2)无论内置火箭射流强或弱,在背压和射流的双重影响下,均会在燃烧室远离火箭射流的一端壁面处形成低速高压区,且主流会在该区域内发生流动分离或气体回流,这恰好为稳定燃烧提供了有利条件。在工程应用中,可以在燃烧室中后段远离火箭射流一端的壁面处布置二次燃油喷注装置,以达到稳定燃烧的效果。

3)对于内置火箭不同工作状态,直接关闭火箭会造成流场的剧烈波动,而火箭维持小流量工作则有利于模态的平稳转换,此时特征点处压力和马赫数的最大波动幅值分别为27.44%和8.29%,最大方差分别为0.087和0.003。

致 谢:衷心感谢西北工业大学航天学院石磊老师团队对本项研究工作的支持和帮助。

参考文献:

- [1] 王亚军. 基于热力调节具有宽适应性的 RBCC 亚燃模态研究[D]. 西安:西北工业大学,2017.
- [2] SHI L, ZHAO G J, YANG Y Y, et al. Research progress on ejector mode of rocket-based combined-cycle engines[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 107:30-62.
- [3] 王亚军,何国强,秦飞,等. 火箭冲压组合动力研究进展[J]. *宇航学报*, 2019, 40(10):1125-1133.
- [4] 李永洲,刘晓伟,张蒙正,等. 马赫数2.5~7.0的二元变几何进气道设计[J]. *火箭推进*, 2015, 41(5):17-22.
LI Y Z, LIU X W, ZHANG M Z, et al. Design of a two dimensional variable geometry inlet with Mach number 2.5-7.0[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(5):17-22.
- [5] 刘大,李博,黄国平. 火箭射流对 RBCC 进气道性能的影响[J]. *推进技术*, 2010, 31(2):153-160.
- [6] LIU K, CUI T. Combustor-inlet interactions in a low-order dynamic model of ramjet engines[J]. *The Aeronautical Journal*, 2020, 124(1282):2001-2018.
- [7] 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.
- [8] 刘洋,何国强,刘佩进,等. RBCC 引射/亚燃模态过渡工作过程数值模拟[J]. *推进技术*, 2009, 30(6):641-646.
- [9] SHI L, LIU X W, HE G Q, et al. Numerical analysis of flow features and operation characteristics of a rocket-based combined-cycle inlet in ejector mode[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127:182-196.
- [10] 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.
- [11] 董泽宇. RBCC 引射/亚燃模态转换过程的可用能分析与优化[D]. 长沙:国防科学技术大学,2017.
- [12] JAHINGIR M N, HUQUE Z. Design optimization of rocket-based combined-cycle inlet/ejector system[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(4):650-655.
- [13] 石磊,赵国军,杨一言,等. 中心支板式 RBCC 发动机引射模态流动与燃烧研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(10):2292-2301.
- [14] 张蒙正,张玫,严俊峰,等. RBCC 动力系统工作模态问题[J]. *火箭推进*, 2015, 41(2):1-6.
ZHANG M Z, ZHANG M, YAN J F, et al. Discussion about work modal of RBCC power system[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(2):1-6.
- [15] 张兆顺,崔桂香,许春晓. 湍流理论与模拟[M]. 北京:清华大学出版社,2005.
- [16] 韩亦宇. 高超声速进气道激波振荡的 DES 数值模拟研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2014.
- [17] 张露,李杰,牟永飞,等. 基于 DES 类混合方法模拟后台阶分离流动[J]. *西北工业大学学报*, 2017, 35(6):983-989.
- [18] HERRMANN C, KOSCHEL W. Experimental investigation of the internal compression inside a hypersonic intake[C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia:AIAA,2002.
- [19] REINARTZ B U, HERRMANN C D, BALLMANN J, et al. Aerodynamic performance analysis of a hypersonic inlet isolator using computation and experiment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5):868-875.
- [20] YAN G W, WANG Y, FAN X Q, et al. Research on characteristics of shock train within mixing layer region in Mixer of RBCC[C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston, Virginia:AIAA,2017.