

文章编号: 1000-8055(2008)03-0563-06

RBCC 火箭引射模态热力壅塞研究

吕 翔, 何国强, 刘佩进, 李宇飞
(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 运用理论分析和实验研究相结合的方法对火箭引射模态下实现热力壅塞进行了研究. 建立了用于实现热力壅塞可行性分析的理论模型, 分析了燃烧室通道面积变化规律、加热方案、一次火箭与二次流掺混后的气流参数等对实现热力壅塞的影响, 提出了判别能否实现热力壅塞的临界马赫数准则. 理论计算和实验研究结果表明, 碳氢燃料发动机在地面静止状态下难以实现热力壅塞, 在一定飞行状态下可以实现热力壅塞. 通过地面直连实验实现了来流马赫数为 1.2 条件下的热力壅塞及其主动控制, 壅塞位置的调节范围达到了燃烧室长度的 $1/4$.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭基组合循环; 火箭引射模态; 热力壅塞

中图分类号: V430

文献标识码: A

An investigation of thermal choke in rocket ejector mode

LÜ Xiang, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin, LI Yu-fei

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Thermal choke active control in rocket ejector mode and ramjet mode was investigated theoretically and experimentally for the integral design of RBCC engine. Theoretic model for possibility analysis of realizing thermal choke was set up. The effect of combustor geometry, heat adding scheme, flow parameters of the primary and secondary mixture on thermal choke was analyzed. A principle of critical Mach number for determining the possibility of reaching thermal choke was proposed. Both theoretical results and experimental results show that it's difficult to reach thermal choke at sea level static for HC-fueled RBCC engine, while it becomes more easily under some flight conditions. Thermal choke with active control was achieved under the flight Mach number 1.2 on the direct-connecting test facilities of NWPU, with the adjustable range up to one quarter of the combustor length.

Key words: aerospace propulsion system; rocket based combined cycle (RBCC); rocket ejector mode; thermal choke

作为新一代可重复使用运载器动力系统备选方案, 火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)发动机将传统火箭发动机的高推重比和传统吸气式发动机的高比冲等优点有机的组合在一起, 具有很大的发展前景^[1-3]. RBCC 发动机在大气层内的工作过程中主要经历火箭引射模态($Ma=0\sim 2.5$)、亚燃模态($Ma=2.5\sim 5.5$)、超

燃模态($Ma=5.5\sim 12$), 当大气比较稀薄发动机难以产生足够的推力时转入纯火箭模态工作. 为了有效减轻结构质量、减小结构尺寸, RBCC 采用了高度一体化的发动机流道设计技术, 但不同模态对流道的结构设计要求存在差异. 为了避免采用可变几何结构方案所带来的系统复杂性提高、结构质量增大问题, 研究人员提出了热力壅塞主

收稿日期: 2007-02-06; 修订日期: 2007-09-17

基金项目: 国家 863 计划项目

作者简介: 吕 翔(1979), 男, 山东莱西人, 博士生, 主要研究方向为发动机总体设计.

动调节技术^[1-3]. 其基本思想是, 通过合理安排燃料的喷注方案在扩张通道内实现热力壅塞(气流马赫数 $Ma=1$), 以热力喉道代替物理喉道来实现最佳的发动机性能, 同时通过调节燃料喷注方案实现热力壅塞位置的人为可控, 进而调节发动机性能. 对于需要进行热力壅塞主动控制的火箭引射模态和亚燃模态来说, 能否通过加热气流有效的实现热力壅塞成为整个研究的关键. 本文选择碳氢燃料的 RBCC 发动机为研究对象, 对火箭引射模态下在扩张通道内实现热力壅塞的基本条件及其影响因素进行研究, 为进一步开展 RBCC 发动机实验研究和 RBCC 发动机流道一体化设计提供指导和参考依据.

1 基本研究方法

对于如图 1 所示的 RBCC 发动机性能分析简图, 在 DAB 燃烧组织模式^[4]下, 发动机燃烧室可进一步划分为掺混区和燃烧区. 考虑变截面积、壁面摩擦、加热以及加质等因素, 基于流动方向上的准一维流动问题^[5] 建立如下方程:

$$\frac{dMa}{Ma} = C_1 F \tag{1}$$

其中, dMa/Ma 称之为气流的加速幅度, 较大的取值表明易于在较短的区间内达到壅塞, F 为驱动力

$$F = -\frac{dA}{A} + C_2 \frac{dT_t}{T_t} + \frac{\gamma Ma^2}{2} \frac{4f dx}{D} + (C_3 - \gamma Ma^2) \frac{dm}{m}$$
$$C_1 = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2}{1 - Ma^2}, C_2 = \frac{1 + \gamma Ma^2}{2}, C_3 = 1 + \gamma Ma^2 \tag{2}$$

γ 为气体的比热比, A 为燃烧室通道横截面积, T_t 为气流总温, f 为壁面摩擦系数, D 为燃烧室通道的水力直径, m 为气流加质质量流率.

对于燃烧室入口为亚声速流动的火箭引射模态来说 $C_1 > 0$, 要实现纯扩张通道内流动的加速以达到热力壅塞必须保证 $F > 0$. 由此可得如下导

出式:

$$\delta Q > K p_t c_p \sqrt{T_t} \frac{q(Ma)}{C_2} \cdot \left[\frac{W \tan \delta}{A} - \frac{\gamma Ma^2}{2} \frac{4f}{D} - \frac{C_3 - \gamma Ma^2}{m} \frac{dm}{dx} \right]$$

其中, p_t 为气流总压, c_p 为气流的比定压热容, W 为通道宽度, δ 为通道扩张角度.

$$q(Ma) = Ma \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
$$K = \frac{\sqrt{\gamma}}{R_g} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

定义临界加热量

$$\delta Q_\alpha = K p_t c_p \sqrt{T_t} \frac{q(Ma)}{C_2} \cdot \left[\frac{W \tan \delta}{A} - \frac{\gamma Ma^2}{2} \frac{4f}{D} - \frac{C_3 - \gamma Ma^2}{m} \frac{dm}{dx} \right] \tag{3}$$

则单位体积内的实际加热量可表示为

$$\delta Q = \gamma \delta Q_\alpha \tag{4}$$

其中变量 γ 称之为加热量系数, 表示实际加热量与临界加热量之比, 从公式来看 γ 为通过加热实现热力壅塞的决定性变量. 当 γ 增大时, 单位区间内的加热量 δQ 、驱动力 F 以及气流的加速幅度 dMa/Ma 也随之增大, 从而易于达到壅塞.

这样, 针对给定的燃烧室入口气流参数, 由公式(1)~(4)可获得在不同加热量系数条件下, 达到壅塞状态所对应的气流参数和需要满足的加热条件. 然而, 上述公式仅能从数值上对达到热力壅塞的可能性进行分析, 能否真正实现热力壅塞(即可行性)由以下参数所确定的约束条件所决定:

1) 加热后的气流总温 T_t

任意一个燃烧体系, 必然存在其绝热燃烧温度的上限 $T_{t, \max}$, 火箭引射模态下的 RBCC 发动机也不例外. 当发动机工作状态同时满足三个条件时, 燃烧温度达到理论最大值 $T_{t, \max}$: I) 一次火箭处于化学恰当比工作, II) 发动机的引射比 α 达到最小(实验研究^[4]和数值计算^[8-9]表明 $\alpha_{\min}$ 约为 2), III) 燃料在发动机内实现完全燃烧. 当飞行马赫数逐渐增加时, 引射比 α 逐渐增大, 燃料的理论

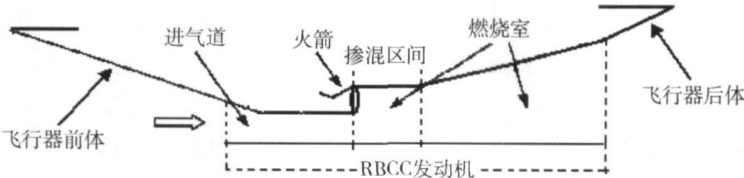


图 1 RBCC 发动机性能分析简图

Fig. 1 Sketch of RBCC engine

燃烧温度上限将不断降低. 通过热力计算可以获知, 碳氢燃料在火箭引射模态下的理论燃烧温度上限为 $T_{t, \max} = 3\,000\text{ K}$. 按照公式(1)~(4)分析热力壅塞时, 必须保证壅塞时的气流总温 $T_t < T_{t, \max}$, 否则对应的加热方案不可行.

2) 燃料总需求量 $\dot{m}_f$

根据发动机燃烧室入口的空气流量 $\dot{m}_{\text{air}}$ 可确定燃料消耗量的理论上限 $\dot{m}_{f, \max} = \dot{m}_{\text{air}}/\phi$, 其中 ϕ 为空气与燃料的化学恰当比. 如果计算得到的燃料总需求量超过该理论上限, 则所提出的加热方案不可行, 也即必须满足 $\dot{m}_f \leq \dot{m}_{f, \max}$.

3) 加热区间的长度 L

作为一个合理可行的燃烧组织方式, 燃料的燃烧放热必定在某一合理范围($L_{\min} \leq L \leq L_{\max}$)内实现. 过短的燃烧区间将无法实现燃料的高效燃烧, 而过长的燃烧区间则会导致发动机尺寸过大, 难以满足总体设计要求. 根据现阶段的研究结果取燃烧室长度 $L_{\max} = 2.0\text{ m}$, 燃烧反应区间的下限 $L_{\min}$ 则由燃料按照最大反应速率实现完全燃烧时气流所经过的距离所决定, 其估算方法为

$$L_{\min} = \frac{\dot{m}_f}{\bar{\omega} A} \tag{5}$$

其中 $\bar{\omega}$ 表示燃料的最大化学反应速率, 单位为 $\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^3)$; A 为燃烧室的平均横截面积, 单位为 m^2 .

在此对式(5)的来源予以简单说明, 假设燃烧室内气流参数均匀、各点处的化学反应速率一致, 按照如下基本关系式进行推导即可获得式(5)

$$\begin{aligned} \bar{\omega} V \Delta t &= \rho V \\ \rho V &= \dot{m}_f \Delta t \\ V &= A L \\ L &= u \Delta t \end{aligned} \tag{6}$$

其中, V 为反应区间对应的燃烧室容积, Δt 为实现完全燃烧所需的时间, ρ 为燃烧室内气流密度, u 为气流速度.

2 各参数对实现热力壅塞的影响

2.1 燃烧室通道面积变化规律

从公式(3)可以看出, 扩张角度 δ 减小时所需要的临界加热量逐渐降低. 当 $\delta = 0$ 时临界加热量 $\delta Q_{\text{cr}} < 0$, 而加热、壁面摩擦、加质等因素确保了等直通道内必有 $F > 0$, 这表明等直通道内气流处于不断加速状态, 而且与纯扩张通道相比其加速幅度 dMa/Ma 也要大许多, 从而非常易于达到壅

塞. 由公式(2)和(3)可知, 当 δ 增大时驱动势减小、气流的加速幅度减小、临界加热量增大, 这均导致实现热力壅塞所需要的燃料流量及加热区间长度增加.

针对相同的初始气流参数($Ma_0 = 0.7, p_{t,0} = 0.35\text{ MPa}, T_{t,0} = 1\,660\text{ K}$)及单位容积内加热量 $\delta Q = 5\,000\text{ J}/(\text{s} \cdot \text{m}^3)$, 对不同燃烧室扩张角度下达到热力壅塞时的气流参数进行了计算分析, 结果如图 2 所示. 按前文所提出的可行性约束条件可得, 图中计算结果可实现热力壅塞的判别标准为 $T_t < 3\,000\text{ K}, \dot{m}_f \leq 79\text{ g/s}, L \leq 2.0\text{ m}$. 可以看出, 过大的燃烧室扩张角度将导致无法实现热力壅塞.

因此, RBCC 发动机燃烧室以采用较小的扩张角度为宜. 在发动机流道一体化设计中, 为了达到与超燃模态相匹配的目的, RBCC 发动机燃烧室设计为“多级小角度扩张构型”较为合适.

2.2 加热方案

公式(2)表明在没有加热与加质等作用的条件下, 扩张通道内的亚声速流必有 $F < 0$, 也即气流马赫数逐渐偏离壅塞($Ma < 1$), 对实现热力壅塞非常不利. 因而, 需要尽可能将加热位置前移, 在气流马赫数较高的条件下组织燃料的二次燃烧进而实现热力壅塞. 但二次燃烧的位置过于靠前将影响上游流场, 造成空气引射量减少、发动机性能下降^[5], 极端情况下可能出现破坏上游流场、造成发动机工作不正常的现象. 根据加热量系数 y 的定义可知, 提高单位区间内的加热量(即增大 y)有助于在较短的流道长度内令马赫数达到壅塞值.

图 3 显示了不同的加热方案(改变加热量系数 y)对实现热力壅塞的影响, 其中气流初始状态参数为 $Ma_0 = 0.7, p_{t,0} = 0.35\text{ MPa}, T_{t,0} = 1\,660\text{ K}$. 由图 3 可以清楚的看出随着 y 的增大燃料消耗量、加热区间长度和气流总温的计算值均不断降低, 其取值由不合理逐渐下降至易于实现的合理值, 这与理论分析的结论相一致. 但是 y 过大将导致燃料消耗量、加热区间长度和气流总温的计算值过低, 在实际过程中难以实现.

总的说来, 提高单位区间内的加热量有助于减小实现壅塞所需要的流道长度, 这无疑会降低发动机结构质量提高飞行器有效载荷. 对于燃烧组织技术来说, 这就需要采用高燃烧热、高反应速率的燃料, 并相对集中的组织燃烧放热.

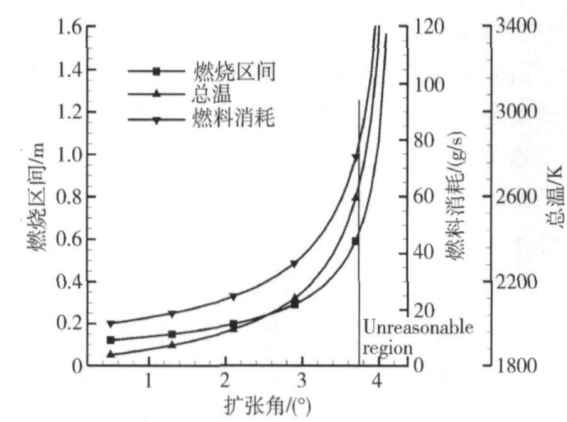


图 2 燃烧室扩张角对实现热力壅塞的影响

Fig. 2 Effect of expanding angle on thermal choke

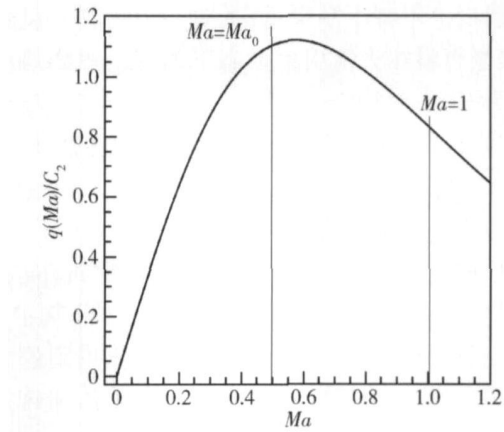


图 4 随 $q(Ma)/C_2$ 随 Ma 的变化规律

Fig. 4 $q(Ma)/C_2$ vs. Ma

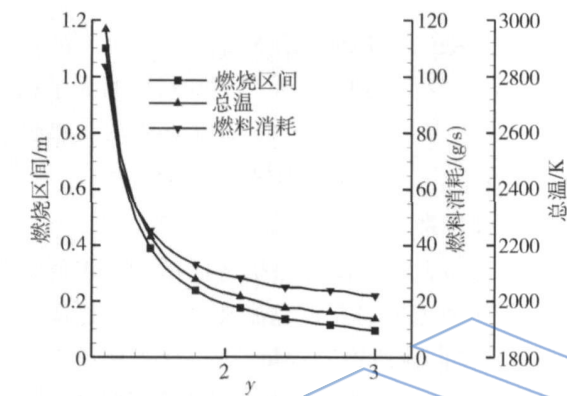


图 3 加热方案对实现热力壅塞的影响

Fig. 3 Effect of heat adding scheme on thermal choke

2.3 气流状态参数

尽管气流马赫数越接近 1 越容易实现壅塞, 但保证气流持续加速所需要的临界加热量却随 Ma 呈现先增大后减小的趋势. 由图 4 可以看出, $q(Ma)/C_2$ 随 Ma 呈现先增大后减小的趋势, 在 $Ma_{peak} = 0.55$ 时达到最大(达到最大值点的马赫数 Ma_{peak} 随气体比热比的变化不明显). 由于实现热力壅塞所需要的加热量受图中 $Ma = Ma_0$ 和 $Ma = 1$ 之间的区域所控制, 因而在 $Ma > 0.55$ 时通过加热实现热力壅塞所需要的加热量将明显小于 $Ma < 0.55$ 时所需要的加热量.

由公式(3)可以看出, 临界加热量 Q_{cr} 随气流总温、总压的升高而增大. 在发动机实际工作过程中, 随着来流捕获量的增加和一次火箭逐渐节流, 一次流和二次流的混合流总温总压都将逐渐下降, 实现热力壅塞所必需的加热量随之减小, 从而使实现热力壅塞变得相对容易, 本文对飞行状态下实现热力壅塞所开展的理论分析与实验研究充分证明了这一结论.

3 地面静止状态下实现热力壅塞

参考目前所开展的实验研究^[4]和数值计算^[9]工作, 对煤油为燃料的 RBCC 发动机在地面静止状态下实现热力壅塞的可行性进行了研究, 发动机构型可参考文献[4]. 根据实验给定一次火箭总温 2 500 K, 总压 3.5 MPa. 由目前的实验和 CFD 结果得知, 二次流在燃烧室入口马赫数 $Ma_{in} = 0.3 \sim 0.4$, $\dot{m}_{t,max} = 80$ g/s. 经简化的计算分析^[6], 一次流与二次流进行掺混后的总温 $T_{t,max} = 1\,660$ K、流速 $Ma_{mix} = 0.5$, 总压为 0.35 MPa. 依据给定的参数, 表 1 分别计算了 $y = 2.0, 2.5, 3.0$ 时达到热壅塞时需要满足的加热条件以及气流最终状态参数.

表 1 地面静止状态下实验发动机实现热力壅塞可行性

Table 1 Feasibility of thermal choke for testing model at sea level static

y	$\dot{m}_t/(g/s)$	T_t/K	$p_t/(10^5 Pa)$	L/m	是否可行
2.0	119.4	3 503	2.81	0.66	否
2.5	94.2	3 116	2.90	0.43	否
3.0	81.9	2 926	2.96	0.31	否

由表 1 所示的计算结果来看, $y \leq 3.0$ 时需要消耗的燃料流量已超过其上限 $\dot{m}_{t,max}$, $y < 3.0$ 时计算得到的总温均超过理论上限 $T_{t,max} = 3\,000$ K, $y \geq 2.5$ 时对应的燃烧区间长度均小于由式(5)所估算的下限值 L_{min} . 由图 3 可以看出, 壅塞状态下气流参数的计算值随 y 的变化呈现出单调变化规律, 因而仅分析这三个点即可说明地面静止状态下实现热力壅塞存在一定的困难. 目前

表 2 地面静止条件下实现热力壅塞的基本条件

Table 2 Basic requirements of thermal choke at sea level static

Ma_{mix}	γ	$\dot{m}_t / (g/s)$	T_t / K	$p_t / (10^5 Pa)$	L / m
0.55	—	—	—	—	—
0.60	1.8~ 1.9	70~ 66	2 630~ 2 560	2.96~ 2.99	0.47~ 0.42
0.65	1.5~ 1.7	68~ 53	2 560~ 2 360	2.94~ 3.04	0.57~ 0.40
0.70	1.3~ 1.6	68~ 40	2 560~ 2 160	2.91~ 3.11	0.68~ 0.32

所开展的大量地面自由引射点火实验及数值计算研究也充分说明了此问题。

本文对实现热力壅塞的基本条件进行了进一步研究,分析了不同混合气流马赫数 Ma_{mix} 下实现热力壅塞的基本要求及其流动状态参数,计算结果如表 2 所示.结果表明,当 $Ma_{mix} \geq 0.60$ 时,通过选择合适的加热方案 γ 可以实现热力壅塞;随 Ma_{mix} 的增加加热方案的可选范围逐渐变大且加热量系数 γ 逐渐减小,实现热力壅塞变得更加容易.这表明,存在临界马赫数 Ma_{cr} ,当一次流和二次流掺混后的气流马赫数 $Ma_{mix} < Ma_{cr}$ 时难以实现热力壅塞,当 $Ma_{mix} \geq Ma_{cr}$ 时通过适当组织燃烧方式可以实现热力壅塞.需要说明的是,临界马赫数 Ma_{cr} 并非一成不变的,它随混合气流总温总压的降低而降低.就目前所开展的研究内容来看,地面静止状态下 $Ma_{cr,0} \approx 0.6$.

4 飞行状态下实现热力壅塞

在 RBCC 飞行器的实际工作过程中,飞行马赫数随飞行高度的上升而增加,前体的气流捕获能力逐渐增强,二次流流量增加,一次火箭将逐渐节流以达到与来流状态参数相匹配的目的.在这种工作状态下,混合流的总温总压不断下降,并使得 $Ma_{cr} < Ma_{cr,0}$.与此同时,飞行马赫数的增加将会促使燃烧室入口处二次流马赫数增加,从而使混合流马赫数 Ma_{mix} 增大.与地面静止状态相比,这两者均保证了混合流马赫数 Ma_{mix} 更加趋近于(甚至超过)能够实现热力壅塞的当地临界马赫数 Ma_{cr} ,从而进一步提高了实现热力壅塞的可能性.当飞行马赫数 $Ma_{\infty} > Ma_{cr}$ 时,经过一次火箭的引射作用和进气道的压缩作用后,燃烧室入口处的气流马赫数及掺混流的马赫数 Ma_{mix} 均大于 Ma_{cr} ,确保了此时可以通过合适的加热方案实现热力壅塞.作为简便判别依据时可以取 $Ma_{cr} = Ma_{cr,0}$.需要说明的是,此结论并不完全排除

$Ma_{\infty} < Ma_{cr,0}$ 时实现热力壅塞的可能性.

在西北工业大学火箭引射/冲压/亚燃实验室开展了大量的直连实验研究^[7],实验结果表明有来流条件下通过合理组织二次燃烧可以实现热力壅塞,而且可做到热力壅塞的主动控制.图 5 显示了典型的实验结果(数据处理方法可参考文献[6, 8]),该实验模拟的飞行状态为 $Ma_{\infty} = 1.2$,在同一次实验中通过燃料喷注控制系统先后实现三种不同的燃料喷注方案.很明显,实验中在较大的发动机轴向位置范围内实现了热力壅塞位置调节,调节范围达到了燃烧室长度的 1/4.

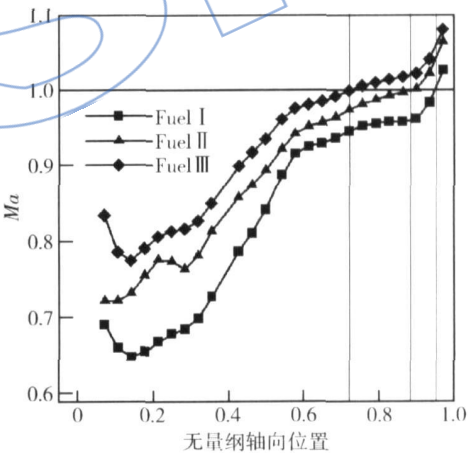


图 5 热力壅塞主动控制实验结果

Fig. 5 Experimental results of thermal choke active control

在亚声速流动中组织燃烧将不可避免的影响上游流动状态,使燃烧室入口气流状态参数发生一定程度的变化,从而引起热力壅塞位置的移动.如果燃烧组织不合理会导致燃烧室入口气流马赫数产生较大幅度的降低,使壅塞位置后移,严重时将难以实现热力壅塞.受燃烧组织方式的影响,三种实验工况对应的燃烧室入口气流马赫数存在一定的差异,进而导致热力壅塞位置存在差别.由图 5 可以看出,热力壅塞位置靠后的工况对应的燃烧室入口马赫数较低,而壅塞位置靠前时对应的

燃烧室入口马赫数较高,这与理论分析所得到的结论一致。

由理论分析和实验研究可知,在火箭引射模态通过燃烧组织实现热力壅塞位置移动的根本原因有两个:一是通过改变加热规律实现气流加速规律的变化,从而实现对热力壅塞位置的控制;二是燃烧组织方式影响到燃烧室入口参数,导致气流初始状态参数的变化,从而引起形成热力壅塞位置的移动。在实际应用中应尽量减弱燃烧组织方式对上游流动的影响,以防发动机性能下降甚至非正常工作。

5 结 论

(1) 对火箭引射模态下实现热力壅塞进行了分析,研究了燃烧室面积变化规律、加热方案和气流状态参数等因素对实现热力壅塞的影响,并提出了适合发动机设计和实验研究的相关原则;

(2) 存在临界马赫数 Ma_{cr} , 当一次火箭与二次流混合后气流马赫数 $Ma_{mix} > Ma_{cr}$ 时易于实现热力壅塞;

(3) 地面静止状态下实现热力壅塞存在一定的困难。随飞行马赫数的增加实现热力壅塞的可行性增加,当飞行马赫数 $Ma_{\infty} > Ma_{cr,0} \approx 0.6$ 时易于实现热力壅塞;

(4) 在模拟飞行马赫数 $Ma_{\infty} = 1.2$ 的条件下,地面直连实验中实现了热力壅塞及其位置的主动控制,热力壅塞位置的可调范围达到燃烧室长度的 $1/4$ 。

参考文献:

- [1] 李宇飞,何国强,刘佩进. 热力喉道调节工作原理分析[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(4): 376-378.
LI Yufei, HE Guoqiang, LIU Peijin. Theory analysis of

thermal throat adjustment[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(4): 376-378.

- [2] Quinn J E. ISTAR: Project status and ground test engine design[R]. AIAA Paper 2003 5235.
- [3] Bond R B, Edwards J R. CFD analysis of the low speed propulsion mode in an RBCC engine[R]. AIAA Paper 2004-857.
- [4] 刘佩进,何国强,李宇飞. RBCC 引射火箭模态二次燃烧实验[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 75-77.
LIU Peijin, HE Guoqiang, LI Yufei. Effect of secondary combustion in rocket ejector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 75-77.
- [5] [美]左克罗 M. J., 霍夫曼 J. D. 气体动力学[M]. 王汝勇, 译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [6] 吕翔. RBCC 发动机性能分析方法研究[D]. 西安: 西北工业大学研究生院, 2005.
LÜ Xiang. Study on performance analysis model of rocket based combined cycle(RBCC) engine[D]. Xi'an: Master Thesis of Northwestern Polytechnical University, 2005. 3.
- [7] 李宇飞,何国强,刘佩进. SMC 燃烧模式下引射火箭性能影响因素的实验研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 97-100.
LI Yufei, HE Guoqiang, LIU Peijin. Experimental study for factors affecting rocket ejector performance in SMC combustion mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 97-100.
- [8] 吕翔,何国强,刘佩进. RBCC 引射模态准一维性能分析模型[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 529-531.
LÜ Xiang, HE Guoqiang, LIU Peijin. Quasi 1D analysis model of rocket ejector mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 529-531.
- [9] 黄生洪,何洪庆,何国强,等. 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.
HUANG Shenghong, HE Hongqing, HE Guoqiang, et al. Effects of configuration and secondary combustion on RBCC thrust in ejecting mode[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(2): 139-143.