

进气道内压缩比对固体燃料超燃冲压 发动机性能的影响

李 彪, 魏志军, 迟鸿伟, 王宁飞
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为研究固体燃料超燃冲压发动机进气道与燃烧室的匹配特性,以飞行马赫数为 6、飞行高度为 25 km 为设计点对发动机各部件进行初步设计,采用数值模拟方法计算了一系列具有不同进气道内收缩比的发动机模型. 结果表明:在保持燃烧室结构不变的条件下,发动机推力与比冲随进气道内压缩比增大开始显著下降,随后小幅上升;在保持燃烧室入口面积扩张比不变的条件下,发动机总体性能随进气道内收缩比的增大而提高. 在满足进气道起动与燃烧室火焰稳定的前提下,发动机设计应采用尽可能大的进气道内收缩比与尽可能小的燃烧室入口面积扩张比.

关 键 词: 内收缩比; 总体性能; 超燃冲压发动机; 固体燃料; 燃烧室

中图分类号: V235.21 **文献标志码:** A

Effect of inlet internal contraction ratio on performance of solid fuel scramjet

LI Biao, WEI Zhi-jun, CHI Hong-wei, WANG Ning-fei
(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: To investigate the interaction between inlet and combustor of solid fuel scramjet, various engine components were designed preliminarily at a design point of Mach number of 6 and altitude of 25 km. A series of engine models with different inlet internal contraction ratios were simulated numerically. Results show that when the inlet internal contraction ratio increases and combustor structure kept unchanged, the thrust and specific impulse of engine decrease rapidly and increase slightly; with the same area expansion ratio at combustor inlet, the overall performance of engine is improved as inlet internal contraction ratio increases. On the premise of inlet starting and flame holding, the inlet internal contraction ratio should be as large as possible, while the area expansion ratio at combustor inlet should be as small as possible in the engine design.

Key words: internal contraction ratio; overall performance; scramjet; solid fuel; combustor

吸气式高超声速飞行器是指大气层内以马赫数为 5 以上的速度巡航飞行的飞行器,具有巨大的应用价值,受到世界上众多发达国家的广泛关注. 固体燃料超燃冲压发动机具有结构简单、成本低、能量密度高、反应时间短的特点,在高超声速武器上有良好的应用前景.

20 世纪 80 年代末开始,美国海军研究生院的 Witt^[1] 和 Angus^[2] 进行了固体燃料超燃冲压发动机可行性试验研究,在燃烧室中加入少量氢气作为点火炬. 以色列理工学院的 Ben-Yakar

等^[3-4],Cohen 等^[5],Ben-Arosh 等^[6]针对固体燃料超燃冲压发动机开展了技术论证、数值模拟和直连式试验,实现了没有外部辅助条件下固体燃料燃烧室的稳定工作,并根据试验结果初步研究了固体燃料退移机理.意大利罗马大学的 Simone 等^[7]对以 LiH 为燃料的超燃冲压发动机进行了理论分析和数值模拟,结果表明 LiH 具有能量密度高和安全性好的特点,是超燃冲压发动机的理想燃料.

近年来,国内杨明^[8]针对国外的试验研究开展了固体燃料超燃冲压发动机的数值模拟,证明了数值模拟方法的有效性.中国航天科技集团公司四院四十一所^[9-10]开展了固体燃料超燃冲压发动机的原理性试验研究,试验验证了固体燃料在超声速气流中的可靠点火和稳定燃烧,并获得了发动机工作的内弹道特性.

在固体燃料超燃冲压发动机中,固体燃料的热解气化、气化燃料与来流空气的混合燃烧过程主要取决于进气道的压缩性能.压缩程度过大会引起严重的总压损失与部件阻力,而压缩程度过小会使固体燃料热解气化速率降低,影响燃烧室的性能.此外,进气道对自由来流进行压缩后,隔离段出口流场畸变程度对燃烧室内的流动与燃烧过程有较大影响.因此,进气道与燃烧室具有极为密切的相互匹配关系.

目前国内外针对固体燃料超燃冲压发动机工作过程的研究主要以燃烧室为对象,缺少进气道与燃烧室匹配特性的整体研究.本文采用数值方法研究了固体燃料超燃冲压发动机的内流道模型,获得了推力、比冲等总体性能参数的变化规律,分析总结了进气道内收缩比与燃烧室及发动机总体性能的匹配特性.

1 数值计算模型及方法

1.1 计算模型

图1为固体燃料超燃冲压发动机内流道计算模型示意图,其主要结构包括进气道、隔离段、固

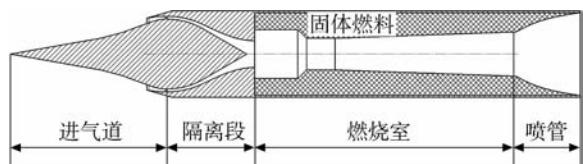


图1 固体燃料超燃冲压发动机示意图

Fig.1 Diagram of solid fuel scramjet

体燃料燃烧室以及喷管.

取飞行高度为 25 km,飞行马赫数为 6 为设计点,采用近似等激波强度设计方法设计了三波系轴对称混压式进气道.进气道捕获半径为 100 mm,外压段半锥角分别为 $10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$,设定唇罩内壁起始倾角为 10° .隔离段采用等面积弯曲管道设计,其作用是避免或缓解燃烧室内的扰动对进气道正常工作的影响,同时使气流在进入燃烧室前逐渐向中心轴线汇聚.

燃烧室设计基于 Ben-Yakar 等^[3-4]的试验发动机,其几何构型由凹腔段、等截面圆柱段和扩张段组成.超声速气流经突扩台阶后在凹腔内形成回流区,回流区产生的低速、高温流动起到火焰稳定作用.扩张段能够避免超声速气流加热壅塞.计算采用燃烧室与喷管一体化结构,燃烧室入口到喷管出口之间的壁面全由固体燃料构成,尾喷管型面采用 3 次曲线设计,其初始膨胀段采用圆弧过渡并与燃烧室出口壁面相切.

为了分析进气道内收缩比对燃烧室工作过程以及发动机总体性能的影响,在保持燃烧室结构不变的情况下,计算了具有不同进气道内收缩比的发动机模型.各计算工况的进气道具有相同的外压缩型面与内压缩段长度,内收缩比(CR,量符号记为 R_c)取值分别为 1.25, 1.45, 1.65, 1.85, 2.05.内收缩比的改变通过固定唇罩内壁型面,变化中心体型面的方式实现.唇罩内壁为 2 次曲线构型,中心体采用 3 次曲线,型面参数通过内收缩比计算得到.计算工况采用的燃烧室与喷管段长度分别为 600, 185 mm.燃烧室凹腔段与等直段长度分别为 120, 80 mm,直径分别为 144, 96 mm.燃烧室扩张段扩张半角为 2° ,喷管出口直径为 230 mm.

1.2 数值计算方法

相对燃烧室内的流动速度,固体燃料退移速率很低,为了方便研究,假定流动为定常流.采用雷诺平均方法求解包含组分输运方程在内的轴对称 Navier-Stokes(N-S)方程,对流项采用 2 阶迎风格式进行离散.湍流模拟采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 模型,该模型结合使用增强壁面函数法,适合预测反压梯度下的边界层流动与分离.

固体燃料 PMMA(polymethyl methacrylate)的分解是一系列复杂的物理化学过程,本文假设热解产物为单体 $C_5H_8O_2$.固体燃料的退移速度符合阿累尼乌斯公式^[11-12]

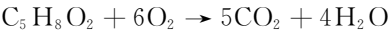
$$\dot{r} = A \exp\left(-\frac{E}{RT_w}\right) \quad (1)$$

式中 E 代表固体燃料的活化能, A 为指前因子, R 代表通用气体常数. 壁面温度 T_w 由气体与燃料表面之间的换热量决定. 固体燃料退移速率由燃料表面气/固相之间的质量与能量守恒确定^[12], 燃速与换热量的关系采用下式计算:

$$\lambda_g \cdot \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_g = \dot{r} \rho_s \left(h_g + \int_{T_{s0}}^{T_w} c_{ps} dT \right) \quad (2)$$

式中 λ_g 代表导热系数; h_g 为固体燃料 PMMA 的有效汽化热; ρ_s, c_{ps}, T_{s0} 分别为固体燃料的密度、比定压热容与初始温度. 公式中所涉及的固体燃料参数取自文献[13].

固体燃料超燃冲压发动机燃烧室工作过程属于湍流与燃烧强烈耦合的扩散燃烧过程, 本文采用涡耗散燃烧模型来模拟燃烧与湍流的相互作用, 固体燃料 PMMA 的燃烧过程采用简化的一步完全反应模型



由于发动机内流场具有轴对称性, 因此将其简化为二维轴对称问题进行计算. 采用软件 ICEM 生成结构网格, 在近壁面区域进行加密处理, 壁面边界第 1 层网格的 y^+ 约为 1. 上游入口为压力远场边界, 根据设计点给定自由来流马赫数为 6, 静压为 2 549 Pa, 静温为 221.6 K. 出口边界为超声速流动, 气体参数由流场内部外推得出. 进气道与隔离段壁面均采用绝热无滑移条件. 燃料加质边界条件通过式(1)、式(2)迭代求解后得到.

为了验证本文所采用的数值方法, 分别选取了文献[14]中的进气道/隔离段试验模型之一以及文献[4]中的固体燃料燃烧室模型进行分析, 并与试验结果进行对比. 选取的进气道为二元单楔高超声速进气道, 外压段楔角为 11° , 唇罩内壁与外压段上表面夹角为 3° , 唇口前缘距喉部位置为 99.06 mm, 隔离段高度为 10.16 mm. 试验条件如下: 来流马赫数为 4.03, 静压为 8 729.1 Pa, 静温为 216.6 K. 图 2 给出了进气道下壁面的静压分布对比, 图中 H_{th} 表示喉道高度, p_0 表示初始静压. 可以看出, 数值计算结果在局部峰值上与试验结果有一定差异, 总体上较好地反映了进气道内部激波反射等流动现象.

燃烧室的验证采用 Ben-Yakar 等^[4]的固体燃料超燃冲压发动机试验结果进行对比, 选取试验过程中的多个瞬时的燃烧室固体燃料壁面形状作为研究对象. 试验条件为: 入口总压为 1.69 MPa, 总温为 1 156 K, 入口马赫数为 1.6. 图 3 给出了各时刻燃烧室壁面静压分布, 数值计算结果与试验

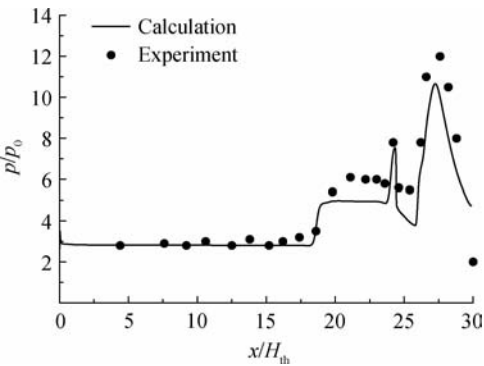


图 2 进气道壁面静压分布对比

Fig. 2 Comparison of wall static pressure distribution of inlet between calculation and experiment

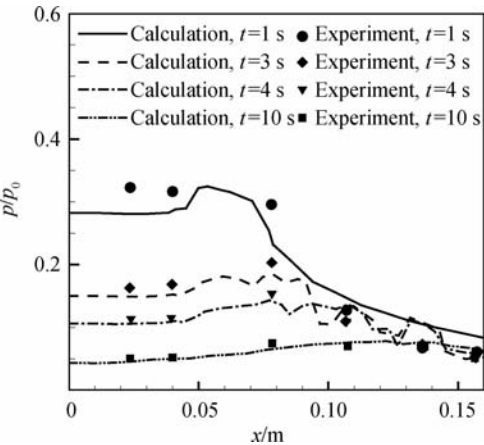


图 3 燃烧室壁面静压分布对比

Fig. 3 Comparison of wall static pressure distribution of combustor between calculation and experiment

数据吻合较好.

2 数值计算结果与分析

2.1 进气道与燃烧室匹配特性分析

表 1 给出了具有不同进气道内收缩比的计算工况数值模拟结果, 采用推力 F 、比冲 I_{sp} 和比推力 F_{sp} 来衡量固体燃料超燃冲压发动机的总体性能, 其中推力定义如下:

$$F = \int_{A_e} \rho_e u_e^2 dA - \dot{m}_0 u_0 + \int_{A_e} (p_e - p_0) dA \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_0$ 表示来流空气质量流率; p, u, ρ 分别代表气体静压、速度与密度; 下标 e 和 0 分别代表喷管出口参数与自由来流参数. 比推力为推力与空气质量流率的比值

$$F_{sp} = F/\dot{m}_0 \quad (4)$$

燃烧效率是评估燃烧室性能的重要方法,反映了燃料与空气掺混燃烧的完成度,其定义为已反应的燃料质量流率与能反应的燃料总质量流率之比

$$\eta = 1 - \frac{\int \omega_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2} \rho u \, \text{d}A}{\dot{m}_t} \tag{5}$$

式中 $\omega_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}$ 为当前截面的燃料质量分数, $\dot{m}_t$ 为燃料总质量流率.

由计算结果可以看出,发动机推力随进气道内收缩比的变化趋势分为两个阶段. 当内收缩比从 1.25 增大到 1.65 时,发动机推力大幅度减小,并在此附近出现最小值,其总体性能在这一过程中急剧下降. 当内收缩比继续增大,发动机推力有所增大,但变化幅度很小. 各工况的燃烧效率变化较小,而推力、比冲等总体性能参数呈现与燃料质量流率相同的变化趋势. 对 Cohen 等^[5]的试验结果进行处理,得到的发动机比冲范围与表 1 中的结果相符合.

表 1 相同燃烧室下的发动机性能

Table 1 Performance of engine with the same combustor

R_c	$\dot{m}_t / (\text{kg/s})$	η	F/N	$F_{\text{sp}} / (\text{N} \cdot \text{s/kg})$	I_{sp}/s
1.25	0.146	0.685	337.5	149.9	236.0
1.45	0.135	0.679	281.9	125.3	212.9
1.65	0.108	0.681	152.2	67.6	143.4
1.85	0.113	0.678	173.9	77.2	156.6
2.05	0.116	0.676	179.7	79.7	158.3

表 2 为各工况在进气道喉部与燃烧室入口截面的状态参数,其中 Ma_{th} , p_{th} 分别表示进气道喉部截面的马赫数与静压, Ma_{in} , p_{in} 分别为燃烧室入口气流的马赫数与静压,其计算结果为截面上的质量加权平均值. 可以看出,所有工况的燃烧室入口为超声速流动,燃烧室通道内没有发生壅塞,均为超声速燃烧模态. 随 CR 逐渐增大,进气道出口马赫数减小,静压增大. 与进气道出口相比,燃烧室入口状态参数具有不同的变化规律,表明了隔离段存在不同强度的预燃激波串.

为进一步分析发动机总体性能的变化规律,本文采用推力势能^[15-16]的概念来衡量发动机产生的有效推力. 推力势能用以描述发动机某个截面能够产生的推力大小,此推力值通过发动机出口

表 2 相同燃烧室下的截面状态参数

Table 2 State parameters of section with the same combustor

R_c	Ma_{th}	p_{th}/Pa	Ma_{in}	p_{in}/Pa
1.25	3.36	37 208.9	1.84	163 513.2
1.45	3.22	46 002.1	1.85	183 466.6
1.65	3.09	56 391.2	2.20	129 657.6
1.85	2.97	67 525.6	2.14	144 952.9
2.05	2.87	79 720.4	2.03	167 124.8

冲量减去实际入口冲量得到,出口冲量为当前截面流动经可逆膨胀至一特定静压并满足喷管出口面积时的截面冲量. 推力势能的定义如下^[15]:

$$F_{\text{pot}} = -F_{\text{pot,ref}} + \int_b \frac{\rho_c u_c^2 + p_c}{\rho_c u_c} \text{d}\dot{m} \tag{6}$$

式中下标 b 代表当前截面, c 代表可逆膨胀的出口截面. 参考推力势能为发动机初始截面处自由来流冲量与质量流率的比值,即

$$F_{\text{pot,ref}} = (\rho_0 u_0^2 + p_0) A_0 / \dot{m}_0 = 1844.9 \text{ N} \cdot \text{s/kg} \tag{7}$$

推力势能的计算为一迭代过程. 首先给定一个出口静压 p_c 的假设值,然后对截面 b 的每一点按照等熵关系式(8)进行积分求解,直到流动静压由 p_b 到达 p_c 为止.

$$\frac{\text{d}u}{\text{d}p} = -\frac{RT}{p u} \tag{8}$$

在求解过程中根据总焓不变的条件,流动温度 T 可以表示为速度 u 的函数. 积分完成后可得到截面 c 上各点的流动参数,进而求出截面 c 的面积. 为了让截面 c 的面积与喷管出口面积 A_e 匹配,问题可转换为获取函数 $f(p_c)$ 的最小值

$$f(p_c) = |A_c(p_c) - A_e| = \left| \int_b \frac{1}{\rho_c u_c} \text{d}\dot{m} - A_e \right| \tag{9}$$

获取最终的 p_c 后,可根据式(6)得到截面 b 的推力势能. 为了更直观地显示推力变化的规律及原因,推力势能的定义式(6)可表示为如下形式:

$$F_{\text{pot}} = -F_{\text{pot,ref}} + \int_b \Phi(T_t) \Phi(p_t) \text{d}\dot{m} \tag{10}$$

$$\Phi(T_t) = \left(\frac{2RT_t}{j} \right)^{\frac{1}{2}} \tag{11}$$

$$\Phi(p_t) = \frac{1 + (j/2 - 1)(p_c/p_t)^j}{[1 - (p_c/p_t)^j]^{\frac{1}{2}}} \tag{12}$$

式中推力势能的构成项 $\Phi(T_t)$ 与 $\Phi(p_t)$ 分别为总

温与总压的函数,变量 $j=(\gamma-1)/\gamma$.

图 4 给出了各工况的推力势能沿燃烧室轴向的变化情况,由于凹腔内部的回流所占比重大,流动参数变化的规律性差,因此选取燃烧室的等直段入口作为计算各性能参数的起始位置.由图可见,各工况的推力势能在等直段与扩张段沿轴向持续增大,其增长速度在等直段较大,随后逐渐减小.可以看出在燃烧室设计过程中,同时增大燃烧室等直段与扩张段的长度有利于提高发动机的推力.由于推力势能在等直段内增长速度最快,因此在给定燃烧室总长度的情况下应该尽可能增大等直段的长度.随进气道内收缩比增大,推力势能整体先大幅减小,而后逐渐增大,其变化趋势与表 1 给出的发动机推力变化规律一致.

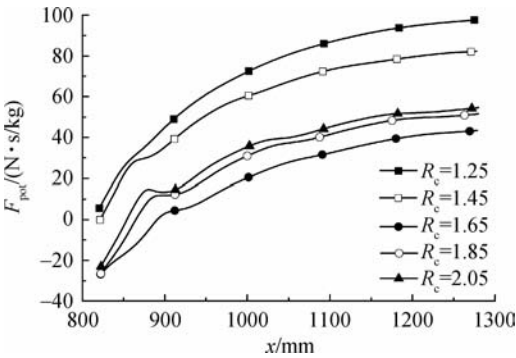


图 4 相同燃烧室下的推力势能分布
Fig. 4 Thrust potential distribution with the same combustor

式(10)的定义表明,推力势能的变化取决于燃烧室内流动总温与总压的变化情况.图 5、图 6 分别给出了各工况总温(T_t)与总压(p_t)的轴向分布,其计算结果为截面上的质量加权平均值.

由图 5~图 6 可见,所有工况的流动总温在燃烧室等直段迅速增大,总压则相应地减小.在扩张段内总温与总压的变化速率逐渐减小,说明燃烧放热反应速率在等直段较高,随后逐渐减小.进入喷管段后,流动总温近似保持不变,反映了喷管内化学反应速率较小.随进气道内收缩比的增大,流动总温呈现整体先减小后增大的趋势,与发动机推力的变化规律保持一致.与此同时,燃烧室内总压先大幅度增大,而后逐渐减小,变化规律与总温正好相反.可以看出,相对于总压的影响,固体燃料超燃冲压发动机的推力大小主要取决于燃烧室内总温的变化. Bernard 等^[15]对推力势能的影响因素进行了分析,结果表明在正常的工作范围内,总温变化对推力势能的影响力明显高于总压

变化.这一结论与图 4、图 5、图 6 反映的推力势能变化规律相符,因此可通过重点分析各工况总温分布的方式来揭示推力势能的变化规律.

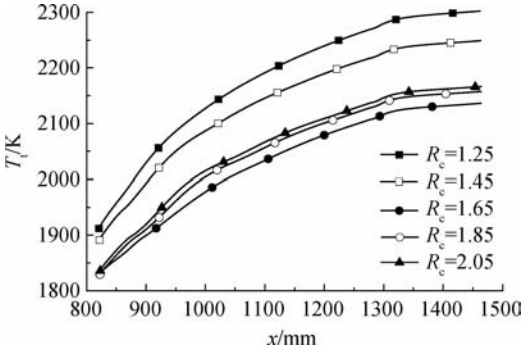


图 5 相同燃烧室下的总温分布
Fig. 5 Total temperature distribution with the same combustor

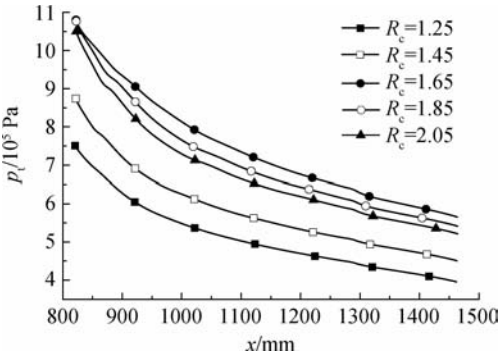


图 6 相同燃烧室下的总压分布
Fig. 6 Total pressure distribution with the same combustor

结合图 4、图 5、图 6 可以发现,图中所示计算结果的起始位置性能参数,即燃烧室凹腔出口截面的流动状态在很大程度上决定了后续整个燃烧室内部的流动,进而决定了发动机的总体性能.当 CR 从 1.25 增大到 1.65 时,燃烧室凹腔出口截面的总温与推力势能显著下降,直接导致了后续整个燃烧室流场的性能下降,在此过程中发动机的燃料质量流率、推力、比冲等总体性能参数相应下降,并且下降幅度与凹腔出口截面参数的变化幅度相似.当 CR 从 1.65 增大到 2.05 时,燃烧室凹腔出口截面的总温与推力势能比较接近,使得后续燃烧室性能变化相对较小,在此过程中发动机总体性能小幅度提高.可以看出,燃烧室凹腔在起到点火与火焰稳定作用的同时,其出口截面流动状态对发动机总体性能具有重大影响.由于凹腔内部的高温低速流动有利于化学反应的进行,计

算得出所有工况在凹腔出口的燃烧效率均达到 95% 以上,并且各工况之间差别小于 2%,因此凹腔出口的流动总温主要取决于凹腔内的燃料质量流率.

当 CR 从 1.25 增大到 2.05 时,计算得到的凹腔出口处燃料质量流率分别为 0.033,0.029,0.022,0.021,0.023 kg/s,变化趋势与图 5 所示的凹腔出口截面流动总温相符.在燃烧效率接近的情况下,凹腔内燃料质量流率的提高意味着更大的燃烧反应放热量,使得流动总温更高.凹腔出口总温增大有利于促进下游燃烧室的固体燃料热解气化与掺混燃烧过程,从而提高下游燃烧室的流动总温,最终提高了发动机推力.因此可以认为,凹腔内部的燃料质量流率是决定发动机总体性能的关键因素.根据气体与燃料壁面的传热系数表达式可以看出,换热量主要受到流体速度、温度、密度等因素的影响.凹腔内部流速较低,温度接近来流总温,各工况之间差别较小,因此凹腔内的燃料分解速率主要受气体密度的影响.

图 7 为凹腔末端的密度径向分布.在 CR 逐渐增大的过程中,凹腔内的密度变化规律为燃烧室入口条件变化与入口面积扩张比变化共同作用的结果.进气道内收缩比发生变化时,进气道出口面积随之变化,引起燃烧室入口面积改变.在燃烧室尺寸不变的情况下,燃烧室入口面积扩张比发生变化,从而改变了入口气流在凹腔内的膨胀程度.当 CR 从 1.25 增大到 1.65 时,燃烧室入口气流密度增大,但由于气流的膨胀程度超过了入口条件的变化,凹腔段超声速主流区与低速回流区的密度同时下降,引起气流与燃料壁面的换热量减小,燃料质量流率降低.当 CR 从 1.65 增大到 2.05 时,入口气流的膨胀增强与进气道对来流的

压缩增大程度接近,使得凹腔内的流动密度近似相同,因此,凹腔内的燃料质量流率在此过程中接近不变.可以看出,入口面积扩张比对凹腔内部流动参数变化具有重要影响.

为验证燃烧室入口面积扩张比对流动状态的影响,图 8 给出了内收缩比分别为 1.25,1.45,1.65 三个典型工况的马赫数分布情况.凹腔段流动分为超声速主流与亚声速回流两部分.回流区内流动速度较小,有利于燃料与来流空气的掺混.亚声速流动在等直段内占的比重较大,进入扩张段后逐渐减小.当 CR 从 1.25 增大到 1.65 时,超声速主流的马赫数逐渐增大,反映了入口面积扩张比增大促进了气流的膨胀加速.

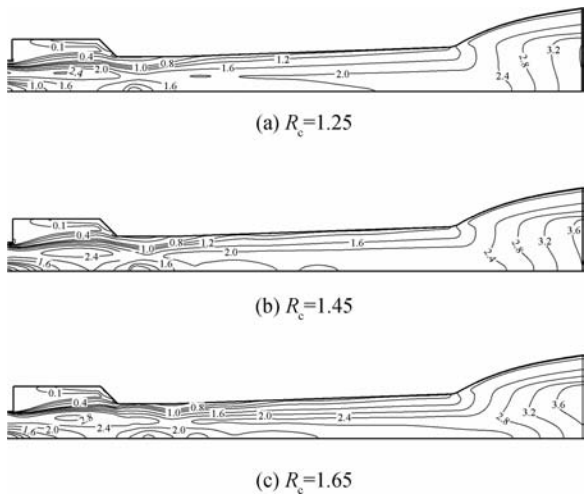


图 8 马赫数等值线图
Fig. 8 Mach number distribution contour

综上所述,由于凹腔内的燃烧效率接近,凹腔内的燃料质量流率决定其出口的流动总温,进而决定下游燃烧室的总温及推力势能的变化,最终对发动机的总体性能产生重要影响.气体密度为凹腔内燃料质量流率的主要影响因素,当 CR 从 1.25 增大到 2.05 时,凹腔内部气体密度的变化规律为燃烧室入口条件与入口面积扩张比变化共同作用的结果.

2.2 等扩张比分析验证

为了消除入口面积扩张比变化造成的影响,进一步研究进气道内收缩比与燃烧室性能的匹配特性,本文在保持入口面积扩张比不变情况下,计算了具有不同进气道内收缩比的发动机模型作为对比验证.在 R_c 的变化过程中,各工况的燃烧室等直段直径随之改变以保证相同的入口面积扩张比,变化的尺寸由表 3 给出,其中 D_{in} , D_{cyl} 分别表

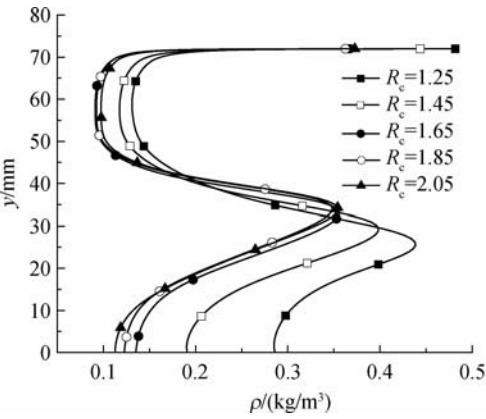


图 7 凹腔末端的密度径向分布
Fig. 7 Density radial distribution at the end of cavity

示燃烧室入口直径与等直段直径. 发动机构型与其余尺寸参数保持不变, 与上文的计算模型相同. 各工况的燃烧室等直段与入口面积扩张比保持为 1.40, 发动机性能计算结果由表 4 所示.

表 3 相同入口面积扩张比下的燃烧室尺寸
Table 3 Combustor dimension with the same area expansion ratio at inlet

R_c	D_{in}/mm	D_{cyl}/mm
1.25	85.56	101.12
1.45	79.48	93.91
1.65	74.46	88.00
1.85	70.35	83.14
2.05	66.83	79.07

表 4 相同入口面积扩张比下的发动机性能
Table 4 Engine performance with the same area expansion ratio at inlet

R_c	$\dot{m}_t/(\text{kg/s})$	η	F/N	$F_{sp}/(\text{N} \cdot \text{s/kg})$	I_{sp}/s
1.25	0.130	0.694	237.9	105.6	186.7
1.45	0.141	0.677	322.3	143.2	232.7
1.65	0.153	0.662	401.8	178.5	267.7
1.85	0.167	0.645	483.9	214.8	295.6
2.05	0.189	0.621	596.9	264.9	322.8

随 CR 逐渐增大, 发动机的燃料质量流率随之增大, 燃烧效率呈下降趋势. 发动机推力、比冲等总体性能参数随 CR 的增大而增大, 说明在此过程中, 进气道对来流压缩增强有利于燃烧室性能的提高, 并且提高程度大于压缩增强造成的阻力增长, 使发动机总体性能提高.

图 9、图 10 分别给出了总温与推力势能的轴向分布. 由图可见, 总温与推力势能随 CR 的增大而整体增大. 与上一节的计算结果相似, 凹腔出口的流动状态决定了下游燃烧室的燃烧放热程度, 进而决定了发动机的总体性能. 当 CR 逐渐增大时, 凹腔内的流动密度增大, 引起燃料质量流率增大, 出口流动总温随之升高. 因此, 在保持燃烧室入口扩张比不变的情况下, 提高进气道内收缩比能够增强发动机的总体性能.

与 2.1 章节的计算结果进行对比可以看出, 进气道内收缩比相同时, 减小燃烧室入口面积扩张比能够提高发动机的总体性能. 以 $R_c=1.65$ 的

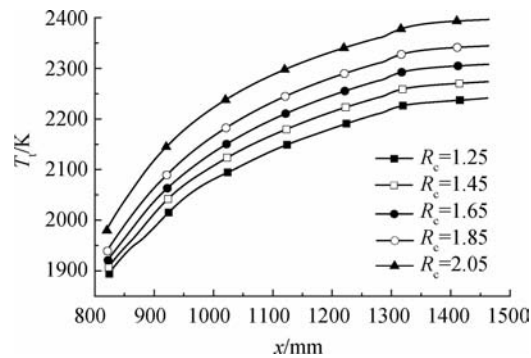


图 9 相同入口面积扩张比下的总温分布
Fig. 9 Total temperature distribution with the same area expansion ratio at inlet

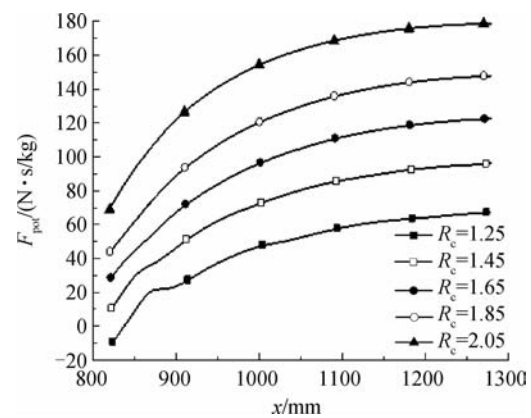


图 10 相同入口面积扩张比下的推力势能分布
Fig. 10 Thrust potential distribution with the same area expansion ratio at inlet

一组工况为例, 为满足给定的入口面积扩张比, 本节计算模型的燃烧室等直段半径减小为 44 mm, 其燃料质量流率、推力、比冲等参数得到提高. 对比其余具有相同 CR 的模型时能够得到相同的变化趋势. 当 $R_c=1.25$ 时, 本节计算模型的等直段半径相比上文有所增大, 因此发动机总体性能下降. 对比结果进一步证明了凹腔内的气体密度对发动机性能的决定作用. 当燃烧室入口条件相同时, 减小入口面积扩张比使凹腔内气体密度增大, 引起燃料质量流率增大, 燃烧放热反应增强, 最终提高了发动机的总体性能.

3 结 论

通过本文的研究, 可以得出以下结论:

1) 凹腔内燃料质量流率决定其出口的流动总温, 进而决定下游燃烧室的总温分布, 最终对发动机的总体性能产生重要影响. 气体密度为凹腔内燃料质量流率的主要影响因素, 其大小为燃烧室入口条件与入口面积扩张比共同作用的结果.

2) 保持燃烧室入口面积扩张比不变的情况下,由于凹腔内的气体密度增大,固体燃料超燃冲压发动机的总体性能随进气道内收缩比的增大而提高. 当内收缩比每增大 0.2 时,推力增幅超过 20%,比冲提高大于 9%.

3) 为提高固体燃料超燃冲压发动机的总体性能,在满足进气道起动与燃烧室火焰稳定的前提下应采用尽可能大的进气道内收缩比与尽可能小的燃烧室入口面积扩张比.

参考文献:

[1] Witt M A. Investigation into the feasibility of using solid fuel ramjets for high supersonic/low hypersonic tactical missiles[D]. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1989.

[2] Angus W J. An investigation into the performance characteristics of a solid fuel scramjet propulsion device [D]. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1991.

[3] Ben-Yakar A, Gany A. Experimental study of a solid fuel scramjet[R]. AIAA 94-2815, 1994.

[4] Ben-Yakar A, Natan B, Gany A. Investigation of a solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 447-455.

[5] Cohen Z A, Natan B. Experimental investigation of a supersonic combustion solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(6): 880-889.

[6] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. Theoretical study of a solid fuel scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 1999, 45(3): 155-166.

[7] Simone D, Bruno C. Preliminary investigation on lithium hydride as fuel for solid-fueled scramjet engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 875-884.

[8] 杨明. 固体燃料超燃冲压发动机内流场研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.

[9] 刘伟凯, 陈林泉, 杨向明. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室掺混燃烧数值研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(4): 457-462.

LIU Weikai, CHEN Linquan, YANG Xiangming. Numerical study of mixing flows in a solid fuel scramjet combustor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(4): 457-462. (in Chinese)

[10] 杨向明, 刘伟凯, 陈林泉, 等. 固体燃料超燃冲压发动机原理性试验研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 319-324.

YANG Xiangming, LIU Weikai, CHEN Linquan, et al. Experimental study on the principle of solid fuel scramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(3): 319-324. (in Chinese)

[11] 王利和, 武志文, 迟鸿伟, 等. 不同台阶高度下固体燃料超燃冲压发动机燃烧室初始型面变化规律[J]. 推进技术, 2013, 34(11): 1493-1498.

WANG Lihe, WU Zhiwen, CHI Hongwei, et al. Initial profile variation rule of solid fuel scramjet combustor with different step height[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1493-1498. (in Chinese)

[12] 迟鸿伟, 魏志军, 王利和, 等. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室中 PMMA 自点火性能数值研究[J]. 推挤技术, 2014, 35(6): 799-808.

CHI Hongwei, WEI Zhijun, WANG Lihe, et al. Numerical investigation on self-ignition of PMMA in solid fuel scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 799-808. (in Chinese)

[13] 夏强. 固体燃料冲压发动机工作过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2011.

XIA Qiang. Investigation on the working process of solid fuel ramjet[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2011. (in Chinese)

[14] Emami S, Carl A, Aaron H, et al. Experimental investigation of inlet combustor isolators for a dual mode scramjet at a Mach number of 4[R]. NASA TP 3502, 1995.

[15] Bernard P, Sislian J P. Effect of geometrical parameters on the nixing performance of cantilevered ramp injectors[J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 448-456.

[16] Chan J, Sislian J P. Numerically simulated comparative performance of a scramjet and shcramjet at Mach 11[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 1125-1134.

(编辑: 王碧琚)