

采用固体燃料的超燃冲压发动机研究进展

吕 仲^{1,2}, 夏智勋², 刘 冰², 刘元春²

(1. 国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073;

2. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 对采用固体燃料的超燃冲压发动机构型方案进行了归纳总结, 详细的介绍了不同构型方案的发展历程和研究现状. 针对固体燃料构型、双燃烧室构型和固体火箭构型 3 种不同构型的工作特点, 分析了各自的优势和存在的问题, 并在此基础上对其后续的研究提出了建议. 研究认为: 固体燃料构型方案虽能实现固体燃料在超声速气流中的点火及稳定燃烧, 但燃料燃烧效率较低, 且难以长时间稳定工作; 固体火箭构型方案有利于燃料的点火和稳定燃烧, 可实现发动机的长时间稳定工作, 具有更好的研究和应用前景.

关 键 词: 冲压发动机; 固体燃料; 固体火箭; 双燃烧室; 超声速燃烧

中图分类号: V23

文献标志码: A

Review of research on solid fuel scramjet engine

LÜ Zhong^{1,2}, XIA Zhi-xun², LIU Bing², LIU Yuan-chun²

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The configurations of scramjet using solid fuel as propellant were summarized, and the progress and status of different configurations of scramjet using solid fuel propellant were elaborated, respectively. According to the operating feature of solid-fuel scramjet, solid-fuel dual-combustor scramjet and solid-fuel rocket scramjet, the advantages and existing problems of different configurations were analyzed, and some suggestions for further research were proposed. The research results reveal that though solid fuel can ignite and burn in supersonic combustor of solid-fuel scramjet, the combustion efficiency of propellant is low and the scramjet cannot operate for a long time. The solid-fuel rocket scramjet is beneficial to ignition and stable combustion of solid fuel, and can also operate for a long time. The solid-fuel rocket scramjet has a bright research and application prospect.

Key words: ramjet; solid fuel; solid rocket; dual combustor chamber; supersonic combustion

飞行器在高超声速($Ma > 5$)飞行时,超燃冲压发动机的性能将高于传统的亚燃冲压发动机^[1-2].近年来,超燃冲压发动机技术是国内外研究的热点问题.2004年,X-43A飞行实验^[3-4]的成功证实了超燃冲压发动机的实际可行性,进一步

鼓舞了国内外学者对超燃冲压发动机技术的研究热情.目前,超燃冲压发动机技术的研究已取得了显著的进展^[5-9],但绝大多数的研究均以液态或气态燃料为主,使用固体燃料的超燃冲压发动机技术的研究相对较少.相对液体燃料发动机而言,使

用固体燃料的发动机具有结构简单、成本低、作战反应时间短、机动性好、能量密度高等优势.因此,固体燃料超燃冲压发动机技术的研究逐渐引起了国内外学者的关注^[10].

本文针对现有采用固体燃料的超燃冲压发动机构型方案进行了归纳总结,详细阐述了使用固体燃料的超燃冲压发动机不同构型方案的发展历程和研究现状.针对固体燃料构型、双燃烧室构型和固体火箭构型3种不同构型方案的超燃冲压发动机的特点,分析了各自的优势和存在的问题.结合各方案的研究现状和存在的问题,为固体燃料超燃发动机和固体火箭超燃发动机的后续研究提出了建议.

1 研究进展和现状

1.1 发动机构型方案

目前使用固体燃料的超燃冲压发动机构型主要有3种,分别为固体燃料超燃冲压发动机^[11]、双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机^[12]和固体火箭超燃冲压发动机^[13].

固体燃料超燃冲压发动机构型如图1所示,发动机燃烧室内壁由固体燃料浇注而成,固体燃料直接在超声速气流中热解,热解燃气与空气掺混燃烧,燃烧产生的高温燃气流经喷管膨胀产生推力.

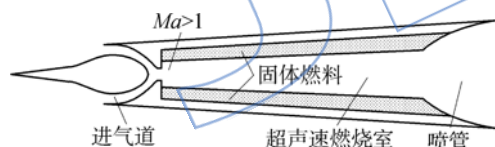


图1 固体燃料超燃冲压发动机

Fig. 1 Diagram of solid-fuel scramjet

双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机构型如图2所示,发动机有两个燃烧室,分别为亚声速燃烧室和超声速燃烧室.亚声速燃烧室主要作为燃气发生器.来流空气经进气道分为两股,一股进入亚声速燃烧室,与浇注在壁面的固体燃料一次燃烧,

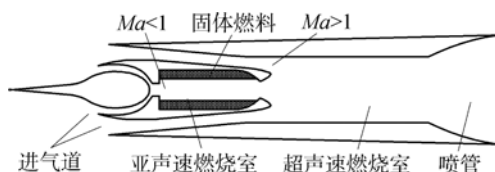


图2 双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机

Fig. 2 Diagram of dual-combustor solid-fuel scramjet

其工作过程与传统冲压发动机燃烧室相同;燃烧产生的富燃燃气进入补燃室,与超声速气流二次掺混燃烧,燃烧产生的高温燃气经喷管膨胀后产生推力.

固体火箭超燃冲压发动机构型如图3所示,发动机使用两个燃烧室,分别为固体火箭燃烧室和超声速燃烧室.贫氧固体燃料在固体火箭燃烧室中自维持燃烧,燃烧产生的富燃燃气进入超声速燃烧室,与超声速空气二次掺混燃烧,燃烧产生的高温燃气经喷管膨胀后产生推力.

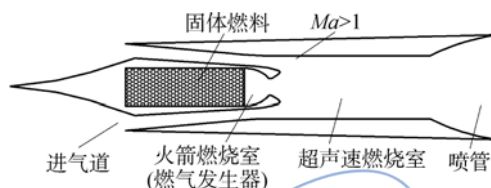


图3 固体火箭超燃冲压发动机

Fig. 3 Diagram of solid-fuel rocket scramjet

以上3种构型中,燃料使用情况来看,固体燃料构型和双燃烧室构型中均可使用纯燃料的固体推进剂,燃烧所用的氧化剂均来自冲压空气;而固体火箭构型所采用的推进剂为贫氧推进剂,以保证火箭燃烧室中可自维持燃烧,燃烧所需的氧化剂部分来自冲压空气.从燃烧组织方式来看,固体燃料构型采用一次燃烧组织方式,而双燃烧室构型和固体火箭构型采用两个燃烧室二次补燃的燃烧组织方式.

1.2 固体燃料超燃冲压发动机

上述3种构型中,最早提出的构型方案为固体燃料超燃冲压发动机构型,该方案中固体燃料直接在超声速气流中燃烧.研究早期,针对固体燃料在超声速气流中燃烧问题,主要存在以下担忧^[11]:

1) 超声速流场中静温较低,通过固体燃料表面的热流量很可能不足以使固体燃料热解产生足够的燃气.

2) 固体燃料热解产生的碳氢燃料化学反应时间可能大于在燃烧室的驻留时间.

3) 固体燃料热解产生的燃料可能无法与空气充分掺混,以致在燃烧室中难以实现火焰稳定燃烧.

针对以上问题,国外学者开展了一系列的实验研究.

1.2.1 实验研究

1989年,美国海军研究生院 Witt^[11]首次开

展了固体燃料超燃冲压发动机直连式实验研究,验证了固体燃料可以在超声速气流中燃烧. 实验发动机燃烧室由固体燃料 PMMA(聚甲基丙烯酸甲酯)制成,构型如图 4 所示. 燃烧室由一个凹腔和一个等直段组成,凹腔的主要作用是建立一个低速富燃的回流区,以辅助固体燃料点火及火焰稳定. 实验中燃烧室入口马赫数约为 1.5,实现了固体燃料在超声速气流中稳定燃烧. 实验结果表明,燃烧室中掺混损失和热损失较大,固体燃料在超声速气流中点火及火焰稳定困难.

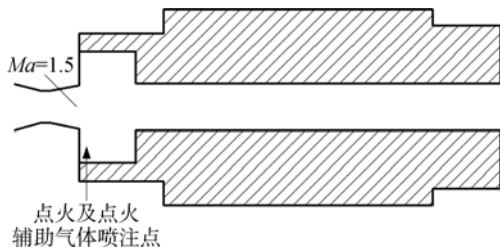


图 4 Witt 实验采用的燃烧室构型

Fig. 4 Configuration of solid-fuel scramjet combustor used by Witt

1991 年,美国海军研究生院 Angus 等^[14-15]在 Witt 的基础上改进了燃烧室构型,实验评估了固体燃料超燃冲压发动机的性能. 改进后的燃烧室构型如图 5 所示,燃烧室由凹腔、等直段和扩张段三部分组成,其中扩张段主要是解决 Witt 实验中热壅塞的问题. 实验中燃烧室入口马赫数为 1.4,同样实现了固体燃料在超声速气流中持续稳定燃烧. 实验中测定了固体燃料燃烧效率为 57%,认为固体燃料超燃冲压发动机具有作为超声速导弹动力装置的潜能.

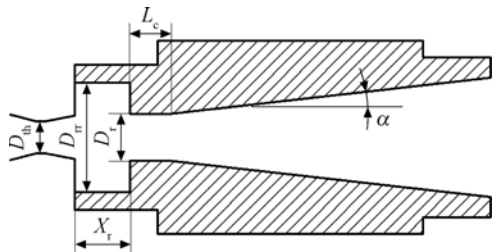


图 5 Angus 改进的燃烧室构型

Fig. 5 Configuration of solid-fuel scramjet combustor used by Angus

在 Witt 和 Angus 的实验中,燃烧室中均喷入少量的氢气(约为来流质量流量的 0.08%)辅助固体燃料点火及火焰稳定. 1994 年,以色列理工学院 Ben-Yakar 等^[16-17]对燃烧室构型做了进一

步的改进,改进后的构型如图 6 所示. 改进后的燃烧室构型成功的实现了固体燃料在没有外界辅助的情况下自点火及火焰稳定燃烧. 通过大量实验给出了燃烧室几何参数对固体燃料自点火及火焰稳定的限制边界,如图 7 所示,图中数字代表实验点. 实验中模拟了高海拔(10~15 km)、马赫数为 5 的飞行条件(总温为 1200 K,总压为 1.6 MPa (16 atm)),燃烧室入口马赫数约为 1.6,固体燃料燃烧效率为 40%~50%. 实验中采用高速摄像机记录了固体燃料燃烧过程,定量的测量了固体燃料燃面退移速率,给出燃面退移速率与空气质量流量的近似关系式如式(1)所示. 其中为 $\dot{r}$ 燃面退移速度, $\dot{m}$ 为来流空气质量流量.

$$\dot{r} = 0.011 \dot{m}^{0.8} \quad (1)$$

至此,固体燃料可以在超声速气流中点火及稳定燃烧已被证实,研究初期所担忧的问题已基本解决. Ben-Yakar 实现了固体燃料超燃在超声

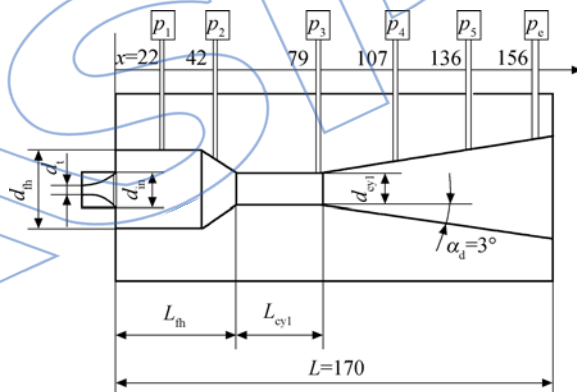


图 6 Ben-Yakar 改进后的燃烧室构型(单位:mm)

Fig. 6 Configuration of solid-fuel scramjet combustor used by Ben-Yakar (unit:mm)

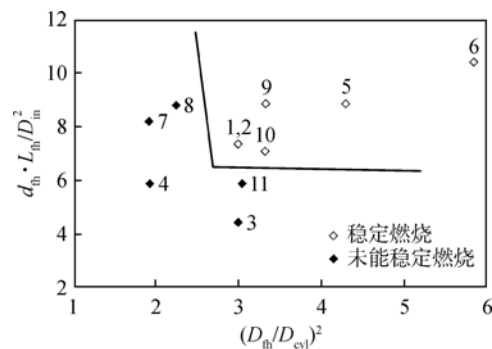


图 7 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室火焰稳定限制边界

Fig. 7 Flameholding limits in the solid-fuel scramjet combustor

速气流中自点火及火焰稳定燃烧,并初步给出了点火及火焰稳定极限,但对固体燃料在超声速气流中点火特性及火焰稳定机理,以及燃烧室工作特性仍不十分明确。

1998 年,以色列理工学院 Cohen-Zur 等^[18]在 Ben-Yakar 的基础上进一步研究了进气道来流参数和燃烧室几何参数对发动机性能的影响. 研究表明,在部分来流参数情况下,发动机存在两种流动和燃烧模式. 开始时为亚燃模式,燃烧室中出现热壅塞;随燃面退移,热壅塞逐渐消失,燃烧室变为超燃模式. 高速摄像技术实验测定了燃面退移过程,给出了不同时刻的燃面尺寸,拟合出燃面退移速率与来流参数(空气质量流量 $\dot{m}_{\text{air}}$, 总温 $T_{t,\text{in}}$, 总压 $p_{t,\text{in}}$) 的近似关系如式(2). 指出随燃面退移速率的增加,固体燃料燃烧效率下降。

$$\dot{r} = 2.96 \times 10^{-6} \dot{m}_{\text{air}}^{0.8} \cdot T_{t,\text{in}}^2 p_{t,\text{in}}^2 \quad (2)$$

值得注意的是以上实验研究均采用 PMMA 作为固体推进剂,其原因在于 PMMA 力学性能好易于加工、透明易于观测. 然而,PMMA 分子中含有大量的氧化剂(氧元素含量约为 32%),并不是一种理想的燃料. 目前高能的固体燃料主要有两种^[19-20],一种为烃聚合物^[21-22],另一种为添加金属燃料的碳氢燃料。

2007 年, Saraf 等^[23]采用 HTPB(端羟基聚丁二烯)开展了固体燃料超燃冲压发动机实验研究,研究中对纯丁羟燃料和添加金属铝的丁羟燃料在固体燃料超燃冲压发动机中的工作性能. 实验发动机燃烧室构型与 Ben-Yakar 实验构型相似,模拟了高海拔、马赫数为 5.5 的飞行条件. 采用的固体燃料中金属铝粉的质量分数分别为 20% 和 40%. Saraf 研究中所关注的已不再是发动机点火及火焰稳定问题,而是偏重于发动机的整体性能. 图 8 和图 9 给出了发动机比推力和比冲(I_{sp}). 不加金属铝时,发动机比推力为 500 N·s/kg,比冲为 650 s. 添加金属粉末后的固体推进剂的燃面退移速率增加,发动机比推力增加,但发动机比冲下降。

针对固体燃料在超声速气流中燃烧问题的研究,除 Ben-Yakar 所采用的构型方式外,台湾空军理工学院 Hsu 等开展了板状固体燃料直接在超声速气流中燃烧的研究. 2014 年, Char 等^[24]采用激波管开展了固体燃料在超声速气流中气化和点火实验,并对实验中不同时刻的流场结构进行了数值模拟^[25]. 实验将板状的固体燃料(HTPB)以一定的角度安装在激波管中,通过侧壁开窗观测固

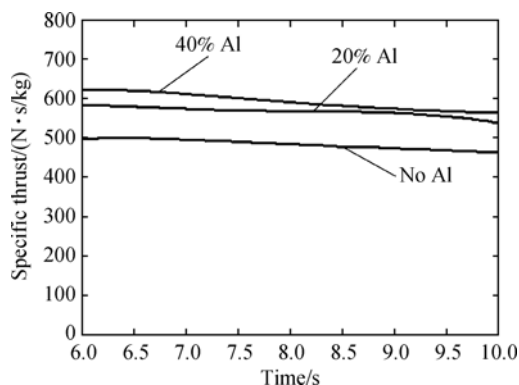


图 8 实验中测得不同铝含量下发动机比推力

Fig. 8 Specific thrust for tests with different aluminum content

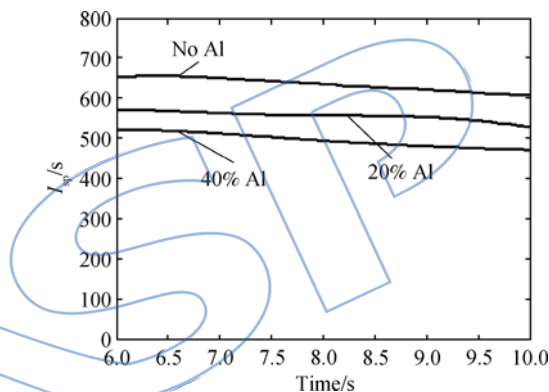
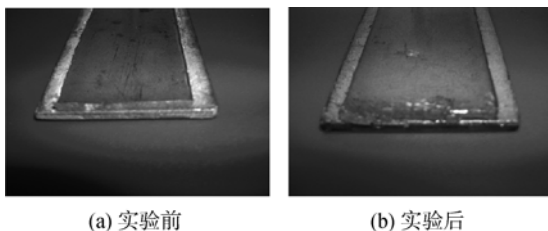


图 9 实验中测得不同铝含量下发动机比冲

Fig. 9 Specific impulse for tests with different aluminum content

体燃料的气化和燃烧过程. 采用的固体燃料如图 10 所示,实验系统简图如图 11 所示,图中 R 为半径. 实验及数值计算结果表明:平板区的马赫数达到 1.25 后,流场中的温度可达到 1100 K,固体燃料开始气化并在短时间内点火燃烧. Hsu 等人的研究再一次证实了固体燃料可以在超声速气流中燃烧。



(a) 实验前

(b) 实验后

图 10 实验中使用的 HTPB 板

Fig. 10 HTPB slab used in experiment

随着国外学者对固体燃料超燃冲压发动机研究的不断深入,近年来,国内也陆续开展了固体燃料超燃冲压发动机实验研究. 航天科技集团四院

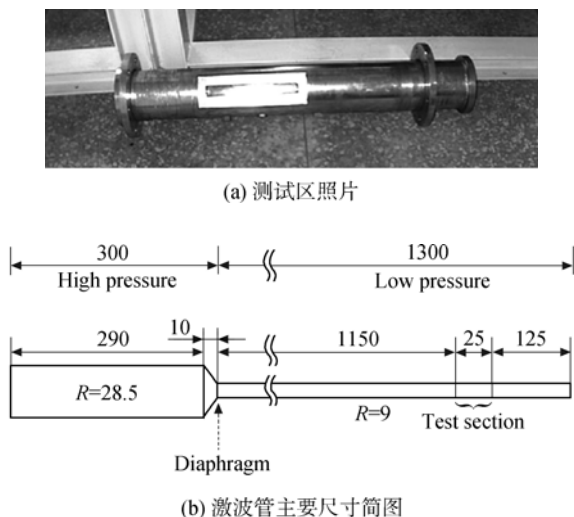


图 11 空军理工学院实验系统简图(单位:cm)

Fig. 11 Schematic of experimental system of air force institute of technology (unit:cm)

41 所和北京理工大学采用类似于文献[5]中的燃烧室构型,先后开展了固体燃料超燃冲压发动机实验研究。

北京理工大学王利和等^[26-27]的实验模拟了飞行高度为 25 km、飞行马赫数为 6 的来流条件,燃烧室入口马赫数为 1.6,实现了 PMMA 自点火及火焰稳定燃烧,实验方法和实验主要结论与文献[5]基本相同。航天科技集团四院 41 所杨向明等^[28]的实验,加热器总温为 900 K,出口马赫数为 1.43,实验在氢气辅助下,实现了 PMMA 和碳氢燃料(HTPB+AP)点火及火焰稳定燃烧。

四院 41 所与前人研究最大不同之处在于其加热器的选取。41 所采用的是电阻加热方式的加热器。而之前学者们采用燃烧型加热器,即采用燃烧补氧的方式使来流空气中氧含量与真实气体接近。燃烧型加热器具有温度范围较宽、实验成本低、周期短、启动快等优点,但加热的气流中存在一定的污染成分。而且,加热器中的燃料如果未能完全燃烧,进入发动机燃烧室中继续燃烧,对实验结果影响较大。相对而言,电阻加热器适合用来开展固体燃料超燃冲压发动机实验,但电加热方式需要大功率电源设备,成本较高。因此,前期小流量的机理性实验适合采用电加热方式,后期大流量的发动机实验则更适合采用燃烧型加热器。

总结目前实验研究成果,可以得到以下的结论:

- 1) 固体燃料可以在超声速气流中点火及火焰稳定燃烧。
- 2) 固体燃料在超声速气流中点火及火焰稳

定燃烧主要受燃烧室构型参数和来流空气参数等因素影响。

3) 固体燃料燃面退移速率主要受来流质量流量,燃烧室温度和压力影响。

4) 以 HTPB 为固体燃料的超燃冲压发动机比推力和比冲分别约为 $500 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 和 650 s。固体推进剂中添加金属燃料,可增加发动机推力,但比冲有所下降。

1.2.2 数值研究

国内外学者在开展实验研究的同时,也进行了数值计算研究。

固体燃料在超声速气流中燃烧是一个复杂的科学问题,其中涉及到高速流动、燃料分解、固-气界面相变、质量扩散、热量传递、化学反应、流固耦合等复杂的物理化学过程。如流体动力学与化学动力学之间相互作用,对流场参数分布和燃烧过程有显著的影响;热解燃料与空气的掺混决定燃烧室的释热分布,这反过来又影响燃料热解过程和反应速率;燃料热解过程产生的型面变化将影响燃烧室中流场参数变化,流场参数变化反过来又将影响燃料热解过程等。

目前对于固体燃料在超声速气流中的燃烧机理问题尚不十分明确,但可以在一定程度上借鉴固体燃料冲压发动机的研究成果。固体燃料的燃烧控制机理,可分为传热控制理论、质量扩散控制理论和压力控制理论,其中最具有影响力的是 Marxman 等^[29-30]发展和建立起来的混合燃烧传热控制理论。即假设边界层内的火焰面将边界层分为两个区域,在火焰面以外的区域,温度和速度的梯度是反向的,火焰面以内的区域是同向的;火焰面在燃料与氧化剂浓度达到能发生化学反应时产生;从火焰面传到固体燃料表面的热流控制混合燃料。

1990 年, Jarymowycz, Snyder 等^[31-32]基于传热控制理论研究了固体燃料(HTPB)在超声速气流中燃速特性。计算所采用物理模型如图 12 所示。超声速气流流过固体燃料表面,燃料的热解产物与空气形成气相扩散火焰。计算过程对气固两相分别求解,通过气固交界面上质量和能量守恒将两者联系在一起,假定在燃料边界上,燃料分解速度与燃料供给速度相同,气固相交界面恒定。计算结果表明,燃烧室入口气流的压力和温度对固体燃料燃速影响较大;在发动机工作过程中,存在一个最优压力值使固体燃料燃速最大。Jarymowycz 的数学模型从燃烧机理出发,考虑了流场中

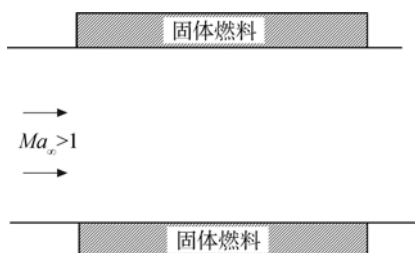


图 12 Jarymowycz 的二维燃烧实验室模型

Fig. 12 Physical geometry of two-dimensional combustor chamber used by Jarymowycz

流动参数对燃烧的影响,但未考虑燃面退移和湍流对流场及燃烧的影响。

1999 年, Ben-Arosh 等^[33]数值研究了固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流场结构. 计算所采用的物理模型如图 13 所示, 图中 Ma_{in} 为入口马赫数. 与 Jarymowycz 等研究相似, 计算过程中固体燃料热解的质量流量由经验公式结合热交换量给出. 数值计算结果表明: 固体燃料可以在超声速流场中燃烧, 燃烧主要发生在壁面附近的亚声速区域中. 对于所采用的构型而言, 理论燃烧效率可达到 70%~90%. 相对于 Jarymowycz 而言, Ben-Arosh 数学计算模型过于简化, 用经验公式计算燃面换热量有一定的局限性. 数值计算过程中同样未考虑燃面几何形状变化对发动机性能的影响。

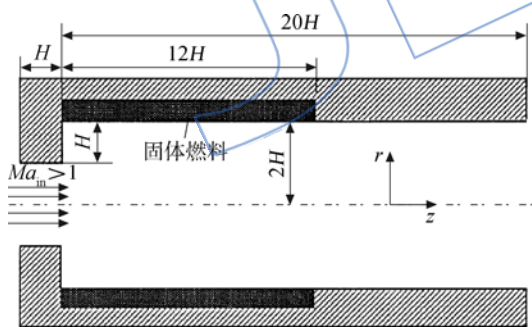


图 13 Ben-Arosh 的发动机燃烧室模型

Fig. 13 Physical geometry of two-dimensional combustor chamber used by Ben-Arosh

国内, 南京理工大学杨明等^[34-35], 北京理工大学陶欢、PEI Xinyan 等^[36-37]和航天科技集团四院 41 所刘伟凯等^[38], 先后针对文献[5]中实验发动机瞬态流场结构进行了数值计算. 计算过程中, 不考虑燃料热解过程, 热解产生的燃气由壁面均匀加入燃烧室, 其质量流量为实验测量值. 计算主要结果表明: 凹腔在超声速气流中建立了一个低速富燃的火焰稳定区, 凹腔结构对发动机点火及火焰稳

定影响较大; 实验开始时, 燃烧室处于壅塞状态, 随着燃面的退移, 燃烧室中气流逐渐变为超声速。

北京理工大学李彪、陶欢等利用数值计算方法对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流场结构做了进一步的研究, 其研究内容主要包括: 燃烧室入口条件对燃烧室流场结构影响^[39-41]、等直段和凹腔的结构及尺寸对燃烧室流场结构的影响^[42-46]和凹腔结构对固体燃料自点火特性和燃速的影响^[47-51]。

理论性能预估方面, 王利和等^[52-53]建立了燃烧室一维准稳态理论分析模型, 用于燃烧室初始构型的设计和流动参数的预估. 模型考虑了燃料热解产生的质量、燃料产生的热量、壁面摩擦和型面变化对流场的影响. 模型计算结果与实验结果符合较好. 在此基础上, 北京理工大学的王利和等^[54]建立了固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流准一维计算模型, 并应用于燃烧室构型设计中。

目前对于固体燃料在超声速气流的燃烧机理尚不十分清楚, 固体燃料在超声速气流中的热解过程、热解产生燃气与主流超声速气流传热传质过程、超声速气流中固体燃料边界与气流相互作用的流固耦合过程等都还没有完善的计算模型. 目前计算模型存在过于简化, 采用经验公式过于粗糙等问题. 如 Jarymowycz 计算中, 固体燃料热解质量仅建立在壁面热交换热量的基础上; Ben-Arosh 计算中, 燃料热解质量流量建立在燃面退移速度经验公式的基础上, 且此经验公式来自于固体燃料在亚声速气流中燃烧. 此外, 目前计算还停留在瞬稳态过程模拟, 对于非稳态过程及其中涉及的流固耦合问题的研究较少。

1.3 双燃烧室超燃冲压发动机

双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机构型也是由 Witt 提出并进行原理性实验验证的. Witt 在研究固体燃料超燃冲压发动机时, 考虑到固体燃料难以在超声速气流中直接点火燃烧, 提出了一个使用固体燃料的超燃冲压发动机备选构型. 该构型中将空气分为两股, 50% 进入亚声速燃烧室与黏结在壁面的固体燃料燃烧, 燃烧产生的富燃燃气在超声速燃烧室中与另外 50% 的空气二次掺混燃烧. 实验发动机燃烧室构型如图 14 所示. 实验结果表明: 固体燃料可以在超声速气流中二次燃烧, 且此构型中的燃烧效率高于固体燃料超燃冲压发动机构型, 双燃烧室构型方案可行。

1992 年, Vaught 等^[12]针对双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机进行了理论与实验研究. 化学

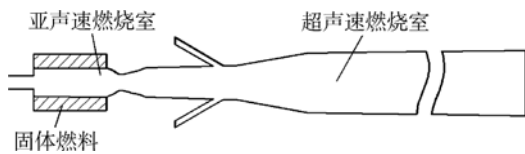


图 14 Witt 双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机燃烧室
Fig. 14 Schematic of dual-combustor scramjet
used by Witt

动力学分析认为:固体燃料在亚声速燃烧室中完成了初始的缓慢反应过程后,生成的高活化能富燃燃气在超声速燃烧室中与超声速气流掺混燃烧,可以获得较高的燃烧效率.在设计的工作条件(高度为 24 km,飞行马赫数为 5)下,以 HTPB 为固体燃料,忽略壁面摩擦损失及加热损失,在理论空燃比附近,当超声速燃烧室燃烧效率达到 70% 时,其比冲将超过传统固体燃料冲压发动机;当燃烧效率为 90% 时,其比冲高于固体燃料冲压发动机的 15%~20%.通过初步的实验研究了双燃烧室结构发动机的工作过程,证实了这种构型下,燃料可以在发动机超声速燃烧室内稳定的燃烧.

国内,空空导弹研究院孙海刚等^[55]采用图 15 所示的发动机结构进行了原理性实验.实验模拟的来流条件为飞行高度为 18 km、飞行马赫数为 4.实验中固体碳氢燃料在外置的燃气发生器燃烧后进入亚声速燃烧室与空气掺混后,进入超声速燃烧室与超声速空气再次掺混燃烧.实验结果表明:固体燃料可以在超声速燃烧室点火,建立超声速燃烧.

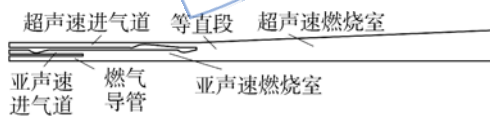


图 15 双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机燃烧室简图
Fig. 15 Schematic of dual-combustor solid-fuel scramjet

与早期液体燃料双燃烧室超燃冲压发动机类似,液体燃料双燃烧室构型的提出主要是解决碳氢燃料点火及燃烧稳定性的问题,随着液体燃料在超声速气流中点火及火稳稳稳定技术的成熟,相关研究逐渐变少.鉴于固体燃料可以在超声速气流中直接点火及火稳稳稳定燃烧,关于双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机构型的研究也相对较少.

1.4 固体火箭超燃冲压发动机

目前,关于固体火箭超燃冲压发动机构型的

研究国外尚未出现公开报道.国内国防科学技术大学和航天科技集团四院 41 所先后开展了固体火箭超燃冲压发动机研究.

国防科学技术大学吕仲等^[13,56]采用金属含量 50% 的镁基金属燃料,分别针对侧向燃气(如图 16(a)所示)和头部燃气(如图 16(b)所示)两种固体火箭超燃冲压发动机构型进行了实验及数值研究.实验分别模拟了马赫数为 4.6,飞行高度为 10 km 和马赫数为 6,飞行高度为 25 km 两种工况,实验测得了壁面压力分布和实验台推力增益.实验数据及数值计算结果表明:所采用的固体燃料可以在燃气发生器中自维持燃烧,燃烧产生的富燃燃气可以在超声速气流中二次燃烧,并获得较高的燃烧效率.

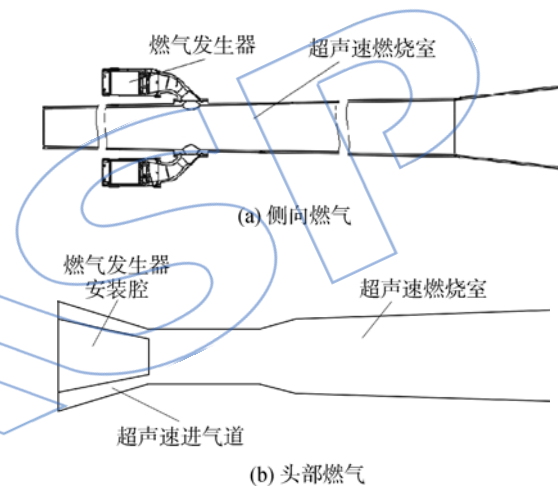


图 16 固体火箭超燃冲压发动机燃烧室简图
Fig. 16 Schematic of solid-fuel rocket
scramjet combustor

航天科技集团四院 41 所李轩等^[57]针对图 17 所示的发动机构型进行了燃烧室流场数值模拟,研究了不同结构对燃烧室掺混增强和燃烧性能的影响.研究表明:加入扰流装置可提高一次燃气与空气的掺混度,可提高燃烧效率.

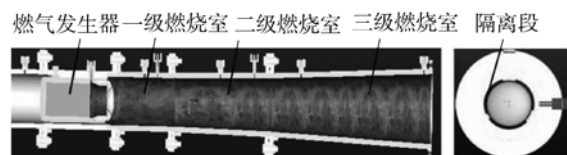


图 17 固体火箭超燃冲压发动机燃烧室物理模型
Fig. 17 Physical geometry of solid-fuel rocket scramjet

固体火箭超燃冲压发动机研究相对较晚,但与固体燃料超燃冲压发动机构型相比,其技术成熟度相对较高,目前也已基本完成原理性验证阶

段,逐渐向性能优化方向发展。

2 问题分析

2.1 固体燃料构型

固体燃料超燃冲压发机构型的最大优势是其结构简单、成本低。燃料直接浇注在发动机燃烧室壁面,无需设计复杂的燃料供给装置。燃料燃烧所需的氧可全部来自于冲压空气,提高发动机燃料的携带量,增加发动机的工作时间。

固体燃料超燃冲压发动机的难点在于固体燃料在超声速气流中的燃烧组织。虽然目前研究已证实固体燃料可以在超声速气流中点火及火焰稳定燃烧,但固体燃料超燃冲压发动机仍存在较多的问题。

1) 现有燃料热解速率低。超声速燃烧室中温度和压力小于传统固体冲压发动机,温度和压力的降低将不利于固体燃料的热解。对于全尺寸的发动机而言,这一现象会更加明显。

2) 燃烧效率低。燃烧室中气流速度较高,热解的燃料在燃烧室中驻留时间较短,而边界层扩散火焰燃烧方式又不利于燃料与空气的充分掺混,燃烧室燃烧效率较低。

3) 现有火焰稳定技术无法长时间工作。目前发动机燃烧室采用凹腔结构进行点火及火焰稳定。随着燃面的退移,凹腔结构将逐渐消失,当凹腔消失后,燃烧室中燃烧难以继续维持。

4) 型面变化对发动机性能影响较大。燃面退移造成发动机内壁的不平整,进而引起复杂的波系结构,造成较大的总压损失。此外,随着燃面的退移,燃烧室流道面积将逐渐增大,燃烧室中气流速度进一步提高,燃料驻留时间减小,燃烧效率进一步降低。

5) 发动机燃料-空气比难以控制。燃料热解过程受燃烧室流动燃烧情况影响,燃料热解量难以控制,进而发动机燃烧室燃料-空气比难以控制。

6) 数值仿真技术滞后。固体燃料在超声速气流中燃烧机理尚不十分明确,固体燃料在超声速气流中的热解过程、热解产生燃气与主流超声速气流传热传质过程、超声速气流中固体燃料边界与气流相互作用的流固耦合过程等相关数学模型尚未建立,研究以实验为主,成本较高。

2.2 双燃烧室构型

双燃烧室固体燃料超燃冲压发机构型采用

两个燃烧室,固体燃料在亚声速燃烧室中与空气一次燃烧,降低了点火及火焰稳定的难度;燃烧产生的富燃燃气进入超声速燃烧室二次补燃,提高了固体燃料的燃烧效率。双燃烧室固体燃料超燃冲压发机构型可解决固体燃料超燃冲压发机构型方案中点火及火焰稳定困难和燃烧效率低的问题。

尽管双燃烧室构型方案具有以上优点,但仍存在一些不足。双燃烧室构型需要将来流空气分为两股,一股为超声速气流,另一股为亚声速气流,这将增加发动机进气道设计的难度,这在高马赫数飞行时尤为明显。此外,同固体燃料超燃冲压发动机类似,燃室的燃料-空气比难以控制。

2.3 固体火箭构型

固体火箭超燃冲压发机构型方案,使用贫氧燃料作为推进剂,贫氧燃料可以在火箭燃烧室中自维持燃烧,不存在点火及火焰稳定问题。燃烧所产生的富燃燃气在超声速补燃室中二次燃烧,燃烧效率高于固体燃料超燃冲压发机构型。富燃燃气在超燃补燃室中与空气掺混,掺混增加方式灵活多变,掺混效率高。火箭燃烧室中产生富燃燃气的质量流量可通过火箭燃烧室出口喷部面积进行调节,进而可实现发动机中燃料-空气比的调节。发动机不易熄火,燃烧室工作过程对来流参数敏感度相对较小,具有宽包络飞行的潜力。

固体火箭超燃冲压发机构型方案中,推进剂含有氧化剂,氧化剂的存在降低了发动机燃料的携带量,减少发动机的工作时间。虽然可以在燃料中添加金属燃料以提高燃料的热量,但为维持燃料一次燃烧,氧化剂含量又不可过低。

3 建议与展望

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的动力装置,固体燃料超燃冲压发动机技术是超燃冲压发动机技术的一个重要部分,以其为动力的高超声速导弹及高超声速飞行器,具有速度快、结构简单、作战反应时间短等优势,适合作为高超声速巡航武器的动力系统,对国家安全及未来空间作战具有重要意义。

针对目前采用固体燃料超燃冲压发动机的研究现状及存在的问题,建议从以下几个方面开展后续研究工作。

3.1 固体燃料构型

1) 新型固体燃料研制。相对于传统冲压发动

机,超燃冲压发动机燃烧室工作温度和压力相对较低,低温低压环境不利于固体燃料的热解;燃烧室流速较快,燃气驻留时间短,燃料热解产物与空气在较短的时间难以完全反应.针对以上问题,需要研制新型固体燃料,使其在较低的温度和压力下仍能保持一定的热解速率,且热解产物具有较高的化学反应速度.

2) 加强流动和燃烧机理研究.在有限长度的发动机燃烧室中,超声速气流切向流过固体燃表面,固体燃料在切向气流中完成相变、热解、汽化、掺混和燃烧过程.目前,固体燃料在超声速气流中的热解过程和燃烧机理尚不十分明确,需加强基础研究,为固体燃料超燃冲压发动机研制提供技术支持.

3) 加强数值计算模型开发.目前固体燃料超燃冲压发动机的研究主要以实验为主,其主要原因是数值计算模型不完善.目前普遍使用的商业计算软件缺乏关于燃料热解、多相流、颗粒燃烧、超声速气流中湍流燃烧等方面的数学模型,针对这些问题,有必要开展深入的研究,建立固体燃料在超声速气流中燃烧数值计算方法.

4) 深入研究点火及火焰稳定方案.目前通过凹腔结构已实现固体燃料在超声速气流中的稳定燃烧.但随着燃面退移,凹腔结构消失,火焰将难以维持,这极大的限制了固体燃料超燃冲压发动机的工作时间.因此,需要开展研究新的点火及火焰稳定技术.

5) 合理设计燃烧室构型.与亚燃冲压发动机不同,超燃冲压发动机内型面对发动机工作性能影响较大.燃烧室构型设计主要向两个方向开展,一是增强热解燃气与空气的掺混,提高燃烧效率;二是减少燃烧室内的总压损失,提高发动机的总压恢复系数.

3.2 固体火箭构型

1) 贫氧固体推进剂研究.为增加固体火箭超燃冲压发动机的比冲,尽可能的减少氧化剂的含量.但随着氧化剂含量的降低,燃料难以自维持燃烧,一次喷射效率显著下降.贫氧固体燃料的研究主要在于降低氧化剂含量的同时,仍保持较高的喷射效率.

2) 燃烧室构型设计.固体火箭超燃冲压发动机构型设计方面,可以在很大程度上借鉴液体燃料超燃冲压发动机的经验.其最大的不同之处是进入燃烧室的富燃燃气带入大量的热,很容易造成燃料入口附近的热壅塞,并伴随着较大的总压

损失,这在发动机构型设计中需要特别注意.此外,燃烧室中的掺混问题也是发动机构型设计的一个关键问题.固体燃料超燃冲压发动机不存在点火及火焰稳定问题,其性能的好坏很大程度上取决于富燃燃气与空气掺混情况.因此,掺混增加技术是固体火箭超燃冲压发动机研究的重点问题.

3) 流量调节技术研究.相对于其他两种方案,固体火箭超燃冲压发动机可通过火箭燃烧室喷部面积对富燃燃气质量流量进行调节,进而实现发动机燃烧室中燃料-空气比可调,以适应不同的飞行工况.因此,有必要开展火箭燃烧室流量调节技术的研究.

4) 宽包络工作性能研究.固体火箭超燃冲压发动机方案中,富燃燃气与超声速气流二次掺混燃烧,燃烧室工作性能对来流条件敏感性低.固体火箭超燃冲压发动机具有作为宽包络超声速飞行器动力装置的潜在优势,有必要开展相关研究,为宽包络超声速飞行器动力系统研制打下基础.

5) 辅助燃料的供给方案.贫氧推进剂的使用,限制了固体火箭超燃冲压发动机的比冲.为解决这一问题,可考虑在超声速燃烧室中加入其他燃料,如金属粉末等.利用富燃燃气作为点火源将其点燃,进而增加发动机的比冲,提高发动机的经济性能.

4 结 论

随着液体燃料超燃冲压发动机的发展,固体燃料超燃冲压发动机技术的研究也逐渐兴起.目前采用固体燃料超燃冲压发动机的方案主要有三种,分别为固体燃料超燃冲压发动机、双燃烧室固体燃料超燃冲压发动机和固体火箭超燃冲压发动机.

目前各方案的研究均已取得了一定的进展.固体燃料构型方案已实现固体燃料在超声速气流中点火及稳定燃烧,但仍存在较多的技术问题,燃料燃烧效率低且难以长时间稳定工作.相对而言,固体火箭构型方案更加有利于燃料的点火和稳定燃烧,可实现发动机的长时间稳定工作,具有更好的研究和应用前景.

参考文献:

- [1] Richard J W, John S M. An analysis of ramjet engines using supersonic combustion[R]. NACA TN4386, 1958.
- [2] Billig F S. Tactical missile design concepts[J]. Hohes Hop-

- kins APL Technical Digest, 1983, 4(3): 139-154.
- [3] Shelly F, Charles M, Ken R, et al. Hyper-X Mach 7 scramjet design, ground test and flight results[R]. AIAA/CIRA 2005-3322, 2005.
- [4] Rogers R, Shih A. Scramjet development tests supporting the Mach 10 flight of the X-43[R]. AIAA/CIRA 2005-3351, 2005.
- [5] Curran E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [6] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion[M]. Reston, VA: Progress in Astronautics and Aeronautics, 2000.
- [7] Ronald S F. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [8] Shyy W, Rycroft M J. The scramjet engine: processes and characteristics [M]. New York: Cambridge University Press, 2009.
- [9] 蔡国飙, 徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
- [10] 赵庆华, 刘建全, 王莉莉, 等. 固体燃料的超声速燃烧研究进展[J]. 飞航导弹, 2009, 10(10): 59-63.
ZHAO Qinghua, LIU Jianquan, WANG Lili, et al. Research progress of supersonic combustion[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2009, 10(10): 59-63. (in Chinese)
- [11] Witt M. Investigation into the feasibility of using solid fuel ramjets for high supersonic/low supersonic tactical missiles [D]. Monterey, CA: Naval Postgraduate School, 1989.
- [12] Vaught C, Witt M, Netzer D W, et al. Investigation of solid fuel, dual mode combustion ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(5): 1004-1011.
- [13] 吕仲. 固体火箭超燃冲压发动机工作特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
LÜ Zhong. Investigation on operating characteristics of solid-fuel rocket scramjet engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] Angus W J. An investigation into the performance characteristics of a solid fuel scramjet propulsion device [D]. Monterey, CA: Naval Postgraduate School, 1991.
- [15] Angus W J, Witt M, Laredo D, et al. Solid fuel supersonic combustion[J]. La Recherche Aerospaciale, 1993(6): 1-8.
- [16] Ben-Yakar A, Gany A. Experimental study of a solid fuel scramjet[R]. AIAA 94-2815, 1994.
- [17] 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.
- [18] Cohen-Zur A, Natan B. Experimental investigation of a supersonic combustion solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(6): 880-889.
- [19] 刘巍. 固体燃料冲压发动机燃烧组织技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
LIU Wei. Research on the combustion technology of solid fuel ramjet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [20] 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)
- [21] Helmy A M. Performance of polycubances in solid fuel ramjet[R]. AIAA 93-2591, 1993.
- [22] Segal C. Ignition characteristics of a new high-energy density fuel in high-speed flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 12(14): 762-766.
- [23] Saraf S, Gany A. Testing metallized solid fuel s cramjet-combustion[R]. ISABE-2007-1176, 2007.
- [24] Char J M, Hsu U K. Observation of solid fuel in a supersonic flowfield[J]. Transactions on Modeling and Simulation, 2007, 46: 25-34.
- [25] Hsu U K. Numerical and experimental investigation of a supersonic flow field around solid fuel on an inclined flat plate[J]. Modelling and Simulation in Engineering, 2009, 2009: 1-10.
- [26] WANG Lihe, CHI Hongwei, LIU Cangxiu, et al. Numerical and experimental study of solid fuel scramjet combustor with a cavity flame holder [R]. AIAA-2014-3453, 2014.
- [27] WANG Lihe, WU Zhiwei, CHI Hongwei, et al. Numerical and experimental study on solid-fuel scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(2): 684-693
- [28] 杨向明, 刘伟凯, 陈林泉, 等. 固体燃料超燃冲压发动机原理性实验研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 319-324.
YANG Xiangming, LIU Weikai, CHEN Linquan, et al. Experiment study on the principle of solid fuel scramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(3): 319-324. (in Chinese)
- [29] Marxman G T, Gilbert M. Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket[R]. New York: 9th Symposium (International) on Combustion, 1963.
- [30] Marxman G T. Combustion in the turbulent boundary layer on a vaporizing surface[J]. Symposium (International) on Combustion, 1965, 10(1): 1337-1349.
- [31] Jarymowycz T, Yang V, Kuo K K. A numerical study of solid fuel combustion under supersonic crossflows [R]. AIAA 90-2076, 1990.
- [32] Snyder T S, Jarymowycz T A, Hsieh W H, et al. Pyrolysis and combustion of solid fuels under subsonic and supersonic conditions[R]. Pasadena, US: 26th JANNAF Combustion Meeting Report, 1989.
- [33] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. The reacting flowfield within a supersonic combustion solid fuel ramjet [R]. AIAA 97-3119, 1997.
- [34] 杨明, 孙波. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室的数值仿真[J]. 兵工自动化, 2012, 31(1): 37-41.

- YANG Ming, SUN Bo. Numerical simulation of a solid fuel scramjet combustor[J]. Ordnance Industry Automation, 2012, 31(1): 37-41. (in Chinese)
- [35] 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, 2012.
- YANG Ming. Study on the solid fuel scramjet internal flow field[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [36] 陶欢, 魏志军, 武志文, 等. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流动与掺混过程研究[J]. 飞航导弹, 2012(8): 75-79.
- TAO Huan, WEI Zhijun, WU Zhiwen, et al. Study on the flow and mixing process of the solid fuel scramjet[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2012(8): 75-79. (in Chinese)
- [37] PEI Xinyan, WU Zhijun, WEI Zhijun, et al. Numerical investigation on internal regressing shapes of solid-fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(5): 1041-1051.
- [38] 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)
- [39] LI Biao, WEI Zhijun, CHI Hongwei. Numerical analysis of solid fuel scramjet operating at Mach 4 to 6[R]. AIAA-2013-3695, 2013.
- [40] 李彪, 魏志军, 迟鸿伟, 等. 不同来流条件下固体燃料超燃冲压发动机性能评估[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(4): 469-474.
- LI Biao, WEI Zhijun, CHI Hongwei, et al. Performance evaluation of solid fuel scramjet under different inflow conditions[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(4): 469-474. (in Chinese)
- [41] 陶欢, 魏志军, 迟鸿伟, 等. 等直段直径对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室性能的影响[J]. 推进技术, 2015, 36(6): 884-892.
- TAO Huan, WEI Zhijun, CHI Hongwei, et al. Effects of diameter of cylindrical section on flowfield characteristics of solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(6): 884-892. (in Chinese)
- [42] 王利和, 武志文, 刘昶秀, 等. 入口气流参数对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室性能的影响分析[J]. 兵工学报, 2014, 35(5): 691-696.
- WANG Lihe, WU Zhiwen, LIU Changxiu, et al. The effect of entrance airflow parameters on solid fuel scramjet combustor performance[J]. Acta Armamentaria, 2014, 35(5): 691-696. (in Chinese)
- [43] PEI Xinyan, WU Zhiwei, WEI Zhijun, et al. Numerical investigation on cavity length for solid fuel scramjet[R]. AIAA-2012-3830, 2012.
- [44] TAO Huan, WEI Zhijun. Numerical investigation on the effects of Cavity in solid fuel scramjet[R]. AIAA-2013-3974, 2013.
- [45] 陶欢, 魏志军, 迟鸿伟, 等. 固体燃料凹腔结构对超声速流动的影响[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(3): 307-314.
- TIAO Huan, WEI Zhijun, CHI Hongwei, et al. Effects of cavity on solid fuel scramjet combustor characteristics under supersonic cross flow[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(4): 307-314. (in Chinese)
- [46] PEI Xinyan, HOU Lingyun. Numerical investigation on cavity structure of solid-fuel scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 2014, 105(2): 463-475.
- [47] 迟鸿伟, 魏志军, 李彪, 等. 台阶和凹腔在固体燃料超燃冲压发动机内自点火性能对比[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(5): 628-639.
- WEI Hongwei, WEI Zhijun, LI Biao, et al. Difference of self-ignition performance in solid fuel scramjet with step or cavity[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(5): 628-639. (in Chinese)
- [48] 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]. 推进技术, 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)
- [49] LIU Changxiu, WEI Zhijun, CHI Hongwei, et al. Numerical investigation on influence on the regression rate of the inlet parameters in solid fuel scramjet combustor[R]. AIAA-2014-3452, 2014.
- [50] CHI Hongwei, WEI Zhijun, LI Biao, et al. Numerical investigation on self-ignition and flammability characteristics in solid fuel scramjet combustor[R]. AIAA-2014-3451, 2014.
- [51] 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火焰稳定数值研究[J]. 推进技术, 2015, 36(10): 1495-1503.
- CHI Hongwei, WEI Zhijun, WANG Lihe, et al. Numerical investigation of combustion flammability characteristics in solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(10): 1495-1503. (in Chinese)
- [52] 王利和, 武志文, 迟鸿伟, 等. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流场准一维计算方法研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(6): 742-747.
- WANG Lihe, WU Zhiwen, CHI Hongwei, et al. A method of quasi-one dimensional numerical analysis for solid fuel scramjet combustor performance[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6): 742-747. (in Chinese)
- [53] WANG Lihe, LI Shipeng, CHI Hongwei, et al. Quasi-one-dimensional numerical method for solid fuel scramjet combustor analysis and design[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 28(3): 217-222.
- [54] 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 numerical study of mixing flows in a solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1493-1498. (in Chinese)
- [55] 孙海刚, 贺永杰. 双燃烧室固体燃料超声速燃烧研究[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(4): 125-128.
- SUN Haigang, HE Yongjie. Investigation of supersonic combustion of solid fuel in dual combustor[J]. Journal of Project, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(4): 125-128. (in Chinese)
- [56] LÜ Zhong, XIA Zhixun, LIU Bing, et al. Experimental and numerical investigation of a solid-fuel rocket scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 32(2): 1-6.
- [57] 李轩, 马利锋, 赵永涛, 等. 固体火箭超燃冲压发动机性能数值模拟研究[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 34(1): 104-161.
- LI Xuan, MA Lifeng, ZHAO Yongtao, et al. Numerical investigation on combustion performance, solid rocket scramjet[J]. Journal of Propulsion, Rocket, Missiles and Guidance, 2014, 34(1): 104-161. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)

JALSP