

固体燃料超燃冲压发动机燃速研究进展

王宁飞, 刘昶秀, 魏志军
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 对固体燃料超燃冲压发动机燃烧面退移速率(简称燃速)研究现状和进展进行了详细阐述, 分别从固体燃料类型、燃烧室构型、理论预估模型、数值模拟及实验研究等方面出发, 论述了固体燃料在超声速流动下燃速研究的进展和难点; 从亚燃冲压发动机、热防护层、富氧环境下绝热层烧蚀 3 个方面提炼出可以用于超燃冲压发动机燃速研究的经验和方法: ①提出了加强针对固体燃料超声速流动中受热行为、传热传质过程的研究方向; ②深入探索了固体超燃燃速性质; ③开发了对应的数值软件及系统地进行实验等观点, 为国内该领域的研究提供参考。

关 键 词: 固体燃料; 亚燃冲压发动机; 超燃冲压发动机; 燃烧面退移速率; 烧蚀

中图分类号: V238

文献标志码: A

Review of research on solid fuel regression rate of scramjet combustion

WANG Ning-fei, LIU Chang-xiu, WEI Zhi-jun

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The status and progress of solid fuel regression rate in scramjet combustion were elaborated, respectively. The progress and difficulties on regression rate was discussed, including type of solid fuel, combustion configuration, theoretical prediction model, numerical simulation and experimental analysis. The experience and methods from ramjet, thermal protection, insulation ablation can be used in solid fuel scramjet. The following perspectives were proposed: (1) thermal behavior of solid fuel under supersonic flow, heat and mass transfer process should be paid more attention; (2) research on characteristic of regression rate should be explored in depth; (3) the software should be developed and experiments should be conducted systematically. The objective of this work is to provide a reference for research in this field.

Key words: solid fuel; ramjet; scramjet; regression rate; ablation

选择合适的吸气式发动机对于飞行器速度设计是至关重要的, 当飞行马赫数大于 3 时, 亚燃冲压发动机较涡轮发动机性能更佳^[1]。然而, 当来流空气从超声速降至亚声速时, 总压损失随着来流马赫数的升高而增大, 来流空气静温随之迅速提升, 可能会造成发动机结构损坏。

因此, 针对高超声速飞行器(飞行马赫数大于 5), 超燃冲压的概念就应运而生, 即来流空气在燃烧室内保持超声速流动。这样就使得总压损失减

小, 来流空气静温较低, 进而令燃料释放能量的空间增大(即分解损失降低)^[2]。

超燃冲压发动机的研究已取得了一定的进展, 诸多学者对其性能进行了分析^[3-5], 但几乎所有超声速燃烧相关研究均聚焦于液态或气态燃料, 如煤油、氢气等。然而, 固体燃料具有系统复杂度低、成本低、快速反应能力强、机动性能好、能量密度高等优点。因此, 固体燃料超燃冲压发动机对于武器装备等动力系统有较大优势。

针对固体燃料超燃冲压的研究显示,其研究难点如下:

1) 在高速流动中,火焰稳定更加困难.

2) 与氢气燃烧对比,汽化的碳氢燃料的化学反应时间可能低于空气在超燃冲压发动机燃烧室的停留时间(基本上小于1 ms).

3) 超声速流动使得核心的空气流与来自边界的固体燃料掺混不完全性提升.

4) 内部几何结构需要精细设计,来避免热壅塞并保证主流流动为超声速流动.

本文的目的是对固体燃料超燃冲压发动机中燃速的研究进行分析,分别从理论、数值模拟和实验三方面进行阐述;同时,从亚燃冲压燃速研究及热防护层、绝热层烧蚀研究方面提出可以借鉴的研究经验.

1 燃速研究基础

1.1 常用的固体燃料

迄今为止,世界各国研究的固体燃料范围很广,而超燃冲压发动机中使用的燃料需要满足高能量密度、高燃烧效率及快速的反应时间等要求.

目前此方面研究主要分为两类.第一类是针对固体燃料超燃的性质开发新类型推进剂. Helmy^[6] 研究认为1-4 二氰基立方烷和四氰基立方烷是一种理想的高能量密度燃料,适用于体积有限的场合.当空燃比为6:10时,两者性能相似,理论比冲为7000~11000 N·s/kg. Segal^[7] 研究的烯烃二聚物 $C_{22}H_{44}$ 也是一种高能量密度燃料(PCU). 研究发现,在相同形状及热力学条件下,点火时间比固体燃料 HTPB(端羟基聚丁二烯)快一个数量级,燃烧放热约为 HTPB 的2倍.

第二类是在常用的碳氢燃料中添加金属颗粒等成分组成混合物.从热值的角度考虑,硼是首选,铝、镁次之. Scott 和 Netzer^[8] 针对燃料组分对燃烧影响进行了研究,发现含金属燃料需要更高的压力和更长的停留时间来达到更好的燃烧效率.此外,肖氏硬度较低的燃料更易点燃.通过串联燃烧器实验^[9],发现含硼的 BAMO/NMMO(3,3'-双(叠氮甲基)氧杂环丁烷/3-硝酸甲酯基-3'-甲基氧杂环丁烷)确实有助于 HTPB 为基础的推进剂燃烧.

固体燃料超燃冲压发动机实验使用的碳氢燃料通常为聚合物,如 PB(聚丁烯),PE(聚乙烯),PMMA(聚甲基丙烯酸甲酯),PP(聚丙烯)和 PS(聚苯乙烯)等,其中有一种比较适合作固体燃料的

是 PB 和 PS 混合物,它能够在较大范围内提供高质量比热比、良好机械性能、高燃速和高燃烧效率.

Snyder 等^[10] 对跨声速和超声速流动下的燃料燃烧特性进行了研究.他们发现传统碳氢燃料如 HTPB 在低压下更难点燃.然而,通过添加一些共聚物如3,3-二丙烷,BAMO/NMMO 等可以解决这个问题,因为这些聚合物所需分解热较少且凝聚相也可与氧反应.

需要注意的是在很多学者的机理研究中均使用了有机玻璃^[11-14],其易加工且透明易于观察.然而,它的分子中含有大量氧化剂(质量分数为32%),不是一种理想的固体超燃冲压发动机燃料.

1.2 燃烧室基本构型

超燃冲压概念中燃烧室流动为超声速,所以其构型对超声速流场结构、组分输运、能量传导等均有影响.

图1为典型的亚燃与超燃冲压发动机燃烧室构型图.可以发现,两者均有相同的火焰稳定区域——位于入口处的后向台阶.它提供了一个低流速、富燃的回流区,有助于燃料与主流空气的掺混.超燃冲压发动机燃烧室(图1(b))在火焰稳定区后为等直段和扩张段.这是为了降低流过台阶后主流的马赫数,从而减少总压损失.同时,经过一定距离的等直段,气流能达到相对均匀的状态,有利于燃烧室整体稳定.而为了防止在等直段流动发生壅塞,在此后加上扩张段,使流动继续保持超声速.

2 固体燃料亚燃冲压发动机研究

超燃冲压发动机是在亚燃冲压发动机的基础上延伸出的概念,对亚燃冲压发动机中的燃速研究进行总结有助于其应用于超燃冲压发动机中燃速研究.

亚燃冲压发动机的发展和对其性能的预测通常都基于简化的经验方法.如图1(a),在亚燃冲压发动机中,固体燃料药型通常是空心柱装药.当空气通过其中心孔时进行燃烧.在固体燃料的表面边界层中,由燃料蒸气(热解产物)与空气进行燃烧形成气相扩散火焰.

从理论角度,常用的燃速简化经验公式如下,其与实验数据相关较好.

$$\dot{r} = aG^n \quad (1)$$

式中 a 为固定参数, G 为质量流量.

然而,利用简化的热传导分析证明,在亚燃冲压发动机中,当面对不同构型时,燃速与其他参数

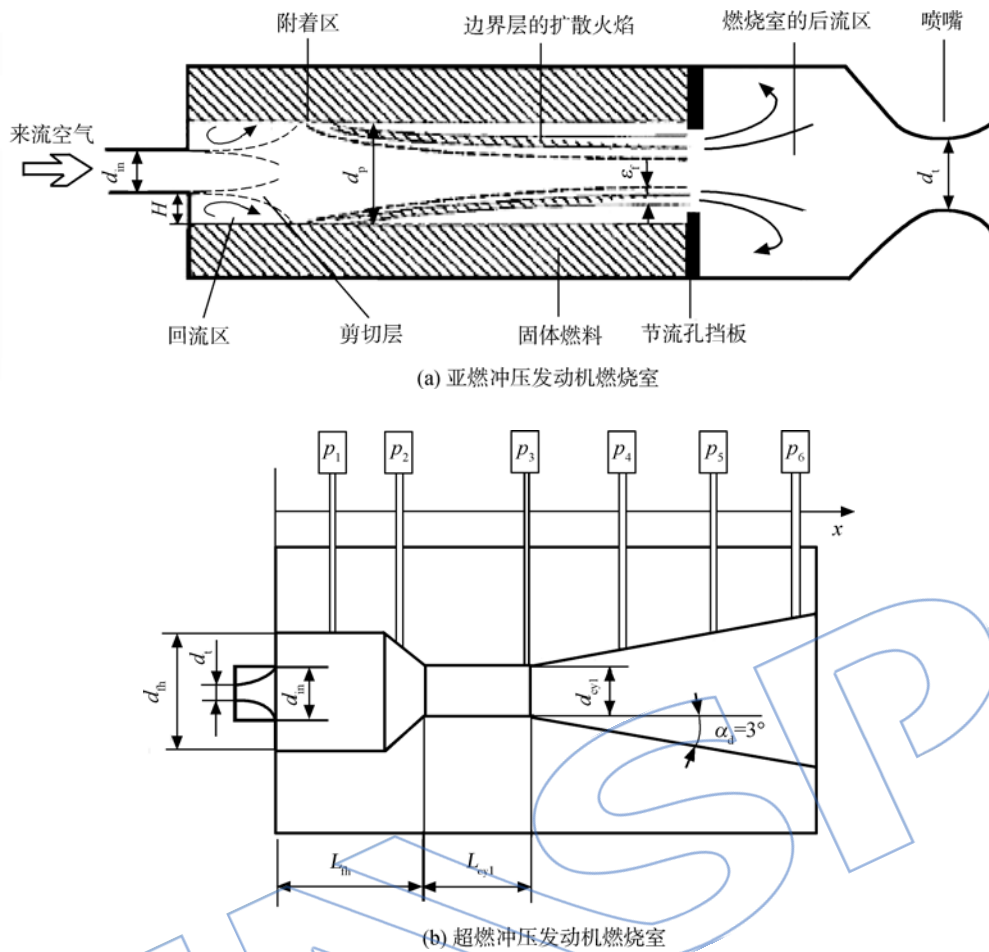


图1 亚燃与超燃冲压发动机燃烧室结构

Fig.1 Combustor structure of ramjet and scramjet

间存在关联,例如,内腔直径变化带来的影响^[14]. 实验研究^[11,15-16]显示 $\dot{r}$ 与入口空气温度、燃烧室压力、入口台阶高度等有关联. 经过各国的研究,燃速公式形式如下:

$$\dot{r} \propto k G_a^n d_0^a T_a^b p_c^b \quad (2)$$

式中 k 为拟合参数; d_0 为燃烧室直径; T_a 为燃烧室温度; p_c 为燃烧室压力.

Zvuloni等^[14]研究发现,燃烧室尺度对燃速有影响. 在大尺度下,燃烧室内流动性质主要由完全发展边界层控制,使得

$$\dot{r} \propto G^n d_p^{n-1} \quad (3)$$

在小尺度下,流动性质主要由台阶引起的突扩控制,使得

$$\dot{r} \propto \frac{G^n d_p^{2n-1}}{d_{in}^n} = G^n \left(\frac{d_p}{d_{in}} \right)^n d_p^{n-1} \quad (4)$$

式中下标 in 表示燃烧室入口.

数值模拟方面,利用软件对有反应流场进行分析得到了对包含湍流和化学动力学及空间尺寸(二维、三维)等模型的预测结果(如 Netzer, Milshtein等^[17-18], Elands等^[19]). 这些软件(如

PHONICS)反映了不同模型预测的效果. 然而,由于控制方程组中参数较多且有源项,不同参数间有很强的耦合,所以数值结果可能会掩盖一些影响显著的因素和过程,以至于导致对燃烧的物理化学过程理解困难.

实验方面,由于对燃烧现象模型分析的缺乏,相似测试得到结论可能相反. 比如,Meikohn和Bergmann^[20]发现燃烧效率随压力增加而上升,而Van der Geld等^[21]则认为正好相反. 文献^[15]实验认为空气质量流量可以增加效率,而文献^[18]则呈现了相反的关系,文献^[22]认为两者无明显的相关性.

总结以往研究可以得到的结论如下:

- 1) 各国学者针对燃速与来流空气参数(质量流量、总温)的关系得到结论是一致的,即固体燃料平均燃速正比于来流空气的质量流量及总温.
- 2) 以色列与荷兰的学者研究得到平均燃速随台阶高度的增大而增大.
- 3) 各国学者针对燃速与燃烧室压力间关系

的结论并不一致. 文献[19]与以色列的实验结果表明, 平均燃速与压力关系较小(压力指数小于 0.035); 而文献[13]的实验结果表明, 压强对平均燃速存在较大影响(压力指数大于 0.26), 具体数据如图 2 所示.

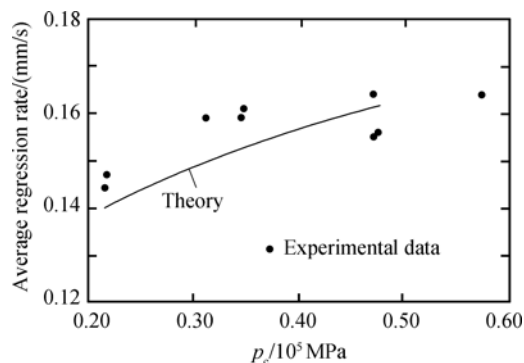


图 2 平均燃速随压力的变化曲线

Fig. 2 Curves of average regression rate vary with pressure

4) 各国学者针对燃速与燃烧室内径 d_p 间关系的结论也不一致. 文献[19]中通过超声波法测量得到的再发展边界层区域的当地燃速(如图 3 所示), 得到与文献[13]相同的结论, 即当地燃速与燃烧室内径无关. 而文献[14]则通过比较大小尺度发动机内燃烧情况, 进而拟合出的 $\dot{r} \propto d_0^{-0.4}$ 关系.

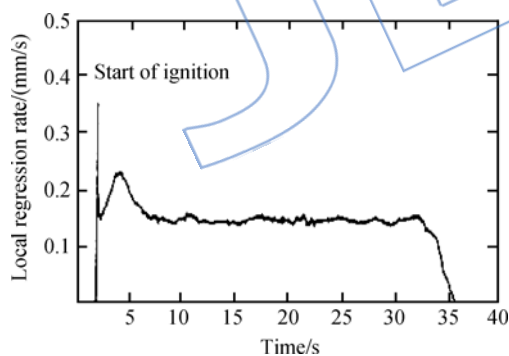


图 3 再发展边界层区当地燃速

Fig. 3 Local regression rate in redevelopment area

此外, 在亚燃冲压发动机燃料燃烧组织方面, 文献[15, 23]中, 针对飞行环境及参数变化下的固体燃料燃烧情况进行了总结. Schulte^[16]研究了火焰稳定的问题, 结论认为火焰稳定与燃料区与喷管喉部面积比及燃料区与火焰稳定区域面积比相关. 增加这些区域的比例, 会对火焰稳定有帮助, 另外, 提高气流温度也对火焰稳定有益. Netzer 和 Gany^[11]使用小型的固体燃料亚燃冲压发动机对火焰稳定和燃速进行了研究.

综上, 在亚燃冲压发动机燃速研究方面, 国外学者从理论模型、相似性分析、数值模拟、实验研究及燃烧组织方式等角度出发, 对燃速与入口台阶高度、入口空气静压、静温、质量流量, 燃烧室尺度等参数的关系进行了分析. 国内在数值模拟方面研究较多, 实验主要集中在国防科学技术大学和中国航天科工集团飞航动力装置研究所^[24-27].

3 固体燃料超燃冲压发动机研究

超燃意味着进入燃烧室的空气仍保持超声速, 可以在亚燃的基础上结合超声速流体力学与传热规律对其本质进行深入研究.

在超燃的概念出现后, 其研究对象大多为液态或气态燃料, 但不可避免地面临输送装置复杂性问题, 固体燃料的采用克服了这些问题. 而降低结构复杂性的努力直接体现为固体燃料直接暴露在超声速气流中迅速完成燃烧. 这相当于将燃烧过程尽可能集聚在超短距离、超小空间内迅速实现, 固体燃料的相变、分解与汽化、燃烧等复杂过程要在燃烧面处在切向超声速气流中快速完成, 其中涉及固体燃料在切向高速气流作用下的传热与传质机理、边界具有高质量流量燃气和强热量交换的主流超声速流动机理, 以及集成于超燃冲压发动机时的燃烧启动与稳定特性等燃烧流动基础问题, 但公开的与固体燃料超燃冲压研究相关的文献很少.

20 世纪中叶, 针对超燃概念, Witt^[28]第一次尝试采用 PMMA, HTPB 两种燃料进行了超燃实验, 结果证实: 尽管热损失较高, 但两种构型中均发生了超燃, 超燃是可以实现的. Angus 等^[29]在此基础上, 也从原理上证明了固体燃料在超声速流动下可以燃烧. 然而, 在实验情况下, 需要喷射少量的氢气来维持燃烧.

细化到本文重点关注的燃速研究方面, 如图 4, 在燃烧室不同位置流动结构不同, 则相应地传热传质机理存在差异, 导致燃速机理有所改变. 这也就意味着, 对燃速的研究需要分为火焰稳定段

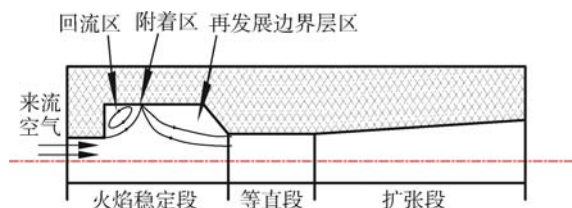


图 4 超燃冲压发动机燃烧室示意图

Fig. 4 Schematic diagram of scramjet combustor

的回流区、附着区和再发展边界层区以及等直段。由于从等直段开始气流状态稳定,扩张段燃速机理除考虑扩张角影响外,基本与等直段类似。诸多学者的研究便是针对图4的某段或某几段。

理论模型方面,Ben-Arosh等^[30]研究了二维轴对称模型,如图5所示(图中 Ma_{in} 为入口来流马赫数)。其考虑了火焰稳定段与等直段。针对飞行马赫数、燃烧室尺寸等参数对燃烧性能影响进行了研究,显示燃料与来流空气在1ms左右可以充分掺混,形成扩散火焰,其温度最大值为2846 K。燃速从入口截面向附着区逐渐增加,下游区域燃速近乎恒定。化学反应产生的热量降低了当地马赫数,改变了压力分布,并增加了回流区中的流动。但其采用经验公式计算燃烧面换热量的方式具有局限性、未进行气流通道面积随时间变化的非稳态计算、未考虑湍流对化学反应的影响,使得其模型简化过多,只具有参考价值。

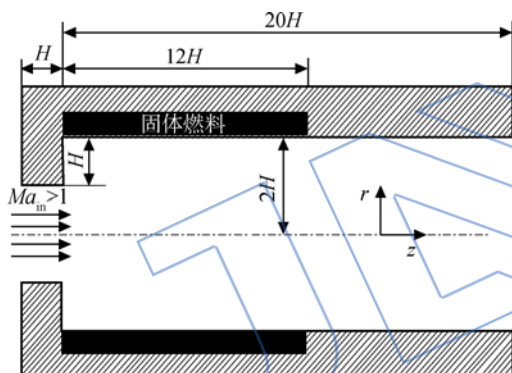


图5 Ben-Arosh等的超燃冲压发动机燃烧室模型

Fig. 5 Ben-Arosh, et al.'s scramjet combustor model

Jarymowycz等^[31]对HTPB燃料在超燃情况下的燃速特性进行了理论分析。该模型构型如图6(图中 Ma_{∞} 为无穷远处来流马赫数),只考虑了等直段。控制方程基于可压缩Navier-Stokes(N-S)方程及输运方程。从燃料燃烧机理出发,系统地考虑了燃料燃烧与流动及化学反应间的相互影响,而不是采取某些文献中假定燃料壁面温度一定或采用对流换热经验公式的做法。结果表明进气道的温度和压力对燃速有较大的影响。在发动机的工作范围中,一个最优的压力值可以使得燃速最大化。但其假定燃烧面固定,未考虑内径变化及湍流燃烧带来的影响。

Ben-Yakar等^[32]建立了简化的一维准稳态理论模型来分析燃烧室扩张段的流动,控制体如图7。其中 u 为速度的轴向分量; A 为横截面面

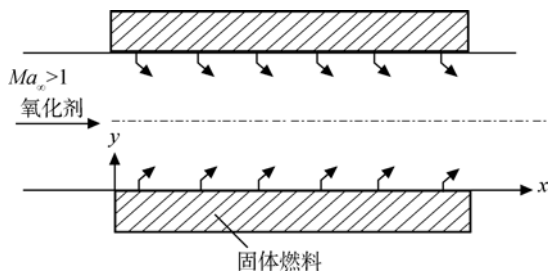


图6 Jarymowycz等的超燃冲压发动机燃烧室模型

Fig. 6 Jarymowycz, et al.'s scramjet combustor model

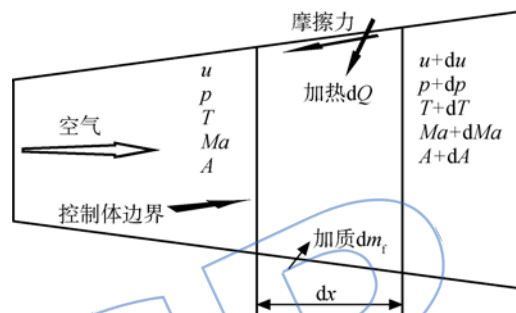


图7 Ben-Yakar等的模型中控制体

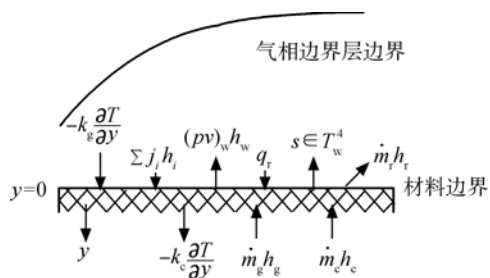
Fig. 7 Control volume of Ben-Yakar, et al.'s model

积。分析考虑了壁面燃料汽化产生的加质、燃烧产生的加热、壁面摩擦及内腔横截面积的变化,进而对燃速进行预测。其未考虑流动中可能发生的激波以及热损失。一维模型预测结果与实验获得数据符合较好。

图7与图4对比可知,对附着区与再发展边界层区内的研究很匮乏。这是由于附着区存在着高速气流冲刷,其机理目前仍不明确。再发展边界层区涉及到复杂的流场结构及对应的传热传质机理,是高超声速流体力学与传热学、燃烧学的交叉领域,需要深入研究。

超燃冲压发动机燃烧室工作过程中,气体以超声速流过燃料表面,燃料及燃烧产物随流动向出口方向并对下游燃料产生冲刷效果,可类比于绝热层烧蚀与再入式飞行器热防护层烧蚀中的边界层内的过程。不同的是,绝热层烧蚀中为颗粒冲刷,超燃中主要仍为气体冲刷;再入式飞行器其热防护层的材料与超燃燃料组分不同,但此两者均涉及到了超声速流动、传热及传质,其研究经验可以予以借鉴。典型的边界层能量与质量输运如图8^[33]。

在主流与燃料间形成的剪切层中,气体与燃料间对流换热使燃料汽化并放热、传质,在边界层中形成燃烧,同时燃烧对气体与燃料间发生能量、质量输运等。此区域可以分为三部分:燃料固相部分、燃料与气体交界面、燃料气相部分。在此基础上

图8 再入飞行器边界层机理图^[50]Fig. 8 Boundary layer mechanism chart of reentry vehicle^[50]

上,提炼出与整体燃速相关的模型,进而达到对燃速预测的目的。

针对燃料内部区域热传导问题,Goodman^[34]提出的热平衡积分法是求解一维导热问题比较简单快速准确的方法。之后,Murray等^[35]开发了可准确计算表面温度及瞬态热响应的程序,关键技术是准确计算时变的传热系数分布,并与瞬态热响应方程进行耦合,而这也是固体燃料超燃中亟待解决的课题。Torre等^[36]对烧蚀材料内部热化学动力学进行了研究。Jones等^[37]对暴露在高温环境中的炭化烧蚀材料中热量传导进行了分层建模分析。此外,也可采用积分^[38]、动坐标变换^[39]来研究内部热传导问题,需要注意的是要考虑燃烧时化学反应^[40]对燃料内部热传导的影响。对于超燃中的固体燃料,也可人为地按照物理状态将其分层。

针对交界面上的能量/质量输运,Chen等建立了轴对称时变模型,使用N-S方程来处理热化学表面的情况(使用GIANTS代码)^[41-42]。Zabolotskiy等^[43]利用 ϵ -湍流模型对湍流多元边界层进行了模拟,对于高焓两相流与热防护材料间热传导进行了研究。从中提炼出的对交界面上热化学问题的处理方法在超燃研究中也具有重要的意义。

针对附着区中类似剥蚀的现象,Torre等^[44]对材料热解烧蚀后产生的炭化层结构和形态进行了研究。Storti^[45]基于焓值方程,把已经被剥离的烧蚀材料假设成一种材料,采用动网格研究了一相/两相Stefan问题。利用这些成果,为附着区中能量传导乃至燃速模型的建立提供了借鉴。

针对气相边界层,Torre等^[46]对热防护层烧蚀时的能量和质量守恒方程进行了求解。Potts^[47]在能量守恒方程中加入了表征材料热解和热解气体流动影响的参数。Potts^[48]特别考虑了热解气体在流动过程中与碳和边界层之间的反应。这部分

成果可以用于分析气相边界层中重要物理化学过程,进而提炼出对固体燃料超燃边界层研究有效的思路和方法。

基于对三部分区域的探讨,就可以提炼出整体的模型。Clark^[49]建立了针对高能空气环境的一维炭化烧蚀模型(炭化层、未炭化层、隔热层)。Katte等^[50]建立了热通量沿轴向随时间变化的二维圆柱烧蚀模型。Chen等^[33]的模型中控制方程包括能量守恒方程和三组分热解模型。表面的能量平衡通过利用动网格计算形状变化来研究。何洪庆等^[51]采用气动热化学烧蚀机理,建立了扩散和化学动力学双控制机制的EPDM(三元乙丙)烧蚀模型。

这些模型,一方面为超燃研究提供了针对边界层内流动、传热及材料中热传导等机理的研究方法,如边界层中对流、辐射等热传导量如何计算,考虑化学反应后,对边界层流场结构有何影响,运用动网格时的经验等;另一方面,也为抽象地提炼出超燃燃速的理论模型提供了有参考价值的思路。

国内针对超燃冲压发动机固体燃料燃烧领域开展工作较晚。在燃速理论模型研究方面,传统模型不足以表征其规律。以精细化学反应动力学及湍流燃烧模型来反映微观的燃烧特性,并对传统模型进行改进,有望建立比较切合实际的理论模型。此类研究主要依靠数值模拟,实验为辅助手段,要求完善的计算机组及实验条件,目前在国内外均属于前沿课题。

在数值模拟与实验方面,国外主要有美国海军研究生院、宾夕法尼亚州立大学、以色列工学院、意大利罗马大学等单位开展研究。

在数值模拟方面,Jarymowycz等^[31]对超声速来流下的固体燃料燃烧进行了数值研究,拟合得到的燃速公式如下:

$$\dot{r}_b^* \propto p^{0.19} T^{0.57} \quad (5)$$

式中 $\dot{r}_b^*$ 为当地燃速与其轴向位置乘积。

结果表明燃料燃速对入口温度和压力的改变较为敏感,特别地,当压力小于4 atm(约为 4.0×10^5 Pa)时,燃速随压力升高而迅速增加;但当压力大于4 atm(约为 4.0×10^5 Pa)时,燃速随压力升高而缓慢降低,即在压力变化范围中存在最优值使得燃速值达到最大,如图9所示(图中下标 ∞ 代表来流空气的物理参数)。

此外,Ben-Arosh等^[30]利用PHOENICS软件进行了数值研究,结果表明随轴向距离增加,燃

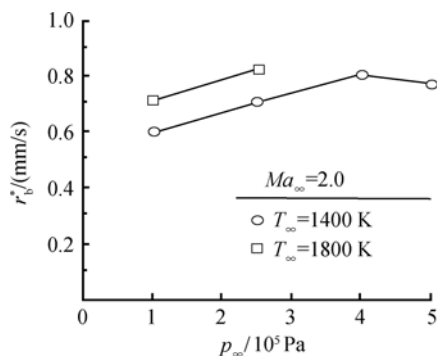


图9 拟合燃速随来流空气压力的变化

Fig. 9 Variation of fitted regression rate with incoming flow pressure

料经过再附着后,其分布逐渐靠近燃烧室中心,并与主流空气发生足够掺混,在近壁面区域发生燃烧,燃烧面将空间分为亚声速区和超声速区.燃烧效率为70%~90%,其数值模拟结果如图10所示.

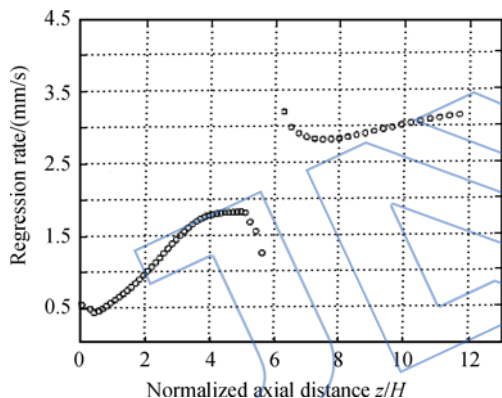


图10 轴向燃速分布

Fig. 10 Distribution of axial regression rate

国内诸多单位的研究主要集中在对燃烧室中流动及掺混的研究^[52-55],但多数过程采用经验公式,只能定性分析趋势.目前,很多单位正在开发专用于此类情况的数值软件,这将对更精准地预测燃烧室中流场、燃料燃烧特性提供帮助.

实验方面,国外学者以直连式实验台居多,使用燃料有PMMA,HTPB,PE等,燃速测试的方法有超声速脉冲回波技术和高速摄影仪等.

Witt^[28],Angus等^[29]在固体燃料超燃实验方面提供的经验为其他学者奠定了研究的基础. Ben-Yakar等^[32]首次实现了自点火和稳定的超燃,并建立了PMMA的燃速与空气质量流量的关系.

$$\dot{r} = 0.011 \dot{m}_{\text{air}}^{0.8} \quad (6)$$

燃料与空气不完全掺混使得燃烧效率相对较

低.在超声速流动中,再发展边界层变薄,可能进一步抑制掺混,使得效率降低.

Cohen-Zur^[56]通过测量沿药柱轴线分布的测点的压力和对所记录影像的数学分析来研究流体和燃烧现象,得到了燃速与来流气体状态参数的关系式.与Jarymowycz等^[31]相比,其增加了来流空气质量流量 $\dot{m}_{\text{air},\infty}$ 这个敏感因子.公式如下:

$$\dot{r} = 2.96 \times 10^{-6} \cdot \dot{m}_{\text{air},\infty}^{0.85} \cdot T_{\text{t},\text{in}} \cdot p_{\text{t},\text{in}}^{0.2} \quad (7)$$

需要注意的是, $\dot{m}_{\text{air},\infty}$ 为0.8次幂,与Ben-Yakar等^[32]的结果相同,考虑到超燃和亚燃的数据,说明对流换热机理对燃速影响占主导地位. $p_{\text{t},\text{in}}$ 为0.2次幂,与Jarymowycz等^[31]的结果对应. $T_{\text{t},\text{in}}$ 为1次幂,比文献^[31]中高.

国内北京理工大学、国防科学技术大学、南京理工大学、中国航天科工集团飞航动力装置研究所、西安航天动力技术研究所^[52,57]等单位均建立了直连式实验台,对固体燃料超燃燃烧室内流场及燃烧状况进行了研究,为数值模拟的结果提供了有效的参考数据.

此外,在燃料燃烧组织方式方面,需要重点考虑的问题主要是点火及火焰稳定.对于点火方式,目前常使用的有自点火、火药点火与整体式发动机接力点火.自点火方法最简单,但需要易燃固体燃料;火药点火需要点火控制电路,结构较复杂,但可选择点火时机;接力点火是在助推火箭工作完成后开始的,有效利用发动机内部空间.对于火焰稳定方面,目前普遍采用突扩台阶及凹腔作为火焰稳定器,空气在突扩台阶后形成回流区,在此回流区内气流速度较低,有利于稳定火焰.

通过以上总结及分析,可以发现固体燃料在超声速气流环境中点火并维持燃烧有如下要求:

1) 适当类型的燃料.目前用以进行超燃实验的固体碳氢燃料主要有HTPB,PMMA等.

2) 足够的流场温度.首先,在材料许用条件下,通过进气道尽量提升空气静温,保证初始状态燃料可以点火;其次,扩散火焰为主流提供足够热量,主流为下游燃料提供热反馈,使得燃烧在整个流域内得以进行.

3) 可以采取辅助手段(如注入活性气体或采用引导火焰),提高燃料燃烧稳定性和效率.

4) 合理的发动机设计.这对避免热壅塞,控制燃空比及改善掺混条件均有帮助,最终达到燃料燃烧稳定、效率高的目的.

4 建议与展望

固体燃料超燃的研究是一项系统工程.燃速

作为表征燃烧的重要参数在研究中一直受到重视. 国外从理论建模、数值模拟、直连式实验台的验证等方面对燃速与来流空气状态参数的敏感程度分别作了详细的研究. 国内也正在开展类似工作,但在基础模型、数值方法、实验系统等方面依旧存在差距. 建议在以下几方面开展深入细致的研究工作:

1) 要实现固体燃料超燃首先要有合适的燃料. 目前主要的候选燃料包括碳氢型、铝镁型和含硼型三类,有关适合超燃的配方研究仍需持续.

2) 目前关于固体燃料在超声速流动中传热行为(热传导、相变、分解与汽化)的研究不够充分,需要更深入地开展研究工作.

3) 燃料受热行为模型、燃速理论研究得不深入使得固体燃料燃烧机理研究通常建立在经验关系或直接简化基础上,这是远远不够的,需要加强对这一过程中物理化学概念的理解及理论模型的建立.

4) 数值模拟是探索燃烧、流动中细微结构,参数关系等问题的有效手段. 目前 FLUENT, CFX, STAR-CD 等商用软件缺乏对燃料颗粒燃烧、多相流、超声速湍流燃烧等概念的数学模型. 基于需求,国外已经开发出多款针对超燃问题的软件. 国内迫切需要自主研发相应软件.

5) 国内缺乏湍流燃烧、燃料传热等在超声速气流环境下的实验研究方法,应以数值计算结果为指导,借鉴国外类似实验的经验,加强此方面研究手段的建立.

参考文献:

- [1] Billig F S. Tactical missile design concepts[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1983, 4(3): 139-154.
- [2] Vaughn 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.
- [3] Northam G, Anderson G Y. Supersonic combustion ramjet research at Langley[R]. AIAA 86-0159, 1986.
- [4] Waltrup P J. Liquid-fueled supersonic combustion ramjet: a research perspective[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(6): 515-524.
- [5] Billig F S. Research on supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-514.
- [6] Helmy A. Performance of polycubanes in solid fuel ramjet[R]. AIAA 93-2591, 1993.
- [7] Segal C. Ignition characteristics of a new high-energy density fuel in high-speed flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(2): 246-249.
- [8] Scott C K, Netzer D W. Metallized fuel burning characteristics in the solid fuel ramjet[R]. Hampton, US: 23rd Joint Army Navy NASA Air Force Combustion Meeting, 1986.
- [9] Hsieh W H, Peretz A, Huang I T, et al. Combustion behavior of boron-based BAMO/NMMO fuel-rich solid propellants[R]. AIAA 89-2884, 1989.
- [10] 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 Joint Army Navy NASA Air Force Combustion Meeting, 1989.
- [11] Netzer A, Gany A. Burning and flameholding characteristics of a miniature solid fuel ramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(3): 357-363.
- [12] Lowell D B, Netzer D W. An investigation of the internal ballistics of solid fuel ramjets[D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 1973.
- [13] Korting P A O G, Van der Geld C W M, Schoyer H F R. Combustion of PMMA in a solid fuel ramjets[R]. AIAA 86-1401, 1986.
- [14] Zvuloni R, Gany A, Levy Y. Geometric reflects on the combustion in solid fuel ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(1): 32-37.
- [15] Mady C J, Hickey P J, Netzer D W. Combustion behavior of solid fuel ramjets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(3): 131-132.
- [16] Schulte G. Fuel regression and flame stabilization studies of solid fuel ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1986, 2(4): 301-304.
- [17] Netzer D W. Modeling solid fuel ramjet combustion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(12): 762-766.
- [18] Milshtein T, Netzer D W. Three-dimensional, primitive-variable model of solid fuel ramjet combustion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1986, 23(1): 113-117.
- [19] Elands P J M, Korting P A O G, Wijchers T, et al. Comparison of combustion experiments and theory in polyethylene solid fuel ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 732-739.
- [20] Meinkohn D, Bergmann J W. Experimental investigation of a hydrocarbon solid fuel ramjet[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1987-CP-307, 1987.
- [21] Van der Geld C W M, Korting P A O G, Wijchers T. Combustion of PMMA, PE and PS in a ramjet[J]. Combustion and Flame, 1987, 79(3): 299-306.
- [22] Zvuloni R, Levy Y, Gany A. Investigation of a small solid fuel ramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(3): 269-275.
- [23] Joulain P, Most J, Sztal B, et al. Theoretical and experimental study of gas-solid combustion in turbulent flow[J]. Combustion Science and Technology, 1977, 15(5/6): 225-241.
- [24] 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 progress of solid

- fuel ramjet[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2011. (in Chinese)
- [25] 谭建国. 固体燃料冲压增程炮弹理论与实验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2000.
- TAN Jianguo. Theoretical and experimental studies of solid fuel ramjet extended range projectile[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2000. (in Chinese)
- [26] 向敏. 固体燃料冲压增程炮弹工作过程仿真及性能分析研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2006.
- XIANG Min. Work process simulation and performance analysis of solid fuel ramjet extended range projectile[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [27] 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)
- [28] Witt M. An investigation into the feasibility of solid fuel dual mode ramjet and scramjet propulsion[D]. California: Naval Postgraduate School, 1989.
- [29] Angus W J, Witt M, Laredo D, et al. Solid fuel supersonic combustion[J]. La Recherche Aerospaciale, 1993(6): 1-8.
- [30] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. The reacting flowfield within a supersonic combustion solid fuel ramjet[R]. AIAA 97-3119, 1997.
- [31] Jarymoxycz T, Yang V, Kuo K. K. A numerical study of solid fuel combustion under supersonic crossflows[R]. AIAA 90-2076, 1990.
- [32] Ben-Yakar, Natan B, Gany A. Investigation of a solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 447-455.
- [33] Chen Y K, Milos F S. Ablation and thermal analysis program for spacecraft heatshield analysis [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 475-483.
- [34] Goodman T R. The heat balance integral and its application to problems involving a change of phase[J]. Journal of Heat Transfer, 1958, 80(2): 335-342.
- [35] Murray A L, Russell G W. Coupled aero heating/ablation analysis for missile configurations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(4): 501-508.
- [36] Torre L, Kenny J M, Maffezzoli A M. Degradation behavior of a composite material for thermal protection systems: Part I experimental characterization[J]. Journal of Materials Science, 1998, 33(12): 3137-3143.
- [37] Jones V, Shukla K N. In-depth response of charring ablaters to high temperature environment[R]. AIAA 99-3462, 1999.
- [38] 姜贵庆. 有加质和化学反应热传导的积分计算[J]. 宇航学报, 1980, 1(1): 50.
- JIANG Guiqing. An integral method for calculation heat conduction with mass transfer and chemical reaction[J]. Journal of Astronautics, 1980, 1(1): 50. (in Chinese)
- [39] 徐善玮, 侯晓, 张宏安. 固体火箭发动机内绝热层烧蚀质量损失计算[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(3): 28-31.
- XU Shanwei, HOU Xiao, ZHANG Hongan. Calculation of internal insulation ablation mass loss of solid fuel motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(3): 28-31. (in Chinese)
- [40] 蔡体敏. 固体火箭发动机工作过程的数值分析[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1994.
- [41] Chen Y K, Henline W D. Analysis of hypersonic arcjet flow field and surface heating of blunt bodies[R]. AIAA 93-0272, 1993.
- [42] Chen Y K, Henline W D. Chemical nonequilibrium Navier-Stokes solutions for hypersonic flow over an ablating graphite nosetip[R]. AIAA 93-2836, 1993.
- [43] Zabolotskiy V P, Roganov P S. Mathematical modeling of heat and mass transfer on a catalytic wall in flow of high-enthalpy gas[J]. Heat Transfer Soviet Research, 1985, 17(5): 117-123.
- [44] Torre L, Kenny J M, Maffezzoli A M. Degradation behavior of a composite material for thermal protection systems: Part III experimental characterization[J]. Journal of Materials Science, 2000, 35(18): 4563-4566.
- [45] Storti M. Numerical modeling of ablation phenomena as two-phase Stefan problems [J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1995, 38(15): 2843-2854.
- [46] Torre L, Kenny J M, Maffezzoli A M. Degradation behavior of a composite material for thermal protection systems: Part II process simulation[J]. Journal of Materials Science, 1998, 33(12): 3145-3149.
- [47] Potts R L. Application of integral methods to ablation charring erosion: a review[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(2): 200-209.
- [48] Potts R L. Hybrid integral/quasi-steady solution of charring ablation[R]. AIAA 90-1677, 1990.
- [49] Clark R K. An analysis of a charring ablator with thermal nonequilibrium, chemical kinetics, and mass transfer[R]. NASA-TN-D-7180, 1973.
- [50] Katte S S, Das S K, Ventateshan S P. Two-dimensional ablation in cylindrical geometry[J]. Journal of Thermal physics and Heat Transfer, 2000, 14(4): 548-556.
- [51] 何洪庆, 严红. EPDM 的烧蚀模型[J]. 推进技术, 1999, 20(4): 36-39.
- HE Hongqing, YAN Hong. Ablation model of EPDM[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(4): 36-39. (in Chinese)
- [52] 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)

- [53] 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)
- [54] 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.
- [55] 夏强,武晓松,陈志刚,等. PMMA 在固体燃料冲压发动机中燃烧特性的数值模拟[J]. 固体火箭技术,2011,34(1):43-47.
XIA Qiang,WU Xiaosong,CHEN Zhigang,et al. Numerical simulation of combustion characteristic of PMMA in solid fuel ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011,34(1):43-47. (in Chinese)
- [56] 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.
- [57] 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 Linqun,et al. Experiment study on the principle of solid fuel scramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2012,35(3):319-324. (in Chinese)