

爆轰推进概念与机理研究

—— 新型发动机研究的热点

姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学开放研究实验室 100080)

摘要：本文首先概述了爆轰现象、爆轰气动物理、爆轰推进概念和爆轰推进研究进展。然后重点介绍了目前正在研究中的主要爆轰推进概念，如脉冲爆轰发动机，斜爆轰推进，冲压加速器。并从热效率和比冲的角度把脉冲爆轰发动机和传统的喷气推进发动机作了比较。最后探讨了爆轰推进研究的问题与方向。

关键词：爆轰，热效率，脉冲爆轰发动机，斜爆轰推进，冲压加速器。

1. 爆轰现象

关于爆轰现象的研究起始于一百多年前人们对煤矿爆炸起因的探索，而化学工业中频繁发生的爆炸事故更加引起了人们对爆轰研究的重视。当时，人们最不理解的是为什么可燃气体的燃烧竟能产生如此巨大的破坏力！为什么伴随爆轰的冲击波竟能以五、六倍的声速在可燃气体中传播且不随传播距离而衰减？上世纪初，C-J 爆轰理论^[1,2]的提出揭开了爆轰现象的神秘面纱。C-J 理论假设无限大的化学反应速率，把爆轰波简化为一道激波并带有瞬时的能量添加。应用传统的 Rankine-Hugoniot 理论分析，C-J 理论指出爆轰是一个自相似过程，可用于预测爆轰波前后的空气动力学参数。

随着人们对爆轰现象及其热化学反应机理更进一步的理解，二十世纪 40 年代，Zel'dovich, von Newmann 和 Doring 提出了 ZND 爆轰理论^[3,4,5]。考虑可燃气体有限的化学反应速率，该理论把爆轰波简化为三个过程：前导激波加热，燃烧诱导期和热能释放过程。即前导激波把可燃气体加热到其自燃极限以上，可燃气体经过一段化学反应诱导时间，然后逐步释放出其化学能，最后燃烧后的气体达到 C-J 状态。由于激波后的气体状态为亚声速，化学反应释放的能量可由一系列的压缩波传送至前导激波从而维持前导激波的强度，形成了爆轰波的自持过程。

虽然 C-J 理论与 ZND 理论在某种程度上成功地描述了爆轰现象的重要性质，给人们以直观的理论解释，但实际的爆轰现象远比上述理论模型复杂得多。图 1 给出了气相爆轰结构的激光干涉流场显示图象。从这些实验照片可以看出爆轰波有着复杂的激波结构，而且这些结构随实验条件的变化而呈现大小不同的形态。

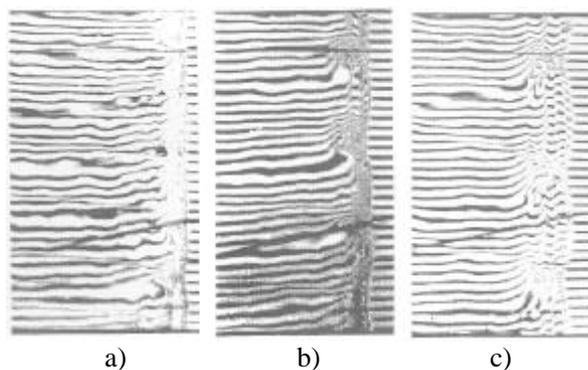


图 1 Interferogram of gaseous detonation structure of $2\text{H}_2+\text{O}_2+0.92\text{Xe}$ at various initial pressures; a) $p_1 = 0.75$ atm; b) $p_2 = 0.052$ atm; c) $p_3 = 0.04$ atm (Courtesy of White^[6])

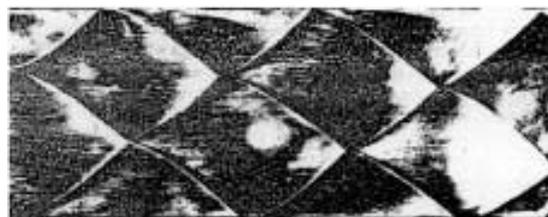


图 2 Cellular structures of gaseous detonation of $2\text{H}_2+\text{O}_2+7\text{Ar}$ (Courtesy of Strehlow^[7])

如果在实验段内侧粘上带有薰烟层的金属板，当爆轰波通过实验段之后，金属板上会出现图 2 所示的菱形图像。这就是著名的气相爆轰的胞格结构。为了便于理解，把图 2 和 3 所示的实验结果示意性地表示在图 3 上。图 3b 表示了爆轰波的波结构，它是由入射波，马赫杆，横向波和尾声波组成。这些波相互作用，相互转换，重复出现，构成了动态变化的爆轰波结构。图 3a 表示和马赫杆相连的三波点的轨迹，正是这些三波点轨迹，构成了图 2 所示的爆轰波胞格。上述结果仅表示一种理想的典型爆轰波结构。受着各种各样因素的影响实际的爆轰波结构是复杂的多样的。普遍认为爆轰波是一种带有激波/旋涡相互作用的激波诱导的超声速湍流燃烧现象。爆轰的化学反应机理和波相互作用机制一直是个重要的研究方向。

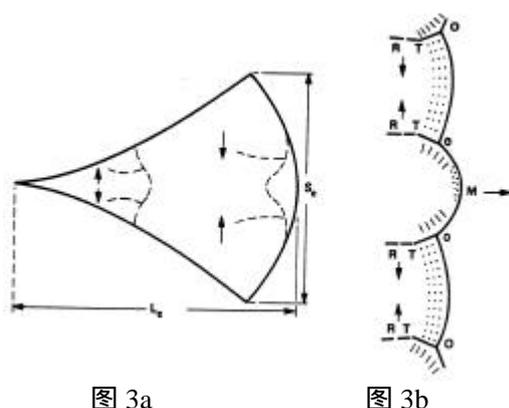


图 3 Schematic of instantaneous profile of a multi-dimensional detonation front and detonation cell etched on a deposit on tube wall : OT — transverse shock ; TR — trailing acoustic waves ; OM — Mach stem ; O — triple point ; ··· — reaction zone ; ||| — unreacted gas mixture^[8].

2. 爆轰气动物理

由 ZND 爆轰理论，爆轰波可以看作在可燃气体中传播由前导激波、反应诱导和能量释放过程组成的具有一定厚度的间断面。在整个流场上附加爆轰波传播速度 u_1 ，由伽利略变换，则爆轰波可以看作一个固定间断面。可燃气体以速度 u_1 进入间断面，燃烧产物以速度 u_2 离开；气体由状态 1 变成状态 2。图 4 表示了爆轰波的分析模型，控制体和状态参数。包含爆轰波作控制体则可得质量、动量和能量守恒方程。

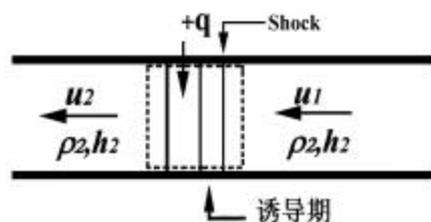


图 4. Schematic of detonation and control volume

$$\mathbf{r}_1 u_1 = \mathbf{r}_2 u_2 \quad (1)$$

$$P_1 + \mathbf{r}_1 u_1^2 = P_2 + \mathbf{r}_1 u_2^2 \quad (2)$$

$$h_1 + u_1^2/2 + q = h_2 + u_2^2/2 \quad (3)$$

其中，下标‘1’表示爆轰波前未燃烧的混合气体的状态；‘2’表示爆轰波后燃烧产物的状态。 $\mathbf{r}, P, u, c, v, h, q$ 分别为密度、压力、速度、声速、比容、单位质量气体的焓值和单位质量的混合气体燃烧后释放的热量。由连续方程和动量方程可得到 Rayleigh 方程：

$$(\mathbf{r}_1 u_1)^2 = (\mathbf{r}_2 u_2)^2 = m^2 = -\frac{P_2 - P_1}{v_2 - v_1}, \quad (4)$$

变形后可得：

$$\frac{\left\{\frac{P_2}{P_1}-1\right\}}{\left\{\frac{v_2}{v_1}-1\right\}} = -\frac{m^2}{P_1 r_1} = -c \quad (5)$$

此方程在压力-比容平面上定义了一条斜率总是负值的 Rayleigh 线。因为 m^2 是正值，若要方程 5 有物理意义， $(P_2 - P_1)$ 和 $(v_2 - v_1)$ 必须符号相反。这种要求定义了两种不同的热力过程：即爆轰过程和燃烧过程。对于爆轰过程，因 $P_2 > P_1$ ，则有 $v_2 < v_1$ ，所以爆轰过程是一减容热力过程。与之相反，对于燃烧过程，有 $P_2 < P_1$ 则 $v_2 > v_1$ ，即燃烧为比容增加的热力过程。但在燃烧过程中压力降很小，一般认为燃烧过程是等压的。

3. 爆轰循环热效率

应用热力过程做功的动力装置很多，像在航天、航空工业中广泛应用的 Turbojets, Turbofan, Ramjet 和 Air-Turbo Rockets 等。这些吸气式的发动机都应用等压循环热力过程。为了理解爆轰过程的能量转换效率，下面以相同初始条件下 $C_{10}H_{16}$ /空气的混合气体为例，比较等压循环和爆轰循环所产生的热效率（见图 5）。定义状态 0 为初始状态，也是常见的飞行状态： $P = 0.1 \text{ atm}$, $T = 165 \text{ K}$, $v = 4.447 \text{ m}^3/\text{kg}$ ；两个循环都经过绝热压缩到达状态 1： $P = 1.0 \text{ atm}$, $T = 300 \text{ K}$, $v = 0.809 \text{ m}^3/\text{kg}$ 。然后等压循环经等压燃烧过程到达状态 2： $P = 1.0 \text{ atm}$, $T = 2293 \text{ K}$, $v = 6.536 \text{ m}^3/\text{kg}$ ；而爆轰循环经过爆轰过程到达状态 3： $P = 18.46 \text{ atm}$, $T = 2851 \text{ K}$, $v = 0.446 \text{ m}^3/\text{kg}$ 。燃烧结束后，等压循环经过绝热膨胀过程到达状态 4： $P = 0.1 \text{ atm}$, $T = 1444 \text{ K}$, $v = 41.00 \text{ m}^3/\text{kg}$ ；而爆轰循环经同样的过程到达状态 5： $P = 0.1 \text{ atm}$, $T = 996 \text{ K}$, $v = 28.79 \text{ m}^3/\text{kg}$ 。最后两种循环都经过一个等压过程返回到状态 0。上述状态 2 和 3 的热力学参数计算时应用了高温气体动力学化学平衡过程的理论。

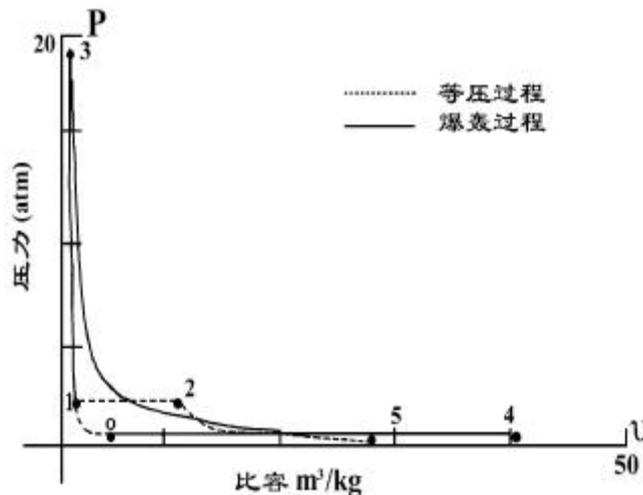


图 5 等压和爆轰热力循环比较

通过积分上述两个过程所封闭的面积，可以得出等压循环的热效率为 36.3%，而爆轰循环的热效率则高达 56.5%，爆轰循环的热效率比等压循环增加了 55.6%。上述结果是在理想情况下得到的，与实际的热力过程会有一些差别，但爆轰循环热效率高的结论是不会变的^[9]。

4. 爆轰推进研究

爆轰过程的热效率及其迅速的能量转换机理引起了人们的极大兴趣。爆轰推进的相关研究可以追溯到二十世纪三、四十年代，其中 Hoffmann 1940 的工作是有开创意义的^[10]。他采用不同的燃料首次进行了脉冲爆轰发动机 (Pulse Detonation Engine, 简称 PDE) 原理实验。Nicolls 等人于是 1957 年从理论分析和简单实验着手，做了 PDE 的可行性研究^[11]。1962 年，Krzycki 在美国海军试验室进行了乙炔 / 氧气的爆轰推进实验，但由于起爆能量不足，其研究的结论尚待探讨^[12]。1986 年美国海军研究院的 Helman 继续了这项研究^[13]，并在实验中引入了自吸式 PDE 和预燃起爆的概念。这些早期的实验研究由于对爆轰现象和 DDT 过程认识的局限性，常将某种形式的爆燃 (Deflagrations) 当作

爆轰,有的则未能解决爆轰发动机循环匹配和起爆能量问题,因此得到的爆轰推进系统性能较差。进入九十年代以后,由于人们对爆轰现象的深刻认识和高速飞行器对高效、紧凑推进器的需求,PDE的研究又重新成为热门课题。美国空军、海军和NASA等研究机构都投入了大量的人力和物力。其中发表文章较多的是以Bussing和Hinkey^{[14][15][16]}为代表的ASI公司,他们在美国空军SBIR Phase II Contract的资助下,进行了以C₂H₂/空气为混合气的重复脉冲爆轰实验。在1999年的PDE实验中他们使用的实验装置的尺寸已经接近实际飞行的发动机尺寸,脉冲频率达40HZ,工作时间为30秒。由于PDE的研究具有很强的军事应用背景(高速巡航导弹、小型高速飞行器),美国较大研究单位的实验研究结果公开发表的愈来愈少。但可以肯定,实验室的PDE研究正愈来愈向工程应用推进。除了PDE概念研究,应用爆轰推进概念的还有旋转爆轰推进(Rotating Wave Motors^[17]),激波诱导爆轰推进(Shock-Induced Oblique Detonation^[18]);冲压加速器(Ram Accelerators^[19,20,21])和激光驱动爆轰推进(Laser-Supported Detonations^[22])等。这些研究不断地开拓着高效发动机研究的新领域,有力地促进了爆轰物理和超音速燃烧的研究。

5. 脉冲爆轰发动机

脉冲爆轰发动机(Pulse Detonation Engines)是众多爆轰推进概念中最受注目的一种。这种发动机的结构相当简单,其主要构件只有一个爆轰管和一个推力喷管(见图6)。按照脉冲爆轰发动机工作循环的特点,可以把它的工作循环分为充气,爆轰和排气三个过程。图6a为进气过程:打开进气阀门给爆轰管充入可燃混合气体,图示的接触间断代表了运动可燃混合气体的前沿。图6b为爆轰过程:当可燃混合气体充入到一定程度,即可燃气体的接触间断达到给定位置时,关闭进气阀门,并触发爆轰管封闭端的点火装置,使混合气体点燃并迅速形成稳定爆轰向右传播。循环匹配条件要求爆轰波在推力喷管喉口处刚好赶上可燃混合气体的接触间断面。图6c是排气过程:这个过程是利用爆轰波在推力喷管处诱导的稀疏波来完成的。当爆轰管内的压力降到一定程度时,进气阀开启,重复下一个进气过程。

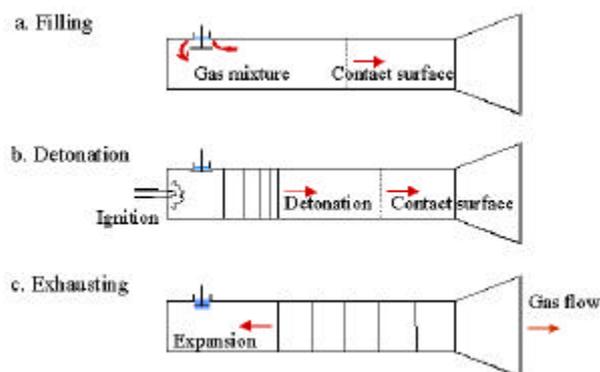


图6 Thermodynamic cycle of Pulse Detonation Engines

由经典的ZND理论,爆轰管内的热力学参数分布如图7所示。爆轰波的前导激波压缩可燃气体,使其温度超过自燃极限到达状态 T_{SH} 和 P_{SH} 。经过一定时间的点火延迟,化学反应能量逐步释放,气体状态到达C-J平面(T_B , P_B)。过了C-J平面,气体逐步膨胀到封闭端要求的零速度条件,热力学终态为 T_C 和 P_C 。

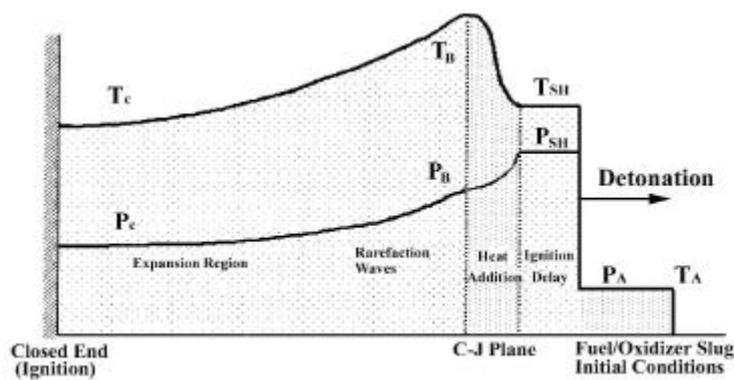


图7 State variables distribution along detonation chamber

脉冲爆轰发动机的推力主要来源于爆轰波后形成的高压气体产物与燃烧室封闭端面（推力面）的相互作用。由图 7 可看出，实际产生推力的不是爆轰波后的压力 P_B ，而是经过膨胀以后达到的滞止压力 P_C 。 P_C 大约是 P_A 的七、八倍。从推力喷管喷出的高速气流也是 PDE 推力的另一个重要组成部分。

6. 斜爆轰推进概念

斜爆轰推进概念和高超声速飞行器与超声速燃烧的研究密切相关。这种推进概念有时称爆轰驱动冲压喷气推进 (Detonation Driven Ramjet 或 Dramjet^[18]) 或者斜爆轰超燃冲压喷气推进 (Oblique Detonation Wave Engine for Scramjet, ODWE)^[23,24,25]。Dramjet 的工作原理如图 8 所示。

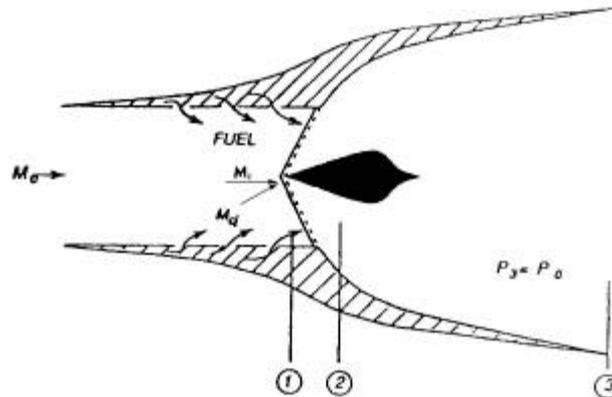


图 8 Schematic of a ramjet based on detonation: (1) Fuel injection, (2) Central body, (3) Nozzle

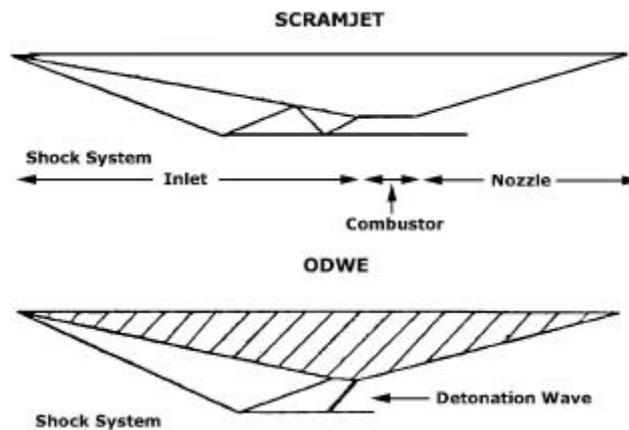


图 9 Schematic of shock structure for scramjet based on oblique detonation wave engines (ODWE)

对 Dramjet 来讲，燃料是从超声速来流喷入并和空气迅速混合。Dramjet 的中心体诱导出一个斜激波系统。当空气/燃料混合气流过这个斜激波系统时，其温度和压力达到自燃点以上，诱导反应开始，进而形成燃烧最后发展成爆轰。Dramjet 的中心体起着生成斜激波和稳定燃烧的作用。但这也带来了很大的波阻损失，特别对高超声速的情况更为严重。图 9 给出了斜爆轰超燃冲压发动机的概念示意图。这幅图分两部分：上部是超燃冲压发动机示意图，下部是斜爆轰推进激波系统。和 Dramjet 一样，燃料也是在超声速来流中喷入混合的，但 Scramjet 的斜激波是由进气道形成的，具有激波斜角小，波后仍为超声速的特点。一般爆轰过程发生在反射波背后，高温高压气体由尾喷管排出从而产生推进力。ODWE 研究的关键问题是空气/燃料的迅速混合和爆轰过程的确立。已有研究表明：在许多情况下激波诱导燃烧并不一定过渡到爆轰。ODWE 的研究有着广泛的军事应用背景，是一个很敏感研究的课题。

7. 冲压加速器

冲压加速器 (Ram Accelerator) 的概念是在二十世纪八十年代提出的^[19]。相关的实验设备相继在美国^[20,26]，法国^[27]、日本^[28]、中国^[29]建成。冲压加速器的原理和 Dramjet 很相似。差别在于推

进装置的中心体在 Dramjet 中是固定的，而在冲压加速器中是运动的。图 10 给出了冲压加速器的工作原理示意图。

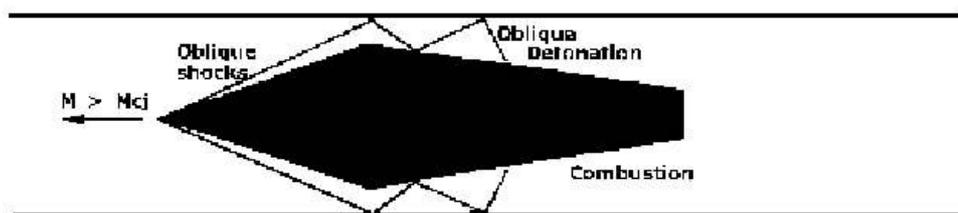


图 10 Schematic of a ram accelerator for supersonic combustion propulsive mode

在冲压加速器中，中心锥形体被称作飞行体以超声速被发射进入一个充满预混可燃气体的燃烧室中。由飞行体诱导出的锥形斜激波在飞行器和燃烧室之间作重复反射，将可燃气加热到自燃点以上，最后在飞行体的尾部形成爆轰。由爆轰产生的高压推动飞行体，使其加速到很高的速度。从公开发表的资料已知：美国华盛顿大学已取得了每秒 2.4 千米的发射速度^[30]。日本东北大学则声称他们已达到 2.7 千米的速度^[31]。因冲压加速器发射的是纯有用质量（与火箭发射卫星不同），所以从理论上讲，冲压加速器的效率是很高的。但是，由于飞行体可被加速的极限速度与混合气的爆轰速度有关，并且飞行体的速度是在不断变化，所以发射管的设计和爆轰气体的选择是研究问题的关键。

8. 脉冲爆轰推进的优点与问题

一般来讲，和传统的喷气推进装置相比，爆轰推进具有热效率高、结构简单、比冲大等特点^[32, 33]。以脉冲爆轰推进系统为例，应用氢气和碳氢燃料，图.11 给出各种推进装置的比冲随飞行马赫数的变化关系。

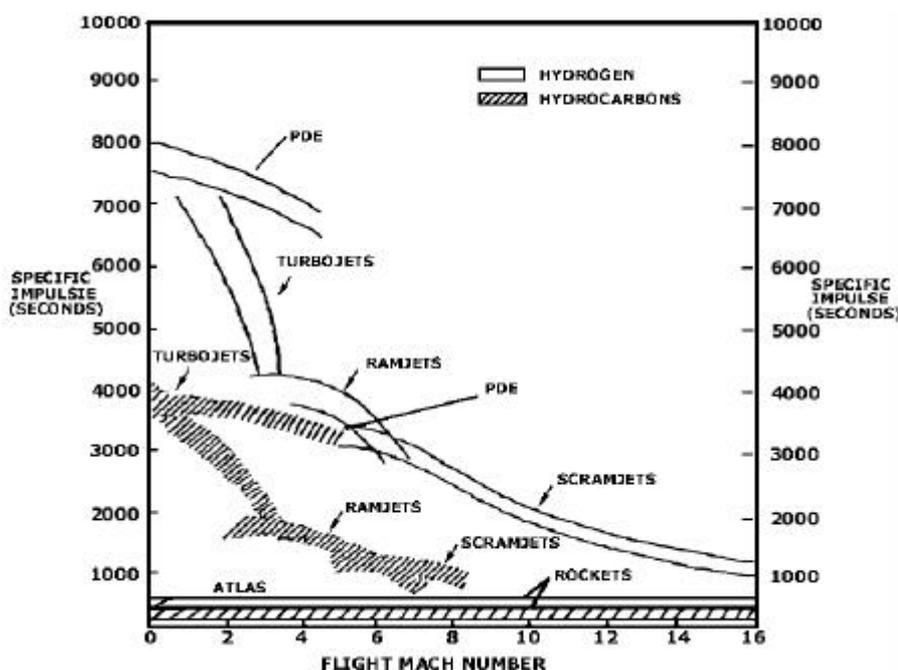


图.11 Comparison of specific impulse against flight Mach numbers for various propulsion systems.

由图.11 可知，无论使用氢气或碳氢燃料，在 0~5 飞行马赫数范围内，PDE 的比冲相对于 Turbojets 和 Ramjets 要高得多。另外，由于 PDE 能简单地由吸气工作方式切换到火箭工作方式，可以想像 PDE 在航天器推进方面也能发挥重要作用。

近十年来关于 PDE 的研究进展很快，估计在今后的几年间，美国、法国、日本都可能开展机载 PDE 的地面实验和飞行实验。尽管如此，PDE 的实用化和工程化尚有一段距离要走。这主要是因为关于 PDE 的研究尚有许多问题需要探索。主要的研究题目有：

1) 进气系统

由于 PDE 脉冲式的运行特点，造成了进气系统不稳定的工作状态。虽然像汽车发动机那样应用并联多循环系统，可以大大地改善其不稳定工作状态，但脉冲进气在进气系统中诱导的复杂波过程是仍然存在的。已有研究表明^[32]：非正常性引起的进气总压损失是不容忽视的。对进气系统的一般要求为：结构紧凑、进气稳定、总压恢复系数高、进气阻力小。

2) 起爆系统

起爆系统是能否获得爆轰高热效率的关键。在爆轰推进概念几十年的研究过程中，因起爆系统的问题导致相关实验失败，得到不正确结论的研究也屡有报导。目前应用中的起爆系统有：预燃室起爆、电弧起爆、激光起爆和高温等离子火焰起爆。后两种方式因所需装置复杂，常用于爆轰物理的实验室研究。前两种方式的装置简单，较有利于 PDE 的工程应用。对起爆系统的一般要求为体积小，起爆能量大，起爆频率连续可调。

3) 爆轰燃烧室

对于直接起爆混合气体，起爆系统固然起着很大作用，但爆轰燃烧室的作用也是非常重要的。在燃烧室里有三个主要的物理过程：空气/燃料混合，可燃气体起爆和爆燃到爆轰的过渡过程（DDT）。这些过程和 PDE 的热效率紧密相关。为了充分利用爆轰过程的热效率，像预旋混合增强，激波会聚辅助起爆，都是缩短 DDT 过程提高热效率的有效方法。

4) 推力喷管

PDE 的脉冲工作循环，多循环顺序工作方式，大范围(0~5)飞行马赫数等特点对推力喷管气动设计提出的问题是挑战性的。关于推力喷管的研究报告比较少见，但已有的报告表明^[34, 35]，推力喷管对 PDE 的推力影响是很大的。适当的喷管设计能增加推力，否则可能带来推力损失。

5) 液体燃料应用

以氢气作燃料的爆轰推进实验是比较成功的。由于氢气在运输和贮藏方面的困难，像汽油、煤油、 $C_{10}H_{18}$ 等液体燃料在爆轰推进方面的应用有着重要的实际意义。已有一些论文报道了应用液体燃料进行的爆轰推进实验，其中工作进展较大的是美国海军研究生院应用 $C_{10}H_{18}$ 液体燃料进行了爆轰推进实验^[36, 37]。由于液体燃料应用为爆轰推进引入了喷雾、汽化和蒸发等气动热力学过程，所以液体燃料爆轰推进比应用气体燃料困难得多。爆轰推进的工程应用呼唤着更多、更广泛、更深入的研究。

9. 结论

由于爆轰比爆燃有着理论上的优点，爆轰推进概念的研究近十几年来受到了很大的重视，并取得了重要进展。虽然现阶段的研究尚处于实验室概念研究和概念化系统的性能测试，但爆轰推进某一方向的实用化(如 PDE)和工程化将为期不远了。爆轰推进概念的研究不仅能为人们提供高效、简单的热力发动机，也将带来热机研究领域的一场革命，开启新型热力装置应用的新纪元。

参考文献

- [1] Chapman, D.L., On the Rate of Explosions in Gases, Phil. Mag., 1899, 47:90.
- [2] Jouguet, E., Sur la propagation des reactions chimiques dans les gaz, J. Maths. Pure Appl., 1905, 7:347.
- [3] Zel'dovich, Ya. B., On the Theory of the Propagation of Detonation in Gaseous Systems, J. Exp. Theor. Phys. USSR, 10,524. Translation NACA Tech. Memo 1261, 1940.
- [4] White D.R., Turbulent structure of gaseous detonation. Phys Fluids, 1961, 4:465-480
- [5] Strehlow R.A., Gas Phase Detonations: Recent Developments, Combustion & Flame, 1968, 12(2):81.
- [6] Nettleton M.A., Gaseous Detonation, Their Natures, Effects and Control, Chapman and Hall, New York, 1987
- [7] Eidelman, S., Grossmann, W., and Lottati, I., A Review of Propulsion Applications of the Pulsed Detonation Engine Concept, AAIA Paper 89-24.
- [10] Hoffmann, H., Reaction-Propulsion Produced by Intermittent Detonative Combustion, German Research Institute for Gliding, Rept.ATI-52365, Aug., 1940.
- [11] Nicholls, J. A., Wilkinson, H.R., and Morrison, R.B., Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism, Jet Propulsion, 1957, 27(5):534.
- [12] Krzycki, L.J., Performance Characteristics on an intermittent Detonative Combustion, AD-284312, U.S. Naval Ordnance Test Station, China Lake, CA, June 1962.

- [13] Heldman, D., Shreeve, R. P., and Eildman, S., Detonation Pulse Engines, AIAA Paper 86-1683, 1986.
- [14] Hinkey, J. B., Bussing, T.R.A., and Kaye, L., Shock Tube Experiments for the Development of a Hydrogen-Fueled Pulse Detonation Engines, AIAA Paper 95-2578, 1995.
- [15] Bussing T.R.A., Hinkey J.B., and Kaye L., Pulse Detonation Engine Preliminary Design Considerations, AIAA Paper 94-3220, 1994.
- [16] Bussing, T.R.A., A Rotary Valve Multiple Combustor Pulse Detonation Engine, AIAA Paper 95-2577, 1995.
- [17] Nicholls, J. A., Cullen, R. E., and Ragland, K. W., Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, 3(6):893.
- [18] Dabora, E. K, Status of Gaseous Detonation Waves and Their Role in Propulsion, Fall Technical Meeting of the Eastern States Section of the Combustion Institute, Combustion Inst., Pittsburgh, Pa, 1994, 11-18.
- [19] Hertzberg, A., Bruckner, A. P., and Bogdanoff, D. W., Ram Accelerator: A New Chemical Method for Accelerating Projectiles to Ultrahigh Velocities," *AIAA Journal*, 1988, 26(2):195-203.
- [20] Kull, A., Burnham, E., Knowlen, C., Bruckner, A. P., and Hertzberg, A., Experimental Studies of the Superdetonative Ram Accelerator Modes, AIAA Paper 89-2632, 1989.
- [21] Yungster, S., and Radhakrishnan, K., Computational Study of Flow Establishment in a Ram Accelerator, AIAA Paper 98-2489, July 1995.
- [22] Kantrowitz, A., Propulsion to Orbit by Ground Based Lasers, *Astronauts and Aeronautics*, 1972, 10(5):74.
- [23] Menees, G. P., Adelman , H. G., Cambier, J.-L., and Bowles, J. V., Wave Combustors for Trans-Atmospheric Vehicles, *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(3):709-713.
- [24] Camvier, J. L., Adelman, H., and Menees, G., Numerical Simulations of an Oblique Detonation Wave Engine, AIAA Paper 88-0063, 1988.
- [25] Atamanchuk, T., and Sislian, J., On- and Off-Design Performance Analysis of Hypersonic Detonation Wave Ramjets, AIAA Paper 90-2473, 1990.
- [26] kruczynski DL, Nusca MJ., Experimental and Computational Investigation of Scaling Phenomena in a Large Caliber Ram Accelerator. AIAA paper 92-3245,1992.
- [27] Giraud M, Legendre JF, Simon G, Henner M, Ram Accelerator in 90 mm Caliber: First Results Concerning the Scale Effect in Thermally Choked Propulsion Mode. 13th Int. Symp. on Ballistics, Stockholm, Sweden, June 1-3, 1992.
- [28] Sasoh A, Hirakata S, Ujigawa Y, Takayama K, Operation Tests of a 25 mm Bore Ram Accelerator. AIAA paper 96-2677, 1996.
- [29] Liu S, Bai ZY, Jian HX, Ping XH, Bu SQ, 37mm Bore Ram Accelerator of CARDC. In: Takayama K, Sasoh A (eds) Ram Accelerator. Springer-Verlag, Heidelberg, 1998, 119-122.
- [30] Elvander JE, Knowlen C, Bruckner AP, High Acceleration Experiments Using a Multi-Stage Ram Accelerator. Takayama K, Sasoh A (eds) Ram Accelerators. Springer-Verlag, Heidelberg, 1998, 55-64.
- [31] Sasoh A, Hirakata S, Maemura J, Takayama, K, Experimental Studies of 25 mm Bore Ram Accelerator at the Shock Wave Research Center. AIAA paper 97-2652, 1997.
- [32] Eidelman, S., Grossmann, W., and Lottati, I., A Review of Propulsion Applications of the Pulsed Detonation Engine Concept, AIAA Paper 89-24
- [33] K. Kailasanath, Review of Propulsion Applications of the Pulsed Detonation Waves, *AIAA Journal*, 2000, 38(9):1698-1708.
- [34] Back, L. H. Application of Blast Wave Theory to Explosive Propulsion, *Acta Astronautica*, 1975, 2:391-407.
- [35] Varsi, G., Back, L. H., and Kim, K., Blast Wave in a Nozzle for Propulsion Applications, *Acta Astronautica*, 1976, 3:141-156.
- [36] Brophy C., Netzer D. and Forster D., Detonation Studies of JP-10 with Oxygen and Air for Pulse Detonation Engine Development, AIAA paper 98-4003, July 1998.

Research on Detonation Propulsion Concepts and Theory

Zonglin JIANG

(LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Abstract: Detonation phenomena, detonation physics, detonation propulsion concepts and their research are introduced with a special emphasis on topics of interests, such as pulse detonation engines, oblique detonation wave-based ramjet and scramjet, ram accelerators. And then, comparison of thermodynamic efficiency and specific impulse between the pulse detonation engine and conventional propulsion engines are presented to explain inherent theoretical advantages of detonation over deflagrative combustion. Finally, problems and research topics related to practical development of detonation propulsion are summarized and discussed.

Key Words: detonation, thermodynamic efficiencies, pulse detonation engine, oblique detonation wave, ram accelerator