

PDE/Scramjet 组合循环发动机实验研究

陈强, 王春, 陈立红, 顾洪斌, 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

摘要: 本文对一种新概念的 PDE/Scramjet 组合循环发动机在自由射流推进风洞中进行了实验研究。着重研究了点火、凹腔对发动机性能的影响。实验发现, 由爆轰管尾部带来的大扩张结构需要强制点火才能保证超燃发动机的稳定燃烧。此外发动机侧面凹腔的引入, 对性能有利也有弊, 需要进一步权衡。本文还开展了 PDE/Scramjet 的联合实验, 由于 PDE 燃料流量只有超燃发动机的 1% 左右, 导致 PDE 对整体发动机性能贡献很小。最后, 本文还采用总压恢复模型对组合循环发动机的推力阻力进行了分析。

关键词 PDE/Scramjet 组合循环发动机, 推力性能分析

引言

采用超燃冲压发动机为动力系统的高超声速飞行器在低 Mach 数下不能自主起动, 需要其他形式的推进系统来协助飞行, 这就是所谓的组合循环发动机。目前组合循环发动机主要有两种形式: 涡轮基组合循环发动机(TBCC)和火箭基组合循环发动机(RBCC)。基于爆轰原理的脉冲爆轰发动机具有较高的热循环效率和燃烧效率, 又具有零起动能力, 如果和超燃冲压发动机组合可以满足较宽飞行范围的要求。这就是一种新的组合循环概念——脉冲爆轰/超燃冲压组合循环发动机(PDE/Scramjet)——在较低 Mach 数下, 飞行器由脉冲爆轰发动机提供推力, 加速到较高速度时, 切换到超燃冲压发动机, 从而达成飞行器从起飞到高超声速巡航目标。为了简化叙述, 下文中提到的组合循环发动机特指 PDE/Scramjet 组合循环发动机。

本文着重研究了点火、凹腔对发动机性能的影响。通过实验研究发现, 由爆轰管尾部带来的大扩张结构需要强制点火才能保证超燃发动机的稳定燃烧。此外发动机侧面凹腔的引入, 对性能有利也有弊, 需要进一步权衡。更为重要的是, 由于 PDE 燃料流量只有超燃发动机的 1% 左右, 所以对整体发动机性能贡献很小。最后, 本文采用总压恢复模型对组合循环发动机的推力阻力进行了分析。

1 实验装置和模型

1.1 推进风洞

本文的试验是在中国科学院力学研究所高超超声速推进风洞开展的。推进风洞采用烧氢方式对空气进行加热, 同时补充氧气, 使风洞出口的氧气摩尔含量和大气中一致。其出口条件为: 马赫数 5.05, 总温 1700K, 总压 3.9MPa, 模拟飞行器在 25km 高空, Mach 为 6, 零攻角巡航时的状态。

1.2 PDE/Scramjet 组合循环发动机模型

组合循环发动机全长 2000mm, 主体为超燃冲压发动机, 由进气道、支板、隔离段、燃烧室、尾喷管等四部分组成, 其中支板中空设计, 如图 1 所示。在飞行器飞行 Mach 数较低, 不在超燃冲压发动机的工作范围时, 支板作为脉冲爆轰发动机的爆轰管, 为组合循环发动机提供动力支持。

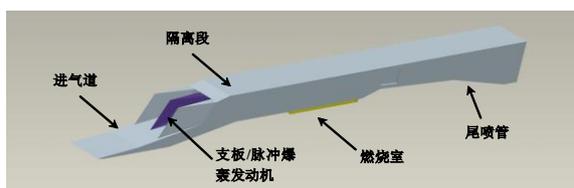


图 1 组合循环发动机整机示意图

组合循环发动机进气道采用三面压缩方式进行设计, 其中顶面分两阶段压缩, 压缩角分别为 4.5° 和 9° , 两侧面压缩角皆为 5.5° ,

支板压缩角也为 5.5° 。超燃冲压发动机的燃烧室采用小角度扩张的设计理念, 目的有二: 其一减少发生热壅塞的可能性, 其二可以部分提供推力面增加发动机的推力。燃烧室两侧面单边扩张角 0.6° , 后部底面扩张角为 3° 。尾喷管底面扩张角为 12° , 两侧壁单边扩张角为 3.5° 。

图 2 为组合循环发动机内部结构示意图, 为了使模型发动机在结构上能够根据实验状态方便调整, 在设计上采用了可拆卸堵块的方式。发动机燃烧室共设计三块堵块, 其中两个为对称的侧堵块, 一个为底堵块。在实验中, 我们对发动机侧堵块有无凹腔结构做了比较研究, 研究结果在下文有详细论述。有凹腔结构的侧堵块在安装后, 它和进气道侧面板共同组成一对凹腔, 深 10mm , 底部长 50mm , 后缘倾角为 45° ; 凹腔内设置了一排 3 个 $\Phi 1\text{mm}$ 的燃料氢喷孔, 距凹腔后缘 15mm , 距支板后缘 49mm 。无凹腔的侧堵块, 除了没有凹腔结构外, 燃料氢喷孔的位置和大小和有凹腔结构的侧堵块也有区别: 一排 3 个 $\Phi 2\text{mm}$ 的燃料氢喷孔位于支板后缘前 32mm 。在底部堵块上设计一个 80mm 长 15mm 深后部倾角 50° 的凹腔, 在凹腔上游 5mm 处设计一排共 5 个 $\Phi 0.8\text{mm}$ 的引导氢喷孔, 在凹腔内距凹腔上缘 72mm 处设计一排共 4 个 $\Phi 2\text{mm}$ 的燃料氢气喷孔。根据过往实验经验, 在凹腔上游喷入少量引导氢, 有助于发动机的快速点火。但由于发动机进气道的支板 (兼作脉冲爆轰发动机爆轰管) 较厚, 达 34mm , 这就必然导致支板尾端存在一迅速扩张区域。由于氢气在 1 个大气压下自点火的温度高达 845K , 而在此区域内, 气流压力和温度都较低, 不利于发动机的点火。为此, 需要在发动机底堵块凹腔内设计一可方便拆卸的强制点火装置, 火花塞采用汽车用 BOSCH 电火花。

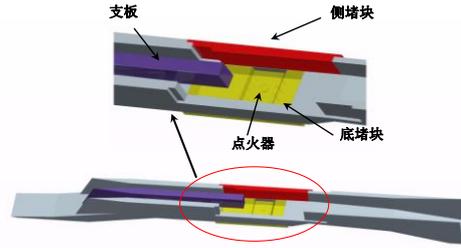


图 2 组合循环发动机内部结构示意图

图 3 为爆轰管示意图, 图 4 为内部结构示意图, 爆轰管横截面为“8”字形, 总长 450mm 。氢气、氧气在起爆端的预混腔内混合均匀后喷入。进气主要由电磁阀控制, 在爆轰频率较低 (根据实验测试, 小于 10Hz) 时, 普通电磁阀有足够的响应时间。如果爆轰频率较高, 电磁阀就不能满足快速开关的需要, 本文采用了自适应的进气方式, 根据爆轰的频率自动调整开关的频率。为了阻止回火, 喷孔采用了较大的长径比。点火所用的火花塞, 采用自行设计的同轴火花塞, 点火电源和时序控制器由中国科技大学设计开发, 点火频率可调, 稳定性高。

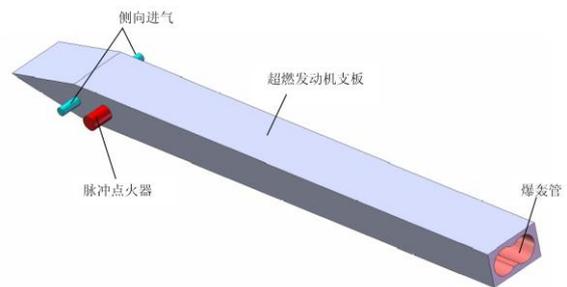


图 3 脉冲爆轰管示意图

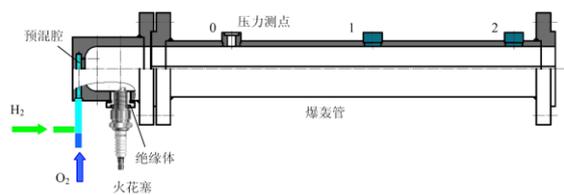


图 4 脉冲爆轰管内部结构示意图

2 结果和讨论

2.1 点火器对发动机性能的影响

由于脉冲爆轰发动机的爆轰管相对于超燃发动机燃烧室较厚，这就会导致在爆轰管的尾端存在一大扩张区域（如图 2 上图所示），在该区域内气流压力和温度都较低，不利于超燃发动机的点火燃烧。本文通过进行对比实验来研究点火装置对发动机的性能影响。

No.1210 实验没有安装具有凹腔结构的侧堵块，且无点火器强制点火，完全依靠燃料氢气的自点火来稳定燃烧。该次实验燃料共有喷点三处：其中两处为侧面堵块喷点，距支板后缘 32mm，另一处为底面堵块凹腔内，距凹腔前缘 72mm，总计当量比 0.5。图 5 为该次实验的底面静压分布图，横坐标为无量纲化的位置（ X_0 为唇口位置），纵坐标为压比（ P_0 为进气道来流静压），从图中可知，发动机进气道在燃烧前和燃烧后的压力差别不大，没有发生由于燃烧导致的进气道不起动。图中实线为 CFD 计算得到的底面压力分布，和实验结果相比除了在隔离段中相差较大外，在进气道外压缩面差别不大，可以作为实验的参考。由于底面堵块的上游没有测压点分布，不能直接获得底面凹腔上游部分区域（图 5 中 X/X_0 值在 2 附近）的压力值。但是根据发动机燃烧前的压力值（蓝色实线）可推测，该区域必定为低压区。

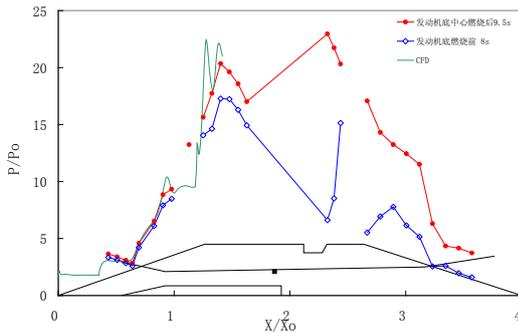


图 5 组合循环发动机底面静压分布（无侧凹腔、无点火器—No.1210）

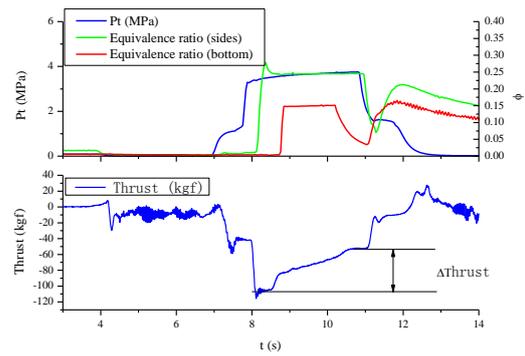


图 6 组合循环发动机工作历程图（无侧凹腔、无点火器—No.1210）

No.1228 实验中增加了点火器，该点火器为车用 BOSCH 火花塞。此次试验在燃料喷注位置上与 No.1210 实验完全一样，考虑到 No.1210 实验的当量比较低，此次试验加大了当量比，提高到 0.61。从底面静压分布来看（图 7），No.1228 实验的压力数值高于 No.1210 实验，并且从图 6 和图 8 的第二幅图我们可知：在 No.1210 实验中，模型发动机并没有达到稳定工作状态。从推力图可以看出，发动机的推力一直处在缓慢爬升的过程中，在三处燃料氢喷入后到实验结束时这段时间内，没有明显的推力平台出现，这说明发动机还需要一段时间达到稳定工作。而在 No.1228 实验中，模型发动机增加了强制点火装置，这有效的缩短了燃料氢的点火时间，从而快速地使模型发动机达到稳定工作状态。但是，由于火花塞的功率有限，从图 8 的推力图上可以看出，推力平台不是非常稳定。

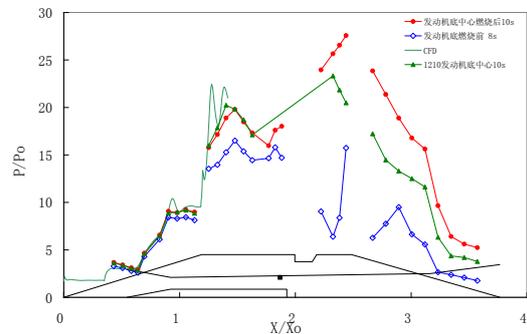


图 7 组合循环发动机底面静压分布（无侧凹腔、有点火器—No.1228）

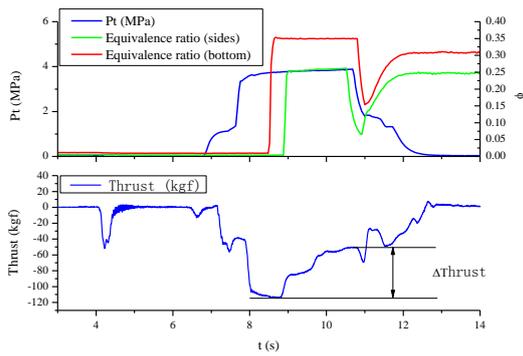


图 8 组合循环发动机工作历程图（无侧凹腔，有点火器—No.1228）

2.2 侧面凹腔对发动机性能的影响

凹腔结构作为超燃冲压发动机的稳焰结构，已经为学界所广泛研究及应用。本文对组合循环发动机（超燃工作段）侧面凹腔对发动机性能影响开展了实验分析。No.0302 实验的组合循环发动机配有带凹腔结构的侧堵块，燃料氢从侧面凹腔内和底面凹腔内喷出，侧面喷氢孔距支板后缘 49mm，总当量比为 0.61。图 9 为 No.0302 实验的底面静压分布图（红色实心点为燃烧后压力，蓝色空心◇为燃烧前的压力），作为对比，No.1228 实验的燃烧后底面压力图也绘于图上。在总当量比相等的情况下（两组实验当量比均为 0.61），有侧凹腔的 No.0302 实验燃烧时发动机底面压力显著高于没有侧凹腔的 No.1228 实验。再对发动机的推力增益进行比较（图 8 和图 10），No.1228 实验发动机产生推力增益为 $\Delta T = 54.4$ kgf，No.0302 实验发动机产生的推力增益为 $\Delta T = 58.0$ kfg。有侧凹腔的推力增益增加了 6.6%，需要注意的是，侧凹腔也带了流动阻力，相比无凹腔的实验，有侧凹腔的流动阻力增加了 9 kgf，约 12.1%。单从这方面来讲，增加侧凹腔是得不偿失的，但从发动机达到稳定工作时间来看，有侧凹腔要比没有凹腔快 0.2s，快了近 50%，这就需要在这中间做一利弊权衡。

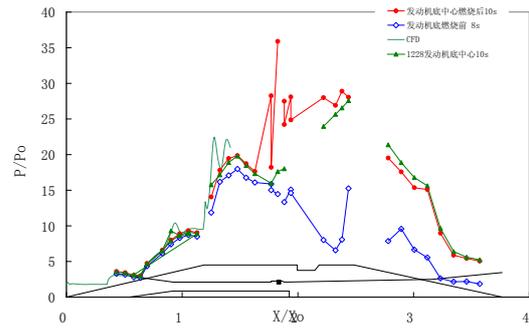


图 9 组合循环发动机底面静压分布（有侧凹腔、有点火器—No.0302）

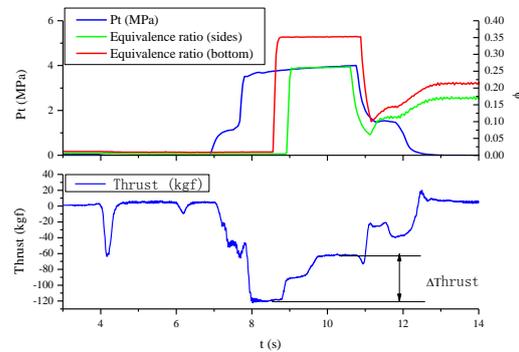


图 10 组合循环发动机工作历程图（有侧面凹腔，有点火器—No.0302）

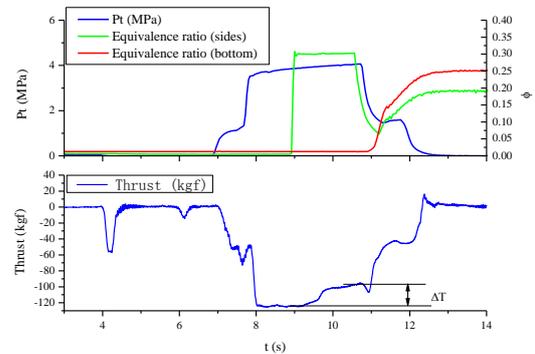


图 11 组合循环发动机工作历程图（有侧面凹腔，有点火器—No.0303）

在 No.0303 实验中，只在侧面凹腔内喷燃料氢，当量比为 0.30（图 11），实现推力增益 $\Delta T = 23.0$ kgf。在 No.0302 实验中侧面凹腔内燃料氢的当量比 0.26（图 10），实现推力增益 $\Delta T = 28.0$ kfg（两个稳定推力平台高度差）。从这里我们可以看出侧面凹腔和底面凹腔具有耦合作用：底面凹腔中的燃烧为侧面凹腔氢气的燃烧提供了较好的环境，弥补了支板大扩张

带来的不利条件，提高了侧面凹腔的燃烧效率，使发动机产生了更高的推力。

2.3 组合循环发动机联合实验

组合循环发动机在联合实验时，时序做如下安排：PDE 先工作 1.5s，超燃冲压发动机在 PDE 工作 1s 后开始工作，两者工作时间有 0.5s 的交叉。图 12 为 PDE 工作时壁面压力随时间的变化，由于压电传感器对温度比较敏感，零点会随温度的变化而变化，故在测量压力时有零点漂移现象，但从压力峰之间的间隔可以获得爆轰频率，约 20Hz。需要注意的是，由于 PDE 发动机流量仅为超燃冲压发动机流量的 1% 左右，对超燃冲压发动机的影响，基本淹没在测力天平的误差之中，从推力图上不能判断其对发动机性能的影响。

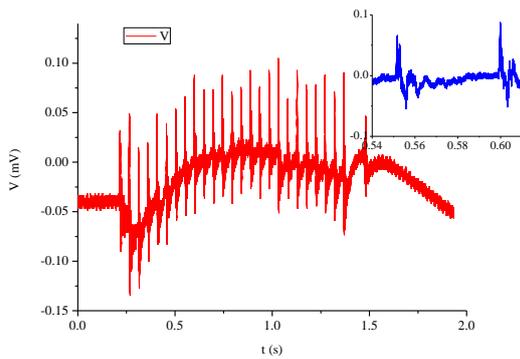


图 12 PDE 工作时壁面压力随时间变化

2.4 组合循环发动机推力阻力分析

本文采用基于假设总压恢复分布模型的方法对组合循环发动机的推力阻力特性进行分析。该方法需要与实验结果相结合，通过实验得到的压力分布，并估计发动机内的总压分布，从而分析计算得到发动机的内阻。

图 13 为总压恢复分布在发动机点火和不点火两种情况下的分布图。从图中可以看出，两者的主要区别在燃烧室：发动机点火时，总压恢复较未点火时下降迅速。

图 14 中“□”和“○”分别表示的是 No. 0302 实验中发动机点火和未点火测得的底面中心沿程压力分布。从图中可知，由于燃料在燃烧室内释热，使得压力迅速抬升，同时压力又通过隔离段近壁面的边界层往上游传播。但进气道和隔离段的前段点火和未点火的壁面

压力几乎无区别，这说明隔离段起到了隔离燃烧室和进气道压力的作用：在实验过程中进气道一直保持起动状态，同时燃烧室也未发生热壅塞。三次样条拟合的实验压力曲线也基本反映了压力的波动和变化趋势，这为下一步计算发动机内阻提供了条件。

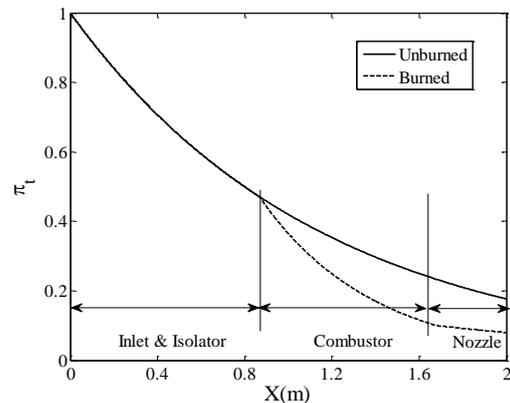


图 13 组合循环发动机总压恢复分布图

图 14 中“□”和“○”分别表示的是 No. 0302 实验中发动机点火和未点火测得的底面中心沿程压力分布。从图中可知，由于燃料在燃烧室内释热，使得压力迅速抬升，同时压力又通过隔离段近壁面的边界层往上游传播。但进气道和隔离段的前段点火和未点火的壁面压力几乎无区别，这说明隔离段起到了隔离燃烧室和进气道压力的作用：在实验过程中进气道一直保持起动状态，同时燃烧室也未发生热壅塞。三次样条拟合的实验压力曲线也基本反映了压力的波动和变化趋势，这为下一步计算发动机内阻提供了条件。

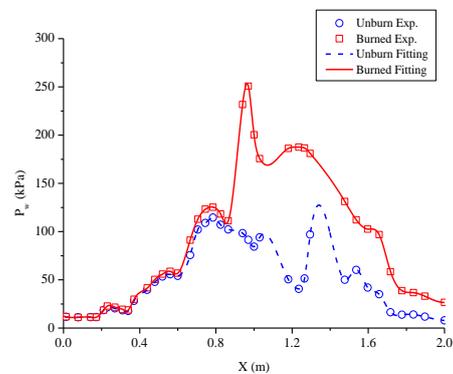


图 14 发动机底面静压及 Mach 数沿程分布 (No.0302)

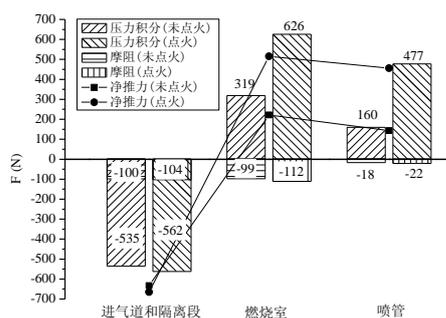


图 15 发动机各部件推力、阻力图

图 15 为发动机各个部件——进气道和隔离段、燃烧室、尾喷管的推力、阻力分析图。图中的柱图分三组，对应发动机的四种部件（这里把进气道和隔离段合并分析是因为两者关系紧密，需要统筹设计，因此合并分析较为合适）。每组柱图的第一个为对应发动机的未点火状态，另一个对应点火状态。从图中可知，进气道和隔离段的阻力非常大这是由于发动机大支板结构造成的压阻过大。发动机燃烧室采用了小扩张角结构，这种结构主要有两方面的优点：第一是降低发动机发生热堵塞的机会，第二是产生推力面，提高了发动机的推力。

3 结论

通过开展组合循环发动机的探索性实验研究，使我们对组合循环发动机的概念有了更深

入的认识，摸索出适合组合循环发动机合理的工作状态，同时也为更深入的组合循环发动机的研究奠定了基础。在组合循环发动机实验研究中得到的结论总结如下：

1. 作为脉冲爆轰发动机爆轰管的支板较厚，使支板后流场压力和温度过低，不利于发动机的自点火和快速稳定燃烧，需要强制点火器配合点火，效果较好。
2. 侧堵块的凹腔结构的稳定火焰作用，能够快速使发动机达到稳定的工作状态（推力平台），但是凹腔结构的阻力较大，在使用中需要权衡利弊。
3. 因 PDE 发动机流量仅为超燃冲压发动机流量的 1% 左右，故其对超燃冲压发动机的影响较小。下一步的研究工作需要增加 PDE 的推力，能够满足超燃冲压发动机的启动要求。

参考文献

- 1 Mitani, T., T. Hiraiwa, et al. (2002). "Drag and total pressure distributions in scramjet engines at Mach 8 flight." *Journal of Propulsion and Power* 18(4): 953-960.
- 2 Fan XJ, Zhong FQ, Yu G, Li JG, Sung CJ. Catalytic Cracking and Heat Sink Capacity of Aviation Kerosene Under Supercritical Conditions. *Journal of Propulsion and Power*. 2009; 25: 1226-32.
- 3 童秉纲, 孔祥言, 邓国华; 气体动力学; 高等教育出版社(北京); 1990.
- 4 Gander, W. and W. Gautschi, "Adaptive Quadrature – Revisited," *BIT*, Vol.40, 2000, pp. 84-101

EXPERIMENTAL RESEARCH ON PDE/SCRAMJET COMBINED CYCLE ENGINE

CHEN Qiang WANG Chun CHEN Lihong GU Hongbin CHANG Xinyu

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Experimental research upon a new concept PDE/Scramjet combine cycle engine was developed in free shot wind tunnel. The effects of ignition and cavities to the engine performance were emphasized in this paper. It was found that forced ignition was very important for the stable combustion in the expanded areas near the PDE end. The combine experiments of PDE/Scramjet were also developed. Because of the smaller flow rate of PDE fuel than Scramjet, the effects of PDE was very little to the whole engine. Finally, the analysis on combined cycle engine thrust and drag performance were carried on through the model based on the given stagnation pressure distribution.

Key words combined cycle engine, PDE, Scramjet