

文章编号: 1000-8055(2005)05-0983-06

脉冲爆震发动机(PDE) 引射增推装置试验

范育新, 王家骅, 李建中, 张义宁
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: PDE 设计了两种结构的排气引射增推装置, 通过对两种结构排气引射增推装置的试验对比, 研究了排气引射增推装置对 PDE 推力贡献, 试验结果表明在合理的结构设计下, 采用排气引射增推装置可使 PDE 平均推力增加50%左右。理论分析了排气引射增推装置的工作机理, 及不同结构参数对 PDE 排气引射增推装置的影响, 为 PDE 排气引射增推装置优化设计提供了理论和试验依据。

关键词: 航空、航天推进系统; 脉冲爆震发动机(PDE); 推力; 排气引射增推装置; 结构参数
中图分类号: V 235. 22 **文献标识码:** A

Experimental Investigation on Thrust Augmentation of Pulsed Detonation Engine (PDE)

FAN Yu-xin, WANG Jia-hua, LI Jian-zhong, ZHANG Yi-ning
(College of Energy and Power,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A preliminary experimental investigation on the effect of thrust augmentation on Pulsed Detonation Engine (PDE) performance was performed. Two different thrust augmentation geometries were designed and tested. The results show that in average more than 50% thrust increment could be gained under rational construction parameters. Analysis of the mechanism of thrust augmentation and the influence of different construction parameters on thrust improvement was performed. These results offered basic reference for design optimization of the PDE thrust augmentation.

Key words: aerospace propulsion system; Pulsed Detonation Engine (PDE); thrust; thrust augmentation; optimized parameters

脉冲爆震发动机(PDE)在正常飞行状态, 由于飞行速度及相应的工作频率高, 发出推力较大。而在 PDE 起飞过程中, 对应的飞行速度和工作频率都很低, 因而起飞推力很小, 影响了 PDE 的综合性能指标。

国外在20世纪60年代就曾进行过脉动发动机出口安装排气引射增推装置(Thrust Augmenta-

tion)的研究, 利用脉动发动机出口高速不稳定的核心气流, 引射环境二股气流来提高推力, 研究了排气引射增推装置结构对脉动发动机推力增益的影响, 发现优化排气引射增推装置结构设计可使推力增加50%~100%^[1,2]。

随着脉冲爆震发动机(PDE)的研究日渐成熟, 人们开始注意到在 PDE 上安装排气引射增推装置, 以提高 PDE 推力性能并降低排气噪声。由

收稿日期: 2004- 12- 12; 修订日期: 2005- 08- 22

作者简介: 范育新(1967-), 女, 江苏无锡人, 南京航空航天大学能源与动力学院, 博士, 主要从事燃烧学研究

于 PDE 工作时产生很强的爆震波,一个循环工作过程内的压力变化很大, PDE 管内和出口流场结构很复杂, 所以这方面的数值和试验研究比较困难。公开发表的文献并不多, 有一些关于脉动射流后的引射结果的数值模拟计算, 模拟了一次脉动射流与引射器之间的流场结构, 给出了加装引射器后的推力等性能参数。Munipalli^[3]利用数值模拟方法对 PDRE 上加装增推装置后的性能进行了分析研究, Hoke^[4]和 Allgood^[5]利用试验和数值模拟研究得到: 在脉冲爆震发动机出口的射流可以引射二次流达两倍于一次流, 而在 PDE 直径为 52 mm、工作频率为 20~30 Hz, 引射器直径为 152 mm 的模型上, 数值计算模拟多次 PDE 循环, 可得到 80% 的平均推力增量, 但未有动态推力的测量结果。

本文就 PDE 装了排气引射增推装置后的实测推力增益水平和排气引射增推装置的优化设计参数作探索性的试验研究, 初步了解结构参数对推力增益的影响及排气引射增推装置推力增益机理, 为提高 PDE 起飞过程的推力提供理论和试验数据。

排气引射增推装置的推力增益随飞行速度增加而下降, 高速飞行时, 推力增益不明显。为了保

持 PDE 一定的推力增益, 可以将排气引射增推装置安装在飞行器内, 采用静压进气方式。

1 试验装置描述

1.1 试验设备及测试仪器

试验设备及测试仪器如图 1 所示:

- (1) PDE 采用悬挂式系统, 模拟冲压进气, 气源为鼓风机, 压头 950 mm 水柱, 流量 1.5 kg/s。
 - (2) 供油采用汽油泵 (D10 LCN SFEHA), 压力可达 6.9 MPa, 最大流量为 200 g/s 左右。
 - (3) 点火用高能、高频、可控点火器, 点火能量 1 J。
 - (4) 喷嘴用涡喷 7 主燃烧室喷嘴。
 - (5) 推力由 PCB 动态推力传感器 (200B05) 及其系统组成。
 - (6) 动态压力用 PCB 压力传感器 (M113A26 SN12910), 在引出管上测量, 传感器头部加一段润滑油并外加冷却水套保护, 并进行读数校准。压力传感器位置距离推力壁 1.42 m。
 - (7) 计算机数据采集和处理系统。
- 试验的 PDE 主机结构如图 2 所示。采用直流

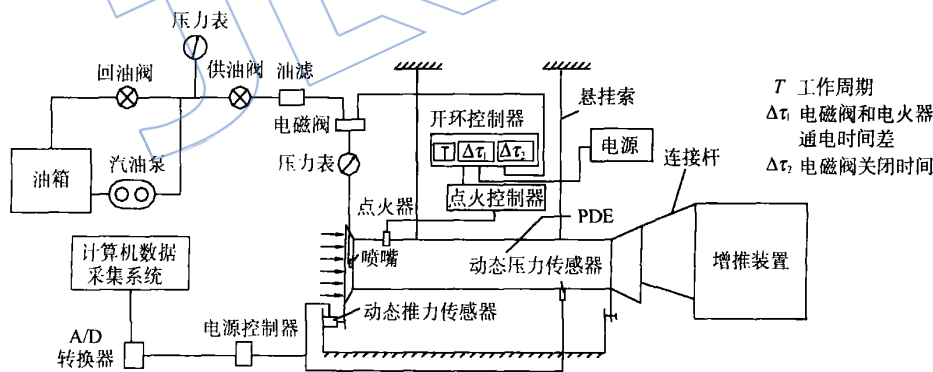


图1 试验设备及测试仪器

Fig 1 Scheme of Multi-Cycle PDE testing Apparatus and System

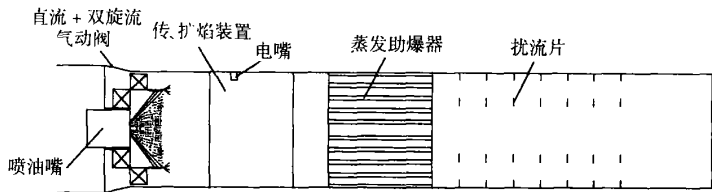


图2 试验的 PDE 主机结构

Fig 2 Structure of testing PDE

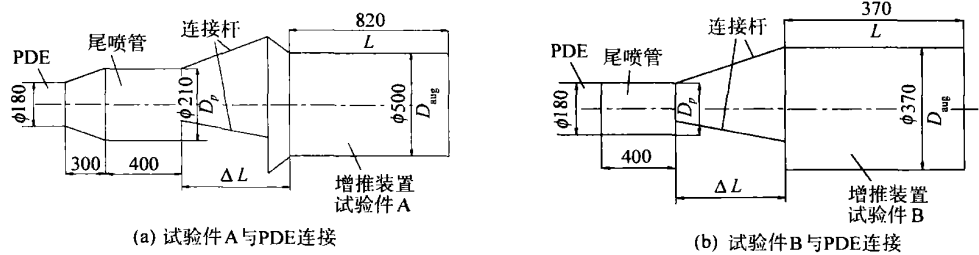


图3 增推装置试验件 PDE 连接示意图 (图中所有尺寸单位: mm)

Fig 3 L inked Structure between PDE and thrust augmentation geometry

+ 双旋流气动阀、传扩焰装置、蒸发助爆器和扰流片, 不包括尾喷管在内的 PDE 长度为1.8 m。燃油汽油工作。

1.2 试验件

试验件有两个: 试验件A 和试验件B, 如图3所示。在试验件A 的试验中采用了扩张型喷管如图3(a)所示, 试验件B 的试验中采用了直壁型喷管如图3(b)所示。喷管与 PDE 主机间用三根沿周向均匀的连接杆连接, 喷管、PDE 主机的连接点上焊有安装座, 与连接杆间用螺栓固定, 连接杆

表1 试件A、试件B 的几何特性参数

Table 1 Parameters of test samples

	试件A	试件A
D_p/mm	210	180
D_{Aug}/mm	500	370
$\Delta L/\text{mm}$	500, 350, 0	350, 180, 0
L/mm	820	370
A_{Aug}/A_{jet}	5.67	4.23
L/D_{Aug}	1.64	1.0
$\Delta L/D_{PDE}$	2.38, 1.67, 0	1.95, 1.0, 0

有不同长度供选择。由于在所有研究文献中, 最大推力增量都发生在排气引射增推装置位于 PDE 喷管的下游, 为得到较理想的推力增量, 本文都采用增推装置位于喷管下游位置处。

1.3 工况

常温、常压, 工作频率 $f = 5\text{ Hz}, 10\text{ Hz}$ 。

2 试验结果和讨论

2.1 试验结果

试件A 试验结果如图4, 试件B 试验结果如图5。推力增益定义为:

$$\Delta R \% = \frac{\overline{R_{Aug}} - \overline{R_0}}{\overline{R_0}}$$

推力增益以动态推力曲线的积分平均值计算, $\overline{R_{Aug}}$ 为装了增推装置后的动态推力曲线的积分平均值, $\overline{R_0}$ 为没有增推装置时的动态推力曲线的积分平均值。

装了试件A 增推装置后, 在频率为5 Hz 和10 Hz 的条件下, 动态推力曲线都随 ΔL 的变化而变化。当没有装增推装置时, 由测得的动态推力曲线积分得到的平均推力为140 N 左右。当 $\Delta L = 0$ 和 $\Delta L = 500$ 时, 动态推力曲线峰值都在500 N 左

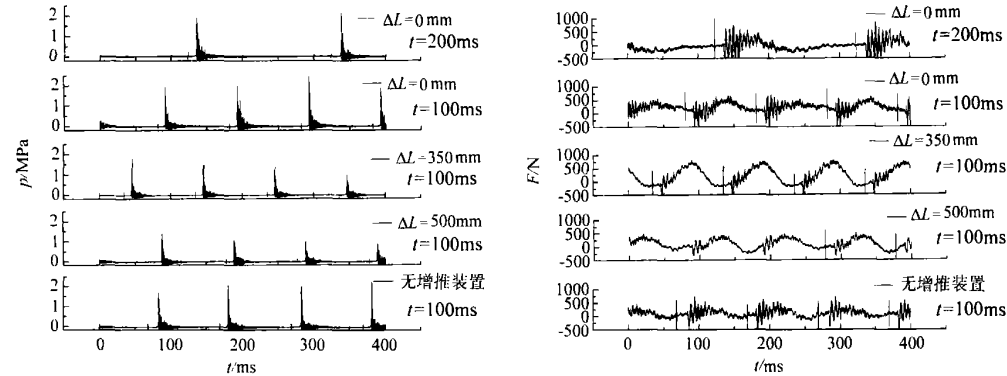


图4 PDE 装试件A 增推装置与不装增推装置的压力和推力比较

Fig 4 Performance comparison of Sample A with thrust augmentation absent

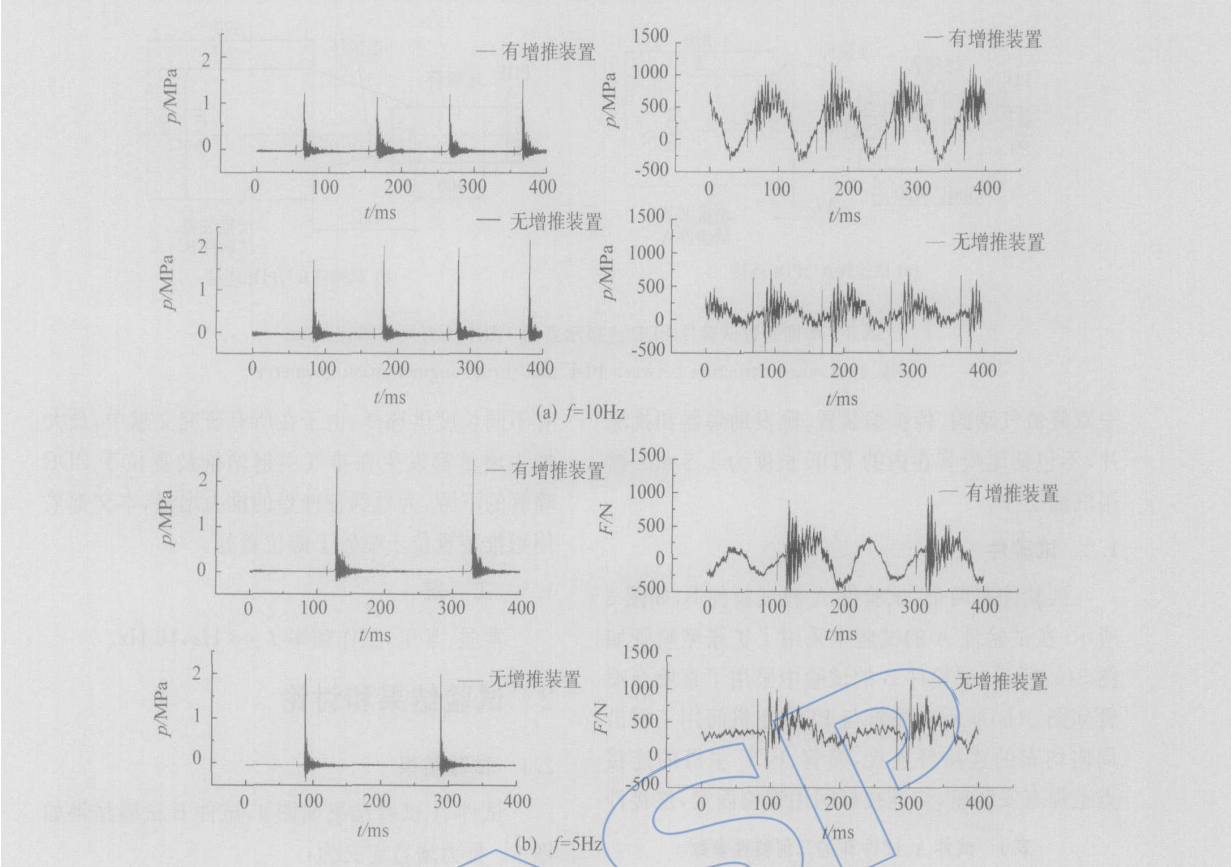


图5 PDE 装试件B 增推装置与不装增推装置的压力和推力比较

Fig 5 Performance comparison of Sample B with thrust augmentation absent

右, 与不装增推装置时的推力值接近。而在 $\Delta L = 350$ 时, 动态推力曲线变化较明显, 推力曲线峰值达 720 N 左右, 推力峰值增加了 27% (如图 4 所示), 由动态推力曲线积分得到的平均推力为 190 N 左右, 推力增益达 35%。

而由图 5 看到, 当没有装增推装置时, 同样平均推力为 140 N 左右。装了试件 B 增推装置后, 在 10 Hz 工作频率下, 当 $\Delta L = 180$ 时, 推力曲线峰值达 1 000 N, 瞬时推力峰值增加 50% 左右, 平均推力为 220 N 左右, 推力增益达 57%。

比较图 5 中频率 $f = 5 \text{ Hz}$ 到 $f = 10 \text{ Hz}$ 的变化, 可以看出 5 Hz 频率下的推力曲线峰值也达 1 000 N, 5 Hz 无增推装置的平均推力为 90 N, 使用增推装置后的平均推力为 130 N, 推力增益为 45% 左右。显然, 10 Hz 频率下的推力增益要大于 5 Hz, 说明在高频率下使用增推装置对提高推力更有利。

由试验结果整理得到图 6, 从中可看出, 当参数 $\Delta L / D_p$ 由 0 增加到 2.38 时, 推力增益在 $\Delta L / D_p$ 接近 1 时最大, 而在 $\Delta L / D_p = 0$ 和 2.38 时, 推力增益较小。并且 $A_{Aug} / A_{jet} = 5.67$ 时的推力增益反而

不如 $A_{Aug} / A_{jet} = 4.23$ 时大, 说明对于一定直径的 PDE 并不是增推装置的管径越大越有利, 而是存在一个最佳比例。

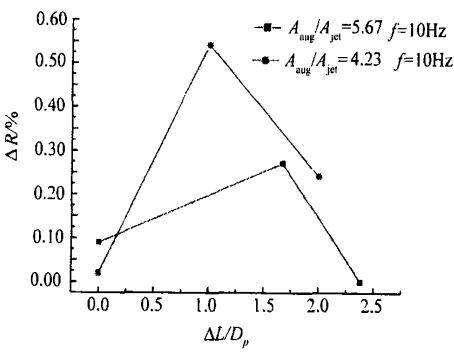


图6 推力增益随参数变化曲线

Fig 6 Comparison of different sample parameters

而相比图 7 在工作频率为 10 Hz 的压力曲线, 可见压力峰值未有明显变化, 但装了增推装置后, 压力曲线的 P_3 平台增宽了, 同时从压力曲线上可看到 PDE 的过度膨胀程度由于增推装置的作用而减小, 由此引起的 PDE 内倒流量也减少了。

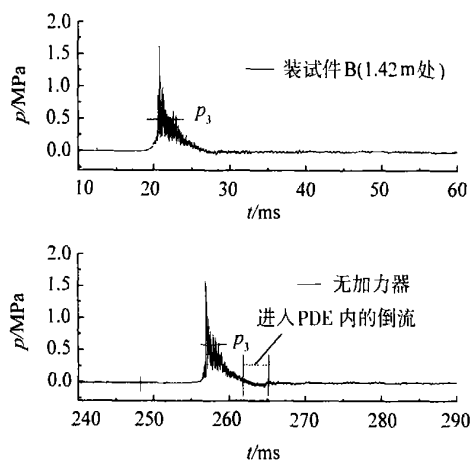


图7 装试件B 增推装置与不装增推装置
10 Hz 的放大压力曲线比较

Fig 7 Enlarged Pressure curve of PDE with sample B
and without thrust augmentation (10 Hz)

2.2 试验结果分析

2.2.1 引射增推机理分析

PDE 的排气引射增推可以分成两个阶段, 第一阶段是由进气过程到DDT 过程结束, 爆震波传到出口前这一段时间的亚音射流, 第二阶段是从爆震波排出喷口到膨胀过程结束, 下一个循环开始之前的伴有激波的音速和亚音速脉动射流。

第一阶段的射流脉动较小, 可以认为是稳态射流。对于稳态流动情况下, 增推装置的推力增益和它的结构参数 D_{Aug}/D_{jet} , L_{Aug}/D_{Aug} 和 $\Delta L/D_{jet}$ 有关, PDE 核心射流在 PDE 出口和增推装置之间可自由射流。自由射流具有内边界和外边界, 自由射流卷吸环境空气进入增推装置, 最理想状态是射流外边界和增推装置外径相交。此时自由射流卷吸环境空气量最多, 且不会使增推装置进口流场发生畸变, 因此该结构下推力增益最大^[6,7]。过大或过小的参数设置都会破坏流场结构, 造成动量损失, 使性能下降。

而在第二阶段由于 PDE 内压力脉动很大, 其射流速度的脉动也很大, 由非稳态射流引起的推力增量较大。非稳态的脉动射流, 其引射流动的控制机理与稳态不同, 是通过主流和二次流间的非粘性的更强烈的能量传输来完成的。从 PDE 出口排放出的羽状气流结构产生非稳态的涡, 能大大加速主射流与二次流的相互作用。这是一种以涡结构为基础的超混合概念, 尤其在高的爆震波后压力和高的频率值下, 这种涡结构混合能激发出

稳态流动中不可能的交互作用流动模式^[5]。Daniel^[8]的研究表明, 非稳态推力增加分量大于稳态推力增加分量3倍以上, 尤其在频率提高时, 射流的脉动频率提高, 获得的非稳态推力增量更大, 因此这部分流动对增加推力的贡献是主要的。

当 PDE 喷口处流出脉动的射流后, 与环境空气间形成速度梯度, 形成一个不稳定的气动剪切层, 大尺度的连贯的涡会在出口的剪切层内形成, 当大尺度的涡进入增推装置传向下游时, 就带动了环境二次流进入增推装置, 产生推力增益。这个涡的最大尺寸与射流尺寸有关, 涡的尺寸影响增推装置的性能, 因而推力增益受 D_{jet} 尺寸影响。

当 ΔL 过大时, 会使涡经过较长的距离而流动损失, 发生衰减, 影响其与环境二次流的掺混能力; 而 D_{Aug} 过大时虽引射面积增加了, 但在一定涡结构下, 并不能再增加推力, 反而增加能量损失, 增加重量和阻力面积, 造成性能下降。 ΔL 或 D_{Aug} 过小时, 由剪切层形成的涡与增推装置进口发生作用, 影响涡的流动, 破坏涡的结构, 从而影响增推性能。

2.2.2 激波增推机理分析

另外还可以用激波增推的理论分析。由于爆震波在增推装置内的推进, 可以看成是一种类似于活塞运动引起的, 具有高能、不稳定的核心流和二股流相互作用产生的推力增益。在爆震波传到喷口后, 激波前沿随着离开出口的距离增加而增长, 在 Shehadeh^[9]的研究中用高速摄影拍得的出口后激波的发展过程如图8所示, 据此可示意画出激波离开喷口的运动轨迹及增推装置位置的影响, 如图9所示。

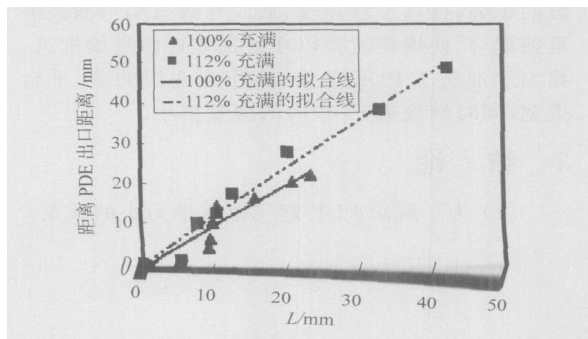


图8 激波前沿离开 PDE 出口后的发展

Fig 8 Shock wave front growth from PDE tube exit

由图9可看出当增推装置放在 $\Delta L/D_{jet} = 1$ 处时, 大部分激波前沿都被增推装置捕捉到了, 而随着 $\Delta L/D_{jet} = 1$ 增加, 显然捕捉到的激波前沿减少。

因而最大推力增益发生在 $\Delta L/D_{\text{jet}} = 1$ 时。

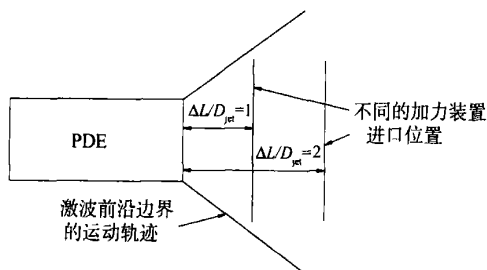


图9 激波前沿在 PDE 出口后的轨迹及不同增推装置位置示意图

Fig 9 Schematic of the path traversed by the shock front and situation of thrust augmentation

由于一定的 PDE 喷口决定了激波前沿的宽度,因而过大的增推装置直径并不能增加推力增益,相反,过小的增推装置直径却能影响对激波前沿的捕捉。因此当增推装置位于喷管的下游时,最大的推力增益是当增推装置能刚好完全吸收 PDE 发出的波前沿。

2.2.3 增推装置对爆震波压力影响分析

当使用增推装置后,相同位置处测得压力曲线的 P_3 平台比没有增推装置时的宽,说明爆震波在增推装置内得到了继续推进。当没有增推装置时,爆震波离开喷管出口后,火焰开始从准球形膨胀的激波面后解耦,从 PDE 内膨胀排出的射流,沿着喷管的外围发展膨胀波,首先引起射流外围的火焰熄灭,随着流动的继续膨胀,火焰熄灭的范围扩展到射流核心。当有增推装置时,与火焰解耦的前导激波与增推装置的内壁面相碰撞,导致激波的压缩,提高了释热率,从而导致火焰与激波的重新耦合,使爆震波得以在增推装置内继续推进,相当于加长了 PDE 长度,使压力曲线的 P_3 平台更宽,同时倒流进 PDE 内的流量更小。

3 结 论

(1) 为了解决 PDE 起飞过程推力小的缺点,

在 PDE 出口下游装排气引射增推装置,可使峰值推力增加 50% 左右。

(2) 增推装置增益效果和它的结构参数有关,其中增推装置距 PDE 出口的位置 ΔL 、增推装置与 PDE 的面积比 $A_{\text{Aug}}/A_{\text{jet}}$ 对推力增益的影响尤为重要,对于本文研究的 PDE,当 $A_{\text{Aug}}/A_{\text{jet}}$ 在 4 左右, $\Delta L/D_{\text{jet}} = 1.0$ 时,获得了较大推力增益。

(3) 装排气引射增推装置后由于增推装置内壁面与激波的相互作用,使爆震波得以在增推装置内继续推进,使压力曲线的 P_3 平台变宽。

(4) PDE 的排气引射增推装置优化设计还有待进一步试验及理论研究。

参考文献

- [1] Lockwood R M, Sargent E R, Beckett J E. Thrust Augmented Jet Lift-Propulsion System [R]. Hiller Aircraft Corporation, Report No ARD-256, 1960.
- [2] Lockwood R M, Sander M W. Investigation of the Process of Energy Transfer from an Intermittent Jet to a Secondary Report Covering the Period 30 Oct 1962 to 31 March 1964 [R]. Hiller Aircraft Corporation, Report No APR-64-4, 1964.
- [3] Ramakanth M unipalli, Vijaya Shankar. Performance Assessment of Ejector Augmented PDRs [R]. AIAA 2001-0830.
- [4] Hoke J, Bradley R, Stutred J, et al. Integration of a Pulsed Detonation engine with an Ejector Pump and with a Turbo-Charger as Methods to Self-Spirate [R]. AIAA 2002-0615.
- [5] Daniel A lgood, Ephraim Gutmark. Effects of Exit Geometry on the Performance of a Pulse Detonation Engine [R]. AIAA 2002-0613.
- [6] 航空发动机设计手册(第11册): 排气引射增推燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [7] 比埃尔 J M, 切切尔 N A. 燃烧空气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 1972.
- [8] Daniel E Paxson, Jack W Wilson, Kevin T Dougherty. Unsteady Ejector Performance: An Experimental Investigation Using a Pulsejet Driver [R]. AIAA 2002-3915.
- [9] Shehadeh R, Saretto S, LEE S Y, et al. Thrust Augmentation Measurements for a Pulse Detonation Engine Driven Ejector [R]. AIAA 2004-3398.