

脉冲爆震涡轮发动机共同工作特性

王凌羿, 郑龙席, 赵玉龙
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了研究脉冲爆震涡轮发动机(pulse detonation turbine engine,PDTE)共同工作特性和整机性能,建立了其共同工作分析模型。一方面,利用该模型对 PDTE 原理样机的性能进行了评估并与试验结果进行对比,计算结果表明,模型计算误差不大于 11.2%,随着工作频率的提高,PDTE 原理样机推力可进一步提升,但共同工作线朝压气机喘振边界靠近。另一方面,以某涡喷发动机为原型,对利用脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustor,PDC)替换主燃烧室后的整机性能进行了研究。计算结果显示:保持 PDTE 的迎风面积和涡轮前温度与原涡喷相同,PDTE 的最佳压气机增压比从原发动机的 5.5 减小到 2.25,当 PDTE 工作频率达 41.5 Hz 时,流量与原涡喷相同,此时推力比原涡喷提升 20.2%,耗油率降低 14.0%。

关 键 词: 脉冲爆震; 脉冲爆震涡轮发动机; 共同工作特性; 爆震室工作频率; 耗油率
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Cooperating work characteristics of pulse detonation turbine engine

WANG Lingyi, ZHENG Longxi, ZHAO Yulong
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The cooperating work analysis model of pulsed detonation turbine engine (PDTE) was established in order to analyze the cooperating work characteristics of PDTE and its overall performance. On the one hand, using the model to evaluate the performance of PDTE prototype and compare it with the experimental results, the calculation results showed that: the model calculation error was no more than 11.2%. With the increase of operating frequency, the thrust of PDTE prototype can be further improved, but the cooperating work line gradually moved to the compressor surge boundary. On the other hand, the engine performance after replacing the main combustion chamber with a pulse detonation combustor (PDC) was studied by using a turbojet engine as a prototype. The calculation results showed that the windward area and the turbine inlet temperature of the PDTE were the same with the original turbojet engine. The optimal compression ratio of compressor of the PDTE was reduced from 5.5 of the original engine to 2.25. The flow rate was the same with that of the original turbojet engine when the PDTE operating frequency reached 41.5 Hz, meanwhile, the thrust increased by 20.2% compared with the original turbojet engine, and the specific fuel consumption reduced by 14.0%.

收稿日期: 2018-05-21
基金项目: 国家自然科学基金(91741116); 陕西省自然科学基金(2017JZ011)
作者简介: 王凌羿(1991—),男,博士生,研究方向为爆震推进技术、燃烧与流动。

引用格式: 王凌羿,郑龙席,赵玉龙. 脉冲爆震涡轮发动机共同工作特性[J]. 航空动力学报,2019,34(3):548-555. WANG Lingyi, ZHENG Longxi,ZHAO Yulong. Cooperating work characteristics of pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(3):548-555.

Key words: pulse detonation; pulse detonation turbine engine; cooperating work characteristics; PDC operating frequency; specific fuel consumption

脉冲爆震涡轮发动机(PDTE)是指利用脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustor, PDC)替代传统涡轮发动机主燃烧室的新型涡轮喷气发动机。由于爆震波传播速度快,其热力循环过程接近等容循环,故循环的热效率要高于传统涡轮发动机等压循环热效率。用 PDC 替代传统涡轮发动机主燃烧室后,可以将发动机的热力循环模式由等压循环向爆震循环(等容循环)转变,从而提高发动机循环热效率,增加发动机的单位推力并降低其耗油率。另外,由于爆震燃烧具有自增压能力,用爆震室替代传统涡轮发动机等压燃烧室后,在保证发动机总增压比一致的前提下可以减少压气机和涡轮的级数,从而简化发动机结构,减轻发动机质量,提高发动机推质比^[1-2]。

相比于传统航空涡轮发动机,PDTE 在稳定匹配工作中还需满足 PDC 工作频率与工作流量之间的匹配。由于发动机各个部件是协调工作、相互影响、相互制约的,爆震室工作频率的改变,会使得发动机进入不同的工作状态。如何快速、准确地评估不同工作频率下 PDTE 的性能,是在设计和研制 PDTE 过程中首先需要解决的问题。然而由于 PDC 的周期性、非稳态工作特性使得 PDTE 的性能评估变得非常困难,共同工作调节规律也与传统涡轮发动机不同。为此,研究人员通过建立 PDC 计算模型,将非定常工作的爆震室等效为稳态工作部件,然后结合传统涡轮发动机性能计算方法来对 PDTE 的性能进行计算,从而评估 PDTE 的总体性能。

早期的爆震室模型对 PDC 进行了大量简化,直接将爆震波参数,或者爆震室推力壁处参数作为爆震室出口参数来处理,如推力壁模型^[3]、ZND (Zeldovich-Neuman-Doring)循环模型^[4]、PDC 特性图模型^[5-7]等,这些模型没有考虑 PDC 的非定常工作过程,只是简单的将脉冲爆震燃烧过程简化为基于 ZND 理论的 C-J (Chapman-Jouget)爆震燃烧过程,因此,这些模型可以认为是爆震室工作频率无穷大的一种极限情况,无法反应工作频率与发动机性能之间的关系。为了反应 PDC 工作特性,研究人员提出了一维直管解析模型,对直管中单次爆震进行解析求解,来获取爆震室推力壁和爆震室出口的等效性能参数,如 Endo 等^[8-10]

的直管单次爆震解析模型、卢杰等^[11]的等效爆震室模型,他们的模型能够描述直管爆震室内的流动变化,体现爆震室的非定常工作特性,但是在利用这种 PDC 模型对爆震涡轮发动机进行性能计算时,并没有考虑 PDC 工作频率变化对压气机、涡轮部的效率的影响,在他们的性能计算中假设各部件效率为一定值,而 PDC 工作频率不同,发动机工作状态也不同,此时部件效率也将产生变化,而部件效率对发动机性能计算结果产生较大的影响。目前获取 PDTE 部件效率的方法主要依靠二维、三维数值模拟^[12-14],但这种方法,难以应用于 PDTE 性能的快速评估。

本文结合一维直管解析模型和传统航空涡轮发动机共同工作计算方法,从部件特性图上获取不同时刻的部件效率,从而对一个脉冲爆震循环内的发动机性能进行非定常计算,进而对多循环下的发动机性能进行评估。

1 模型介绍

图 1 给出了 PDTE 共同工作分析模型示意图和主要截面符号。模型由压气机、PDC、混合室、涡轮和尾喷管组成。压气机出口气流分成两股,一股流入爆震室参与燃烧,另一股从爆震室外流过,在混合室内与爆震燃气混合;爆震室为等截面长段,长 L ,截面积 A_{pdc} ;涡轮喉道面积为 A_{nb} ,喷管最小截面积为 A_9 。并假设①PDC 填充速度保持不变为 V_{pdc} ,填充过程无压力损失;②爆震室头部有一理想阀门,阀门在爆震室内压力低于压气机出口压力时开启;③爆震室点火起爆时反传气流被隔离段完全隔离;④喷管出口完全膨胀,出口静压等于外界大气压;⑤在一个爆震循环 $0 \sim t_{cycle}$ 内 PDTE 需满足气流质量流量平衡、压力平衡、涡轮与压气机的功率平衡、涡轮与压气机物理转速一致。发动机性能计算流程如图 2 所示。

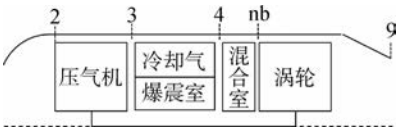


图 1 PDTE 结构示意图
Fig. 1 PDTE structure

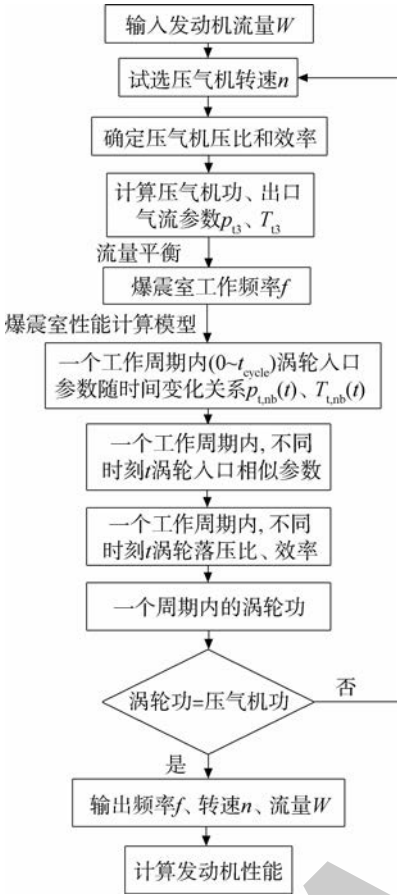


图2 PDTE性能计算流程图

Fig. 2 PDTE performance calculation flowchart

1.1 发动机转速 n 试选

已知压气机入口流量 W_2 、总温 T_{t2} 、总压 p_{t2} ，估计一工作转速 n 。则可根据文献[15]中的方法计算相对换算流量 $\bar{W}_{2,cor}$ 和相对换算转速 $\bar{n}_{2,cor}$ ，从而在压气机通用特性图上读出对应的增压比和压气机效率，并计算对应的压气机出口总温 T_{t3} 、总压 p_{t3} 和功 L_c 。

1.2 爆震室工作参数计算

首先根据爆震室工作频率和发动机流量的关系式(1)，确定爆震室工作频率

$$W_2 B_m = W_{pdc} = N_{tube} \rho_3 f L A_{pdc} \quad (1)$$

式中 B_m 表示压气机出口气流中参与爆震燃烧的空气流量占整个压气机出口流量的百分比， W_{pdc} 为参与爆震燃烧的空气流量， N_{tube} 为爆震室管数， ρ_3 为爆震室入口气流密度， f 为爆震室工作频率。

然后根据爆震室入口 T_{t3} 和 p_{t3} ，假设爆震室内可燃混合物当量比为 1，结合爆震室出口气流参数的一维直管解析模型^[8-11]中的计算方法，得出爆震室出口压力 $p_{t4}(t)$ 和温度 $T_{t4}(t)$ 随时间变化的解析解。

1.3 涡轮功计算

由于爆震室出口燃气的强非定常特性，涡轮入口气流参数随时间周期性变化，对于某一时刻 t ，涡轮入口参数描述如下：

假设燃气和冷却在混合室内混合为绝热过程，那么涡轮喉道总温

$$T_{t,nb}(t) = B_m T_{t4}(t) + (1 - B_m) T_{t3} \quad (2)$$

根据压力平衡关系，涡轮喉道总压

$$p_{t,nb}(t) = \sigma_{nb} B_m p_{t4}(t) + (1 - B_m) p_{t3} \quad (3)$$

涡轮喉道口流量

$$W_{nb}(t) = A_{nb} K_g \frac{p_{t,nb}(t)}{\sqrt{T_{t,nb}(t)}} q[\lambda_{nb}(t)] \quad (4)$$

涡轮入口换算流量

$$W_{nb,cor}(t) = W_{t,nb}(t) \frac{\sqrt{T_{t,nb}(t)}}{p_{t,nb}(t)} = A_{nb} K_g q[\lambda_{nb}(t)] \quad (5)$$

在主要的 PDTE 工作状态下，涡轮喉道处于临界或超临界状态，此 $q(\lambda_{nb}) = 1$ 。式(5)可化简为

$$W_{nb,cor}(t) = A_{nb} K_g = \text{const} \quad (6)$$

相对换算转速：PDTE 稳定工作时，由于转动部件的惯性，可近似认为发动机的物理转速保持不变，根据转速平衡，涡轮物理转速等于压气机转速，相对换算转速为

$$\bar{n}_{nb,cor}(t) = \frac{n}{\sqrt{T_{t,nb}}} \bigg/ \frac{n_d}{\sqrt{T_{td,nb}}} \quad (7)$$

根据相对换算转速 $\bar{n}_{nb,cor}(t)$ 和 $W_{nb,cor}$ 可在涡轮特性图上读出涡轮的落压比 $\pi_t(t)$ 和效率 $\eta_t(t)$ ，并由此计算 t 时刻的涡轮功

$$L_t(t) = C_{pg} T_{t4}(t) [1 - \pi(t)^{\frac{1-\gamma_g}{\gamma_g}}] \eta_t(t) \quad (8)$$

1.4 压气机与涡轮功平衡

不同于传统航空涡轮发动机在稳定工作状态，涡轮和压气机功率时刻相等，对于爆震涡轮发动机，从上述分析可知涡轮输出功 $L_t(t)$ 随时间变化，根据脉冲爆震循环的周期性可认为在一个循环周期内涡轮输出功等于压气机功

$$L_c W_2 t_{cycle} = \int_0^{t_{cycle}} L_t(t) W_{nb}(t) dt \quad (9)$$

若式(9)不成立，则重新选取转速 n 从步骤 1 开始重新计算，直至等式(9)成立。从而得出 PDTE 在某一流量下对应的工作转速和工作频率。

1.5 发动机性能分析

假设燃气从涡轮出口至喷管是一绝热过程，

喷管入口总温

$$T_{t9}(t) = T_{t,nb}(t) - L_t(t)/c_{pg} \quad (10)$$

根据压力平衡关系,喷管入口总压

$$p_{t9}(t) = p_{t,nb}(t)/\pi_t(t) \quad (11)$$

出口流量:根据流量平衡关系

$$W_9(t) = W_{nb}(t) \quad (12)$$

假设喷管出口完全膨胀,出口静压等于外界大气压,可计算得出喷管出口速度 $c_9(t)$,从而得出发动机单位推力、耗油率为

$$F_s = \frac{\int_0^{t_{\text{cycle}}} F(t) dt}{W_2 t_{\text{cycle}}} = \frac{\int_0^{t_{\text{cycle}}} [W_9(t) c_9(t) - W_2 c_0] dt}{W_2 t_{\text{cycle}}} \quad (13)$$

$$c_{sf} = \frac{3600 W_f}{F_s} \quad (14)$$

2 脉冲爆震涡轮发动机原理样机

性能分析

为了验证上述计算模型的准确性,下面将利用该模型对脉冲爆震涡轮发动机原理样机三部件共同工作规律和发动机性能进行计算。然后利用该原理样机中爆震室与涡轮匹配工作的三维数值模拟结果^[16]和原理样机在 5~20 Hz 工作频率的试验数据^[17]对计算模型进行对比验证。双管脉冲爆震涡轮发动机原理样机的试验系统示意图如图 3 所示。其基本结构由离心压气机、双管脉冲爆震燃烧室、径流涡轮以及点火系统、润滑系统等组成,并在爆震室尾部安装高频动态压电传感器 $p1 \sim p4$ 。该原理样机详细系统介绍及其工作过程可参考文献[11,17-19]。

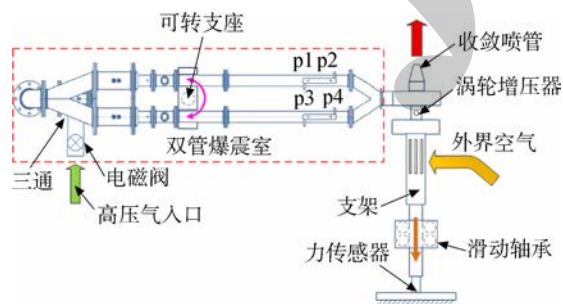


图3 双管脉冲爆震涡轮发动机原理样机示意图(俯视图)
Fig. 3 Schematic diagram of the prototype of double-tube pulse detonation turbojet engine (top view)

2.1 爆震燃气驱动涡轮做功分析

从上述 PDTE 性能分析方法可以看出,涡轮部件入口条件从传统航空发动机的定常燃气变为非定常的脉冲爆震燃气,传统的涡轮分析方法不

再适用。此时,只有对涡轮做功能力的准确分析,才能准确计算 PDTE 整机性能。下面对爆震室工作频率为 20 Hz、涡轮物理转速为设计值的 2/3 时,一个工作周期内涡轮的工作特性进行分析。分析时先由式(5)、式(7)得出 $W_{nb,cor}(t)$ 和 $\bar{n}_{nb,cor}(t)$,然后从涡轮特性图中读出 $\eta_t(t)$ 和 $\pi_t(t)$,并由涡轮入口压力 $p_{t4}(t)$ 除以落压比 $\pi_t(t)$ 得到涡轮出口压力。

图 4 为一个工作周期内涡轮进出口总压变化系。从图中可见,数值模拟得出的涡轮出口总压值与计算得到的压力峰值和变化趋势基本一致,但是相差了时间 Δt ,这是因为理论计算过程中忽略了气流从涡轮入口流动到涡轮出口的时间 Δt 。可见,虽然涡轮工作在非定常状态,但是其落压比依旧可从定常条件下绘制的特性图上读出。

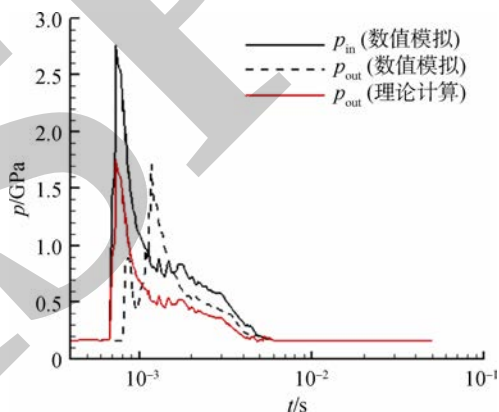


图4 涡轮进出口总压随时间的变化

Fig. 4 Turbine inlet and outlet total pressure changes with time

定常条件下,从涡轮特性图上得出的是一定值落压比和效率,而爆震燃气驱动涡轮得出是不同时刻下的落压比和效率,如图 5 给出了不同时刻的换算流量和涡轮落压比,图 6 给出了不同时刻的涡轮效率和累计流量(以一个循环累计流量为 1)。综合分析图 5、图 6 可知,爆震燃气驱动涡轮做功可分为 4 个阶段:①爆震起爆与爆震波传播阶段,在 $0 \sim 6 \times 10^{-4}$ s 内,爆震波在爆震室内向出口传播,此时涡轮入口相对换算流量低,无法驱动涡轮做功,其效率为 0,落压比为 1,在这段时间内累计流过总流量的 1.2%;②爆震室高压高温燃气排气临界阶段,在 $6 \times 10^{-4} \sim 4.4 \times 10^{-3}$ s 内,经过爆震波增压后的高压高温燃气流入涡轮,使涡轮喉道处于临界状态,此时换算流量保持不变,见式(6),涡轮做功主要集中在该阶段,这段时间内效率约为 0.61,落压比为 1.60,燃气累计流

过总流量的 79.4%；③爆震室排气亚临界阶段，在时间 $4.4 \times 10^{-3} \sim 5.3 \times 10^{-3}$ s 内，爆震室出口压力逐渐降低，涡轮喉道从临界状态过渡到亚临界状态，落压比和效率随之降低，涡轮做功逐渐减少，累计流过总流量的 5%；④爆震室填充阶段，在 $5.3 \times 10^{-3} \sim 0.5$ s 内，随着爆震室内新鲜可燃混气的填充，高温低压燃气流入涡轮，此时燃气换算流量低，涡轮落压比为 1，累计流过总流量的 14.4%，下一个循环重复上述过程。

可见，该涡轮与爆震室匹配工作时，仅在在阶段 2，换算流量达到设计值，但是此时涡轮转速未达到设计值，使效率偏低；此外在爆震室填充阶段，占总质量流量 14.4% 的燃气并未参与涡轮做功，使一个周期内涡轮总体效率降低。

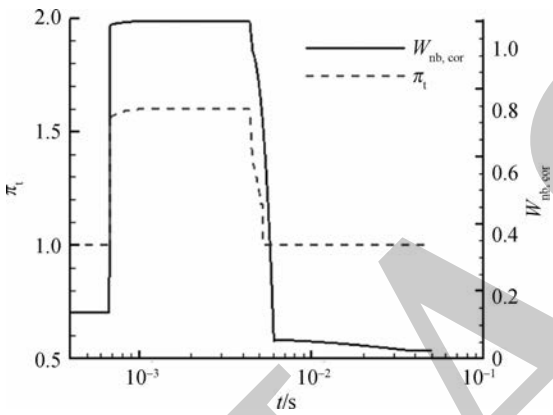


图 5 涡轮落压比和换算流量速随时间的变化
Fig. 5 Relationship between turbine drop ratio and converted flow over time

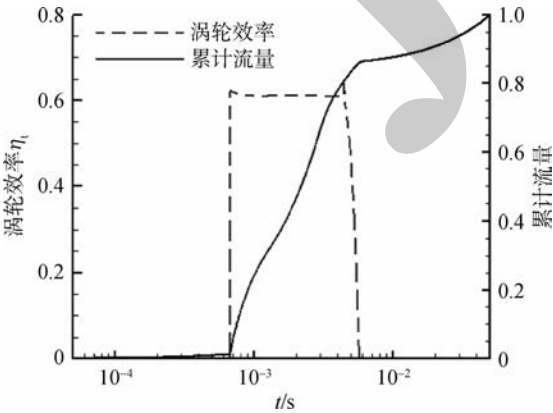


图 6 涡轮效率和累计流量随时间的变化
Fig. 6 Changes in turbine efficiency and cumulative flow over time

2.2 爆震室工作频率与部件共同工作规律的关系

PDTE 在稳定匹配工作中，除了非定常爆震燃气驱动涡轮做功外，还比传统航空涡轮发动机

多了一个流量与爆震室工作频率之间的匹配关系，爆震室工作频率的改变，PDTE 工作状态随之改变。图 7 给出了 PDTE 流量和工作频率的关系，图中流量数据利用压气机设计点工作流量进行无量纲化。可以看出，仅在流量为压气机设计点的 25% 和 31% 的两组试验中，计算所得的工作频率远离试验记录值，其它计算得出的爆震室工作频率与试验数据相近。此外计算所得工作频率高于试验所得工作频率，主要是因为计算中近似认为 $B_m=1$ ，即认为压气机出口气流全部参与爆震燃烧，而实际过程中，爆震室会存在过填充情况，使 $B_m<1$ ，使得计算值高于实际工作频率。图 8 为不同工作频率下的 PDTE 原理样机共同工作线在其离心压气机特性图上的显示。从图 8 中可见，计算值与试验数据基本吻合。综上，可见所建立的模型能在一定误差范围内对 PDTE 的共同工作规律进行预测。

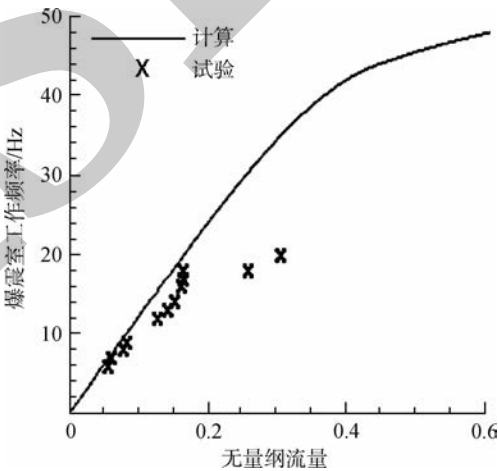


图 7 PDTE 流量与工作频率的关系
Fig. 7 Relationship between PDTE flow and operating frequency

此外由式(1)可知 $f = \frac{W_{pdc}}{N_{tube} \rho_3 LA_{pdc}}$ ，频率的增长与工作流量成正比，与气流密度成反比。从图 7 可以看出，随着工作流量的增加，爆震室工作频率随之增加，当工作流量达到压气机设计流量的 30% 时，爆震室工作频率增长趋于平缓，这是因为随着流量的增加，压气机增压比迅速提高，使得爆震室入口气流密度增大，从而使爆震室工作频率增长速率减低，当工作流量从 0.3 提高一倍至 0.6 时，爆震室工作频率仅提高 34%，从 35 Hz 提高 47 Hz。可见爆震室工作频率的提高可以大幅增加发动机流量。此外从式(1)可知，在相同流量

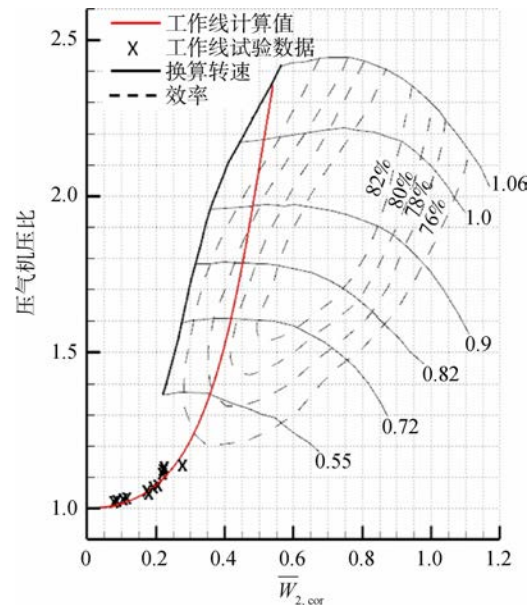


图8 PDTE 共同工作线

Fig.8 PDTE cooperating work line

下,提高爆震室流通面积 $N_{\text{tube}}A_{\text{pdc}}$ 可降低爆震室工作频率。此外,从图7、图8分析可知,随爆震室频率的提高,PDTE工作流量增加,压气机压比增压,效率先升高后降低,共同工作线将靠近压气机喘振边界。

2.3 爆震室工作频率对发动机性能的影响规律

图9给出了性能计算结果与试验结果的对比,利用原理样机在10 Hz的推力数据进行无量纲化。从图中可以看出,计算所得推力高于试验所测值6%~11.2%,主要是因为在计算中假设喷管出口完全膨胀,这有别于实际情况,在实际工作过程中脉冲形式的高压气流在有时喷管内欠膨胀,导致部分燃烧产物能量浪费。此外还可以看出,发动机推力随着爆震室工作频率的增大而增大,在随工作频率从10 Hz提高到47 Hz时,发动

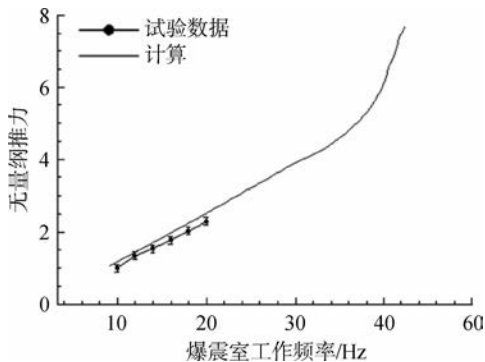


图9 PDTE 推力计算值与试验值对比

Fig.9 Comparison of calculated and experimental values of PDTE thrust

机推力提高了8倍,可见调节爆震室工作频率可以有效调节发动机推力。但是在试验过程中由于爆震室的反传作用,使得压气机工作不稳定,从而使发动机整机工作频率偏低、流量小,合理的解决爆震室反传问题,提高整机工作频率,可实现发动机推力的大幅提升。

3 算例分析

下面以一个装有脉冲爆震燃烧室的涡喷发动机的性能进行分析。在用脉冲爆震燃烧室替代等压燃烧室前,该发动机在海平面静止状态下的详细参数见表1,从该款发动机尺寸可以看出,保持发动机迎风面积不变可安装8个内径为0.06 m的爆震室。

表1 发动机参数

Table 1 Engine parameter

推力/ daN	耗油率/ (kg/(daN·h))	流量/ (kg/s)	压气机 直径/mm	压气机 压比	涡轮前 温度/K
400	1.091	5.98	410	5.5	1089

3.1 设计点性能分析

爆震燃烧相比于传统等压燃烧的一个优势是其具有自增压作用,用脉冲爆震燃烧室来代替传统涡轮喷气发动机的等压燃烧室后,发动机所需的高压部件级数就可以大大减小。为此,在PDTE的设计点参数选择时,可减小设计点的压气机增压比。图10给出了压气机压比在1.5~5.5之间,涡轮前温度800~1100 K时,PDTE的性能。从图中可见,用PDC替代等压燃烧室后,若保持部件设计参数与原发动机一致,PDTE比原

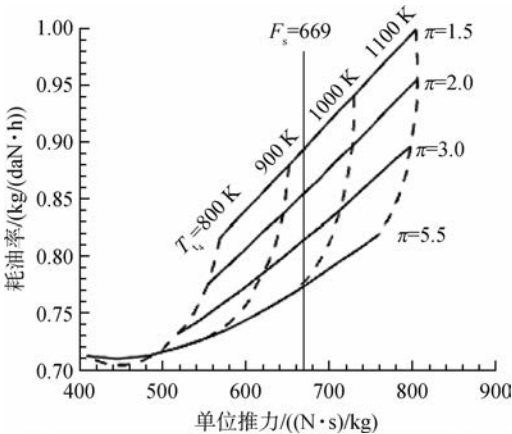


图10 PDTE 设计点性能地毯图

Fig.10 PDTE point performance carpet map

发动机单位推力提升 15%，耗油率降低 23.9%；逐渐减少设计点压气机增压比，发动机耗油率上升，单位推力先增后减，若涡轮前温度为 1100 K，此时最佳增压比为 2.25，使发动机单位推力最大。此外，在设计压比范围内，涡轮前温度的提高，使发动机单位推力和耗油率提高，当涡轮前温度大于 930 K 时，发动机单位推力将大于原发动机。可见 PDTE 单位性能优于传统发动机，并且在相同涡轮前温度下 PDTE 的最佳增压比比传统发动机低。

3.2 设计点工作频率

爆震室的工作频率与发动机流量成正比，一旦给定爆震室流通面积和发动机流量，爆震室的工作频率仅与爆震室内气流密度 ρ_3 和参与爆震燃烧的空气流量占整个压气机出口流量的百分比 B_m 有关。而 ρ_3 由压气机压比确定， B_m 由设计点涡轮前等效温度确定。故设计点爆震室工作频率，可表示为压气机压比和涡轮前温度的函数。如图 11 所示为在不同压气机压比下爆震室设计点工作频率，从图中可见随着压气机压比的增加，爆震室设计点工作频率单调递减，当压气机增压比为 5.5 时，爆震室设计点工作频率为 18.8 Hz。爆震室工作频率与涡轮前温度的关系如图 12 所示，随着涡轮前温度的提高，冷却用气减少，参与爆震燃烧的气流增加，使设计点的爆震室工作频率增加。当 PDTE 设计点压比为 2.25、涡轮前温度为 1100 K 时，爆震室工作频率达到 41.5 Hz，就能满足发动机流量需求，此时发动机耗油率为 0.937 kg/(daN·h)，比原发动机低 14%，推力为 480.7 daN，比原发动机高 20.2%。而现有气液两

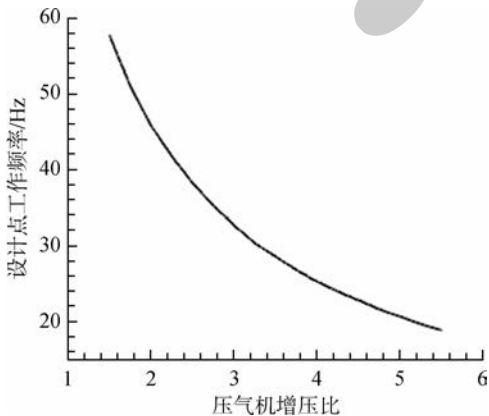


图 11 设计点工作频率随压气机压比的变化曲线
Fig. 11 Variations of design point operating frequency with compressor pressure ratio

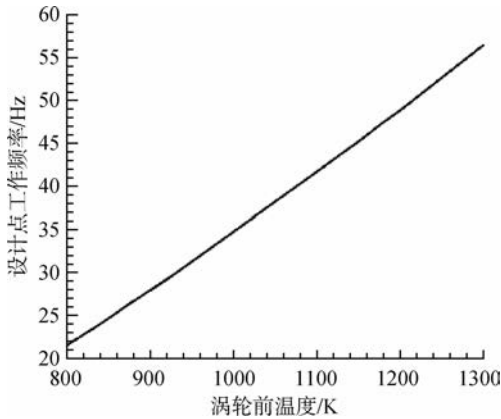


图 12 设计点工作频率随涡轮前温度的变化曲线
Fig. 12 Variation of design point operating frequency of with the pre-turbine temperature

相爆震室工作频率可达 50 Hz^[20]，可满足 PDTE 匹配工作时对爆震室工作频率的需求。

4 结 论

通过本文的研究，建立了 PDTE 共同工作分析模型，开展了 PDTE 原理样机性能分析和传统涡喷改型为 PDTE 后的性能分析研究，得出以下结论：

- 1) 对原理样机中的涡轮部件性能分析表明，在爆震室排气阶段，涡轮换算流量达到设计值，但是此时涡轮转速未达到设计值，使涡轮效率偏低，为 61%，；此外在爆震室填充阶段，占总质量流量 14.4% 的燃气并未参与涡轮做功，使一个周期内涡轮总体效率降低。
- 2) 对原理样机整机性能分析表明，5~20 Hz 频率下计算所得推力高于试验所测值 6~11.2%，并对 20 Hz 工作频率以上的发动机共同工作规律进行了预测，发现工作频率 47 Hz 时，发动机推力较 10 Hz 时可提高 8 倍，但此时共同工作线朝压气机喘振边界靠近。
- 3) PDTE 设计点工作频率随压气机设计压比的提高而降低，随涡轮前温度的提高而上升，在与原涡喷循环参数相同时，爆震室工作频率为 18.8 Hz 即可满足发动机流量需求，此时发动机推力提升 15%，耗油率降低 23.9%。
- 4) 在相同涡轮前温度下 PDTE 的最佳压气机增压比比传统发动机低，从原发动机的 5.5 减小到 2.25。此时，保持涡轮前温度与原涡喷一致，当 PDTE 工作频率达 41.5 Hz 时，流量与原涡喷相同，推力比原涡喷提升 20.2%，耗油率降低 14.0%。

参考文献:

[1] 严传俊,范玮,郑龙席,等. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.

[2] 郑龙席,卢杰,严传俊,等. 脉冲爆震涡轮增压发动机研究进展[J]. 航空动力学报,2014,29(5):993-1000.

ZHENG Longxi, LU Jie, YAN Chuanjun, et al. Research progress on pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 993-1000. (in Chinese)

[3] 邓君香,严传俊,郑龙席,等. 装有脉冲爆震主燃烧室的燃气涡轮发动机热力性能计算[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(3): 362-367.

DENG Junxiang, YAN Chuanjun, ZHENG Longxi, et al. Calculating performance of gas turbine engine with embedded PDC[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3): 362-367. (in Chinese)

[4] 何龙,郑龙席,邱华,等. 脉冲爆震涡轮增压发动机性能计算[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 665-670.

HE Long, ZHENG Longxi, QIU Hua, et al. Calculating performance of pulse detonation turbo engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 665-670. (in Chinese)

[5] PAXSON D E. A performance map for ideal air breathing pulse detonation engines[R]. AIAA-2001-3465, 2001.

[6] TANGIRALA V E, RASHEED A, DEAN A J. Performance of a pulse detonation combustor-based hybrid engine [R]. ASME Paper GT2007-28056, 2007.

[7] GOLDMEER J, TANGIRALA V, DEAN A. System-level performance estimation of a pulse detonation based hybrid engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(1): 82-93.

[8] ENDO T, FUJIWARA T. A simplified analysis on a pulse detonation engine model[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2002, 44(146): 217-222.

[9] ENDO T, FUJIWARA T. Analytical estimation of performance parameters of an ideal pulse detonation engine [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2003, 45(150): 249-254.

[10] ENDO T, KASAHARA J, MATSUO A, et al. Pressure history at the thrust wall of a simplified pulse detonation engine[J]. AIAA Journal, 2004, 42(9): 1921-1930.

[11] LU Jie, ZHENG Longxi, XU Zheyang, et al. Performance investigation of a pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(2): 350-359.

[12] XIA Guoping, LI Ding, MERKLE C L. Modeling of pulsed detonation tubes in turbine systems[R]. AIAA 2005-225, 2005.

[13] AYAKA N, KAZUAKI I, TAKAYUKI K, et al. Aerodynamic effect of turbine blade geometry in pulse detonation combustor[R]. AIAA 2007-1176, 2007.

[14] SURESH A, HOFER D C, TANGIRALA V E. Turbine efficiency for unsteady periodic flows[R]. AIAA 2009-504, 2009.

[15] 廉筱纯,吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.

[16] 李晓丰. 脉冲爆震涡轮增压发动机技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2013.

LI Xiaofeng. The technology research on the pulse detonation turbine engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013. (in Chinese)

[17] 李晓丰,郑龙席,邱华,等. 两相脉冲爆震涡轮增压发动机原理性试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2731-2736.

LI Xiaofeng, ZHENG Longxi, QIU Hua, et al. Principle experiment of two-phase pulse detonation turbine engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2731-2736. (in Chinese)

[18] 李晓丰,郑龙席,邱华,等. 脉冲爆震涡轮增压发动机原理性试验研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(6): 1-5.

LI Xiaofeng, ZHENG Longxi, QIU Hua, et al. Experimental study on the principle of pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(6): 1-5. (in Chinese)

[19] 邱华,徐泽阳,郑龙席,等. 脉冲爆震涡轮增压发动机增推装置性能试验[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 522-532.

QIU hua, XU Zheyang, ZHENG Longxi, et al. Tests of pulse detonation turbine engine performance with thrust augmentation devices[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 522-532. (in Chinese)

[20] 张义宁,王家骅,张靖周. 频率 30~50 Hz 两相脉冲爆震发动机研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 993-997

ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jingzhou. Investigation on two phase pulse detonation engine at the frequency 30—50 Hz[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 993-997. (in Chinese)

(编辑:李岩梅)