

采用脉冲爆震外涵加力燃烧室的涡扇发动机性能研究^{*}

卢杰, 郑龙席, 王治武, 彭畅新

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 为了研究带外涵加力脉冲爆震燃烧室 (Pulse detonation combustor, PDC) 的分开排气涡扇发动机性能, 建立了其性能模型。利用该模型对带PDC外涵加力原理性试验模型的性能进行了评估, 同时选取涡扇发动机对该发动机采用PDC外涵加力后的部件特性及整机性能进行研究, 并比较了等燃油流量下外涵道装有PDC和传统等压燃烧室的发动机性能。理论计算结果和实验值对比表明, 加装合适的喷管结构能够大大提高该原理性试验模型的推力性能。算例的计算结果显示: 随着PDC工作频率的提高, 发动机总推力增加, 耗油率增大; 在同一工作频率下, PDC平均增压比、平均出口温度和发动机总推力在当量比1.1左右达到最大值, 发动机总耗油率随着当量比的增大而增加; 当PDC工作频率超过50Hz时, 外涵道装有PDC的发动机总推力大于外涵道装有传统等压燃烧室的发动机推力, 且耗油率要小。

关键词: 脉冲爆震涡轮发动机; 性能; 部件特性; 当量比

中图分类号: V231.22 文献标志码: A 文章编号: 1001-4055 (2014) 06-0858-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2014.06.020

Investigation on Performance of Pulse Detonation Turbine Engine with PDC as a Duct Heater

LU Jie, ZHENG Long-xi, WANG Zhi-wu, PENG Chang-xin

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A new model was developed to investigate the performance of turbofan engine with PDCs (pulse detonation combustors) in the bypass duct. The model was used to predict the thrust performance of an experimental system designed as a pulse detonation turbine engine with PDCs in the bypass duct. Further more, the component characteristics of a specific turbofan engine with PDCs in the bypass duct were investigated and the performance was compared with the same turbofan engine in which a traditional constant pressure combustor was installed in the bypass duct under the same mass flow rate of fuel. The results show that the predicted performance is higher than the experimental data, indicating that the experimental performance can be improved when suitable nozzle is placed downstream of the PDC exit. Additionally, while increasing operating frequency, the total thrust and specific fuel consumption of the engine increase. When the operating frequency holds constant, the pressure ratio, the averaged exit temperature of the PDC and the total thrust of the engine reach maximum at the equivalence ratio about 1.1, but the specific fuel consumption rate increases with increasing of equivalence ratio. Contrasted with the traditional constant pressure combustor in the bypass duct, the total thrust and specific fuel consumption are better when the PDC in the bypass duct operates with a frequency higher than 50Hz.

* 收稿日期: 2013-09-03; 修订日期: 2013-10-16。

基金项目: 国家自然科学基金 (51306153); 陕西省自然科学基金 (2010JQ7005); 高等学校博士学科点专项科研基金新教师类资助课题 (20116102120027); 西北工业大学基础研究基金 (NPU-FFR-JXY20130129)。

作者简介: 卢杰 (1988—), 男, 博士生, 研究领域为爆震推进技术、发动机燃烧与流动。E-mail: lujie2012@mail.nwpu.edu.cn

Key words: Pulse detonation turbine engine; Performance; Component characteristics; Equivalence ratio

1 引言

脉冲爆震涡轮发动机(Pulse detonation turbine engine, PDTE)是一种用脉冲爆震燃烧室来代替传统涡轮喷气发动机等压燃烧室(Constant pressure combustor, CPC)的发动机。它将传统涡轮发动机机械功率提取高的优势和爆震燃烧效率高的优势结合起来,能够大大提高传统涡轮喷气发动机的性能^[1]。

在脉冲爆震涡轮发动机的发展过程中需要对它的性能进行评估。但是爆震室的工作过程是非稳态的,所以对脉冲爆震涡轮发动机的性能计算存在很大的困难。Wintenberger^[2]利用一维非定常特征线理论得到了脉冲爆震发动机(Pulse detonation engine, PDE)平均推力的半经验计算公式,然而计算的发动机性能受到经验系数的影响^[3]。Mahua^[4]等利用二维数值模拟对PDE的推进性能进行了评估,并研究了喷管等因素对发动机性能的影响。二维的数值模拟虽然能够比较准确的预测发动机的性能,但计算量偏大,不适合对PDE或者PDTE的性能进行快速的评估。关于PDTE的概念最早由美国空军实验室的Mawid M A^[5]等提出,他们利用三维数值模拟技术对外涵道装有脉冲爆震燃烧室的涡扇发动机的性能进行评估。结果表明,当爆震室工作频率较高时,外涵道装有脉冲爆震燃烧室的涡扇发动机的性能与带传统加力燃烧室的涡扇发动机的性能相比有明显提高。随后,GE全球研究中心^[6]和空军技术学院^[7]利用准一维模型和传统的性能分析软件如NPSS(Numerical propulsion systems simulation)等对带PDC主燃烧室的涡扇发动机的性能进行了大量的分析工作。结果表明,采用脉冲爆震燃烧室代替传统的发动机等压燃烧室后,发动机的耗油率能降低5%~15%。西北工业大学在21世纪初期开始对新概念的PDC与涡轮组合的发动机系统进行了研究。邓君香^[8]等对装有脉冲爆震主燃烧室的燃气涡轮的性能进行计算,结果表明:与传统燃气涡轮发动机相比,装有脉冲爆震主燃烧室的燃气涡轮发动机的单位推力提高27.1%,单位燃油消耗率降低21.3%。陈文娟^[9]等对外涵装有脉冲爆震加力燃烧室的发动机性能进行评估,考虑了分开排气和混合排气两种不同构型,建立了相应的热力性能模型。何龙^[10]等基于ZND循环分析模

型对装有脉冲爆震主燃烧室的混合排气涡扇发动机的性能进行了分析,计算的结果同PDC特性图计算结果进行了对比。

本文在Endo-Fujiwara^[11~13]等提出的解析模型的基础上,发展了一种适用于PDTE的性能计算模型。利用该模型对外涵道带有脉冲爆震加力燃烧室的原理性实验模型的推力性能进行预测。同时选取某一涡扇发动机,对在其外涵道加装脉冲爆震加力燃烧室后的性能进行评估,研究了爆震室工作参数如爆震室频率、当量比对爆震室部件特性以及整机性能的影响。并在等燃油流量的情况下,将其性能同外涵道装有传统等压燃烧室的发动机的性能进行对比。

2 性能计算模型

2.1 发动机结构形式和基本工作过程

图1给出了外涵道装有PDC的分开排气涡扇发动机的部分截面符号示意图。自由来流经进气道的等熵压缩后进入风扇,经过风扇压缩做功后,内涵道气流经过高压压气机进一步压缩,在主燃烧室经等压加热后通过高、低压涡轮膨胀做功,膨胀做功后的高温高压燃气在尾喷管进一步膨胀并高速排出产生推力;而外涵道的部分气流先填充外涵道爆震室,当爆震室充满可燃混合物后,爆震室头部阀门关闭,爆震波在封闭端起爆后向出口传播,当爆震波传播出去后,爆震产物开始排出,当爆震室压力降低到填充压力以下时,爆震室头部阀门打开,排气过程结束,爆震室开始新的循环。外涵道剩余空气流过爆震室外壁并对爆震室进行冷却。当爆震室头部阀门关闭时,全部外涵气流流过爆震室外壁对爆震室进行冷却。假设风扇的工作不受爆震室阀门开闭的影响。

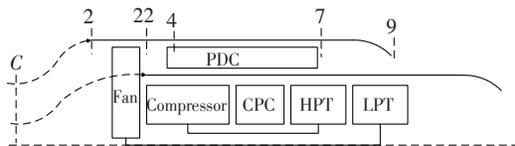


Fig. 1 Turbofan engine with PDCs in the bypass duct

2.2 考虑爆震室工作过程的性能模型

Takuma Endo等提出了一种直管爆震室的解析

模型。该模型中不包含有任何经验参数,利用该模型计算得到推力壁处的压力变化以及单次爆震的比冲和实验结果吻合较好。本文在该模型的基础上,发展一种适用于PDTE的性能计算模型。

在该解析模型中,由推力壁的压力时间积分得到作用在推力壁上单位横截面积上的比冲。即

$$I_{\text{cycle}} = [\delta_B + F_n(\delta_{A1}, \delta_{A2})] \cdot p_5 \cdot t_{\text{CJ}} \quad (1)$$

式中 I_{cycle} 为推力壁上单位横截面积上的比冲。 δ_{A1} , δ_{A2} , δ_B 为爆震混合物比热比 k_1 , 爆震产物比热比 k_2 以及爆震波马赫数 M_{CJ} 的函数。 $F_n(\delta_{A1}, \delta_{A2})$ 为比冲计算函数,见参考文献[13]中的表2。

p_5 为推力壁压力平台区的压力, t_{CJ} 为爆震波从爆震室头部传播到爆震室出口所用的时间。

推力壁压力平台区压力和爆震波传播时间可以分别用下式计算

$$p_5 = \delta_{A1} \cdot p_4 \quad (2)$$

$$t_{\text{CJ}} = \frac{L_{\text{tube}}}{V_{\text{fill}} + D_{\text{CJ}}} \quad (3)$$

式中 p_4 为爆震室初始时刻静压, L_{tube} 为爆震室长度, V_{fill} 为爆震室初始时刻速度, D_{CJ} 为爆震波速度。

Takuma Endo等提出的解析模型只是求解单次爆震的比冲。而PDTE中最关键的两个参数是爆震室出口的等价总压和等价出口总温。对于爆震室出口一个循环内的平均总压,可以下式来计算

$$p_{\text{avg}} = I_{\text{cycle}} \cdot f \quad (4)$$

式中 f 为爆震室的工作频率,可以根据爆震室一个工作循环的时间来计算,即

$$f = 1/(L_{\text{tube}}/V_{\text{fill}} + t_{\text{exhaust}}) \quad (5)$$

式中 t_{exhaust} 为起爆到排气过程结束时间,即

$$t_{\text{exhaust}} = \left\{ \delta_{A2} \cdot [f_n(\delta_{A1}) - 1] + \delta_B \right\} \cdot t_{\text{CJ}} \quad (6)$$

函数 $f_n(x)$ 的具体确定方法见参考文献[13]。

爆震室出口的平均总温可以利用爆震室推力壁处的温度在一个循环内的平均值来替代。爆震波传播过程压力平台区的声速为

$$a_5 = D_{\text{CJ}}/\delta_{A2} \quad (7)$$

根据声速与温度的等熵关系式可以得到爆震波起爆后平台区的温度 T_{plateau} 。当推力壁压力降低时,声速随时间的变化关系可以用如下关系式来计算

$$a_w = a_5 \cdot \left\{ k_A \cdot \exp[-k_B \cdot (a_5/L_{\text{tube}}) \cdot (t - t_{\text{plateau}})] + (1 - k_A) \cdot \exp[-k_C \cdot (a_5/L_{\text{tube}}) \cdot (t - t_{\text{plateau}})] \right\}^{(k_2 - 1)/2k_2} \quad (8)$$

式中 k_A , k_B , k_C 为常系数,其中 $k_A = 0.6066$, $k_B = 2.991$, $k_C = 0.5014$, t 为压力平台区压力开始衰减后的,压力平台区声速 a_w 对应时刻, t_{plateau} 为从起爆到压力平台压力开始降低的时间。

根据声速和温度的关系式可以得到爆震室头部推力壁处温度 T_w 随时间的变化曲线。对温度在一个循环进行平均就可以得到爆震室头部的平均温度,作为爆震室出口的平均总温,即

$$T_{\text{avg}} = \int_0^{T_{\text{cycle}}} T dt \cdot f \quad (9)$$

为了得到爆震波以及爆震产物的参数,需要知道爆震室内可爆混合物的初始静参数。假设爆震室的填充马赫数为 M_{fill} ,空气填充完毕后燃料即和空气完全混合。爆震室初始时刻的静压和静温可根据总参数与静参数的关系来计算,即

$$T_4 = T_{122} / \left(1 + \frac{k-1.0}{2} M_{\text{fill}}^2 \right) \quad (10)$$

$$p_4 = p_{122} / \left(1 + \frac{k-1.0}{2} M_{\text{fill}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (11)$$

式中 k 为空气的比热比, o_{122} , T_{122} 为风扇出口总压和总温,可根据风扇的压比效率,以及进气道入口参数来确定。

本文提出的性能模型,最重要的是得到爆震室出口的平均总压和平均总温,计算步骤如下:

(1) 先假设一个填充马赫数,然后由方程(10), (11)得到可爆混合物的初始静参数。

(2) 根据给定的混合物当量比,由可爆混合物的静参数利用CEA软件计算得到爆震参数如 k_1 , k_2 , M_{CJ} , D_{CJ} 。爆震室的填充速度可用式(12)来计算

$$V_{\text{fill}} = M_{\text{fill}} \cdot a_4 = M_{\text{fill}} \cdot \sqrt{kRT_4} \quad (12)$$

式中 a_4 为爆震室初始混合物声速, R 为初始混合物气体常数, $287\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

(3) 根据这些参数可以利用式(5)计算得到爆震室的工作频率,若计算得到的工作频率和给定的频率一致,则说明该填充马赫数满足给定频率下的填充速度要求。若不满足,则修改填充马赫数,通过反复迭代,最终得到给定频率下的填充马赫数,从而确定爆震室的初始状态和爆震产物状态;

(4) 利用式(4)和式(9)计算得到爆震室出口的平均总压和平均总温。

由于所选取的分开排气涡轮发动机外涵道的空气流量不可能全部参与爆震燃烧,部分空气只是用来冷却爆震室。在给定的频率下,一个循环内参与

爆震燃烧的平均空气流量可以用下式来计算

$$Mass_{det} = \frac{P_4}{RT_4} A_{tube} L_{tube} f \quad (13)$$

式中 A_{tube} 为爆震室的总流通面积之和。

一个循环内冷却爆震室的平均空气流量为

$$Mass_{cool} = Mass_{duct} - Mass_{det} \quad (14)$$

式中 $Mass_{duct}$ 为外涵道空气流量,外涵道中参与爆震燃烧的空气流量占整个外涵道流量的百分比为

$$DR = Mass_{det} / Mass_{duct} \quad (15)$$

假设爆震产物以出口平均总温总压完全膨胀至外界大气压,则根据按照文献[14]中的方法可得到外涵道爆震室产生的推力。

3 带PDC外涵加力的原理性试验系统理想性能

西北工业大学PDE课题组利用压气机来模拟外涵道风扇出口的来流条件,建立了四管爆震室与压气机匹配的原理性试验模型。目前四管爆震室与压气机已经能够匹配工作,单管爆震室工作频率30Hz,整个试验模型的频率120Hz,并获得整个模型初步的性能。根据实验测得的压气机压比按照文献^[14]中的方法可以计算得到外涵道出口的 p_{122} , T_{122} 。从而按照上述模型可以得到整个试验模型的性能。表1给出了实验结果与理论计算结果的对比。

从表1中可以看出,根据前文的理论模型计算得到的发动机的理论推力大于实验结果。理论计算得到的推力值偏高是很容易理解的。首先,在理论计算中,假设爆震室出口的气流完全膨胀至外界大气压,但在试验过程中,爆震室出口并未安装任何喷管结构,爆震后的高温高压产物直接排放至外界,导致燃烧产物的能量浪费。所以,爆震室后加装合适的喷管结构能够提高该原理性试验模型的性能。其次,在本文的模型中,爆震波是直接从推力壁处起爆的,而在实际工程应用中,直接起爆所需要的能量巨大,所以实验中爆震室的起爆采用的是缓燃向爆震转变(Deflagration to detonation transition, DDT)的方法,DDT过程会导致发动机推力性能的损失。通过与实验结果的对比表明通过设计合适的喷管结构能够提高该原理性实验模型的推力性能。而且本文的爆震室模型可以得到爆震室的平均增压比和爆震室出口的平均温度,从而能够很方便的与传统喷气发动机的性能计算方法结合起来,来预测其他类型的脉冲爆震涡轮发动机的性能。

Table 1 Comparison between experimental results and predicted performance of pulse detonation turbine engine with PDC in the bypass duct

Frequency/Hz	Experimental results		
	Compressor ratio	Averaged thrust /N	Ideal thrust /N
20	1.44	144	249
30	1.714	281	456

4 算例分析

下面以一个外涵道装有脉冲爆震加力燃烧室的分开排气的涡扇发动机的性能进行分析。

在外涵道安装爆震室前,该发动机在海平面静止状态下的详细参数见表2。从该款发动机的外涵道

Table 2 Parameters of the baseline turbofan engine

Parameters	Value
Mass flow rate/(kg/s)	28.71
Bypass ratio	3.28
Compressor ratio	1.6
Radial height of bypass duct/m	0.13
Diameter of bypass duct/m	0.5
Baseline thrust/N	8450
Baseline specific fuel consumption/(kg/(N·h))	0.0484

尺寸可以看出,该发动机的外涵道可以安装12个内径为0.1m的爆震室。假设爆震室的长度为1.3m,爆震室百分之百填充。外涵道安装爆震室后,风扇的工作状态不受影响。则根据来流条件以及风扇的工作参数可以确定风扇出口总参数。若外涵道没有安装爆震室时,假设外涵道气流直接通过外涵道尾喷管完全等熵膨胀至外界,根据外涵道进出口的动量方程可以得到外涵道的推力 F_{duct} ,而外涵道安装爆震室后,根据本文的性能模型可以计算得到外涵道安装爆震室后的总推力 F_{PDE} 。外涵道爆震室的推力增益为

$$F_{add} = F_{PDE} - F_{duct} \quad (16)$$

则外涵道加爆震室后发动机的总推力可以用下式计算

$$F_{total} = F - F_{duct} + F_{PDE} \quad (17)$$

式中 F 为发动机设计点总推力。

外涵道加装爆震室后发动机总的耗油率可以根据下式计算

$$sfc_{total} = \frac{(F \cdot sfc + Mass_{det} \cdot FAR \cdot 3600)}{F_{total}} \quad (18)$$

式中 sfc 为没有安装爆震室前该发动机的耗油率, FAR 为爆震室的油气比。

4.1 爆震室部件特性

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,若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少。所以爆震室的增压比是爆震室的一个重要参数,它定义为爆震室出口的平均总压与爆震室入口空气的总压之比。图2给出了本文所选取算例中爆震室平均增压比和出口平均温度随爆震室工作频率的变化关系。其中,爆震室当量比为1。从图中可以看出,爆震室的增压比和出口温度随着爆震室的工作频率的增大而增大,而且爆震室的增压比和频率几乎是线性关系。爆震室出口温度随着爆震室的工作频率的增加先线性增加,然后增加速度逐渐变得缓慢。随着工作频率的提高,一个循环内参与爆震燃烧的燃油流量增加,从而化学反应释放的能量增大,所以爆震室出口的平均温度增加。爆震频率增加后,爆震室的填充过程缩短,而爆震波的起爆传播和排气过程的时间则变化不大,爆震室内处于高压环境下所占的时间百分比增加,所以爆震室增压比随着爆震室工作频率的提高而增大。

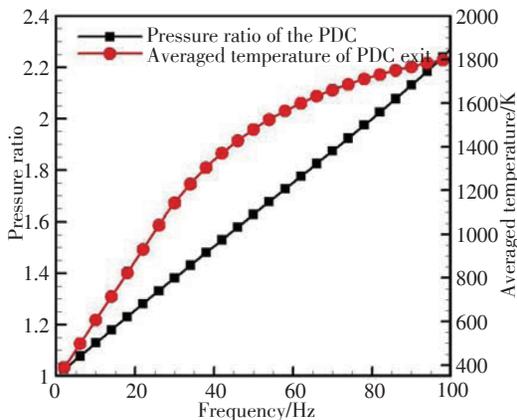


Fig. 2 Pressure ratio and averaged temperature of PDE as a function of operating frequency

爆震室的频率一旦给定,一个循环内参与爆震燃烧的空气流量也就确定了。但是如果爆震室的工作频率较低时,外涵道的气流并不是全部参与爆震燃烧,部分空气在爆震室外对爆震室进行冷却。故外涵道存在一个涵道比的参数,具体定义见式(15)。图3给出了外涵道涵道比和发动机的总推力

随着爆震室的工作频率的变化关系。从图中可以看出,随着工作频率的提高,外涵道涵道比增大,发动机的推力也随着增大。当爆震室的工作频率达到60Hz时,发动机的总推力相比于设计点推力增加一倍,而总的耗油率为0.1938kg/N·h。

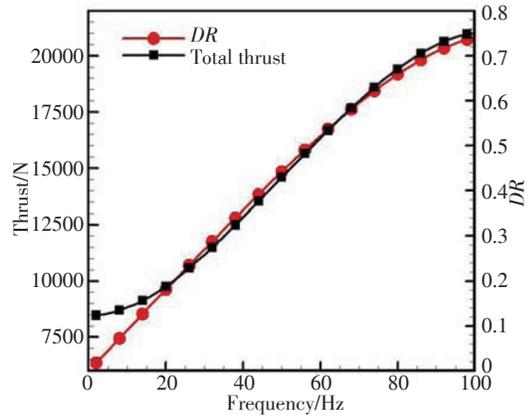


Fig. 3 Total Thrust and duct ratio as a function of operating frequency

4.2 当量比的影响

为了研究爆震室当量比对爆震室部件特性以及发动机的总推力和耗油率的影响,爆震室工作频率保持50Hz不变,逐步将爆震室的当量比从0.7变化到1.3。图4给出了爆震室的增压比和爆震室的平均出口温度随爆震室当量比的变化关系。从图中可以看出,随着爆震室内当量比从贫油逐渐变化到富油状态,爆震室的增压比和爆震室的出口温度出现先增大后减小的变化趋势。爆震室的平均增压比在当量比1~1.1之间达到最大值,而最大的爆震室平均出口温度对应的当量比在1.1~1.2之间。这是因为在给定的燃料种类和工作频率下,爆震波后压力和温度

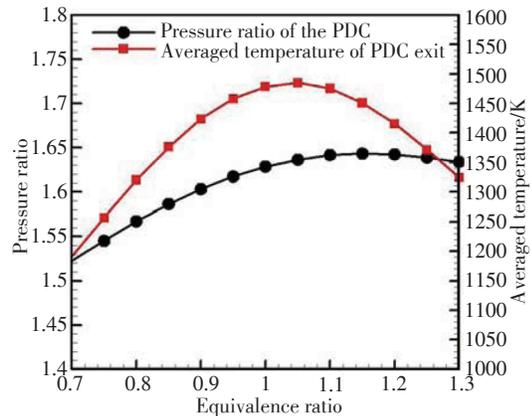


Fig. 4 Pressure ratio and averaged temperature of PDE as a function of equivalence ratio

随着当量比先增大后减小,在当量比为 1.1 左右达到最大值。所以爆震室的平均增压比和平均出口温度随着当量比的逐渐增大会先增大后减小。

图 5 给出了发动机的总推力和总耗油率随着当量比的变化。可以看出,当爆震室工作频率一定时,发动机的总推力也随着当量比的增加而出现先增大后减小的趋势,最大的总推力在当量比为 1.1 左右达到。而发动机的总耗油率则随着当量比的增大而单调递增。这是因为在当量比为 1.1 左右,爆震室的增压比最大,出口平均温度也接近峰值,所以通过尾喷管膨胀后产生的推力也最大。但是,当量比增大时,参与爆震燃烧的燃油流量也增大,虽然当量比从贫油到富油状态过渡时,发动机的总推力会先有一段上升的趋势,但是燃油流量增大的影响更大,导致发动机总的耗油率增加。显然过渡富油对发动机的性能是不利的。在贫油混气中组织爆震燃烧能降低发动机的耗油率。

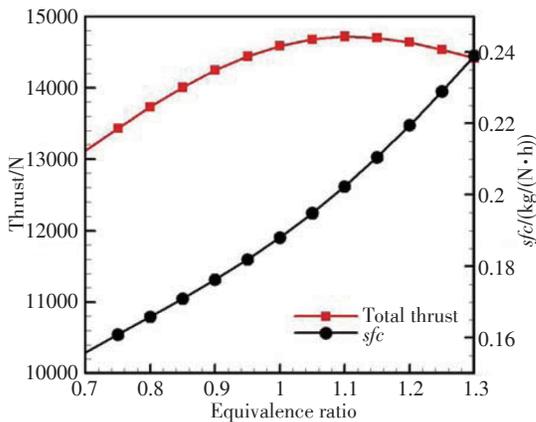


Fig. 5 Total thrust and sfc as a function of equivalence ratio

4.3 等燃油流量时与传统等压燃烧室性能对比

从图 2 可以看出,当爆震室的工作频率较低时,爆震室的平均增压比较低,爆震燃烧过程的自增压优势并不明显。相反,爆震室产生的非定常高幅值脉动气流通过尾喷管后将产生很大的流动损失。为此,有必要对爆震燃烧与传统的等压燃烧的性能进行对比。为了便于比较,我们假设所选取的发动机外涵道装有传统的等压燃烧室,该燃烧室的燃油流量和相应工作频率下的爆震室的燃油流量相等。即保证在爆震室的每一个工作频率下,两种燃烧室的燃油流量一致。根据能量守恒方程,可以得到传统等压燃烧室的出口总温,即方程

$$c_{pg}(Mass_{duct} + Mass_{fuel})T_{17} = c_p Mass_{duct} T_{122} + \eta_b Mass_{fuel} H_u \quad (19)$$

式中 η_b 为等压燃烧室的燃烧效率,取值为 1; H_u 为燃料的低热值, c_p 为空气定压比热, $1005 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$, c_{pg} 为燃气的定压比热, $1244 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ 。

不考虑等压燃烧过程中的总压损失,即燃烧室出口总压等于风扇出口总压。同样假设传统等压燃烧室出口的燃气完全胀至外界。则根据动量方程可以得到外涵道等压燃烧室的推力增益。用类似式 (16) ~ (18) 可以计算整个发动机的性能。

图 6 和图 7 分别给出了随着爆震室的工作频率的增大,整个发动机的总推力和耗油率的变化曲线。从图中可以看出,随着爆震室工作频率的增大,外涵道加装两种燃烧室后发动机的总推力和总耗油率都单调增加。当爆震室工作频率较低时,与外涵道装有传统等压燃烧室的发动机的总推力相比,外涵道装有脉冲爆震燃烧室的发动机的总推力较小,而耗油率较高。只有当爆震室的工作频率超过 50Hz 以后,外涵道装有脉冲爆震燃烧室的发动机的总推力

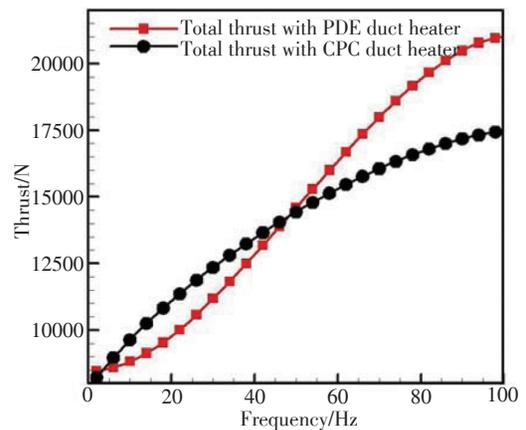


Fig. 6 Comparison of total thrust between PDE duct heater and CPC duct heater as a function of operating frequency

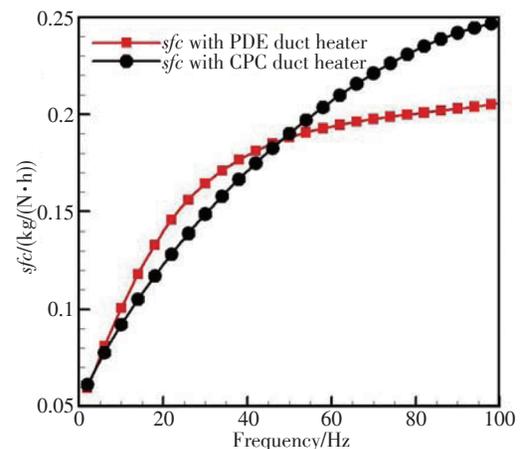


Fig. 7 Comparison of sfc between PDE duct heater and CPC duct heater as a function of operating frequency

才高于外涵道装有传统等压燃烧室的发动机的总推力,且耗油率要小。这是因为在低频工作状态下,爆震室的增压比较低,爆震燃烧的增压作用并不明显。低频工作时,爆震室大部分时间处于填充状态,爆震室出口温度较低,只有在爆震排气过程爆震室出口才是高温高压状态,这样剧烈的爆震室出口参数变化会产生很大的推力损失。而传统的等压燃烧室出口温度和压力都是定常的,所以外涵道装有脉冲爆震燃烧室的发动机的总推力在低频时小于外涵道装有传统等压燃烧室的发动机的总推力,而两者消耗的燃油流量是相同的,故其耗油率要高。当爆震室的工作频率较高时(>50Hz),爆震燃烧的增压作用显著增加,同时爆震室出口的温度也大大增加;虽然传统等压燃烧室出口的温度也增加,但是其出口总压却保持不变,所以外涵道装有脉冲爆震燃烧室的发动机的总推力在高频状态下要大于外涵道装有传统等压燃烧室的发动机的总推力,且耗油率要小。

5 结 论

通过本文的研究,得出以下结论:

(1)建立了外涵带脉冲爆震燃烧室的分开排气涡扇发动机的性能模型,利用该模型对试验模型性能进行评估并与试验结果进行对比,为下一步的实验优化提供指导。

(2)选取一分开排气涡扇发动机,对其外涵道装有脉冲爆震燃烧室后的性能进行评估。当爆震室工作频率达到60Hz时,发动机的总推力相比于设计点推力能增加一倍,而总的耗油率不到0.2kg/(N·h)。

(3)当爆震室工作频率一定时,发动机的总推力在当量比为1.1左右最大,发动机的总耗油率则随着当量比的增大而单调递增。

(4)当爆震室工作频率超过50Hz时,在等燃油流量下,外涵道装有脉冲爆震燃烧室的发动机总推力大于装传统等压燃烧室的发动机的推力,且耗油率要小。

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] Wintenberger E. Application of Steady and Unsteady Detonation waves to Propulsion [D]. Pasadena: California Institute of Technology, 2004: 34-41.
- [3] 严传俊,范玮,黄希桥,等. 脉冲爆震发动机性能分析[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(1): 217-220.
- [4] Ma F, Choi J Y, Yang V. Propulsive Performance of Air-breathing Pulse Detonation Engines [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1188-1203.
- [5] Mawid M A, Park T W, Sekar B. Performance Analysis of a Pulse Detonation Device as an Afterburner [R]. AIAA 2000-3474.
- [6] Rasheed A, Furman A H, Dean A J. Experimental Investigations of an Axial Turbine Driven By a Multi-tube Pulsed Detonation Combustor System [R]. AIAA 2005-4209.
- [7] Andrus I Q, King P I. Evaluation of a High Bypass Turbofan Hybrid Utilizing a Pulsed Detonation Combustor [R]. AIAA 2007-5074.
- [8] 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.
- [9] Chen Wenjuan, Fan Wei, Qiu Hua, et al. Thermodynamic Performance Analysis of Turbofan Engine with a Pulse Detonation Duct Heater [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 23(1), 206-212.
- [10] 何龙,郑龙席,邱华,等. 脉冲爆震涡轮发动机性能计算[J]. 推进技术, 2012, 33(005): 665-670. (HE Long, ZHENG Long-xi, QIU Hua, et al. Calculating Performance of Pulse Detonation Turbo Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 665-670.)
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.

(编辑:朱立影)