

带增压压气机的小型脉冲爆震涡轴发动机性能分析^{*}

郑华雷¹, 黄 兴¹, 郭青林¹, 郑龙席²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了解决小型涡轴发动机采用脉冲爆震燃烧室代替主燃烧室时, 由于脉冲爆震燃烧室的增压作用, 无法从压气机出口引气对燃气涡轮冷却、封严的问题, 提出了一种带增压压气机的脉冲爆震涡轴发动机(PDTSE)构型, 并建立了相应的部件特性和总体性能分析方法。对常规涡轴发动机与带增压压气机的PDTSE性能进行对比研究。计算结果表明: 与常规涡轴发动机相比, 带增压压气机PDTSE性能具有较大优势; 在整个设计域内, 在综合考虑了部件技术难度的情况下, 在性能最优处, 带增压压气机的PDTSE相比普通涡轴的热循环效率高15.7%, 耗油率低9.5%, 单位功率高26.9%。

关键词: 涡轴发动机; 脉冲爆震; 冷却; 增压压气机; 性能分析

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0923-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200248

Performance Analysis of a Small Pulse Detonation Turboshaft Engine with a Booster

ZHENG Hua-lei¹, HUANG Xing¹, GUO Qing-lin¹, ZHENG Long-xi²

(1. AEEC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to solve the problem that the pulse detonation turboshaft engine (PDTSE) has a difficulty in cooling and sealing the gas turbine due to the pressure increasement in the pulse detonation combustor, a booster behind the main compressor is utilized to increase the pressure ratio of the cooling flow. A performance model is established to study the components characteristics and the overall engine performance of the PDTSE with a booster. The overall performance of PDTSE with a booster and turboshaft were compared and analyzed and the results show that, because of its natural thermal advantage, the performance of PDTSE with a booster is much better than that of turboshaft engine. The results also suggest that at the best performance point of their design spaces with the consideration of the components technology, the thermal efficiency, specific fuel consumption and the specific power improvement of PDTSE with a booster is 15.7%, 9.5% and 26.9%, respectively, compared with turboshaft engine.

Key words: Turboshaft engine; Pulse detonation; Cooling; Booster; Performance analysis

1 引 言

脉冲爆震涡轴发动机(Pulse detonation turbine

turboshaft engine, PDTSE)采用脉冲爆震燃烧室(Pulse detonation combustor, PDC)来代替传统涡轮轴发动机等压燃烧室。因爆震燃烧具有自增压的优点, 采用

^{*} 收稿日期: 2020-04-20; 修订日期: 2020-05-29。

通讯作者: 郑华雷, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机总体性能。E-mail: 008zheng@163.com

引用格式: 郑华雷, 黄 兴, 郭青林, 等. 带增压压气机的小型脉冲爆震涡轴发动机性能分析[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 923-930. (ZHENG Hua-lei, HUANG Xing, GUO Qing-lin, et al. Performance Analysis of a Small Pulse Detonation Turboshaft Engine with a Booster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 923-930.)

爆震燃烧室替换等压燃烧室后,涡轴发动机可减小压气机级数,降低压气机压缩功,使动力涡轮输出功率增加,整体上提高涡轴发动机的循环热效率,进而降低耗油率。此外,爆震燃烧与等压燃烧相比,不存在燃烧不稳定和容易熄火等问题,而且爆震燃烧的燃烧速度很快,燃烧产物在高温区的停留时间很短,可减小 NO_x 等污染物的排放^[1]。基于脉冲爆震上述优势,国内外多家研究机构、高校开展了大量将脉冲爆震燃烧室用于航空燃气涡轮发动机相关研究,以大幅提高现有发动机的性能^[2-10]。

脉冲爆震燃气涡轮发动机(Pulse detonation turbine engine, PDTE)性能计算的关键是对脉冲爆震燃烧室出口平均参数的处理方法,如求出其平均参数,即可把脉冲爆震燃烧室作为一个常规的定常部件处理。Wilson等^[2]、Paxson等^[3]省去计算脉冲爆震燃烧过程,通过试验拟合进出口的质量流量总焓比和总压比,得到PDC特性图,直接由进口参数和特性图计算出口参数。Endo等^[4-6]提出了直管脉冲爆震燃烧室的解析模型,该模型预测的压力变化与比冲与试验结果吻合度较好。邓君香等^[7]、何龙等^[8]采用了推力壁、ZND计算模型,建立了PDTE性能计算模型,对PDTE的性能进行计算,结果表明:与传统燃气涡轮发动机相比,PDTE单位推力和耗油率两个性能均有较大幅度的提升。陈文娟等^[9]、卢杰等^[10]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,并与相关试验进行验证,结果表明,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。但是上述爆震燃烧室替代燃气涡轮发动机主燃烧室时涡轮的冷却在工程上均无法实现,由于爆震室的增压作用,即使不考虑爆震波峰压力,高压涡轮进口平均压力也大于压气机出口压力,爆震室平均出口温度更是达到了 1800K ^[7-8],按照文献^[7-10]中高压涡轮冷却气体的计算方法,得到关于脉冲爆震燃烧对燃气涡轮发动机性能提升的定量结论,与真实情况有较大的偏差。

为解决用PDTSE中爆震燃烧室代替主燃烧室后,燃气涡轮无法冷却、封严的工程问题,本文提出了一种在主压气机后增加一个增压压气机的PDTSE构型,使增压级出口压力略大于爆震室出口压力,这样即可对燃气涡轮进行冷却、封严。并针对此构型建立了数学模型,在热力循环分析的过程,基于航空燃气涡轮发动机部件法,从工程实现的角度,考虑了

压气机效率与其出口流量和压比的耦合关系,燃气涡轮冷却气量与燃气涡轮、冷气温度的耦合关系,并对PDTSE和普通涡轴的关键性能指标进行了对比分析,同时讨论了PDTSE热力循环参数的选取。

2 PDTSE性能计算模型

2.1 发动机基本构型及工作过程

图1给出了用脉冲爆震燃烧室替代传统涡轴发动机燃烧室,并在压气机后增加一个增压压气机的PDTSE基本构型以及各截面定义,其中“Main Compressor”代表主压气机,“Booster”代表增压压气机,“HPT”代表高压涡轮,“PT”代表动力涡轮。2至25(13)为主压气机的多变压缩过程,值得注意的是,13截面和25截面不是涡扇发动机的内、外涵,而是主压气机的两个出口,两个截面的压力和温度一致;25至3为增压压气机的多变压缩过程;13至16为脉冲爆震燃烧室的燃烧过程;16截面和3截面出口工质在绝热掺混后进入4截面(燃气涡轮导叶入口);4至45为燃气在燃气涡轮中的膨胀做功过程;45至5为燃气在动力涡轮中的膨胀做功过程。

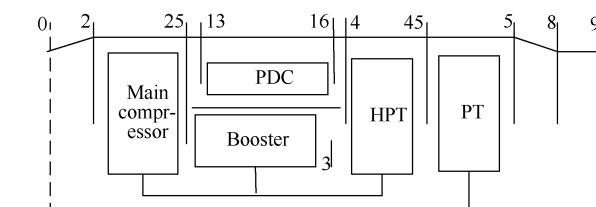


Fig. 1 Configurations and cross section of PDTSE with a booster behind the main compressor

主压气机出口空气流量为 W_a ,一部分进入封严动力涡轮,流量为 W_{PT} ;一部分进入增压压气机,流量为 $W_{Booster}$;一部分完全进入PDC,流量为 W_{PDC} 。进入PDC的空气与燃油按当量比进行爆震燃烧;进入增压压气机的气体,在出口一部分冷却燃气涡轮导叶和燃气涡轮转子叶片,增压压气机出口流量为 W_3 ,与PDC出口的燃气掺混,为使增压压气机出口气体更好的对燃气涡轮进行冷却、封严,在本文中,增压压气机出口总压比PDC出口压力高5%。

2.2 爆震室计算模型

目前,在PDTE中计算PDC出口参数计算模型有性能解析模型、推力壁模型、ZND模型、PDC特性图模型,或是直接采用数值仿真模型等。本文主要采用推力壁模型处理脉冲爆震燃烧室内参数的变化,进而计算爆震燃烧室出口平均参数。对PDC内的热力

过程进行如下假设:

(1)工质在PDC的流动在径向上是均匀的;(2)在一个爆震循环内,PDC进出口流量相等;(3)在压力平台区、压力衰减阶段以及填充阶段,热力过程是等熵的;(4)主压气机和PDC之间存在一个理想的阀门+过渡段结构,可以消除PDC爆震波的反传,仅有压力损失,压力损失假设为25%;(5)在填充阶段结束,马上在爆震燃烧室封闭端形成爆震波。

填充阶段结束后,PDC内部的静压、静温可由填充马赫数 Ma_{fill} 和滞止参数求出,工质的比热容、焓值等物性参数采用REFPROP^[11-12]计算,爆震波后马赫数 Ma_{CJ} ,速度 V_{CJ} 等参数由CEA^[13](Chemical equilibrium with applications)计算得到。

压力平台区的总压为

$$p_{\text{plateau}} = \delta_{A1} p_{s,\text{fill}} \quad (1)$$

$$\delta_{A1} = \frac{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2 + k_2}{2k_2} \left(\frac{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2 + k_2}{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2 + 1} \frac{k_2 + 1}{2k_2} \right)^{\frac{k_2 + 1}{k_2 - 1}} \quad (2)$$

式中 $p_{s,\text{fill}}$ 为填充结束后PDC内静压, δ_{A1} 为一个特征量,表征了在压力平台区的总压相对于填充静压的增压比, k_1 和 k_2 分别是爆震前燃料/空气混合物和爆震后产物的比热比。

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总温,爆震后声速 c_b 由下式计算,式中 δ_{A2} 为表征压力衰减的特征参数。

$$c_b = V_{\text{CJ}} / \delta_{A2} \quad (3)$$

$$\delta_{A2} = 2 \frac{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2}{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2 + k_2} \quad (4)$$

爆震波传播时间由下式计算,式中 L 为PDC长度, V_{fill} 为PDC初始时刻填充速度。

$$t_{\text{CJ}} = \frac{L}{V_{\text{CJ}} + V_{\text{fill}}} \quad (5)$$

平台区的持续时间由下式计算,式中 δ_B 也是一个特征量,表征压力平台区持续时间与 t_{CJ} 的比值。

$$t_{\text{plateau}} = \delta_B t_{\text{CJ}} \quad (6)$$

$$\delta_B = 2 \left(\frac{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2 + k_2}{k_1 Ma_{\text{CJ}}^2 + 1} \frac{k_2 + 1}{2k_2} \right)^{\frac{k_2 + 1}{k_2 - 1}} \quad (7)$$

压力衰减阶段的持续时间 t_{decay} 由下式计算,式中函数 $f_n(\delta_{A2})$ 具体计算公式参考文献[6]的表1。

$$t_{\text{decay}} = t_{\text{CJ}} \delta_{A2} [f_n(\delta_{A2}) - 1] \quad (8)$$

填充时间计算公式为

$$t_{\text{CJ}} = \frac{L}{V_{\text{fill}}} \quad (9)$$

式(1)~(9)解析了填充阶段、压力平台阶段以

及压力衰减阶段的总压、总温以及对应的时间,即可求得PDC出口的平均总温总压。从式(1)~(9)可以看到,当流向PDC和增压压气机流量比 R_{PB} 不变时,除了PDC的几何尺寸以及填充马赫数(爆震频率),PDC出口平均参数直接受压气机出口参数影响,即PDTSE的燃烧室出口温度和压气机压比这两个主要设计变量耦合成压气机压比一个变量。因此对应每一组给定的燃烧室出口总温和压气机压比,通过迭代 R_{PB} 使4截面温度等于给定值。

2.3 压气机、涡轮效率约束

对于燃气涡轮发动机,压气机和涡轮的效率对发动机耗油率和单位推力/功率等性能指标影响很大。对于中小型涡轴发动机,部件效率受小尺寸效应影响很大,在循环分析时必须把此因素考虑进去。文献[14-15]均使用压气机出口换算流量与多变效率的关系表征压气机气动性能的水平。压气机出口换算流量可以表征流量和压比水平,也反映了压气机出口截面的几何尺寸,在相同技术水平下,压气机的压比越高,出口换算流量越小,压气机出口叶片高度越小,尺寸效应越严重,设计难度越大,压气机的多变效率也越低。一般情况下,压气机的多变效率反应了压气机的设计水平,在同样的设计经验下,构型一样的压气机的多变效率基本一致。

压气机出口换算流量计算公式为

$$W_{a,\text{cor}} = W_a \sqrt{\frac{T_{\text{out}}}{288.15}} / \left(\frac{p_{\text{out}}}{101325} \right) \quad (10)$$

式中 W_a 为压气机出口物理流量, T_{out} 和 p_{out} 分别为压气机出口的总温、总压。

压气机压缩过程一般由绝热效率和压比计算出口参数,绝热效率 η_{adia} 计算公式为

$$\eta_{\text{adia}} = \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi^{\frac{k-1}{k\eta_{\text{poly}}}} - 1} \quad (11)$$

式中 η_{poly} 为多变效率, π 为压气机压比, k 为绝热指数。可以看到,当多变效率一致的情况下,压比越大,绝热效率越低。

图2为压气机多变效率与压气机出口换算流量的关系曲线^[14],当压气机出口换算流量小于0.91kg/s时,小尺寸效应加剧,压气机多变效率随流量的减小迅速减小。当压气机出口换算流量大于0.91kg/s时,小尺寸效应对效率的影响变小。本文主要分析先进中小型PDTSE的性能,因此压气机多变效率随出口换算流量的关系选取图2中“Advanced”曲线。

对于涡轮部件,绝热效率主要受涡轮载荷系数、

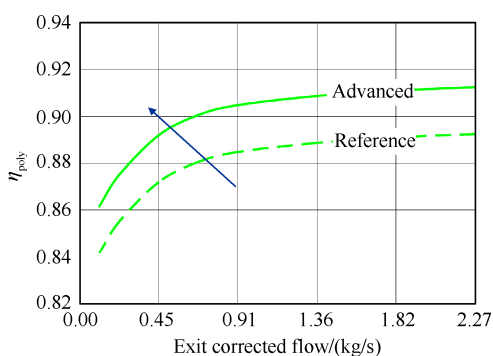


Fig. 2 Curves of compressor polytropic efficiency as a function of exit corrected flow^[14]

流量系数的影响。中小型涡轴发动机的燃气涡轮一般采用小展弦比设计,如果采用单级燃气涡轮,则其膨胀比一般较大,所以效率往往受制于其载荷即膨胀比,在这种情况下宜使用膨胀比与效率的关系;如果采用双级燃气涡轮,则其每一级膨胀比较小,所以效率往往受制于流量系数,在这种情况下宜使用流量系数与效率的关系;对于中小型涡轴发动机的动力涡轮,一般展弦比较大,且常采用多级设计,级负荷一般较低,所以效率往往受制于流量系数,在这种情况下宜使用流量系数与效率的关系,涡轮换算流量计算方法与计算压气机换算流量的方法类似,也是把物理流量换算到标准大气(压力为 101325Pa,温度为 288.15K)状态。

当今世界上先进中小型涡轴发动机的燃气涡轮基本均选用双级燃气涡轮的构型,动力涡轮均为两级或两级以上的构型,因此燃气涡轮和动力涡轮效率均表示为进口换算流量的关系,具体见图 3、图 4^[15]。与压气机效率类似,本文中燃气涡轮和动力涡轮效率随进口换算流量的关系也选取图 3、图 4 中的“Advanced”曲线。

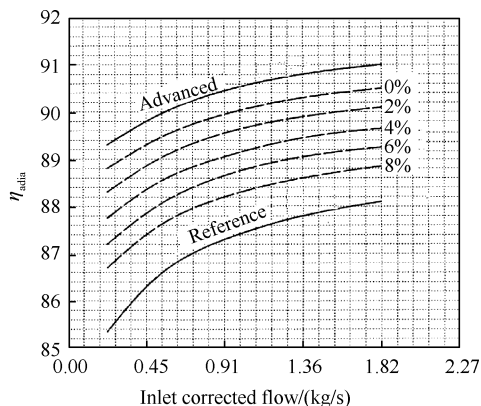


Fig. 3 Curves of gas generator turbine adiabatic efficiency as a function of inlet corrected flow^[15]

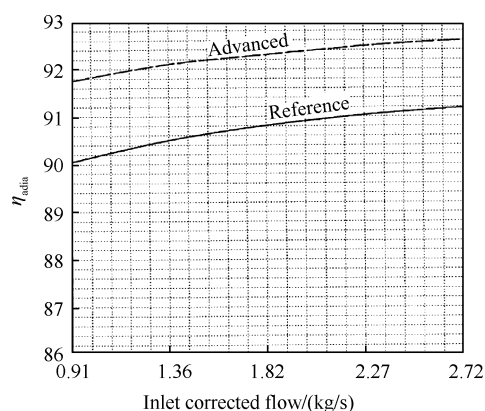


Fig. 4 Curves of power turbine adiabatic efficiency as a function of inlet corrected flow^[15]

2.4 冷气量约束

传统热力循环分析模型中,一般是根据工程经验给出与涡轮进口温度的拟合曲线,无法准确地根据燃气温度、冷气温度以及冷却形式计算出需用冷气质,因此必须在热力循环分析中加入更加精细的涡轮冷却传热计算模型。NASA 涡轮叶片冷却设计的评估程序 COOLIT 中的方法,引入冷却系数的概念^[16-17],见下式。

$$\frac{W_{cool}}{W_{gas}} = 0.022 F_{AC} \left(\frac{\eta}{1 - \eta} \right)^{1.25} \quad (12)$$

式中 W_{cool} , W_{gas} 分别为冷却气体和燃气流量; F_{AC} 为冷却系数; η 为冷却效率。

$$\eta = \frac{T_{gas} - T_{metal}}{T_{gas} - T_{cool}} \quad (13)$$

式中 T_{gas} , T_{cool} , T_{metal} 分别是燃气温度、冷气温度、涡轮金属许用温度,本文假设导叶的许用温度为 1210K,转子叶片的许用温度为 1230K^[18-19]。

F_{AC} 的值越大,叶片所需的冷气质越大。针对涡轮叶片, NASA 给出了多组基于经验的冷却系数选取值,如表 1 所示。从表中可见,以单纯的内部对流冷却叶片与全气膜覆盖叶片为两种极端冷却形式,带气膜冷却的叶片冷却系数介于这两者之间。

该组冷却系数是基于某特定的叶片的结构形式,在不同发动机流量及叶型下,实际的冷却系数差别非常大,需要根据不同的冷却结构选取不同的冷却系数,在本文中选取局部气膜+内部对流的冷却结构,冷却系数为 1.2。

2.5 多约束条件下的 PDTSE 性能模型

传统涡轴发动机总体性能计算或是热力循环分析时,部件效率和空气系统的分配一般由以往工程设计经验直接给出。但是从上文中压气机涡轮效率

Table 1 Cooling flow factor of different cooling configurations

Cooling configuration	Trailing edge ejection /%	Impingement insert	Cooling flow factor
Convection	100	No	2.0
Convection with coat	100	No	1.5
Advanced convection	100	Yes	1.4
Film with convection	75	Yes	1.3
	50	Yes	1.2
	25	Yes	1.1
Full cover film	0	Yes	1.0

计算方法、冷气量的确定方法中可以看到,压气机、涡轮的效率受压比和流量的影响,冷却气量受燃气温度和冷气温度(压气机压比、压气机效率)的影响,此外,发动机功率同时受流量、功率以及部件效率的影响。因此,对于某一功率等级的涡轮发动机来讲,主要的循环参数,如压气机压比、压气机效率、涡轮效率、空气系统冷气量的分配、燃烧室出口温度等都受到彼此之间的约束,而且均处于强耦合状态,若单独给出某些循环参数的取值,会造成彼此之间不满足约束条件。借鉴多设计点热力循环分析方法(Multiple design points,MDP)思想,在总体性能计算分配循环参数时时,在设计点根据性能需求、技术限制,针对主要的循环参数建立平衡方程组,当迭代收敛时,设计域内的每一个点都严格满足性能需求和约束限制^[20-23]。

综合参考现役/在研的先进中小型涡轮发动机,设计工作状态为 $H=0$,ISA,功率为2000kW^[24]。表2为总体性能模型中在设计点的迭代方程组。方程左侧为根据某组迭代变量的计算值,其中 $p, T_{\text{GTGV}}, T_{\text{GT}}, \eta_{\text{poly, cal}}, \eta_{\text{adia, GT, cal}}, \eta_{\text{adia, PT, cal}}$ 分别是功率、燃气涡轮导叶金属温度、燃气涡轮转子叶片金属温度、压气机多变效率计算值、燃气涡轮绝热效率计算值、动力涡轮绝热效率计算值。迭代变量 $W_2, W_{\text{cool, GTGV}}, W_{\text{cool, GT}}, \eta_{\text{poly, guess}}, \eta_{\text{adia, GT, guess}}, \eta_{\text{adia, PT, guess}}$ 分别是进气道进口流量、燃气涡轮导叶冷却气量、燃气涡轮转子叶片冷却气量、压气机多变效率猜值、燃气涡轮绝热效率猜值、动力涡轮绝热效率猜值。部件效率与涡轮金属温度由2.3节、2.4节方法计算。

3 结果与分析

3.1 PDTSE与普通涡轮发动机性能对比

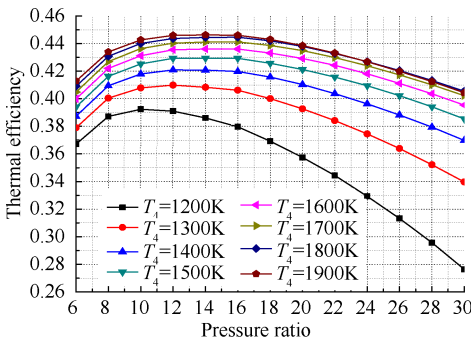
PDTES循环与普通涡轮发动机(简称涡轮)循环

Table 2 Equilibrium equations at design point

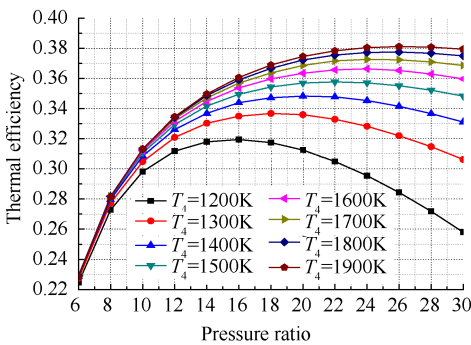
No.	Left side	Right side	Iterative variables
1	p	2000kW	W_2
2	T_{GTGV}	1210K	$W_{\text{cool, GTGV}}$
3	T_{GT}	1230K	$W_{\text{cool, GT}}$
4	$\eta_{\text{poly, cal}}$	From fig.2	$\eta_{\text{poly, guess}}$
5	$\eta_{\text{adia, GT, cal}}$	From fig.3	$\eta_{\text{adia, GT, guess}}$
6	$\eta_{\text{adia, PT, cal}}$	From fig.4	$\eta_{\text{adia, PT, guess}}$

的循环热效率、耗油率和单位功率分别见图5~图8。考虑到热力循环性能分析的前提条件会直接影响到热力循环的对比分析结果,文中采用了在相同的燃烧室出口温度相同和压气机压比条件下比较普通涡轮发动机与PDTSE的性能。根据文献[24]中2000kW等级的先进涡轮发动机循环参数选取范围,在本文中主压气机压比变化为6~30,燃烧室出口温度变化为1200~1900K。

图5是PDTSE和涡轮的热循环效率对比。两种循环的热效率均随 T_4 升高而升高,随压气机压比的升高而先增加后减小;在 T_4 相同的情况下,存在一最佳压比使其热循环效率达到最大值,且PDTSE循环的最佳压比均小于涡轮循环,这说明基于脉冲爆震燃烧室的涡轮发动机在压气机方面更具有优势,其对压气机压比的要求较低,在较小压比下即可达到循环热效率最大;在整个计算范围内,在同样的压比



(a) PDTSE



(b) Turboshaft engine

Fig. 5 Thermal efficiency varying with main compressor pressure ratio under different temperature

和燃烧室出口温度下,PDTSE的热循环效率均大于涡轴循环。涡轴的热循环效率最大点出现在压比26,燃烧室出口温度1900K处,最大热循环效率为0.381;PDTSE的热循环效率最大点出现在压比14,燃烧室出口温度1900K处,最大热循环效率为0.446,比涡轴循环高17%。

图6是PDTSE和涡轴的耗油率对比。耗油率随 T_4 升高而降低,随压气机压比的升高而先减小后增加,存在最佳压比使其耗油率达到最小,且PDTSE循环的最佳压比也均小于涡轴循环。在整个计算范围内,在同样的压比和燃烧室出口温度下,PDTSE的耗油率均小于涡轴循环。与热效率一样,涡轴的耗油率最低点出现在压比26,燃烧室出口温度1900K处,最低耗油率为0.221kg/(h·kW);PDTSE的耗油率最优点与热循环效率最优点略有不同,耗油率最优点为压比12,燃烧室出口温度1900K处,最低耗油率为0.197kg/(h·kW),较涡轴循环降低11%。

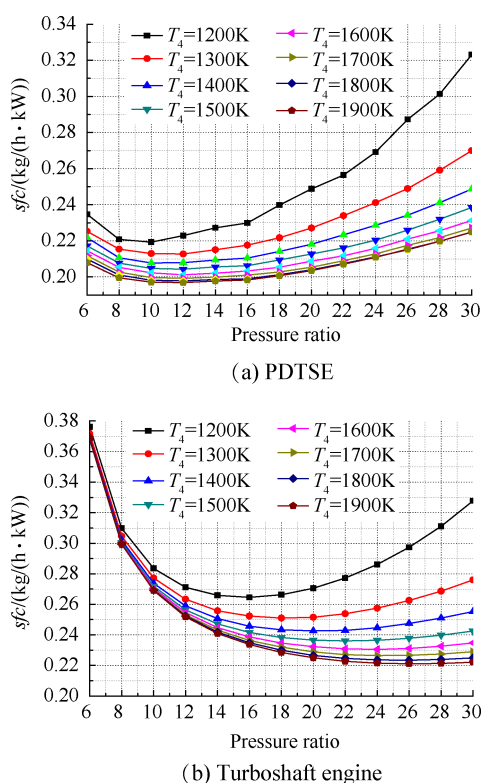


Fig. 6 Specific fuel consumption varying with main compressor pressure ratio under different temperature

图7是PDTSE和涡轴的单位功率对比。PDTSE的单位功率随压比的升高而降低,随 T_4 的升高而升高;普通涡轴单位功率随压气机压比的升高而先增加后减小,存在一最佳压比使单位功率到最大值,PDTSE的循环在较小压比下即可达到单位功率最

大;在整个计算范围内,在同样的压比和燃烧室出口温度下,PDTSE的单位功率均大于涡轴循环。涡轴的单位功率最大点出现在压比12,燃烧室出口温度1900K处,最大单位功率为475kW·s/kg;PDTSE的单位功率最大点出现在压比6,燃烧室出口温度1900K处,最大单位功率为629kW·s/kg,较涡轴循环提高32.4%。

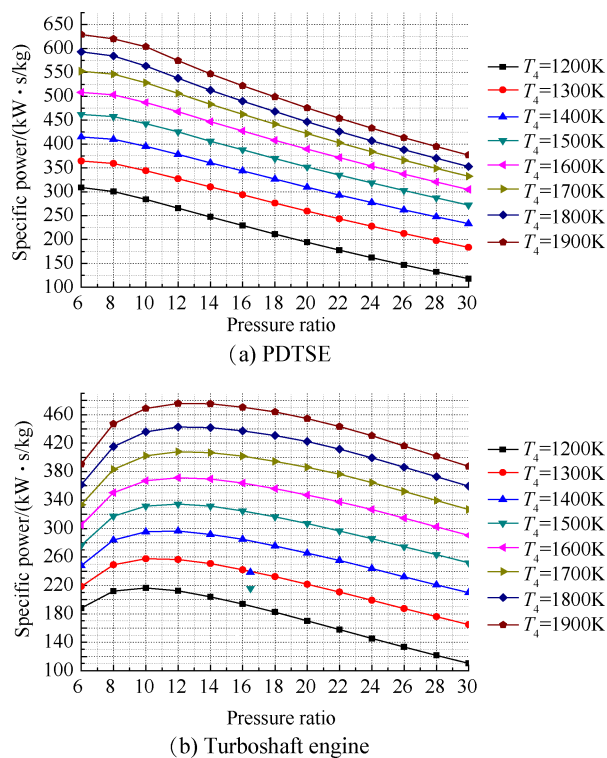


Fig. 7 Specific power varying with main compressor pressure ratio under different temperature

3.2 PDTSE循环参数的选择

在实际工程中,尽管热循环效率和耗油率一般呈正相关,但是热循环效率一般作为一个定性的参考指标,不作为循环优化指标,一般是把耗油率和单位功率作为循环优化的指标。从3.1节的分析中可知,PDTSE发动机耗油率最优点的燃烧室出口温度为1900K,主压气机压比为12,最优耗油率为0.197kg/(h·kW);单位功率最优点,燃烧室出口温度为1900K,主压气机压比为6,最优单位功率为629kW·s/kg。图8综合了单位功率和耗油率,从图中可以看到:(1)无论从单位功率还是耗油率出发,都应选取PDC出口温度1900K;(2)主压气机压比为8时,与压比6相比,耗油率低5.2%,单位功率低6%;(3)与压比10相比,耗油率基本不变,单位功率高5.1%。因此若只考虑单位功率和耗油率,PDTSE燃

烧室出口温度应选取 1900K, 压比应为 8, 耗油率为 $0.1971\text{kg}/(\text{h}\cdot\text{kW})$, 单位功率为 $591\text{kW}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

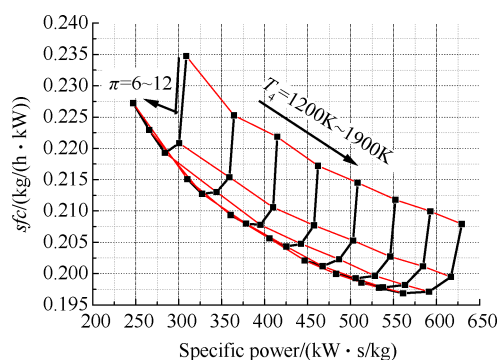


Fig. 8 Specific fuel consumption and specific power varying with main compressor pressure ratio under different temperature

图 9, 图 10 分别为 PDTSE 总压比和高压涡轮所需冷气流, 其中图 10 纵轴为高压涡轮冷气流与压气机进口流量之比, 从图中可以看到, 当燃烧室出口温度为 1900K, 主压气机压比为 8 时, PDTSE 的总压比为 23.4, 高压涡轮的冷气流达到了 23%, 同时考虑到发动机流量仅有 $3.5\text{kg}/\text{s}$ 左右, 如此高的总压比以及冷却气流, 会对增压压气机设计以及高压涡轮冷却腔道设计带来很大的难度。

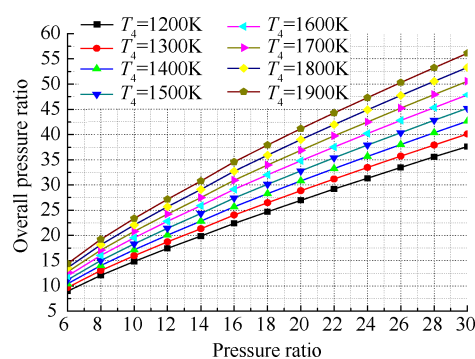


Fig. 9 Overall pressure ratio varying with main compressor pressure ratio under different temperature

先进小型涡轮发动机, 当高压涡轮冷气流小于 15% 时, 可采用较简单的冷却腔道设计, 当大于此值时, 需要采用加工工艺更为复杂的复杂冷却腔道设计, 增加了制造成本, 因此综合耗油率、单位功率, 并考虑增压压气机和冷却系统的设计难度, 应选取燃烧室出口温度在 1700K, 压比为 8, 此时 PDTSE 总压比为 20.8, 冷气流为 14.9%, 循环效率为 0.441, 耗油率为 $0.2\text{kg}/(\text{h}\cdot\text{kW})$, 单位功率为 $528\text{kW}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。相比性能最优点, 耗油率提高 1.5%, 单位功率降低 10.7%, 冷气流减少 8%, 压比降低 11%, 略微牺牲了

部分单位功率和耗油率指标, 但是大大降低了设计难度和制造成本, 相比于普通涡轮耗油率最优点 ($T_4=1900\text{K}$, 压比为 26, 循环效率为 0.381, 耗油率为 $0.221\text{kg}/(\text{h}\cdot\text{kW})$, 单位功率为 $416\text{kW}\cdot\text{s}/\text{kg}$), 循环效率、耗油率、单位功率分别比普通涡轮好 15.7%, 9.5%, 26.9%。

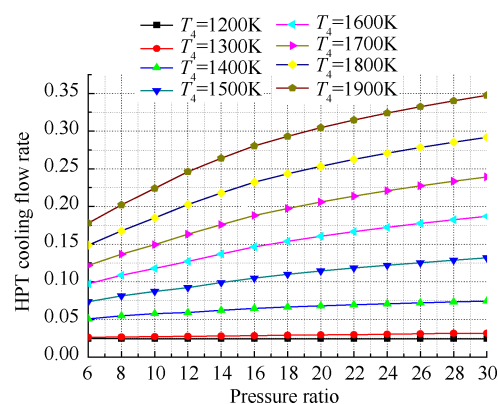


Fig. 10 HPT cooling flow rate varying with main compressor pressure ratio under different temperature

4 结论

本文对带增压级的 PDTSE 性能进行了研究, 得到以下结论:

(1) PDTSE 和普通涡轮的热循环效率和耗油率均随压比的升高先变优再变差, 存在一个最优压比, 且 PDTSE 的最优压比小于普通涡轮; 普通涡轮的单位功率随压比的升高先升高再降低, PDTSE 的单位功率随压比的升高而降低。

(2) 综合考虑耗油率以及单位功率 2 个关键性能指标, 并同时考虑增压压气机、冷却系统的设计难度以及发动机制造成本, PDTSE 循环选取最优结果的循环效率、耗油率、单位功率分别比普通涡轮优化 15.7%, 9.5%, 26.9%。

参考文献

- [1] 严传俊, 范玮, 黄希桥. 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] Wilson J, Paxson D E. On the Exit Boundary Condition for One-Dimensional Calculations of Pulsed Detonation Engine Performance[R]. NASA TM-2002-211299.
- [3] Paxson D E. Performance Evaluation Method for Ideal Air Breathing Pulse Detonation Engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5): 945-950.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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性能计算[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(3): 362–367.
- [8] 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(5): 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.)
- [9] 陈文娟, 范 玮, 邱 华, 等. 外涵装有脉冲爆震加力燃烧室的涡扇发动机热力性能分析[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(2): 240–244.
- [10] 卢 杰, 郑龙席, 王治武, 等. 采用脉冲爆震外涵加力燃烧室的涡扇发动机性能研究[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 858–864. (LU Jie, ZHENG Long-xi, WANG Zhi-wu, et al. Investigation on Performance of Pulse Detonation Turbine Engine with PDC as a Duct Heater[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35 (6): 858–864.)
- [11] Lemmon E W, Huber M L, McLinden M O. NIST Standard Reference Database 23: Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties–REFPROP (Version 9.0) [M]. Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology, 2010.
- [12] Span R, Wagner W. A New Equation of State for Carbon Dioxide Covering the Fluid Region from the Triple-Point Temperature to 1100K at Pressures up to 800MPa [J]. *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, 1996, 25(6): 1509–1596.
- [13] McBride B, Gordon S. Computer Program for Calculating and Fitting Thermodynamic Functions [R]. *NASA RP-1271-1998*.
- [14] Almodovar T, Exley H, Kaehler W, et al. Engine Component Technology (sect) Study Final Report [R]. *NASA CR-175081*, 1986.
- [15] Gerard E Welch, Michael D Hathaway, Gary J Skoch. Rotary-Wing Relevant Compressor Aero Research and Technology Development Activities at Glenn Research Center [R]. *NASA/TM-2012-217280*.
- [16] Steven J Schneide. Analysis of Turbine Blade Relative Cooling Flow Factor Used in the Subroutine Coolit Based on Film Cooling Correlations [R]. *NASA/TM-2015-218738*.
- [17] James W Gauntner. Algorithm for Calculating Turbine Cooling Flow and the Resulting Decrease in Turbine Efficiency [R]. *NASA/TM-1980-81453*.
- [18] Robert J Boyle, Ankur H Parikh. Design Considerations for Ceramic Matrix Composite Vanes for High Pressure Turbine Applications [R]. *ASME GT-2013-95104*.
- [19] Robert J Boyle, Ankur H Parikh. Design Concepts for Cooled Ceramic Composite Turbine Vane [R]. *NASA/CR-2015-218390*.
- [20] Jeffrey Schutte. Simultaneous Multi-Design Point Approach to Gas Turbine On-Design Cycle Analysis for Aircraft Engines [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2009.
- [21] Jeffrey Schutte, Jimmy Tai, Jonathan Sands, et al. Cycle Design Exploration Using Multi-Design Point Approach [R]. *ASME GT-2012-69334*.
- [22] Jeffrey Schutte, Jimmy Tai. Multi-Design Point Cycle Design Incorporation into the Environmental Design Space [R]. *AIAA 2012-3812*.
- [23] 郑华雷, 王召广, 蔡建兵, 等. 航空发动机多设计点热力循环分析方法的构建及应用[J]. 燃气轮机试验与研究, 2019, 32(5): 8–14.
- [24] Douglas W Nelms. Next Steps for Army AATE/ITEP Program [J]. *Rotor & Wing International*, 2009, 43 (9) : 10–11.

(编辑:梅 瑛)