

脉冲爆震外涵加力分排涡扇发动机性能分析

彭辰旭, 卢杰, 郑龙席, 郭欢, 张佳博

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为了研究外涵带脉冲爆震燃烧室分排涡扇发动机的性能, 基于部件法建立了外涵装有脉冲爆震燃烧室(PDC)的分排涡扇发动机性能模型, 分析了 PDC 工作参数、外涵循环参数和飞行工况对整机性能的影响。结果表明: PDC 频率提高, PDC 增压比和加力温度提高, 发动机单位推力增大, 耗油率升高; PDC 当量比增大, PDC 增压比和加力温度先提高后降低, 发动机单位推力先增大后减小, 耗油率一直升高; 脉冲爆震外涵加力由于只利用外涵部分气流组织燃烧, 耗油率远低于传统加力的, 当 PDC 频率超过 41 Hz 时, 脉冲爆震外涵加力发动机的单位推力大于传统加力涡扇发动机的; 涵道比增大, 参与爆震燃烧气流增多, 发动机单位推力增大, 耗油率升高。风扇压比提高, 发动机单位推力先增大后减小, 耗油率一直降低; 在飞行高度一定时, 飞行马赫数提高, 发动机单位推力减小, 耗油率升高; 在飞行马赫数一定时, 飞行高度增加, 发动机单位推力先增大后略微减小, 耗油率先降低后略微升高; 在不同飞行工况下, 脉冲爆震外涵加力发动机的耗油率远低于传统加力涡扇发动机的。

关键词: 脉冲爆震燃烧室; 分排涡扇; 外涵加力; 整机性能; 航空发动机

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.02.005

Performance Analysis of Separate-flow Turbofan Engine with Pulse Detonation Bypass Duct Afterburner

PENG Chen-xu, LU Jie, ZHENG Long-xi, GUO Huan, ZHANG Jia-bo

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

Abstract: In order to investigate the performance of a separate flow turbofan engine with Pulse Detonation Combustor (PDC) in the bypass duct, the performance model was established based on performances from components. The effects of PDC operating parameters, bypass cycle parameters, and flight conditions on the performance of the overall engine were analyzed. The results show that with the increase of PDC operating frequency, the pressure ratio and burner temperature of the PDC, the specific thrust and specific fuel consumption of the engine increase. With the increase of equivalence ratio, the pressure ratio and burner temperature of PDC increase first and then decrease, the specific thrust increases first and then decreases, and the specific fuel consumption increases continuously. Because only part of the bypass air participates in detonation combustion, the specific fuel consumption of the turbofan engine with pulse detonation bypass duct afterburner is lower than that of the conventional afterburner turbofan engine. When the PDC operating frequency is greater than 41 Hz, the specific thrust of the turbofan engine with pulse detonation bypass duct afterburner is greater than that of the conventional afterburner turbofan engine. With the increase of bypass ratio, the PDC gas flow increases, and the specific thrust and specific fuel consumption increase. With the increase of the fan pressure ratio, the specific thrust first increases and then decreases, and the specific fuel consumption decreases continuously. At a certain flight altitude, with the increase of flight Mach number, the specific thrust decreases, and the specific fuel consumption increases. At a certain flight Mach number, with the increase of flight altitude, the specific thrust increases first and then decreases slightly, and the specific fuel consumption decreases first and then increases slightly. Under different flight conditions, the specific fuel consumption of the turbofan engine with pulse detonation bypass duct afterburner is lower than that of the conventional afterburner turbofan engine.

Key words: pulse detonation combustor; separate-flow turbofan; bypass duct afterburner; overall engine performance; aeroengine

收稿日期: 2022-11-07

作者简介: 彭辰旭(2000), 男, 硕士。

引用格式: 彭辰旭, 卢杰, 郑龙席, 等. 脉冲爆震外涵加力分排涡扇发动机性能分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(2): 37-44. PENG Chenxu, LU Jie, ZHENG Longxi, et al. Performance analysis of separate-flow turbofan engine with pulse detonation bypass duct afterburner [J]. Aeroengine, 2023, 49(2): 37-44.

0 引言

加力燃烧室在军机的发展中占有重要地位,常规加力燃烧以牺牲燃油经济性为代价,大幅增大发动机的单位迎面推力和推重比,全面改善飞机的机动性^[1],但是其耗油率极高,加力时间受到限制。近年来,航空发动机对加力燃烧室性能要求不断提升,新一代发动机既需满足加力时大推力、高马赫数飞行,又要考虑经济性,降低耗油率。脉冲爆震燃烧具有自增压、熵增小等优点^[2-3],在涡扇发动机外涵加装脉冲爆震燃烧室(Pulse Detonation Combustor, PDC),利用外涵气流组织爆震,能够在增推的同时兼顾经济性,从而延长军机在快速爬升、加速和作战等任务阶段中发动机开加力的时间,有望取代传统加力涡扇发动机,成为未来军用加力涡扇发动机的重要发展方向。

为了探究脉冲爆震外涵加力的性能优势,研究人员进行了相关研究。Mawid等^[4-6]通过3维CFD对脉冲爆震外涵加力分排涡扇发动机性能进行了研究,表明当PDC工作频率高于100 Hz后,外涵带PDC的发动机单位推力达到了传统加力涡扇发动机的2倍以上;Kumar等^[7]利用Endo等^[8-10]的PDC模型对脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机性能进行了分析,表明发动机在设计点的推力相对传统加力涡扇发动机的增大11.8%;陈文娟等^[11]分别对外涵装有PDC的分排和混排2种形式的涡扇发动机进行了分析,但计算模型假设PDC工作频率无穷大,忽略了实际PDC出口状态参数随时间的变化,使得PDC增压性能与实际存在较大差距;卢杰等^[12]对外涵装有PDC的分排涡扇发动机设计点性能进行了评估,表明在高频率条件下,发动机单位推力大于外涵装有传统燃烧室的发动机的。现有研究多基于发动机设计工况,较少研究飞行工况对发动机性能的影响,均假定外涵气流全部参与爆震燃烧,既未考虑外涵组织爆震燃烧使得发动机内机匣温度过高造成机匣热应力过大的问题,也未考虑PDC出口脉动燃气难以在尾喷管充分膨胀的问题,与实际工程应用存在差距。

本文建立了分流式PDC^[13]性能模型和外涵装有分流式PDC的分排涡扇发动机总体性能模型;研究了海平面静止工况下PDC工作参数和外涵循环参数对PDC特性及整机性能的影响;对比了外涵装有PDC的发动机和传统加力涡扇发动机设计点和非设计点

的性能,为该类型发动机的部件及整机设计提供参考。

1 性能计算模型

1.1 发动机构型

外涵装有PDC分排涡扇发动机构型及截面定义如图1所示。在发动机工作过程中,内涵气流流动过程与传统涡扇发动机的相同,外涵道气流经过进气阀后分成2股:一股气流在外涵PDC中组织爆震燃烧,另一股气流冷却PDC外壁和发动机内机匣,并在外涵稳压腔内与爆震燃气混合,以降低爆震燃气的脉动性,混气经外涵道尾喷管高速排出。该发动机特点为:

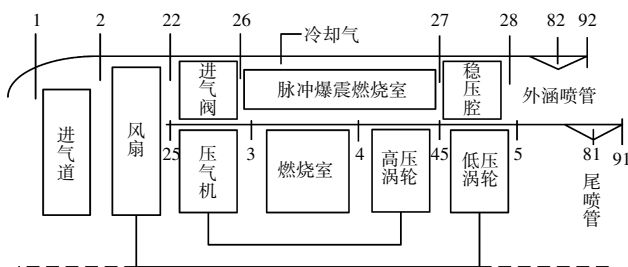


图1 外涵装有PDC分排涡扇发动机构型及截面定义

(1)外涵道气流并未完全参与爆震燃烧,可通过调节PDC工作频率控制外涵加力温度为定值;

(2)稳压腔的作用是降低爆震燃气的脉动性,有利于燃气完全膨胀。

1.2 PDC性能计算模型

建立该发动机性能计算模型的基础是建立PDC模型。假设进气阀可有效隔离PDC反压,进气阀上游气流为准稳态流动,计算时仅考虑进气阀总压损失。进气阀包括机械阀和气动阀,机械阀总压恢复系数通过试验得到,气动阀损失可近似认为是1道激波损失,其总压恢复系数 σ_λ 为

$$\sigma_\lambda = \frac{A_{ie}}{A_{PDC}} \frac{1}{q(Ma_{PDC})} \quad (1)$$

式中: A_{ie} 为进气阀喉部面积; A_{PDC} 为PDC进口面积; Ma_{PDC} 为PDC进口马赫数; $q(Ma)$ 为密流函数。

目前进气阀研究尚未成熟,不同工况下进气阀总压恢复系数为0.7~0.9,未来通过进气阀结构优化设计有望进一步提高总压恢复系数。

T_{i22} 、 P_{i22} 为风扇后总温、总压,则进气阀后爆震室入口总温 T_{i26} 、总压 P_{i26} 分别为

$$T_{i26} = T_{i22} \quad (2)$$

$$P_{i26} = \sigma_\lambda P_{i22} \quad (3)$$

进气阀后流量为进入外涵道的流量 w_{a22} , 可由风扇出口流量 w_{aCL} 与压气机出口流量 w_{aCH} 得到

$$w_{a22} = w_{aCL} - w_{aCH} \quad (4)$$

外涵部分气流用于冷却 PDC, 进气阀出口参与爆震燃烧的空气流量与进气阀出口流量比为 B_m 。则参与爆震燃烧的空气流量 w_{adet} 为

$$w_{adet} = w_{a22} B_m \quad (5)$$

根据进入 PDC 的空气流量 w_{adet} 与 PDC 工作频率 H_{Freq} 关系, 确定 PDC 工作频率为

$$\rho_{26} V_{PDC} H_{Freq} = w_{adet} \quad (6)$$

$$\rho_{26} = \frac{P_{t26}}{R_{air} T_{t26}} \left(1 + \frac{\gamma_{26} - 1}{2} Ma_{PDC}^2 \right)^{\frac{1}{1-\gamma_{26}}} \quad (7)$$

式中: ρ_{26} 为 PDC 入口气流密度; R_{air} 为气体常数; γ_{26} 为 PDC 入口气流比热比; V_{PDC} 为 PDC 进口速度。

结合 PDC 出口参数解析模型^[6-8, 14-16], 根据 PDC 入口状态参数和工作参数, 可计算得到 PDC 出口参数随时间变化的解析关系式, 然后采用质量平均的方法^[15-16]获得 PDC 出口等效总温 T_{t27} 和等效总压 P_{t27} 。

假设稳压腔内高温、高压爆震燃气和爆震室外冷气混合为一绝热过程, 仅考虑爆震燃气与冷却气流掺混造成的压力损失, 则出口总温 T_{t28} 和出口油气比 f_{28} 为

$$T_{t28} = (1 - B_m) T_{t26} + B_m T_{t27} \quad (8)$$

$$f_{28} = q_f / w_{a22} \quad (9)$$

式中: q_f 为 PDC 燃油流量。

根据压力平衡关系, 稳压腔掺混总压恢复系数为 σ_m , 稳压腔出口总压 P_{t28} 为

$$P_{t28} = \sigma_m [(1 - B_m) P_{t26} + P_{t27} B_m] \quad (10)$$

1.3 发动机性能计算模型

在进行发动机设计点性能计算时, 给定设计高度、飞行马赫数及发动机各部件设计参数, 根据气流流经发动机各部件的顺序, 依次计算发动机各部件进、出口热力学参数, 获得发动机单位推力、耗油率等性能参数。

在发动机非设计点计算过程中^[17], 调节规律为涡轮前温度一定 $T_{t4} = \text{const}$, 外涵加力温度一定 $T_{t28} = \text{const}$, 控制尾喷管喉道面积 A_{82} 保证主发动机工况不变。变比热计算选取 6 个迭代参数分别为: 风扇工作点 β_{CL} 、高压压气机工作点 β_{CH} 、风扇相对换算转速 n_{CLcor} 、高压压气机相对换算转速 n_{CHcor} 、高压涡轮换算流量 W_{aTHcor} 、低压涡轮换算流量 W_{aTLcor} 。为检验 6 个迭

代参数的正确性, 发动机各部件必须满足 6 个共同工作条件: (1) 低压涡轮/风扇功率平衡; (2) 高压涡轮/高压压气机功率平衡; (3) 高压涡轮导向器/高压涡轮流量平衡; (4) 低压涡轮导向器/低压涡轮流量平衡; (5) 低压涡轮/内涵尾喷管喉部流量平衡; (6) PDC 与外涵尾喷管喉道流量平衡。为此采用 6 个偏差函数: 低压涡轮/风扇功率误差; 高压涡轮/高压压气机功率误差; 高压涡轮导向器/高压涡轮流量误差; 低压涡轮导向器/低压涡轮流量误差; 低压涡轮/内涵尾喷管喉部流量误差; PDC 与外涵尾喷管喉道流量误差。

采用 Newton Raphson 法对 6 个非线性方程组迭代计算, 直到所有偏差绝对值在一定精度下接近于 0, 则求得了航空发动机的共同工作点, 根据发动机的热力循环参数就可以计算出发动机的推力、单位耗油率等参数。

发动机单位推力和耗油率为

$$F_{in} = \left(\frac{1 - \beta}{1 + B} + \frac{(1 - \beta - \delta_1 - \delta_2) f_b}{1 + B} \right) c_{91} - \frac{B}{1 + B} c_0 \quad (11)$$

$$F_{PDC} = \frac{B}{1 + B} (1 + f_{28}) c_{92} - \frac{1}{1 + B} c_0 \quad (12)$$

$$F_s = F_{in} + F_{PDC} \quad (13)$$

$$f_0 = \frac{f_b}{1 + B} (1 - \beta - \delta_1 - \delta_2) + \frac{B}{1 + B} f_{28} \quad (14)$$

$$Q_{sfc} = 3600 f_0 / F_s \quad (15)$$

式中: β 为飞机引气量; δ_1 、 δ_2 分别为高低压涡轮相对冷却气量; B 为涵道比; f_b 为主燃烧室油气比; f_0 为总油气比; c_{91} 、 c_{92} 分别为内、外涵喷管排气速度; c_0 为进口气流速度; F_{in} 、 F_{PDC} 分别为内、外涵单位推力; F_s 、 Q_{sfc} 分别为单位推力和耗油率。

2 结果分析

以某小涵道比加力涡扇发动机为原型机, 对外涵采用脉冲爆震加力的分排涡扇发动机性能进行分析, 选择 $Ma = 0$ 、 $H = 0$ 为设计点。发动机主要部件设计参数见表 1。

表 1 发动机主要部件设计参数

参数	数值
涵道比	0.76
风扇增压比	3.4
压气机增压比	9.03
涡轮前温度/K	1728
尾喷管总压恢复系数 σ_e	0.95

2.1 PDC 工作参数对发动机性能的影响

爆震燃烧具有自增压的作用, 定义 PDC 增压比为 PDC 出口平均总压与 PDC 入口总压之比。在当量

比为1、工作频率为20~50 Hz条件下,PDC加力温度、增压比、加力后单位推力和耗油率随PDC工作频率的变化如图2所示。从图中可见,随着PDC工作频率的提高,参与爆震燃烧的空气流量占外涵道的空气流量的比例增大,1个循环内参与爆震燃烧的燃油流量增加,化学反应释放能量增大,因此增压比和加力温度提高,发动机单位推力、耗油率随之增大。

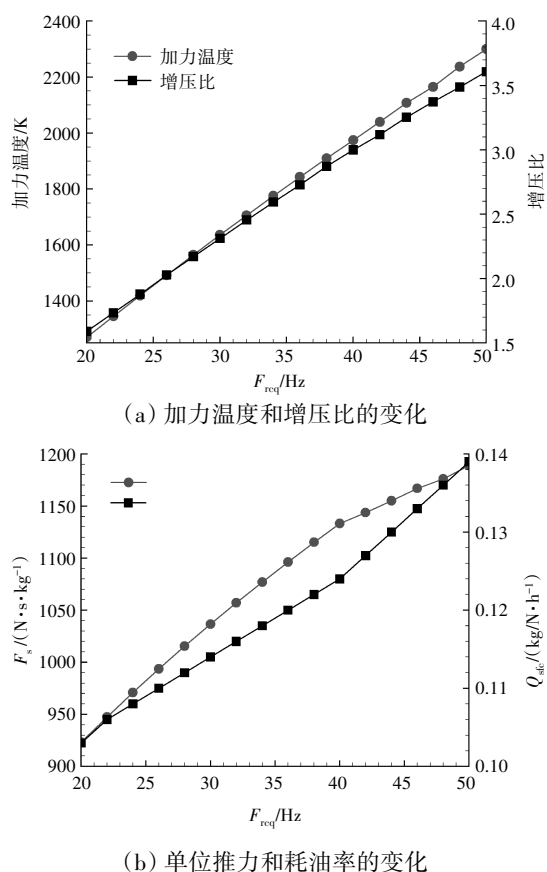


图2 PDC各参数随频率的变化

在PDC工作频率一定、当量比为0.7~1.3条件下,PDC增压比、加力温度、单位推力和耗油率随当量比的变化如图3所示。从图3(a)中可见,随当量比增大,PDC加力温度和增压比先提高后降低,加力温度在当量比为1.1左右达到最高,增压比在当量比为1.1~1.2时达到最高。这是因为随着当量比的增大,可爆混合物总量增大,其释放的能量也增大,所以爆震性能提高。当量比增大到1.1~1.2略微富油时,可爆混合物的能量密度和活性达到最大,在1个爆震循环中的热释放更多更持久^[18],爆震后压力温度达到峰值。随着当量比继续增大,参加反应的氧气相对较少,爆震后压力和温度有所降低。采用NASA开发的

CEA程序理论计算和相关试验^[19-20]均表明,爆震波强度在略微富油时达到最佳。而略微富油存在少量未反应燃料会吸收爆震燃烧释放的部分热量,使得爆震后压力和温度达到峰值的当量比略有差别。

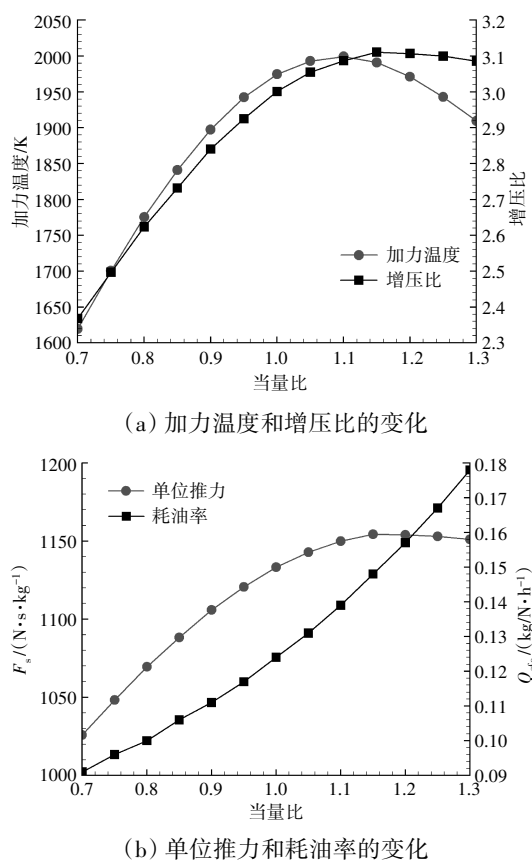


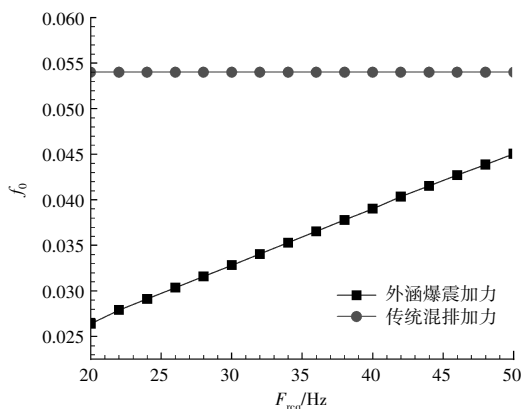
图3 PDC各参数随当量比的变化

而PDC增压比计算采用主流研究认同的质量平均法主要受爆震波后压力和流量的影响^[21],因此PDC增压比也在1.1~1.2之间达到最大。从图3(b)中可见,发动机单位推力随当量比增大先增大后减小,在当量比在1.1~1.2之间达到最大。这是因为PDC增压比在1.1~1.2之间达到最高,且加力温度也接近峰值,因此发动机单位推力也最大。发动机耗油率随当量比增大一直升高,且随着当量比增大,耗油率升高趋势加快。这是因为发动机耗油率由单位推力和油气比共同决定,虽然单位推力先增大,但是油气比增大影响更大,导致耗油率升高。单位推力在当量比1.1~1.2左右达到峰值后随当量比增大逐渐减小,但当量比增大导致油气比依然增大,因而发动机耗油率升高趋势加快。显然,过度富油使得发动机单位推力减小而耗油率却显著升高,这对发动机性能是不利的。

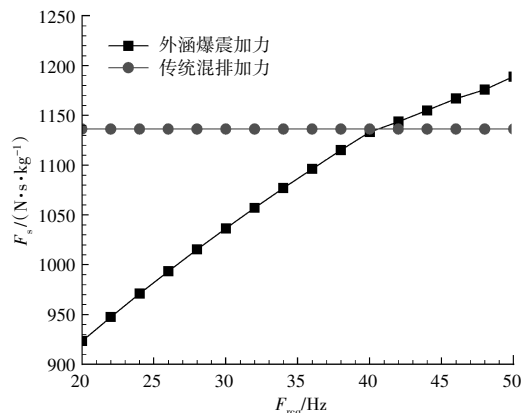
2.2 外涵PDC加力与传统加力发动机设计点性能对比

取涵道比 0.76, 风扇压比 3.4, 压气机压比 9.03, 涡轮前温度 1728 K。当 PDC 加力温度为 2000 K 时, 计算可得 PDC 工作频率为 41 Hz, 发动机单位推力为 $1137.09 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 耗油率为 $0.126 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$; 当传统加力发动机加力温度为 2000 K 时, 计算可得单位推力为 $1136.19 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 耗油率为 $0.170 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$ 。外涵爆震加力发动机与传统加力发动机相比, 产生相当推力的同时, 耗油率降低了 25.9%。

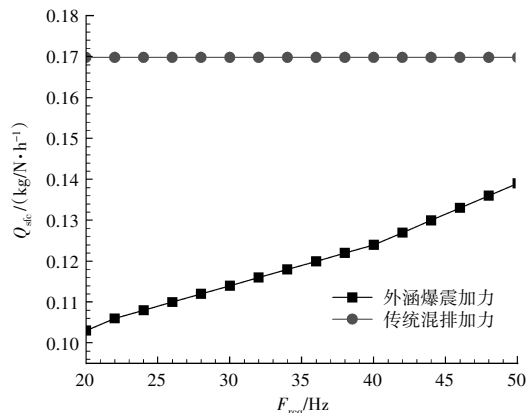
在不同工作频率下, 外涵 PDC 加力和传统加力发动机的总油气比、单位推力、耗油率对比如图 4 所示, 此时传统加力温度保持在 2000 K。从图 4(a) 中可见, 在各计算频率下, 外涵爆震加力总油气比始终低于传统加力的。这是因为在低频工作时, 参与爆震燃烧外涵空气比例小, 油气比小; 在高频工作时, 虽然参与爆震燃烧外涵空气比例增大, 但是外涵爆震加力只是对外涵部分气流组织燃烧, 因此其总油气比也低于传统加力的; 当频率为 41 Hz 左右时, PDC 加力温度达到 2000 K (图 2(a)), 从图 4(b) 中可见, 由于 PDC



(a) 总油气比对比



(b) 单位推力对比



(c) 耗油率对比

图4 外涵PDC加力与传统加力发动机各参数对比

具有增压能力, 外涵爆震加力单位推力开始大于传统加力的; 从图 4(c) 中可见, 在各计算频率下外涵爆震加力耗油率始终远低于传统加力的, 这是因为外涵爆震加力总油气比始终低于传统加力的, 且高频时 ($> 41 \text{ Hz}$) 外涵爆震加力单位推力开始大于传统加力的, 因此耗油率也较低。

2.3 外涵设计参数对整机性能的影响

当发动机内涵设计参数一定时, 外涵设计参数也会影响发动机的性能。当发动机内涵参数一定、加力温度为 2000 K 时, 风扇设计压比和涵道比对发动机单位推力和耗油率的影响如图 5 所示, 图中 π_F 为风扇设计压比。从图中可见, 随着涵道比的增大, 发动机单位推力增大, 耗油率升高。这是因为涵道比增大, 参与外涵爆震燃烧的气流增多, 发动机单位推力和耗油率上升。随着风扇设计压比提高, 单位推力先增大后减小, 耗油率一直降低。这是因为风扇压比提高使得 PDC 进口总温上升, 而加力温度不变, PDC 燃油流量减小, 耗油率降低, PDC 加热量也减小。而风扇压

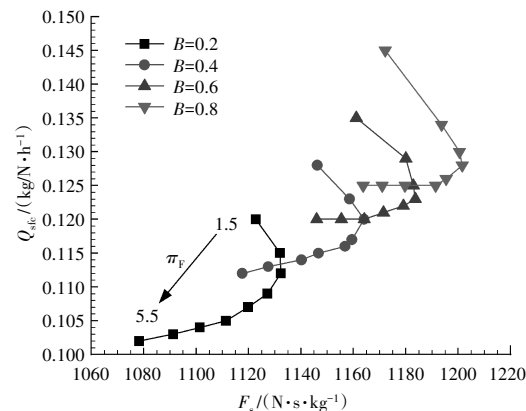


图5 外涵设计参数对耗油率和单位推力的影响

比提高使得发动机外涵增压比提高,在PDC加热量和外涵增压比的综合作用下,单位推力呈现先增大后减小的趋势。从图5中还可可见,风扇压比过低,发动机单位推力减小,而耗油率却很高;风扇压比过高,发动机耗油率降低缓慢,但单位推力却大幅度减小,因此存在最佳风扇压比。

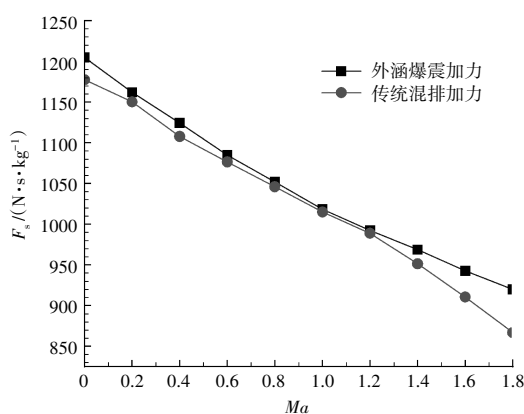
2.4 发动机速度、高度特性

为了更好地分析发动机性能,选取一定飞行范围,加力温度和涡轮前温度不变,对脉冲爆震外涵加力分排涡扇发动机的速度、高度特性进行分析,并与传统加力涡扇发动机性能进行对比。

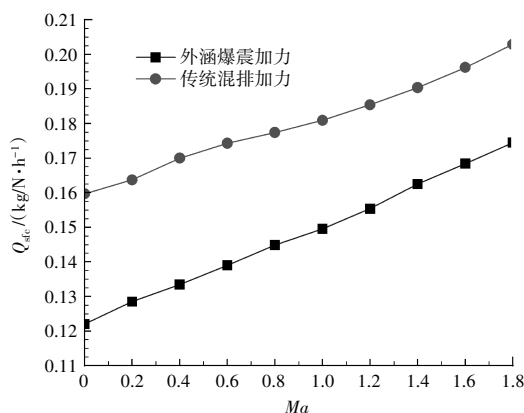
在飞行高度为10 km时,发动机单位推力、耗油率随飞行马赫数的变化如图6所示。从图中可见,随着飞行马赫数的提高,发动机单位推力减小,而耗油率升高。这是因为PDC和传统燃烧室进口总温随着飞行马赫数提高而升高,但涡轮前温度和加力温度一定,传统燃烧室和PDC的加热量减小,所以发动机单位推力减小。发动机单位推力减小对耗油率影响占

主导作用,因此发动机耗油率升高。在计算马赫数范围内,2种发动机单位推力差别不大,但脉冲爆震外涵加力发动机的耗油率远低于传统加力涡扇发动机的。

在飞行马赫数为1.5时,发动机单位推力和耗油率随飞行高度的变化如图7所示。从图中可见,当飞行高度 $H < 11$ km时,随着高度增加,发动机各截面压力和温度降低,为保持涡轮前温度和加力温度一定,发动机加热量增大,所以发动机单位推力增大;耗油率降低是因为单位推力增大对耗油率影响占主导作用。当飞行高度 $H > 11$ km时,发动机进口温度基本不变,传统加力涡扇发动机单位推力和耗油率基本不变,但PDC入口压力降低,使得PDC增压比略微降低,同时,PDC升温比 T_{127}/T_{126} 也会减小,为保持加力温度不变,则PDC燃油流量略微增大,PDC加热量略微增大,综合作用下发动机单位推力略有减小,耗油率略有升高,但变化幅度均很小。在计算高度范围内脉冲爆震外涵加力发动机单位推力略大,但其耗油率远低于传统加力涡扇发动机的。

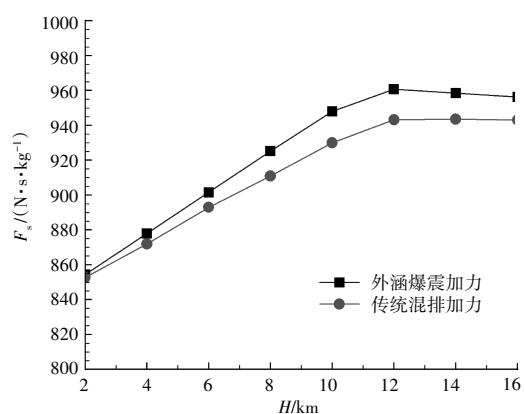


(a) 单位推力的变化

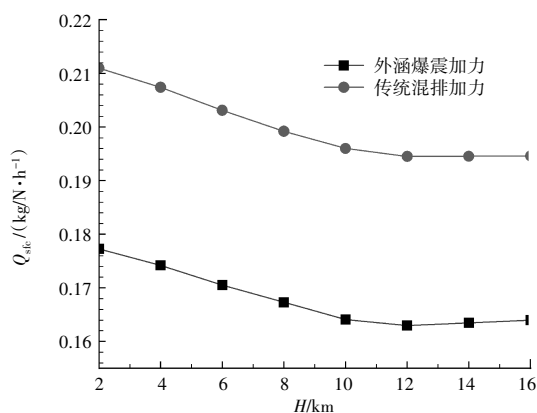


(b) 耗油率的变化

图6 单位推力和耗油率随飞行马赫数的变化



(a) 单位推力的变化



(b) 耗油率的变化

图7 单位推力和耗油率随飞行高度的变化

3 结论

(1)考虑到外涵组织脉冲爆震燃烧对PDC和发动机内机匣结构强度的影响以及爆震出口脉动燃气难以在尾喷管内充分膨胀的问题,建立了外涵装有分流式PDC的分排涡扇发动机性能模型。

(2)PDC工作参数对PDC特性有重要影响。PDC工作频率提高,参与爆震燃烧的空气比例增大,PDC增压比和加力温度提高;PDC当量比增大,在爆震后压力、温度影响下,PDC加力温度和增压比先提高后降低,PDC加力温度在当量比为1.1左右达到最大,增压比在当量比为1.1~1.2之间达到最高。

(3)PDC部件特性对发动机性能有重要影响。PDC工作频率提高,发动机单位推力增大,耗油率升高;PDC当量比增大,发动机单位推力先增大后减小,在当量比为1.1~1.2之间达到最大值,耗油率则因油气比增大一直升高。

(4)在发动机进口和内涵循环参数一定条件下,由于外涵爆震加力利用外涵部分气流组织燃烧,其总油气比始终小于传统加力的,则耗油率也始终低于传统加力的,但PDC具有增压能力使得工作频率超过41 Hz后,外涵爆震加力单位推力大于传统加力的。

(5)涵道比增大,参与爆震燃烧的空气流量增大,PDC增压比提高,发动机单位推力增大,耗油率升高;风扇压比提高,发动机单位推力在PDC加热量和发动机外涵增压比影响下先增大后减小,存在最佳风扇压比,而耗油率一直降低。

(6)在飞行高度一定条件下,飞行马赫数提高,发动机单位推力减小,耗油率升高;在飞行马赫数一定条件下, $H < 11$ km时,飞行高度增加使得燃烧室加热量增加继而发动机单位推力增大、耗油率降低, $H > 11$ km时,PDC加热量和增压比综合影响使得发动机单位推力略微减小,耗油率略微升高。在非设计工况下,脉冲爆震外涵加力发动机单位推力与传统加力涡扇发动机的差别不大,但耗油率远低于传统加力涡扇发动机的。

参考文献:

- [1] 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30.(in Chinese)
- [2] 严传俊, 范玮. 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: 4-6.
YAN Chuanjun, FAN Wei. Theories and key technologies of the pulse detonation engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 4-6.(in Chinese)
- [3] 郑龙席, 王治武, 黄希桥, 等. 脉冲爆震涡轮发动机技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019: 27-28.
ZHENG Longxi, WANG Zhiwu, HUANG Xiqiao, et al. Technologies of pulse detonation turbine engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2019: 27-28.(in Chinese)
- [4] Mawid M A, Park T W, Sekar B. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner[R]. AIAA-2000-3474.
- [5] Mawid M A, Park T W. Towards replacement of turbofan engines afterburners with pulse detonation devices[R]. AIAA-2001-3470.
- [6] Mawid M A, Park T W, Sekar B, et al. Application of pulse detonation combustion to turbofan engines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(1): 270-283.
- [7] Kumar S A. Parametric and performance analysis of a hybrid pulse detonation turbofan engine[D]. Arlington: The University of Texas at Arlington, 2011.
- [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] 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.
CHEN Wenjuan, FAN Wei, QIU Hua, et al. Thermal performance analysis of turbofan engine with pulse detonation afterburner chamber in the bypass duct[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University. 2010, 28(2): 240-244.(in Chinese)
- [12] 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 Longxi, WANG Zhiwu, et al. Investigate on performance of pulse detonation turbine engine with PDC as a duct heater [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 858-864.(in Chinese)
- [13] 郑龙席, 王凌羿. 一种分流式多管脉冲爆震燃烧室: 中国, 201610364870.6[P]. 2016-10-26.
ZHENG Longxi, WANG Lingyi. A shunt type multi-tube pulse detonation combustor: China, 201610364870.6[P]. 2016-10-26.(in Chinese)
- [14] Ambady S, Hofer D C, Tangirala V E. et al. Turbine efficiency for

- unsteady periodic flows[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 1–6.
- [15] 卢杰. 脉冲爆震涡轮发动机关键技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- LU Jie. Investigations on key technologies of the pulse detonation turbine engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [16] 张淑婷. 脉冲爆震涡轮发动机性能计算与总体方案研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- ZHANG Shuting. Performance calculation and scheme research of pulse detonation turbine engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [17] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 27–28.
- LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aeroengine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 27–28. (in Chinese)
- [18] 丁永强, 范玮, 李强, 等. 当量比对脉冲爆震火箭发动机爆震特性影响的实验研究[J]. 机械科学与技术, 2005, 24(11): 1371–1373.
- DING Yongqiang, FAN Wei, LI Qiang, et al. Experimental investigations of the effect of equivalence ratio on detonation characteristic parameters of pulse detonation rocket engines[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2005, 24(11): 1371–1373. (in Chinese)
- [19] 于军力, 秦亚欣, 高歌. 环截面管中的爆燃转爆震实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1733–1737.
- YU Junli, QIN Yaxin, GAO Ge. Experimental investigation of deflagration to detonation transition in toroidal section tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1733–1737. (in Chinese)
- [20] 黄希桥, 严传俊, 王治武, 等. 脉冲爆震发动机稳定工作性能的实验研究[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 683–687.
- HUANG Xiqiao, YAN Chuanjun, WANG Zhiwu, et al. Experimental study for stable operation performance of pulse detonation engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 683–687. (in Chinese)
- [21] 王凌羿, 郑龙席, 黄康, 等. 回流型脉冲爆震燃烧室工作特性分析[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 898–905.
- WANG Lingyi, ZHENG Longxi, HUANG Kang, et al. Operating characteristic of a reverse flow pulse detonation combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 898–905. (in Chinese)
- (编辑: 刘 亮)