

脉冲爆震外涵加力涡扇发动机总体性能研究

彭辰旭, 郑龙席, 卢杰, 罗振坤, 张佳博

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘 要:为研究外涵装有脉冲爆震燃烧室(PDC)的混合排气涡扇发动机性能,建立其性能模型。研究了隔离段总压恢复系数和外涵循环参数对 PDC 特性和整机性能的影响;分析了发动机性能参数对部件参数的敏感性;在相同设计循环参数下与传统加力涡扇发动机性能进行了对比。结果表明:提高隔离段总压恢复系数能够增大 PDC 增压比,提升发动机性能;风扇压比一定,涵道比增大,发动机耗油率和单位推力增大;风扇压比增大,涵道比在 0.2~0.4 时,单位推力先增大后减小,涵道比在 0.4~0.5 时,单位推力先增大后基本不变,涵道比在 0.5~0.9 时,单位推力一直增大,但增幅逐渐减小。不同涵道比下耗油率随风扇压比增大一直减小;发动机性能对直接影响外涵气流状态参数的部件参数敏感性高;由于 PDC 的增压特性,脉冲爆震外涵加力发动机仅利用外涵部分气流组织燃烧就可使单位推力与传统加力涡扇发动机相当,且耗油率在设计点降低 27.7%,非设计点降低 12.8%~26.8%。

关 键 词:脉冲爆震燃烧室;涡扇发动机;外涵;总体性能;加力

中图分类号:V231.2

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2024)01-0149-08

对于军用涡扇发动机而言,加力燃烧室具有不可或缺的作用。传统加力燃烧室虽然能够大幅提高发动机的推力,但耗油率也极高,开加力时间受到限制。脉冲爆震燃烧具有自增压和熵增低等特点^[1-2],用脉冲爆震燃烧替代等压燃烧能够极大提升发动机的性能。由于传统加力燃烧室进口燃气温度较高,易产生燃油自燃现象,不利于爆震波的形成与传播,因此在涡扇发动机外涵加装脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustor,PDC),形成脉冲爆震外涵加力涡扇发动机,有望成为未来加力涡扇发动机的一个重要发展方向。

国内外学者针对脉冲爆震外涵加力涡扇发动机技术方案进行了相关研究。美国 Mawid 等^[3-5]采用数值模拟的方法对比了传统加力涡扇发动机和外涵装有脉冲爆震燃烧室的分排涡扇发动机性能,结果表明当 PDC 在 100 Hz 以上频率工作时,脉冲爆震外涵加力涡扇发动机的耗油率可减少 50%左右,单位推力可提高 1 倍以上。Kumar^[6]采用推力壁模型

对比了设计点巡航状态下,传统加力涡扇发动机与脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机的性能,结果显示脉冲爆震外涵加力涡扇发动机的单位推力可提高 11.8%。西北工业大学陈文娟等^[7-8]采用热力性能计算方法对比了脉冲爆震外涵加力分排和混排涡扇发动机性能,表明脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机具有更稳定的性能。卢杰等^[9]采用等效性能模型计算了脉冲爆震外涵加力分排涡扇发动机性能,结果表明当 PDC 在 60 Hz 以上频率工作时,脉冲爆震外涵加力涡扇发动机的总推力可提高一倍。近几年来国内外关于脉冲爆震外涵加力涡扇发动机的研究非常缺乏。综上可知,现有研究基于不同 PDC 模型对脉冲爆震外涵加力涡扇发动机性能做了初步评估,较少有研究机构系统性分析发动机部件参数等对脉冲爆震外涵加力发动机的 PDC 特性和整机性能的影响。且现有关于飞行工况对脉冲爆震外涵加力涡扇发动机性能影响的研究存在不足。

本文采用部件法建立了脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机总体性能模型,研究了外涵循环参数和隔离段总压恢复系数对 PDC 部件特性和整机性能的影响,分析了发动机性能参数对部件参数的敏感性,对比了不同工况下脉冲爆震外涵加力混排涡扇

发动机和传统加力涡扇发动机性能,以此对该类型发动机的特点和性能进行评估和分析。

1 性能计算模型

1.1 发动机基本构型及工作过程

外涵带 PDC 的混排涡扇发动机机构型及截面定义如图 1 所示,其中:2 为风扇进口,22 为外涵隔离段进口,26 为 PDC 进口,27 为稳压腔进口,28 为混合室外涵进口,25 为内涵压气机进口,3 为燃烧室进口,4 为高压涡轮进口,45 为低压涡轮进口,5 为混合室内涵进口,6 为喷管进口,8 为喷管喉部,9 为喷管出口。该发动机工作过程为:外涵气流经隔离段后分为两部分,一部分气流对爆震室壁面进行冷却,另一部分气流进入爆震室后参与燃烧,2 股气流在稳压腔进行掺混,可起到降低爆震波压力脉动的作用。并且可通过调节进入 PDC 的空气流量来调节 PDC 工作频率和控制外涵加力温度。内涵工作过程与传统发动机相同。内外涵气流在混合室中掺混后进入尾喷管后膨胀。

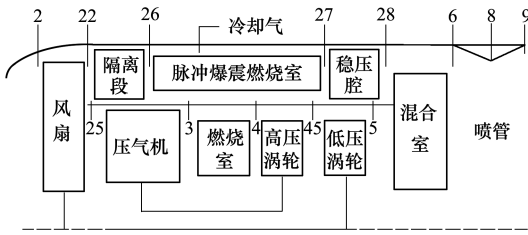


图 1 脉冲爆震外涵加力涡扇发动机机构型图

1.2 PDC 性能计算模型

假设隔离段上游气流为准稳态流动,并且隔离段可有效隔离爆震燃烧产生的反传压力波,在计算时仅考虑隔离段产生的总压损失。性能计算时可近似认为总压损失是一道激波损失,其总压恢复系数 σ_λ 由(1)式计算

$$\sigma_\lambda = \frac{A_e}{A_{in}} \frac{1}{q(Ma_{in})} \quad (1)$$

式中: A_e 为隔离段喉道面积; A_{in} 为爆震室进口面积; Ma_{in} 为爆震室填充马赫数; $q(Ma)$ 为流量函数。

风扇后总温、总压分别为 $T_{t,22}$, $p_{t,22}$, PDC 入口总温 $T_{t,26}$ 、总压 $p_{t,26}$ 分别为

$$T_{t,26} = T_{t,22} \quad (2)$$

$$p_{t,26} = \sigma_\lambda p_{t,22} \quad (3)$$

进入 PDC 的空气流量 $w_{a,PDC}$ 与 PDC 工作频率 f_{req} 存在相互匹配关系。定义参与爆震燃烧的空气流量与外涵总流量 $w_{a,22}$ 之比为 B_m 。

$$w_{a,PDC} = w_{a,22} B_m \quad (4)$$

$$\rho_{26} V_{PDC} f_{req} = w_{a,PDC} \quad (5)$$

$$\rho_{26} = \frac{p_{t,26}}{R_{air} T_{t,26}} \left(1 + \frac{\gamma_{26} - 1}{2} Ma_{in}^2 \right)^{\frac{1}{1-\gamma_{26}}} \quad (6)$$

式中: ρ_{26} 为 PDC 进口密度; R_{air} 为气体常数; γ_{26} 为 PDC 进口比热容比; V_{PDC} 为 PDC 体积。

结合 Endo 等^[10-11]的一维直管 PDC 解析模型和卢杰^[12]的 PDC 等效性能模型,计算得到一个循环 t_{cycle} 内随时间周期性变化的爆震室出口总温 $T_{t,out}(t)$ 、总压 $p_{t,out}(t)$ 和流量 $m(t)$ 。采用目前主流研究认可的质量平均法^[13]获得 PDC 出口等效总压 $p_{t,27}$ 和等效总温 $T_{t,27}$ 。

$$T_{t,27} = \frac{\int_0^{t_{cycle}} m(t) T_{t,out}(t) dt}{\int_0^{t_{cycle}} m(t) dt} \quad (7)$$

$$p_{t,27} = \frac{\int_0^{t_{cycle}} m(t) p_{t,out}(t) dt}{\int_0^{t_{cycle}} m(t) dt} \quad (8)$$

稳压腔内高温高压燃气和冷却气掺混为绝热过程,稳压腔总压恢复系数为 σ_m , PDC 出口总温 $T_{t,28}$ 、出口总压 $p_{t,28}$ 和增压比 π_{PDC} 为

$$T_{t,28} = (1 - B_m) T_{t,26} + B_m T_{t,27} \quad (9)$$

$$p_{t,28} = \sigma_m [(1 - B_m) p_{t,26} + p_{t,27} B_m] \quad (10)$$

$$\pi_{PDC} = p_{t,28} / p_{t,22} \quad (11)$$

1.3 发动机性能计算模型

设计工况计算较为简便,即已知飞行马赫数和飞行高度,并给定发动机各部件参数和效率,即可计算发动机各截面气动热力参数,从而获得发动机的性能参数。

在非设计工况计算时,采用变比热容计算方法建立各部件计算模型。由于目前脉冲爆震外涵加力涡扇发动机尚处于方案设计阶段,无法获得发动机各部件工作特性,因此在计算过程中使用传统典型压气机和涡轮特性图,通过特性图插值的方法获得风扇、压气机相对换算流量、效率和压比,以及涡轮的效率和单位温度功,最后引入部件耦合系数,将典型部件参数耦合到脉冲爆震外涵加力涡扇发动机上,计算发动机的性能参数。计算时控制规律为涡

轮前温度一定 $T_{1,4} = \text{const}$, 外涵加力温度一定 $T_{1,28} = \text{const}$, 控制尾喷管喉道面积 A_{82} 以保证开加力后主发动机工况不变。

在发动机非设计点性能计算时, 需求解 6 个共同工作方程: ① 低压涡轮与风扇功率平衡; ② 高压涡轮与压气机功率平衡; ③ 高压涡轮导向器与高压涡轮流量平衡; ④ 低压涡轮导向器与低压涡轮流量平衡; ⑤ 混合室进口气流静压平衡; ⑥ 混合室出口与尾喷管喉道流量平衡。采用 Newton Raphson 法对方程组进行迭代计算, 可求得发动机各截面的气动热力参数, 从而计算出发动机的单位推力和耗油率等性能参数, 具体计算过程可参考文献[14]。

1.4 参数选择

本文以某小涵道比加力涡扇发动机为原型机, 选取海平面静止工况为设计点, 以表 1 中各部件参数和效率为基准, 分析隔离段总压恢复系数、外涵循环参数等对脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机性能的影响。

表 1 发动机主要部件设计参数

部件名称	数值
风扇效率 η_F	0.89
压气机效率 η_{CH}	0.88
高压涡轮效率 η_{TH}	0.89
低压涡轮效率 η_{TL}	0.91
隔离段总压恢复系数 σ_λ	0.8
稳压腔总压恢复系数 σ_m	0.8
涵道比 B	0.59
风扇压比 π_F	3.6
压气机压比 π_C	7.5
涡轮前温度 $T_{1,4}/\text{K}$	1 700
尾喷管总压恢复系数 σ_e	0.95

2 结果与讨论

2.1 隔离段总压恢复系数研究

隔离段虽然能够有效抑制爆震压力脉动向上游传播, 防止对上游风扇工作造成影响, 但也会对风扇出口气流造成一定的总压损失。考虑到目前军机加力出口温度一般在 1 800~2 000 K 左右, 且现役及在研发动机的最高加力温度在 2 050~2 100 K 的水平^[15], 本文计算给定加力温度为 1 900 K。从图 2 可以看出, 随着隔离段总压恢复系数的提高, PDC 增压比提高, 这是因为隔离段总压恢复系数越大, PDC 进口填充气流压力越大, PDC 工作过程各阶段

出口压力均增大。图 3 为不同隔离段总压恢复系数下, 发动机单位推力和耗油率的变化关系。由于 PDC 增压比的提高, 发动机单位推力有所提高, 但因发动机燃油流量基本不变, 则油气比基本不变, 因此发动机耗油率随单位推力提高而降低。为提升脉冲爆震外涵加力涡扇发动机的性能, 应减小隔离段总压损失。

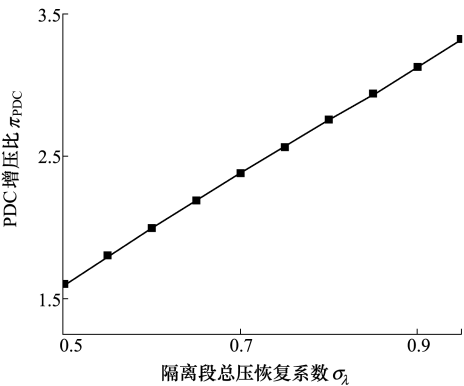


图 2 PDC 增压比随 σ_λ 变化图

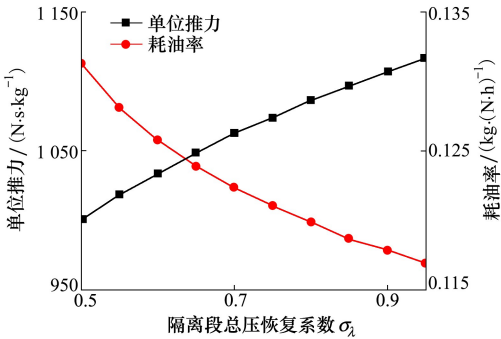


图 3 单位推力和耗油率随 σ_λ 变化图

2.2 外涵循环参数研究

对于脉冲爆震外涵加力涡扇发动机而言, 外涵循环参数(设计涵道比 B 和风扇设计压比 π_F)会直接影响 PDC 的特性, 从而影响发动机的性能。对于小涵道比加力涡扇发动机而言, 涵道比小于 1, 风扇一般不超过 3 级, 因此本文选取涵道比计算范围为 0.2~0.9, 风扇压比计算范围为 1.5~5.5。

以表 1 中的部件参数为基准, 给定 PDC 出口温度 1 900 K, 随涵道比增大, PDC 增压比和外涵参与爆震燃烧的空气比例变化如图 4 所示。随着涵道比增大, 外涵空气流量占发动机进口空气流量比例增大, 但外涵参与爆震燃烧的空气比例基本不变, 因此 PDC 增压比也基本不变。图 5 为发动机单位推力

和耗油率随涵道比增大的变化关系。随着涵道比增加,外涵空气流量增加,参与外涵爆震燃烧的空气流量比例占发动机进口空气流量比例增加,因此发动机单位推力提高。由于 PDC 入口气流温度小于主燃烧室入口气流温度,而 PDC 出口温度高于主燃烧室出口温度,则 PDC 所需加热量高于主燃烧室所需加热量,因此随着涵道比的增加,发动机耗油率提高。

发动机涵道比和内涵参数一定,PDC 出口温度

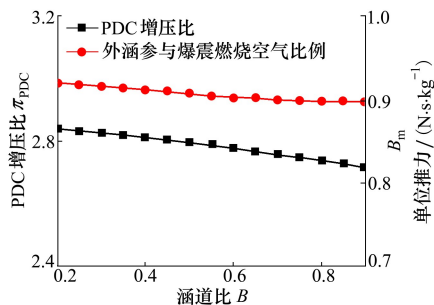


图 4 PDC 增压比和 B_m 随涵道比变化图

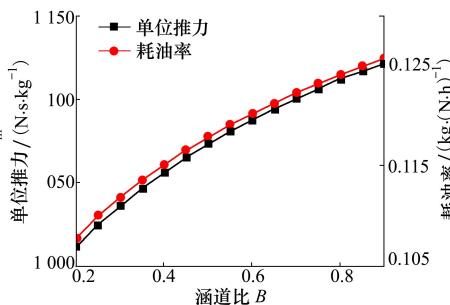


图 5 单位推力和耗油率随涵道比变化图

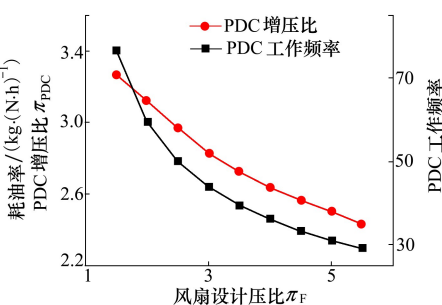


图 6 PDC 增压比和工作频率随风扇设计压比变化图

不同涵道比下,发动机耗油率和单位推力随风扇设计压比变化的关系如图 7~8 所示。从图 7 可知随风扇压比提高,发动机耗油率一直降低,这是因为风扇设计压比提高使得主燃烧室和爆震室进口温度均上升,而控制规律为出口温度一定,则主燃烧室和爆震室加热量均下降,耗油率也因此下降。从图 8 可知,在本文计算范围内,随着风扇压比的提高,涵道比在 0.2~0.4 时,发动机单位推力先增大后减小,涵道比在 0.4~0.5 时,单位推力先增大后基本不变,涵道比在 0.5~0.9 时,单位推力一直增大,但增幅减小。这是因为发动机总增压比随风扇压比提高,进而会导致单位推力增大,PDC 和主燃烧室加热量随风扇压比提高而降低,进而会使单位推力减小,两者会对单位推力造成相反的影响。当涵道比较低时,内涵压比和主燃烧室加热量主要影响单位推力。但当涵道比逐渐提高后,在发动机进口空气流量中,进入脉冲爆震外涵加力燃烧室的流量占比提高,外涵总增压比逐渐对推力影响更大,因此单位推力逐渐变为一直增大,但单位推力增大的幅度还是会因 PDC 和主燃烧室加热量减小而减小。

虽然涵道比在 0.5~0.9 时,单位推力随风扇压比提高而增大,但是增大的幅度减小,且风扇压比的

1 900 K,涵道比 0.59 时,不同风扇压比下 PDC 增压比和 PDC 工作频率的变化如图 6 所示。随着风扇压比的提高,风扇出口温度增加,而外涵 PDC 出口温度一定,则外涵参与爆震燃烧的空气流量减小,因此 PDC 工作频率随之减小。随着风扇压比的提高,PDC 进口基线压力提高使得 PDC 增压比降低。虽然 PDC 增压比降低,但风扇压比提高,外涵总增压比(PDC 增压比和风扇压比)仍然提高。

提高可能会造成风扇级数和质量的增加,继而会增

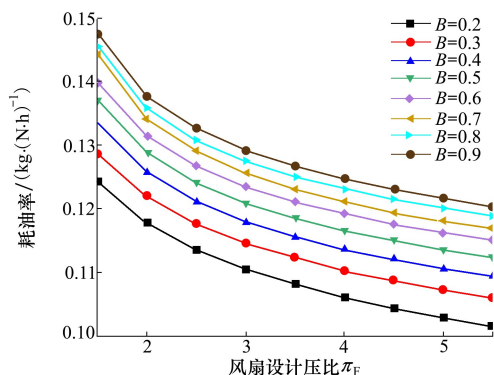


图 7 不同涵道比时耗油率随风扇设计压比变化图

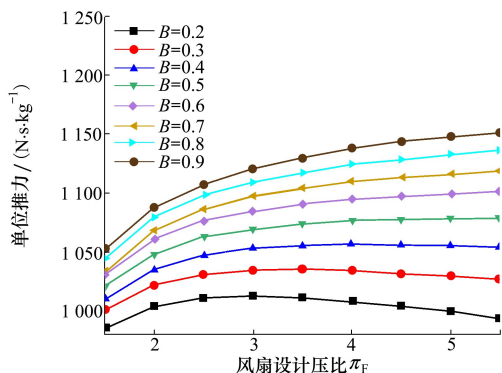


图 8 不同涵道比时单位推力随风扇设计压比变化图

加发动机整机质量,降低发动机的推重比,因此风扇设计压比并非越大越好,需要综合考虑性能的收益。

2.3 敏感性分析

敏感性分析可为发动机总体性能设计提供改进方向。以表 1 中部件参数和效率为基础,将主要部件效率、PDC 出口温度和隔离段总压恢复系数分别降低 1%,计算脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机单位推力和耗油率的相对变化量,如图 9 所示。可以看到,风扇效率、低压涡轮效率、加力温度和隔离段总压恢复系数对发动机单位推力和耗油率的影响大于压气机和高压涡轮的效率。这是因为对于脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机而言,外涵加力对单位推力和耗油率的影响更大,因此能够直接影响外涵气流状态的部件参数和效率对发动机单位推力和耗油率影响更大,而压气机和高压涡轮效率仅影响发动机内涵的热效率,对 PDC 影响较小。

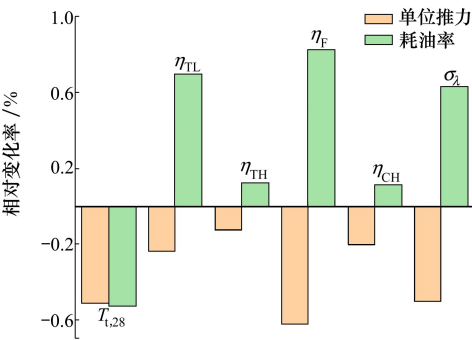


图 9 敏感性分析

2.4 外涵 PDC 加力与传统加力涡扇发动机性能对比

以表 1 中部件参数为设计参数,给定加力温度 1 900 K,计算海平面静止工况下脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机和传统加力涡扇发动机性能参数如表 2 所示。

表 2 2 种发动机设计点单位推力和耗油率		
加力方式	单位推力/ (Ns · kg ⁻¹)	耗油率/ (kg · (N · h) ⁻¹)
脉冲爆震外涵	1 086.19	0.120
传统	1 089.34	0.166

从表 2 结果可知,相较于传统加力涡扇发动机,脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机的单位推力虽然降低了 0.3%,但耗油率显著降低,达到了 27.7%。虽然脉冲爆震外涵加力只是对进入爆震室的部分外

涵气流喷油组织爆震燃烧,但爆震室的增压性弥补了外涵加力相较于传统加力加热量的不足,因此二者单位推力能够达到同一水平。根据文献[16]可知,不同工作频率下 PDC 壁面热负荷均在可接受范围内,因此 PDC 能够长时间工作,从而显著延长发动机加力时间,提升发动机性能。

为进一步分析脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机的性能,选择不同飞行工况,控制加力温度为 1 900 K,涡轮前温度为 1 700 K,隔离段总压恢复系数采用(1)式计算。对比分析传统加力涡扇发动机和脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机在不同飞行工况下的性能。

飞行高度为 10 km 时,不同飞行马赫数下,2 种发动机单位推力和耗油率的变化情况如图 10~11 所示。

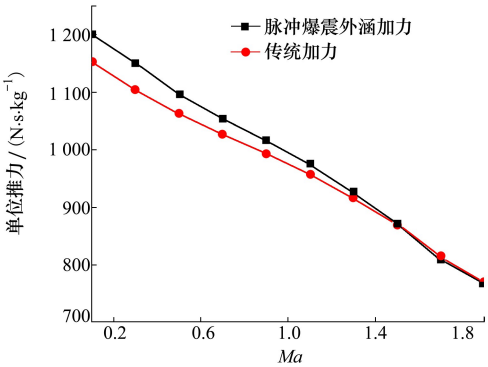


图 10 单位推力随飞行马赫数变化图

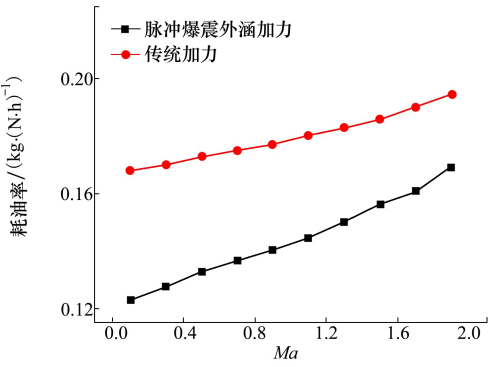


图 11 耗油率随飞行马赫数变化图

随着飞行马赫数增大,2 种发动机单位推力均降低,耗油率均增大。这是因为随着飞行马赫数的增加,发动机各截面进口温度会升高,由于控制规律为主燃烧室和 PDC 出口温度保持不变,则主燃烧室和 PDC 的燃油流量和油气比均减小,发动机的单位推力也因此减小,但相比油气比减小,发动机单位推

力减小的影响更为显著,因此发动机耗油率增大。从图中还可以看出,随着马赫数的增加传统加力涡扇发动机的单位推力逐渐接近脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机的单位推力,且两者耗油率的差距也减小。这是因为随着马赫数增大,速度冲压增加,PDC 进口基线压力提高,且隔离段总压恢复系数降低,PDC 增压比降低。

飞行马赫数为 1.5 时,不同飞行高度下,2 种发动机单位推力和耗油率的变化情况如图 12~13 所示。当飞行高度小于 11 km 时,发动机各截面的压力和温度均随高度增加而降低,需提高主燃烧室和 PDC 的油气比和加热量,以保证主燃烧室和 PDC 出口温度一定,所以发动机单位推力增大,耗油率减小则是因为单位推力增大的影响更为显著。当飞行高度高于 11 km 时,发动机各截面温度一定,发动机耗油率和单位推力一定。从图中可以看出,随着飞行高度的提高,脉冲爆震外涵加力涡扇发动机的单位推力逐渐高于传统加力的,这是因为随着飞行高度增加,PDC 入口基线压力降低,PDC 增压比有所提高。

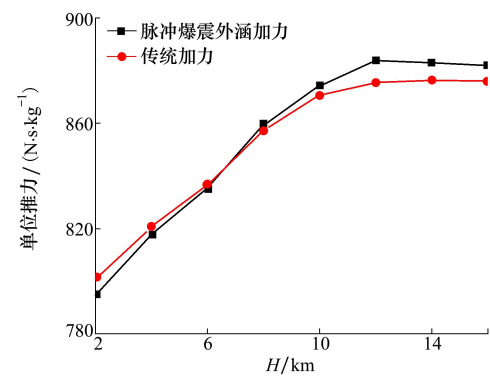


图 12 单位推力随飞行高度变化图

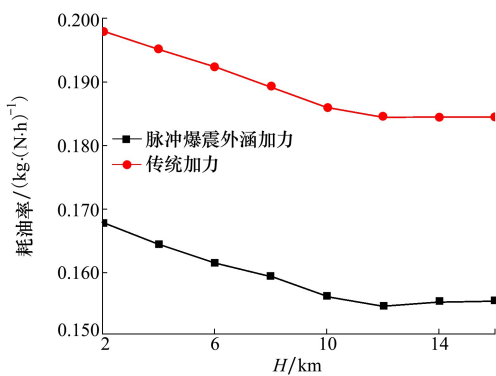


图 13 耗油率随飞行高度变化图

综上所述,在本文所选飞行范围内,传统加力涡扇发动机的单位推力与脉冲爆震外涵加力混排涡扇发动机的处于同一水平,而耗油率显著降低了 12.8%~26.8%。

3 结 论

本文建立了脉冲爆震外涵加力混合排气涡扇发动机性能模型,系统分析了不同部件参数对发动机性能的影响,并在不同飞行工况下与传统加力涡扇发动机性能进行了对比,得到了以下结论:

- 1) 当 PDC 出口温度一定时,随着隔离段总压恢复系数的提高,PDC 填充压力增大,PDC 增压比随之增大,继而会增大发动机的单位推力、减小耗油率。
- 2) 风扇设计压比一定,随着涵道比增大,虽然外涵参与爆震燃烧的空气比例不变,PDC 增压比基本不变,但参与爆震燃烧的空气流量占发动机进口空气流量的比例增大,因此发动机单位推力和耗油率增大。
- 3) 涵道比一定,随着风扇设计压比增大,PDC 进口基线压力和温度增大,PDC 工作频率和 PDC 增压比减小,但外涵总增压比仍然增大。随着风扇压比增大,涵道比在 0.2~0.4 时,发动机单位推力先增大后减小,涵道比在 0.4~0.5 时,单位推力先增大后基本不变,涵道比在 0.5~0.9 时,单位推力一直增大,但增幅逐渐减小。耗油率则因风扇压比增大使得燃烧室加热量减小而一直减小。
- 4) 风扇、低压涡轮效率、PDC 出口温度和隔离段总压恢复系数能够直接影响 PDC 气流压力、温度等参数,因此对发动机单位推力和耗油率的影响大于压气机、高压涡轮效率。
- 5) 当部件设计循环参数一定时,由于 PDC 具有增压性,脉冲爆震外涵加力仅仅利用外涵部分气流组织燃烧就可使发动机在设计点和非设计点时单位推力与传统加力涡扇发动机相当,且其耗油率远低于传统加力。耗油率在设计点时降低 27.7%,在非设计点时降低 12.8%~26.8%。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] 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)
- [3] MAWID M A, PARK T W, SEKAR B. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner[R]. AIAA-2000-3474
- [4] MAWID M A, PARK T W. Towards replacement of turbofan engines afterburners with pulse detonation devices[R]. AIAA-2001-3470
- [5] 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
- [6] KUMAR S A. Parametric and performance analysis of a hybrid pulse detonation turbofan engine[D]. Arlington: The University of Texas at Arlington, 2011
- [7] 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 the pulse detonation combustors in the bypass duct[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(2): 240-244 (in Chinese)
- [8] 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
- [9] 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)
- [10] 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
- [11] 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
- [12] 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: 31-40
LU Jie. Investigations on key technologies of the pulse detonation turbine engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016: 31-40 (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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: 243-255
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aeroengine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 243-255 (in Chinese)
- [15] 张群, 黄希桥. 航空发动机燃烧学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2020: 211-212
ZHANG Qun, HUANG Xiqiao. Combustion science of aeroengine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2020: 211-212 (in Chinese)
- [16] 陈文娟, 张群, 范玮, 等. 吸气式脉冲爆震发动机壁温试验[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 296-300
CHEN Wenjuan, ZHANG Qun, FAN Wei, et al. Experiment on wall temperature of an air-breathing pulse detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 296-300 (in Chinese)

Investigation of overall performance of turbofan engine with pulse detonation combustor in bypass duct

PENG Chenxu, ZHENG Longxi, LU Jie, LUO Zhenkun, ZHANG Jiabo

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The performance model was established to study the performance of mixed exhaust turbofan engine with pulse detonation combustor (PDC) in the bypass duct. The effects of the total pressure loss of isolator and bypass circulation parameters on the characteristic of PDC and performance of engine were analyzed. Then, the sensitivity analysis of performance parameters was carried out on the influence of the components parameters. The performance of mixed exhaust turbofan engine with PDC in the bypass duct was compared with that of the conventional afterburner turbofan engine at the same design circulation parameters. The results show that to increase the total pressure loss of isolator is beneficial to the improvement of performance because of the improvement of pressure ratio; when fan pressure ratio is constant, with the increasing of bypass ratio, the specific fuel consumption and specific thrust increase; with the increasing of fan pressure ratio, when bypass ratio is 0.2 to 0.4, specific thrust increases first and then decreases. When bypass ratio is 0.4 to 0.5, specific thrust increases first and then remains constant. When bypass ratio is 0.5 to 0.9, specific thrust increases, but the rate of increase reduces. At different bypass ratio, specific fuel consumption decreases with increasing of fan pressure ratio; the performance of engine is more sensitive to the component parameters that directly affect the flow state parameters of the bypass duct; because of supercharging performance of PDC, PDC in the bypass duct only uses part of air flow to organize combustion that can make specific thrust of turbofan engine with PDC in the bypass duct and conventional afterburner turbofan engine are equivalent. Meanwhile, specific fuel consumption can be reduced by 27.7% at design point and 12.8%-26.8% at off-design points.

Keywords: pulse detonation combustor; turbofan engine; bypass duct; overall performance; afterburner

引用格式: 彭辰旭, 郑龙席, 卢杰, 等. 脉冲爆震外涵加力涡扇发动机总体性能研究[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(1): 149-156

PENG Chenxu, ZHENG Longxi, LU Jie, et al. Investigation of overall performance of turbofan engine with pulse detonation combustor in bypass duct[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2024, 42(1): 149-156 (in Chinese)