

主燃烧室采用增压燃烧的涡扇发动机 热力过程和性能分析

王晓东, 芮长胜, 张彦军
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了研究主燃烧室采用增压燃烧(PGC)的涡扇发动机性能,建立了其热力循环过程计算模型,采用考虑增压特性的传统涡扇发动机性能计算方法,分析了增压比、涡轮前温度、涵道比、飞行速度、飞行高度等循环参数对增压燃烧涡扇发动机的性能影响,并与传统涡扇发动机的性能进行了对比评估。结果表明:增压燃烧发动机循环效率高于等压燃烧发动机的,且加热比越大,增压燃烧发动机性能优势越明显。初步获得了不同循环参数对增压燃烧涡扇发动机的性能影响规律。与同参数的传统涡扇发动机相比,在总增压比为25~45、涡轮前温度为1500~1800 K内,增压燃烧涡扇发动机的单位推力增大4.7%~8.6%,耗油率降低4.6%~8.5%;在飞行高度为15 km、马赫数为0~3内,增压燃烧涡扇发动机的推力增大4.1%~27.6%,耗油率降低2.3%~11.4%,并且飞行马赫数越高,增压燃烧涡扇发动机的性能优势越大。

关键词: 增压燃烧; 涡扇发动机; 热力循环; 循环参数; 总体性能; 主燃烧室

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.02.004

Thermodynamic Process and Performance Analysis of Turbofan Engine with PGC in Main Combustion Chamber

WANG Xiao-dong, RUI Chang-sheng, ZHANG Yan-jun

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: A thermodynamic cycle calculation model was developed to study the performance of a turbofan engine with Pressure Gain Combustion (PGC) in the main combustor. By using the traditional turbofan engine performance calculation method considering pressure gain characteristics, the influences of the parameters such as overall pressure ratio, turbine inlet temperature, bypass ratio, speed and altitude on the overall performance of the turbofan engine with PGC were studied, and compared with that of the traditional turbofan engine. The results show that the cycle efficiency of the engine with PGC is higher than that of the engine with isobaric combustion. And the higher the heating ratio, the more obvious the performance advantage of the turbofan engine with PGC. The effect of different cycle parameters on the turbofan engine with PGC was preliminarily obtained. Compared with the traditional turbofan engine with the same parameters, within the overall pressure ratio of 25 to 45 and the turbine inlet temperature of 1500 to 1800 K, the specific thrust of turbofan engine with PGC increases by 4.7% to 8.6% and the specific fuel consumption reduces by 4.6% to 8.5%. At the flight altitude of 15 km and Mach number of 0 to 3, the specific thrust of the turbofan engine with PGC increases by 4.1% to 17.1% and the specific fuel consumption reduces by 4.5% to 11.4%. Moreover, the higher the flight Mach number, the greater the performance advantage of the turbofan engine with PGC.

Key words: pressure gain combustion; turbofan engine; thermodynamic cycle; cycle parameters; overall performance; main combustion chamber

0 引言

接近等容循环的增压燃烧(Pressure Gain Com-

bustion, PGC),相比于等压燃烧,具有循环效率高、燃烧过程自增压等特性^[1-3],在传统涡扇发动机主燃烧室中引入增压燃烧,在发动机总增压比和涡轮前温度

收稿日期:2022-11-02

作者简介:王晓东(1988),男,硕士,工程师。

引用格式: 王晓东, 芮长胜, 张彦军. 主燃烧室采用增压燃烧的涡扇发动机热力过程和性能分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(2): 28-36. WANG Xiao-dong, RUI Changsheng, ZHANG Yanjun, et al. Thermodynamic process and performance analysis of turbofan engine with PGC in main combustion chamber [J]. Aeroengine, 2023, 49(2): 28-36.

不变的前提下,利用燃烧自增压,可以减少压气机级数和降低压比,降低燃烧室进口温度,同时燃烧室可加入热量更多;此外,由于压气机压比降低,涡轮需要从燃气中提取的能量也减少,更多的燃气能量可以通过喷管膨胀产生推力,因此,在传统涡扇发动机主燃烧室中引入增压燃烧,可以实现发动机推进性能的提升^[4]。

21世纪初,美国GE公司^[5]首先提出将增压燃烧技术与传统涡轮发动机结合的设计,此后俄罗斯、欧盟和中国学者针对增压燃烧涡轮发动机技术开展了大量研究。Petters等^[6]利用推进系统数值仿真程序对采用增压燃烧室的涡扇发动机进行性能分析,在产生几乎相同推力的前提下发动机耗油率降低11%左右;美国空军技术学院^[7-8]在T63涡轴发动机上开展了涡轮与增压燃烧室的相互影响试验;波兰Wolański^[7,9]将传统GTD-350涡轴发动机燃烧室换成增压燃烧室并进行试验,循环热效率可提升5%~7%;俄罗斯萨蒙诺夫联邦研究中心^[7,10]在TJ100S-125涡喷发动机上安装加力增压燃烧室并进行地面试验,相比传统加力燃烧室,耗油率降低30%左右;陈鑫^[11]建立了不同进气增压比条件下的增压燃烧特性计算模型并进行热力循环分析,表明增压燃烧具有更高的循环热效率;卢杰等^[12]、陈文娟等^[13]建立了采用外涵加力增压燃烧室的涡扇发动机性能模型,装有外涵加力增压燃烧室的发动机推力明显增大且耗油率更低;邓君香^[14]针对主燃爆震涡扇发动机建立了热力性能分析模型,与传统涡扇发动机进行对比评估,单位推力增大27.1%,耗油率降低21.3%;王凌弈^[12]建立了主燃增压燃烧涡喷发动机工作分析模型,其最佳增压比由5.5减小到2.25,且推力增大20.2%,耗油率降低14.0%;计自飞^[13]建立了增压燃烧涡喷发动机性能分析模型,研究了增压比、涡轮前温度、飞行高度、马赫数等参数对发动机性能的影响。国内外对增压燃烧涡轮发动机的研究重点集中在外涵或加力燃烧室采用增压燃烧的涡扇发动机、采用增压燃烧的涡喷或涡轴发动机上,很少对主燃烧室采用增压燃烧的涡扇发动机热力过程和循环参数进行研究分析。

本文利用定容燃烧热力过程模拟增压燃烧热力循环,分别建立基于等压燃烧和增压燃烧的热力循环过程分析模型,利用传统涡扇发动机性能计算方法并考虑主燃烧室的增压特性,对主燃烧室采用增压燃烧的涡扇发动机的热力过程和性能进行研究。

1 增压燃烧涡扇发动机热力过程分析

1.1 增压燃烧涡扇发动机概念及热力循环

本文研究的对象是主燃烧室采用增压燃烧的涡扇发动机,其模型及各特征截面如图1所示。与传统涡扇发动机的区别是将主燃烧室的等压燃烧替换为增压燃烧。

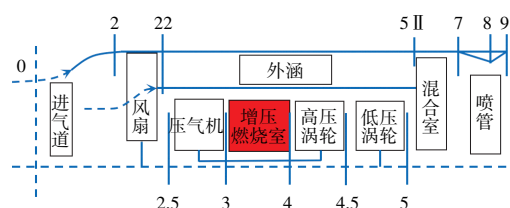
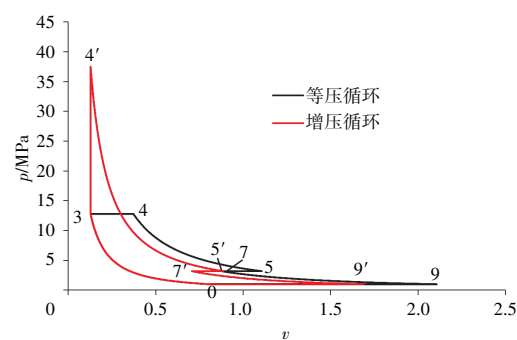
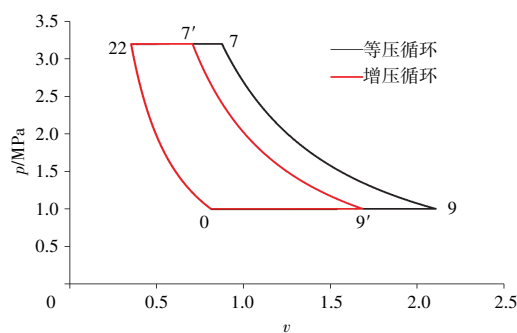


图1 增压燃烧涡扇发动机模型及各特征截面

根据增压燃烧涡扇发动机工作原理,在 $p-v$ 图和 $T-S$ 图上表示内外涵的热力循环过程,如图2、3所示。其中:0~3表示内涵气流经风扇、压气机等熵压缩;0~22表示外涵气流经风扇等熵压缩,压力、温度均升高;3~4'表示内涵气流经增压燃烧,温度和压力均升高;3~4表示内涵气流经等压燃烧,温度升高压力不变;4'~5'和4~5表示内涵气流经涡轮膨胀做功,压力和温度均降低;5'~7'、5~7、22~7'、22~7表示内涵和



(a) 内涵



(b) 外涵

图2 热力循环过程($p-v$)

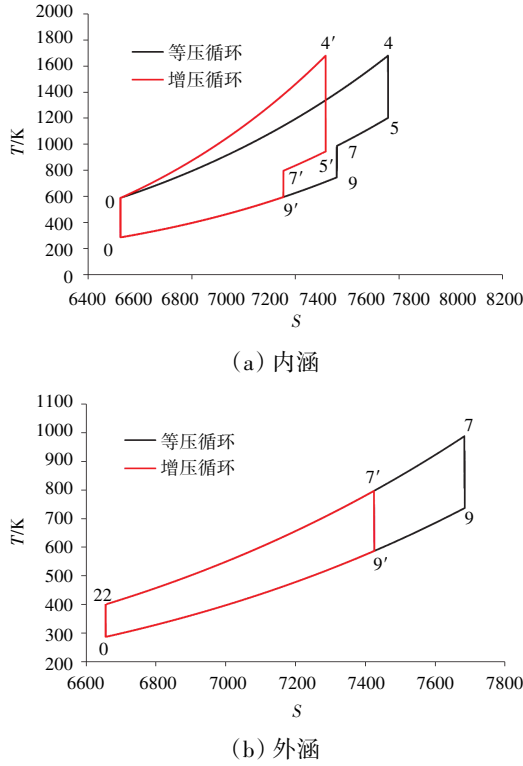


图3 热力循环过程(T-S)

外涵气流掺混,内涵温度降压低力不变、外涵温度升高压力不变;7'~9'和7~9表示掺混的内外涵气流经喷管膨胀排出,温度和压力均降低;9'~0和9~0表示排出的燃气放热过程,温度降低压力不变。

根据热力学第二定律关于“熵”的定义描述,“熵”是1个状态参数,熵增的物理表达式为

$$\Delta S_{34} = \int_{T_3}^{T_4} C_p \frac{dT}{T} - R_g \ln \frac{p_4}{p_3} \quad (1)$$

设定增压燃烧和等压燃烧过程的起始和终止温度一致,但增压燃烧过程的终止压力较大,因此增压燃烧熵增较小。从图3中可见,增压燃烧过程的熵增(3~4')明显小于等压燃烧过程(3~4)的,因此当2种循环过程中的加热量相同时,增压燃烧循环过程的有效功更多,即循环热效率更高。

1.2 增压燃烧发动机热力过程数学模型

增压燃烧热力循环过程与等容燃烧类似,利用等容燃烧等效为增压燃烧,参考工程热力学多变热力过程分析方法^[14],假设所有过程均为可逆绝热过程,对增压燃烧发动机热力循环过程进行建模。

可逆过程基本状态方程满足: $p v^n = C$,可得

$$\left(\frac{\partial p}{\partial v} \right)_n = -n \frac{p}{v} \quad (2)$$

$$\delta q = T ds \quad (3)$$

$$\left(\frac{\partial T}{\partial s} \right)_n = \frac{(n-1)T}{(n-k)c_v} \quad (4)$$

根据气体状态方程 $p v = R_g T$,针对增压燃烧过程的描述,比体积保持不变的过程, $n \rightarrow \infty$,可得增压燃烧过程状态方程

$$v_3 = v_4 \quad (5)$$

$$p_4 = \frac{R_g T_4}{v_3} \quad (6)$$

$$\frac{\partial T}{\partial s} = \frac{T}{c_v} \quad (7)$$

针对定压燃烧过程的描述,工质的压力保持不变, $n=0$,可得

$$p_3 = p_4 \quad (8)$$

$$v_4 = \frac{(R_g T_4)}{p_3} \quad (9)$$

$$\frac{\partial T}{\partial s} = \frac{T}{k c_v} \quad (10)$$

上绝热过程中状态变化的任何过程都不与外界交换热量,即 $q = 0$,存在定熵方程式 $p v^k = C$,定熵指数 k 并非定值,通常温度越高, k 值越大。

发动机热力循环的吸热量为

$$Q_1 = \int_3^4 T ds \quad (11)$$

放热量为

$$Q_2 = \int_5^9 T ds \quad (12)$$

对于发动机热力循环,无论 $p-v$ 图还是 $T-S$ 图均为顺时针循环

$$\oint_{\text{CYCLE}} p dV = \oint_{\text{CYCLE}} T ds \quad (13)$$

因此循环热效率

$$\eta_t = \frac{\oint_{\text{CYCLE}} T ds}{Q_1} = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} \quad (14)$$

定义循环过程发动机压缩系统总增压比 $\pi = p_3/p_0$,总加热比 $\delta = T_4/T_0$ 。增压燃烧室增压比与进口增压比的关系如图4所示。从图中可见,增压燃烧室的增压比随进口增压比的升高而降低,如果为了更好地发挥增压燃烧的自增压优势,发动机压缩系统增压比不宜选择过大。

在不同加热比条件下,理想等压循环和增压循环热效率随压比的变化如图5所示,反应物和产物按照

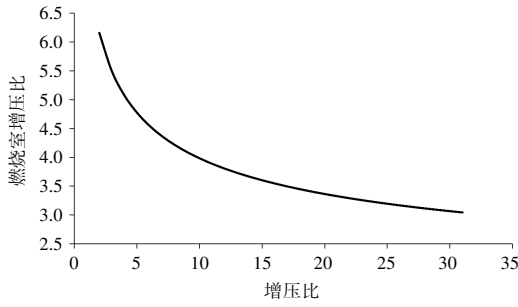


图4 增压燃烧室增压比与进口增压比的关系

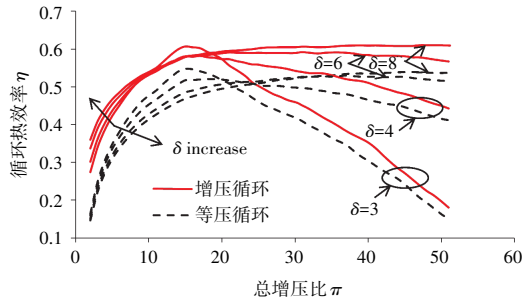


图5 理想等压循环和增压循环热效率随压比的变化

变比热计算。

从图中可见,2种循环的热效率随循环过程增压比、加热比的变化趋势是一致的,但存在如下差异:

(1)在相同增压比和加热比条件下,增压燃烧循环的热效率高于等压燃烧循环的;

(2)在2种循环方式增压比一定时,加热比越大,增压燃烧循环热效率的优势越明显;

(3)加热比较小($\delta < 6$)时,存在最经济增压比使得2种循环的循环效率达到最大值。

2 循环参数对增压燃烧涡扇发动机性能的影响

本文研究对象为双转子混排涡扇发动机,其气动热力计算模型参考文献[18-19],发动机单位推力和耗油率为

$$F_s = \left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1+B}\right) c_9 - c_0 \quad (15)$$

$$s_{ic} = \frac{3600f_0}{F_s} \quad (16)$$

式中: f_0 为发动机不加力时的总油气比

$$f_0 = \frac{(1 - \beta - \delta_1 - \delta_2)f}{1+B} \quad (17)$$

式中: β 、 δ_1 、 δ_2 分别为自高压压气机出口提取的用于飞机引气、冷却高压涡轮及低压涡轮的空气量系数; B 为发动机的涵道比; c_0 、 c_9 分别为发动机进、出口截

面的气流速度; f 为主燃烧室油气比。

2.1 总增压比和涡轮前温度对发动机性能的影响

选定涵道比保持不变,增压燃烧涡扇发动机单位推力 F_s 、耗油率 s_{ic} 与总增压比 π 、涡轮前温度 T_4 的变化关系分别如图6、7所示。

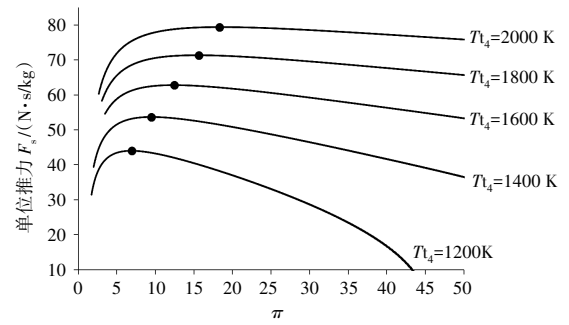
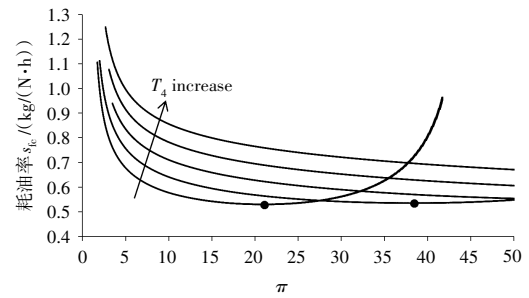
(a) F_s 的变化(b) s_{ic} 的变化

图6 单位推力和耗油率与总增压比的变化关系

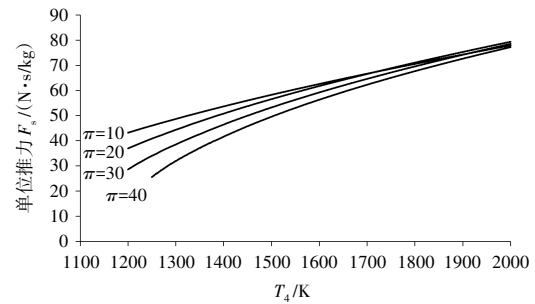
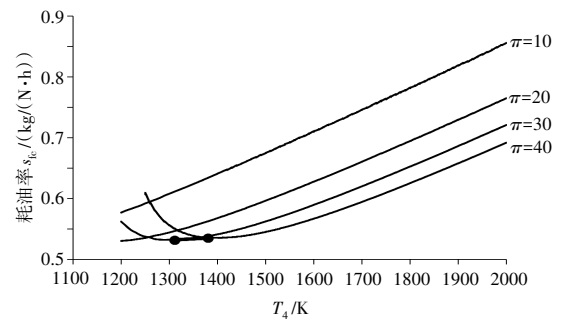
(a) F_s 的变化(b) s_{ic} 的变化

图7 单位推力和耗油率与总涡轮前温度的变化关系

从图6(a)中可见,当涡轮前温度一定时,增压燃烧涡扇发动机存在1个最佳增压比,使单位推力达到最大值;随着涡轮前温度的升高,最佳增压比逐渐提高,且发动机总压比对单位推力的影响逐渐减小。从图6(b)中可见,在涡轮前温度较低时($T_4 < 1400\text{ K}$),耗油率随压比的提高先降低后升高,因此存在最经济增压比使耗油率最低,且最经济增压比大于最佳增压比;在涡轮前温度较高时($T_4 > 1600\text{ K}$),在图示的计算范围内,耗油率随压比的提高一直呈降低趋势,降低趋势随压比的提高逐渐减缓。

从图7(a)中可见,当发动机总增压比一定时,随着涡轮前温度的升高,增压燃烧涡扇发动机单位推力逐渐增大。从图7(b)中可见,当总增压比较小时($\pi < 30$),耗油率随涡轮前温度的升高先降低后升高,存在使耗油率最低的最经济涡轮前温度;当总增压比较大时($\pi > 30$),在图示的计算范围内,耗油率随涡轮前温度的升高一直呈升高趋势。

2.2 涵道比对发动机性能的影响

对于混合排气涡扇发动机模型(图1),为了尽可能减小混合器掺混损失,一般要求混合器进口的内外涵流量总压近似平衡,在总增压比、涡轮前温度等参数确定的条件下,使得发动机涵道比和风扇压比唯一相关。

增压燃烧涡轮发动机在相同总增压比($\pi = 30$)和不同风扇压比 π_f 条件下,对应的涵道比 B 、风扇压比和涡轮前温度的关系如图8所示。从图中可见,在相同涡轮前温度条件下,涵道比随风扇压比的提高而减小;在相同风扇压比条件下,涵道比随涡轮前温度的升高而增大。

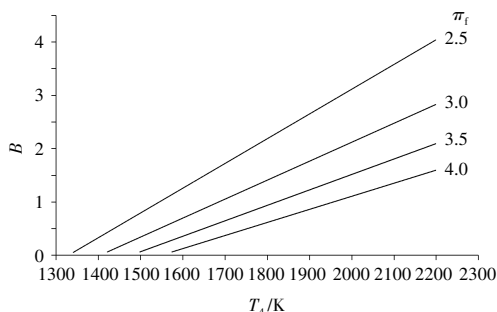
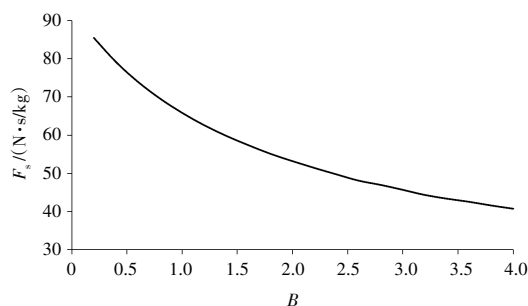
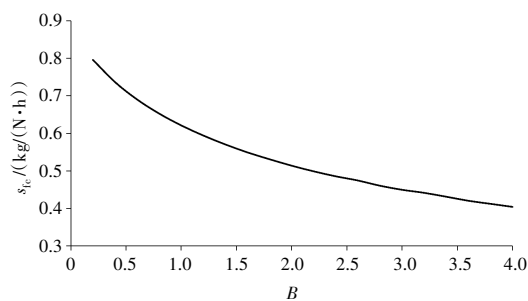


图8 涵道比、风扇压比和涡轮前温度的关系

选定 $Ma=0$ 、 $H=0$ 、 $T_{t4}=1800\text{ K}$ 、 $\pi=30$ ，增压燃烧涡扇发动机涵道比对单位推力和耗油率的影响如图9所示。从图中可见,随着涵道比的增大,发动机



(a) 对 F_s 的影响



(b) 对 s_{fc} 的影响

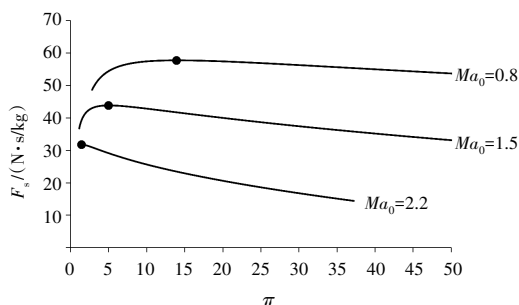
图9 增压燃烧涡扇发动机涵道比对单位推力和耗油率的影响

单位推力逐渐减小,耗油率逐渐降低。

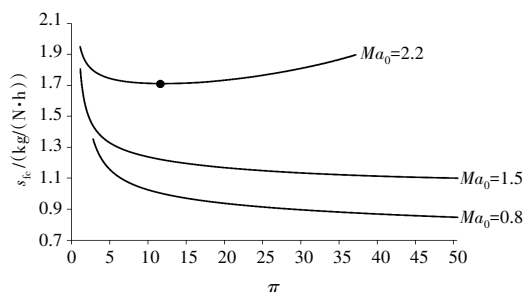
2.3 飞行状态参数对总体性能的影响

设计点飞行状态参数包括马赫数和飞行高度,在给定涵道比0.8、涡轮前温度1800 K条件下,研究不同飞行状态参数对发动机总体性能的影响。

在 $H=11\text{ km}$ 、 $Ma=0.8、1.5、2.2$ 时,发动机单位推力和耗油率随增压比的变化如图10所示。从图10(a)



(a) F_s 的变化



(b) s_{fc} 的变化

图10 发动机单位推力和耗油率随增压比的变化
($H=11\text{ km}$ 、 $Ma=0.8、1.5、2.2$)

中可见,在同一飞行速度下,存在单位推力最大的最佳增压比,随着飞行速度的增大,发动机最佳增压比和单位推力逐渐减小,并且在高速状态下增压比越高,单位推力减小越明显,主要是在高速状态下,速度的冲压作用明显增大,导致燃烧室入口压力和温度提高,燃烧室加热量和循环有效功减小;从图10(b)中可见,在计算范围内,飞行速度较小时,耗油率随总增压比的提高单调降低,在高马赫数($Ma_0=2.2$)状态下则存在最经济增压比使耗油率最低,这是因为随着飞行速度的增大,燃烧室入口气流温度和压力升高,由于 T_{t4} 不变,燃烧室加热比 δ 减小,在较小的加热比条件下,存在最经济增压比使循环效率最高,即耗油率最低。

在 $Ma=1.5$ 、 $H=5$ 、8、11 km时,发动机单位推力和耗油率随增压比的变化如图11所示。从图11(a)中可见,在同一飞行高度下,单位推力随着增压比的提高先增大后减小,随着飞行高度的增加,最佳增压比和单位推力逐渐增大,这是因为在海拔11 km(同温层最低边界)以下,大气温度随高度的增加而降低,在发动机相同涡轮前温度的前提下,燃烧室加热量增大;从图11(b)中可见,在飞行高度较低时,存在最经济增压比使耗油率最低,随着飞行高度的增加,最经济增压比逐渐提高,当飞行高度达到11 km时,图示

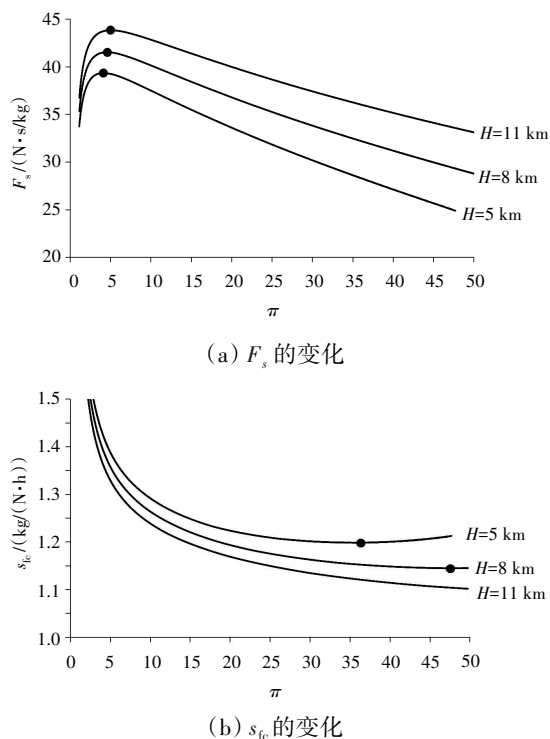


图11 单位推力和耗油率随增压比的变化
($Ma=1.5$ 、 $H=5$ 、8、11 km)

计算范围内耗油率单调降低,这是因为随着飞行高度的增加,燃烧室进口温度降低,加热比 δ 增大,使耗油率最低的最经济增压比逐渐提高。

3 与等压燃烧涡扇发动机性能对比分析

3.1 设计点性能对比分析

在地面状态、固定涵道比条件下,发动机总增压比为25~45、涡轮前温度为1500~1800 K时,增压燃烧涡扇发动机与传统涡扇发动机的性能对比如图12所示。从图中可见,增压燃烧涡扇发动机的性能变化规律与传统涡扇发动机的基本一致。但在相同循环参数约束条件下,增压燃烧涡扇发动机性能明显优于传统涡扇发动机的。

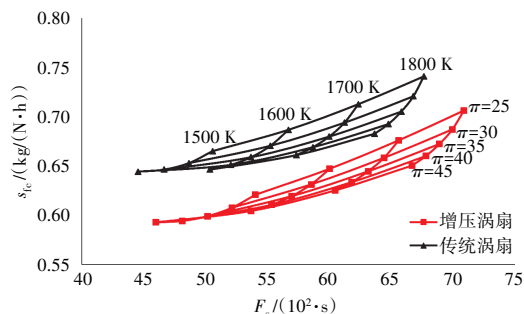


图12 增压燃烧涡扇发动机与传统涡扇发动机的性能对比

为定性和定量描述增压燃烧涡扇发动机性能优势,给出了增压燃烧涡扇发动机的总体性能比较优势随总增压比和涡轮前温度的变化规律,分别如图13、14所示。在图示计算范围内,与传统涡扇发动机相比,增压燃烧涡扇发动机的单位推力增大4.7%~8.6%,耗油率降低4.6%~8.5%。

从图13(a)中可见,在同一涡轮前温度($T_4 \leq 1700$ K)条件下,单位推力收益随总增压比的提高而缓慢增大,但在较高的涡轮前温度($T_4 \geq 1800$ K)条件下,性能收益基本保持不变;从图13(b)中可见,在同一总增压比条件下,单位推力收益随涡轮前温度的提高而单调减小,当涡轮前温度较低(1500 K左右)时,总增压比越高,单位推力收益越大,当涡轮前温度提高到1800 K时,不同总增压比的单位推力收益差距不再明显。

本文针对增压燃烧涡扇发动机和传统涡扇发动机总体性能计算,将增压燃烧发动机和传统发动机的燃料消耗情况按照统一的计算方法处理,因此,如图14所示的增压燃烧涡扇发动机耗油率收益情况与如

图13所示的单位推力收益情况基本一致。

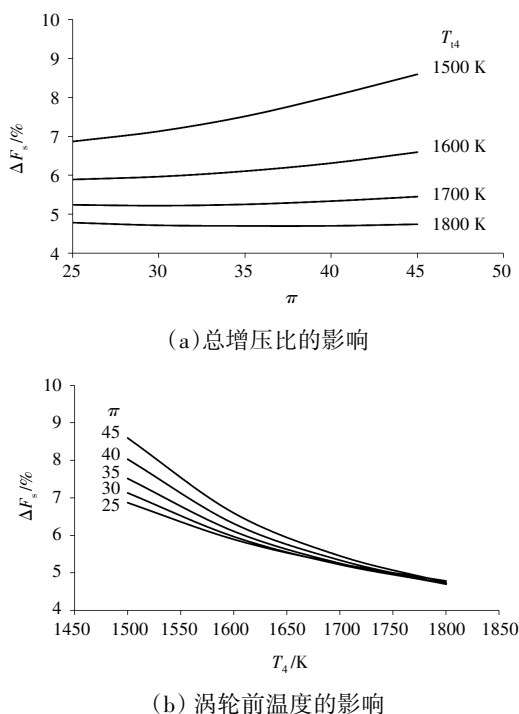


图13 增压燃烧涡扇发动机的总体性能比较优势随总增压比的变化规律

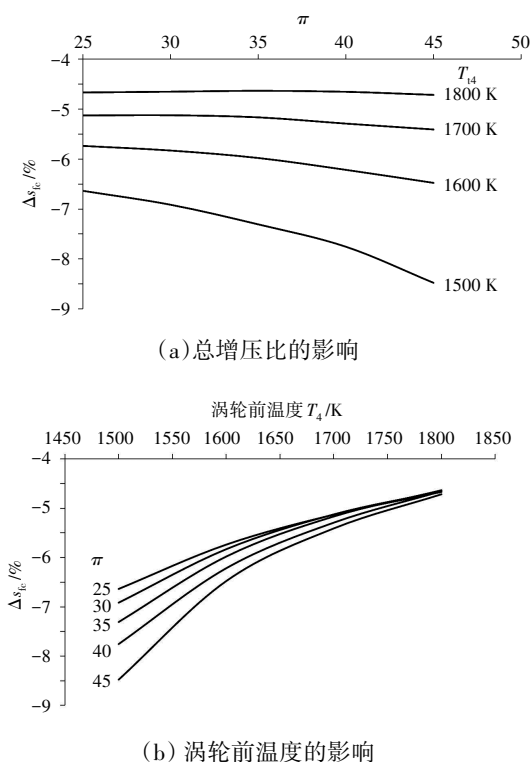


图14 增压燃烧涡扇发动机的总体性能比较优势随涡轮前温度的变化规律

3.2 非设计点性能对比分析

以某涡扇发动机为基准方案,提出2种增压燃烧

涡扇发动机方案,方案1保持压缩系统总增压比与基准方案的一致,方案2保持发动机总增压比与基准方案的一致。3种方案的发动机海平面设计状态详细参数见表1。

表1 3种方案的发动机海平面设计状态详细参数

参数	基准方案	方案1	方案2
流量/(kg/s)	120	120	120
涵道比	0.46	0.46	0.46
压缩系统总压比	20	20	16.68
风扇压比	3.3	3.9	3.8
压气机压比	6.06	5.13	4.39
燃烧室增压比	1	1.2	1.2
涡轮前温度/K	1700	1700	1700

在飞行高度为15 km条件下,2种增压燃烧涡扇发动机方案与传统涡扇发动机的推力、耗油率随飞行马赫数的变化关系如图15所示。从图中可见,在马赫数为0~3时,2种增压燃烧涡扇发动机的推力均大于传统涡扇发动机的,耗油率低于传统发动机的;当马赫数高于1.5时,方案2的增压燃烧涡扇发动机推力优势随马赫数的增大更加明显,这是因为方案2的发动机压缩系统总压比较低,燃烧室进口温度更低,在相同涡轮前温度限制条件下,方案2的燃烧室可加

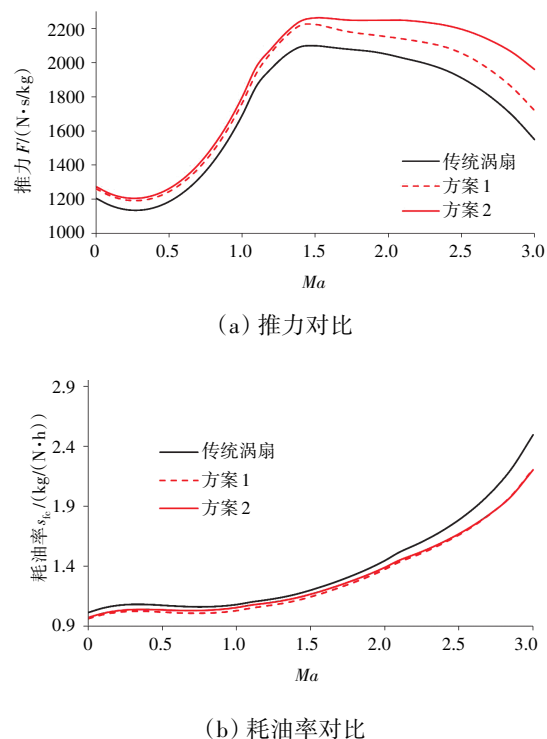


图15 2种增压燃烧涡扇发动机方案与传统涡扇发动机的推力、耗油率随飞行马赫数的变化关系

入的热量更多,因此其推力更大。

增压燃烧涡扇发动机相比于传统涡扇发动机的性能收益如图16所示。从图中可见,在计算范围内,

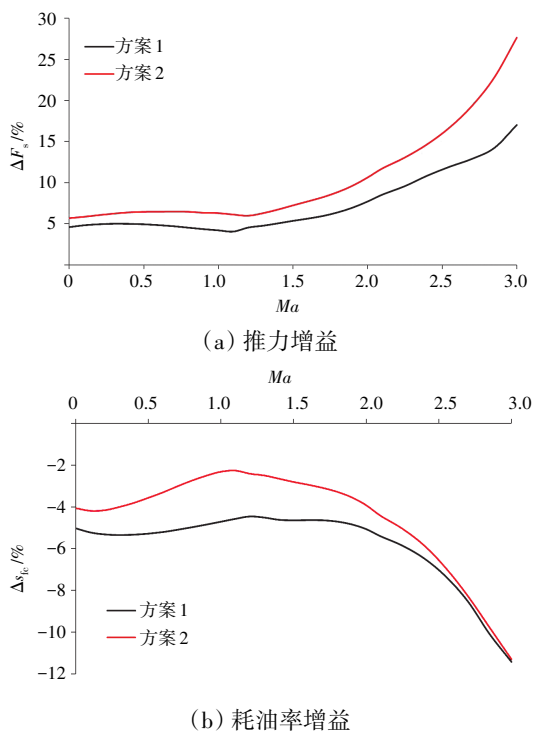


图16 增压燃烧涡扇发动机相比于传统涡扇发动机的性能收益

方案1的增压燃烧涡扇发动机的推力比传统涡扇发动机的大4.1%~17.1%,耗油率低4.5%~11.4%;方案2的增压燃烧涡扇发动机的推力比传统涡扇发动机的大5.7%~27.6%,耗油率低2.3%~11.3%。

2种增压燃烧涡扇发动机方案相比,方案2的推力性能明显优于方案1的,且推力增益的差距随着飞行速度的增大而增大;方案2的耗油率增益略低于方案1的,但耗油率增益的差距随着飞行速度的增大而逐渐减小。需要特别注意的是,与传统涡扇发动机相比,当飞行马赫数高于1.5以后,2种增压燃烧涡扇发动机方案的推力和耗油率收益均迅速增加。由此可见,增压燃烧涡扇发动机可明显改善传统发动机高马赫工作性能,并可增加航程。

虽然增压燃烧涡扇发动机性能明显优于传统涡扇发动机的,但由于主燃烧室引入的增压燃烧具有强烈的非定常性,会对上下游部件的稳定工作产生不利影响,增压燃烧涡扇发动机距离工程化应用仍有一些亟待解决的技术难题,主要包括:使用液态碳氢燃料的大尺寸增压燃烧室技术、抗反压压气机技术、适应

非定常流的高压涡轮技术、增压燃烧涡扇发动机匹配验证技术等。

4 结论

(1)建立了基于等压燃烧和增压燃烧的热力循环过程分析模型,并进行对比分析,在相同的增压比和总加热比条件下,增压燃烧发动机循环效率高于等压燃烧发动机的,且总加热比越大,增压燃烧发动机性能优势越明显。

(2)利用考虑增压特性的传统涡扇发动机性能计算方法开展了循环参数对增压燃烧涡扇发动机总体性能的影响分析,为下一步开展增压燃烧涡扇发动机方案研究提供指导。

(3)在地面状态、固定涵道比条件下,总增压比25~45、涡轮前温度1500~1800 K,增压燃烧涡扇发动机的单位推力比传统涡扇发动机的增大4.7%~8.6%,耗油率降低4.6%~8.5%。

(4)选取一涡扇发动机方案作为基准,将其主燃烧室替换为增压燃烧室后进行性能评估,在飞行高度为15 km、马赫数为0~3内,增压燃烧涡扇发动机的推力比传统涡扇发动机的大4.1%~27.6%,耗油率低2.3%~11.4%,且飞行马赫数越高,增压燃烧涡扇发动机的性能优势越大。

参考文献:

- [1] 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,2019:1-4.
ZHENG Longxi, WANG Zhiwu, HUANG Xiqiao, et al. Pulse detonation turbine engine technology[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2019:1-4. (in Chinese)
- [2] 王建平,姚松柏.连续爆震发动机原理与技术[M].北京:科学出版社,2018:1-22.
WANG Jianping, YAO Songbo. Principle and technology of continuous detonation engine[M]. Beijing: Science Press, 2018:1-22. (in Chinese)
- [3] 胡晓煜.波转子增压循环发动机技术[J].燃气涡轮试验与研究,2005,18(1):57-62.
HU Xiaoyu. Wave rotor topping cycle gas turbine engine technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1): 57-62. (in Chinese)
- [4] 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)

- [5] Roy G D. Practical pulse detonation engines—how far we are[R]. AIAA-2001-1170.
- [6] Petters D P, Felde J L. Engine system performance of pulse detonation concepts using the NPSS program[R]. AIAA-2002-3910.
- [7] 秦亚欣. 旋转爆震发动机研制新进展[J]. 航空动力, 2022(3): 16-19.
QIN Yaxin. New development progress of rotating detonation engine[J]. Aerospace Power, 2022(3): 16-19. (in Chinese)
- [8] Welsh D, King P, Schauer F. RDE integration with T63 turboshaft engine components [C]//Proceedings of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA SciTech Forum, 2014: 2014-1316.
- [9] Wolański P. Application of the continuous rotating detonation to gas turbine [J]. Applied Mechanics and Materials, 2015, 782(1): 3-12
- [10] Frolova S M, Ivanova V S, Shamshin I O, et al. A detonation afterburner[J]. Doklady Physics, 2020, 65(1): 36-39.
- [11] 陈鑫, 于锦禄, 何立明, 等. 脉冲爆震发动机热力循环性能分析[J]. 空军工程大学学报, 2011, 12(2): 1-5.
CHEN Xin, YU Jinlu, HE Liming, et al. Thermal cycle performance analysis of pulse detonation engine[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2011, 12(2): 1-5. (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. Investigation 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] 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 in outer culvert[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(2): 240-244. (in Chinese)
- [14] 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. Thermal performance calculation of gas turbine engine with pulse detonation main combustion chamber[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3): 362-367. (in Chinese)
- [15] 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. (in Chinese)
- [16] 计自飞, 张会强, 谢峤峰, 等. 连续旋转爆震涡轮发动机热力过程与性能分析[J]. 清华大学学报, 2018, 58(10): 899-905.
JI Zifei, ZHANG Huiqiang, XIE Qiaofeng, et al. Thermodynamic process and performance analysis of the continuous rotating detonation turbine engine[J]. Journal of Tsinghua University, 2018, 58(10): 899-905. (in Chinese)
- [17] 冯青, 李世武, 张丽. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006: 113-122.
FENG Qing, LI Shiwu, Zhang Li. Engineering Thermodynamics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006: 113-122. (in Chinese)
- [18] 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: 152-161.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aero engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 152-161. (in Chinese)
- [19] 朱正琛, 李秋红, 王元, 等. 基于微分进化算法的航空发动机模型修正[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 53-58.
ZHU Zhengchen, LI QiuHong, WANG Yuan, et al. Correction of aeroengine model based on differential evolution algorithm[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 53-58. (in Chinese)

(编辑: 程 海)