

文章编号:1000-8055(2012)09-1928-07

内燃波转子技术对燃气涡轮发动机性能影响

李建中^{1,2}, 巩二磊¹, 温 泉², 王家骅¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 航空动力机械研究所, 湖南 株洲 421002)

摘 要: 为研究内燃波转子技术提高燃气涡轮发动机性能变化规律, 建立内燃波转子燃气涡轮发动机热力循环分析模型, 开展内燃波转子通道出口气流马赫数、压气机压比等参数变化对燃气涡轮发动机性能的影响研究, 探讨了内燃波转子燃气涡轮发动机热力循环状态参数变化规律。研究表明: 当压气机压比等于 3.6 时, 发动机比推力和热循环总效率最大提高 23.709%, 耗油率最大减少 19.165%; 当通道出口气流马赫数等于 0.6 时, 发动机比推力最大增幅达 23.736%, 此时压气机压比为 4.4, 发动机热循环总效率 32.216% 和耗油率减少 24.366%, 熵增减少 7.864%, 验证了内燃波转子技术能够提高燃气涡轮发动机总体性能。研究结果为深入开展内燃波转子燃气涡轮发动机基础理论和关键技术研究奠定基础。

关 键 词: 燃气涡轮发动机; 内燃波转子; 热力循环; 燃气涡轮发动机性能; 出口气流马赫数

中图分类号: V235.22

文献标志码: A

Effect of internal combustion wave rotor technology on performance of gas turbine engine

LI Jian-zhong^{1,2}, GONG Er-lei¹, WEN Quan², WANG Jia-hua¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 421002, China)

Abstract: To investigate internal combustion wave rotor technology which improved performance of gas turbine engine, the thermodynamic cycle analysis model of an internal combustion wave rotor gas turbine engine was established. When the parameters of exit Mach number of the internal combustion wave rotor channel and compressor pressure ratio were changed, their influence on the performance of the internal combustion wave rotor gas turbine engine was investigated, and the variable disciplinarian of thermodynamic cycle parameter of the internal combustion wave rotor was discussed. When the compressor pressure ratio equals 3.6, the specific cycle thrust and thermal efficiency increases by up to 23.709%, and the specific fuel consumption decreases by up to 19.165%. When the exit Mach number of the internal combustion wave rotor channel equals 0.6, the specific cycle thrust and thermal efficiency increase by up to 23.736%, the corresponding compressor pressure ratio equals 4.4 at the same time, the thermal efficiency improves 32.216%, specific fuel consumption decreases by 24.366% and entropy generation decreases by 7.864%.

收稿日期: 2012-04-23

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.002.html>

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20093218120013); 中央高校基本科研业务费专项资金(No. NS2012017)

作者简介: 李建中(1979—), 男, 安徽泗县人, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事新概念燃烧技术研究。

It is validated that the technology of the internal combustion wave rotor can enhance the performance of gas turbine engine. The results can provide theory and practice for lucubrating the key technology of the internal combustion wave rotor gas turbine engine.

Key words: gas turbine engine; internal combustion wave rotor; thermodynamic cycle; performance of gas turbine engine; exit Mach number

内燃波转子燃气涡轮发动机是一种集波转子增压技术、等容燃烧热循环效率高和喷气式发动机技术为一体的新概念发动机。内燃波转子嵌入燃气涡轮发动机后能够大大提高发动机的效率和单位推力,减少燃油消耗、降低污染和减少燃油后勤保障,并且发动机仍可采用普通的材料和技术^[1-4]。内燃波转子燃气涡轮发动机已被认为是满足美国国防预研局(DARPA)“安静超声速空中平台”(QSP)计划要求的研究用于降低超声速巡航飞行过程中油耗的替代途径之一,满足军民远程超声速飞机的需要,是目前国外航空发动机领域的一个研究热点,是未来航空发动机的一个重要发展方向^[5-6]。

美国多家研究机构开展了波转子技术应用于燃气涡轮发动机基础理论和关键技术研究^[7-10],美国国家航空航天局(NASA)开展了内燃波转子作为未来燃气涡轮发动机核心机相关研究,以达到更高的峰值循环温度和压力。Allison 先进技术开发公司(AADC)和 Purdue 工程和技术大学(IUPUI)正在对采用爆震燃烧和接近爆震燃烧的内燃波转子燃烧过程和性能进行计算和试验研究。美国密歇根州立大学(MSU)^[11]对几种热力循环波转子技术的好处进行评估,针对 30 kW 和 60 kW 两种微型涡轮发动机采用压比为 1.8 的波转子循环后的性能进行了研究,C-30 总效率和单位功率提高 33%,C-60 提高 25%,并分别对燃气涡轮发动机、制冷循环和超微型(基于 MEMS)涡轮发动机中采用波转子技术的可行性进行了研究^[12-13]。本文建立内燃波转子燃气涡轮发动机热力循环分析数学模型,开展内燃波转子通道出口气流马赫数、压气机压比等参数变化对燃气涡轮发动机性能影响的研究,探讨内燃波转子燃气涡轮发动机热力循环状态参数变化规律。

1 热力循环数学模型

内燃波转子嵌入燃气涡轮发动机工作流程如图 1 所示,内燃波转子取代了燃烧室与压气机和涡轮构成了发动机三大部件,来源于压气机的新

鲜空气与内燃波转子进气端口内喷射的燃料预混后形成可燃混气进入内燃波转子,在内燃波转子通道内产生压缩波、激波、膨胀波和接触间断形成的复杂波系,通过复杂波系的压缩和膨胀作用实现能量快速交换,可燃混气被压缩增压增温后,利用转子右侧封闭端的热射流点火装置点燃内燃波转子通道内可燃混气,内燃波转子通道内燃烧方式为接近爆震燃烧或爆震燃烧实现高热力循环的等容燃烧(计算过程中简化为可燃混气直接起爆的爆震燃烧模式),等容燃烧进一步提高高温燃气的压力,然后高温高压燃气膨胀排向涡轮做功。

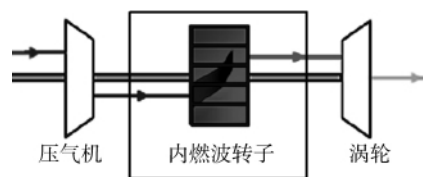


图 1 内燃波转子燃气涡轮发动机工作流程

Fig. 1 Schematic arrangement of an internal combustion wave rotor in a gas turbine engine

图 2 给出了等压燃烧、等容燃烧和波转子燃烧 3 种不同燃烧热力循环的温熵($T-S$)图,图中“A”和“B”点分别指的是内燃波转子通道内可燃混气燃烧前后瞬间状态点,新鲜混气从状态点 2 预压缩至 A 点(对应压力值为 p_A),新鲜混气在转子通道内等容燃烧从状态点 A 进一步增压至 B 点(对应压力值为 p_B),燃烧后的高温燃气从状态点 B 膨胀至 3 点,然后经涡轮膨胀做功至状态点 4。内燃波转子通道仅考虑直通道,忽略转子轴功率,即压缩功等于膨胀功($W_{2-A}=W_{B-3}$),当压气机出口温度(T_{t2})和涡轮进口温度(T_{t3})与基准发动机相同时,3 种燃烧热力循环下的发动机热释放增加量是相同的(通过控制耗油率实现),但是,不同热力循环导致涡轮进口的气流总压不一致,其中波转子燃烧热力循环涡轮进口总压最高,表明了内燃波转子的应用能够提高燃气涡轮发动机总体性能。

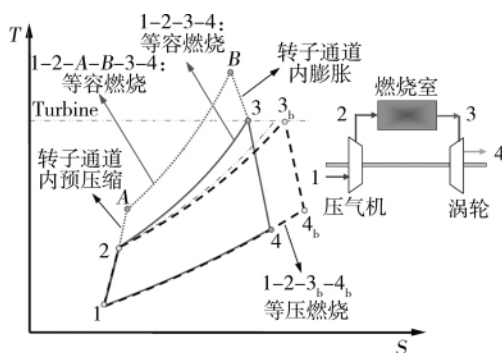


图 2 3 种不同燃烧热力循环温熵图

Fig. 2 Schematic T - S diagram comparison of different combustion thermodynamic cycles

为了估算内燃波转子燃气涡轮发动机性能增加程度和规律,选取某型涡喷发动机为基准发动机,飞行高度为 10 km,飞行马赫数为 0.8,压气机等熵效率为 0.8,压气机多变效率为 0.83,燃烧室燃烧效率为 0.98,燃烧室总压恢复系数为 0.95,机械传动效率为 0.99,涡轮等熵效率为 0.84,涡轮多变效率为 0.83,喷管等熵膨胀效率为 0.95,波转子压缩和膨胀效率均为 0.83.应用热力学方法计算内燃波转子燃气涡轮发动机和基准发动机的理论性能,建立简化的热力学循环数学模型^[14-15],主要包括进气道模型、压气机模型、内燃波转子模型(预混气压缩、等容燃烧和膨胀)、涡轮模型、排气喷管模型.

2 计算结果与讨论

2.1 内燃波转子出口气流马赫数影响发动机性能

图 3 给出了内燃波转子燃气涡轮发动机比推力 S_t 、总效率 η_0 和耗油率 s_{fc} 及其相对基准发动机的变化率等性能参数随着内燃波转子通道出口气流马赫数 Ma_3 的变化规律,从图中可以看到随着 Ma_3 增加,内燃波转子燃气涡轮发动机比推力和总效率显著增加,耗油率 s_{fc} 显著降低,相对基准机比推力和总效率增加幅度和相对减少耗油率减幅逐渐增加.从图 3 中(b)可以看到,当 $Ma_3 = 1.0$ 时,波转子燃气涡轮发动机比推力和总效率最大提高 23.709%,耗油率 s_{fc} 最大减少 19.165%,验证了内燃波转子嵌入燃气涡轮发动机能够提高发动机总体性能.从图 3 可以看到,当内燃波转子出口马赫数 Ma_3 大于 0.6 时,内燃波转子燃气涡轮发动机总体性能提高幅度降低,因此,需要选择合适范围的内燃波转子出口马赫数.

图 4 和图 5 给出了内燃波转子不同状态点之

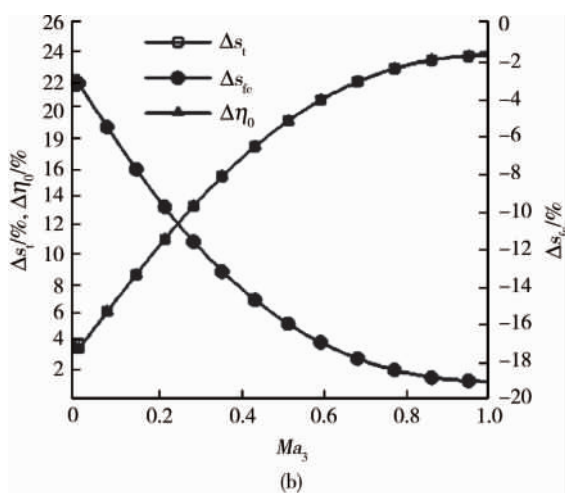
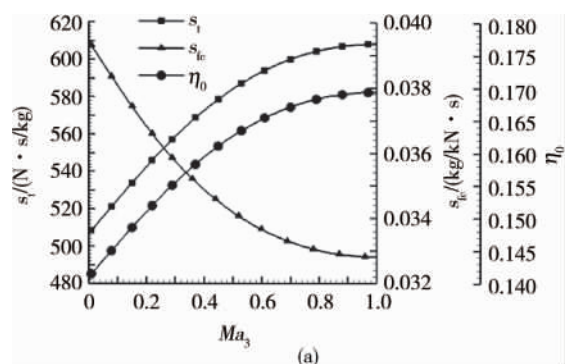


图 3 发动机性能参数随出口气流马赫数变化规律

Fig. 3 Thermal performance improvement as function of internal combustion wave rotor combustor exit Mach number

间的压比、压力和温度随内燃波转子通道出口气流马赫数 Ma_3 的变化规律,随着马赫数 Ma_3 的增加,内燃波转子膨胀压比(p_{tB}/p_{t3})显著增加,总压迅速从 p_{tB} 降到 p_{t3} ,总温也从 T_{tB} 降到 T_{t3} ,降低幅度远小于膨胀压比,保证了较强的膨胀波促使内燃波转子通道高速排气,从而产生较大的推力,内燃波转子通道内一系列压缩波叠加形成激波,激波压缩新鲜可燃混气,提高可燃混气的压比(p_{tA}/p_{t2}),总压迅速从 p_{t2} 增加到 p_{tA} ,总温从 T_{t2} 降到 T_{tA} ,这使得内燃波转子内部可燃混气在较高的压比和初始温度下燃烧,在释放相同热量情况下,熵增减少,从图 6 熵增随内燃波转子通道出口气流马赫数 Ma_3 变化规律可以得到验证.内燃波转子通道内等容燃烧和熵增减少(最大减少 9.73%)使得转子内混气压比进一步增加,如图 4 中 p_{tB}/p_{tA} 曲线可见,总压从 p_{t2} 提高到 p_{tA} ,随着马赫数 Ma_3 增加, p_{tB}/p_{tA} 最大增加值达到 1.675.由于激波压缩和等容燃烧增压,随着马赫

数 Ma_3 增加,内燃波转子燃气涡轮发动机总增压比(p_{t3}/p_{t2})也显著增加,最大值达到 1.5,涡轮进口总压 p_{t3} 高于压气机出口总压 p_{t2} ,而传统的燃气涡轮发动机涡轮进口总压低于压气机出口总压(燃烧室的总压损失导致),在保持涡轮进口温度相同情况下,增加了喷管排气压力,提高内燃波转子燃气涡轮发动机推力.从图 5 可以看到,随着马赫数 Ma_3 增加,内燃波转子燃气涡轮发动机的温升从基准机的 727.08 K 最大增加到了 837.38 K,在 $Ma_3 = 1.0$ 时,内燃波转子燃气涡轮发动机相对于基准机温升仅提高 110.3 K,而发动机的推力提高了 23.709%,验证了内燃波子的应用显著提高了发动机的性能.

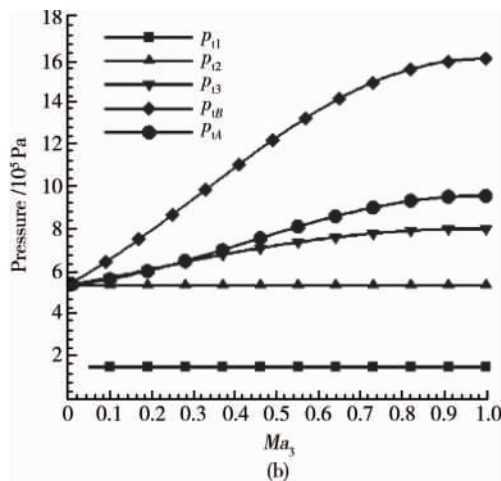
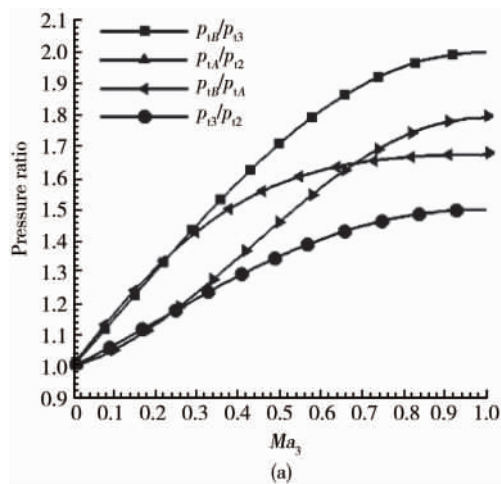


图 4 内燃波转子压比和压力随出口马赫数变化规律

Fig. 4 Pressure ratios and pressure as function of internal combustion wave rotor combustor exit Mach number

图 7 给出了内燃波转子充填率和残留燃气比率随 Ma_3 增加的变化规律,从图中可以发现,在

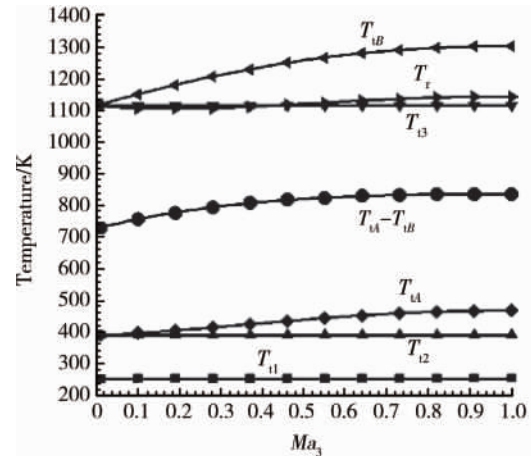


图 5 内燃波转子温度随出口马赫数变化规律

Fig. 5 Temperature as function of internal combustion wave rotor exit Mach number

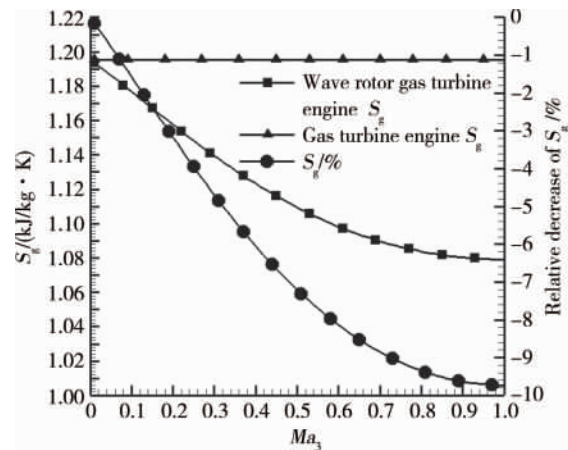


图 6 熵增随 Ma_3 变化规律

Fig. 6 Entropy generation as functions of internal combustion wave rotor exit Mach number

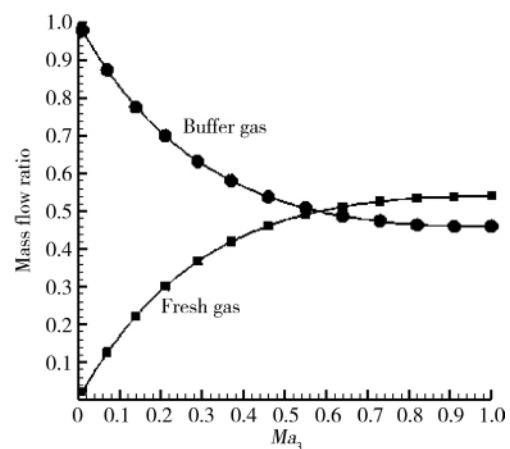


图 7 内燃波转子充填率和残留气比率与出口马赫数关系

Fig. 7 Filling and residual gas fraction as function of internal combustion wave rotor exit Mach number

马赫数 Ma_3 在 $0 \sim 0.6$ 范围之内, 随着马赫数 Ma_3 增加, 新鲜混气充填比率增加幅度较大, 而随着马赫数进一步增加, 充填比率增加幅度较小, 而出口气流马赫数从 0.6 增加到 1.0 范围内, 气流速度显著增加会给整个内燃波转子系统带来较大总压损失和阻力损失, 综合考虑流动损失和新鲜混气充填比率, 内燃波转子通道出口气流马赫数 Ma_3 存在最佳工作范围, 结合新鲜混气充填率和发动机性能随内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 的变化规律, 内燃波转子出口气流最佳工作范围为 0.6 左右。

2.2 压气机压比变化影响发动机性能研究

压气机的压缩能力影响发动机的性能, 图 8 给出了发动机总效率 η_0 、比推力 S_t 和耗油率 s_{fc} 及其相对基准发动机变化比率随着压气机压比的变化规律, 从图上可以看到, $Ma_3=0$ 对应的是基准发动机, 当压气机压比在 $1 \sim 21$ 范围内, 随着压气机压比增加, 发动机总效率及其增幅始终增加, 最大增幅达 60.192% , 比推力及其增幅先增加后减少, 最大增幅达 23.736% , 此时对应的发动机总

效率 32.216% 和耗油率减幅 -24.366% , 耗油率一直减少, 减幅也减小, 最大减幅达 -37.575% 。从图上还可以发现, 在 $Ma_3=0 \sim 0.2$ 范围之内, 内燃波转子燃气涡轮发动机总效率和比推力都低于基准发动机, 耗油率高于基准发动机, 直到 $Ma_3=0.2$ 时, 内燃波转子燃气涡轮发动机与基准发动机性能相同, 此时内燃波转子相当于基准机的传统燃烧室的功能, 在 $Ma_3=0.2 \sim 1.0$ 范围之内, 随着内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 的增加, 发动机总效率和比推力是增加的, 耗油率降低。并且随着内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 的变化, 发动机最大比推力和增幅对应的压气机压比降低, 发动机最大比推力和增幅对应的压气机压比是不相同的, 如 $Ma_3=0.6$ 时, 最大比推力和增幅对应压比 $M_c=4.4$ 左右, 这也验证了内燃波转子应用可以减少压气机的级数, 相当于内燃波转子取代压气机高压级部分。因此, 在进行内燃波转子燃气涡轮发动机设计时, 需要选择合理的压气机压比和内燃波转子出口气流马赫数。

图 9 给出了内燃波转子燃气涡轮发动机熵增及其相对基准发动机变化比率随压气机压比的变化规律, 随着压气机压比的增加, 内燃波转子燃气涡轮发动机和基准发动机的熵增减小, 熵增减小变化率缓慢减小, 这和图 8 中内燃波转子燃气涡轮发动机总效率及其相对基准发动机变化比率随压气机压比的变化规律是一致的。从图上还可以发现, 在 $Ma_3=0 \sim 0.2$ 范围之内, 内燃波转子燃气涡轮发动机熵增高于基准发动机, 相对于基准发动机熵增变化率减小幅值降低, 直到 $Ma_3=0.2$ 时, 内燃波转子燃气涡轮发动机与基准发动机熵增及其变化幅值相同, 在 $Ma_3=0.2 \sim 1.0$ 范围之内, 随着内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 的增加, 内燃波转子燃气涡轮发动机熵增低于基准发动机, 相对于基准发动机熵增变化比率减小幅值增加, 最大减幅达 11.72% , 其中, 当 $Ma_3=0.6$ 和 $M_c=4.4$ 时, 熵增减幅为 7.864% 。

图 10 和图 11 分别给出了内燃波转子燃气涡轮发动机在 $Ma_3=0.6$ 时各状态点的压力和压比随发动机压气机压比的变化规律, 从图 10 可以看到, 随着发动机压气机压比的增加, 内燃波转子燃气涡轮发动机的压气机出口压力 p_{t2} 、内燃波转子预压缩后压力 p_{tA} 、内燃波转子等容燃烧压力 p_{tB} 和涡轮进口压力 p_{t3} 都是直线增加的, 当压气机压比 $M_c=4.4$ 时, 发动机各状态点的压力分别为 $p_{t2}=6.52 \times 10^5 \text{ Pa}$, $p_{tA}=10.13 \times 10^5 \text{ Pa}$, $p_{tB}=16.07 \times$

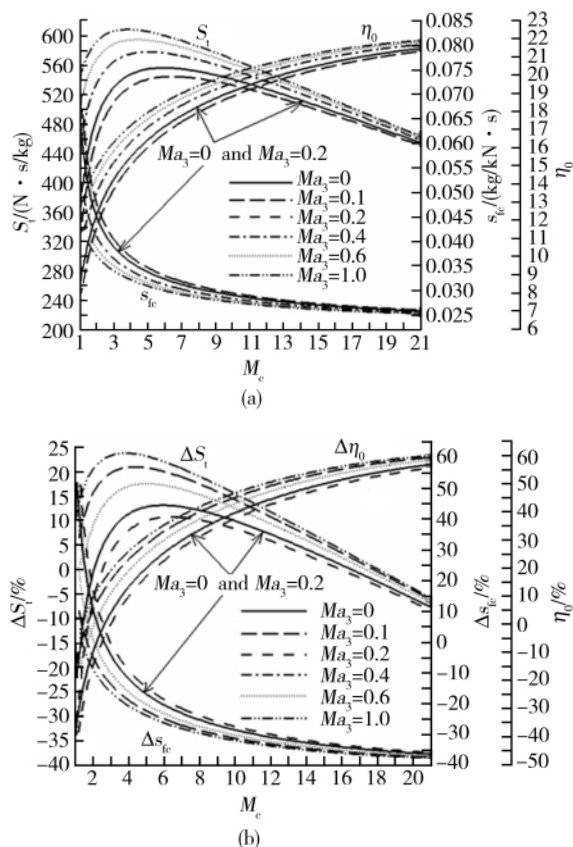


图 8 发动机性能随压气机压比变化规律

Fig. 8 Thermal performance improvement as function of compressor pressure ratio

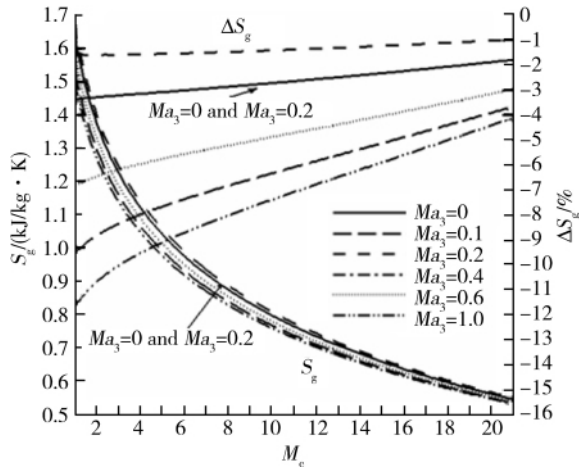


图9 熵增随压气机压比变化规律

Fig. 9 Entropy generation as functions of compressor pressure ratio

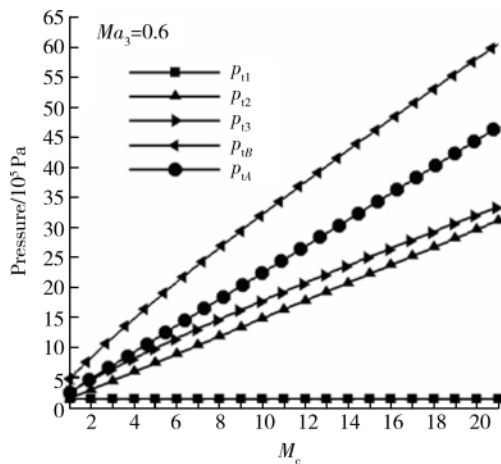


图10 发动机状态点压力随压气机压比变化规律

Fig. 10 Pressure of engine as function of compressor pressure ratio

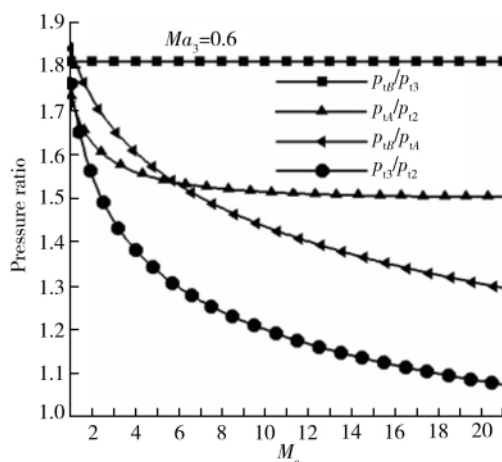


图11 发动机状态点压比随压气机压比变化规律

Fig. 11 Pressure ratio of engine as function of compressor pressure ratio

10^5 Pa 和 $p_{t3} = 8.87 \times 10^5$ Pa. 从图 11 可以看到, 状态点“B”与“A”处的压力比值基本不变, 这是因为计算模型中假设内燃波转子通道内接近爆震燃烧的等容燃烧压力增益幅度不变. p_{tA}/p_{t2} 代表了内燃波转子对新鲜可燃混气的预压缩能力, 随着发动机压比的增加, 预压缩能力降低, 当发动机压比大于 7 以后, 内燃波转子预压缩能力趋于恒定.

p_{tB}/p_{tA} 代表了内燃波转子内预压缩后可燃混气经过等容燃烧后的压力增益能力, 随着发动机压比的增加, 等容燃烧压力增益能力降低. p_{t3}/p_{t2} 代表了内燃波转子取代发动机传统燃烧室后涡轮进口与压气机出口压力比, 即内燃波转子总压力增益, 随着压气机压比增加, 内燃波转子总压力增益降低, 但都大于 1, 验证了内燃波转子取代传统燃烧室能够提高涡轮进口总压比, 有利于提高燃气涡轮发动机性能. 图 12 给出了内燃波转子燃气涡轮发动机在 $Ma_3 = 0.6$ 时各状态点的温度随发动机压气机压比的变化规律, 随着压气机压比的增加, 压气机出口温度 T_{t2} 和内燃波转子预压缩后温度 T_{tA} 都增加, 增加的幅度和趋势一致, 内燃波转子等容燃烧后温度 T_{tB} 仅与内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 ($Ma_3 = 0.6$) 和涡轮前静温 T_3 有关, 静温 T_3 通过涡轮前总温 T_{t3} 计算获得, 因此 $T_{tB} = 1276.7$ K 为定值, 随着发动机压比增加, 内燃波转子温升 ($T_{tB} = T_{tA}$) 降低.

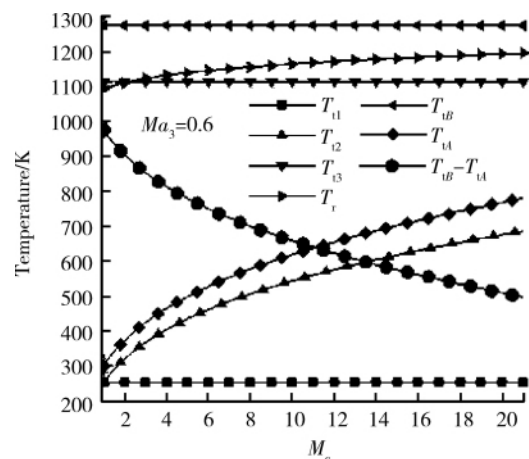


图12 发动机状态点温度随压气机压比变化规律

Fig. 12 Temperature of engine as function of compressor pressure ratio

3 结 论

1) 选取某型涡喷发动机为基准发动机, 建立了内燃波转子燃气涡轮发动机热力循环分析数学

模型,主要包括压气机模型、内燃波转子模型、涡轮模型和排气喷管模型。

2) 随着内燃波转子通道内出口气流马赫数 Ma_3 增加,内燃波转子燃气涡轮发动机比推力和总效率显著增加,耗油率 s_{fc} 显著降低。当 $Ma_3 = 1.0$ 时,内波转子燃气涡轮发动机比推力和总效率最大提高 23.709%,耗油率 s_{fc} 最大减少 19.165%,验证了内燃波转子嵌入燃气涡轮发动机能够提高发动机总体性能。

3) 随着内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 的增加,内燃波转子膨胀压比显著增加,内燃波转子压缩提高了可燃混气的压比,内燃波转子通道内等容燃烧和熵增减少进一步提高内燃波转子内混气的压比,内燃波转子燃气涡轮发动机总增压比显著增加,验证了内燃波转子具有增压能力。

4) 综合考虑流动损失和新鲜混气充填比率,内燃波转子通道出口气流马赫数 Ma_3 存在最佳工作范围,结合新鲜混气充填率和发动机性能随内燃波转子出口气流马赫数 Ma_3 的变化规律,内燃波转子出口气流最佳工作范围为 0.6 左右。

5) 随着压气机压比增加,发动机总效率及其增幅始终增加,比推力及其增幅先增加后减少,最大增幅达 23.736%,对应的发动机总效率 32.216% 和耗油率减幅 -24.366%,耗油率一直减少,减幅也减小,最大减幅达 -37.575%。发动机最大比推力和增幅对应的压气机压比不相同, $Ma_3 = 0.6$ 时最大比推力和增幅对应压比 $M_c = 4.4$ 左右,熵增减幅为 7.864%,验证了内燃波转子应用可以减少压气机的级数。

6) 获得了内燃波转子燃气涡轮发动机在 $Ma_3 = 0.6$ 时各状态点的压力、压比和温度随发动机压气机压比的变化规律,随着发动机压比的增加, p_{t2} , p_{tA} , p_{tB} 和 p_{t3} 都是直线增加,但内燃波转子预压缩能力降低,当发动机压比大于 7 以后,内燃波转子预压缩能力趋于恒定,等容燃烧压力增益能力降低,内燃波转子总压力增益降低,但都大于 1,验证了内燃波转子取代传统燃烧室能够提高涡轮进口总压比,有利于提高燃气涡轮发动机性能。

参考文献:

- [1] Gerard E, Welch, Daniel E, et al. Wave-rotor-enhanced gas turbine engine demonstrator[R]. NASA/TM-1999-209459 ARL-TR-2113, 1999.
- [2] Meyer A. Recent development in gas turbines[J]. Journal of Mechanical Engineering, 1947, 69(4): 273-277.
- [3] Seippel C. Pressure exchanger; US, 2399394[P]. 1946-04-30.
- [4] 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)
- [5] Akbari P, Szpynda E. Recent developments in wave rotor combustion technology and future perspectives: a progress review[R]. AIAA 2007-5055, 2007.
- [6] Smith C F, Snyder P H, Emmerson C W. Impact of the constant volume combustor on a supersonic turbofan engine[R]. AIAA 2002-3916, 2002.
- [7] Akbari P, Nalim R. Analysis of flow processes in detonative wave rotors and pulse detonation engines[R]. AIAA 2006-1236, 2006.
- [8] Akbari P, Nalim R. Numerical simulation and design of combustion wave rotor for deflagrative and detonative propagation[R]. AIAA 2006-5134, 2006.
- [9] Welch G E, Paxson D E, Wilson J, et al. Wave rotor enhanced gas turbine engine demonstrator[R]. NASA-TM-1999-209459/ARL-TR-2113, 1999.
- [10] Akbari P. Wave rotor research program at michigan state university[R]. AIAA 2005-3844, 2005.
- [11] Akbari P, Muller N. Performance improvement of small gas turbines through use of wave rotor topping cycles[R]. ASME-GT-2003-38772, 2003.
- [12] Akbari P, Kharazi A A, Muller N. Utilizing wave rotor technology to enhance the turbo compression in power and refrigeration cycles[R]. ASME-IMECE-2003-44222, 2003.
- [13] Akbari P, Muller N. Performance improvement of recuperated and unrecuperated microturbines using wave rotor machines[R]. Kyoto; ASME CIMAC Congress, 2004.
- [14] Li H. Air-standard thermodynamic analysis of gas turbine engines using wave rotor combustion[R]. AIAA 2007-5050, 2007.
- [15] Akbari P, Nalim M R. Analytic aerothermodynamic cycle model of the combustion wave rotor in a gas turbine engine[R]. AIAA 2006-4176, 2006.