

串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能模拟

张明阳, 王占学, 张晓博, 周 莉
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘 要: 建立了基于部件低转速特性匹配的串联式涡轮基组合循环(TBCC)发动机风车冲压模态性能计算模型,提出了压气机低转速大流量特性扩展方法,由换算扭矩代替等熵效率表示旋转部件特性,解决了低转速部件效率不连续相关问题。分析了冲压外涵面积变化和涡轮功率提取对风车冲压模态性能及部件匹配的影响规律,并基于推力、流量连续准则设计了涡轮模态至冲压模态转换过程(含风车冲压模态)的参数调节规律。计算结果表明:在风车冲压模态下,冲压外涵面积变化对风扇工作状态有显著影响,对压气机影响较小;涡轮可提取功率随着风车转速的减小先增加后降低,比冲随提取功率的增加基本呈线性降低趋势,功率提取位置(高、低压涡轮)对部件匹配有显著影响。

关 键 词: 涡轮基组合循环(TBCC); 风车冲压; 低转速特性拓展; 功率提取; 模态转换

中图分类号: V236 **文献标志码:** A

Simulation of windmilling-ram mode performance for tandem TBCC engine

ZHANG Mingyang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, ZHOU Li
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The windmilling-ram mode performance simulation model was developed for a tandem turbine-based combined cycle (TBCC) engine based on the matching of the component low-speed characteristics. Extrapolation method for the compressor characteristics at low-speed and high flow region was proposed, and the issues associated with the component efficiency discontinuity at low speeds were solved through substitution of isentropic efficiency by corrected torque while describing the characteristics map of rotational component. Influence of ram bypass area variation and turbine power offtake on the windmilling-ram mode performance and component matching was analyzed, and parameter regulating laws during mode transition, including the windmilling-ram mode, were investigated based on the smooth variation of engine thrust and airflow. The simulation results showed that: under the windmilling-ram mode, the fan operation was strongly related to the ram bypass area variation, exerting a relatively small influence on the compressor operation; with the increase of the windmilling spool speed, turbine power offtake first rose and then dropped, and the specific impulse was linearly reduced with the increase of turbine power offtake, while the power offtake location of high-pressure or low-pressure turbine had a significant influence on the component matching.

收稿日期: 2018-02-26

作者简介: 张明阳(1989—),男,博士生,主要从事航空发动机总体性能仿真与设计研究。

引用格式: 张明阳,王占学,张晓博,等. 串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能模拟[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2939-2949.
ZHANG Mingyang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Simulation of windmilling-ram mode performance for tandem TBCC engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2939-2949.

Key words: tandem turbine-based combined cycle (TBCC); windmilling-ram;
low-speed characteristics extrapolation; power offtake; mode transition

涡轮基组合循环(TBCC)发动机是国内外长期致力发展的一种全速域吸气式高超声速推进系统。根据涡轮发动机和冲压发动机的相对位置, TBCC 发动机可分为串联式布局 and 并联式布局。从 20 世纪 80 年代至今, 日本高超声速运输机推进系统研究(HYPR)计划、德国 Sanger 计划、美国革新涡轮加速器(RTA)计划以及俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)已对串联式 TBCC 发动机进行了深入的理论分析和地面验证机试验研究^[1-4]。上述研究表明, 串联式 TBCC 发动机具有结构紧凑、质量轻、迎风面积小等优点, 但模态转换问题较为突出, 不仅能单独作为马赫数为 3~5 高速飞行器的动力, 还可作为一种高马赫数涡轮发动机, 解决马赫数为 6~8 并联式 TBCC 发动机涡轮模态在马赫数为 2 以上推力不足的问题。

根据冲压模态涡轮发动机是否与冲压外涵气流有能量传递, 可将串联式 TBCC 发动机分为有能量传递构型和无能量传递构型^[3]。对于前者, 风车冲压是其在高马赫数飞行条件下的典型工况, 该工况下可继续从涡轮部件提取功率用于驱动附件及其他设备。对于后者, 风车冲压是其从涡轮模态向冲压模态转换过程中的重要环节, 模态转换结束后涡轮发动机流路将完全关闭。

目前, 国内外相关研究机构和学者已对串联式 TBCC 发动机的风车冲压模态开展了一些研究。20 世纪 70 至 80 年代, 俄罗斯 CIAM 开展了两种构型涡轮冲压组合发动机的全尺寸试验研究, 结合试验结果分析了风车冲压模态的参数变化规律, 给出了风车冲压模态工作点在风扇和压气机部件特性图上的位置^[3]。同时期, 在美国空军与普惠、通用等公司联合开展的多个高速推进系统评估项目中, 针对串联式 TBCC 发动机, 探讨了冲压模态下涡轮发动机处于风车状态的可能性^[5]。在 2001 年开始的 RTA 计划中, 旋转部件在马赫数为 3~4+ 范围内进入风车状态, 发动机以风车冲压模态工作。刘增文基于 CIAM 给出的涡轮发动机风车损失与相对换算流量的试验结果, 计算了无能量传递构型 TBCC 发动机的风车冲压模态性能^[6]。何时慧等提出了一种发动机风车特性估算方法, 据此计算了某组合式涡扇发动机沿飞行轨迹的风车特性^[7]。李少伟等参照

RTA 发动机的工作点变化, 对 TBCC 用高负荷风扇的高空高速风车特性进行了数值仿真^[8]。

由公开文献可知, 目前对串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能的研究较少, 国外虽开展了相关试验研究和概念分析, 但缺乏相应的性能仿真研究以及对风车冲压模态特性的详细分析, 而国内更多关注串联式 TBCC 发动机模态转换期间推力与空气流量的平稳过渡^[9-10], 对模态转换后期的风车冲压过程仅进行了初步分析。

本文针对串联式涡扇冲压组合发动机, 建立了基于部件低转速特性匹配的风车冲压模态性能计算模型, 分析了冲压外涵面积变化和涡轮功率提取对风车冲压模态性能及部件匹配的影响规律, 基于推力、流量连续原则研究了模态转换过程(含风车冲压模态)参数调节规律。

1 发动机构型及设计参数

本文研究对象是一种典型的串联式涡扇基组合循环发动机, 属于无能量传递构型, 其结构示意图及截面编号如图 1 所示, 在常规混排涡扇发动机具有的风扇(fan)、高压压气机(HPC, 下文简称压气机)、主燃烧室(Burner)、高压涡轮(HPT)、低压涡轮(LPT)以及尾喷管(nozzle)等主要部件的基础上, 新增的特征部件包括模态选择阀(MSV)、前可变面积涵道引射器(FVABI)、后可变面积涵道引射器(RVABI)以及加力/冲压燃烧室(hyperburner)等。将 C2 截面至 C3 截面之间的涵道定义为冲压外涵, 将 B2 截面至 B3 截面之间的涵道定义为风扇外涵, 将 B4 截面至 B5 截面之间的涵道定义为发动机外涵道。

在串联式 TBCC 发动机由涡轮模态向冲压模态转换过程中, 随着涡轮发动机转速降低, 在某一转速下, 主燃烧室熄火, 涡轮发动机进入风车状态, 此后直至涡轮发动机流路完全关闭(如图 1 中虚线位置), 串联式 TBCC 发动机将以风车冲压模态工作。在风车冲压模态下, 涡轮发动机各部件产生阻力, 整机推力由加力/冲压燃烧室贡献, 发动机调节变量包括加力/冲压燃烧室燃油流量以及 MSV、FVABI、RVABI、喷管喉部等可变几何结构, 其中, 加力/冲压燃烧室燃油流量、喷管喉部面积的调节作用主要是保证发动机推力、空气流量满足平稳模态转换控制规律设计要求, MSV

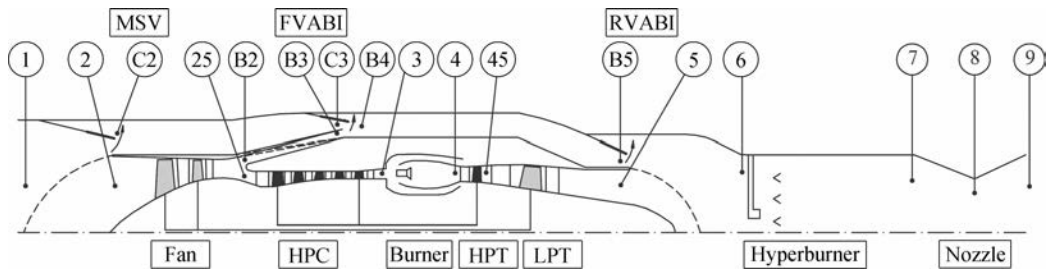


图 1 串联式 TBCC 发动机结构示意图及截面编号

Fig. 1 Schematic diagram and station number definition for the tandem TBCC engine

用于调节风扇和冲压外涵的空气流量分配,FV-ABI 和 RVABI 的调节作用分别是防止风扇外涵出口气流经前冲压外涵回流、保证发动机外涵道出口与涡轮出口气流总压匹配。

本文所研究的串联式 TBCC 发动机与 HYPR 计划所研制的 HYPR90-C 发动机在结构上完全一致,并且关于后者的公开文献较多^[11-18],可收集到基本完整的发动机热力循环设计参数及部件特性图,因此本文以 HYPR90-C 发动机设计参数为基准进行串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能模拟与分析。串联式 TBCC 发动机涡轮模态设计点飞行马赫数为 2.5,飞行高度为 18.3 km,热力循环主要设计参数的取值如表 1 所示。模态转换马赫数为 3.0,飞行高度为 20.9 km,亦即风车冲压模态性能模拟采用的飞行条件。

表 1 发动机热力循环主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the engine thermodynamic cycle

参数	数值	参数	数值
$W_{2,\text{cor}}/(\text{kg/s})$	49.1	η_{hpc}	0.83
B	0.7	T_{t4}/K	1873
π_{fan}	1.66	η_{hpt}	0.85
η_{fan}	0.843	η_{lpt}	0.88
π_{hpc}	3.6	Ma_6	0.2623

表 1 中 $W_{2,\text{cor}}$ 为风扇进口换算流量; B 为风扇出口涵道比; π_{fan} 为风扇增压比; π_{hpc} 为压气机增压比; T_{t4} 为主燃烧室出口总温; Ma_6 为加力/冲压燃烧室进口马赫数; η_{fan} 、 η_{hpc} 、 η_{hpt} 、 η_{lpt} 分别为风扇、压气机、高压涡轮、低压涡轮等部件的等熵效率。

2 风车冲压模态性能计算方法

建立串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能计算模型的关键在于掌握涡轮发动机高马赫风

车性能模拟方法,为此需改进现有的部件低转速特性拓展方法和部件匹配模型,解决风车性能计算模型收敛性差的问题。

2.1 发动机仿真模型

基于面向对象的模块化的发动机建模方法,开发了高速涡轮基推进系统性能仿真程序——HiMach,主要用于涡轮发动机(马赫数为 0~4)及其组合动力的总体性能仿真和方案设计研究,可灵活搭建多种结构的串、并联式 TBCC 发动机总体性能仿真模型。

针对图 1 所示的串联式 TBCC 发动机,本文使用 HiMach 程序建立了相应的总体性能仿真模型,如图 2 所示。风扇、压气机、高压涡轮以及低压涡轮等叶轮机机械类部件的性能由部件特性图表示。对于冲压外涵、风扇外涵以及外涵道等涵道类部件,主要考虑了总压损失。前、后涵道引射器等混合室类部件则基于静压平衡建立了内/外涵气流的掺混模型。主燃烧室和加力/冲压燃烧室主要考虑了总压损失和燃烧效率特性,前者只考虑了冷态总压损失,后者还考虑了热阻导致的总压损失。使用分流器部件模型代表模态选择阀(MSV),主要属性为分流比,其定义为冲压外涵空气流量与发动机总空气流量之比。当分流比等于 0 时,TBCC 发动机以涡轮模态工作,冲压发动机流路完全关闭;当分流比等于 1.0 时,TBCC 发动机以冲压模态工作,涡轮发动机流路完全关闭;当分流比取值在 0~1.0 之间时,代表模态转换过程,包含风车冲压模态,分流比大小取决于发动机燃油流量和变几何结构的调节。图 2 中,从压气机出口引气分别用于冷却高压涡轮导向器、高压涡轮转子、低压涡轮导向器以及低压涡轮转子,引气量 δ 分别为压气机进口空气流量的 10.5%、6.5%、2.5% 和 1%,同时从压气机级间引气 2% 用于冷却低压涡轮转子。

以 HYPR90-C 发动机^[4]为例,分别校核了串

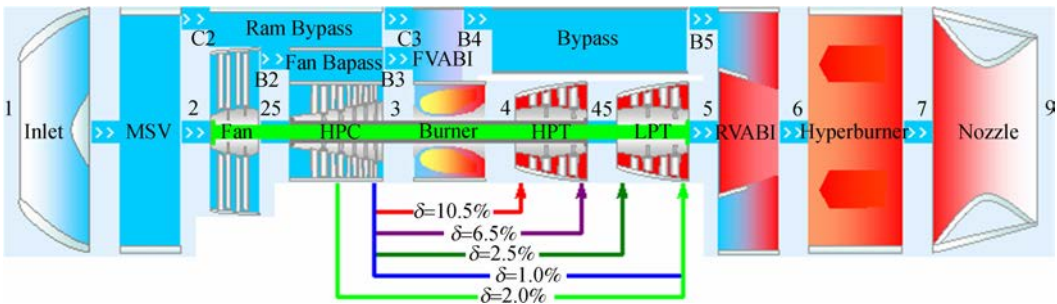


图 2 串联式 TBCC 发动机仿真模型

Fig. 2 Simulation model for the tandem TBCC engine

联式 TBCC 发动机涡轮模式、冲压模式性能仿真模型的精度,计算采用的飞行条件为马赫数为 3.0、高度为 20.9 km。涡轮模式性能仿真结果与文献结果的对比如表 2 所示,发动机控制规律为 $T_{t4}=1873\text{ K}$,表中所有参数误差的方均根不超过 2.2%。冲压模式性能仿真结果与文献结果的对比如表 3 所示,加力/冲压燃烧室进口空气换算流量为 414 kg/s,当量比为 0.27,表中所有参数误差的方均根不超过 1.8%。

表 2 涡轮模式性能仿真结果与文献[12-17]结果的对比

Table 2 Comparison of simulation results with Ref. [12-17] results for turbine mode performance			
参数	仿真结果	文献结果	误差/%
F/kN	9.18	9.0	2.0
$W_a/(\text{kg/s})$	40.0	41.0	-2.4
$R_{\text{sfc}}/(\text{kg}/(\text{daN}\cdot\text{h}))$	1.855	1.837	1.0
B	0.954	0.940	1.5
T_{t3}/K	931	936	-0.5
p_{t3}/kPa	560	577	-2.9
$\bar{n}_{2,\text{cor}}/\%$	86.7	84.0	3.2

表 3 冲压模式性能仿真结果与文献[18]结果的对比
Table 3 Comparison of simulation results with Ref. [18] results for ram mode performance

参数	仿真结果	文献结果	误差/%
F/kN	137.92	136.91	0.7
T_{t7}/K	1260	1243	1.4
σ_{ar}	0.8420	0.8648	-2.6

表 2 中 F 为推力; W_a 为发动机空气流量; R_{sfc} 为单位燃油消耗率; T_{t3} 、 p_{t3} 分别为压气机出口总温、总压; $\bar{n}_{2,\text{cor}}$ 为压气机相对换算转速。

表 3 中 T_{t7} 、 σ_{ar} 分别为加力/冲压燃烧室的出

口总温、总压恢复系数。

2.2 部件低转速特性拓展方法

在飞行马赫数较高时,涡轮发动机风车工作点在风扇或压气机特性图上的位置一般处于低转速大流量区域,换算转速不再随飞行马赫数的变化而变化^[19]。针对串联式 TBCC 发动机的风车冲压模式,同样如此。当压气机工作在低转速时,随着换算流量的增加,压气机先后将经历“压气机”、“搅拌器”和“涡轮”3 种工作模式,等熵效率、实际单位功 Δh_{ac} 以及等熵单位功 Δh_{is} 的变化规律如图 3^[20] 所示。当压气机工作模式由“搅拌器”转变为“涡轮”时, Δh_{ac} 由正值变为负值,而 Δh_{is} 始终为负值,根据等熵效率的定义,即 $\Delta h_{\text{is}}/\Delta h_{\text{ac}}$,等熵效率特性线将在 $\Delta h_{\text{ac}}=0\text{ J/g}$ 的位置出现间断,数值从负无穷大变为正无穷大。当压气机增压比 $\pi_c=1.0$ 时, $\Delta h_{\text{ac}}>0\text{ J/g}$ 且 $\Delta h_{\text{is}}=0\text{ J/g}$,等熵效率

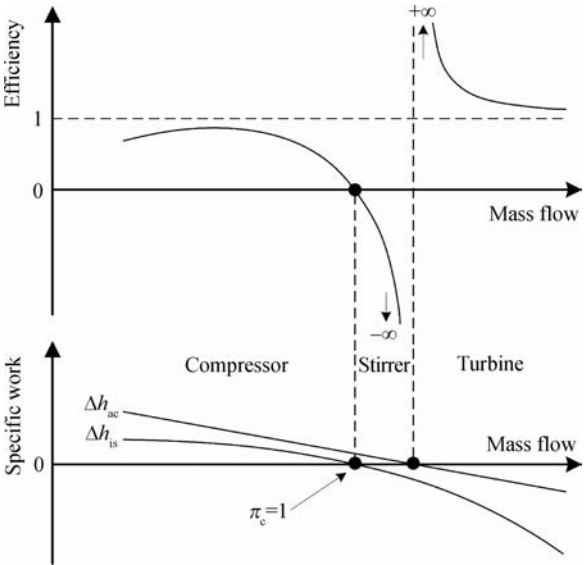


图 3 压气机在低转速下的效率和单位功变化规律^[20]

Fig. 3 Efficiency and specific work variation for the compressors at the low-speed condition^[20]

等于零;当 $\Delta h_{ac} > 0 \text{ J/g}$ 且 $\Delta h_{is} < 0 \text{ J/g}$ 时,等熵效率为负值,并且随着 π_c 的降低而减小;当 $\Delta h_{ac} = 0 \text{ J/g}$ 时,等熵效率趋于无穷大;此后,随着 π_c 的进一步降低, Δh_{ac} 和 Δh_{is} 均为负值,压气机对外输出轴功,等熵效率大于 1.0。

在发动机总体性能仿真模型中,压气机特性一般由进口换算流量 $W_{cor, in}$ 、增压比 π_c 、等熵效率 η_{is} 以及换算转速 $\bar{n}_{cor}$ 等 4 个参数表示,如式(1)所示。在拓展低转速特性时,本文还将使用以下两个参数:出口换算流量 $W_{cor, out}$ 和换算扭矩 τ_{cor} 。出口换算流量与常用的特性表示参数的关系如式(2)所示。换算扭矩有两种定义,分别如式(3)和式(4)所示。以本文使用的压气机特性为例,当其由 $\tau_{cor, a}$ 、 π_c 、 $W_{cor, out}$ 和 $\bar{n}_{cor}$ 等参数表示时,如图 4 所示,具有以下参数变化规律^[21-22]:①在 $\tau_{cor, a} = f(W_{cor, out})$ 特性中,各等换算转速线几乎都是斜率为负值的直线,且相互之间基本平行;②在 $\pi_c = f(W_{cor, out})$ 特性中,沿等换算转速线,随着出口换算流量的增加,压比变化平缓。基于上述参数变化规律,通过数值外插将压气机低转速特性初步拓展结果向大流量范围延长,该方式不仅可以减小外插误差,也便于对拓展结果手动调整。

$$W_{cor, in}, \pi_c, \eta_{is} = f(\bar{n}_{cor}, \beta) \tag{1}$$

$$W_{cor, out} = \frac{W_{cor, in}}{\pi_c} \cdot \sqrt{\frac{\pi_c^{(\gamma-1/\gamma)} - 1}{\eta_{is}}} + 1 \tag{2}$$

$$\tau_{cor, a} = \frac{\tau}{W_{cor, in} \sqrt{T_{t, in}}} = \frac{30}{\pi \cdot N_{cor, des}} \cdot \frac{\Delta h_{cor}}{\bar{n}_{cor}} \tag{3}$$

$$\tau_{cor, b} = \frac{\tau}{p_{t, in}} = \frac{30}{\pi \cdot N_{cor, des}} \cdot \frac{W_{cor, in} \cdot \Delta h_{cor}}{\bar{n}_{cor}} \tag{4}$$

式中 β 为特性图插值辅助变量; $N_{cor, des}$ 为设计点换算转速; Δh_{cor} 为换算实际单位功; $T_{t, in}$ 、 $p_{t, in}$ 分别为压气机进口总温、总压; γ 为比热比。

基于以上分析,针对以进口换算流量、压比以及等熵效率等参数表示的慢车转速以上压气机特性,本文提出了以下低转速特性拓展步骤:

- 1) 应用基于不可压相似理论的指数法^[23],拓展得到中小流量范围的低转速特性。
- 2) 计算换算扭矩特性和出口换算流量特性,然后在 $\pi_c = f(W_{cor, out})$ 和 $\tau_{cor, a} = f(W_{cor, out})$ 特性中,通过数值外插将低转速特性线向大流量方向延长,最后计算特性线延长部分的等熵效率和进口换算流量。
- 3) 根据前文提到的压气机低转速特性变化

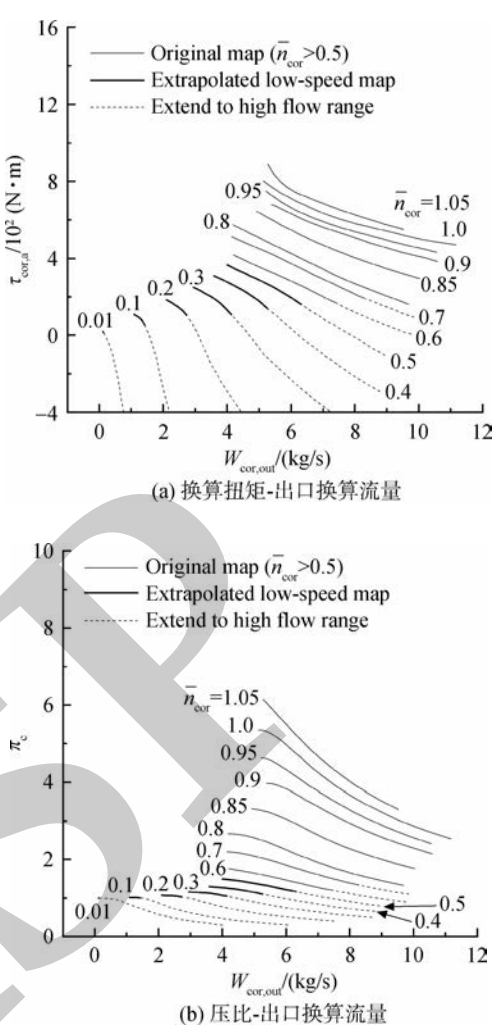


图 4 压气机低转速特性拓展及延长
Fig. 4 Extrapolation and Extension of the compressor characteristics in the low-speed region

规律对拓展结果的合理性进行检查,特别是等熵效率特性拓展结果应符合图 3 给出的相关变化规律,对不合理的特性数据进行手动调整以及对调整后的特性曲线进行光滑处理。

在步骤 1) 中,采用的扭矩拓展指数为 1.75。在步骤 3) 中,手动调整结果与研究人员对低转速特性的认识及经验有关,因此存在一定程度的不确定性,有待进一步改进。

针对涡轮部件,首先采用文献[24]提出的定指数法获得其低转速特性初步拓展结果,然后分别在 $\tau_{cor, b} = f(\pi_t)$ 和 $W_{cor, in} = f(\pi_t)$ 特性中,通过数值外插扩展等转速线落压比 π_t 范围,最后根据涡轮等熵效率典型变化规律(与图 3 给出的压气机等熵效率变化规律相反)对不合理的特性数据进行手动调整。以本文使用的低压涡轮特性为例,其低转速特性拓展结果如图 5 所示。

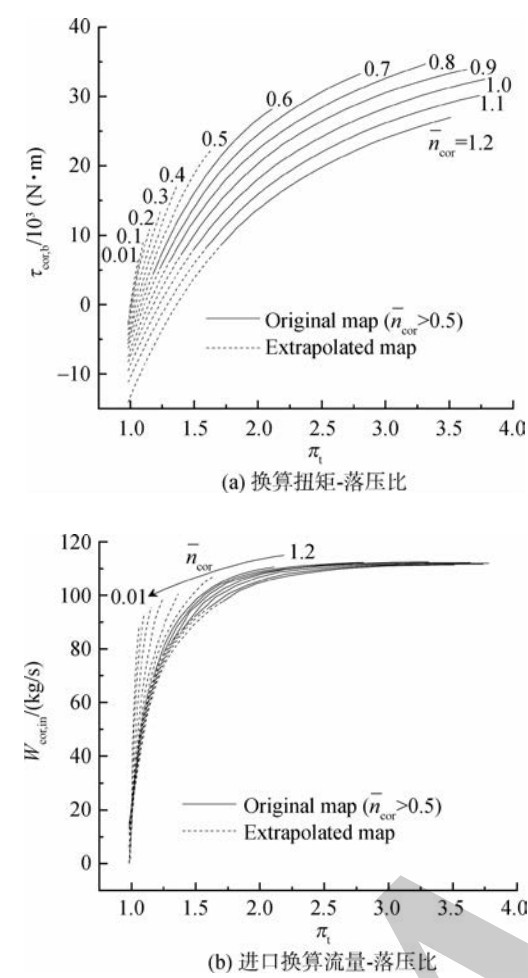


图 5 涡轮低转速特性拓展
Fig. 5 Extrapolation of the turbine characteristics in the low-speed region

2.3 风车冲压模态部件匹配模型

在风车冲压模态下,风扇部件一般处于“搅拌器”或“涡轮”工作模式,在其他工况下,则处于正常的“压气机”模式。由文中第 2.2 节分析可知,针对风扇或压气机部件,在工作模式变化过程中,当实际单位功 $\Delta h_{ac}=0 \text{ J/g}$ 时,等熵效率趋于无穷大,若部件特性仍采用传统表示方法,无法通过特性图插值确定该点附近的效率或者无法计算实际单位功与等熵单位功的关系,导致发动机模型不易求解。为此,本文采用了另一种压气机部件特性表示方法,如式(5)所示,即由在全转速全流量范围内连续变化的换算扭矩代替等熵效率。同理,涡轮部件特性也采用了类似的表示方法。

$$W_{cor, in}, \pi_c, \tau_{cor, b} = f(\bar{n}_{cor}, \beta) \tag{5}$$

在建立风车冲压模态共同工作方程组时,由扭矩平衡方程代替功率平衡方程,并假设主燃烧室进出口总温相等,最终选择的风车冲压模态迭代变量和平衡方程如表 4 所示,包含 10 个迭代变

量和 9 个残差方程。在风车冲压模态下,除变几何调节外,发动机只有一个调节变量,即加力/冲压燃烧室燃油流量 $W_{f, ar}$,因此另外一个残差为发动机控制参数实际值与目标值之差。在某些情况下,可将喷管喉部面积 A_8 作为迭代变量,此时可额外增加一个控制目标,例如通过调节 $W_{f, ar}$ 和 A_8 使得模态转换期间发动机推力和空气流量同时满足设计要求。

表 4 风车冲压模态计算模型迭代变量和残差方程
Table 4 Iteration and error variables for the simulation model of the windmilling-ram mode

部件类型	数量	迭代变量	残差方程
进气道	1	流量系数	
分流器	1	分流比	
风扇	1	涵道比、 β_{fan}	流量平衡
压气机	1	β_{hpc}	流量平衡
涡轮	2	落压比	流量平衡
混合室	2		静压平衡
加力燃烧室	1	出口总温	
喷管	1		流量平衡
轴	2	相对物理转速	扭矩平衡

迭代变量初值选取不合理是导致发动机风车性能计算收敛性差的主要原因之一。实践表明,可通过不断降低主燃烧室出口总温逼近涡轮发动机的风车状态,获取较好的迭代变量初值,改善风车冲压模态性能计算模型的收敛性。

3 计算结果与分析

3.1 冲压外涵面积的影响

假设冲压外涵出口面积 A_{c3} 由关闭状态变化至 0.35 m^2 ,计算步长为 0.05 m^2 ,风扇外涵出口面积设定为 0.1 m^2 ,其他变几何结构均不调节。

冲压外涵出口面积变化对风车状态风扇、压气机工作点的影响如图 6 所示。由图可知,在各自的部件特性图中,随着 A_{c3} 的增加,风扇工作点向左上方移动,换算流量减小,压比和等熵效率均增加,而压气机工作点向右上方移动,换算流量、压比以及等熵效率均增加;当 A_{c3} 由关闭状态增加至 0.35 m^2 时,风扇进口换算流量减小 28.5%,压比增加 5.7%,工作模式由“搅拌器”转变为正常的“压气机”,而压气机进口换算流量增加 2.0%,压比增加 1.5%。首先,由于冲压外涵的

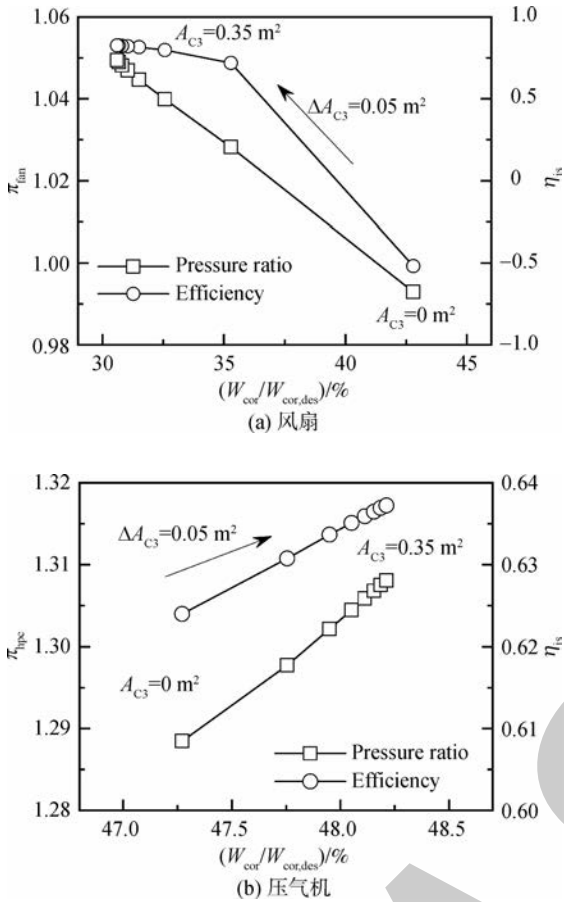


图 6 A_{C3} 变化对风车状态风扇和压气机工作点的影响
Fig. 6 Impact of A_{C3} variation on the operating point of fan and HPC, respectively

打开,使得风扇进口流量显著降低,风扇级气流负攻角减小,风扇压比增加。其次,由于风扇压比增加,导致压气机进口总压增加,如果将高压转子类比于一个单轴涡喷发动机,低压涡轮导向器类比如单轴涡喷发动机喷管喉部,相当于自由来流马赫数增加,同时由于低压涡轮导向器未“堵塞”,因此基于飞行马赫数对单轴涡喷发动机风车特性的影响规律^[19]可知,随着冲压外涵的打开,压气机相对换算转速、压比以及进口换算流量均增加。基于以上分析,不难得出 A_{C3} 变化对模态选择阀分流比 R_{msv} 、涵道比 B_{fan} 、风扇相对换算转速 $\bar{n}_{1,cor}$ 以及压气机相对换算转速 $\bar{n}_{2,cor}$ 等发动机风车状态关键无量纲参数的影响规律,如图 7 所示。总的来说,冲压外涵面积变化改变了风扇与冲压外涵的空气流量分配,对风扇部件工作状态有显著影响,对压气机影响较小。

由图 6 和图 7 可知,随着 A_{C3} 的增加,发动机风车特性参数均呈现先急后缓的变化趋势,这主要与冲压外涵出口流量函数 $q(\lambda_{c3})$ 的变化规律有关。首先,由前文可知,冲压外涵面积变化改变了

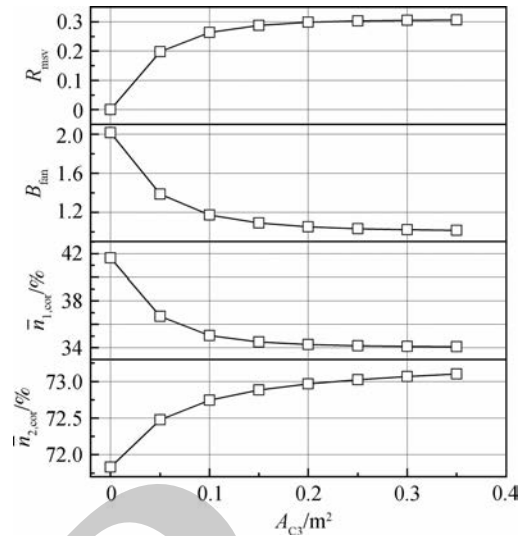


图 7 A_{C3} 变化对发动机风车状态关键无量纲参数的影响
Fig. 7 Impact of A_{C3} variation on the key non-dimensional parameters of the engine in the windmilling mode

风扇与冲压外涵的空气流量分配,在此基础上决定了风车状态其他特性参数的变化规律。其次,随着 A_{C3} 的增加,该截面气流马赫数逐渐减小,即 $q(\lambda_{c3})$ 逐渐减小。由冲压外涵流量 W_{C3} 表达式(式(6))可知,在冲压外涵气流总压 $p_{t,C3}$ 和总温 $T_{t,C3}$ 基本保持不变的情况下, A_{C3} 变化引起的流量变化将越来越小,所以发动机风车特性参数的变化也越来越缓慢。

$$W_{C3} \propto \frac{p_{t,C3}}{\sqrt{T_{t,C3}}} q(\lambda_{c3}) A_{C3} \quad (6)$$

3.2 涡轮功率提取的影响

假设发动机变几何结构均不调节,冲压外涵、风扇外涵出口面积均为 0.1 m^2 ,保持加力/冲压燃烧室出口总温为 1800 K ,计算了分别从高、低压涡轮提取功率对串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能及部件工作状态的影响规律。

首先,通过分别变化高、低压转子外部扭矩载荷,得到了从自由风车状态至转子锁止状态过程高压涡轮提取功率与压气机换算转速、低压涡轮提取功率与风扇换算转速的变化规律,计算结果如图 8 所示(图中 P_e 为功率提取量)。由图可知,随着风扇(或压气机)换算转速的减小,即转子扭矩载荷逐渐增加,涡轮对外输出功率均先增加后减小,在某一中间转速达到最大值,在自由风车和零转速状态,涡轮对外输出功率均为零,与文献^[19]给出功率提取对常规涡轮发动机风车状态的影响规律一致。针对本文给定的串联式 TBCC

发动机设计参数及风车冲压模态飞行条件,高压涡轮可提取的最大功率为 497 kW,相应的压气机相对换算转速为 40%,而低压涡轮可提取的最大功率约为 331 kW,相应的风扇相对换算转速为 20%。经多次性能模拟发现,涡轮功率提取最大值主要取决于压缩部件(风扇、压气机)的低转速扭矩特性,即压缩部件在风车状态下的做功能力。

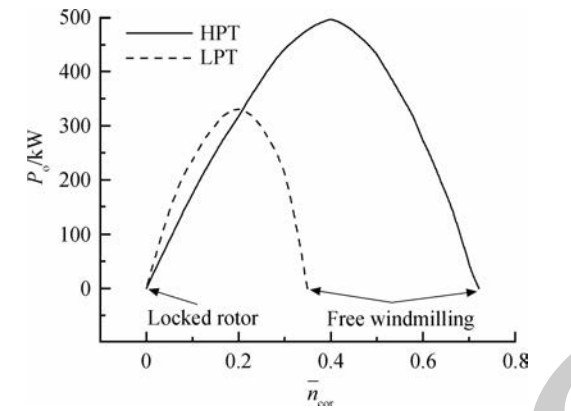


图 8 风车冲压模态涡轮功率提取与换算转速的关系
Fig. 8 Turbine power offtake versus corrected spool speed in the windmilling-ram mode

图 9 和图 10 分别给出了涡轮功率提取工作线在风扇和压气机部件特性图上的位置。图中还给出了 $Ma=2.5$ 爬升状态、 $Ma=3.0$ 爬升状态以及 $Ma=3.0$ 自由风车状态(冲压外涵关闭)对应的工作点位置。当从高压涡轮提取功率时,随着扭矩载荷的增加,高压转子部件流路总压降升高,导致低压涡轮落压比减小,进而引起风扇转速、压比以及流量降低。当从低压涡轮提取功率时,由于压气机进口总压降低和低压涡轮落压比

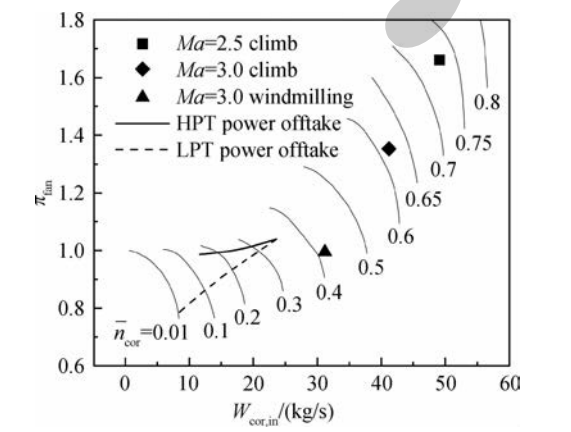


图 9 涡轮功率提取工作线在风扇特性图上的位置
Fig. 9 Location of turbine power offtake line on the fan characteristics map

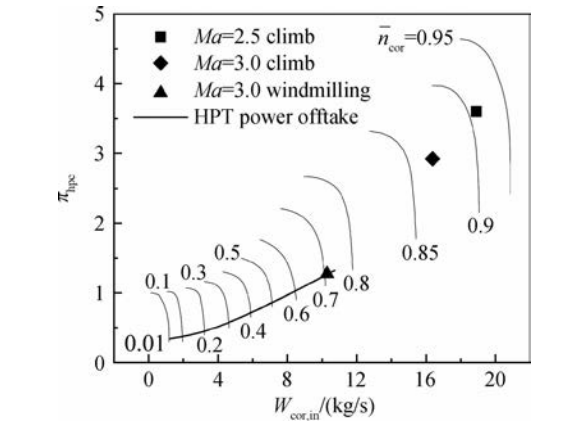


图 10 涡轮功率提取工作线在压气机特性图上的位置
Fig. 10 Location of turbine power offtake line on the HPC characteristics map

降低(高压涡轮出口反压增加)的作用基本相互抵消,高压转子部件工作状态变化较小,因此在压气机特性图中,低压涡轮功率提取工作线与 $Ma=3.0$ 自由风车状态工作点位置以及高压涡轮功率提取工作线起点基本重合。

其次,计算了分别从高、低压涡轮提取功率对风车冲压模态比冲性能的影响规律,如图 11 所示(图中 I_{sp} 为比冲变化量)。由图可知,随着功率提取的增加,发动机比冲逐渐降低,两者基本呈线性关系,在同一提取功率下,从高压涡轮提取引起的比冲下降量略高于低压涡轮。当提取功率为零时,发动机比冲约为 1535 s,当提取功率为 300 kW 时,对于高压涡轮,比冲下降约 3.1%,对于低压涡轮,比冲下降约 2.3%。图 12 给出了高压涡轮功率提取对压气机等熵效率和低压涡轮功率提取对风扇等熵效率的影响规律。由图可知,在所研究的功率提取范围内,随着提取功率的增加,风扇

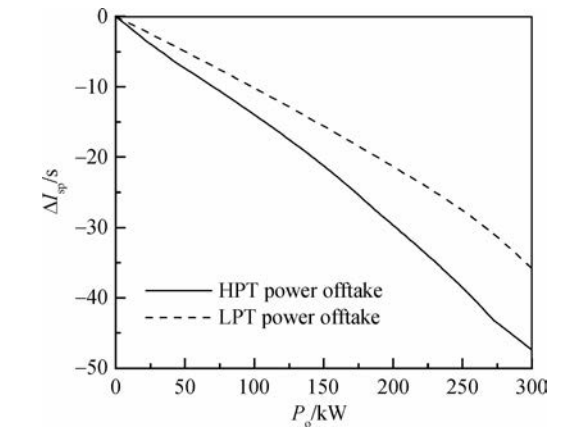


图 11 涡轮功率提取对风车冲压模态发动机比冲的影响
Fig. 11 Impact of turbine power offtake on the engine specific impulse in the windmilling-ram mode

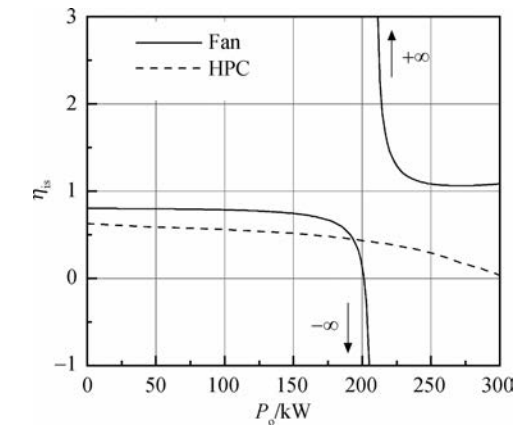


图 12 风车冲压模态风扇、压气机等熵效率随涡轮功率提取的变化规律

Fig. 12 Isentropic efficiency of fan and HPC versus turbine power offtake in the windmilling-ram mode

部件工作模式将首先由“压气机”变为“搅拌器”，最终为“涡轮”模式，压气机部件则始终处于正常的“压气机”模式。总得来说，涡轮功率提取位置不同对风车冲压模态比冲性能的影响差异不大，但对部件匹配关系有显著影响。

3.3 模态转换性能模拟

假设 TBCC 发动机在马赫数为 3 爬升状态完成模态转换，转换前以加力涡扇模态工作，涡轮前总温为 1873 K，转换后以纯冲压模态工作，涡轮发动机流路完全关闭，在模态转换后期经历风车冲压过程，模态转换期间保持发动机推力和空气流量恒定，分别为 24.5 kN 和 40 kg/s。

模态转换期间，MSV、FVABI 以及 RVABI 等变几何结构的调节目标主要是保证涡轮发动机平稳关闭，加力燃烧室燃油流量、喷管喉部面积等参数的调节目标主要是保证发动机推力、空气流量满足设计要求。在冲压外涵打开时，关键问题之一是如何防止风扇外涵出口气流经冲压外涵倒流，即保证风扇外涵出口气流静压低于风扇进口总压；为此，可通过增加 RVABI 外涵进口面积以降低风扇压比，或者通过减小 FVABI 内涵进口面积以降低风扇外涵出口静压。基于以上分析，本研究提出以下模态转换控制计划：第一阶段，随着冲压外涵的打开，逐渐增加 RVABI 外涵进口面积 A_{B5} ，同时减小主燃烧室燃油流量；第二阶段，当涡轮发动机进入风车状态后，同时减小 FVABI 内涵进口面积 A_{B3} 和 RVABI 内涵进口面积 A_5 ，通过调节模态选择阀门位置减小风扇部件进口面积，直至涡轮发动机流路完全关闭。模态转

换过程发动机各控制参数随低压轴相对物理转速 $\bar{n}_1$ 的变化规律如图 13 所示。由图可知，当 $\bar{n}_1$ 小于 20% 后，涡轮发动机进入风车状态，TBCC 发动机以风车冲压模态工作，直至涡轮发动机流路完全关闭。

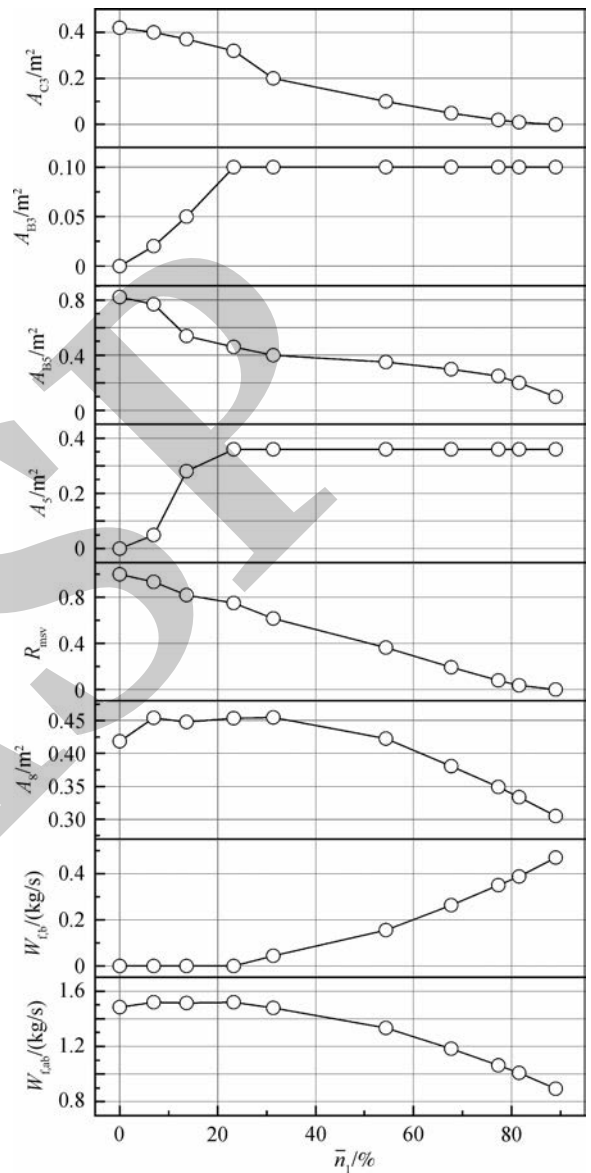


图 13 模态转换过程控制参数随低压轴相对物理转速的调节规律

Fig. 13 Control parameters versus relative rotational speed of the low-pressure spool during mode transition

图 14 给出了模态转换工作点分别在风扇和压气机部件特性图上的位置。其中，风车冲压模态工作点位置与文献[3]给出的相关试验结果基本一致。由图可知，进入风车冲压模态后，风扇和压气机的压比均略小于 1.0，并随着换算流量的减小，逐渐趋于 1.0。与冲压外涵关闭时的自由

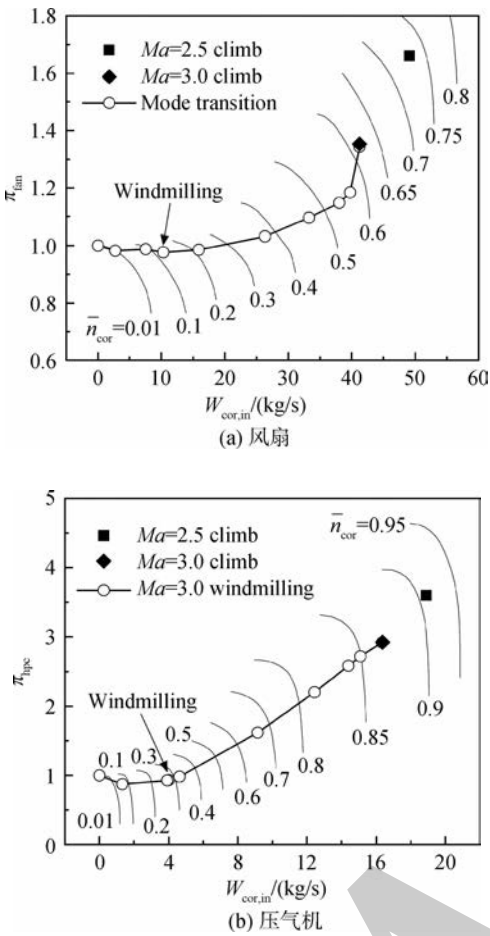


图 14 模态转换(含风车冲压模态)工作点在风扇和压气机特性图上的位置

Fig. 14 Operating line of mode transition (including windmilling-ram mode) on the characteristics map of fan and HPC, respectively

风车工作点位置(图 8 和图 9)相比,模态转换工作点更加靠近喘振边界,这是因为冲压外涵的分流导致风扇和压气机进口换算流量降低。

上述模态转换控制计划实现了涡轮发动机流路的平稳关闭,并且模态转换过程发动机推力和空气流量保持恒定。在制定模态转换控制计划时,本文直接给定了 FVABI 和 RVABI 的面积调节规律,在此基础上基于推力和空气流量恒定原则得到了 MSV 分流比、喷管喉部面积以及燃油流量等其他控制参数的调节规律。后续研究可在考虑更多约束后对模态转换过程各控制参数的调节进行优化设计。

4 结 论

通过本文的研究,得出以下结论:

1) 实现风车冲压模态性能模拟的关键在于获取宽流量范围的部件低转速特性,调整现有的

部件匹配模型,即由换算扭矩代替等熵效率表示旋转部件特性,由扭矩平衡方程代替功率平衡方程。

2) 冲压外涵面积变化对风扇部件工作状态有显著影响,对压气机影响较小。随着冲压外涵面积的增加,发动机风车特性参数均呈现先急后缓的变化趋势。

3) 涡轮可提取功率随着风车转速的减小先增加后降低,其最大值主要取决于相应压缩部件在风车状态的做功能力,比冲随提取功率的增加基本呈线性降低,功率提取位置(高、低压涡轮)对部件匹配关系有显著影响。

4) 所提出的模态转换控制计划实现了涡轮发动机流路的平稳关闭,在包括风车冲压模态在内的整个模态转换期间保持了发动机推力和空气流量恒定。

参考文献:

[1] MCNELIS N, BARTOLOTTA. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator [R]. AIAA-2005-3250, 2005.

[2] LEDERER R, SCHWAB R, VOSS N. Hypersonic air-breathing propulsion activities for SÄNGER [R]. AIAA 91-5040, 1991.

[3] SOSOUNOV V A, TSKHOVREBOV M M, SOLONIN V I, et al. The study of experimental turboramjets [R]. AIAA 92-3720, 1992.

[4] MIYAGI H, KIMURA H, KISHI K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program [R]. AIAA 98-3278, 1998.

[5] BLEVINS G, HARTSEL J, POWELL T. Variable concepts for high Mach applications [R]. AIAA 87-2103, 1987.

[6] 刘增文. 高超声速飞行器/涡轮基组合循环发动机一体化设计研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2010.

LIU Zengwen. Integrated design of turbine based combined cycle engine and hypersonic vehicle [D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[7] 何时慧, 吴国钊, 华清. 涡扇发动机风车特性计算 [J]. 航空发动机, 1997, 23(3): 1-9.

[8] 李少伟, 王如根, 吴培根. 风车状态静子角度调节对高负荷风扇性能的影响 [J]. 空军工程大学学报, 2013, 14(4): 19-23.

LI Shaowei, WANG Rugen, WU Peigen. Research on effect of stator setting angle adjustment on the highly loaded fan performance during windmilling [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2013, 14(4): 19-23. (in Chinese)

[9] 黄红超, 王占学, 蔡元虎. 基于推力连续准则的小型涡轮冲压组合发动机模态转换过程分析 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2756-2762.

HUANG Hongchao,WANG Zhanxue,CAI Yuanhu. Analysis of mode transition with thrust smoothing of small turbine/ramjet combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(12):2756-2762. (in Chinese)

[10] CHEN M,TANG H L,ZHU Z L. Goal programming for stable mode transition in tandem turbo-ramjet engines[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2009,22(5):486-492.

[11] MIYAGI H,MIYAGAWA H,MONJI T, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR project [R]. AIAA 95-2751,1995.

[12] KONDO M,MORII S,MURASHIMA K. Overview of the Japanese national project “super/hyper-sonic transport propulsion system program”[R]. AIAA 95-2445,1995.

[13] YANAGI R,MORITA M,WATANABE Y,et al. Conceptual design of turbo-accelerator for HST combined cycle engine[R]. ASME Paper 92-GT-253,1992.

[14] ITAHARA H,KOHARA S,TAKAGI S,et al. Turbo engine research in Japanese HYPR project for HST combined cycle engines[R]. AIAA 94-3358,1994.

[15] SUZUKI M,KUNO N,TOBITA A,et al. Current status of fan component research in HYPR program[R]. AIAA 98-3280,1998.

[16] KAWANO M,KUYAMA T,KOBAYASHI M,et al. Development of a high temperature combustor for HYPR Mach 3 turbojet engines[R]. AIAA 98-3281,1998.

[17] SHIMIZU K,NOGAMI R. Current status of low pressure turbine component research in HYPR program[R]. AIAA 98-3282,1998.

[18] KUO S C,DOERNBACH J D,CHAMPAGNE G,et al. A scoping study for hypersonic transport propulsion systems [R]. ASME Paper 92-GT-409,1992.

[19] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance [M]. 2nd. Oxford, UK:Blackwell Science Ltd,2004.

[20] KURZKE J. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations[R]. ASME Paper 96-GT-164,1996.

[21] REIGLER C,BAUER M,KURZKE J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations[J]. Journal of Turbomachinery,2001,123(2): 372-378.

[22] 王宇,刘建勋,李应红,等. 基于抛物线外推的压气机低转速特性研究[J]. 航空动力学报,2009,24(5):1136-1142.

WANG Yu,LIU Jianxun,LI Yinghong,et al. Research on low speed characteristics of compressor based on parabola extrapolation[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (5):1136-1142. (in Chinese)

[23] SEXTON W R. A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Blacksburg, Virginia: The Virginia Polytechnic Institute and State University,2001.

[24] GAUDET S R,GAUTHIER D. A simple sub-idle component map extrapolation method [R]. ASME Paper GT2007-27193,2007.

(编辑:叶 青)