

变循环发动机地面起动建模及 控制规律设计方法

郝 旺¹, 王占学¹, 张晓博¹, 周 莉¹, 王靖凯²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院

陕西省航空发动机内流动力学重点实验室, 西安 710129;

2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对旋转部件等熵效率不连续的问题, 提出使用换算扭矩代替等熵效率的方法, 给出了旋转部件低转速特性拓展方法并获取了旋转部件的全转速特性。提出了可考虑点火及燃烧稳定性的燃烧室稳定性模型, 最终建立了变循环发动机部件级整机起动模型。考虑了变循环发动机的 8 个可调参数, 采用差分进化算法对变循环发动机在双外涵及单外涵模式下的起动过程进行了优化。结果表明: 变循环发动机在双外涵及单外涵模式下的起动时间分别为 17.2 s 与 12.8 s; 双外涵模式下, 需要调节燃油流量、喷管喉部面积与后可变面积涵道引射器外涵面积; 单外涵模式下, 需要调节燃油流量、喷管喉部面积与低压涡轮进口导叶面积; 迎风来流马赫数为 0.04 时, 变循环发动机在双外涵与单外涵模式时的起动时间比静止状态均减少 0.2 s。

关 键 词: 变循环发动机; 部件级起动模型; 部件特性; 控制规律设计; 差分进化算法

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Ground starting modeling and control law design method of variable cycle engine

HAO Wang¹, WANG Zhanxue¹, ZHANG Xiaobo¹, ZHOU Li¹, WANG Jingkai²

(1. Shaanxi Key Laboratory of Internal Aerodynamics in Aero-Engine,

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

2. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: To solve the problem of discontinuous isentropic efficiency of rotating components, a method of using correct torque instead of isentropic efficiency was proposed. The extrapolation method of low speed characteristics of rotating components was given, and the full speed characteristics of rotating components were obtained. A burner stability model considering ignition and burn stability was proposed. Finally, a component-level starting model of the variable cycle engine was established. Considering the eight variable parameters of the variable cycle engine, the differential evolution algorithm was used to optimize the starting process of the variable cycle engine in the double bypass and single bypass modes. The results showed that the starting time of the variable cycle engine in the double bypass and single bypass modes was 17.2 s and 12.8 s,

收稿日期: 2021-04-02

基金项目: 国家自然科学基金(51876176, 51906214, 52076180); 两机重大专项基础研究项目(J2019-I-0021-0020)

作者简介: 郝旺(1994—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机总体性能仿真与设计。

引用格式: 郝旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机地面起动建模及控制规律设计方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 152-164.

HAO Wang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Ground starting modeling and control law design method of variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 152-164.

respectively. In the double bypass mode, the fuel flow, nozzle throat area and outer bypass area of rear variable area bypass injector need to be adjusted. In the single bypass mode, the fuel flow, nozzle throat area and low pressure turbine inlet guide vane area need to be adjusted. When the free stream Mach number was equal to 0.04, the starting time of the variable cycle engine in the double bypass and single bypass modes was 0.2 s less than the static state.

Key words: variable cycle engine; component-level starting model; component characteristics; control law design; differential evolution algorithm

变循环发动机通过灵活的变几何部件可以实现发动机各流路之间能量的合理分配,从而可以满足不同飞行需求对动力系统的性能要求,是未来飞机的理想动力之一^[1]。变循环发动机众多的可调参数使其在起动过程中具有更宽广的设计空间,如何快速平稳地实现起动是变循环发动机研究的一大重点与难点。

20世纪80年代初,美国通用电气公司完成了双外涵变循环发动机起动过程的变几何部件及控制系统研究,并开展了地面验证机的起动试验,22次起动过程中均没有出现超温与压缩部件喘振的现象。其试验结果表明:由于单外涵模态下风扇低转速压比较高,使得单外涵模态在燃烧室出口温度更低的情况下起动时间比双外涵模态减少了5%~10%^[2-3]。然而其公开文献中没有给出变循环发动机在起动过程中控制参数及性能参数的变化规律。

国内在变循环发动机总体性能方面的研究主要集中在变循环发动机部件级模型的建模、变几何特性、模态转换等研究^[4],在变循环发动机地面起动方面鲜见公开文献。

起动模型是研究起动性能的基础,目前常规发动机起动模型主要分为辨识起动模型、基于扭矩特性的简化起动模型以及部件级起动模型3类。辨识起动模型以发动机起动试验数据为样本,采用神经网络、小波多分辨分析、支持向量机、极限学习机等方法直接辨识出起动模型^[5-8]。辨识起动模型避开了部件级起动模型较难建立的困难,建模方法相对简单且丰富,辨识结果可以很好地逼近试验数据。由于试验过程中可测数据有限,使得辨识起动模型仅能描述有限数量的起动性能参数。此外,在发动机开展起动试验之前,需要基于起动模型设计初步的起动控制规律,此时辨识起动模型将面临无起动数据可用的问题。基于扭矩特性的简化起动模型通常以起动机扭矩特性和试验所获取的发动机扭矩特性为基础,利用

转子动力学方程建立发动机的简化起动模型^[9-10],该类模型仅能计算转子转速随时间的变化规律,适用性较差。部件级起动模型的建模难点在于旋转部件的低转速特性难以获取,文献[11-15]采用聂恰耶夫法、逐级叠加法、Sexton指数法获取了旋转部件的低转速特性,基于部件匹配技术建立了部件级起动模型。以上文献获取的低转速特性沿用了等熵效率来描述旋转部件等熵功与实际功之间的关系,然而旋转部件的等熵效率在低转速区域会出现不连续的情况。为了避免低转速区域等熵效率不连续的情况,文献[16]在发动机还未点火之前的低转速区域采用基于经验公式的简化起动模型,以简化模型的终点作为后续部件级模型的起始点,实现了起动阶段两模型的恰当连接,但其本质上还是没有解决低转速部件级起动模型的建模难点。文献[17]分析了旋转部件在低转速区域等熵效率变化不连续的原因,提出使用等熵功与实际功之差定义损失系数,相比等熵效率,损失系数在全转速范围内连续变化,从而保证了部件级起动模型的合理性,然而损失系数的定义借助了“功”这一物理量,因此无法考虑旋转部件在零转速下的扭矩特性。

在常规发动机起动控制规律设计方面,国内的研究主要集中在起动燃油流量优化^[18-19]与起动控制系统仿真^[20-21]方面,起动控制参数仅为燃油流量。对于可调参数众多的变循环发动机,尚缺乏成熟可用的起动控制规律设计方法。

综上所述,目前我国在变循环发动机起动模型及起动控制规律设计方面的研究较为单薄,在常规发动机起动模型及控制规律设计方面的研究也有所欠缺。基于此考虑,本文在变循环发动机动态数值仿真程序的基础上引入基于扭矩形式的旋转部件特性描述方法,提出旋转部件低转速特性拓展方法,建立变循环发动机部件级起动模型,提出基于差分进化算法的起动控制规律设计方法,实现了快速平稳的起动,为后续变循环发动机

以及常规发动机的起动性能研究提供基础。

1 变循环发动机起动数学模型

本文研究的双外涵变循环发动机结构如图 1 所示,图中具有深色背景的参数名表示该部件具有可调参数。变循环发动机的 8 个可调参数分别为模态选择阀(mode select valve, MSV)面积 A_{MSV} 、核心机驱动风扇级(core driven fan stage, CDFS)进口导叶角度 θ_{CDFS} 、前可变面积涵道引射器(forward variable area bypass injector, F-VABI)内涵面积调节量 $\Delta A_{\text{F-VABI}}$ 、高压压气机(high pressure compressor, HPC)进口导叶角度 θ_{HPC} 、燃烧室燃油流量 $\dot{m}_f$ 、低压涡轮(low pressure turbine, LPT)进口导叶面积 A_{LPT} 、后可变面积涵道引射器(rear variable area bypass injector, R-VABI)外涵面积调节量 $\Delta A_{\text{R-VABI}}$ 、喷管喉部面积 A_8 。与常规混排涡扇发动机最大的区别在于,变循环发动机的后段风扇由高压涡轮驱动,即核心机驱动风扇级。模态选择阀控制了风扇外涵流道的开关,当模态选择阀打开时,变循环发动机工作在双外涵模式;当模态选择阀关闭时,变循环发动机工作在单外涵模式。表 1 给出了本文研究的变循环发动机设计点参数,设计点取为海平面标准条件,发动机工

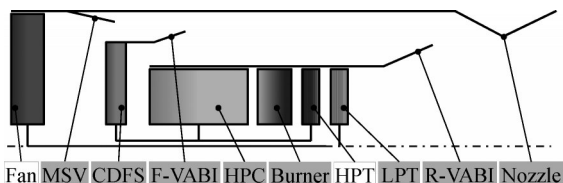


图 1 双外涵变循环发动机结构

Fig.1 Structure of double bypass variable cycle engine

表 1 双外涵变循环发动机设计参数

Table 1 Design parameters of double bypass variable cycle engine

设计参数	数值
风扇进口换算流量/(kg/s)	130
高度/km	0
来流马赫数	0
风扇压比	3.3
风扇涵道比	0.46
核心机驱动风扇级压比	1.18
核心机驱动风扇级涵道比	0.164
高压压气机压比	6
燃烧室燃油流量/(kg/s)	1.626

作在双外涵模式。

1.1 旋转部件低转速特性拓展

1.1.1 压气机低转速特性拓展

发动机总体性能仿真模型中,压气机特性一般表示为进口换算流量 $\dot{m}_{\text{cor, in}}$ 、压比 π_c 、等熵效率 η_{is} 、相对换算转速 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 与 β 的关系,如式(1)所示:

$$\dot{m}_{\text{cor, in}}, \pi_c, \eta_{\text{is}} = f(\bar{n}_{\text{cor}}, \beta) \quad (1)$$

式中 β 为特性图插值辅助变量,其详细定义见文献[22]。

对于压气机,当其工作在低转速时(非零转速),随着进口换算流量的增加,会依次经历“压气机”、“搅拌器”及“涡轮”3种工作模式,在此过程中等熵效率、实际功 ΔW_{ac} 及等熵功 ΔW_{is} 的变化规律如图 2 所示。当压气机工作模式由“搅拌器”转变为“涡轮”时, ΔW_{ac} 由正值变为负值,而 ΔW_{is} 始终为负值,根据压气机等熵效率的定义,即 $\eta_{\text{is}} = \Delta W_{\text{is}} / \Delta W_{\text{ac}}$,等熵效率特性线将在 $\Delta W_{\text{ac}} = 0$ 的位置出现间断,数值从负无穷大变为正无穷大。当压气机压比 $\pi_c = 1$ 时, $\Delta W_{\text{ac}} > 0$ 且 $\Delta W_{\text{is}} = 0$,等熵效率等于零;当 $\Delta W_{\text{ac}} > 0$ 且 $\Delta W_{\text{is}} < 0$ 时,等熵效率为负值,并且随着 π_c 的降低而减小;当 $\Delta W_{\text{ac}} = 0$ 时,等熵效率趋于无穷大;随着 π_c 的进一步降低, ΔW_{ac} 和 ΔW_{is} 均为负值,压气机对外输出轴功,等熵效率大于 1.0。

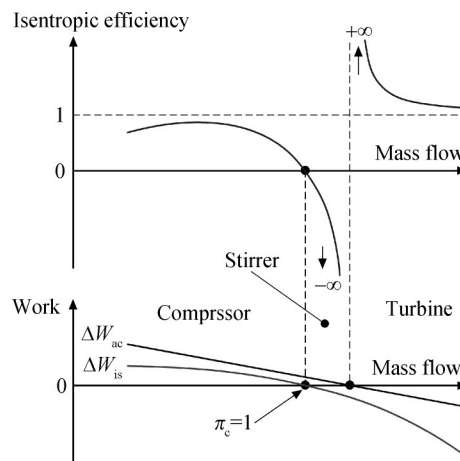


图 2 压气机在低转速下的等熵效率和功的变化规律

Fig.2 Isentropic efficient and work variation of compressors on low-speed condition

此外,压气机工作在零转速时,当进口换算流量从零开始增加时,由于气流的总压损失增加,压气机压比 π_c 从 1 开始减少,由于此时压气机不对气流做功,因此 ΔW_{ac} 始终等于零,等熵效率 η_{is} 趋于无穷大。零转速时气流对压气机施加一定的扭

矩,当该扭矩克服静摩擦扭矩之后,压气机脱离零转速的工作状态。

综上所述,压气机在低转速区域随着进口换算流量的增加,等熵效率的变化不连续;压气机转速从零开始增加的瞬间,等熵效率的变化也不连续。其原因是等熵效率的定义中将实际功 ΔW_{ac} 放在了分母的位置。文献[17]使用实际功 ΔW_{ac} 与等熵功 ΔW_{is} 之差定义损失系数来避免以上问题。然而在零转速时,由于 ΔW_{ac} 始终等于零,因此通过 ΔW_{ac} 与 ΔW_{is} 之差定义的损失系数也就无法描述气流对压气机施加的扭矩作用。考虑到“功”这一物理量只属于动力学范畴,压气机在零转速时气流对其施加扭矩的现象属于静力学问题,而“扭矩”这一物理量可以贯穿动力学与静力学,因此本文引入换算扭矩(τ_{cor})代替等熵效率,其定义及其与常用特性表示参数的关系如式(2)所示。在压气机低转速特性拓展过程中,还将使用另外一个扭矩参数 τ_x 及出口换算流量 $\dot{m}_{cor,out}$,其定义及其与常用特性表示参数的关系如式(6)与式(7)所示。

$$\tau_{cor} = \frac{\tau}{\delta} = \frac{30}{\pi n_{cor,100\%}} \cdot \frac{\dot{m}_{cor,in} \Delta W_{cor}}{\bar{n}_{cor}} \quad (2)$$

$$\Delta W_{cor} = \frac{\Delta W}{\alpha} \quad (3)$$

$$\delta = \frac{p_{t,in}}{p_{std}} \quad (4)$$

$$\alpha = \frac{T_{t,in}}{T_{std}} \quad (5)$$

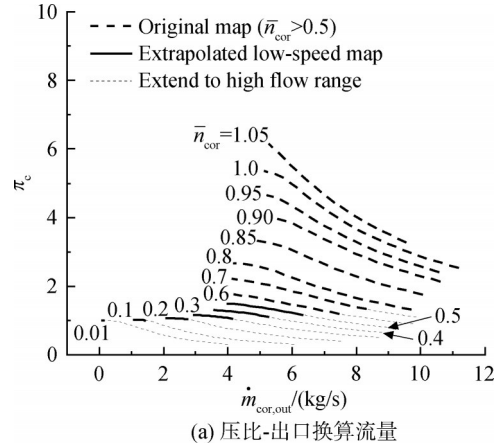
$$\tau_x = \frac{\tau}{\dot{m}_{in} \sqrt{\alpha}} = \frac{30}{\pi n_{cor,100\%}} \cdot \frac{\Delta W_{cor}}{\bar{n}_{cor}} \quad (6)$$

$$\dot{m}_{cor,out} = \frac{\dot{m}_{cor,in}}{\pi_c} \sqrt{\frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is}}} + 1 \quad (7)$$

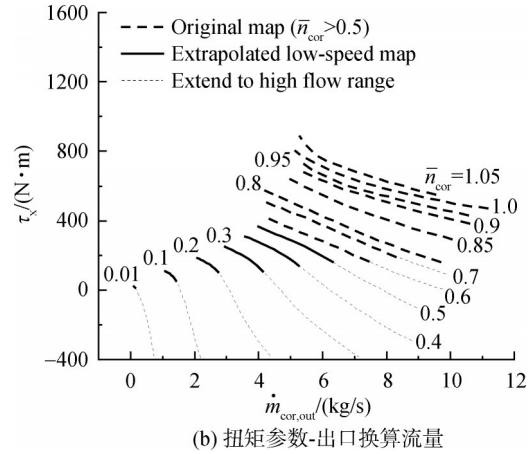
式中 τ 为扭矩; $n_{cor,100\%}$ 为100%换算转速(r/min); ΔW 为压气机实际单位功; ΔW_{cor} 为压气机实际单位换算功; δ 和 α 分别为压力系数和温度系数; $\dot{m}_{in}$ 、 $T_{t,in}$ 和 $p_{t,in}$ 分别为压气机进口流量、总温和总压; T_{std} 和 p_{std} 分别为标准大气温度(288.15 K)和标准大气压力(101 325 Pa), γ 为气体比热比。

在非零转速区域,当压气机特性由 π_c 、 τ_x 、 $\dot{m}_{cor,out}$ 和 $\bar{n}_{cor}$ 表示时,如图3所示,参数变化规律具有以下特点:①在 $\pi_c = f(\dot{m}_{cor,out})$ 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;②在 $\tau_x = f(\dot{m}_{cor,out})$ 特性中,各等换算转速线

几乎都是斜率为负值的直线,相互之间基本平行^[23]。在零转速上,当压气机特性由 π_c 、 τ_{cor} 、 $\dot{m}_{cor,in}$ 和 $\bar{n}_{cor}$ 表示时,如图4所示, $\pi_c - \dot{m}_{cor,in}$ 特性曲线符合 $y = 1 - a_{\pi} x^2$ 形式, $\tau_{cor} - \dot{m}_{cor,in}$ 特性曲线符合 $y = a_{\tau} x^2$ 形式^[24]。



(a) 压比-出口换算流量



(b) 扭矩参数-出口换算流量

图3 压气机低转速特性拓展及延长

Fig.3 Extrapolation and extension of compressor characteristics on low-speed condition

上述参数变化规律有助于通过数值外插将压气机特性拓展至全转速范围,也可指导拓展结果的人工调整。基于以上分析,针对以进口换算流量 $\dot{m}_{cor,in}$ 、压比 π_c 、等熵效率 η_{is} 以及相对换算转速 $\bar{n}_{cor}$ 表示的压气机特性,本文提出了以下压气机全转速特性拓展步骤:

1) 采用压气机拓展通常使用的 Sexton 方法(该方法的准确性已被广泛验证)^[25]将压气机特性拓展至 $\bar{n}_{cor} = 0.1$ 的区域。

2) 根据式(2)、式(6)与式(7)分别计算 τ_{cor} 、 τ_x 及 $\dot{m}_{cor,out}$ 。

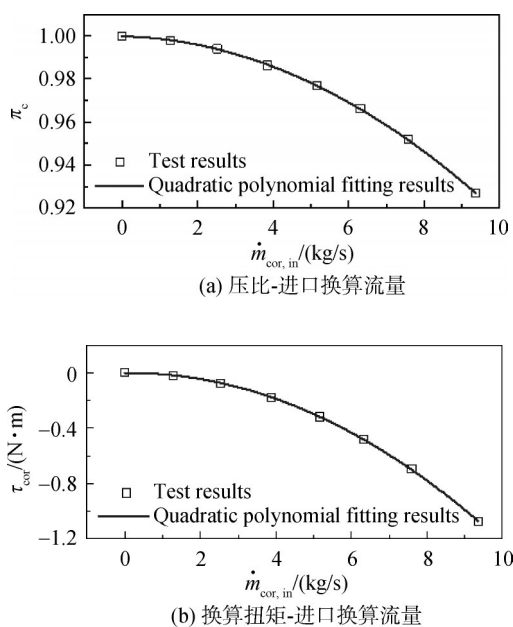


图4 压气机零转速特性

Fig.4 Zero-speed characteristics of compressor

3) 在 $\pi_c = f(\dot{m}_{cor,out})$ 和 $\tau_x = f(\dot{m}_{cor,out})$ 特性中,通过数值外插将Sexton方法拓展的低转速特性向大流量方向延长。

4) 在 $\pi_c = f(\dot{m}_{cor,in})$ 和 $\tau_{cor} = f(\dot{m}_{cor,in})$ 特性中,参考 $\bar{n}_{cor} = 0.1$ 的特性线,确定零转速特性线的二次拟合系数与最大 $\dot{m}_{cor,in}$,根据拟合的零转速二次关系式计算零转速线上不同 $\dot{m}_{cor,in}$ 对应的 π_c 与 τ_{cor} 。

5) 根据前文总结的压气机低转速特性变化规律对拓展结果的合理性进行检查,特别是拓展结果是否符合图2给出的压气机等熵效率变化规律,对不合理的特性数据进行人工调整并对调整后的特性曲线进行光滑处理。

以本文使用的高压压气机为例,采用上述压气机全转速特性拓展方法,获取的高压压气机全转速特性如图5所示。需要注意的是,极低转速区域的喘振裕度会有较大的数值,式(8)给出了目前广泛使用的压气机喘振裕度 S_m 的定义^[26]。

$$S_m = \left(\frac{\pi_{c,surge}/\dot{m}_{cor,in,surge}}{\pi_{c,work}/\dot{m}_{cor,in,work}} - 1 \right) \times 100\% \quad (8)$$

式中下标 work 表示工作点的参数,下标 surge 表示与工作点等换算转速线上喘振点的参数。

从图5(a)可以看出,零转速时 $\dot{m}_{cor,in,surge}$ 等于零,此时 S_m 无数学意义;在极低转速区域, $\dot{m}_{cor,in,surge}$ 是一个很小的正值,这会使得 S_m 趋于一个较大的

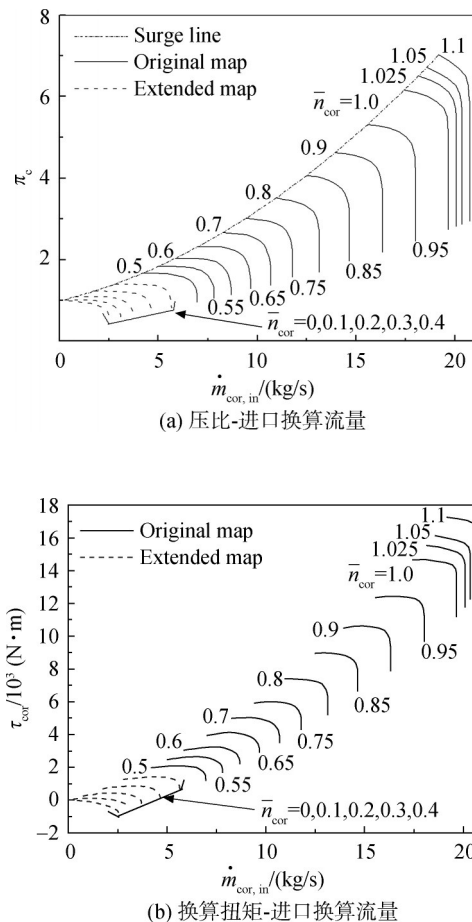


图5 高压压气机全转速特性

Fig.5 Full speed characteristics of high pressure compressor

正值。考虑到零转速时压气机不存在喘振的情况,极低转速时压气机也很难进入喘振状态,因此本文仍然沿用式(8)的定义来描述压气机的喘振裕度。

1.1.2 涡轮低转速特性拓展

发动机总体性能仿真模型中,涡轮特性一般表示为进口换算流量 $\dot{m}_{cor,in}$ 、落压比 π_t 、等熵效率 η_{is} 、相对换算转速 $\bar{n}_{cor}$ 与 β 的关系,如式(9)所示:

$$\dot{m}_{cor,in}, \pi_t, \eta_{is} = f(\bar{n}_{cor}, \beta) \quad (9)$$

对于涡轮,当其工作在低转速时(非零转速),随着进口换算流量的减少,会依次经历“涡轮”、“搅拌器”及“压气机”3种工作模式,在此过程中等熵效率、实际功 ΔW_{ac} 及等熵功 ΔW_{is} 的变化规律如图6所示,其变化规律与压气机类似,不再赘述。与压气机相同,本文使用换算扭矩 τ_{cor} 代替涡轮等熵效率。

在零转速上,当涡轮特性由 π_t 、 τ_{cor} 、 $\dot{m}_{cor,in}$ 和 $\bar{n}_{cor}$ 表示时, π_t - $\dot{m}_{cor,in}$ 特性曲线符合 $y = 1 + a_\pi x^2$ 形式、 τ_{cor} - $\dot{m}_{cor,in}$ 特性曲线符合 $y = a_\tau x^2$ 形式^[27]。

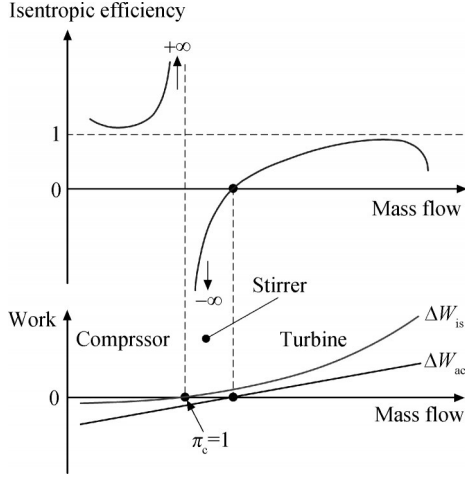


图6 涡轮在低转速下的等熵效率和功的变化规律

Fig.6 Isentropic efficient and work variation for turbine on low-speed condition

基于上述涡轮部件特性变化规律,以进口换算流量 $\dot{m}_{cor,in}$ 、落压比 π_t 、等熵效率 η_{is} 以及相对换算转速 $\bar{n}_{cor}$ 表示的涡轮特性,本文提出了以下涡轮全转速特性拓展步骤:

1) 采用涡轮拓展通常使用的Gaudet方法(该方法的准确性已被广泛验证)^[28],将涡轮特性拓展至 $\bar{n}_{cor}=0.1$ 的区域。

2) 根据式(2)计算 τ_{cor} 。

3) 在 $\dot{m}_{cor,in}=f(\pi_t)$ 和 $\tau_{cor}=f(\pi_t)$ 特性中,通过数值外插扩展等转速线落压比范围。

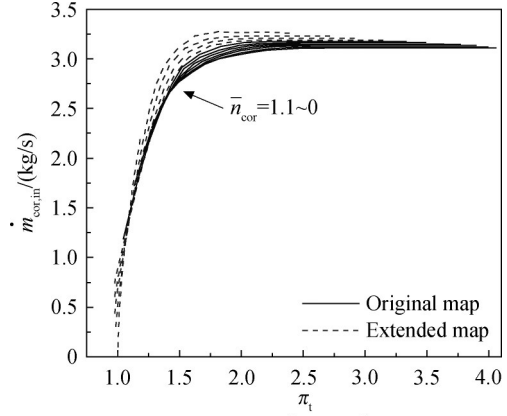
4) 在 $\pi_t=f(\dot{m}_{cor,in})$ 和 $\tau_{cor}=f(\dot{m}_{cor,in})$ 特性中,参考 $\bar{n}_{cor}=0.1$ 的特性线,确定零转速特性线的二次拟合系数及最大 $\dot{m}_{cor,in}$,根据拟合的零转速二次关系式计算零转速线上不同 $\dot{m}_{cor,in}$ 对应的 π_t 与 τ_{cor} 。

5) 根据前文总结的涡轮低转速特性变化规律对拓展结果的合理性进行检查,特别是拓展结果是否符合图6给出的涡轮等熵效率变化规律,对不合理的特性数据进行人工调整并对调整后的特性曲线进行光滑处理。

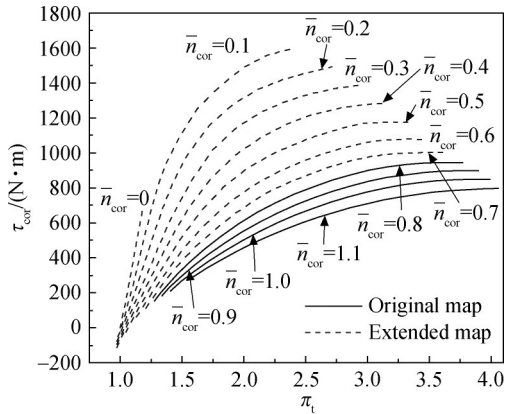
以本文使用的高压涡轮为例,采用上述涡轮全转速特性拓展方法,获取的高压涡轮全转速特性如图7所示。从图7(a)可以看出,在 π_t 约为1.1时,等转速特性线交叉;当 $\pi_t < 1.1$ 时,同样 π_t 下,高换算转速线上的进口换算流量比低换算转速线上的进口换算流量更大,这符合文献[27]中给出的涡轮流量特性变化规律。

1.2 燃烧室稳定性模型

燃烧室稳定性指发动机在宽广的工作范围内



(a) 进口换算流量-落压比



(b) 换算扭矩-落压比

图7 高压涡轮全转速特性

Fig.7 Full speed characteristics of high pressure turbine

可靠点火并使火焰保持燃烧的能力。良好的燃烧室稳定性是发动机成功起动的重要保障。本文采用文献[29]的建议,采用载荷系数 Ω 及当量比 Φ 来规定稳定点火及稳定燃烧区域,其定义分别见式(10)与式(11)。

$$\Omega = \dot{m}_3 / [(p_3/p_{std})^{1.8} \cdot 10^{0.00145(T_3-400)} \cdot V_c] \quad (10)$$

$$\Phi = \zeta / \zeta_{stoichiometric} \quad (11)$$

式中 $\dot{m}_3$ 表示燃烧室入口空气流量, p_3 表示燃烧室入口总压, T_3 表示燃烧室入口总温, V_c 表示燃烧室容积, ζ 表示燃烧室主燃区油气比(本文假设主燃区空气流量占总流量的30%), $\zeta_{stoichiometric}$ 表示理想燃烧油气比。

本文采用当量比 Φ 与载荷参数 Ω 所构成的燃烧室稳定性特性如图8所示^[29]。燃烧室在富油与贫油熄火边界之外的区域不能稳定燃烧,在富油与贫油点火边界之外的区域不能稳定点火,在点火边界与熄火边界之间的区域可以稳定燃烧但是

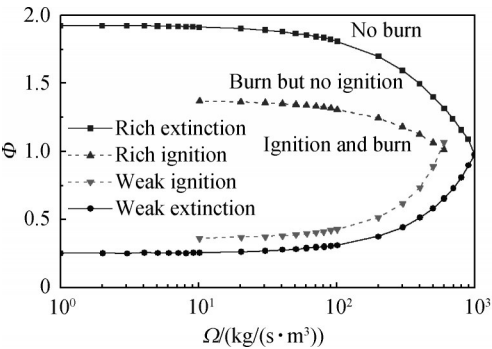


图 8 燃烧与点火稳定性特性
Fig.8 Burn and ignition stability characteristics

不能稳定点火。本文定义了稳定点火裕度 $S_{m, \text{ignition}}$ 与稳定燃烧裕度 $S_{m, \text{burn}}$ ，其定义分别见式(12)与式(13)。

$$S_{m, \text{ignition}} = \frac{\min(\Phi_{\text{ignition}}^{\text{rich}} - \Phi, \Phi - \Phi_{\text{ignition}}^{\text{weak}})}{\Phi_{\text{ignition}}^{\text{max}} - \Phi_{\text{ignition}}^{\text{min}}} \times 100\% \tag{12}$$

$$S_{m, \text{burn}} = \frac{\min(\Phi_{\text{burn}}^{\text{rich}} - \Phi, \Phi - \Phi_{\text{burn}}^{\text{weak}})}{\Phi_{\text{burn}}^{\text{max}} - \Phi_{\text{burn}}^{\text{min}}} \times 100\% \tag{13}$$

式(12)中 $\Phi_{\text{ignition}}^{\text{rich}}$ 表示当前 Ω 对应的富油点火当量比上限, $\Phi_{\text{ignition}}^{\text{weak}}$ 表示当前 Ω 对应的贫油点火当量比下限, $\Phi_{\text{ignition}}^{\text{max}}$ 表示特性图中富油点火当量比的最大值, $\Phi_{\text{ignition}}^{\text{min}}$ 表示特性图中贫油点火当量比的最小值。可以看出, 若 $S_{m, \text{ignition}} > 0$, 表明燃烧室可以稳定点火。式(13)的变量定义规则与式(12)类似, 不再赘述。本文在未点火时分别给 $S_{m, \text{ignition}}$ 与 $S_{m, \text{burn}}$ 赋值为 10%, 仅在点火瞬间计算 $S_{m, \text{ignition}}$, 点火成功之后 $S_{m, \text{ignition}}$ 仍然赋值为 10%。

1.3 变循环发动机整机匹配模型

本文在变循环发动机动态数值仿真程序^[30]中搭建了双外涵变循环发动机数学模型, 如图 9 所示, 图中带箭头的线表示引气, 数字表示引气量占引出位置流量的百分比。发动机设计点性能可以通过依次计算各部件的气动热力模型而获取。当进行非设计点性能计算时, 需要迭代各部件的变量以满足各部件之间的流量连续、静压平衡以及扭矩平衡^[26]。表 2 和表 3 分别给出了变循环发动机在双外涵模式及单外涵模式起动时的迭代变量和残差变量。需要注意的是, 本文通过压气机模型和分流器模型组合封装形成风扇模型, 通过可变面积混合室模型模拟可变面积涵道引射器的气动热力过程。本文在变循环发动机的两种模式下均选择燃烧室燃油流量为控制变量(燃油流量为

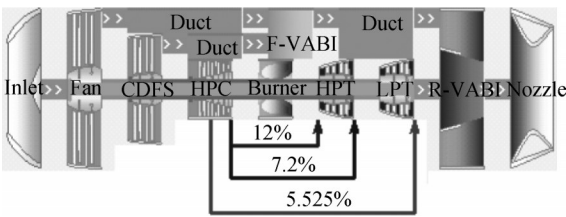


图 9 双外涵变循环发动机仿真模型
Fig.9 Simulation model of double bypass variable cycle engine

表 2 双外涵模式下的迭代变量与残差变量
Table 2 Iteration variables and error variables in double bypass mode

部件模型	部件模型数量	迭代变量	残差变量
进气道	1	β	
压气机	3	β	流量
分流器	2	涵道比	
燃烧室	1	燃油流量	
涡轮	2	β	流量
混合室	2		静压
喷管	1		流量
轴	2	相对物理转速	扭矩
总数量	14	11	10

表 3 单外涵模式下的迭代变量与残差变量
Table 3 Iteration variables and error variables in single bypass mode

部件模型	部件模型数量	迭代变量	残差变量
进气道	1	β	
压气机	3	β	流量
分流器	1	涵道比	
燃烧室	1	燃油流量	
涡轮	2	β	流量
混合室	1		静压
喷管	1		流量
轴	2	相对物理转速	扭矩
总数量	12	10	9

零则表示不点火), 此时迭代变量与残差变量的个数相等, 发动机共同工作方程组封闭。

表 2 和表 3 中残差变量指的是通过两种方法计算同一变量的差值。以轴部件为例, 扭矩残差指的是同一轴上动力扭矩与负载扭矩之差, 如式

(14)所示。

$$E_c = \tau_t + \tau_{\text{starter}} - \tau_c - \tau_{\text{loss}} - \tau_{\text{ext}} - J \frac{\pi}{30} \cdot \frac{dn}{dt} \quad (14)$$

式中 τ_t 表示涡轮扭矩; τ_{starter} 表示起动机扭矩; τ_c 表示与涡轮同轴的压气机或风扇的扭矩; τ_{loss} 表示由于机械损失导致的负载扭矩; τ_{ext} 表示由于功率提取导致的负载扭矩; J 表示转子转动惯量; n 表示转子物理转速。高低压转子的转动惯量分别为 $8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 和 $14 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。 τ_{starter} 随高压转子相对物理转速($\bar{n}_h$)的变化规律如图10^[26], τ_{loss} 及 τ_{ext} 随高压转子相对物理转速的变化规律参考文献[29]。

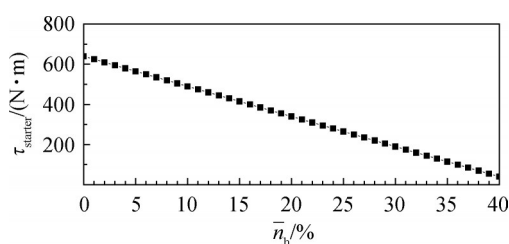


图10 起动机扭矩特性

Fig.10 Torque characteristics of starter

起动过程中由起动机带动高压转子,低压转子需要在气流的带动作用下克服静摩擦扭矩,因此起动过程中可能会出现仅高压转子转动而低压转子静止的情况,此时低压转子不参与迭代,表2和表3中的轴部件数量需减1,相应的迭代变量与残差变量的个数都需减1。在起动计算中,首先假设低压转子锁定,若气流对低压转子施加的扭矩大于静摩擦扭矩,则认为低压转子脱离静止状态,并重新计算该工作点。

至此,本文讨论的都是地面静止起动时的整机起动模型,当发动机来流马赫数略大于0时,即使发动机处于起动初始状态(起动机不输出扭矩),仍有气流通过发动机,由于静摩擦扭矩的作用,高低压转子通常皆处于静止状态,此时高低压转子皆不参与迭代,表2和表3中的轴部件数量需减2,相应的迭代变量与残差变量的个数都需减2。当起动机开始输出扭矩之后,计算方法与地面静止起动方法相同。需要注意的是,若来流马赫数较大,气流的能量可直接使发动机转子克服静摩擦扭矩,从而使发动机进入风车状态,由于风车状态不属于本文的研究范畴,因此不再进行深入讨论。

由于缺乏工程数据,本文在变循环发动机起

动模型建模中采用了文献[31]中的通用特性。后期需使用变循环发动机起动试验数据进一步验证本文模型的合理性。

2 地面起动控制规律设计方法

起动作为一种特殊的过渡态,在实现可靠起动的前提下还需要缩短起动的的时间。通常起动时间定义为高压转子物理转速达到慢车转速的97%所用的时间。本文将起动时间最短的目标转换为每个仿真时间步长内起动最快。显然,如果每个步长内高压转子物理转速都尽可能地向慢车转速靠近,那么整个起动过程所用的时间也就越短。构造起动优化目标函数如下:

$$P(k) = \left[\frac{\bar{n}_h(k+1) - \bar{n}_{h,\text{idle}}}{\bar{n}_{h,\text{idle}}} \right]^2 (1 - \omega) + \sum_{i=1}^N \left[\frac{X(i)_{k+1} - X(i)_{\text{idle}}}{X(i)_{\text{upper}} - X(i)_{\text{lower}}} \right]^2 \omega \quad (15)$$

式中 $P(k)$ 为第 k 个仿真时间步长中的目标函数; $\bar{n}_h(k+1)$ 为第 k 个时间步长结束后的高压相对物理转速; $\bar{n}_{h,\text{idle}}$ 为慢车高压相对物理转速; $X(i)_{k+1}$ 为第 i 个可调参数在第 k 个时间步长结束后的值; $X(i)_{\text{idle}}$ 为第 i 个可调参数在慢车状态时的参数值; $X(i)_{\text{upper}}$ 与 $X(i)_{\text{lower}}$ 分别为第 i 个可调参数的上下限; N 为可调参数的个数; ω 为权重因子。

式(15)中等号右边第1项表示每个时间步长内 $\bar{n}_h$ 尽可能地接近其慢车值,等号右边第2项表示每个时间步长内发动机的可调参数尽可能地接近其慢车值。需要注意的是,当可调参数接近其慢车值时, $\bar{n}_h$ 也在接近其慢车值,可见无论权重因子 ω 怎么选取,式(15)的优化目标都是使 $\bar{n}_h$ 快速地向其慢车值靠近。本文在 $\bar{n}_h$ 小于其慢车转速的97%之前, ω 取为0,其余状态 ω 取为0.1。

本文选取的起动基准条件为海平面静止状态。为了充分挖掘变循环发动机的性能潜力,采用全局优化能力较好的差分进化算法^[32]。首先需要优化慢车状态,优化目标为满足所需推力(本文取3%最大推力值)时耗油率最低。可调参数的上下限以及单/双外涵模态下的慢车优化结果见表4,稳态约束条件见表5。对于变循环发动机的稳态性能优化细节可参考文献[31,33]。利用式(15)进行起动性能优化时,可调参数的上下限见表4,动态约束条件见表5。假设燃油流量可以在2s内从最大值变化到最小值,其余可调参数皆可

表 4 非设计点可调参数

Table 4 Off-design variable parameters

可调参数	下限	上限	双外涵	单外涵
$A_{MSV}/\%$	0	100	100	0
$\theta_{CDFS}/(^{\circ})$	-45	0	-45	-45
$\Delta A_{F-VABI}/\%$	-100	150	150	150
$\theta_{HPC}/(^{\circ})$	-10	10	10	10
$\dot{m}_f/(\text{kg/s})$	0.3	1.7	0.093 3	0.093 4
$A_{LPT}/\%$	70	130	130.0	106.1
$\Delta A_{R-VABI}/\%$	-100	150	36.271	47.026 2
A_8/m^2	0.25	0.5	0.332 4	0.262 8

表 5 非设计点约束参数

Table 5 Off-design constraint parameters

约束参数	稳态	过渡态
风扇喘振裕度 $S_{m, fan}/\%$	≥ 12	≥ 5
核心机驱动风扇级喘振裕度 $S_{m, CDFS}/\%$	≥ 12	≥ 5
高压压气机喘振裕度 $S_{m, HPC}/\%$	≥ 12	≥ 5
稳定点火裕度 $S_{m, ignition}/\%$		≥ 5
稳定燃烧裕度 $S_{m, burn}/\%$	≥ 5	≥ 5

以在 1 s 内从最大值变化到最小值,本文通过可调参数的变化率对其进行约束,且起动初始点不约束可调参数的变化率。

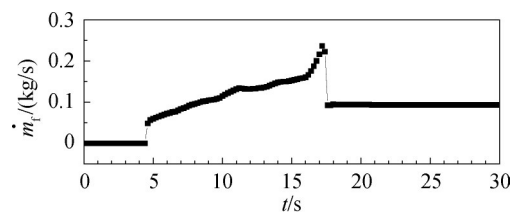
3 结果与分析

采用本文提出的起动控制规律设计方法,针对变循环发动机的双外涵及单外涵模式分别开展地面起动控制规律的设计,点火转速选为 $\bar{n}_h \geq 16\%$,起动机脱离转速选为 $\bar{n}_h \geq 40\%$ 。

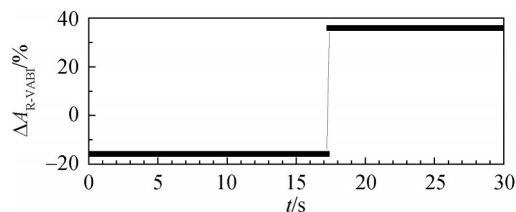
3.1 双外涵起动过程计算结果

变循环发动机双外涵起动过程中的可调参数及性能参数见图 11 与图 12。大部分可调参数在起动过程中保持不变或仅有微小变化,仅燃烧室燃油流量 $\dot{m}_f$ 、后可变面积涵道引射器外涵面积调节量 ΔA_{R-VABI} 及喷管喉部面积 A_8 有较大幅度的变化,因此图 11 只给出了以上 3 个可调参数随时间 (t) 的变化规律。从图 11(a) 可以看出, $\dot{m}_f$ 在点火的瞬间快速增加,在点火瞬间 $\dot{m}_f$ 主要受 $S_{m, ignition} \geq 5\%$ 的约束,随后 $\dot{m}_f$ 的增长速度主要受 $S_{m, CDFS} \geq 5\%$ 的约束(图 12(c)),当 $\bar{n}_h$ 达到目标转速后, $\dot{m}_f$ 快速减少并在其慢车值附近微调,从而使 $\bar{n}_h$ 保持

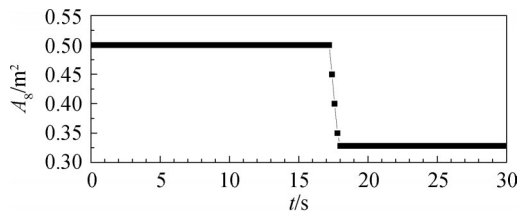
不变。从图 11(b) 可以看出,相比于 ΔA_{R-VABI} 的慢车值,在起动过程中需要减少 ΔA_{R-VABI} ,这是因为减少 ΔA_{R-VABI} 有利于减少发动机的涵道比,迫使更多经过风扇压缩的高能气流进入核心机,从而加速发动机的起动过程。从图 11(c) 可以看出,相比于 A_8 的慢车值,在起动过程中需要增加 A_8 ,这是因为增加 A_8 有利于增加涡轮落压比,从而可增加转子转速。从图 12(a) 可以看出,变循环发动机在双外涵模式下的起动时间为 17.2 s (以 $\bar{n}_h$ 达到慢车转速的 97% 为准), $\bar{n}_h$ 在 17.2 s 之后保持不变,低压转子相对物理转速 $\bar{n}_l$ 在 27 s 之后才开始趋于稳定。此外,从图 12(a) 中的局部放大图可以看出,由于低压转子没有起动机带转,在静摩擦扭矩的作用下, $\bar{n}_l$ 在 0.2 s 时等于零,在 0.4 s 之后才大于零,并随着 $\bar{n}_h$ 的增加而缓慢增加。从图 12(b)~图 12(e) 可以看出变循环发动机在双外涵模式起动时仅 $S_{m, CDFS}$ 达到了其过渡态的限制值,其余参数皆大于其过渡态限制值。图 12(e) 中点火瞬间 $S_{m, burn}$ 有一尖峰,这是由于点火瞬间燃油流量主要受 $S_{m, ignition} \geq 5\%$ 的约束,从图 8 可



(a) 燃油流量-时间



(b) 后可变面积涵道引射器外涵面积调节量-时间



(c) 喷管喉部面积-时间

图 11 双外涵模式下起动过程中的可调参数

Fig. 11 Variable parameters of starting in double bypass mode

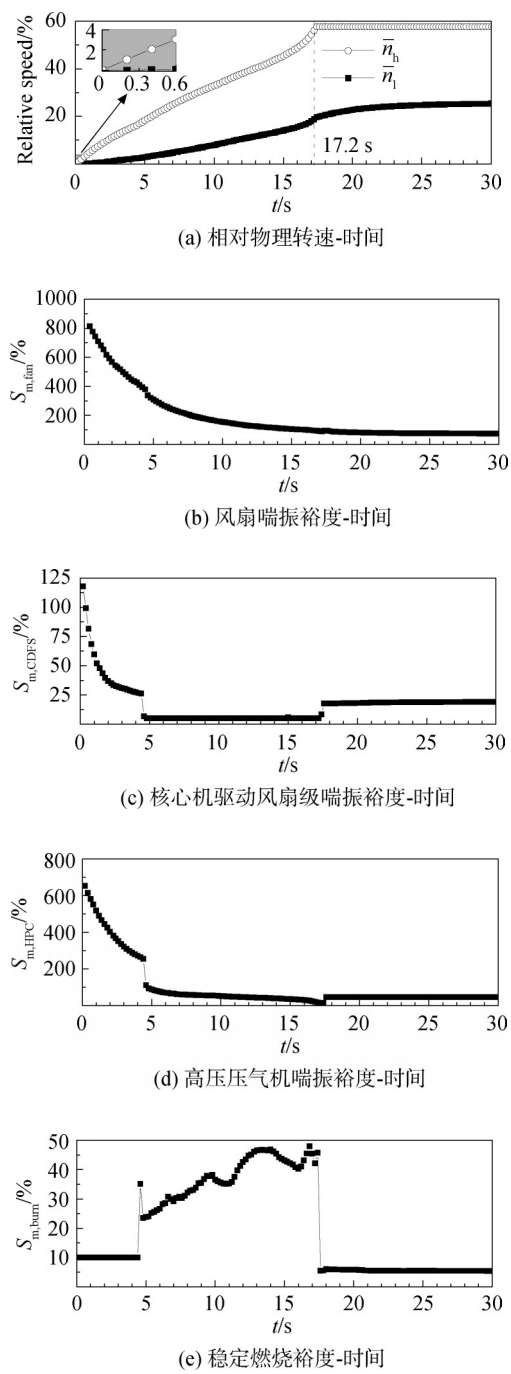


图 12 双外涵模式下起动过程中的性能参数
Fig.12 Performance parameters of starting in double bypass mode

以看出,同样的 Ω 及 Φ 下, $S_{m,burn}$ 比 $S_{m,ignition}$ 更大,因此在点火的瞬间 $S_{m,burn}$ 具有较大的值,点火成功之后 $S_{m,ignition} \geq 5\%$ 的约束取消, $\dot{m}_f$ 可进一步增加,从而使得 $S_{m,burn}$ 快速减少。

为了分析不同可调参数对变循环发动机起动性能的影响,采用本文提出的起动控制规律设计方法,进一步开展了仅调节 $\dot{m}_f$ 、同时调节 $\dot{m}_f$ 与

ΔA_{R-VABI} 以及同时调节 $\dot{m}_f$ 与 A_8 的起动性能计算,表 6 给出了以上 3 种情况以及调节所有可调参数(仅 $\dot{m}_f$ 、 ΔA_{R-VABI} 与 A_8 有明显变化)时的起动时间。可以看出,仅调节 $\dot{m}_f$ 用时最久,相比仅调节 $\dot{m}_f$,调节 $\dot{m}_f$ 与 ΔA_{R-VABI} 可使起动时间减少 0.2 s,调节 $\dot{m}_f$ 与 A_8 可使起动时间减少 0.8 s,调节所有可调参数可使起动时间减少 1 s。可见除了 $\dot{m}_f$, A_8 的调节对起动过程的加速最为有效。

表 6 双外涵模态起动时间	
Table 6 Starting time in double bypass mode	
调节方法	起动时间/s
调节 $\dot{m}_f$	18.2
调节 $\dot{m}_f$ 和 ΔA_{R-VABI}	18.0
调节 $\dot{m}_f$ 和 A_8	17.4
调节所有参数	17.2

3.2 单外涵起动过程计算结果

变循环发动机单外涵起动过程中的可调参数及性能参数见图 13 与图 14。大部分可调参数在起动过程中保持不变或仅有微小变化,仅燃烧室燃油流量 $\dot{m}_f$ 、低压涡轮进口导叶面积 A_{LPT} 及喷管喉部面积 A_8 有较大幅度的变化,因此图 13 只给出了以上 3 个可调参数随时间的变化规律。从图 13(a)可以看出, $\dot{m}_f$ 在点火的瞬间快速增加,在点火瞬间 $\dot{m}_f$ 主要受 $S_{m,ignition} \geq 5\%$ 的约束,由于变循环发动机在单外涵模态具有较大的 $S_{m,CDFS}$,在点火之后 $\dot{m}_f$ 的增长速度受 $S_{m,burn} \geq 5\%$ 的约束(图 14(e)),这就使得燃烧室可以在保持其稳定燃烧的前提下注入较多的 $\dot{m}_f$,当 $\bar{n}_h$ 接近慢车转速时, $\dot{m}_f$ 的增长速度才开始受 $S_{m,CDFS} \geq 5\%$ 的约束(图 14(c)),当 $\bar{n}_h$ 达到慢车转速后, $\dot{m}_f$ 快速减少并在其慢车值附近微调,从而使 $\bar{n}_h$ 保持不变。从图 13(b)可以看出,相比于 A_{LPT} 的慢车值,在起动过程中需要增加 A_{LPT} ,这有利于更多经过风扇压缩的高能气流进入核心机,从而加快发动机的起动过程。从图 13(c)可以看出,与双外涵模态类似,单外涵起动时也需要增加 A_8 。从图 14(a)可以看出,变循环发动机在单外涵模式下的起动时间为 12.8 s, $\bar{n}_h$ 在 12.8 s 之后保持不变, $\bar{n}_l$ 在 20 s 之后才开始趋于稳定,可见变循环发动机在单外涵模态比双外涵模态起动快 4.4 s。图 14 中其余参数随时间的变化趋势与双外涵模态类似,不再赘述。

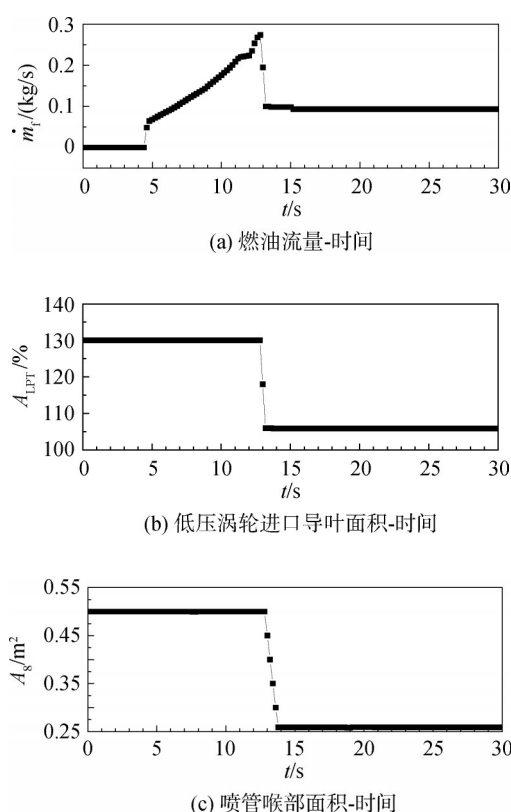


图 13 单外涵模式下起动过程中的可调参数

Fig.13 Variable parameters of starting in single bypass mode

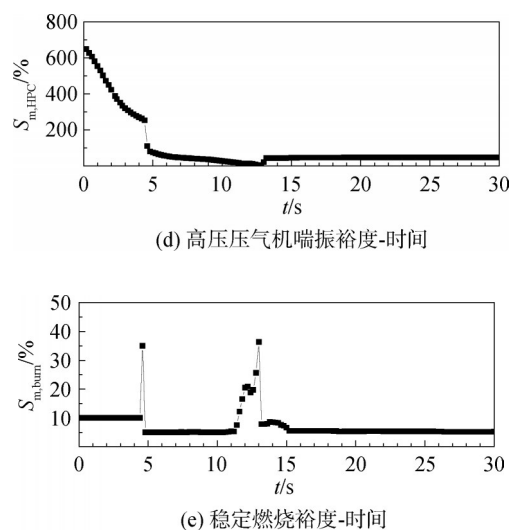
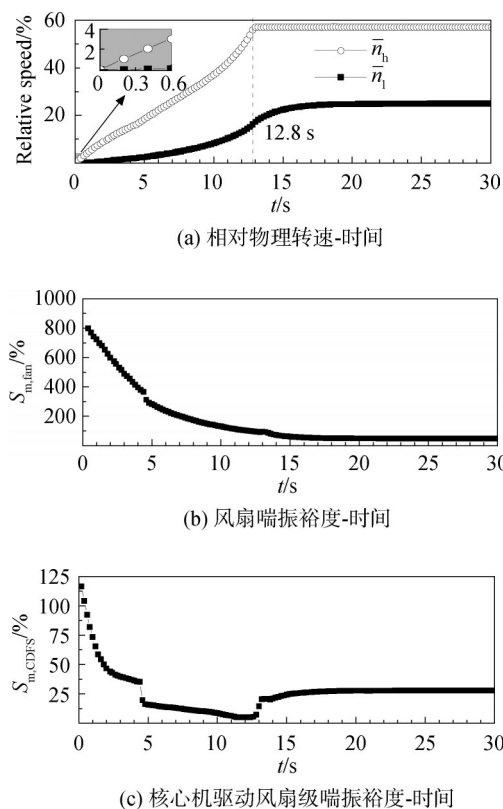


图 14 单外涵模式下起动过程中的性能参数

Fig.14 Performance parameters of starting in single bypass mode

为了分析不同可调参数对变循环发动机起动性能的影响,采用本文提出的起动控制规律设计方法,进一步开展了仅调节 $\dot{m}_f$ 、同时调节 $\dot{m}_f$ 与 A_{LPT} 以及同时调节 $\dot{m}_f$ 与 A_8 的起动性能计算,表 7 给出了以上 3 种情况以及调节所有可调参数(仅 $\dot{m}_f$ 、 A_{LPT} 与 A_8 有明显变化)时的起动时间。可以看出,仅调节 $\dot{m}_f$ 用时最久,相比仅调节 $\dot{m}_f$,调节 $\dot{m}_f$ 与 A_{LPT} 可使起动时间减少 0.2 s,调节 $\dot{m}_f$ 与 A_8 可使起动时间减少 0.6 s,调节所有可调参数可使起动时间减少 0.8 s。可见除了 $\dot{m}_f$ 、 A_8 的调节对起动过程的加速最为有效。

表 7 单外涵模式起动时间

Table 7 Starting time in single bypass mode

调节方法	起动时间/s
调节 $\dot{m}_f$	13.6
调节 $\dot{m}_f$ 和 A_{LPT}	13.4
调节 $\dot{m}_f$ 和 A_8	13.0
调节所有参数	12.8

3.3 迎风条件对起动性能的影响

本文取迎风来流马赫数为 0.04,该马赫数对应的风力等级为 6 级。经计算表明,在调节所有可调参数的情况下,变循环发动机在双外涵与单外涵模式下的起动时间比静止状态均减少 0.2 s。与静止状态不同的是,在来流动压的驱动下,低压转子在接通起动机的 0.2 s 之后即脱离静止状态,

其余参数变化规律与静止状态起动时的参数变化规律几乎完全相同,不再赘述。

4 结 论

通过本文的研究,可以得到以下结论:

1) 相比等熵效率,换算扭矩可以在全转速范围内完整地描述旋转部件的性能变化,从而可保证部件级起动模型的合理性。

2) 本文提出的起动控制规律设计方法可以使变循环发动机在不喘振、不熄火的情况下快速起动。变循环发动机在双外涵及单外涵模式下的起动时间分别为 17.2 s 与 12.8 s。双外涵模式时的关键可调参数为燃油流量、后涵面积涵道引射器外涵面积调节量以及喷管喉部面积;单外涵模式时的关键可调参数为燃油流量、低压涡轮进口导叶面积以及喷管喉部面积。除了燃油流量,喷管喉部面积的调节对起动过程的加速效果最为明显。

3) 当迎风来流马赫数等于 0.04 时,变循环发动机在双外涵与单外涵模式时的起动时间比静止状态均减少 0.2 s。可以推断,变循环发动机在顺风来流马赫数等于 0.04 时的起动时间会比静止状态增加约 0.2 s。后期需进一步建立可模拟顺风起动的变循环发动机模型,并借助起动试验数据验证本文结论的合理性。

参考文献:

- [1] JOHNSON J E. Variable cycle engine developments at general electric 1955-1995[R]. AIAA 97-15033, 1997.
- [2] HURTLE J E, TOOT P D, WANGER R P. Full authority digital electronic control (FADEC): variable cycle engine demonstration[R]. AIAA 81-1498, 1981.
- [3] FRENCH M W, ALLEN G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA 81-1594, 1981.
- [4] 张晓博, 王占学, 周红. FLADE 变循环发动机模式转换过程特性分析[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 14-22.
ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, ZHOU Hong. Analysis on characteristics of mode transition performance of variable cycle engine with FLADE[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(1): 14-22. (in Chinese)
- [5] 姜涛, 李应红. 基于动态 RBF 网络的发动机起动过程模型辨识[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 381-384.
JIANG Tao, LI Yinghong. A dynamic identification model of aeroengine starting process based on the RBF network[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 381-384. (in Chinese)
- [6] 李应红, 刘建勋. 基于支持向量机的涡扇发动机起动性能估算研究[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 32-35.
LI Yinghong, LIU Jianxun. Turbofan engine starting characteristics estimation based on support vector machines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 32-35. (in Chinese)
- [7] 吴利荣, 李剑, 谢寿生, 等. 某型发动机高原起动过程数学模型建立[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 58-60.
WU Lirong, LI Jian, XIE Shousheng, et al. Establishment of a certain aero-engine starting mathematical model in plateau regions[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 58-60. (in Chinese)
- [8] 伍恒, 李本威, 张赞, 等. 基于 QPSO-ELM 的某型涡轴发动机起动过程模型辨识[J]. 航空学报, 2018, 39(11): 1-11.
WU Heng, LI Benwei, ZHANG Yun, et al. Dynamic model identification of starting process of turbo-shaft engine based on QPSO-ELM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(11): 1-11. (in Chinese)
- [9] 苏伟生, 孙健国, 程蓝, 等. 基于扭矩特性的航空发动机起动系统数学模型[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 499-502.
SU Weisheng, SUN Jianguo, CHENG Lan, et al. Study on mathematic model of aeroengine starting systems based on moment characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 499-502. (in Chinese)
- [10] 傅强. 某型涡轴发动机起动过程建模及仿真[J]. 计算机仿真, 2013, 30(12): 57-60.
FU Qiang. Modeling and simulation of starting process of X type turbo shaft engine[J]. Computer Simulation, 2013, 30(12): 57-60. (in Chinese)
- [11] 王占学, 乔渭阳, 李文兰. 基于部件匹配技术的涡扇发动机起动过程数值模拟[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 444-448.
WANG Zhanxue, QIAO Weiyang, LI Wenlan. Modeling turbofan engine startup based on component matching principles[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 444-448. (in Chinese)
- [12] 黄向华, 郑绪生. 基于逐级叠加法的航空发动机起动模型研究[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 540-544.
HUANG Xianghua, ZHENG Xusheng. Research on startup model of aircraft engine based on stage-stacking method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 540-544. (in Chinese)
- [13] 周文祥, 黄金泉, 窦建平. 涡扇发动机部件级起动模型[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 248-253.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping. Development of component-level startup model for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 248-253. (in Chinese)
- [14] 吴虎, 冯维林. 某型涡扇发动机起动过程数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2068-2072.
WU Hu, FENG Weilin. Numerical simulation of the start-up process of augmented turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2068-2072. (in Chinese)
- [15] 唐宏刚, 蔡元虎. 某型涡扇发动机起动和加速过程数值模拟[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 264-268.

- TANG Honggang, CAI Yuanhu. Modeling turbofan engine starting and acceleration condition based on component matching principles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):264-268. (in Chinese)
- [16] 居新星, 张海波, 陈浩颖. 一种通用涡轴发动机起动过程建模方法研究[J]. 推进技术, 2017, 38(6):1386-1394.
- JU Xinxing, ZHANG Haibo, CHEN Haoying. A research on start-up modeling for turbo shaft engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6):1386-1394. (in Chinese)
- [17] 施洋, 屠秋野, 严红明, 等. 一种航空发动机全状态性能模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2):373-381.
- SHI Yang, TU Qiuye, YAN Hongming, et al. A full states performance model for aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2):373-381. (in Chinese)
- [18] 张东方, 李应红, 陈东林. 基于 PSO 算法的航空发动机起动燃油控制[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6):923-927.
- ZHANG Dongfang, LI Yinghong, CHEN Donglin. A new method to control fuel flow of aircraft engine's starting process based on PSO algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6):923-927. (in Chinese)
- [19] 陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 等. 功率提取法在涡喷发动机起动特性模拟及控制规律设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6):1277-1283.
- CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1277-1283. (in Chinese)
- [20] 张天宏, 黄向华, 曹谦. 微型涡轮发动机控制系统仿真及台架试验[J]. 推进技术, 2006, 27(5):445-449.
- ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua, CAO Qian. Control system simulation and bed test for micro turbine engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5):445-449. (in Chinese)
- [21] 徐建国, 张天宏. 微型涡轮发动机燃油闭环控制起动方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3):701-706.
- XU Jianguo, ZHANG Tianhong. Start-up method of micro turbine engine with closed-loop fuel flowrate control[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3):701-706. (in Chinese)
- [22] JOACHIM K. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculation[R]. ASME Paper 96-GT-164, 1996.
- [23] 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. (in Chinese)
- [24] FERRERVIDAL L E, PACHIDIS V, TUNSTALL R J. An enhanced compressor sub-idle map generation method[R]. Zurich, Switzerland: GPPS Forum, GPPS-2018-0004, 2018.
- [25] SEXTON W R. A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Blacksburg, Virginia, US: The Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [26] 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] KURZKE J, HALLIWELL L. Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling[M]. Cham, Switzerland: Springer International Publishing, 2018.
- [28] GAUDET S R, GAUTHIER D. A simple sub-idle component map extrapolation method[R]. ASME Paper 2007-GT-27193, 2007.
- [29] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. Oxford, UK: Blackwell Science Limited, 2004.
- [30] 周红, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模式转换的几何调节规律[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9):2160-2166.
- ZHOU Hong, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Geometry regulating law of variable cycle engine during mode transition[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9):2160-2166. (in Chinese)
- [31] 周红. 变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- ZHOU Hong. Investigation on the variable cycle engine characteristics and integration design with aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [32] STORN R, PRICE K. Differential evolution—a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 11(4):341-359.
- [33] HAO Wang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. A new design method for mode transition control law of variable cycle engine[R]. AIAA 2018-4821, 2018.

(编辑: 陈 越)