

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.035

带 FLADE 的 ACE 建模与模式转换过程特性分析

滕进华,王英锋

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:为实现新型航空发动机模式转换过程,以一种带 FLADE 构型的自适应循环发动机为研究对象,在 MATLAB/Simulink 平台建立该构型三外涵模式动态数学模型,使用此模型仿真了单+第三外涵模式转换为三外涵模式的动态过程。在地面工况的仿真结果显示:该构型发动机总涵道比由 1.365 增加到 1.416,三外涵模式与单+第三外涵模式相比推力降低了 0.933%,单位燃油消耗率减少了 1.600%。

关键词:自适应循环发动机;模式切换;数值仿真;过渡态性能

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)01-0187-05

Analysis of ACE Modeling and Mode Conversion Process Characteristics with FLADE

TENG Jinhua, WANG Yingfeng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to achieve the mode conversion process of a novel aviation engine, an adaptive cycle engine with FLADE (Fan on Blade) configuration is studied, and a dynamic mathematical model of the configuration's triple-bypass mode is established on the MATLAB/Simulink platform, by which the dynamic process of converting single add third bypass mode to triple-bypass mode is simulated. The simulation results under ground conditions show that the total bypass ratio of this engine is increased from 1.365 to 1.416, the thrust of the triple-bypass mode is reduced by 0.933% compared with the single-add-third bypass mode, and the specific fuel consumption is reduced by 1.600%.

Keywords: adaptive cycle engine; mode conversion; numerical simulation; transition state performance

0 引言

为了满足未来作战飞机以及超音速客机的需求,传统固定几何或少数可调几何发动机已经很难适应飞机在不同飞行任务下对其性能严苛的要求,而变循环发动机以其独有的可调部件可实现流量、压比与涵道比的灵活调整,具有自动改变发动机性能的优势^[1]。自适应循环发动机作为新型航空发动机概念,比双外涵变循环发动机工作适应性更广,受到各国研究者的广泛关注。

美国早在 20 世纪 60 年代便开始了变循环发动机的研究,其中以 GE 公司较为突出。作为航空发动机领域的佼佼者,已经设计并发展了五代变循环。尽管经过试飞验证的 YF120 第三代变循环发动机在先进战术战斗机项目竞标中因研制风险高,成本大而惜败,但将其作为下一代战机的推进装置毫无疑问是比较理想的^[2-5]。在前期研究基础上,21 世纪初美国又联合多家发动机公司在多用途且经济可承受的先进涡轮发动机研究计

划下相继制定了自适应通用发动机、自适应循环发动机、自适应发动机过渡等分研究计划^[6-7],为美国空军第六代战机配备先进的发动机奠定研究基础。GE 公司曾对双外涵变循环发动机模态转换过程中几何调节、控制系统以及试车等方面进行全面的研究,但其公布的资料中未给出完整的模式转换调节规律与结果数据^[8]。

基于对国外的跟踪报道,国内逐渐展开对变循环发动机相关技术研究,主要集中在对其结构的分析以及数值仿真等方面。文献[9]考虑了容腔的质量和能量储能效应,建立了变循环发动机动态数学模型,验证了建模方法的正确性;文献[10]采用部件级建模方法,建立了包括模式选择活门、副外涵以及核心机驱动风扇级(core driven fan stage, CDFS)涵道气流掺混模型,仿真了变循环发动机加减速过程以及模式切换等动态过程;文献[11]给出了一种带 FLADE 部件的双外涵变循环发动机计算方法,仿真分析了模式转换过程特性,但并未对三外涵自适应循环发动机

第一作者简介:滕进华(1997—),男,河南商丘人,硕士研究生,研究方向为航空发动机总体,2358838640@qq.com。

开展研究;文献[12]建立了变循环发动机整机数学模型,针对单个可调几何部件对发动机影响进行了分析;文献[13-14]对 ACE 的共同工作方程进行了推导以及研究了该构型发动机匹配机制。综上所述,目前的研究主要集中在变循环发动机稳、动态性能建模,可调几何部件对发动机性能影响等方面,而关于带叶光风扇(fan on blade, FLADE)的自适应循环发动机研究较少。本文对该构型展开部件级建模,在 MATLAB/Simulink 平台搭建了整机动态数学模型,分析了模式转换过程特性。

1 自适应循环发动机结构与工作原理

1.1 结构简析

建模对象为三外涵自适应循环发动机。其结

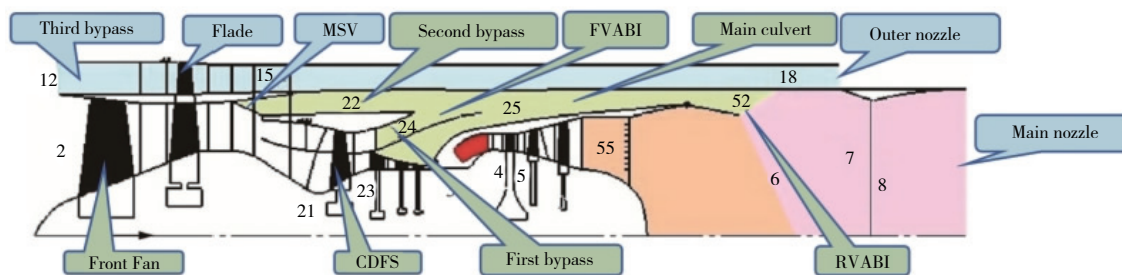


图 1 带 FLADE 的自适应循环发动机结构

1.2 工作原理

传统发动机降低推力的方法是减少供油量以降低发动机的转速,可能会导致发动机实际需求流量与其捕获的流量不匹配,产生过多的进气道溢流阻力。然而此构型发动机由于其增加的第 3 外涵可以保证进气道进口流量不变的情况下实现等流量节流。同时,具备 4 种工作模式可以满足更广的涵道比需求。发动机工作模式的不同主要在于第 2 外涵道、第 3 外涵道的开启与关闭,不同工作模式各外涵开闭情况及其分流比数值如表 1 所示。

表 1 不同工作模式各外涵开闭情况及分流比数值

Mode	First bypass	Second bypass	Third bypass	B_{PR1}	B_{PR2}	B_{PR3}
M1	ON	OFF	OFF	N/A	0	0
M2	ON	ON	OFF	N/A	N/A	0
M13	ON	OFF	ON	N/A	0	N/A
M3	ON	ON	ON	N/A	N/A	N/A

其工作原理可简述如下,如图 1 所示。首先,

构如图 1 所示。对比双外涵变循环发动机,该构型在其基础上增加了一个第 3 外涵,即 FLADE 涵道。FLADE 风扇是连接在风扇外围的一圈短叶片,具有可调静子导叶,其结构可参考文献[15]。位于核心机驱动风扇级后的涵道以及风扇外涵出口的涵道分别称为第 1 外涵道与第 2 外涵道^[16-21],即 CDFS 涵道与风扇涵道。由于其结构的复杂性,现对各外涵分流比作如下定义,第 1、第 2、第 3 外涵分流比分别为各外涵涵道流量与高压压气机进口, CDFS 进口以及风扇进口流量之比,简记为 $B_{PR1}, B_{PR2}, B_{PR3}$ 。总涵道比为流经所有外涵流量与高压压气机进口流量之比,经推导,总涵道比为

$$B_{total} = B_{PR1} + B_{PR2}(1 + B_{PR1}) + B_{PR3}(1 + B_{PR2})(1 + B_{PR1}) \quad (1)$$

来自远前方气流流经进气道在 FLADE 风扇处进行第 1 次分流,分别流入第 3 外涵道与风扇进口,第 3 外涵的开闭由 FLADE 导叶控制,气流经外层喷管排出大气;接着气流在风扇进口实现第 2 次分流,经模式选择活门(mode selection valve, MSV)以及风扇内涵进入第 2 外涵与 CDFS 进口,最后气流在 CDFS 处进行第 3 次分流,分别流入第 1 外涵与 HPC 进口,第 1 外涵与第 2 外涵气流在前可变面积涵道引射器(forward variable area bypass injector, FVABI)处混合后经主外涵进入后可变面积涵道引射器(rear variable area bypass injector, RVABI)外涵进口,与来自低压涡轮出口燃气混合后经主喷管排出产生推力。此外,该构型有诸多可调几何部件,在 M13 到 M3 模式转换的过程中,仅调节模式选择活门开度、CDFS 导叶角度、FVABI 外涵面积以及低压涡轮导叶角度。

2 M3 模式动态数学模型

2.1 数学模型的引进

起动,加减速以及加力接通与断开是发动机最为常见的动态过程,自适应循环发动机除具有

上述特性外还增加了模式转换这一过程,通过调节模式选择活门开度并辅以可调几何部件实现 M13 模式向 M3 模式的转换。变几何部件特性计算由三维特性插值进行处理,限于文章篇幅,此处不再赘述。在 MATLAB/Simulink 平台搭建了模块化 ACE M3 模式整机模型,其模块化结构如图 2 所示,只不过模式选择活门由分流部件替代,模块

内部由基本的气动热力学方程以及经验公式组成,而各部件特性以数表方式进行表示。以该构型 M3 模式为基准对其进行设计点求解,统一规定设计点导叶角度为 0° ,导叶角度大于零或小于零分别代表流量大于设计点状态以及小于设计点状态。

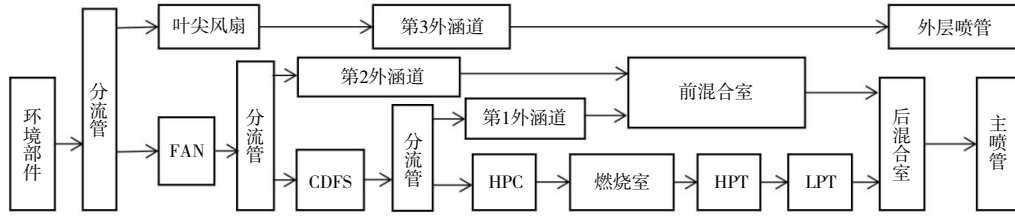


图 2 MATLAB/Simulink 平台模块化结构简图

2.2 试给参数与共同工作方程

相比传统的涡扇发动机,此构型需要求解的迭代变量更多。由于此构型具有 4 个压缩部件,每增加 1 个压缩部件随之产生 1 个迭代变量且各外涵分流比需要初猜,因此所建 M3 模型需要试给 12 个初猜值作为迭代变量,分别为 Rline_FLADE、Rline_FAN、Rline_CDFS、Rline_HPC、高压涡轮落压比、低压涡轮落压比、 B_{PR1} 、 B_{PR2} 、 B_{PR3} 、高压轴转速、低压轴转速以及发动机进口流量。其中 Rline 值作为特性图插值线,并没有实际的物理意义,由部件的 Rline 值与折合转速可插值计算出该部件的流量、压比和效率。为确保初猜值的正确性,需要共同工作方程组进行验证,由此产生 12 个残差变量,以压气机部件为例,流量残差可表示为来流流量与特性图插值求得的流量之差。该性能模型需要迭代求解的共同工作方程组如下。

1) FLADE 风扇进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{12in} - W_c C_{alc,12map}}{W_{c,12in}} = \varepsilon_1 \quad (2)$$

2) 风扇进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{2in} - W_c C_{alc,2map}}{W_{c,2in}} = \varepsilon_2 \quad (3)$$

3) CDFS 进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{21in} - W_c C_{alc,21map}}{W_{c,21in}} = \varepsilon_3 \quad (4)$$

4) HPC 进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{23in} - W_c C_{alc,23map}}{W_{c,23in}} = \varepsilon_4 \quad (5)$$

5) 高压涡轮进口流量与涡轮特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{4in} - W_c C_{alc,4map}}{W_{c,4in}} = \varepsilon_5 \quad (6)$$

6) 低压涡轮进口流量与涡轮特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{5in} - W_c C_{alc,5map}}{W_{c,5in}} = \varepsilon_6 \quad (7)$$

7) 高压转子转矩平衡方程

$$T_{rq,HPT} - T_{rq,HPC} - T_{rq,CDFS} - J_H \frac{d\omega_H}{dt} = \varepsilon_7 \quad (8)$$

当对稳态性能求解时,此时 $J_H \frac{d\omega_H}{dt}$ 为 0。

8) 低压转子转矩平衡方程

$$T_{rq,LPT} - T_{rq,FAN} - T_{rq,FLADE} - J_L \frac{d\omega_L}{dt} = \varepsilon_8 \quad (9)$$

9) FVABI 进口静压平衡方程

$$\frac{P_{s22} - P_{s24}}{P_{s22}} = \varepsilon_9 \quad (10)$$

10) RVABI 进口静压平衡方程

$$\frac{P_{s52} - P_{s6}}{P_{s52}} = \varepsilon_{10} \quad (11)$$

11) 主喷管进出口流量残差方程

$$\frac{W_{6in} - W_c C_{alc,out}}{W_{c,6in}} = \varepsilon_{11} \quad (12)$$

12) 外层喷管进出口流量残差方程

$$\frac{W_{18in} - W_c C_{alc,out}}{W_{c,18in}} = \varepsilon_{12} \quad (13)$$

式中:下脚标 map 为从特性图上插值获取的数据;下标数字为图 1 该构型发动机截面编号; T_{rq} 为转子转矩; ω 为转子旋转角速度; J 为转子转动惯量;残差变量 ε 为所选取初猜值的函数,当残差变量 $\varepsilon_n < 1 \times 10^{-5}$ 时 ($n = 1, 2 \dots 12$) 认定模型收敛。在模型不收敛的情况下,可由上一步迭代结果值作为新的初始值重新计算,采用牛顿-拉夫森算法迭代求解共同工作方程组,可依次计算各部件进出口截面参数及发动机性能参数。

发动机动态过程仍需要求解流量、静压以及转矩平衡方程,只不过此时转矩平衡方程由转子动力学方程替代,可由下式表示,相应地初猜值减少两个即高低压轴转速。

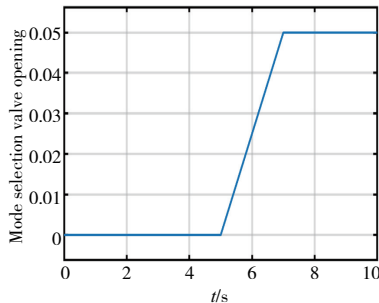
$$T_{rq,HPT} - T_{rq,HPC} - T_{rq,CDFS} = J_H \frac{d\omega_H}{dt} \quad (14)$$

$$T_{rq,LPT} - T_{rq,FAN} - T_{rq,FLADE} = J_L \frac{d\omega_L}{dt} \quad (15)$$

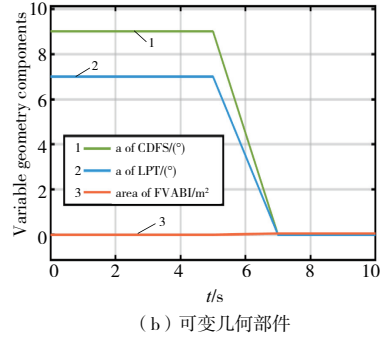
3 M13-M3 模式切换过程分析

3.1 模式切换过程可变几何部件调节

在模式转换过程中,保持飞行高度为 0 km,马赫数为 0,导叶角度通过时间函数直接给定,同时保持低压轴物理转速不变。为了模拟 M13 模式转换为 M3 模式的动态过程,给定模式选择活门开度和可变几何部件调节规律。如图 3 所示,初始状态为 M13 模式下的工作点,计算时长设置为 10 s。先使自适应循环发动机稳定工作 5 s,然后在 2 s 的时间内使模式选择活门开度由 M13 模式全闭状态线性增加至 5%,并且 CDFS 导叶角度,低压涡轮导向器角度由初始值 9° 、 7° 减少到 0° ,FVABI 外涵面积由 0 增加到 0.05546 m^2 ,最后继续仿真 3 s。



(a) 模式选择活门开度



(b) 可变几何部件

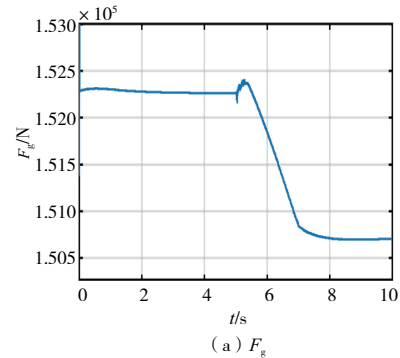
图 3 模式选择活门开度与可变几何部件调节规律

3.2 模式切换过程分析

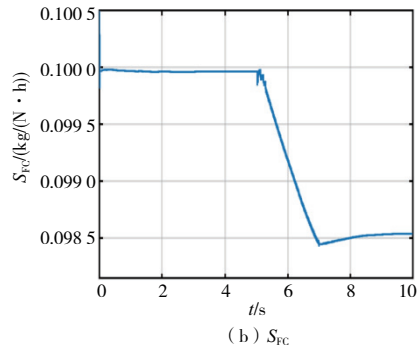
由以上调节规律计算分析了发动机在模式转换过程中主要性能参数,主要包括推力 F_g 、单位燃油消耗率 S_{FC} 、总涵道比 B_{total} 、高压轴转速 N_2 、低压轴转速 N_1 、高压涡轮进口总温 T_{t4} 以及各压缩部件喘振裕度随时间的变化趋势。

1) F_g 与 S_{FC} 变化

由图 4 可知,在 M13-M3 模式转换动态过程中,发动机总推力在 2 s 的时间内由初始值 152.260 kN 降低至 150.840 kN ,降低了 0.933 个百分点;单位燃油消耗率由 $0.1000 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$ 降低到 $0.0984 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$,减少了 1.600 个百分点,性能参数变化结果可初步体现自适应循环发动机的基本特征,说明了数值仿真模型的正确性。



(a) F_g



(b) S_{FC}

图 4 模式转换过程中推力与耗油率变化

2) N_1 、 N_2 、 B_{total} 以及 T_{14} 变化

如图 5 所示,模式转换过程前后低压轴物理转速基本不变,但存在超调;高压轴物理转速以及高压涡轮进口总温降低,而总涵道比升高。涡轮前温度和 N_2 降低主要是在模式转换过程中,MSV 的开大导致进入核心机的流量减少,迫使更

多气流流入第 2 外涵道,进入 CDFS 涵道的气流减少,除了 CDFS 进口导叶角度需要关小外,高压轴转速也要降低,从而弱化了高压涡轮做功的能力,在发动机进口流量几乎不变以及高压涡轮膨胀比变化不大的情况下,涡轮前温度必然降低。

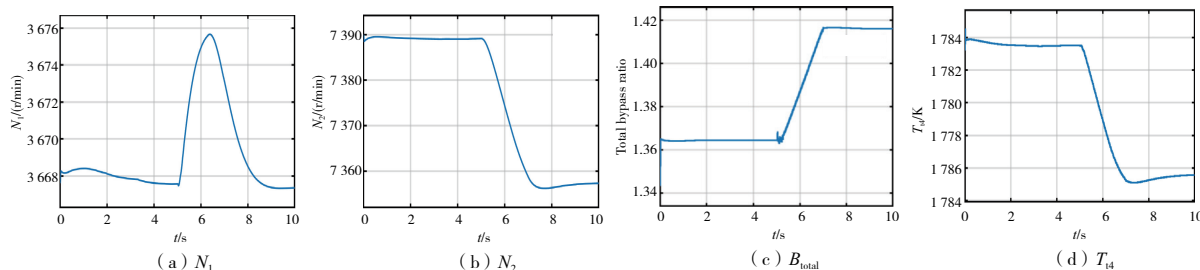


图 5 模式转换过程中物理转速、总涵道比、高压涡轮进口总温变化

3) 叶尖风扇喘振裕度、风扇喘振裕度、核心机驱动风扇级喘振裕度、高压压气机喘振裕度变化

如图 6 所示,在模式转换过程中,风扇喘振裕度上升,CDFS 与 HPC 喘振裕度下降,均在许可范围内。分析此原因主要是因为随着模式选择活门开度开大,将会有更多的气流流入风扇外涵,即第 2 外涵,此时风扇的流通能力增强,CDFS 流通能力减弱,压缩部件的工作点分别远离稳定边界与靠近稳定边界,因此稳定裕度分别升高和降低。由于 FLADE 风扇在模式转换过程中未作调节,其稳定裕度基本保持不变。

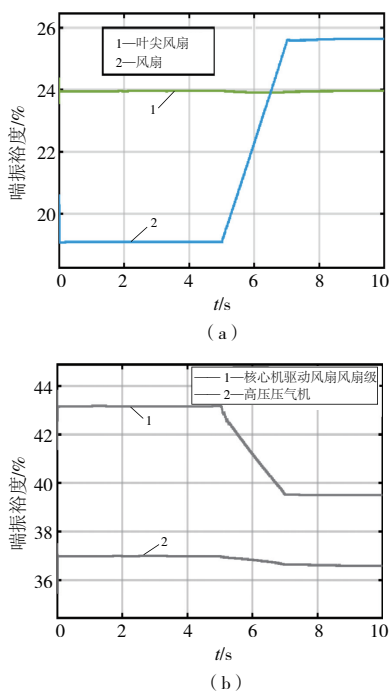


图 6 模式转换过程中喘振裕度变化

4 结语

1) 本文在 MATLAB/Simulink 平台建立的整机数学模型既可以仿真自适应循环发动机动态过程又可用于稳态仿真。

2) 使用所建立的模型仿真了自适应循环发动机模式转换过程,体现了该构型的基本特征,说明了数值仿真模型的正确性。在地面工况下模式转换仿真结果显示,自适应循环发动机总涵道比由 1.365 增加到 1.416,第 3 外涵模式与单+第 3 外涵模式相比推力降低了 0.933 个百分点,单位燃油消耗率减少了 1.600 个百分点。可见该构型发动机可以灵活地改变其涵道比,从而可以获得大涵道比所对应的低单位燃油消耗率与小涵道比所对应的高单位推力,以适应多用途军用飞机的需求。

3) 在后续的研究中,可结合发动机另外两种工作模式实现互相切换,并重点关注发动机在模式转换过程中的超温、超转以及喘振裕度波动的问题。

参考文献:

- [1] 徐臻豪. 变循环发动机——第六代战斗机动力? [J]. 兵器知识, 2020(9): 28-31.
- [2] MURTHY S N B, CURRAN E. Variable cycle engine developments at general electric - 1955 - 1995 [M]// Developments In High - Speed Vehicle Propulsion Systems. Washington DC: AIAA, 1996: 105-158.
- [3] ALLAN R. General Electric Company variable cycle engine technology demonstrator programs [C]//15th Joint Propulsion Conference. Las Vegas, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1979: 1311.

(下转第 196 页)

理,通过分析与仿真发现执行系统因负载连续变化造成的系统压力损失。分析传统阀控液压蓄能系统产生较大压力偏差的原因,针对压力损失这一问题,文中以比例换向阀、传感器为硬件核心设计了一种具有PID控制环节的自适应蓄能系统,通过向液压执行系统成比例进行压力输入,进而达到压力补偿的作用。以AMESim为手段搭建了传统与自适应两种蓄能系统的仿真模型,并分别进行了仿真实验,通过数据统计与对比分析,表明自适应蓄能系统起到了较好的压力补偿作用,保持了液压执行系统的稳定性,具有一定的应用价值。

参考文献:

- [1] 秦泽. 双皮囊蓄能器在挖掘机节能中的研究[D]. 太原:太原科技大学,2021.
- [2] 扈凯,张文毅,祁兵,等. 四通阀控非对称液压缸系统控制器优化设计[J]. 中国农机化学报,2023,44(7): 140-146.
- [3] 马浩钦. 基于恒压蓄能器的挖掘机动臂能量再生研究[D]. 太原:太原科技大学,2021.

- [4] 武锟辉. 基于AMESim的压力可调控液压蓄能器节能仿真分析[D]. 太原:太原科技大学,2019.
- [5] 张松亭,陈新元,李邦,等. 基于AMESim的先导式比例压力阀仿真与试验[J]. 液压气动与密封,2023, 43(12):59-63.
- [6] 李玉军. 基于UG和AMESim软件液压传动技术课程教学应用研究[J]. 农机使用与维修,2023(12): 134-138.
- [7] 蒋爽,刘世纪,高礼科等. 基于神经网络PID的疏浚管道泥浆流速控制[J]. 计算机测量与控制,2023, 31(11):198-203.
- [8] 赵晓雷. 基于BP神经网络与遗传算法的烘丝机干燥工艺参数优化[J]. 机械制造与自动化,2023,52(5): 185-189.
- [9] 栾健洋,张明,高飞,等. AMESim液压仿真技术及其在液压缸性能分析中的应用[J]. 机电工程技术, 2023,52(6):148-150.
- [10] 阮帅. 基于AMESim的6×4半挂牵引车气压制动系统建模与优化[D]. 济南:山东交通学院,2023.

收稿日期:2023-12-29

(上接第191页)

- [4] PRZYBYLKO S, ROCK S. Evaluation of a multivariable control design on a variable cycle engine simulation[C]// 18th Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH. Reston, Virginia: AIAA, 1982: 1077.
- [5] VDOVIK J W, KNOTT P, EBACKER J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle [J]. Journal of Aircraft, 2025.
- [6] PATEL H R. Parametric cycle analysis of adaptive cycle engine[D]. Arlington, TX, USA: The University of Texas at Arlington, 2016.
- [7] 陈敏,张纪元,唐海龙,等. 自适应循环发动机总体设计技术探讨[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2046-2058.
- [8] RALLABHANDI S K, MAVRIS D N. Simultaneous airframe and propulsion cycle optimization for supersonic aircraft design[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 38-55.
- [9] 黄锐,唐世建,董海滨,等. 变循环发动机建模及仿真分析[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(5): 144-148.
- [10] 苟学中,周文祥,黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
- [11] 张晓博,王占学,周红. FLADE变循环发动机模态转换过程特性分析[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 14-22.
- [12] 周红,王占学,刘增文,等. 双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2126-2135.

- [13] ZHENG J C, CHEN M, TANG H L. Matching mechanism analysis on an adaptive cycle engine [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 706-718.
- [14] ZHENG J C, TANG H L, CHEN M, et al. Equilibrium running principle analysis on an adaptive cycle engine[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 132: 393-409.
- [15] WADIA A R, TURNER A G, DZIECH A M, et al. FLADE fan with different inner and outer airfoil stagger angles at a shroud therebetween: US7758303 [P]. 2010-07-20.
- [16] 余秋霞,胡骏,王为丽,等. 变循环发动机模式转换对加减速性能的影响[J]. 推进技术, 2024, 45(10): 21-33.
- [17] 伊卫林,郑霆锴. 涡轮变几何技术的研究及应用进展[J]. 航空动力学报, 2024(9): 131-140.
- [18] 徐义皓,董芑呈,郑俊超,等. 自适应循环推进系统总体性能优化方法研究[J]. 航空学报, 2025(4): 1-27.
- [19] 于海涛,施磊,付垚,等. 变循环发动机后涵道引射器的研究现状与关键技术[J]. 航空发动机, 2024, 50(3): 1-8.
- [20] 朱鑫宇,徐思远,肖红亮,等. 基于贝叶斯优化的自适应循环发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报, 2024(11): 1-13.
- [21] 陈映雪,冯冠翔,蔡林峰,等. 基于智能算法的自适应循环发动机控制规律优化方法[J]. 推进技术, 2024(12): 1-27.

收稿日期:2024-01-02