

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.04.005

## 带 FLADE 的 ACE 典型工况不同工作模式 性能仿真分析

滕进华, 王英锋

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:**为实现典型工况模式选取方案,针对一种带 FLADE(Fan on blade)的自适应循环发动机展开研究。基于各部件气动热力学原理在 MATLAB/Simulink 平台建立了该构型 3 外涵模式整机计算模型。在此模型基础上,通过减少迭代变量与残差变量的思路,分析了该构型在节流过程中两种工作模式不同典型工况下的性能。仿真结果表明:在地面工况条件下,3 外涵模式与单+第三外涵模式相比在低转速下推力较高,而高转速下则相反,地面大功率状态起飞可以采用单+第三外涵模式;对推力需求不高的亚声速巡航工况,可在飞机爬升后开启 MSV (Mode selection valve)使发动机以 3 外涵模式工作。

**关键词:**自适应循环发动机;部件级建模;数值模拟;典型工况;节流性能

中图分类号:V231 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2024)04-0630-09

### Simulation Analysis of Performance of ACE with FLADE Under Typical Working Conditions and Different Working Modes

TENG Jinhua, WANG Yingfeng

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

**Abstract:**To achieve a typical operating mode selection scheme, this paper conducts research on an adaptive cycle engine with fan on blade (FLADE). Based on the principles of aerodynamic thermodynamics of each component, a complete machine calculation model for this configuration with triple bypass mode is established on the MATLAB/Simulink platform. On the basis of this model, the performance of this configuration under different typical operating conditions of two working modes during the throttling process is analyzed by reducing iterative and residual variables. The simulation results show that under ground operating conditions, the triple bypass mode has higher thrust at low speed compared with the single-add-third bypass mode, while at high speed it is the opposite. The single-add-third bypass mode can be used for take off under high-power ground conditions, and for subsonic cruise conditions with low thrust requirements, the mode selection valve (MSV) can be activated to operate the engine in triple bypass mode after the aircraft climbs during the phase.

**Key words:** adaptive cycle engine; component level modeling; numerical simulation; typical working conditions; throttling performance

随着下一代战机性能要求的越来越苛刻,未来的飞行器将朝着宽空域、宽速域方向发展,不仅要求其具有较大的作战半径、更高的灵活机动性,还

应具有超视距作战、短距起飞的能力<sup>[1]</sup>。这些设计目标对发动机的设计提出了更高的要求,不仅要求其能在全包线范围内实现流量自动匹配,还应满足

收稿日期:2023-08-16;修订日期:2024-01-04

通信作者:王英锋,男,副教授,硕士生导师,E-mail:wylf12345678@nuaa.edu.cn。

引用格式:滕进华,王英锋.带 FLADE 的 ACE 典型工况不同工作模式性能仿真分析[J].南京航空航天大学学报,2024,56(4):630-638. TENG Jinhua, WANG Yingfeng. Simulation analysis of performance of ACE with FLADE under typical working conditions and different working modes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(4):630-638.

发动机高负荷部件在极端飞行条件下的应力、温度以及工作稳定性。因此,传统的发动机已经越来越难以适应未来战机的要求,而变循环发动机以其独有的可调几何部件,可以实现热力循环参数的灵活调整,在高速小涵道比涡喷高单位推力以及低速大涵道比涡扇低耗油率两种优势模式下自由切换,受到各国研究者的广泛关注。

美国于20世纪60年代开始了变循环发动机的研究,而到70年代才有了现代意义上变循环发动机的雏形,即带有核心机驱动风扇级(Core driven fan stage, CDFS)的发动机。通用电气(General electric, GE)公司作为美国先进发动机研制的领头羊,已经设计并发展了五代变循环<sup>[2-5]</sup>,尽管在先进战术战斗机(ATF)招标中经试飞验证的GE第三代变循环YF120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在性能收益上毫无疑问是比较理想的。由于具备了前期的实验研究结果以及经验,进入21世纪以来,美国又在多用途经济可承受的先进涡轮发动机(Versatile affordable advanced turbine engines, VAATE)计划下相继开展了自适应通用发动机技术(Adaptive versatile engine technology, ADVENT)、自适应循环发动机发展(Adaptive engine technology demonstration, AETD)以及自适应发动机过渡(Adaptive engine transition project, AETP)等分计划,为美国空军下一代战机配备先进的发动机奠定研究基础<sup>[6-9]</sup>。

基于国外的跟踪报道,国内也开展了对其相关技术零星的研究。周红等<sup>[10]</sup>对变循环发动机建立了总体性能计算模型,分析了多个可变几何对变循环发动机的影响;张晓博等<sup>[11]</sup>在双外涵变循环基础上对FLADE部件计算方法进行分析,建立了反映转子惯性效应与部件容腔效应的发动机过渡态计算模型,分析了模式转换的过渡态特性;王城浩等<sup>[12]</sup>给出一种自适应循环发动机(Adaptive cycle engine, ACE)设计点模型计算方法以及模式切换方案,但并未对典型工况下模式选取进行研究;Zheng等<sup>[13-15]</sup>针对自适应循环发动机的匹配机理以及部件共同工作展开研究,在理论研究基础上分析了单个可调几何部件对发动机性能的影响。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,可调几何部件对变循环发动机性能的影响等方面,而对于带FLADE自适应循环复杂构型典型工况模式选取研究还不够深入。基于此考虑,本文在对该构型原理简析的基础上引入了3外涵以及单+第三外涵数学模型,在简化可调几何部件规律的情况下对该构型典型工况两种工作模式的节流计算结果进行了分析,基于数值仿真结果,为典型工况模式选择方案提供参考。

## 1 自适应循环发动机结构与原理

相较于带CDFS的双外涵变循环发动机,自适应循环发动机又在其基础上增加了一个第三外涵道,即FLADE涵道。第三外涵的存在能够更好地实现发动机与进气道的流量匹配,可以在保证进气道进口流量基本不变的情况下实现等流量节流,避免进气道产生过多的溢流阻力。而增加的FLADE风扇是连接风扇外围的一圈短叶片,该叶片可以自动调整角度实现第三外涵的开闭,其结构可见文献[16]。

带FLADE风扇的典型ACE结构以及截面编号如图1所示,核心机驱动风扇级与高压压气机由高压涡轮驱动,FLADE风扇以及前风扇由低压涡轮驱动。该构型发动机具有3个外涵道,FLADE涵道气流单独流入外层喷管,第一外涵道(CDFS涵道)与第二外涵道气流在前可变面积涵道引射器(Forward variable area bypass injector, FVABI)处掺混,FVABI相当于一个可变面积的混合器。3个外涵道的存在相应地产生外涵分流比,发动机由内向外各涵分流比分别为各涵道气流流量与高压压气机、CDFS以及风扇进口流量之比,简记为 $BPR_1$ 、 $BPR_2$ 、 $BPR_3$ ,总涵道比( $B_{total}$ )为进入所有外涵的气流流量与高压压气机进口流量之比。经推导,总涵道比为

$$B_{total} = BPR_1 + BPR_2(1 + BPR_1) + BPR_3(1 + BPR_2)(1 + BPR_1) \quad (1)$$

各外涵分流比的随机变化,可使发动机工作在不同的模式。当所有外涵分流比都不为0时,发动机工作在M3模式,此时FLADE风扇参与做功;自适应循环发动机工作模式的不同主要在于第二、三

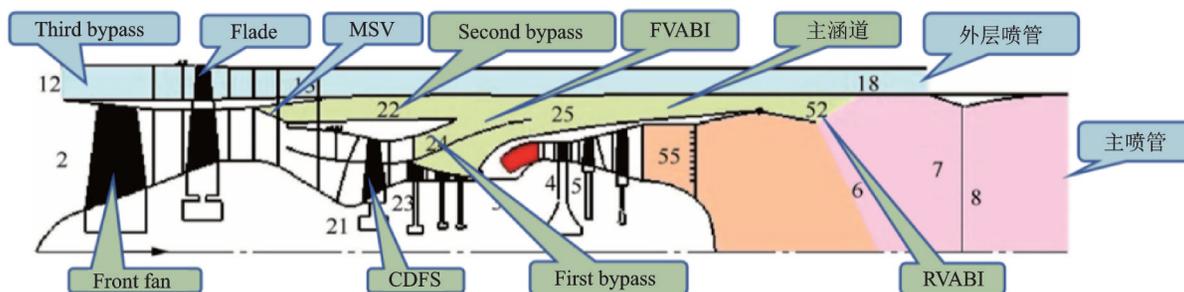


图1 带FLADE的自适应循环发动机基本结构

Fig.1 Basic structure of ACE with FLADE

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 不同工作模式外涵开闭情况及分流比数值

Table 1 Opening and closing situations of the outer bypass and the value of split ratio under different working modes

模式	第一外涵	第二外涵	第三外涵	BPR <sub>1</sub>	BPR <sub>2</sub>	BPR <sub>3</sub>
M1	开启	关闭	关闭	N/A	0	0
M2	开启	开启	关闭	N/A	N/A	0
M13	开启	关闭	开启	N/A	0	N/A
M3	开启	开启	开启	N/A	N/A	N/A

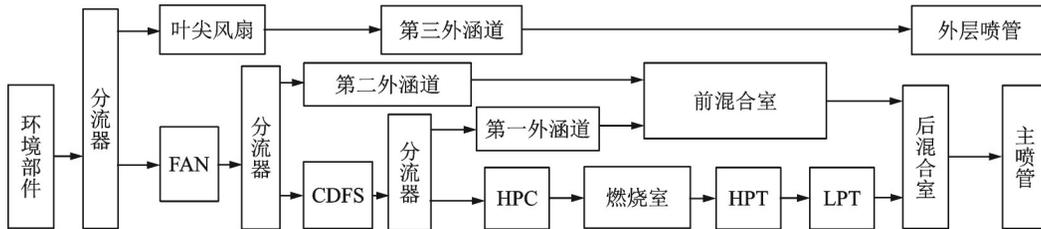


图2 MATLAB/Simulink平台自适应循环发动机模块化结构简图

Fig.2 Modular structure diagram of ACE on MATLAB/Simulink platform

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,每增加一个压缩部件随之产生一个迭代变量且各外涵分流比需要初估,因此所建M3模型需要给出12个初估值作为迭代变量,分别为Rline\_FLADE、Rline\_FAN、Rline\_CDFS、Rline\_HPC、高低压涡轮落压比, BPR<sub>1</sub>、BPR<sub>2</sub>、BPR<sub>3</sub>、高低压轴转速(N<sub>2</sub>和N<sub>1</sub>)以及发动机进口流量。其中Rline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。为确保初估值的正确性,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,流量残差可表示为上游部件出口截面的压气机进口流量与通过特性图插值计算求得的流量之差。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

$$\frac{W_{12in} - W_{12map}}{W_{12in}} = \epsilon_1 \quad (2)$$

式中:W<sub>12in</sub>为FLADE风扇进口流量,W<sub>12map</sub>为FLADE风扇特性图插值计算所得流量,ε<sub>1</sub>为第一次残差变量。

(2) 风扇进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{2in} - W_{2map}}{W_{2in}} = \epsilon_2 \quad (3)$$

式中:W<sub>2in</sub>为风扇进口流量,W<sub>2map</sub>为风扇特性图插值计算所得流量,ε<sub>2</sub>为第二次残差变量。

## 2 自适应循环发动机性能模型

### 2.1 M3模式数学模型

在MATLAB/Simulink平台上建立了自适应循环发动机的部件级模型,每个部件相当于一个“黑匣子”,其内部由基本的气动热力学方程及经验公式组成,并且各部件特性以数表方式进行表示。部件的进、出口截面气动状态由流量、总温及总压确定,根据发动机结构,对各个部件进行合理的气路连接便构成了整机数学模型,如图2所示。

(3) CDFS进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{21in} - W_{21map}}{W_{21in}} = \epsilon_3 \quad (4)$$

式中:W<sub>21in</sub>为CDFS进口流量,W<sub>21map</sub>为CDFS特性图插值计算所得流量,ε<sub>3</sub>为第三次残差变量。

(4) HPC进口流量与特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{23in} - W_{23map}}{W_{23in}} = \epsilon_4 \quad (5)$$

式中:W<sub>23in</sub>为HPC进口流量,W<sub>23map</sub>为HPC特性图插值计算所得流量,ε<sub>4</sub>为第四次残差变量。

(5) 高压涡轮进口流量与涡轮特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{4in} - W_{4map}}{W_{4in}} = \epsilon_5 \quad (6)$$

式中:W<sub>4in</sub>为高压涡轮进口流量,W<sub>4map</sub>为涡轮特性图插值计算所得流量,ε<sub>5</sub>为第五次残差变量。

(6) 低压涡轮进口流量与涡轮特性图插值流量残差方程

$$\frac{W_{5in} - W_{5map}}{W_{5in}} = \epsilon_6 \quad (7)$$

式中:W<sub>5in</sub>为低压涡轮进口流量,W<sub>5map</sub>为涡轮特性图插值计算所得流量,ε<sub>6</sub>为第六次残差变量。

(7) 高压转子扭矩平衡方程

$$T_{HPT} - T_{HPC} - T_{CDFS} - J_H \frac{d\omega_H}{dt} = \epsilon_7 \quad (8)$$

式中:T<sub>HPT</sub>、T<sub>HPC</sub>、T<sub>CDFS</sub>分别为高压涡轮提供的扭矩以及与涡轮同轴的高压压气机和核心机驱动风

扇级消耗的扭矩,  $J_H$  为高压转子转动惯量,  $\omega_H$  为高压转子旋转角速度为,  $\epsilon_7$  为第七次残差变量。若转子功率动态项  $J_H \frac{d\omega_H}{dt} = 0$  时, 则此式衍变成稳态扭矩平衡方程, 可用作发动机稳态性能计算的约束条件。

(8) 低压转子扭矩平衡方程

$$T_{LPT} - T_{FAN} - T_{FLADE} - J_L \frac{d\omega_L}{dt} = \epsilon_8 \quad (9)$$

式中:  $T_{LPT}$ 、 $T_{FAN}$ 、 $T_{FLADE}$  分别为低压涡轮提供的扭矩以及与涡轮同轴的风扇和 FLADE 风扇消耗的扭矩,  $J_L$  为低压转子转动惯量,  $\omega_L$  为低压转子旋转角速度,  $\epsilon_8$  为第八次残差变量。

(9) FVABI 进口静压平衡方程

$$\frac{p_{s22} - p_{s24}}{p_{s22}} = \epsilon_9 \quad (10)$$

式中:  $p_{s22}$  为风扇外涵(副外涵)出口静压,  $p_{s24}$  为 CDFS 出口静压,  $\epsilon_9$  为第九次残差变量。

(10) RVABI 进口静压平衡方程

$$\frac{p_{s52} - p_{s6}}{p_{s52}} = \epsilon_{10} \quad (11)$$

式中:  $p_{s52}$  为主涵道出口静压,  $p_{s6}$  为核心机出口静压,  $\epsilon_{10}$  为第十次残差变量。

(11) 主喷管进出口流量残差方程

$$\frac{W_{6in} - W_{out}}{W_{6in}} = \epsilon_{11} \quad (12)$$

式中:  $W_{6in}$  为主喷管进口流量,  $W_{out}$  为主喷管出口计算流量,  $\epsilon_{11}$  为第十一次残差变量。

(12) 外层喷管进出口流量残差方程

$$\frac{W_{18in} - W_{out}}{W_{18in}} = \epsilon_{12} \quad (13)$$

式中:  $W_{18in}$  为外层喷管进口流量,  $W_{out}$  为外层喷管出口计算流量,  $\epsilon_{12}$  为第十二次残差变量。

结合式(2~13)便可构成 12 元非线性方程组, 其中残差变量  $\epsilon$  是所选取的初估值的函数, 当残差变量  $\epsilon_n < 1 \times 10^{-5}$  时 ( $n=1, 2, \dots, 12$ ) 可认定模型收敛。如果残差不满足收敛要求, 则求解非线性方程组, 得到初估变量的修正量, 将修正后的变量作为新的初估值重新计算并比较误差, 直至残差小于误差限。采用牛顿-拉弗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。

### 2.2 M13 模式数学模型

由于增加的第三外涵使得 ACE 在双外涵变循环发动机 M1 和 M2 模式的基础上增加了两种工作模式, 即 M13 和 M3, 且无论是变循环发动机的 M1 和 M2 还是 ACE 的 M13 和 M3, 两种模式的转换主要由中间模式选择活门控制, 因此仅对 ACE 的 M13 模式数学模型及节流特性进行对比分析。

该构型 M13 模式是 M3 模式的特殊状态, 两种模式的主要区别在于 CDFS 涵道气流与第二外涵气流是否在 FVABI 处掺混。在 M3 模式下, 需满足第一外涵与第二外涵出口气流在 FVABI 处的静压平衡条件, 而 M13 模式不需要此条件。在 M3 性能模型的基础上, 使迭代变量  $BPR_2$  不参与迭代求解, 此时迭代变量与残差变量个数不同, 为了使共同工作方程组封闭, 则作为残差变量的  $\epsilon_9$  相应减少, 由此 M13 整机匹配模型可描述为 11 元非线性方程组。

当  $BPR_2=0$  时, 此时性能模型为 M13 模式(图 3), 第二外涵没有气流通过, 不考虑 FVABI 处的静压掺混问题只考虑 CDFS 涵道总压损失, CDFS 涵道气流经主外涵直接与低压涡轮出口燃气在后可变面积涵道引射器混合, 未开加力的燃气随后流入主喷管产生推力。

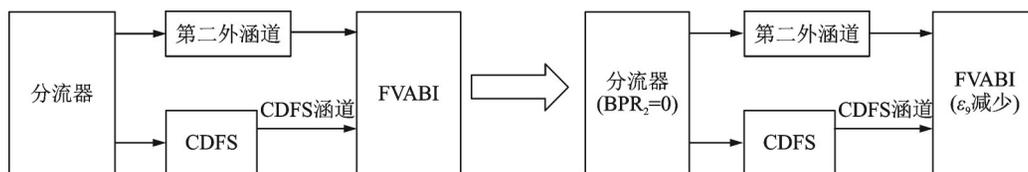


图 3 3 外涵模式转化单+第三外涵模式模块化部分简图

Fig.3 Simplified diagram of the modular part of the M3 to M13

### 2.3 控制规律与可调几何部件

两种模式下给定发动机节流过程控制规律, 保持外层喷管喉道面积为常数以及油气比(Fuel air ratio, FAR)可变的方式。

以 M3 模式地面工况作为设计点进行求解, 令设计点导叶角度为  $0^\circ$ , 导叶角度大于零或小于零分别表示流量大于设计点状态和小于设计点状态。

考虑 FLADE 风扇可调静子导叶、CDFS 导叶、低压涡轮导向器、前后 VABI 调节机构、主喷管以及外层喷管调节机构这 7 个可调几何进行性能分析, 其不同模式下的可调几何值如表 2 所示。为了使性能对比不受影响, 两种模式下采用固定几何计算且在同一种工作模式不同工况下可调几何部件值一致。分别模拟了该构型地面、亚声速巡航和超声

速巡航3种典型工况两种不同工作模式下的节流特性,如表3所示。

表2 自适应循环发动机两种模式下可调几何部件值  
Table 2 Variable geometry component values in two working modes of adaptive cycle engine

变几何部件	M3	M13
FLADE导叶角度/(°)	0	0
CDFS导叶角度/(°)	0	9
低压涡轮导向器角度/(°)	0	7
FVABI外涵面积/m <sup>2</sup>	0.055 46	0
RVABI总面积/m <sup>2</sup>	0.817	0.800 9
主喷管喉部面积/m <sup>2</sup>	0.708 5	0.707 7
外层喷管喉部面积/m <sup>2</sup>	0.265 4	0.265 4

表3 自适应循环发动机典型工况节流过程控制规律  
Table 3 Control law of throttling process in typical operating conditions of adaptive cycle engine

参数	地面工况	亚声巡航工况	超声巡航工况
高度/m	0	11 000	11 000
马赫数 $Ma$	0	0.8	1.5
控制因素	FAR	FAR	FAR
外层喷管喉部面积	constant		
起始FAR	0.036	0.036	0.036
终止FAR	0.032	0.032	0.032
排气状态	分开排气	分开排气	分开排气
加力状态	不加力	不加力	不加力

### 3 节流特性计算结果分析

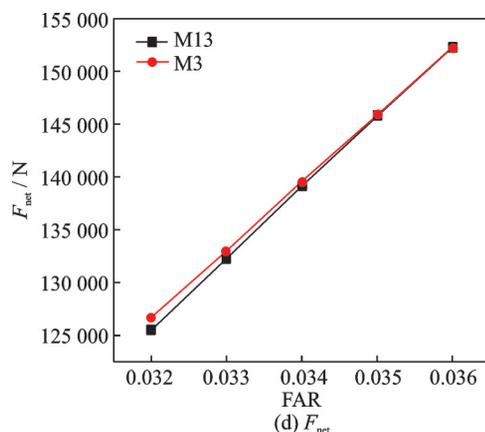
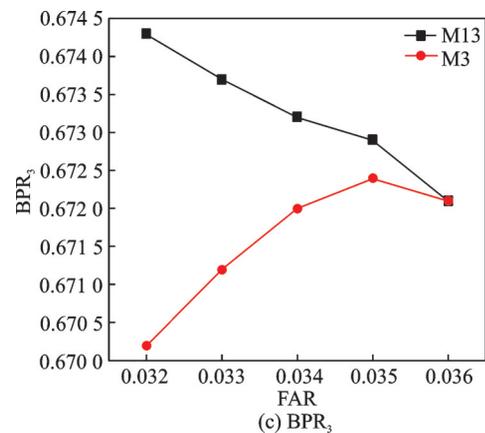
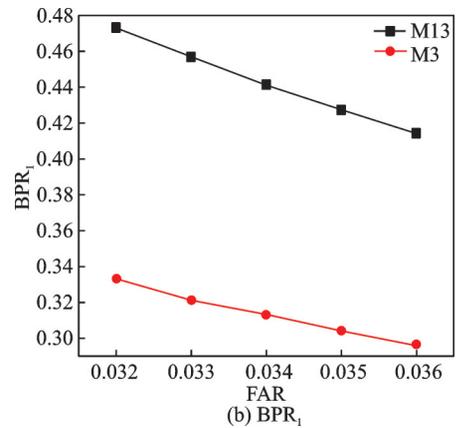
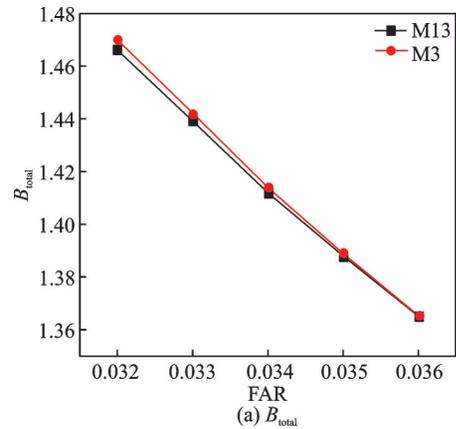
#### 3.1 地面工况

本节实验模拟条件为:高度 $H=0$  m,飞行马赫数 $Ma=0$ ,地面静温 $T_s=288.15$  K,环境大气静压 $p_s=101\ 325$  Pa。在地面工况,两种模式节流过程各外涵分流比如图4所示。其中: $F_{net}$ 为净推力,SFC为单位燃油消耗率(简称耗油率),SMavail为喘振裕度。由M3和M13模式对比可以看出,当打开第二外涵的情况下,此时总涵道比最大,并且可以带来耗油率下降的收益图4(a, e);同时由图4(e)可以看出,在较低FAR下M3模式的单位燃油消耗率相较于M13模式的单位燃油消耗率相差更多,性能收益更显著。

M13模式第二外涵关闭,是第三外涵分流比最大的模式,且 $BPR_3$ 随油气比的降低变化趋势不尽相同,在高油气比下趋势相同,低油气比下则相反,(图4(c))。

比较M13与M3两种工作模式,可分析 $BPR_2$ 对ACE性能的影响。在关闭第二外涵的情况下,发动机的总涵道比减少但进入燃气发生器的气流

增多,一方面使得风扇外涵的气流流通能力减弱,风扇喘振裕度降低;同时迫使更多气流流入CDFS,CDFS的出口背压减少,因而压比减少,CDFS工作点向远离喘振边界方向偏移,其稳定裕度上升(图4(f));另一方面两者的共同影响可能导



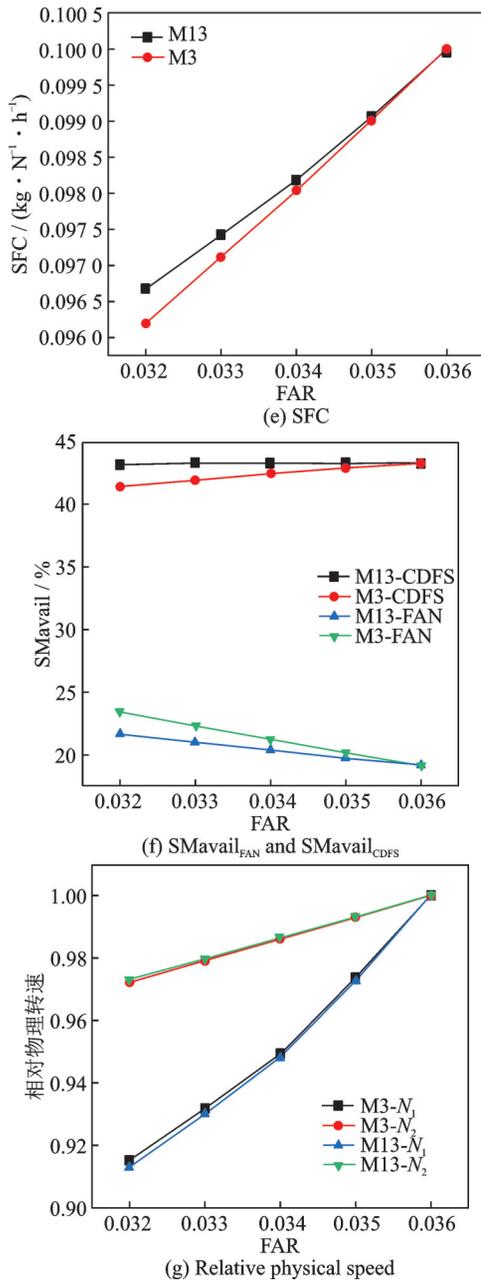


图4 地面工况节流过程两种模式主要参数变化

Fig.4 Main parameter changes of the two modes of throttling process under ground conditions

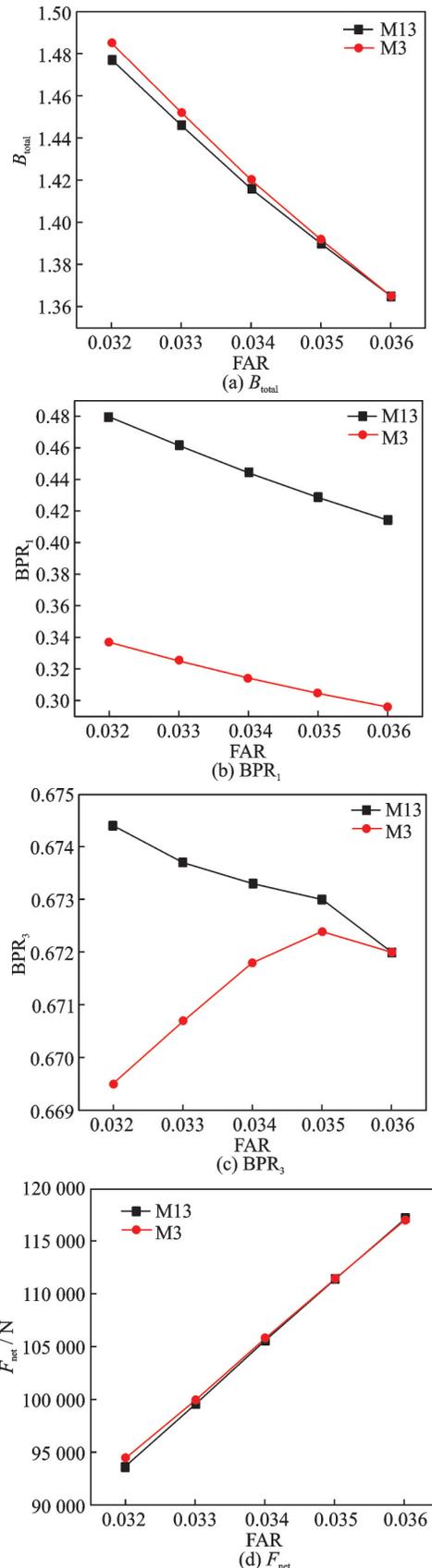
致发动机两种模式在不同转速下推力不同,在低 FAR 下(也即低转速下,图 4(g))M3 模式推力更大,而在高转速下 M13 模式反而更显优势。基于此特征,两种模式在某一状态必存在交叉点,也即等推力点(图 4(d))。为了使数据更加直观,以 FAR 等于 0.035 为例进行分析,两种模式下在此状态的推力分别为 145.8 和 145.9 kN,增加了 0.1 kN。

综上两种模式下的对比情况,飞机在地面起飞时,若发动机仅工作在此两种模式,在高转速大功率时可以采取开启 FLADE 导叶,关闭 MSV 的方案起飞,即 M13 模式起飞。由于该工况下为零飞行速度,推进效率为零,并未表示出推进效率随油气比的变化情况。

### 3.2 亚声巡航工况

本节实验模拟条件为:  $H=11\ 000\text{ m}$ ,  $Ma=0.8$ 。亚声巡航工况各外涵分流比、净推力以及耗油率等性能参数变化情况如图 5 所示。

相对地面起飞等大状态,此工况下两种模式净推力都有所下降,见图 5(d)。由于亚声巡航工况飞



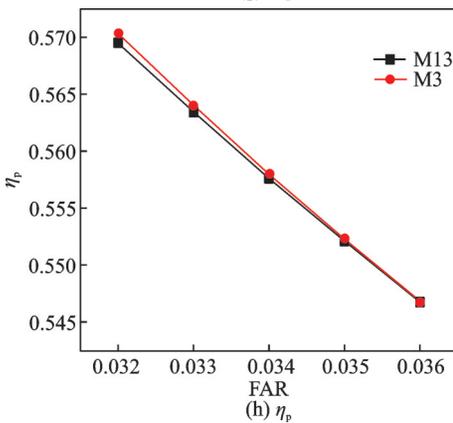
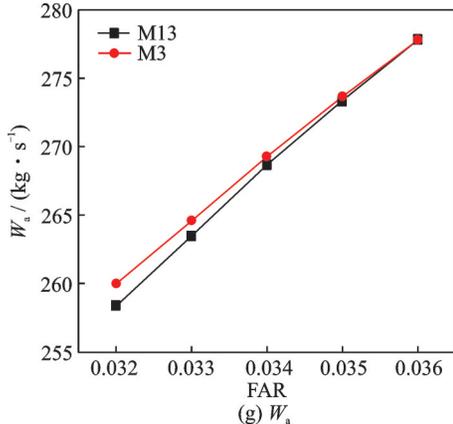
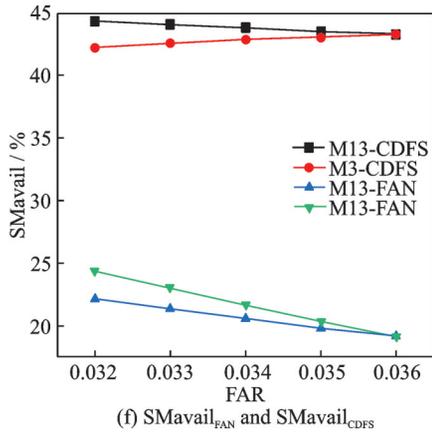
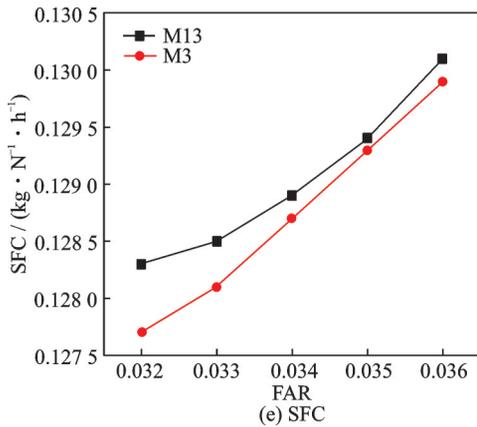


图5 亚声速巡航工况节流过程两种模式主要参数变化  
Fig.5 Main parameter changes of the two modes of throttling process under subsonic cruising conditions

机并不要求过大的推力,并且随着飞机的持续飞行其重量也会减轻,降低飞行耗油率是重中之重,应选取耗油率占优势的M3模式,见图5(e);此外,由

图5(g)总空气流量  $W_a$  的变化可以看出,在第二外涵开启的情况下该构型可以流入更多的空气流,进而使其总涵道比增加。

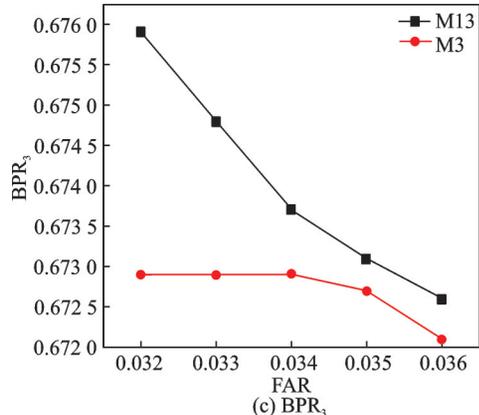
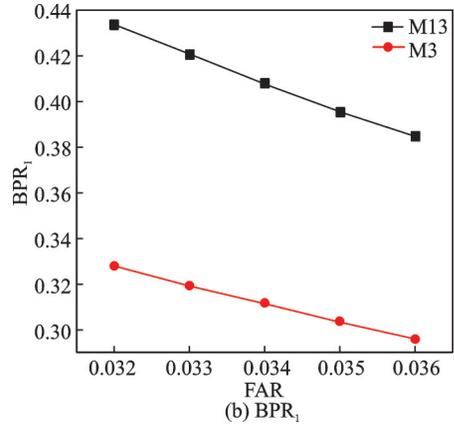
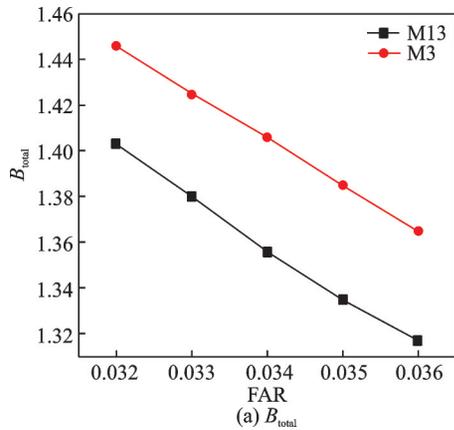
同时第二外涵的开闭影响了  $BPR_1$  与  $BPR_3$  数值的分配。M13模式  $BPR_1$  和  $BPR_3$  较大且随着发动机进一步节流两种模式各外涵分流比差值增大,该工况变化情况与地面工况类似。

综上两种模式在亚声巡航工况的对比情况,当ACE以M13模式起飞爬升至亚声巡航工况时可打开MSV切换至M3模式进一步增大总涵道比(图5(a))提高推进效率  $\eta_p$ (图5(h))以保证推力和安装性能需求前提下大幅降低耗油率。

### 3.3 超声巡航工况

本节实验模拟条件为:  $H=11\ 000\ m$ ,  $Ma=1.5$ 。超声巡航工况涵道比的变化、净推力以及耗油率等主要参数的变化趋势如图6所示。

在超声巡航工况,该构型推进效率相较于亚声



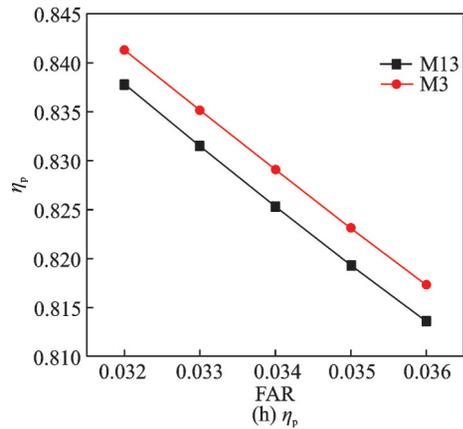
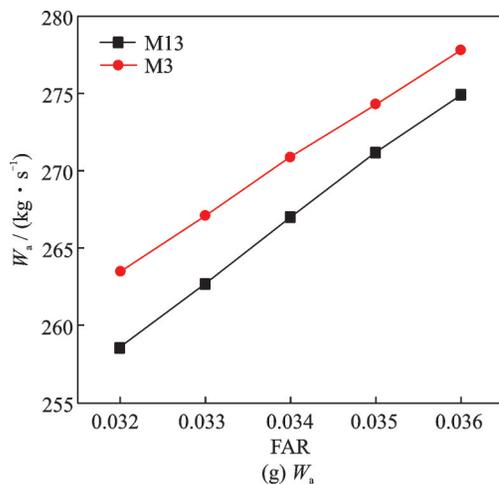
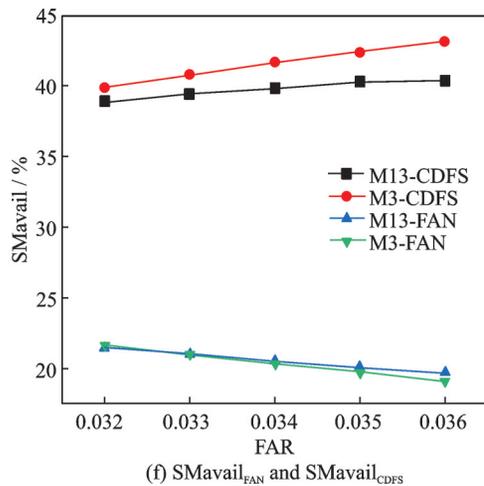
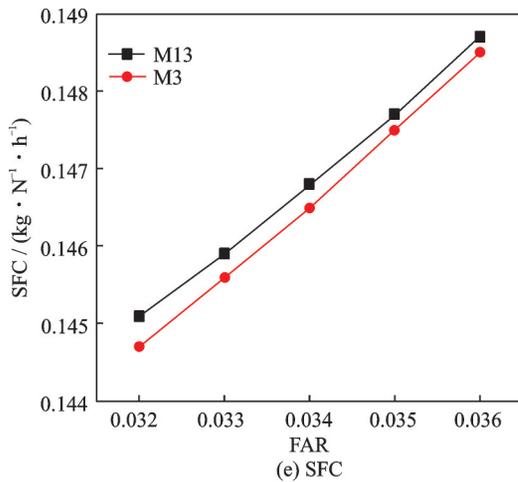
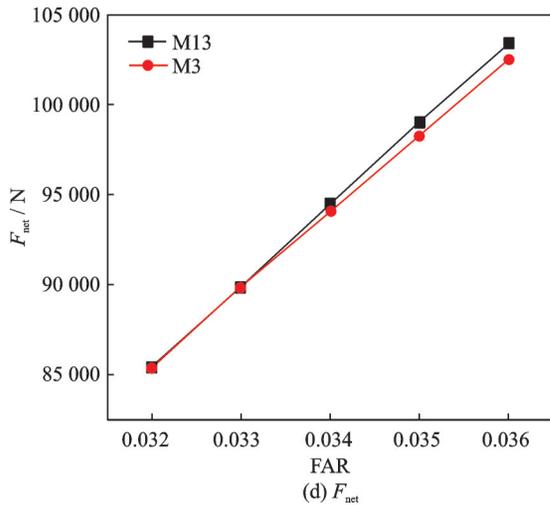


图 6 超声速巡航工况节流过程两种模式主要参数变化  
Fig.6 Main parameter changes of the two modes of throttling process under supersonic cruising conditions

速巡航工况有所增高,见图 6(h)。第三外涵分流比在两种模式下随 FAR 的降低都呈上升趋势,这与前两种工况不同。

基于单位燃油消耗率与总效率的关系可表示为

$$SFC = \frac{3600c_0}{LHV \times \eta_0} = \frac{3600a_0 \times Ma_0}{LHV \times \eta_t \times \eta_p} \quad (14)$$

式中: $a_0$ 为飞行条件下的声速, $Ma_0$ 为飞行马赫数,LHV 为燃料低热值, $\eta_0$ 、 $\eta_t$ 、 $\eta_p$ 分别为发动机总效率、热效率以及推进效率。

在一定飞行速度下,发动机单位燃油消耗率与推进效率和热效率的乘积成反比,热效率与推进效率相互制约。由于 M3 与 M13 模式相比 SFC 较低(图 6(e)),但推进效率较高(图 6(h)),因此结合式(14)可推测 M13 模式热效率较高;超声巡航与亚声巡航不同,此时飞机对于推力以及耗油率需求并重,由于在此工况下推进效率已经很高,因此可关闭 MSV 使该构型在不损失热效率以及耗油率基本能满足需求的情况下(图 6(e))仍能以较高的推力工作,见图 6(d)。

## 4 结 论

通过对一种带 FLADE 风扇的自适应循环发动机进行研究,建立了 ACE 3 外涵性能仿真模型;通过减少迭代变量与残差变量的思路,即减少共同工作方程组的个数,使其在 M3 模型基础上转换为 M13 模型,同时开展了两种模式典型工况节流特性计算与分析,并得出以下结论:

(1)无论 ACE 工作在何种工况,调大第二外涵分流比均可降低发动机的耗油率。

(2)经 M13 与 M3 对比可知,在地面工况 M13 模式第三外涵分流比最大且耗油率较低的 M3 模式总涵道比最大。M13 与 M3 在不同转速下推力

不尽相同,在高转速下M13模式较大而在低转速下M3模式推力较大,因此在地面高转速需要大推力的情况下可开启FLADE导叶,关闭MSV以及增加燃油流量使发动机工作在M13模式起飞。

(3)当飞机爬升至亚声速巡航工况时,由于此时追求燃油经济型,可在M13基础上开启MSV采取耗油率占优势的M3模式工作;在超声速巡航阶段,推进效率较高,发动机应在不损失热效率以及耗油率基本能满足需求的情况下仍以较高的推力工作。

(4)在后续的研究中,可结合自适应循环发动机另外两种模式联合计算以实现典型工况不同工作模式下的性能寻优。

#### 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.  
XU Zhenhao. Variable cycle engine: Power for the sixth generation fighter[J]. Weapon Knowledge, 2020(9): 28-31.
- [2] JOHNSON J. Variable cycle engine developments[J]. Developments in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems, 1995, 1: 165.
- [3] ALLAN R. General electric company variable cycle engine technology demonstrator programs[C]//Proceedings of the 15th Joint Propulsion Conference. [S.l.]:[s.n.], 1979: 1311.
- [4] PRZYBYLKO S, ROCK S. Evaluation of a multivariable control design on a variable cycle engine simulation [C] //Proceedings of the 18th Joint Propulsion Conference. Cleveland: [s.n.], 2006: 1077.
- [5] VDOVIK J W, KNOTT P R, EBACKER J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. [S.l.]: Find Repomt General Electric Co, 1981.
- [6] PATEL H R. Parametric cycle analysis of adaptive cycle engine[D]. [S.l.]: University of Texas Artington, 2016.
- [7] 李斌,赵成伟.变循环与自适应循环发动机技术发展[J].航空制造技术,2014(20):76-79.  
LI Bin, ZHAO Chengwei. Development of variable cycle and adaptive cycle engine technology[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2014(20): 76-79.
- [8] 孙明霞,梁春华,索德军,等.美国第6代战斗机发动机进展分析[J].航空发动机,2021,47(3):1-7.  
SUN Mingxia, LIANG Chunhua, SUO Dejun, et al. Analysis of the development of 6th generation fighter engines in the United States[J]. Aviation Engine, 2021,47(3): 1-7.
- [9] 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.  
CHEN Min, ZHANG Jiyuan, TANG Hailong, et al. Discussion on the overall design technology of adaptive cycle engines[J]. Journal of Aerodynamics, 2022, 37(10): 2046-2058.
- [10] 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.  
ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Research on variable geometric characteristics of dual externally variable cycle engines[J]. Journal of Aeronautics, 2014,35(8): 2126-2135.
- [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.  
ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, ZHOU Hong. Characteristic analysis of mode conversion process of FLADE variable cycle engine[J]. Propulsion Technology, 2018,39(1): 14-22.
- [12] 王城浩,周文祥,高阁,等.一种自适应循环发动机构型建模及其模式切换仿真[C]//第六届空天动力联合会会议论文集,成都:[s.n.],2022:301-314.  
WANG Chenghao, ZHOU Wenxiang, GAO Ge, et al. Modeling and mode switching simulation of an adaptive cycle engine configuration[C]//Proceedings of the 6th Aerospace Power Joint Conference. Chengdu: [s.n.], 2022: 301-314.
- [13] ZHENG J, CHEN M, TANG H. Matching mechanism analysis on an adaptive cycle engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 706-718.
- [14] ZHENG J, TANG H, CHEN M, et al. Equilibrium running principle analysis on an adaptive cycle engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 132: 393-409.
- [15] LYU Y, TANG H, CHEN M. A study on combined variable geometries regulation of adaptive cycle engine during throttling[J]. Applied Sciences, 2016, 6(12): 374.
- [16] 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: U.S. Patent 7,758,303[P]. 2010-07-20.

(编辑:夏道家)