

自适应循环发动机快速推力变化过渡过程性能初步研究^{*}

蒋勇睿¹, 徐义皓^{1,2}, 张纪元³, 董学智¹, 郑俊超^{1,2}, 陈敏²

(1. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191)

摘要: 自适应循环发动机是基于变循环发动机设计理念基础并充分考虑飞发一体化设计、热管理等综合性能的面向未来飞行平台的先进动力装置, 可通过诸多可调机构实现发动机涵道比、增压比、流量以及工作模式的灵活改变, 从而适应不同飞行任务的复杂任务剖面需求, 获得更大飞行包线内的性能优化。本文基于自适应循环发动机的性能计算仿真模型, 在相关研究基础上结合模式转换和加减速过程实现快速推力变化过程, 根据模式转换与加减速控制规律设计, 开展典型算例下的快速推力变化过渡过程性能分析并验证其控制规律设计方法可行性, 在亚声速巡航工况下, 发动机在以M3模式叶尖风扇最小角度状态下, 低压转子相对物理转速从0.6加速至1.0, 最大可使终止推力增大32.4%, 相较于单一模式加减速过渡过程, 推力变化范围更宽, 加速时间更短, 转速变化范围更小。

关键词: 自适应循环发动机; 过渡态; 快速推力变化; 控制规律; 模式转换

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 06-2307012-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2307012

1 引言

自适应循环发动机(Adaptive Cycle Engine, ACE)是基于变循环发动机设计理念基础并充分考虑飞/发一体化设计、热管理等综合性能的面向未来飞行平台的先进动力装置。作为目前航空强国竞相追逐的未来动力战略技术高地, 自适应变循环发动机可通过诸多可调机构灵活改变发动机涵道比、增压比、流量以及工作模式从而适应复杂任务剖面需求以获得更大飞行包线内的综合性能优化^[1-3]。上升到更高层次, 自适应循环是通过增加发动机的自由度, 使其在面对更宽广更复杂的任务剖面时能够让部件工作点处于优势区域, 从而自动适应飞行器多样任务和外界环境需求的一种设计理念与控制方法^[4-6]。自适应循环发动机不拘泥于某一具体构型, 而是针对任务需求及技术水平, 综合权衡收益和代价所得出的最

佳循环构型。可以说, 从提升发动机自由度的变循环发动机到自动适应任务需求的自适应循环发动机是设计理念与控制方法的革新。

自适应循环发动机沿袭变循环发动机特征, 具备可调机构的多样性, 可以大幅提升发动机自由度, 但也导致其控制规律设计的复杂化和难度大大加深^[7-8], 而且构型充分与任务需求结合, 必须深入考虑飞机/发动机综合性能, 这使得自适应循环发动机在性能匹配和控制设计上面临了诸多新的挑战 and 瓶颈: 更多工作模式带来控制约束增多、发动机在工作模式转换时部件工作状态剧烈变化、控制输入参数与被控参数大幅度增多、飞行包线大范围增加^[9-11]等影响, 导致传统航空发动机控制规律方法难以支撑自适应循环发动机面对不同任务需求时有效发挥其性能优势, 也难以匹配自适应循环发动机过渡过程总体性能分析需求与控制规律设计要求^[12]。如何实

^{*} 收稿日期: 2023-07-01; 修订日期: 2023-11-22。

基金项目: 国家自然科学基金(51206005; 51776010)。

作者简介: 蒋勇睿, 博士生, 研究领域为航空发动机总体性能。

通讯作者: 郑俊超, 博士, 助理研究员, 研究领域为航空发动机总体性能。E-mail: zhengjunchao@mail.tsinghua.edu.cn

引用格式: 蒋勇睿, 徐义皓, 张纪元, 等. 自适应循环发动机快速推力变化过渡过程性能初步研究[J]. 推进技术, 2024, 45(6): 2307012. (JIANG Y R, XU Y H, ZHANG J Y, et al. Preliminary performance research of rapid thrust change transient process on an adaptive cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(6): 2307012.)

现自适应循环发动机工作模式转换与加减速过程的控制规律设计及总体性能分析成为发展自适应循环发动机必须攻克的技术难题。此外,自适应循环发动机在设计之初就充分考虑未来更加苛刻的任务需求和综合性能收益,譬如美国空军提出的“穿透型制空”概念更多强调飞机综合性能^[13]:既要具备足够大的作战半径和有效载荷,同时还应具备超声速巡航能力和高机动性,以应对突发局部空战。这就要求其动力适应能力更高,状态变化更快,响应时间更短,传统的加减速过程恐难有更多提升空间和性能裕度。如何实现状态和推力快速变化,这一面向未来先进平台的性能需求已成为自适应循环发动机挖掘更多性能潜力的机遇和挑战,也是自适应循环发动机性能研究不断推进后亟需探索的研究深水区^[14-15]。

目前国内外针对自适应循环发动机总体性能与控制规律设计已有一定研究:仇小杰等^[16]基于变循环发动机自适应模型建立分析冗余逻辑策略,通过动态自适应计算有效提高传感器故障诊断的可靠性与分析冗余的准确性;胡忠志等^[17]构建三涵道分排变循环发动机模型,基于入口溢出阻力数据研究了发动机安装性能的自适应控制问题;陈尚晰等^[18]提出了一种基于数据驱动的自适应控制算法,提升了自适应变循环发动机闭环控制系统的动态性能;Aygun 等^[19]搭建了一种自适应循环发动机计算仿真模型,基于遗传算法对设计参数进行了优化设计;北京航空航天大学的唐海龙、陈敏等基于自适应循环发动机性能仿真模型针对部件优化^[20-21]、性能分析^[22-26]、控制方案^[27-28]等开展了相关研究。目前针对叶尖风扇三外涵自适应循环发机构型的加减速、模式转换过渡过程^[29]有了一定的研究,但综合自适应循环发动机加减速过程与模式转换过程开展深入的控制规律设计与性能分析的研究较少。

因此,本文基于适用于叶尖风扇三外涵自适应循环发机构型的性能计算仿真模型,结合以往研究的单一模式加减速与模式切换过渡过程,提出了以实现快速推力变化为目标的新过渡过程,并就其控制规律设计方法做了一定的探索和研究,开展分阶段模式转换与加减速控制规律设计,基于性能仿真模型开展了验证与性能分析。

2 自适应循环发动机工作原理及过渡态性能模型

2.1 自适应循环发动机工作原理

叶尖风扇三外涵自适应循环发动机在诸多文献

中已有基本介绍,本文重点介绍其三个外涵道和相关可调部件:由核心机驱动风扇出口进入外涵的气流通道为第一外涵道;由风扇出口进入外涵的气流通道为第二外涵道;叶尖风扇的气流进入的通道为第三外涵道^[30-31]。该构型主要部件(如图 1 及表 1 所示)如下:

- (1) 压缩部件:风扇、叶尖风扇、核心机驱动风扇、高压压气机;
- (2) 外涵道:第一外涵、第二外涵、第三外涵;
- (3) 可变涵道引射器:前可变涵道引射器、后可变涵道引射器;
- (4) 涡轮部件:高压涡轮、低压涡轮;
- (5) 喷管部件:主喷管、外涵喷管;
- (6) 燃烧部件:主燃烧室、加力燃烧室。

相比于常规涡扇发动机,叶尖风扇三外涵自适应循环发动机引入更多具有新颖技术特征的部件,这使得该构型可调几何更加复杂且多样。通过协调控制各个外涵道的工作状态,三外涵自适应循环发动机可以实现四种工作模式,如表 2 所示。

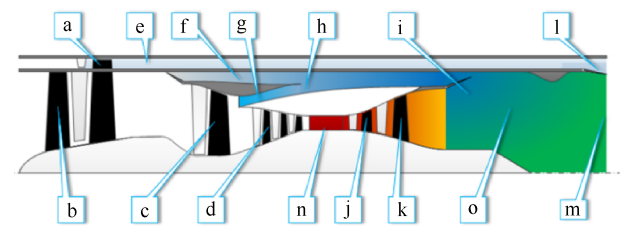


Fig. 1 Schematic diagram of main components of adaptive cycle engine with three outer culvert and tip fan

Table 1 Main components of adaptive cycle engine with three outer culvert and tip fan		
Component	Legend	Name
Compression	a	Fan on blade
	b	Fan
	c	Core driven fan stage
	d	High pressure compressor
Bypass	e	Third bypass
	f	Second bypass
	g	First bypass
Variable area bypass injector	h	Front variable area bypass injector
	i	Rear variable area bypass injector
Turbine	j	High pressure turbine
	k	Low pressure turbine
Nozzle	l	Bypass nozzle
	m	Main nozzle
Combustor	n	Main chamber
	o	Afterburner

Table 2 Four working modes of adaptive cycle engines

Mode	First bypass	Second bypass	Third bypass
M1	Open	Close	Close
M13	Open	Close	Open
M2	Open	Open	Close
M3	Open	Open	Open

2.2 自适应循环发动机过渡态性能模型

自适应循环发动机总体性能模型以部件法为主要建模思想,基于通用部件特性和共同工作条件构建相关部件非线性平衡方程组,给定控制规律求解工作点状态。与常规涡扇发动机相比,该构型的自适应循环发动机过渡态模型需要考虑四种工作模式,所需求解的非线性方程组更多,可调机构的多样导致控制输入参数更加复杂。总体性能计算的流程如图 2 所示,首先通过对于通用部件特性的耦合进行设计点计算,给定发动机的控制规律进行非设计点计算,包括稳态性能模型计算与过渡态性能模型计算,本质是求解由发动机平衡方程衍生的非线性残量方程组。详见文献[29]。

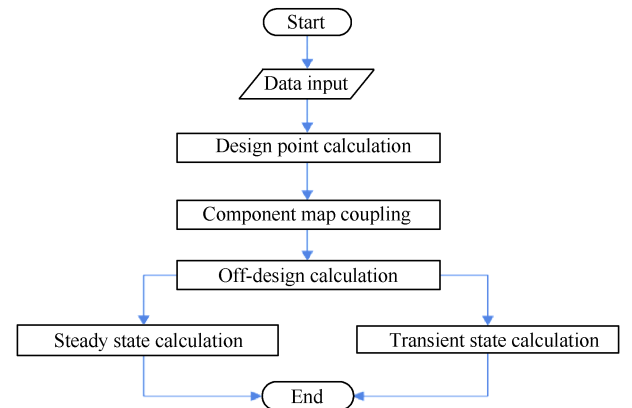


Fig. 2 Calculation process of the simulation model

过渡过程的计算可以使用准稳态计算,即使用转子方程代替稳态性能计算中的功率平衡方程^[4]。过渡态性能模型计算的流程如图 3 所示,单一模式加速减速过渡过程性能研究见于文献[32]。

2.3 自适应循环发动机模式转换过渡过程

在典型任务剖面下,叶尖风扇三外涵自适应循环发动机在不同工况时可工作于不同模式而获得推力或者耗油率的性能受益,由此产生了模式转换这一新过渡过程,见图 4。

对于第三外涵而言,其工作情况由叶尖风扇可调静子导叶控制,该可调几何可连续调整。叶尖风扇可调静子导叶角度调整主要影响发动机低压转子功率平衡与总空气流量。在实际使用中,M1/M2 向

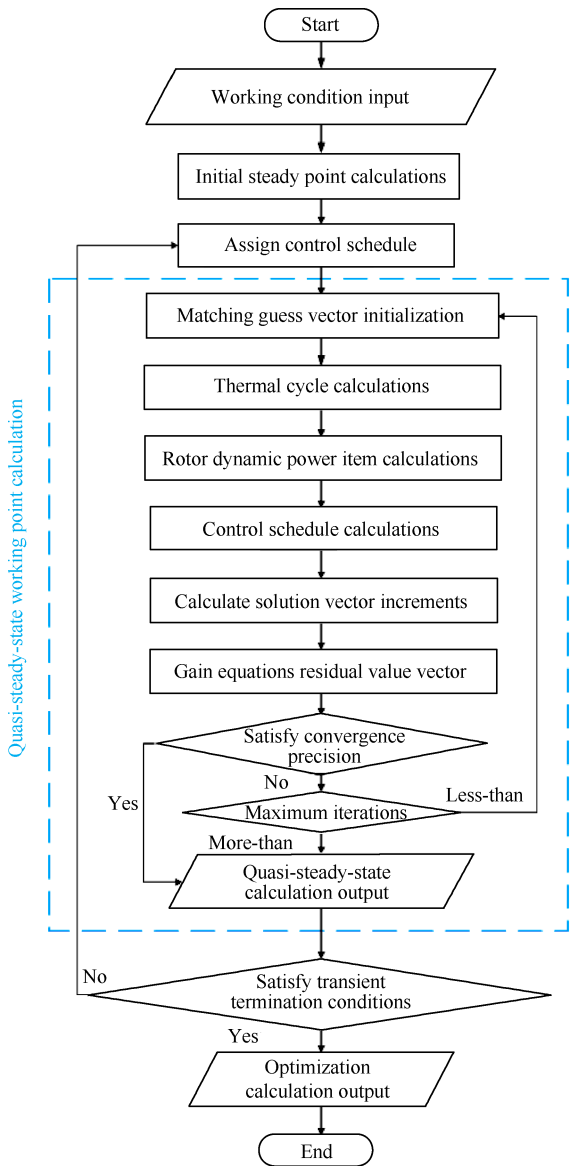


Fig. 3 Transition state performance calculation process

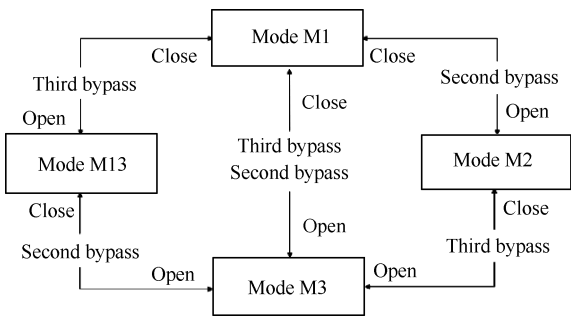


Fig. 4 Schematic diagram of adaptive cycle engine mode switching

M13/M3 模式切换的本质是叶尖风扇可调静子导叶角度不断调整的过程。M1/M2 模式是 M13/M3 模式叶尖风扇可调静子导叶角度最小状态。

但对于第二外涵则不同,第二外涵打开/关闭由

模式选择活门控制,该调节结构不同于可调静子导叶,不可连续变化。第二外涵打开/关闭在整个过渡过程中几乎是瞬间发生的。在第二外涵关闭时,第一外涵气流经过前可变涵道引射器时仅需考虑流道总压损失问题;在第二外涵打开时,第一外涵气流经过前可变涵道引射器时还要考虑与第二外涵气流的掺混问题。可见,第二外涵的打开与关闭对整个发动机影响较大,且存在状态瞬间切换的情况。该构型模式切换过渡过程第二外涵状态切换是最需要研究的问题。

由于该构型研究还处于预研与论证阶段,相关资料与实验数据少,无法真实详细地模拟出实际使用中模式选择活门与前可变涵道引射器的工作情况。本文建立的模式切换过渡过程性能仿真模型是以准稳态为基础,可反应转子动态项变化对性能的影响。但受制于研究现状,此性能仿真模型有如下问题,可能会影响过渡过程性能计算结果的准确性:

(1)未考虑过渡过程部件容积效应;

(2)未考虑模式选择活门关闭时,第二外涵对第一外涵气流的扰动;

(3)无法模拟实际使用中模式选择活门打开的真实过程,仅以瞬间变化来表征,即一个时间步长前后模式选择活门状态切换;

(4)未考虑模式选择活门打开过程中,第二外涵气流与第一外涵气流逐渐掺混的真实过程。

模式切换性能仿真计算参数输入与加减速类似,包括:时间步长、转子动态项、起始转速、可调几何调节规律以及燃油规律。但是模式切换过渡过程性能仿真计算终止条件与加减速过程不同:模式切换以发动机工作状态稳定为终止条件,即用高、低压转速波动低于设定范围;加减速则以达到终止速度为终止条件。更多相关内容可见文献[29]。

3 自适应循环发动机快速推力变化过渡过程控制规律设计及性能研究

目前针对叶尖风扇三外涵自适应循环发动机不同模式之间切换设计思路与过渡过程控制规律设计方法^[29]已经开展了相关研究。本文在此基础上针对该构型具有多个工作模式、多个可调几何的特点,将加减速过程与模式切换结合以实现推力快速变化,并就其控制规律设计方法与性能进行探索与分析。

3.1 快速推力变化过渡过程控制规律设计方法分析

为了更好地描述推力与转速变化情况,定义加/减速过程推力变化率与转速变化率:

$$\text{推力变化率} = \frac{\text{终止状态推力} - \text{初始状态推力}}{\text{初始状态推力}} \times 100\% \quad (1)$$

$$\text{转速变化率} = \frac{\text{终止状态转速} - \text{初始状态转速}}{\text{初始状态转速}} \times 100\% \quad (2)$$

以亚声速巡航典型工况(高度 11 km, $Ma=0.8$)加速过程为例,见表 3,本文涉及可调几何面积变化情况均以初始状态为基准的相对量进行衡量。当以 M2 模式,也是 M3 模式叶尖风扇最小角度状态,从低压转子相对物理转速 0.6(受限于部件特性)加速到 1.0 时,推力变化率为 199%。若相同转速变化率下加速终止到最大叶尖风扇可调静子导叶角度 M3 模式时,推力可上升 275%。相对于不调大叶尖风扇,可以获得 76% 推力提升收益,终止推力增大 25.6%。更进一步,若相同转速变化率下,在加速过程关闭模式选择活门切换到 M13 模式时,推力增长率为 295%。相对于不调整叶尖风扇且不关闭模式选择活门,多了 96% 推力提升收益,终止推力增大 32.2%。可见,若能在加速过程中调大第三外涵分流比,并关闭模式选择活门,加速到相同转速时可以获得更大推力提升,从而实现同转速变化率快速推力增加。

同理,若能在加速过程中调大第三外涵分流比,并关闭模式选择活门,加速到相同推力时仅需从低压相对物理转速 0.6 加速到 0.81 就可满足。其加速过程转速变化率为 35%,相对于不调整而言,转速变化率减小 32%。可见,采用此种加速方案可以获得更快推力提升,从而实现同推力变化率快速推力增加。

经过上述重要稳态工作点的对比分析,加速与模式切换相结合的快速推力变化过渡过程可获得推力提升更大更快的性能收益。快速推力变化过渡过程实质是在转速变化时发动机相关可调几何大幅度调整,模式选择活门状态切换。参考相关文献提出的“中间状态”模式转换思路^[29],在模式选择活门切换瞬间,相关可调几何变量极小可视为定值,为确保发动机模式选择活门打开/关闭前后能正常工作,寻求一组几何调整方案能保证两种模式下都能正常工作且不出现喘振、超转等问题,并将发动机除模式选择活门外其他可调几何一致时,在两种模式均可正常工作的状态定义为“中间状态”,其对应的可调几何调整方案需要满足位于合适的变推力模式转换区域,且模式切换前后流量变化不大。

发动机快速推力减小过程与加速过程类似。对于单一模式减速过程,在如图 5(a)所示的两种减速

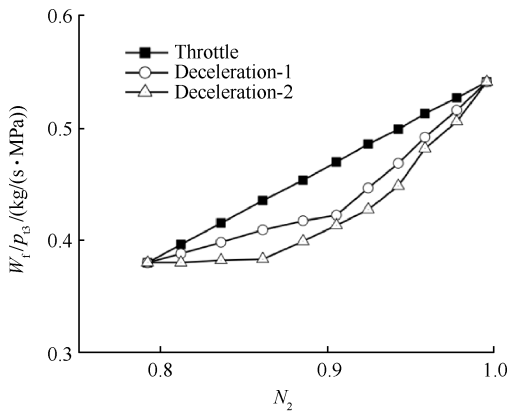
Table 3 Performance parameters of different steady-state points in equal rotating speed variation rate of subsonic cruise

Parameter	M1	M2	M3	M13
Relative speed of low pressure rotor	0.6	1.0	1.0	1.0
Fan on blade variable stator vane angle $\beta_{\text{VSV, Flade}}/(\text{^\circ})$	-85	85	0	0
Core driven fan stage variable stator vane angle $\beta_{\text{VSV, CDFS}}/(\text{^\circ})$	-30	-30	-30	0
High pressure compressor variable stator vane angle $\beta_{\text{VSV, HPC}}/(\text{^\circ})$	-20	-20	-20	0
Front variable area of bypass injector A_{22}	1	1	1	1
Rear variable area of bypass injector A_{52}	1	1	1	0.25
Area of high pressure turbine variable area nozzle $A_{\text{VAN, HPT}}$	1	1	1	1
Area of low pressure turbine variable area nozzle $A_{\text{VAN, LPT}}$	1	1	1	1.1
Nozzle throat section area A_g	1	1	1	1
Thrust/N	7 433	22 208	27 883	29 369
Total air flow/(kg/s)	86.18	131.75	176.78	176.81
Rate of thrust change/%		199	275	295

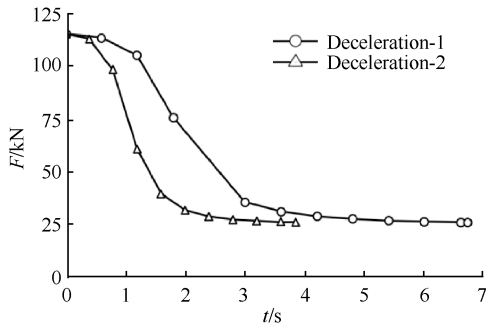
方案燃油规律下,发动机低压转子换算转速由 1.0 减速至 0.5(其中, Throttle 表示稳态线的换算燃油的变化情况, N_2 为高压转子换算转速, W_f 为燃油流量, p_{13} 为燃烧室入口总压),推力 F 随时间变化见图 5(b),更多相关研究可见于相关文献[32],结合模式切换可实现推力降低更大更快的性能收益。

综上所述,整个过程因此可以分成三个阶段(见图 6):

(1)前加/减速阶段:发动机由初始状态加/减速



(a) Fuel consumption law



(b) Thrust

Fig. 5 Fuel consumption law and thrust of deceleration transition process of mode M1^[32]

到中间状态;

(2)切换阶段:发动机进行不同模式中间状态的过渡;

(3)后加/减速阶段:由切换至的模式中间状态加/减速到终止状态并到终止转速。

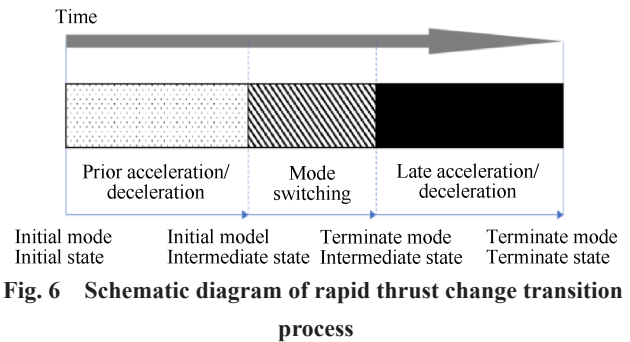


Fig. 6 Schematic diagram of rapid thrust change transition process

快速推力变化过渡过程控制规律可参考相关文献[29]模式切换控制规律设计方法:

(1)前加/减速与后加/减速状态则是保证在裕度范围内推力单调连续;

(2)整个快速推力变化过渡过程燃油规律单调连续;

(3)整个快速推力变化过渡过程除模式选择活门外,其他可调几何变化应单调连续;

(4)模式切换阶段应在中间状态的模式切换转速进行。

3.2 典型工况快速推力增加过渡过程性能分析

基于上述快速推力控制规律设计方法,对比典型工况相同转速变化率单一模式加速过渡过程,针对快速推力增加算例开展性能分析。选取亚声速巡航工况点作为计算工况,并参照表 3 中的重要稳态点,过渡态计算的其他必要参数见表 4。

Table 4 Key parameters of the transition process of rapid thrust increase

Parameter	Value
Height/km	11
Flight Mach number	0.8
Time step/s	0.02
Inertia of low pressure rotor/(kg·m ²)	7.0
Design speed of low pressure rotor/(r/min)	9 170
Inertia of high pressure rotor/(kg·m ²)	6.0
Design speed of high pressure rotor/(r/min)	15 000
Afterburner working condition	No
Relative physical speed of initial low pressure rotor	0.6
Relative physical speed of final low pressure rotor	1.0

基于快速推力变化的控制规律设计思路,整个过程可以分成三个阶段:

(1)前加速阶段:在 M3 模式从起始状态低压相对物理转速 0.6 加速到 M3 模式中间状态低压相对物理转速 0.79,即此中间状态对应的模式切换转速。

(2)切换阶段:在模式切换转速下,由 M3 模式中间状态切换到 M13 模式中间状态。

(3)后加速阶段:从 M13 模式中间状态以模式切换转速加速到叶尖风扇可调静子导叶最大角度的 M13 模式直至终止转速。

快速推力变化过程控制规律设计主要涉及的参数包括可调几何参数和换算燃油流量。经过计算与调试,拟定同转速变化率快速推力变化过渡过程调节规律与燃油规律,调节规律见表 5 与图 7,燃油规律见图 8。

其中“快速推力增加”为快速推力增加过渡过程的燃油规律,“单一模式加速”是初始状态叶尖风扇可调静子导叶最小的 M3 模式不做任何调整的燃油规律。为了让燃油规律尽可能一致,“单一模式加速”的燃油规律采用相同的燃油流量变化率,最终稳定在低压相对物理转速 1.0 对应的稳态点对应的燃

油流量上。

基于过渡态性能仿真模型,利用上述调节规律与燃油规律,可进行同转速变化率快速推力增加过渡过程与单一模式加速过渡过程性能计算及对比分析。快速推力增加与单一模式加速过渡过程转子相对物理转速随时间变化见图 9。

从图中看出,快速推力增加过渡过程从低压相对物理转速 0.6 加速到 1.0 所需时间为 9.42 s,而采用相似燃油规律下单一模式加速过渡过程从低压相对物理转速 0.6 加速到 1.0 所需时间为 9.64 s。可见,二者在相似燃油规律下,快速推力变化过渡过程要略短于单一模式加速过渡过程。由图 9(a)可知,相对于单一模式加速过渡过程,快速推力变化过渡过程中由于进行了大幅度的可调几何调整以及模式选择活门的状态切换,转速波动要比单一模式加速过渡过程剧烈。

快速推力增加与单一模式加速过渡过程性能参数随时间变换可见于表 6 和图 10。快速推力增加过渡过程推力从起始 7.43 kN 经过 9.42 s 可加速到 29.38 kN,推力增长率为 295.42%。而单一模式加速过渡过程从起始 7.43 kN 经过 9.64 s 加速到 22.19 kN,推力增长率为 197.85%。快速推力不仅推力增长率要大得多,其终止状态获得的最大推力也要比单一模式高出 32.4%。由此可以看出采用快速推力增加方案可以在加速过程中获得更好的加速性能,且能加速到更大的推力,很好地体现快速推力增加过渡过程的设计初衷。

由于快速推力增加过渡过程叶尖风扇可调静子导叶角度不断增加直至最大,总空气流量增大幅度要比单一模式大得多。由于快速推力增加过渡过程中相关可调几何会大幅调整,其推力、总空气流量与涡轮前温度随时间变化不像单一模式加速那样平滑,其波动更大,尤其在模式选择活门状态切换

Table 5 Adjustable geometric adjustment of transition process of rapid thrust increase

Time/s	0	3	4.5	6	8
Fan on blade variable stator vane $\beta_{\text{VSV,Flade}}/(^{\circ})$	-85	-40	-40	-40	0
Core driven fan stage variable stator vane $\beta_{\text{VSV,CDFS}}/(^{\circ})$	-30	-15	-15	-15	0
High pressure compressor variable stator vane $\beta_{\text{VSV,HPC}}/(^{\circ})$	-20	-10	-10	-10	0
Front variable area bypass injector A_{22}	1	1	0	0	0
Rear variable area bypass injector A_{32}	1	0.25	0.25	0.25	0.25
Area of high pressure turbine variable area nozzle $A_{\text{VAN,HPT}}$	1	1	1	1	1
Area of low pressure turbine variable area nozzle $A_{\text{VAN,LPT}}$	1	1.1	1.1	1.1	1.1
Nozzle throat section area A_8	1	1	1	1	1

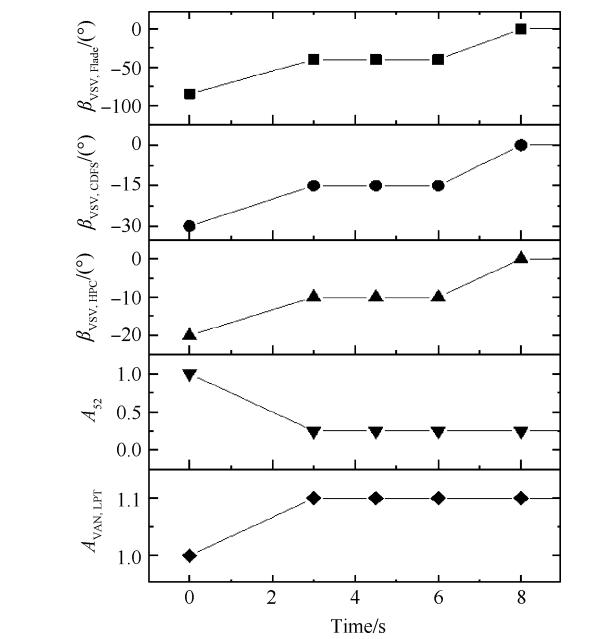


Fig. 7 Schematic diagram of adjustable geometric adjustment of transition process of rapid thrust increase

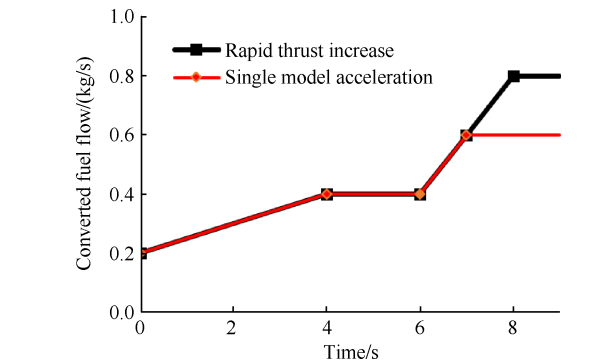


Fig. 8 Fuel consumption law of transition process of rapid thrust increase and single model acceleration

前后。

表 7 和图 11 给出了快速推力增加与单一模式加速过渡过程中各部件的喘振裕度变化情况。

对于风扇而言,快速推力增加整个过渡过程中喘振裕度最小值是 18%,在前加速阶段,风扇工作点逐渐移向喘振边界,其喘振裕度逐渐下降。在模式切换阶段,模式选择活门关闭以后,涡轮前温度升高,高低压转差变大,风扇工作点远离喘振边界。

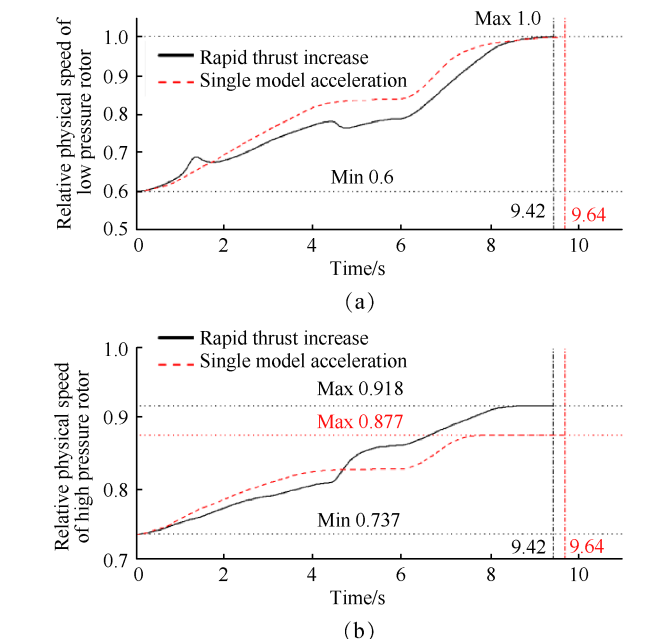


Fig. 9 Relative physical speed of the rotor in transition process of rapid thrust increase and single model acceleration

在后加速阶段,随着核心机驱动风扇可调静子导叶角度 $\beta_{SV, CDFS}$ 继续增大,风扇工作点喘振裕度进一步提高直至稳定。而单一模式加速过渡过程,其喘振裕度呈不断下降趋势。但是相较于单一模式加速过渡过程而言,快速推力过渡过程风扇喘振裕度波动更大。

对于核心机驱动风扇而言,快速推力增加整个过渡过程中喘振裕度最小值是 3%。在初始状态时,其工作点就很接近喘振边界,整个前加速阶段,核心机喘振边界一直维持在比较低的状态,这是高低转子转差不大、核心机驱动风扇抽吸能力不强的缘故。到了模式切换阶段,随着模式选择活门的关闭,第二外涵分流比变为 0,进入核心机的空气流量大幅增加,高压转速突增,高低压转子转差大幅变大,使得核心机驱动风扇的抽吸能力迅速增强,从而使得核心机驱动风扇喘振裕度得到大幅改善。单一模式加速过渡过程,核心机驱动风扇喘振裕度呈逐渐上升的趋势。可以看出,快速推力增加过渡过程虽然在

Table 6 Performance parameters of transition process of rapid thrust increase and single model acceleration						
Scheme	Rapid thrust increase			Single model acceleration		
	Thrust /kN	Total air flow/(kg/s)	Temperature before turbine/K	Thrust /kN	Total air flow/(kg/s)	Temperature before turbine/K
Initial value	7.43	86.2	1 125	7.45	86.1	1 126
Terminate value	29.38	176.8	1 638	22.19	131.7	1 503
Relative change/%	295.42	105.10	45.60	197.85	52.96	33.48

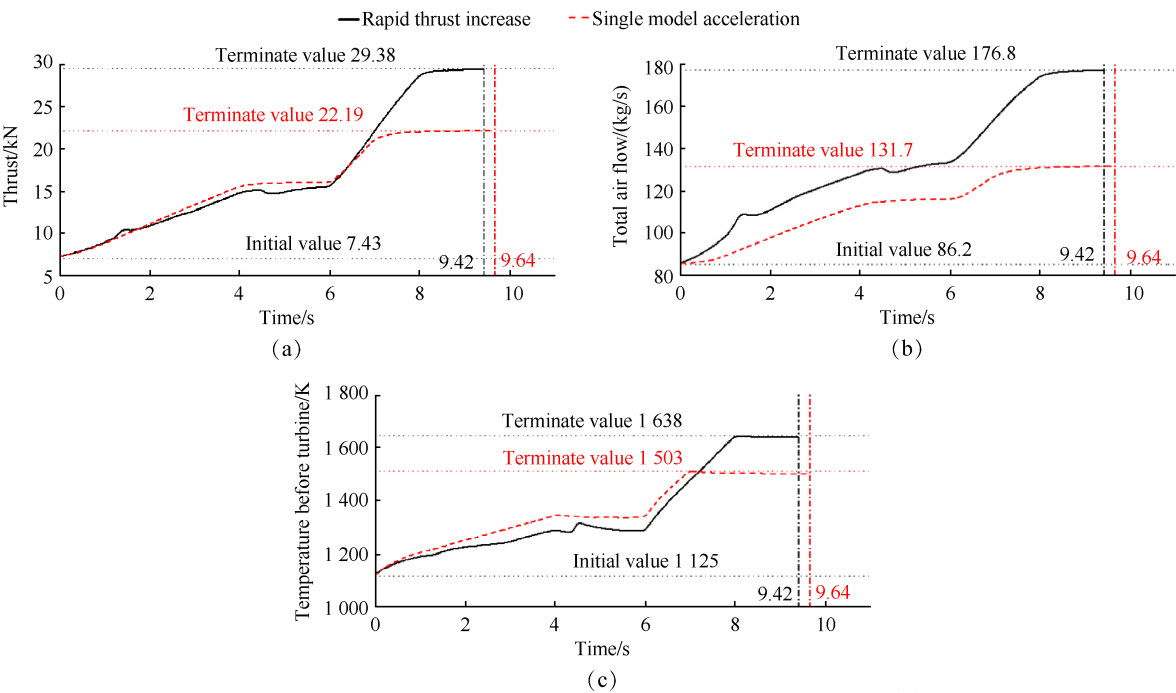


Fig. 10 Performance parameters of transition process of rapid thrust increase and single model acceleration

Table 7 Surge margin of transition process of rapid thrust change and single model acceleration (%)

Scheme	Rapid thrust increase			Single model acceleration		
	Fan	Fan driven by core engine	High pressure compressor	Fan	Fan driven by core engine	High pressure compressor
Initial value	55	5	29	55	5	29
Terminate value	36	56	26	34	21	39
Minimum value	18	3	25	34	4	27

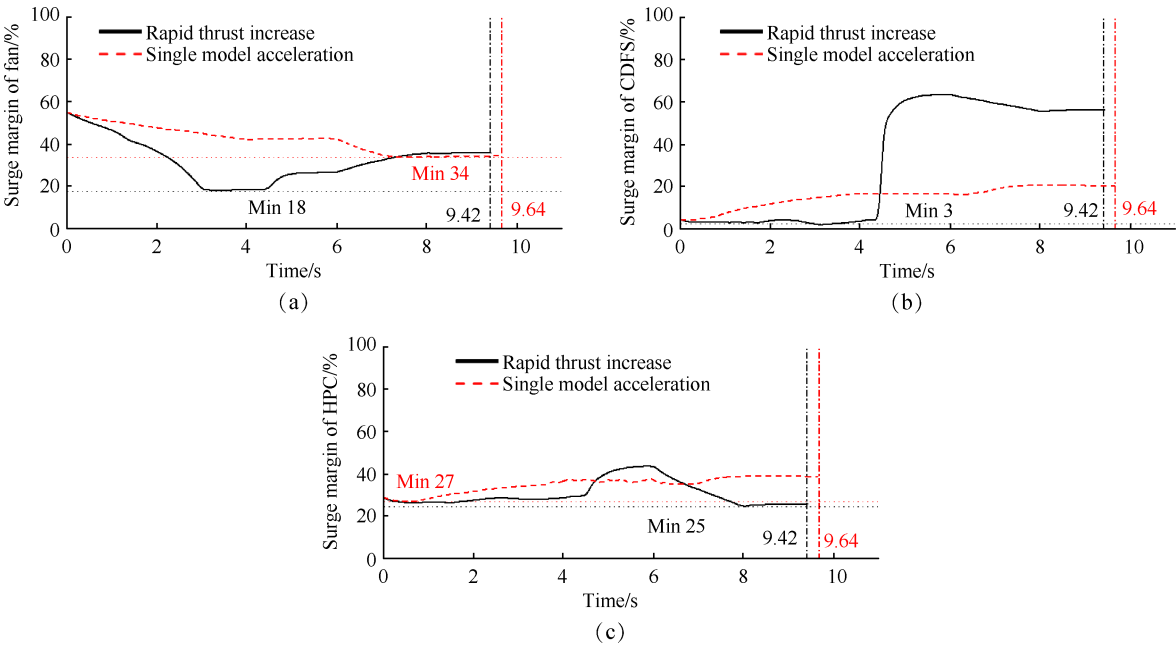


Fig. 11 Surge margin of transition process of rapid thrust increase and single model acceleration

前加速阶段核心机驱动风扇喘振裕度较低,但随着模式的切换,其喘振裕度可以得到大幅改善。

对于高压压气机,快速推力增加整个过渡过程中喘振裕度最小值是 25%。在前加速阶段与模式切换阶段,高压压气机工作点逐渐远离喘振边界,其喘振裕度不断上升,尤其是在模式选择活门关闭以后,高低压转子转速差大幅上升,高压压气机喘振裕度大幅增加。单一模式加速过渡过程中,高压压气机工作

点逐渐远离喘振边界,其喘振裕度不断上升,这也是高低压转子转速差随着加速的进程不断变大的缘故。可见,相较于单一模式加速过渡过程,快速推力增加过渡过程中,高压压气机喘振裕度呈先增后减趋势,有一定波动,但是整个过程都有充分的喘振裕度。

由此可见,快速推力增加整个过渡过程相较于单一模式加速过渡过程,由于相关可调几何参数需大幅调整,风扇、核心机驱动风扇及高压压气机工作移动范围更大,其喘振裕度大幅波动,最需要注意的是前加速阶段核心机驱动风扇存在喘振裕度不够的可能,但是随着模式选择活门打开,核心机驱动风扇喘振裕度能得到大幅改善。

图12给出快速推力增加过渡过程回流裕度随时间变换关系。在进入切换阶段以后模式选择活门关闭,故仅在前加速阶段存在回流的情况,该阶段回流裕度在6.01%~9.92%内变化,可避免第一外涵气流回流至第二外涵。

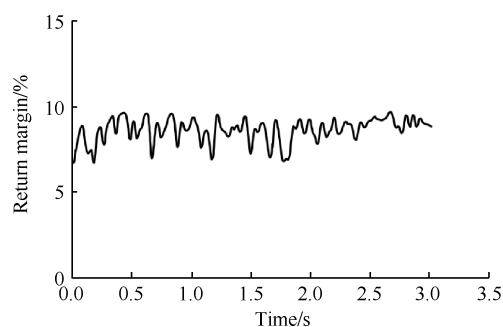


Fig. 12 Return margin of transition process of rapid thrust increase

4 结 论

本文针对自适应循环发动机工作模式灵活多样及宽可调几何调整范围特点,提出了加减速结合模式切换可实现推力快速变化的新过渡过程,并通过性能仿真模型进行了对比验证,得到如下结论:

(1)快速推力变化过渡过程是模式切换与加减速相结合的新过渡过程,即在转速不断变化的同时发动机相关可调几何大幅度调整,且过程中模式选择活门状态切换。整个过程分成前加速、切换以及后加速三个阶段。

(2)快速推力增加整个过渡过程相较于单一模式加速过渡过程相关可调几何需大幅调整,风扇、核心机驱动风扇及高压压气机喘振裕度有大幅波动,但随着模式选择活门打开,核心机驱动风扇喘振裕度能得到大幅改善。回流裕度可通过合适的控制规

律设计而确保在合理范围内波动。

(3)在亚声速巡航工况下,发动机在M3模式叶尖风扇最小角度状态下,低压相对物理转速从0.6加速到1.0过程中,不断调大叶尖风扇可调静子导叶角度并关闭模式选择活门,可获得大幅的推力提升收益,最大可使终止推力增大32.4%,加速时间也低于单一模式加速过渡过程,实现同转速变化率的快速推力增加。

本文针对自适应循环发动机多类调部件、多种工作模式的特点,通过匹配分析、敏感性分析、规律设计等非纯数学手段,为后续分析优化提供计算边界与数据支撑,确定了规律设计基本准则,后续研究可与相关数学算法相结合,开展规范化流程下的高效优化设计。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 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.
- [2] 王 斌, 肖 翼, 刘 锋. 从自适应循环发动机看未来航空发动机控制技术发展[J]. 航空动力, 2019 (3): 48-51.
- [3] 王 强, 郑日恒, 陈懋章. 航空发动机科学技术的发展与创新[J]. 科技导报, 2021, 39(3): 59-70.
- [4] ZHEN M, DONG X Z, ZHENG J C, et al. Performance prediction method for forward variable area bypass injector of variable cycle engine based on numerical simulation [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2023, 145 (6).
- [5] 陈 立, 苟学中, 陈 敏. 变循环发动机起动建模及控制规律研究[J/OL]. 航空动力学报, 2023: 1-9 [2023-11-20]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20210470>.
- [6] 李瑞军, 王靖凯, 吴 濛. 自适应变循环发动机性能优势评价方法[J]. 航空发动机, 2021, 47(2): 17-21.
- [7] 李 嘉, 李华聪, 韩小宝, 等. 建模不确定性下变循环发动机自适应控制器设计[J]. 推进技术, 2018, 39 (4): 872-880. (LI J, LI H C, HAN X B, et al. Adaptive controller design with modeling uncertainties of variable cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 872-880.)
- [8] 李 嘉, 李华聪, 韩小宝, 等. 基于射影算子的变循环发动机鲁棒自适应控制器设计[J]. 推进技术, 2018, 39(2): 440-449. (LI J, LI H C, HAN X B, et al. Robust adaptive controller design of variable cycle en-

- gine based on projection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 440-449.)
- [9] AYGUN H, TURAN O. Exergetic sustainability off-design analysis of variable-cycle aero-engine in various bypass modes[J]. *Energy*, 2020, 195: 117008.
- [10] FERLAUTO M, MARSILIO R. Numerical simulation of the unsteady flowfield in complete propulsion systems[J]. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 2018, 5(3): 349-362.
- [11] CHEN H, ZHANG H B, XI Z H, et al. Modeling of the turbofan with an ejector nozzle based on infrared prediction [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 159: 113910.
- [12] 李 岩, 聂聆聪, 牟春晖, 等. 自适应循环发动机性能智能在线寻优算法研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(8): 1716-1724. (LI Y, NIE L C, MU C H, et al. On-line intelligent optimization algorithm for adaptive cycle engine performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1716-1724.)
- [13] 孙明霞, 梁春华. 美国自适应发动机研究的进展与启示[J]. *航空发动机*, 2017, 43(1): 95-102.
- [14] 马 松, 谭建国, 王光豪, 等. 基于飞发一体化的自适应循环发动机参数优化研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(8): 1703-1711. (MA S, TAN J G, WANG G H, et al. Study on characteristics optimization of adaptive cycle engine based on aircraft-engine integrated analysis [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(8): 1703-1711.)
- [15] 祁宏斌, 黄顺洲, 王为丽, 等. 基于进发匹配的自适应循环发动机总体性能设计初步研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2016, 29(5): 5-10.
- [16] QIU X J, CHANG X D, CHEN J, et al. Research on the analytical redundancy method for the control system of variable cycle engine[J]. *Sustainability*, 2022, 14(10).
- [17] CHEN H Y, ZHANG H B, HU Z Z, et al. The installation performance control of three ducts separate exhaust variable cycle engine[J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 1764-1774.
- [18] 陈尚晰, 李秋红, 周 婷, 等. 基于数据驱动的变循环发动机多变量自适应控制算法研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(8): 210056. (CHEN S X, LI Q H, ZHOU T, et al. Multivariable adaptive control algorithm of variable cycle engine based on data driven[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 210056.)
- [19] AYGUN H, CILGIN M E, EKMEKCI I, et al. Energy and performance optimization of an adaptive cycle engine for next generation combat aircraft [J]. *Energy*, 2020, 209: 118261.
- [20] XU Z W, LI M, TANG H L, et al. A multi-fidelity simulation method research on front variable area bypass injector of an adaptive cycle engine [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(4): 202-219.
- [21] XU Z W, TANG H L, CONG J M, et al. An efficient multi-fidelity simulation method for adaptive cycle engine ejector nozzle performance evaluation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 124: 107568.
- [22] MENG X, ZHU Z L, CHEN M. Performance optimization of adaptive cycle engine during subsonic climb [J]. *Energy Procedia*, 2019, 158(1): 1613-1619.
- [23] CHEN M, ZHANG J Y, TANG H L. Performance analysis of a three-stream adaptive cycle engine during throttling [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018(1): 1-16.
- [24] ZHANG J Y, TANG H L, CHEN M. Robust design of an adaptive cycle engine performance under component performance uncertainty [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 113: 106704.
- [25] 孟 鑫, 朱之丽, 陈 敏. 1种自适应循环发动机亚声速巡航节流性能研究[J]. *航空发动机*, 2018, 44(6): 1-5.
- [26] 郑俊超, 唐海龙, 陈 敏, 等. 自适应循环发动机典型工况不同工作模式性能对比研究[J]. *工程热物理学报*, 2022, 43(7): 1743-1750.
- [27] LYU Y, TANG H L, CHEN M. A study on combined variable geometries regulation of adaptive cycle engine during throttling[J]. *Applied Sciences*, 2016, 6(12).
- [28] XU Y H, TANG H L, CHEN M. Design method of optimal control schedule for the adaptive cycle engine steady-state performance [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(4): 148-164.
- [29] 郑俊超, 罗艺伟, 唐海龙, 等. 自适应循环发动机模式转换过渡态控制规律设计方法研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(11): 210607. (ZHENG J C, LUO Y W, TANG H L, et al. Design method research of mode switch transient control schedule on adaptive cycle engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 210607.)
- [30] 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.
- [31] 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.
- [32] 郑俊超, 唐海龙, 陈 敏. 自适应循环发动机加减速性能初步研究[C]. 宁波: 中国工程热物理学会工程热力学与能源利用学术会议, 2017.

(编辑:朱立影)

Preliminary performance research of rapid thrust change transient process on an adaptive cycle engine

JIANG Yongrui¹, XU Yihao^{1,2}, ZHANG Jiyuan³, DONG Xuezhi¹, ZHENG Junchao^{1,2}, CHEN Min²

(1. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: As an advanced power device designed for the future flight platforms, the adaptive cycle engine is based on the concept of a variable cycle engine and takes into account various factors such as aircraft-engine integrated design and thermal management to ensure comprehensive performance. This engine drives more variable components to adjust bypass ratio, pressure ratio, gas flow rate and working mode, which can adapt to the complex requirements of different flight missions and obtain performance optimization in a larger flight envelope. Based on the adaptive cycle engine performance model and previous performance researches, this paper puts forward a new transient process to realize rapid thrust change via combined the acceleration/deceleration with operating mode switch transient process and carries out the contrast verification via the performance model. According to acceleration/deceleration and mode switch control schedule design, the rapid thrust change transient process performance analysis on typical working condition is carried out and the related control schedule design method feasibility is verified. Under the subsonic cruise condition, the relative physical speed of low pressure rotor of engine rises up from 0.6 to 1.0 at the minimum angle of the fan on blade of mode M3, leading to the maximum termination thrust growth of 32.4%. Compared with the single mode acceleration and deceleration transient process, the thrust variation range is wider, the acceleration time is shorter, and the rotate speed variation range is smaller.

Key words: Adaptive cycle engine; Transition state; Rapid thrust change; Control schedule; Model switch

Received: 2023-07-01; Revised: 2023-11-22.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2307012

Foundation items: National Natural Science Foundation of China(51206005;51776010).

Corresponding author: ZHENG Junchao, E-mail: zhengjunchao@mail.tsinghua.edu.cn