

文章编号: 1674-8190(2021)03-130-07

# 涡扇发动机加力接通过程喷管延时调节影响研究

徐风磊<sup>1</sup>, 谢镇波<sup>1</sup>, 李边疆<sup>1</sup>, 蔡娜<sup>1</sup>, 胡强<sup>2</sup>

(1. 海军航空大学 青岛校区, 青岛 266041)

(2. 海军装备部 装备项目管理中心, 北京 100000)

**摘要:** 探索涡扇发动机加力过程中喷管喉部面积与加力供油量的匹配机理, 寻找改善发动机加力特性的技术途径对发动机加力系统设计工作具有重要的意义。结合某型涡扇发动机加力供油时序、燃油填充时序和尾喷管面积调节规律, 建立考虑加力燃烧室和外涵道动态容积效应的发动机加力接通过程数学模型, 进行涡扇发动机加力过程的特性计算, 研究喷管喉部面积调节延迟对加力过渡过程的影响。结果表明: 在加力接通过程中, 喷管延迟调节对风扇稳定裕度和转速的影响不大于4%, 对主机稳定裕度和转速的影响不大于1%; 当喷管面积调节延迟或出现卡滞故障时, 为了保证主机稳定工作, 可适当减少加力供油量以改善喷管流通能力, 提高安全稳定裕度; 特殊情况下, 则应继续增加主燃烧室供油量, 以保证加力推力。

**关键词:** 涡扇发动机; 加力过渡态; 喷管调节; 数值模拟

**中图分类号:** V231; V235.13

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.16

**文献标识码:** A

**开放科学(资源服务)标识码(OSID):**



## Research on Influence of Nozzle Control Schedule on Turbofan Engine in Afterburner Transition

XU Fenglei<sup>1</sup>, XIE Zhenbo<sup>1</sup>, LI Bianjiang<sup>1</sup>, CAI Na<sup>1</sup>, HU Qiang<sup>2</sup>

(1. Qingdao Branch, Naval Aviation University, Qingdao 266041, China)

(2. Equipment Project Management Center, Naval Equipment Department, Beijing 100000, China)

**Abstract:** It is of great significance to explore the matching mechanism between nozzle throat area and afterburner fuel supply in the process of turbofan engine afterburner, and to find the technical way to improve the engine afterburner characteristics. Based on the afterburner fuel supply sequence, fuel filling sequence and tailpipe area regulation law of a turbofan engine, a mathematical model of engine afterburner on and off process considering the dynamic volume effect of afterburner and external duct is established. The characteristic calculation of turbofan engine afterburner process is realized, and the influence of nozzle throat area adjustment delay on afterburner transition process is studied. The calculation example and result analysis show that: in the process of afterburner connection, the influence of nozzle delay adjustment on the fan stability margin and speed is less than 4%, and the impact on the main engine stability margin and speed is less than 1%; when the nozzle area adjustment is delayed or stuck, in order to ensure the main engine to work stably, the afterburner fuel supply can be appropriately reduced to improve the nozzle flow capacity and improve the safety and stability. Under special circumstances, fuel supply of main combustion chamber should be increased to ensure afterburner thrust. The research results can provide reference for similar engine afterburner control law research, design and troubleshooting.

**Key words:** turbofan engine; afterburner transition; nozzle control schedule; numerical simulation

收稿日期: 2020-08-23; 修回日期: 2020-10-19

通信作者: 李边疆, 87126575@qq.com

引用格式: 徐风磊, 谢镇波, 李边疆, 等. 涡扇发动机加力接通过程喷管延时调节影响研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 130-136.

XU Fenglei, XIE Zhenbo, LI Bianjiang, et al. Research on influence of nozzle control schedule on turbofan engine in afterburner transition[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 130-136. (in Chinese)

## 0 引言

航空发动机的加力常用于战斗机执行紧急起飞、快速爬升、超机动飞行和着舰复飞等飞行任务。发动机的加力过程通常分为加力接通和加力切断,且均会对其稳定性、寿命、强度等带来较大影响。如何合理确定加力供油量与尾喷管喉部面积之间的匹配关系<sup>[1]</sup>,使得这一过程尽量减小对主机(燃气发生器)状态的影响<sup>[2-3]</sup>,保证飞机和发动机安全稳定工作,已成为重要的研究课题。

马明明<sup>[4]</sup>通过分析试验数据指出加力供油不合理或与喷管调节不匹配都会对主机的稳定性产生不利的影响;郝晓乐等<sup>[5-7]</sup>通过分析试飞数据得出合理的加力供油与点火延时时间对接力接通可靠性的影响较大,但未对供油与喷管的匹配机理进行深入研究;薛倩等<sup>[8]</sup>建立了涡扇发动机加力接通过程的数学仿真模型,分析了接通加力过程中加力温度、涡轮总落压比和加力推力的变化趋势,但未对加力供油量、供油时序和喷管面积的匹配机理进行深入研究;李伟等<sup>[9]</sup>研究了喷管面积调节精度对涡扇发动机加力性能的影响,指出喷管面积调节精度对低压部件的影响较大,喷管延时调节对发动机的稳定性较为有利,但未分析喷管调节延时对加力供油量的影响。美国的H. Richter<sup>[10]</sup>仅对加力过渡过程的控制规律进行了简要论述,未详细论述喷管调节规律对加力过渡态的影响。

上述文献对发动机加力接通过程中喷管调节与供油量的匹配工作研究较少,因此本文以某型涡扇发动机为平台,对加力过程中加力供油量、供油时序和喷管喉部面积的匹配机理进行分析,确定加力燃烧室供油时序和喷管喉部面积调节时序的简化方法。在此基础上,基于部件法建立涡扇发动机加力接通的数学模型,开发计算程序,对某型涡扇发动机加力接通与加力切断过程的特性进行计算,研究喷管调节不到位对发动机状态的影响,并提出一种解决措施。

## 1 涡扇发动机加力接通过程仿真模型

### 1.1 考虑容积效应与转子动力学的发动机加力接通过程计算模型

发动机加力接通属于过渡态的一种,控制方

程仍为传统的能量平衡和流量平衡方程<sup>[11-13]</sup>。独立变量选取与以往相同,可以解出与控制方程有关的平衡关系式(即误差方程组),只是动态方程中含有与时间有关的动态项,因此在两个时间步长中还必须考虑发动机随时间变化与控制方程有关的平衡关系式(即误差方程组),主要为加力燃烧室、外涵道容积中的空气质量和能量的贮存,其他诸如发动机与空气(及燃气)的热交换、几何参数或配合间隙随温度的变化关系等,本模型不考虑。

#### (1) 流量平衡方程

$$W_{\text{out}} = W_{\text{in}} + \frac{V}{R} \frac{d\left(\frac{P}{T}\right)}{dt} \quad (1)$$

式中: $W_{\text{out}}$ 为出口流量; $W_{\text{in}}$ 为入口流量; $V$ 为容积; $R$ 为气体参数; $T$ 为温度; $P$ 为压力。

式(1)用于描述每个容积(加力燃烧室和外涵道)的进出口(in和out)之间的流量关系。

#### (2) 能量守恒方程

$$W_{\text{out}} h_{\text{out}} = W_{\text{in}} h_{\text{in}} - (W_{\text{in}} - W_{\text{out}})u - \frac{PV}{RT} \frac{du}{dt} \quad (2)$$

式中: $h$ 为单位流量的焓; $u$ 为单位流量的内能。

式(2)用于描述每个容积(加力燃烧室和外涵道)的进出口(in和out)之间能量关系。

#### (3) 功率守恒方程

$$L_T \eta - L_C - L_{\text{EXT}} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J n \frac{dn}{dt} \quad (3)$$

式中: $L_T$ 为涡轮功率; $\eta$ 为机械效率; $L_C$ 为压气机功率; $L_{\text{EXT}}$ 为提取功率; $J$ 为压气机转子转动惯量; $n$ 为转速。

## 1.2 加力供油量与喷管控制时序简化模型

加力式发动机主控制系统与加力控制系统结构简图如图1所示,其中PLA为油门杆位置, $T_1$ 为进气温度, $P_1$ 为进气压力, $n_L$ 为低压转子转速, $n_H$ 为高压转子转速, $P_3$ 为高压压气机后压力, $P_6$ 为低压燃气涡轮后压力, $T_6$ 为低压燃气涡轮后温度。发动机加力状态的控制规律要求加力时保持主机的工作状态不发生变化。发动机在加力状态工作时,共同工作线的位置和形状不会发生变化,主机的工作不受加力燃烧室工作的影响,以保持压气机和风扇必要的稳定裕度。因此,必须保证涡轮膨胀比不变,这一要求由加力控制系统实现。

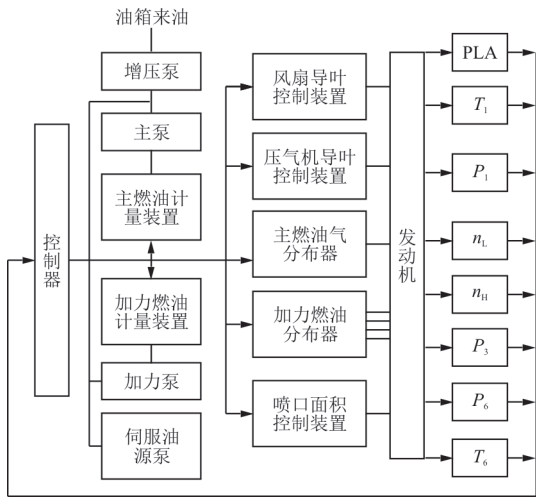


图 1 加力式发动机的控制系统结构简图<sup>[14]</sup>

Fig. 1 Control system structure diagram of afterburner engine<sup>[14]</sup>

1.2.1 加力供油量与供油时序

加力燃烧室燃油总管的填充过程是确定涡扇发动机加力过渡态特点的重要因素之一。某型加力式涡扇发动机的加力燃烧室供油系统包括 5 条燃油总管<sup>[8-9]</sup>：起动燃油总管，No. 1、No. 2、No. 3 和 No. 4 燃油总管，加力供油时序曲线如图 2 所示。

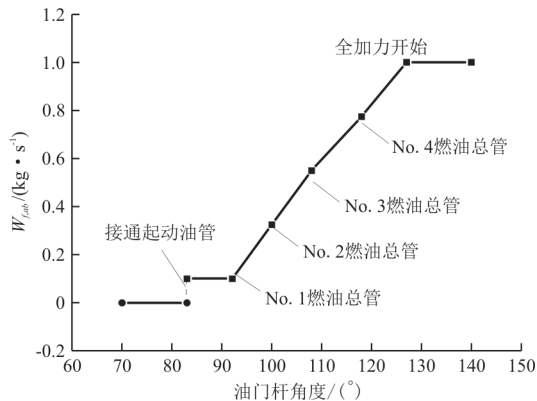


图 2 加力供油时序曲线

Fig. 2 Time series curve of afterburner oil supply

接通加力时，向起动燃油总管充油，其充油时间按设计规定给出，一般选取为 0.4 s，燃油量按照预定值进行供给。例如： $W_{f,st} = 0.1W_{f,ab}$ ，其中  $W_{f,ab}$  为发动机全加力时，加力燃烧室根据加力调节规律确定的供油量， $W_{f,ab}$  可表示为发动机入口总压和总温的函数，即  $W_{f,ab} = f(p_1, T_1)$ 。

起动燃油管充油完成后依次向各燃油总管进行充油，充油时间和供油量按下述方案进行分配。

No. 1 燃油总管：充油时间 0.4 s，供油量

$$W_{f,st} = 0.225W_{f,ab}$$

No. 2 燃油总管：充油时间 0.5 s，供油量

$$W_{f,st} = 0.225W_{f,ab}$$

No. 3 燃油总管：充油时间 0.6 s，供油量

$$W_{f,st} = 0.225W_{f,ab}$$

No. 4 燃油总管：充油时间 0.8 s，供油量

$$W_{f,st} = 0.225W_{f,ab}$$

1.2.2 喷管喉部面积调节规律

在发动机加力过程采用开环加力燃油流量+闭环喷管面积控制或闭环加力燃油流量+开环喷管面积控制两种方案。由于机械喷管调节的响应速度比加力燃油的响应速度慢，而两者的响应速度差别会造成主机的不稳定工作，因此理论上采用第二种控制方案更加合理。但是，为了防止加力燃烧室余气系数超过富油熄火边界造成加力燃烧室熄火，实际上目前采用大加力比的涡扇发动机通常会选择开环加力燃油流量+闭环喷管面积的控制方案。采用这种方案，在加力接通或切断过程中，喷管控制系统设计要尽可能匹配加力燃油的变化趋势<sup>[14]</sup>。

在加力切断过程，就是在满足一定条件下，迅速关闭加力燃烧室使发动机从加力状态过渡到不加力状态，保证主机在最大状态稳定工作。根据非加力状态和加力状态的尾喷管喉部流量连续，计算加力接通或切断过程中喷管喉部面积  $A_8$  的理论增大量或理论减小量。

喷管喉部面积  $A_8$  为发动机进气温度  $T_2$  和油门杆角度  $\alpha$  的函数，即  $A_8 = f(T_2, \alpha)$ 。当  $T_2$  一定时，则  $A_8$  由  $\alpha$  决定。考虑实际调节精度和匹配关系，在加力接通过程中，设置  $A_8$  实时调节，即与加力温度变化完全匹配和  $A_8$  延迟 5% 两种情况对比分析，如图 3 所示。

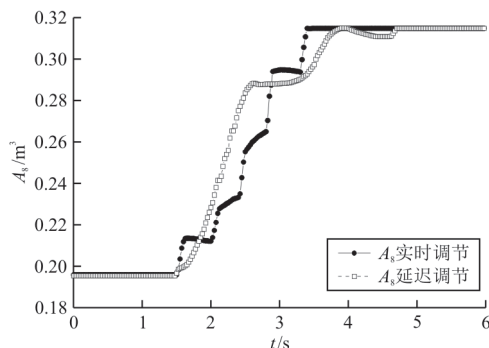


图 3 加力接通过程  $A_8$  调节规律

Fig. 3 Regulation law of  $A_8$  in the process of afterburner

## 2 算例与分析

采用建立的数学模型,给定加力供油时序和尾喷管面积时序,对某型涡扇发动机加力接通过程进行计算分析,计算时以发动机主机工作于最大状态为基准,计算结果如图4所示。

发动机加力接通过程中,喷管延迟调节将会引起风扇物理转速、核心机物理转速、风扇喘振裕度、核心机喘振裕度等参数的变化,从图4可以看出:

(1) 在接通加力起始,随着加力燃油点燃, $T_7$ 增加, $A_8$ 延迟调节导致 $\pi_T$ 出现波动, $\pi_T$ 降低约3.5%, $n_L$ 降低约3.2%;随着 $A_8$ 调节速率增加,被调参数逐渐升高,其中 $\pi_T$ 升高约12%, $n_L$ 升高约4.8%, $n_H$ 升高约3%。

(2) 接通加力过程对核心机喘振裕度 $\Delta SMC$ 影响较小,对风扇喘振裕度 $\Delta SMF$ 影响较大,与加力前对比, $\Delta SMF$ 损失约3.9%,相对值损失约36%。

(3) 加力接通完成后,被调参数恢复至加力起始水平,发动机开始进入稳定全加力状态。

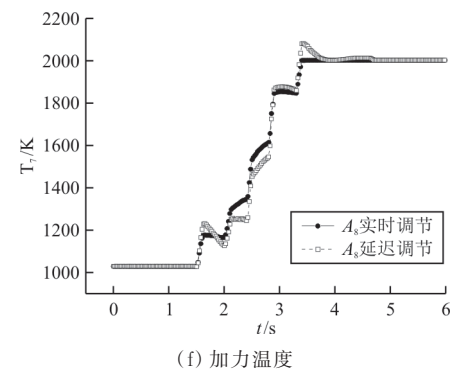
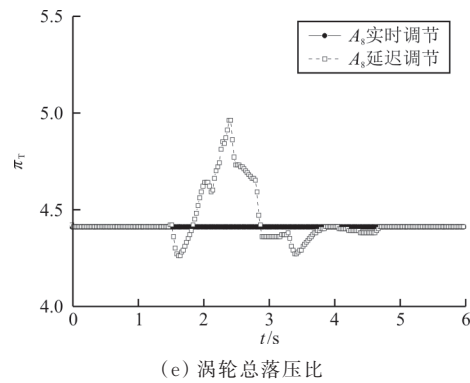
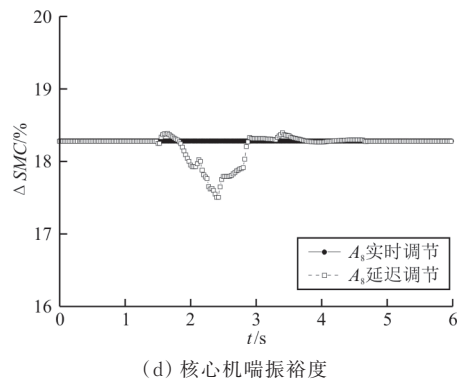
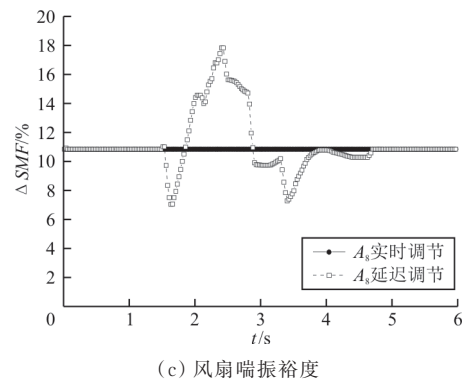
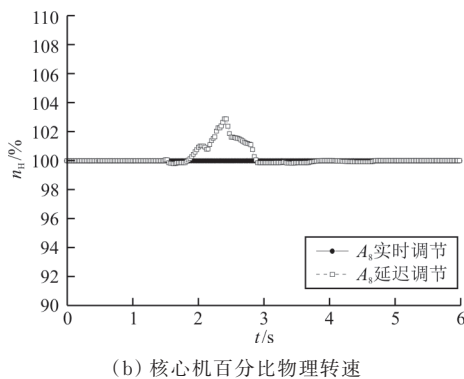
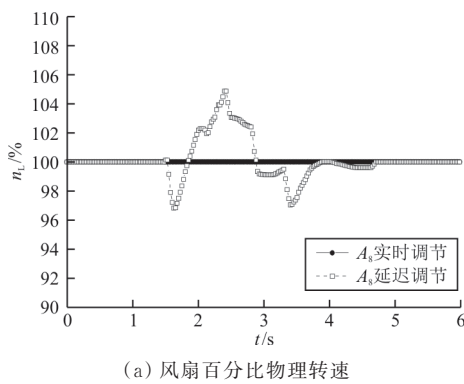
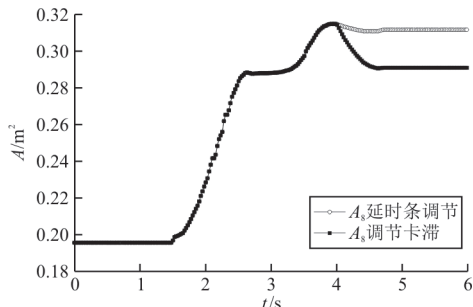
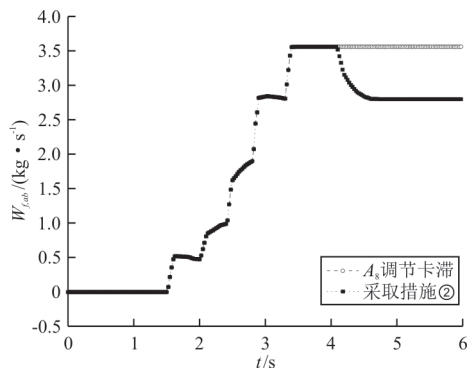


图4 接通加力过程特性变化曲线  
Fig.4 Characteristic curve of connecting and applying force process

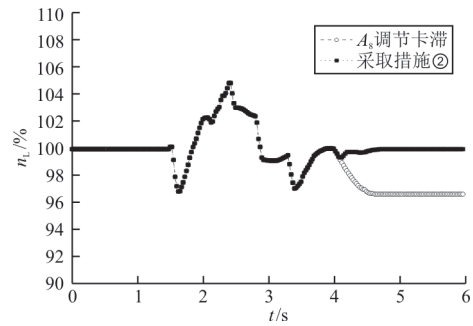
### 3 喷管调节延迟影响及措施

实际上,在接通加力前 $A_8$ 会设定预开值,但不可开得过大,否则会使 $\pi_T$ 瞬时增大, $n_L$ 超转严重;另外还会使加力燃烧室流速增大,压力和温度脉动幅度加大,造成加力点火的可靠性降低<sup>[9]</sup>。但在达到全加力状态时,如果 $A_8$ 出现调节延迟或调节不到位,会带来不利后果,例如 $A_8$ 调节比预定小,会导致涡轮反压升高,涡轮落压比降低,使转速(尤其是 $n_L$ )无法恢复到原来水平。这时可采用如下解决措施:①通过增加主燃烧室供油量 $W_{fb}$ ,提高 $T_4$ ,使涡轮功增加,但可能会导致核心机出现严重超转或超温;②保持主燃烧室供油量 $W_{fb}$ 不变,适当减少加力供油量 $W_{f,ab}$ ,改善喷口的流通能力,增加涡轮功,使 $n_L$ 升高。

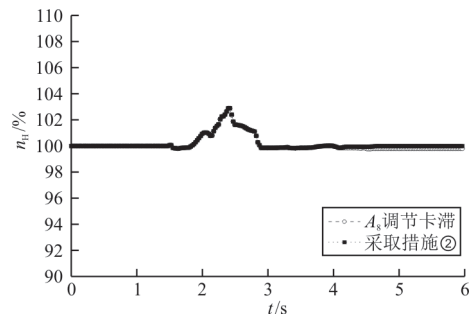
基于GJB 241A—2010规定,考虑到保证发动机不发生超温、超转与不稳定工作现象<sup>[15]</sup>的前提,对比措施①与措施②,可以发现措施①不符合规定,因此采用措施②进行计算,结果如图5所示。

(a)  $A_8$ 调节卡滞

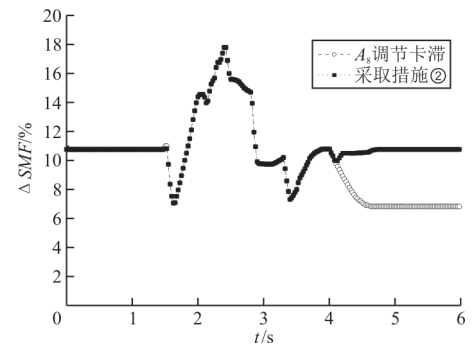
(b) 加力燃油供应量



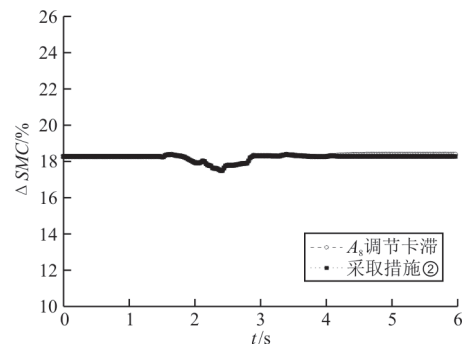
(c) 风扇物理转速



(d) 核心机物理转速



(e) 风扇喘振裕度



(f) 核心机喘振裕度

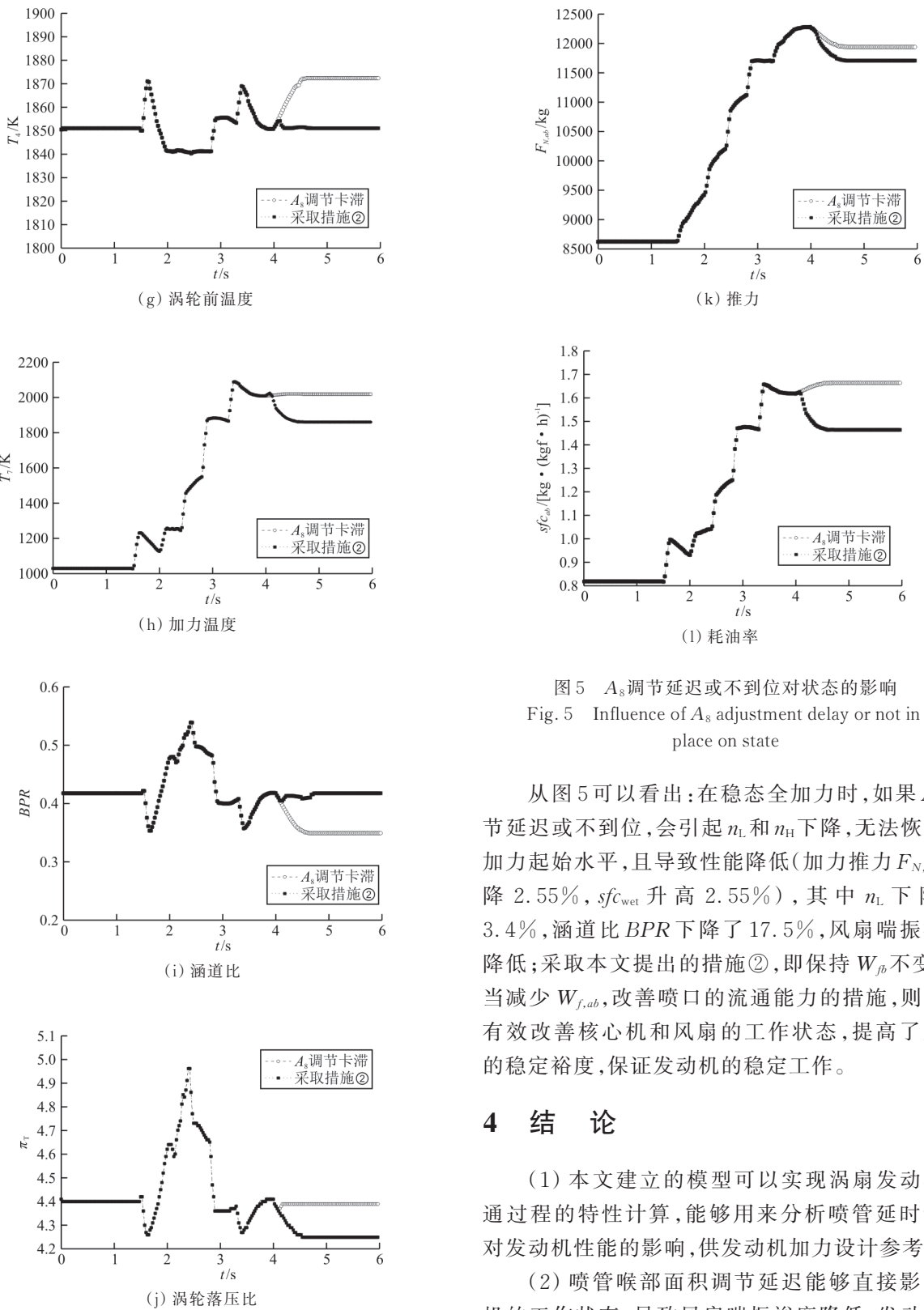


图 5  $A_8$  调节延迟或不到位对状态的影响  
Fig. 5 Influence of  $A_8$  adjustment delay or not in place on state

从图 5 可以看出: 在稳态全加力时, 如果  $A_8$  调节延迟或不到位, 会引起  $n_L$  和  $n_H$  下降, 无法恢复到加力起始水平, 且导致性能降低 (加力推力  $F_{N,wet}$  下降 2.55%,  $sfc_{wet}$  升高 2.55%), 其中  $n_L$  下降了 3.4%, 涵道比  $BPR$  下降了 17.5%, 风扇喘振裕度降低; 采取本文提出的措施②, 即保持  $W_{fb}$  不变, 适当减少  $W_{f,ab}$ , 改善喷口的流通能力的措施, 则可以有效改善核心机和风扇的工作状态, 提高了风扇的稳定裕度, 保证发动机的稳定工作。

### 4 结 论

(1) 本文建立的模型可以实现涡扇发动机接通过程的特性计算, 能够用来分析喷管延时调节对发动机性能的影响, 供发动机加力设计参考。

(2) 喷管喉部面积调节延迟能够直接影响主机的工作状态, 导致风扇喘振裕度降低, 发动机推

力性能下降,耗油率升高。

(3) 如果喷管喉部面积调节延迟或不到位,会使转速(尤其是 $n_L$ )无法恢复到加力起始水平,此时可通过适当减少 $W_{f,ab}$ ,改善喷口流通能力来改善发动机的工作状态。

### 参考文献

- [1] PEITSCH D. Modelling the transient behaviour of jet engines: 2000-GT-575[R]. US: ASME, 2000.
- [2] AGARWAL H, KAL A, AKKARAM S, et al. Inverse modeling techniques for application to engine transient performance data matching: 2008-GT-51313[R]. US: ASME, 2008.
- [3] VENTURINI M. Simulation of compressor transient behavior through recurrent neural network models: 2005-GT-68030[R]. US: ASME, 2005.
- [4] 马明明. 涡扇发动机接通加力过程对主机工作稳定性影响的试验研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(7): 40-44.  
MA Mingming. Influence of afterburner transients on turbofan engine operation stability in flight test [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(7): 40-44. (in Chinese)
- [5] 郝晓乐, 许艳芝, 杨阳, 等. 点火燃油流量对发动机加力接通结果的影响[J]. 机械设计与制造, 2018(6): 212-218.  
HAO Xiaole, XU Yanzhi, YANG Yang, et al. Impact of augmented fuel flow of afterburning ignition to reheat lit results on aero-engine [J]. Machinery Design & Manufacture, 2018(6): 212-218. (in Chinese)
- [6] 郝晓乐, 高莎莎, 刘振刚. 延迟控制措施对发动机中间至全加力过程加速性能的影响[J]. 工程与试验, 2018, 58(2): 54-56.  
HAO Xiaole, GAO Shasha, LIU Zhengang. Influence of time-delay control measures on engine acceleration performance from intermediate state to maximum thrust state [J]. Engineering & Test, 2018, 58(2): 54-56. (in Chinese)
- [7] 郝晓乐, 许艳芝, 张浩. 涡扇发动机加力接通过程延迟控制措施的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(3): 47-52.  
HAO Xiaole, XU Yanzhi, ZHANG Hao. Impact of time-delay control measures on reheat lit process for a turbofan engine afterburner [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(3): 47-52. (in Chinese)
- [8] 薛倩, 肖洪, 廉筱纯. 涡轮风扇发动机接通加力过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 545-548.  
XUE Qian, XIAO Hong, LIAN Xiaochun. Numerical simulation of turbofan engine afterburner light-on process [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 545-548. (in Chinese)
- [9] 李伟, 李军, 董顺义. 喷管面积调节精度对某型涡扇发动机加力性能影响的数值仿真[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 556-560.  
LI Wei, LI Jun, DONG Shunyi. Numerical simulation of the influence of nozzle area control accuracy on turbofan afterburning performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 556-560. (in Chinese)
- [10] RICHTER H. Advanced control of turbofan engines [M]. USA: Department of Mechanical Engineering Cleveland State University, 2011.
- [11] KOENIG R W, FISHBACH L H. GENENG: a program for calculating design and off design performance for turbojet and turbofan engines [R]. US: NASA, 2007.
- [12] 陈玉春, 徐思远, 屠秋野, 等. 求解航空发动机非线性方程组的变步长牛顿法[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 40-44.  
CHEN Yuchun, XU Siyuan, TU Qiuye, et al. Variable step newton method for solving nonlinear equations of aero engine [J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(1): 40-44. (in Chinese)
- [13] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理 [M]. 西安: 西北工业大学, 2005: 311-314.  
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principles of aero-engine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 311-314. (in Chinese)
- [14] 姚华, 张天宏. 航空发动机控制系统设计技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2017: 65-66.  
YAO Hua, ZHANG Tianhong. Control system design technology for aero-engine [M]. Beijing: Science Press, 2017: 65-66. (in Chinese)
- [15] 赵安家, 孟哲理. 某型涡喷发动机断接加力故障探究 [J]. 飞机设计, 2017, 37(2): 48-52.  
ZHAO Anjia, MENG Zheli. The research on failures of the afterburner turn-on and turn-off for a turbojet engine [J]. Aircraft Design, 2017, 37(2): 48-52. (in Chinese)

### 作者简介:

徐风磊(1981-),男,学士,讲师。主要研究方向:航空发动机等。

谢镇波(1980-),男,硕士,讲师。主要研究方向:航空发动机等。

李边疆(1991-),男,硕士,助教。主要研究方向:航空发动机等。

蔡娜(1977-),女,硕士,副教授。主要研究方向:航空发动机控制等。

胡强(1983-),男,硕士,参谋。主要研究方向:航空发动机等。

(编辑:丛艳娟)