

文章编号:1000-8055(2013)08-1897-08

某涡扇发动机智能应急控制系统

陈小磊, 郭迎清, 张书刚

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710071)

摘 要: 以某型涡扇发动机为例, 介绍应急航空发动机控制, 并根据不同的紧急事件, 给出两种应急控制模式: 增推力控制和快速反应控制. 仿真结果显示: 释放限制后, 增推力控制可以为发动机额外提供 16.6% 的推力, 但同时涡轮前温度上升 10.8%; 而在标准循环下, 快速反应控制将低压转子上升时间从原来的 2 s 缩短至 1.675 s, 响应速度明显加快, 与此同时, 压气机稳定裕度下降 6.05%, 高压涡轮导向叶片热机械寿命下降 5.16%.

关键词: 损伤飞机; 应急控制; 增推力控制; 快速反应控制; 涡扇发动机

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Intelligent emergency control system of a certain turbofan engine

CHEN Xiao-lei, GUO Ying-qing, ZHANG Shu-gang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710071, China)

Abstract: Taking a certain turbofan engine as an example, the emergency control of aero-engine was introduced, and two emergency control modes were given: overthrust control and fast response control. The simulation results show that after constraint release, overthrust control can provide an additional 16.6% of the engine's thrust, but at the same time, the temperature of turbine inlet rises by 10.8%; and under fast response control, the rise time of low pressure rotor reduces to 1.675 s from 2 s, however the stability margin of compressor decreases by 6.05% and the thermo-mechanical fatigue life of the turbine guide vane declines by 5.16%.

Key words: damage aircraft; emergency control; overthrust control; fast response control; turbofan engine

随着航空事业的兴起, 尤其是大型民用客机的投入使用, 如何保证乘客和飞机的安全成为各大航空公司和飞机制造商关注的重点. 已有资料显示, 在一些紧急事件中, 如飞机机翼损坏、外物袭击或飞行条件骤变时, 航空发动机可以作为飞行控制的执行机构, 通过提供额外推力、加快发动机响应速度, 增加飞机的可控性. 美国国家航空航天局(NASA)早在 20 世纪 90 年代就开始进行

PCA(propulsion controlled aircraft)计划^[1-6], 例如 NASA 飞行试验中心的 Burken 等人研究如何在飞行控制翼面液压机构锁定的情况下, 仅利用发动机间的推力协调, 控制飞机安全飞行或着陆, 并以大型军用 MD-11 飞机为测试平台, 检测控制系统效果. 试验结果表明, 在某些紧急情况下, 以发动机为主导的备用飞行控制系统完全有能力安全控制飞机着陆^[7].

收稿日期: 2012-07-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1897_029.html

基金项目: 航空基金(2011ZB53)

作者简介: 陈小磊(1986-), 男, 江苏南通人, 博士生, 主要从事航空发动机寿命延长控制和应急控制研究.

近年来,随着诸如空客 A380 超大型客机的投入使用,如何使损伤飞机安全着陆再次成为研究热点. NASA 各大实验室在如何评估飞机损伤、如何增强发动机在紧急事件中的性能以及增强发动机性能对其自身和飞机的影响等方面开展了一些研究^[7-11]. 如 Glenn 试验中心的 Guo 等人进行的集成自适应飞行器控制(integrated resilient aircraft control, IRAC)项目,将发动机作为飞行控制的执行机构,对损伤的飞机(如机翼折断)进行控制^[12]. 文献[13-14]研究飞机紧急事件中增强推进系统控制设计,仿真结果显示,尽管增强推进系统控制会使发动机安全性稍有降低,但明显提升发动机推力和快速响应能力,进而保证飞机在紧急事件中安全降落. 2012 年 NASA Glenn 试验中心的 Csank 等人以 C-MAPSS40 千磅(约为 4448.2 N)推力级发动机为研究平台,研究外部飞行环境在提升发动机性能中的影响^[15].

尽管 NASA 很早就开始进行航空发动机应急控制方面的研究,在挖掘发动机控制能力、提升控制性能以及保障飞行器安全等方面取得一定进展,但依然有一些关键技术需要进一步研究,如应急控制中紧急事件等级评估、发动机超限运行风险、飞推综合控制的实现等. 随着我国数字控制电子控制器的发展以及大型客机设计制造的起步,为实现应急控制带来契机和研究平台.

本文以某型双转子航空涡扇发动机为对象,研究应急控制应用. 对航空发动机应急控制结构进行简单介绍,阐述其风险管理和控制模式选择子系统;详细分析了两种增强控制模式:增推力控制和快速反应控制在现有发动机上的应用. 仿真

结果显示,应急控制可以在紧急情况下提升发动机性能,虽然会对部件寿命以及发动机运行稳定性造成一定影响,但却可以在短时间内提升飞机的可控性,从而大大增强飞行安全性和紧急事件中飞行人员的生存能力.

1 应急航空发动机控制结构

传统航空发动机控制结构中,控制器接受飞行控制传输的指令,计算当前飞行状态下合适的控制量,控制发动机安全可靠运行. 航空发动机应急控制系统结构如图 1 所示,其中虚线框内即为传统发动机控制系统结构,应急控制中增加了风险管理和控制模式选择子系统、发动机寿命和运行诊断子系统、发动机监视子系统,在飞行控制部分增加了飞行风险管理子系统,这些子系统主要用来评估紧急事件等级、飞机和发动机运行状态以及应急控制可能会给发动机安全运行带来的风险,从而在风险和性能之间进行折中,为飞机提供合适的额外性能.

1.1 航空发动机及其控制系统

本文中的研究对象为某型双转子、小涵道比、带加力混合排气涡扇发动机,研究中暂不考虑加力情况.

原控制器为全飞行包线航空发动机控制系统,低压转子转速 N_1 为被控量,燃油量 W_m 作为控制量^[16]. 原控制器中将控制器与限制器合在一起,本文中为研究方便将限制器单独取出进行分析. 发动机和控制器基本结构见图 2,其中 PLA 为油门杆角度.

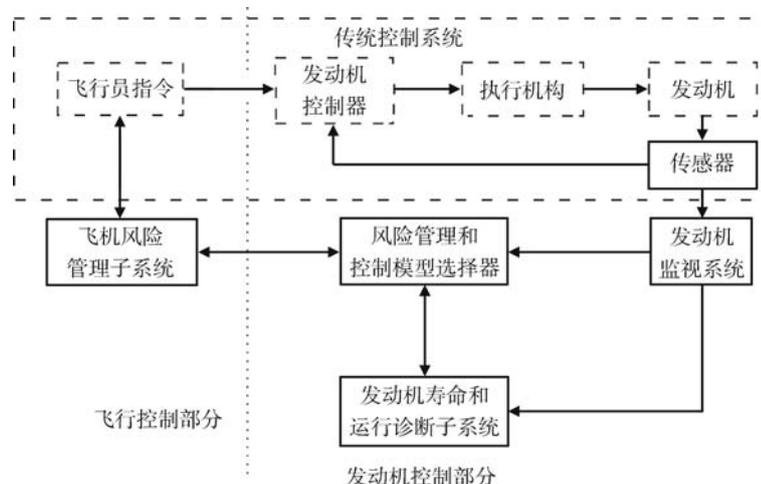


图 1 航空发动机应急控制系统结构

Fig. 1 System structure of emergency control for aero-engine

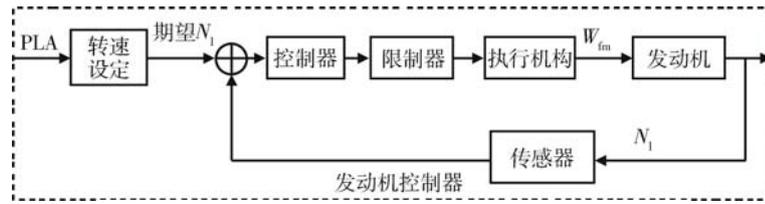


图 2 发动机和控制器基本结构

Fig. 2 Basic structure of engine and controller

在原控制系统中,为了保证发动机安全可靠运行,有几个保护控制器:最大风扇转速、最大核心机转速、最大燃烧室压力.其中最大风扇转速和最大核心机转速限制是为了避免发动机超转时轮盘破裂或叶片断裂,而最大燃烧室压力限制是为了避免燃烧室压力超过机匣压力限制,否则将导致瞬间灾难性损伤.在应急控制中,考虑到燃烧室压力限制的重要性,因此不修改最大燃烧室压力限制.同时发动机控制系统中还有一些限制用于监视,如涡轮后温度,以保证涡轮叶片不被烧毁,但在实际控制器中,没有涡轮后温度限制器.

原发动机地面最大推力状态下主要参数如表 1 所示,下文中各对应参数将采用百分比表示,其基准值即为表 1 中的设计值.

从表 1 中可以看到,在现有最大推力状态下,考虑控制误差(转速为±0.5%),发动机高低压转子转速、涡轮前后温度等均未达到现有限制值,这是因为控制器在设计时,除了保证发动机性能之外,还需要考虑发动机部件寿命、安全运行、控制精度等因素,通常留有一定裕度.这为紧急情况下通过适当处理,如减小预留裕度,来提升发动机推力或加快发动机响应速度提供了可能.

1.2 风险管理和控制模式选择子系统

为保证发动机能够为飞机提供与风险等级相应的性能需求,需要设计合理的风险管理和控制模式选择子系统,如图 3 所示.风险管理是

一个智能专家系统,它根据从各控制器中采集到的信息(包括飞行条件、飞机结构损伤、发动机运行情况)评估当前飞机所遇到的风险等级,进而提出合适的处理措施,如提升发动机推力、加速发动机响应能力,并评估应急措施将给发动机带来的风险.

发动机运行的风险可以表示为发动机增推力幅度和部件寿命的函数,或是发动机响应速度和稳定裕度的函数.大幅度增加发动机推力、延长发动机运行时间将增加发动机部件损伤,提升发动机响应速度则会影响安全运行稳定裕度.因此风险管理需要确定增推力控制的幅度或加速响应的程度.以增推力控制为例,在起飞阶段,控制器可以选择短期大幅度增推力控制,如 15 min,这通常使用在起飞跑道损毁的场合;而在飞行中飞机结构损伤,飞行需要提供额外推力时,飞行控制器将选择长期小幅度增推力控制,如 90 min,以便飞机可以找到合适的机场进行降落^[13].

控制模式选择主要实现修改发动机限制、发动机控制参数调整和保护限制释放.为确定发动机运行限制,控制模式选择将飞行条件和可接受的风险等级传送给发动机寿命和运行诊断子系统.而发动机监视子系统包含发动机健康管理算法和使用寿命算法,它们计算出发动机剩余使用寿命和预留裕度.发动机寿命和运行诊断子系统根据采集到的发动机状态和当前条件计算出合适

表 1 发动机地面最大推力状态下主要参数以及发动机控制器的主要限制

Table 1 Main parameters of engine at max thrust on ground and main restriction for engine controller

变量	低压转子转速 $N_l/(r/min)$	高压转子转速 $N_h/(r/min)$	涡轮前温度 T_{41}/K	涡轮后温度 T_6/K	耗油率 $S_{fc}/(kg/(h \cdot N))$	推力 F/N
设计值	8880	14620	1695	955	0.8600	74000
仿真值	8876	14615	1692.6	952.8	0.8599	73790
限制值	9300	15300	1900	1120		
限制相对值/%	104.7	104.7	112.3	117.5		

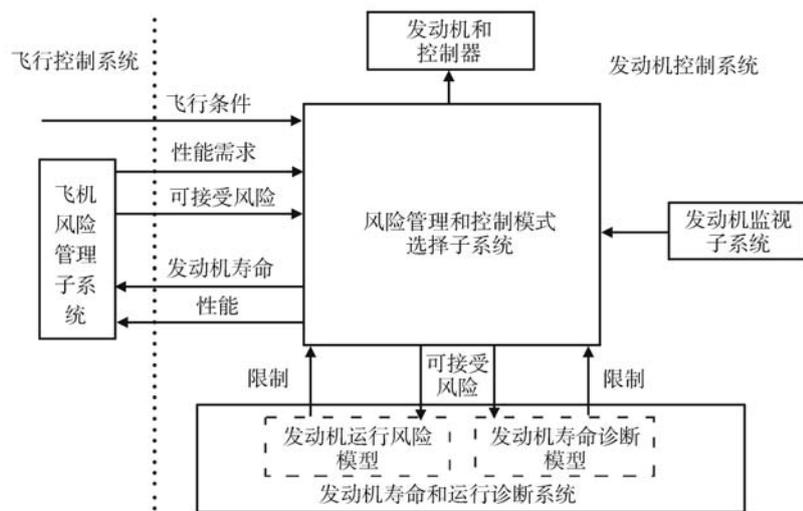


图 3 风险管理和控制模式选择子系统

Fig. 3 Risk management and control mode selection subsystem

的限制并反馈给风险管理和控制模式选择子系统。控制模式选择根据这些信息修改发动机限制器,实现所需的控制模式。

2 应急控制模式

针对不同的紧急情况,需要采用的应急控制模式也不相同,本文中主要研究两种模式:增推力控制和快速反应控制。增推力控制主要应用于起飞跑道过短、飞机翼面损伤导致升力不足等场合,而快速反应控制适用于紧急机动中。在飞机控制结构损伤中,则需要增推力控制与快速反应控制结合起来应对^[14]。

2.1 增推力控制

在增推力控制中,期望发动机提供比原最大状态更大的推力,即产生更高的压比或风扇转速。因此,为实现增推力控制,发动机最大设计点需要延伸至所需的额外推力,但此时其转速、温度以及压力会比原最大值大,可能会超过发动机原有保护逻辑中的限制值。因此在增推力控制中,控制模式选择子系统需要根据采集到的数据,合理释放发动机中的部分限制,使发动机超限运行。

2.2 快速反应控制

提升发动机响应能力有诸多方法,在文献[13]中提出 3 种方法,第 1 种主要针对变增益比例-积分-微分(PID)控制器,通过调整 PID 参数,加快系统响应速度,这种方法可以保证在一定范围内对 PID 参数进行修改时,发动机稳定裕度不出现过大损失;第 2 种方法是通过在原有加速计

划线增加一个偏移来实现,使发动机靠近喘振裕度边界运行,其偏移值需要根据飞行条件、发动机健康状态以及发动机最小运行裕度来确定,该方法适用于大幅度加速过程;第 3 种方法称为高速慢车(high speed idle, HSI),这种方法是保证发动机转子转速处于中高速状态,其原因是,当发动机转子转速较高时,具有更好的加速性,从而响应速度也更快。

本文中所使用的控制器不是传统的变增益 PID 控制器,因此第 1 种方法不适用;而高空慢车的实现需要修改高压压气机进口导叶角度、燃烧室供油量以及稳态点设定等,实现复杂。考虑到原有发动机中执行机构——供油泵在设计时一般留有余量,因此通过直接增加发动机供油量变化率为发动机加速提供更高的能力,提升发动机的加速性能。此方法虽然会减小发动机稳定裕度,但可以通过调整燃油变化率的值来保证发动机不超过喘振边界。

2.3 应急控制模式实现

图 4 为航空发动机应急控制模式实现的示意图,控制模式选择器根据飞机性能需求、可接受风险、飞行条件选择合适的控制模式,并修改原控制器中各个模块的相关参数。以增推力控制为例,当飞行控制发出更高推力的性能需求时,控制模式选择器根据当前飞机和发动机可接受风险,优化增推力幅度和部件寿命,合理释放保护逻辑中的各项限制。

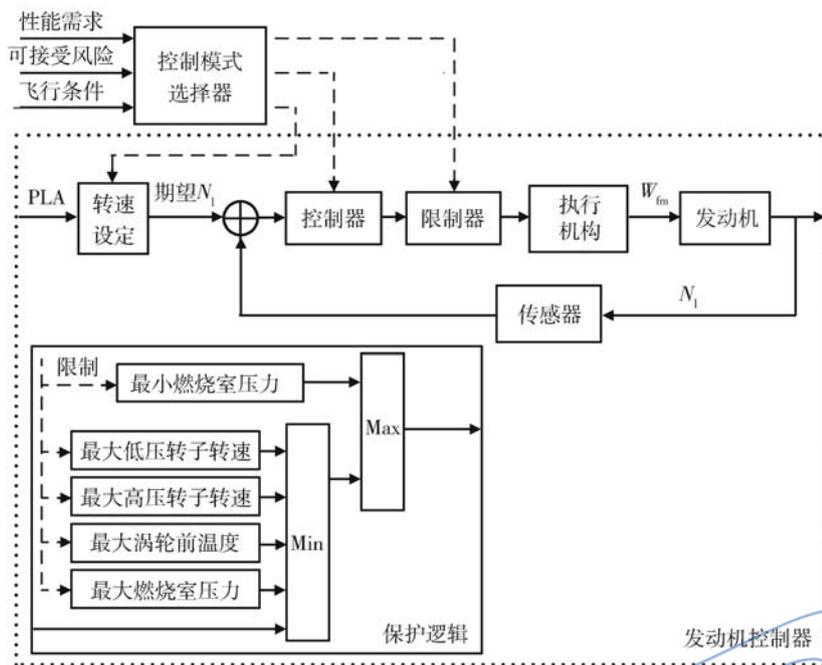


图 4 航空发动机应急控制模式实现

Fig. 4 Implementation of emergency control mode for aero-engine

3 仿真分析

为了对上述控制模式做进一步研究,本文分别对增推力控制和快速反应控制进行仿真分析,以模拟紧急起飞和快速机动等紧急事件下的运行。

3.1 增推力控制仿真

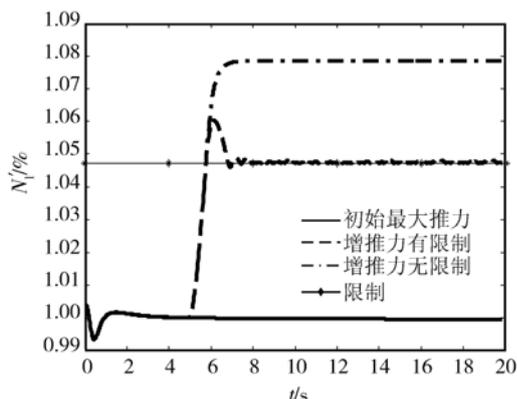
本文对地面增推力控制进行分析,设定飞行高度和马赫数均为 0,在 5 s 时,飞行控制期望在原有最大推力基础上增加推力,这里假设期望低压转子转速 N_1 增加 10%。分别对发动机控制修改限制前后进行仿真,观察发动机主要参数变化情况。以各参数的设计值为基准,用仿真计算值比设计值来表征参数变化情况,记为 F' , N'_1 等。从表 2 中可以看出,释放发动机限制会明显提升发动机推力水平,从原来的 110.0% 上升至 116.6%,

但同时 T'_{41} 也从 106.2% 上升至 110.8%, N'_1 上升至 107.8%。 T'_{41} 的剧烈变化将对高温部件寿命产生重大影响。

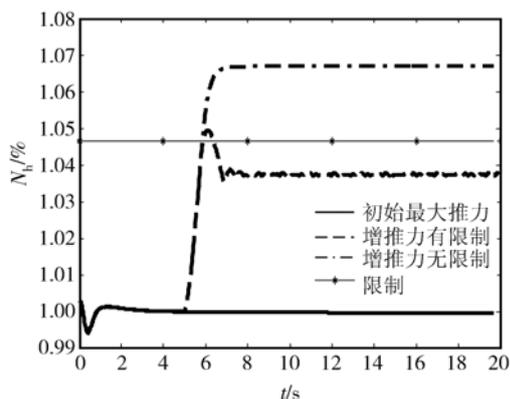
表 2 发动机增推力控制各参数对比 (单位:%)
 Tabel 2 Comparison of parameters in overthrust operation and nominal response for engine (unit: %)

主要参数	F'	N'_1	N'_h	T'_{41}	T'_6	S'_{fc}
修改限制前	110.0	104.7	105.0	106.2	104.4	112.6
修改限制后	116.6	107.8	106.7	110.8	106.4	123.1

图 5 为发动机期望额外提升推力,修改限制器前后发动机各主要参数变化情况(飞行高度和马赫数均为 0)。



(a) 低压转子转速



(b) 高压转子转速

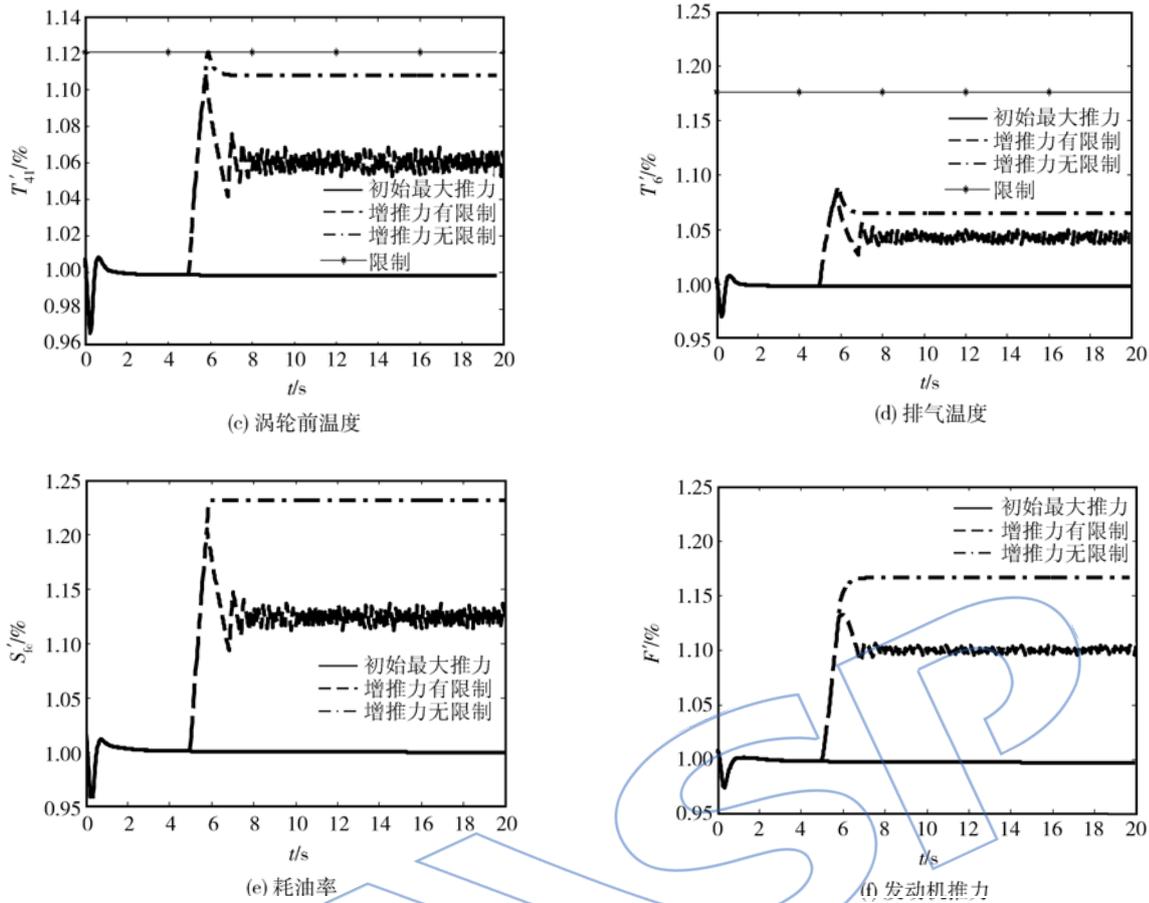


图 5 发动机增推力控制主要参数变化情况

Fig. 5 Main parameters changes of overthrust operation comparing with nominal response for engine

从图 5 中可以看出采用增推力控制后,修改限制器前后各主要参数变化情况.其中图 5(a)为发动机低压转子转速,在原限制器的条件下,发动机低压转子转速被限制在 104.7%,而修改限制后,转速提升至 107.9%,发动机推力则从 110.0%增加至 116.6%.

3.2 快速反应控制仿真

在仿真中,设定原执行机构燃油变化率为基准值($\dot{W}_{fm}=1600 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{s}), 100\%$),在快速反应控制中增加 25%(至 125%).表 3 为发动机快速反应控制各参数对比.

从表 3 中可以看出,发动机采用快速反应控制后,发动机低压转子上升时间从原来的 2s 缩短至 1.675s,响应速度明显增加.但与此同时,发动机高低压转子转速、涡轮前温度、排气温度的峰值都有少量上升,发动机压气机稳定裕度下降,发动机运行安全性降低.从涡轮导向叶片热机械疲劳寿命 L'_{tmf} 也可以看出,部件寿命有所降低.

图 6 为发动机快速反应控制前后主要参数变化曲线(飞行高度和马赫数均为 0),从图 6(a)和

6(b)中可以清楚地看出,在加速的初始阶段,使用快速反应控制后,曲线上升比原来快.从图 6(f)中可以看出压气机喘振裕度有所降低,但未超过 0.1 限制.图 6(g)为燃油变化率曲线,图中可以清楚看到快速反应控制中,加速前期最大燃油变化率上升至 125%,而基准值为 100%.图 6(h)

表 3 发动机快速反应控制前、后各参数对比

Table 3 Comparison of parameters before and after fast response control for engine

变量	快速反应前	快速反应后
低压转子转速峰值 $N'_{l,max}/\%$	101.04	101.05
高压转子转速峰值 $N'_{h,max}/\%$	100.84	100.85
涡轮前温度峰值 $T'_{41,max}/\%$	103.22	103.70
涡轮后温度峰值 $T'_{6,max}/\%$	103.12	103.66
最小风扇喘振裕度 (SMF) M_{fmin}	0.2329	0.2469
最小压气机喘振裕度 (SMC) M_{cmin}	0.1273	0.1196
转子上升时间 T_r/s	2.000	1.675
叶片热机械疲劳寿命 $L'_{tmf}/\%$	100	94.84

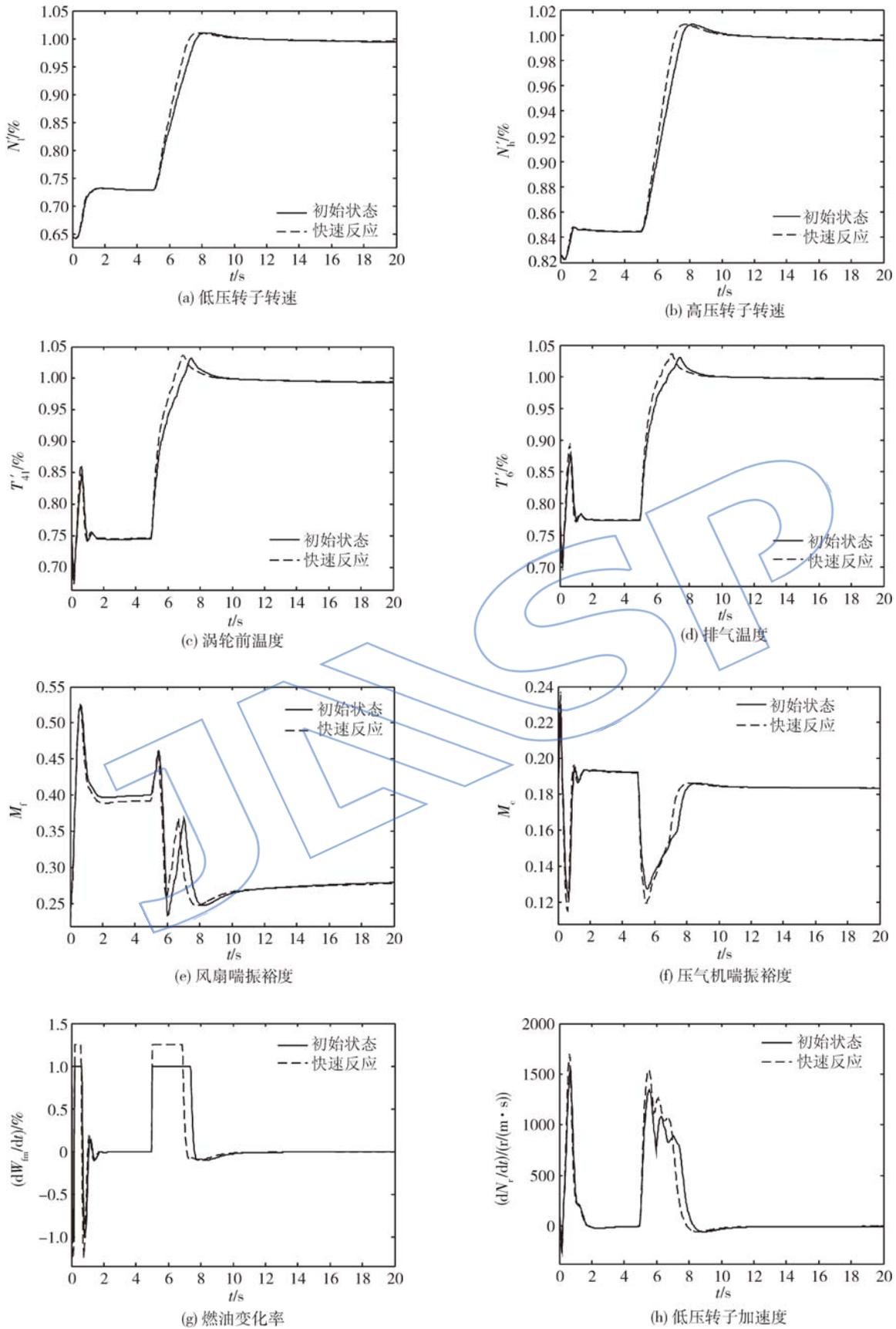


图 6 发动机快速反应控制前、后主要参数变化曲线
Fig. 6 Curves of main parameters before and after fast response control for engine

则是发动机低压转子加速度曲线,快速反应控制后,转子加速度在前期要大于初始值,而在后期会小于初始值。

4 结 论

本文旨在介绍一种应急控制系统,它可以在紧急事件中提升发动机性能。但提升飞行器在紧急事件中的生存能力,需要发动机突破原有约束来提升额外推力或加快响应速度。在应急控制系统中,发动机端根据发动机当前健康状态结合飞机风险等级确定合适的应急控制模式,实现应急控制模式,同时保证发动机不超过可接受的风险等级。而飞行器端则分析飞行器当前状态确定飞行器风险等,给出所需的发动机性能。

最后以现有发动机模型和控制系统为基础,对航空发动机应急控制进行探索研究。通过修改原有发动机限制,实现发动机推力提升;修正执行机构燃油变化率来实现提高发动机快速响应能力。从仿真结果中可以看出,两种应急控制均可以在紧急事件中提升发动机性能。尽管应急控制也会对发动机安全运行和部件寿命产生不利的影响,但却可以在紧急事件中提升飞行器和飞行人员的生存能力。

参考文献:

- [1] Jonckheere E A, Yu G. Propulsion control of crippled aircraft by H_{∞} model matching[J]. Transactions on Control Systems Technology, 1999, 7(2): 142-159.
- [2] Ochi Y, Kanai K. Automatic approach and landing for propulsion controlled aircraft by H_{∞} control[C]// Proceedings of IEEE Conference on Control Applications. Piscataway, US: IEEE, 1999: 997-1110.
- [3] Jonckheere E A, Yu G, Chien C. Gain scheduling for lateral motion of propulsion controlled aircraft using neural networks[C]// Proceedings of the American Control Conference. Albuquerque, US: IEEE, 1997: 3321-3325.
- [4] Bates D G, Gatley S L, Postlethwaite I, et al. Robust integrated flight and propulsion control (IFPC) of an experimental STOVL aircraft[C]// Proceedings of IEEE Conference on Decision and Control. Tampa, US: IEEE, 1998: 4220-4221.
- [5] Ochi Y. Flight control system design for propulsion-controlled aircraft [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2005, 129(4): 329-340.
- [6] Gatley S L, Harefors M, Bates D G. On the robustness properties of H_{∞} integrated flight and propulsion controllers for a large transport aircraft [C] // Proceedings of IEEE Conference on Control Applications. Piscataway, US: IEEE, 2002: 138-143.
- [7] Burken J J, Maine T A, Jr Burcham F W, et al. Longitudinal emergency control system using thrust modulation demonstrated on an MD-11 airplane [R]. AIAA-96-3062, 1996.
- [8] Bokovic J D, Mehra R K. Intelligent adaptive control of a tailless advanced fighter aircraft under wing damage[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5): 876-884.
- [9] KrishnaKumar K, Limes G, Gundy B K, et al. An adaptive critic approach to reference model adaptation [R]. AIAA 2003-5790, 2003.
- [10] Turso J A, Lawrence C, Litt J S. Reduced-order modeling and wavelet analysis of turbofan engine structural response due to foreign object damage (FOD) events[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(3): 814-826.
- [11] Jaw L C, Van H T, Mink G R. Simulation of an intelligent engine control system for aircraft under adverse conditions [R]. AIAA 2007-2810, 2007.
- [12] Guo T H, Jonathan S L. Resilient propulsion control research for the NASA integrated resilient aircraft control (IRAC) project [R]. NASA/TM-2007-214940, 2007.
- [13] Csank J T, Chin J C, May R D, et al. Implementation of enhanced propulsion control modes for emergency flight operation [R]. NASA/TM-2011-217038, 2011.
- [14] Csank J T, May R D, Litt J S, et al. A sensitivity study of commercial aircraft engine response for emergency situations [R]. NASA/TM-2011-217004, 2011.
- [15] Csank J T, May R D, Gou T, et al. The effect of modified control limits on the performance of a generic commercial aircraft engine [R]. NASA/TM-2012-217261, 2012.
- [16] 王海泉. 航空发动机 H_{∞} 鲁棒控制器设计及仿真实证 [D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- WANG Haiquan. H_{∞} robust controller design for aero-engine and simulation [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2009.