文章编号:1000-8055(2014)04-0953-12 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2014.04.028

基于模态切换的航空发动机容错控制

杨征山[1,2],仇小杰[1],庄锡明[3],黄金泉[2]

(1. 中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所,江苏 无锡 214063;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院,南京 210016;
3. 总参陆航部 驻上海地区军事代表室,上海 200233)

摘 要: 综合了航空发动机控制和故障诊断方法,设计了基于模态切换的任务级和发动机级模式的容错控制系统.任务级模式在发动机部件故障时,通过切换控制策略和控制模式达到恢复或降低发动机性能的要求;发动机级模式在控制回路失效时,根据故障情况切换到容错控制回路,从而保证发动机继续正常工作.数字仿真结果表明:在稳态或加速过程中出现部件故障时,容错控制系统都能够100%恢复发动机的推力;在发动机中间、慢车和节流状态下,当压气机转速控制回路失效时,容错控制系统能够在3 s内平稳切换到风扇转速控制回路.

关 键 词: 航空发动机;模态切换;容错控制;性能恢复;容错控制回路

中图分类号: V233.7 **文献标志码:** A

Aero-engine fault-tolerant control based on mode switch

YANG Zheng-shan[1,2], QIU Xiao-jie[1],
ZHUANG Xi-ming[3], HUANG Jin-quan[2]

(1. Aviation Motor Control System Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. Military Representatives Office of the Army Aeronautical Department Resident in
Shanghai Region for the Headquarters of General Staff, Shanghai 200233, China)

Abstract: By combining aero-engine control and fault diagnoses methods, the aero-engine fault-tolerant control system based on control mode switch was designed, including task-level mode and engine-level mode. In case of failure of the engine components, the task-level mode could change the control strategies and modes to recover or reduce the aero-engine performance. In case of failure of a control loop, the control strategies were switched to other fault-tolerant control loops according to fault conditions, so as to ensure that the aero-engine continues to work normally. Numerical simulation result shows, the designed fault-tolerant control system can recover the aero-engine performance in 100% in case of failure of the components in the process of steady state or accelerated. And the designed fault-tolerant control system can switch to the fan speed control loop smoothly in 3 seconds in case of failure of the compressor speed control loop.

Key words: aero-engine; mode switch; fault-tolerant control; performance recovery; fault-tolerant control loop

收稿日期:2013-02-25

作者简介:杨征山(1977-),男,湖南武冈人,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机控制系统研发.

随着航空技术的快速发展，航空发动机(以下简称发动机)的性能不断得到增强，其结构也越来越复杂. 由于发动机恶劣工作环境的影响，发动机部件与传感器均会发生不同程度的蜕化和故障. 当发动机部件发生蜕化或故障时，为了延长发动机使用寿命、保证发动机安全工作并使蜕化、故障发动机提供足够的性能来保证飞机安全飞行或完成任务，必须对蜕化、故障的发动机性能进行恢复；当发动机传感器发生故障时，导致当前的控制回路不能正常工作甚至发动机不稳定，必须要对故障控制回路进行容错控制.

80 年代开始，美国开展传感器故障检测、隔离和重构的研究工作，NASA(National Aeronautics and Space Administration) Lewis 研究中心的 ADIA (advanced detection，isolation and accommodation)计划开发了发动机的传感器故障检测、隔离和重构算法[1]，同时，NASA 的 ARTERI(analytical redundancy technology for engine reliability improvement)计划可以检测并区分控制系统的硬故障与软故障，并对传感器故障进行系统重构[2-3]；2000 年开始，NASA 的 DACS (damage adaptive control system)计划为了保证飞机的安全降落提出了控制故障发动机的容错控制方法[4]；在此基础上，CEDAR(commercial engine damage assessment and reconfiguration)计划为了保证发动机在故障情况下继续提供必须的推力，提出了诊断发动机故障并改变控制结构的方法[5]；为了补偿蜕化发动机的推力，Litt 等设计了一个多变量的、自适应控制调节规则[6]；Dan 等利用估计发动机推力对发动机进行反馈控制，从而提出了直接推力控制的概念[7]；袁春飞等为了保证蜕化发动机继续提供需要的推力，将发动机机载自适应模型加入常规控制回路，构成推力闭环控制[8].

以上方法用于传感器容错控制以及部件蜕化故障的发动机性能恢复均取得了良好的效果，但不能实时根据发动机的“健康”状况来满足发动机容错控制要求. 随着 FADEC(full authority digital electronic control)系统的发展，先进的控制技术与健康管理技术综合的容错控制方法已经成为智能发动机的关键技术之一，并成为容错控制的发展趋势. 本文将多模态切换控制技术与发动机健康管理相结合，设计了基于模态切换的发动机容错控制系统，即为发动机不同的故障模态设计不同的控制模式，通过在这些控制模式之间的切换实现发动机的容错控制.

1 基于模态切换的发动机容错控制系统设计

基于模态切换的发动机容错控制系统如图 1 所示，系统通过健康管理对发动机部件、传感器进行状态监视、故障诊断和故障重构[9]，并将诊断出的部件故障、性能蜕化和传感器故障视为各不同模态. 通过多模态切换控制方法，自动调整控制计划，实行相应的模态控制. 系统包括任务级模式和发动机级模式.

1) 任务级模式

当发动机部件发生故障或者蜕化时，可以通过改变控制策略以及控制模式达到恢复或降低发动机所需的性能要求，从而保证飞机安全飞行以

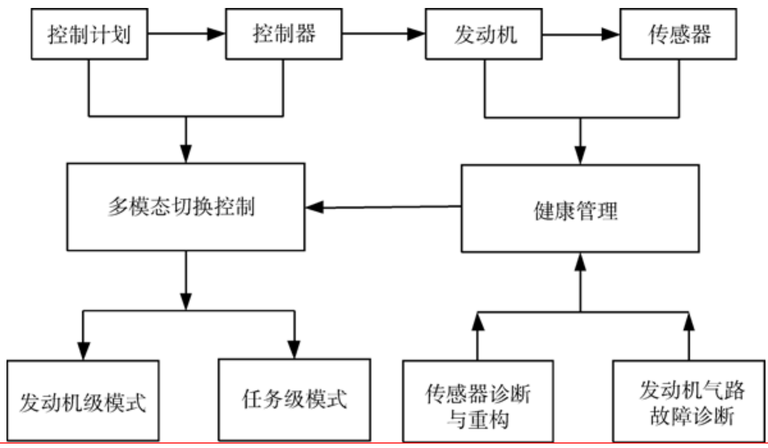


图 1 基于模态切换的发动机容错控制系统结构图

Fig. 1 Structural-diagram of aero-engine fault-tolerant control system based on mode switch

及增加任务完成率.

2) 发动机级模式

对于发动机各不同控制回路,当传感器发生故障并失效时,可能导致闭环系统性能恶化甚至系统不稳定,因此健康管理系统首先要对传感器进行故障检测、隔离和重构. 如果传感器无法重构,需要改变控制策略,切换到其他控制回路,从而保证发动机正常工作. 其将传感器的容错控制从硬件冗余提升到发动机控制与故障诊断综合的层次上.

本文分别设计了上述两种模式下发动机对应故障模态的控制策略,并通过控制策略的相互切换来达到容错控制的目的.

2　任务级模式

任务级模式对发动机部件蜕化或故障情况下的性能进行恢复控制,本文设计了基于模态切换的发动机性能恢复控制方法. 通过在常规转速控制模式的基础上增加外环控制回路的方法来恢复发动机部件蜕化或故障情况下的性能. 当发动机工作在稳态时,为了使得蜕化、故障发动机继续提供所需要的推力,利用计算发动机正常推力与蜕化、故障后推力的偏差,设计的外环回路自适应调节稳定状态下的发动机转速;当发动机工作在加速过程时,利用喘振裕度控制技术和综合常规转速控制方法,设计的外环回路使蜕化、故障的发动机在加速过程中保证气动稳定,同时利用常规状态下剩余的喘振裕度,充分挖掘发动机的潜力,尽快恢复推力响应速度. 系统的结构如图 2 所示(暂不考虑喷口回路,仅以转速回路为例),系统功能分为 3 个模式:稳态性能恢复模式、加速性能恢复模式和常规转速控制模式.

由图 2 所示(图中 P_{la} 为油门杆角度,n_c 为压气机转速,n_{cr} 为压气机换算转速,F_n 为推力,n_f 为风扇转速,T_{t5} 为涡轮后温度,p_3 为压气机出口压力,W_{fm} 为主燃油流量. 其中带 Δ 符号的表示此量的偏差,下标 max 表示此量的最大值.),当接通开关 A 时,即发动机工作在正常工作情况下,整个系统由常规转速控制模式进行控制,并通过发动机健康管理模块对发动机状态进行实时监视和诊断[10-11]. 在稳定状态下,如果发动机健康管理模块识别出发动机部件发生故障或蜕化时,就接通开关 A 和 C,稳态工作性能恢复模式将投入工作,即切入外环控制回路对发动机所提供的推力进行恢复;加速过程中,发动机健康管理模块诊断出发动机部件发生故障或蜕化时,则接通开关 B,加速性能恢复模式将投入工作,即喘振裕度控制器切入控制,此时主要恢复加速过程的推力响应速度.

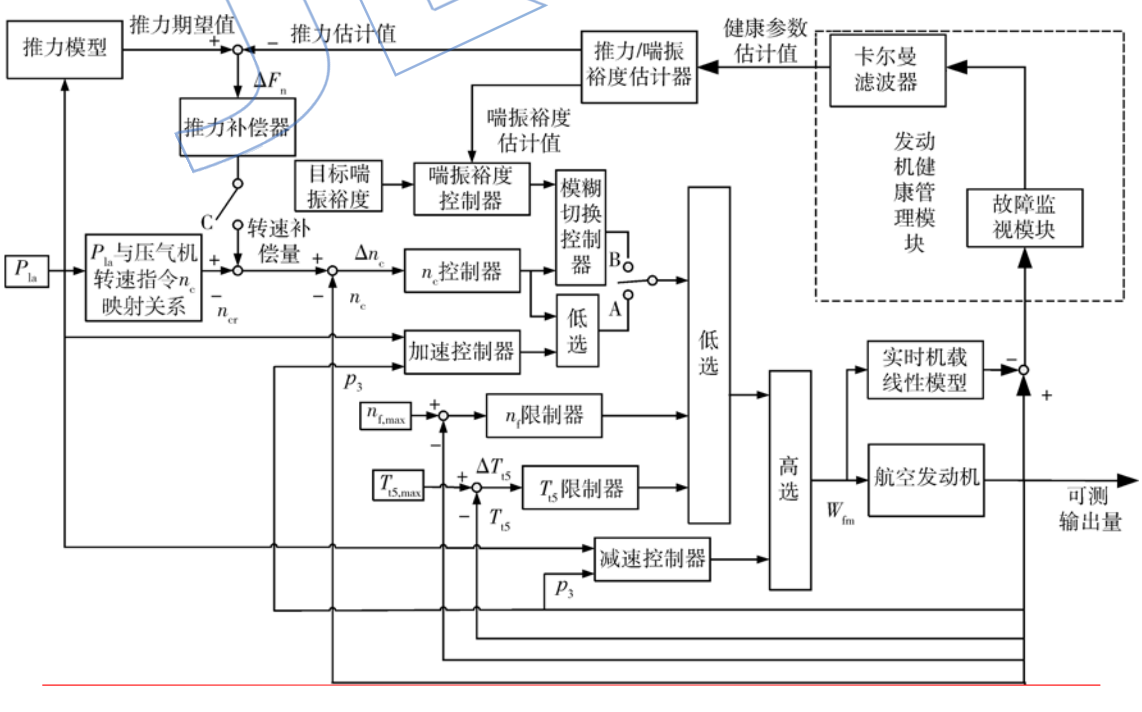


图 2　基于模态切换的发动机性能恢复控制系统结构图

Fig. 2　Structural-diagram of aero-engine performance recovery control system based on mode switch

2.1 发动机常规转速控制模式

由于发动机的推力很难直接测量，发动机的常规控制是通过控制其转速来间接控制的. 本文所述的发动机常规控制模式，发动机的转速指令是通过油门杆角度（PLA，量符号记为 P_{la}）指令转化而来的，同时控制器通过调节燃油量来跟踪转速指令，进而保证发动机获得所需要的推力或推力的响应速度. 针对额定状态的发动机，该控制方法能够满足飞机的基本性能需求.

2.2 发动机稳态性能恢复控制模式

在稳定状态下，发动机健康管理模块识别出发动机部件发生蜕化或故障时[12]，控制模式切换到稳态性能恢复模式，即性能恢复控制系统接通开关 A、开关 C. 由于发动机的部件发生故障或蜕化，其产生的推力将下降，与该状态下的额定推力会出现偏差. 本文在发动机常规控制模式基础上，增加了一个外环控制回路，利用修正发动机的转速指令确保蜕化或故障发动机的推力得到恢复. 在性能恢复控制过程中，各限制功能仍继续工作，即参数达到限制线时，推力只能得到部分恢复.

发动机的推力模型、推力补偿器和推力估计器 3 部分组成稳态性能恢复模式的外环控制回路. 推力模型利用飞行包线内大量稳态点推力值构成的插值表来表示，利用推力模型，可以获得相应油门杆角度下的发动机稳态推力期望值. 根据发动机的状态和油门杆角度，通过插值就能得到发动机的推力期望值；推力估计器是利用 Kalman 滤波器估计发动机的健康参数蜕化量，对发动机实时模型进行修正，通过模型计算其输出推力的估计值；由于发动机控制是通过控制发动机的转速来间接控制发动机的推力，故推力补偿器的输出为转速补偿量，而其输入为在当前油门杆角度下，推力模型计算的推力期望值与推力估计器的推力估计值之间的偏差. 推力补偿器的输入输出隶属度函数如图 3 所示. 图中输入 ΔF_n 对应正大（PB）、正中（PM）和正小（PS）时的推力偏差值为 ΔF_{nb}，ΔF_{nm} 和 ΔF_{ns}，输出 Δn_c 对应正大（PB）、正中（PM）和正小（PS）时的转速补偿量为 Δn_{cb}，Δn_{cm} 和 Δn_{cs}，其对应的负大（NB）、负中（NM）和负小（NS）的推力偏差值和转速补偿量分别为它们的相反数.

模糊控制器推理规则为

Rule 1：if ΔF_n is PB，then Δn_c is PB；

Rule 2：if ΔF_n is PM，then Δn_c is PM；

Rule 3：if ΔF_n is PS，then Δn_c is PS；

Rule 4：if ΔF_n is Z，then Δn_c is Z；

Rule 5：if ΔF_n is NS，then Δn_c is NS；

Rule 6：if ΔF_n is NM，then Δn_c is NM；

Rule 7：if ΔF_n is NB，then Δn_c is NB.

综合正常转速指令和转速补偿量，对转速指令进行修正，从而通过调整发动机供油量来实现推力恢复.

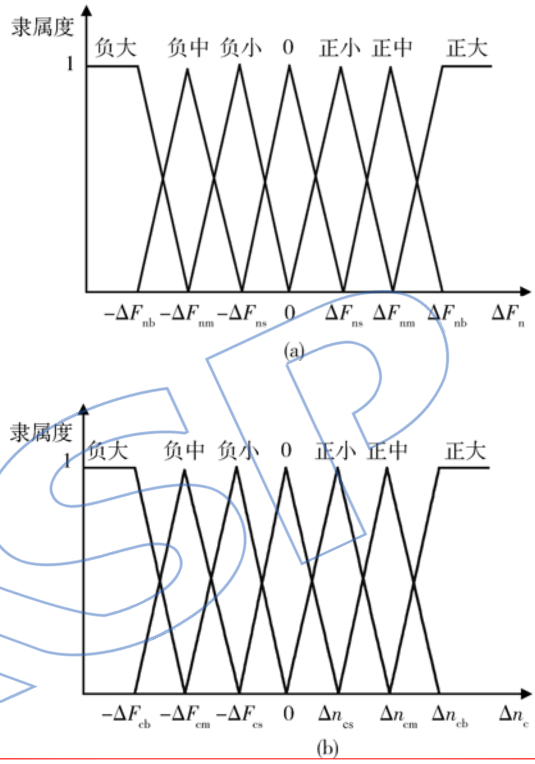


图 3 输入与输出的隶属度函数

Fig. 3 Membership function of input and output

2.3 加速性能恢复控制模式

当发动机工作在加速过程且发动机健康管理模块诊断出发动机部件发生蜕化或故障时，控制模式切换到加速性能恢复模式，即性能恢复控制系统接通开关 B. 当发动机部件出现蜕化或故障时，其加速过程中的推力响应速度将发生蜕化，从而导致加速过程变慢. 发动机推力响应速度无法通过改进常规的转速控制方法进行改善. 本文综合常规转速控制方法和喘振裕度控制方法[13-14]，在保证气动稳定的情况下，尽量利用常规状态下的剩余喘振裕度，拓展蜕化发动机的加速工作线，从而确保蜕化发动机的性能恢复.

如图 2，在发动机加速过程中，压气机转速控制器和喘振裕度控制器轮流作用. 在较大的喘振裕度时，压气机转速控制器单独投入工作；分别设定 S_{m1} 和 S_{m2}，在喘振裕度下降到 S_{m1} 时，转速控制

器和喘振裕度控制器同时投入工作;在喘振裕度下降到 S_{m2} 时,喘振裕度控制器单独进行控制.

文中模糊切换控制器设定为单输入单输出,发动机喘振裕度 S_m 为前提变量,$u=w_{fm}$ 为模糊控制器输出,采用 if-then 规则,第 i 个模糊规则如下:

$$\text{If}\quad S_m \quad \text{is}\quad N_i$$
$$\text{Then}\quad u = u_i(S_m)$$

式中 $i=1,2$;门限值 S_m 的模糊集是 N_i;输出量是 u;假定第 i 个控制器的输出是 $u_i(S_m)$,可以得到整个模糊切换控制器的输出

$$u = \sum_{i=1}^{2} h_i(S_m)\,u_i(S_m)$$

其中 $h_i(S_m) = N_i(S_m)\Big/\sum N_i(S_m)$,而 S_m 是 N_i 的隶属度 $N_i(S_m)$,$h_i(S_m) > 0$,$\sum h_i(S_m) = 1$. 喘振裕度 S_m 隶属度函数如图 4 所示,S_{m1} 和 S_{m2} 为切换过程中切换开始和结束的门限值.

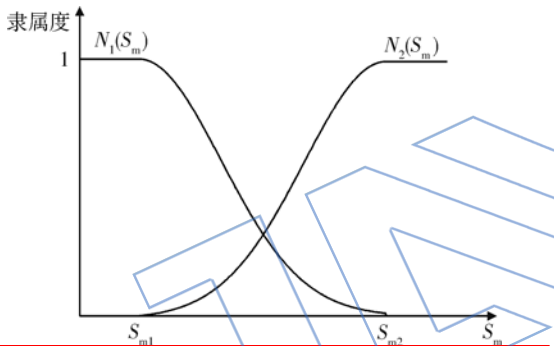


图 4　喘振裕度 S_m 隶属度函数

Fig. 4　Membership function of surge margin

3　发动机级模式

发动机级模式主要研究发动机在慢车状态、节流状态以及中间状态下的控制计划以及故障后容错控制回路方案设计. 本节发动机采用双变量控制规律,控制量为主燃油流量 W_{fm} 和尾喷管面积 A_8,被控制量为风扇转速 n_f 或压气机转速 n_c 和发动机增压比 π.

3.1　中间状态下的容错控制回路设计

发动机中间状态控制规律的目的是在安全可靠的前提下,任何飞行条件都能产生尽可能大的推力. 在整个飞行包线范围内,发动机中间状态根据发动机参数和进口空气总温 T_{t2} 的关系进行分段的组合规律,其控制计划分为如下 3 段:

1) $T_{t2} < 302\,\text{K}$ 时,控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_c = f_1(T_{t2}),\quad A_8 \rightarrow \pi = g_1(\bar{n}_{\infty})$$

2) $302\,\text{K} \leqslant T_{t2} < 360\,\text{K}$ 时,控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_c = n_{c,\max} = \text{const},\quad A_8 \rightarrow \pi = g_1(\bar{n}_f)$$

3) $T_{t2} \leqslant 360\,\text{K}$ 时,控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow T_5 = T_{5,\max} = \text{const},\quad A_8 \rightarrow \pi = g_1(\bar{n}_f)$$

其中 $f_1(T_{t2})$ 为中间状态下发动机进口空气总温 T_{t2} 和压气机转速 n_c 的函数关系,$g_1(\bar{n}_f)$ 为风扇相对转速 $\bar{n}_f$ 和发动机增压比 π 的函数关系,如图 5~图 7 所示(纵坐标 n_c,T_{t5},π 均为相对值).

由图 5 至图 6 可以看出,主燃油量控制计划在

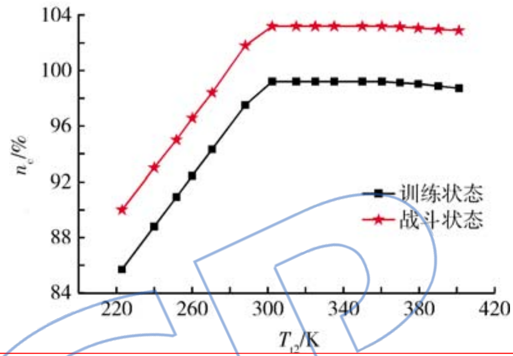


图 5　中间状态 n_c 和 T_{t2} 函数关系

Fig. 5　Function relationship of n_c and T_{t2} in middle state

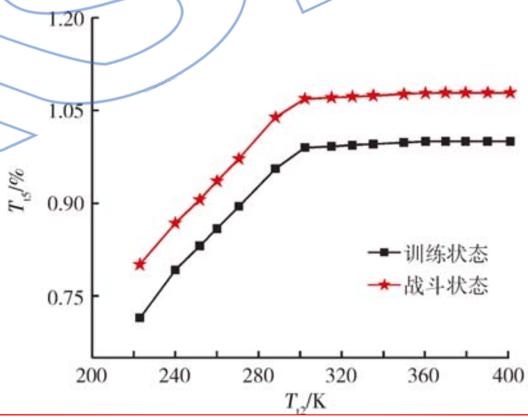


图 6　中间状态 T_{t5} 和 T_{t2} 函数关系

Fig. 6　Function relationship of T_{t5} and T_{t2} in middle state

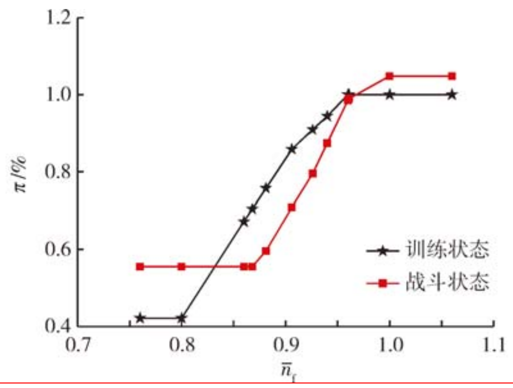


图 7　中间状态 π 和 $\bar{n}_f$ 函数关系

Fig. 7　Function relationship of π and $\bar{n}_f$ in middle state

第 1 阶段和第 2 阶段是采用压气机转速 n_c 控制回路，第 3 阶段是采用涡轮后温度 T_{t5} 控制回路.

当在第 1 阶段和第 2 阶段发生压气机转速传感器故障甚至无法重构和硬件冗余时，即压气机转速控制回路无法正常工作，此时容错控制策略为：无论当前是战斗状态还是训练状态，当前控制回路由压气机转速控制回路切换到训练状态的风扇转速控制回路，由图 8 中风扇转速 n_f（相对值）和发动机进口空气总温 T_{t2} 之间的映射关系确定当前的风扇转速回路的转速指令. 即当前阶段的控制计划如下：

$T_{t2} < 360\,\mathrm{K}$ 时，控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_f = f_2(T_{t2}),\quad A_8 \rightarrow \pi = g_1(\bar{n}_f)$$

其中 $f_2(T_{t2})$ 为中间状态下发动机进口空气总温 T_{t2} 和风扇转速 n_f 的函数关系.

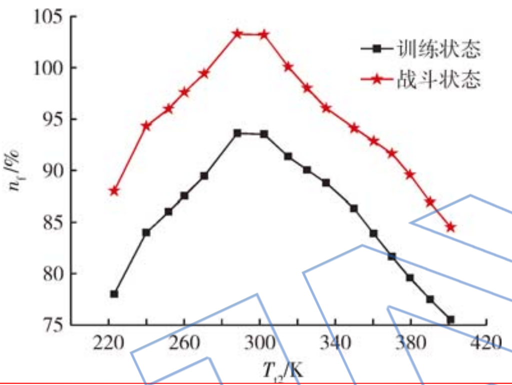


图 8　中间状态 n_f 和 T_{t2} 函数关系

Fig. 8　Function relationship of n_f and T_{t2} in middle state

当在第 3 阶段发生涡轮后温度传感器故障甚至无法重构和硬件冗余时，即涡轮后温度控制回路无法正常工作，此时容错控制策略为：无论当前是战斗状态还是训练状态，当前控制回路由温度控制回路切换到训练状态的压气机转速控制回路，由图 5 中压气机转速 n_c 和发动机进口空气总温 T_{t2}之间的映射关系确定当前的压气机转速回路的转速指令. 即当前的阶段的控制计划如下：

$T_{t2} \geqslant 360\,\mathrm{K}$ 时，控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_c = f_1(T_{t2}),\quad A_8 \rightarrow \pi = g_1(\bar{n}_f)$$

3.2　慢车状态下的容错控制回路设计

慢车状态是发动机稳定和可靠工作的最小推力状态. 在整个飞行包线范围内，发动机慢车状态根据发动机压气机转速 n_c 和进口空气总温 T_{t2} 的关系进行分段的组合规律，其控制计划分为如下 3 段：

1) $T_{t2} < 250\,\mathrm{K}$ 时，控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_c = 62.8\%,\quad A_8 = g_2(\bar{n}_c)$$

2) $250\,\mathrm{K} \leqslant T_{t2} < 390\,\mathrm{K}$ 时，控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_c = f_3(T_{t2}),\ \text{地面慢车时}\ A_8 = A_{8,\max}$$
$$\text{空中慢车时}\ A_8 = g_2(\bar{n}D_c)$$

3) $T_{t2} \geqslant 390\,\mathrm{K}$ 时，控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_c = 98\%,\quad A_8 = g_2(\bar{n}_c)$$

其中 $f_3(T_{t2})$ 为慢车状态下发动机进口空气总温 T_{t2} 和压气机转速 n_c（相对值）的函数关系，$g_2(\bar{n}_c)$ 为压气机相对转速 $\bar{n}_c$ 和尾喷管面积 A_8 的函数关系，如图 9～图 10 所示.

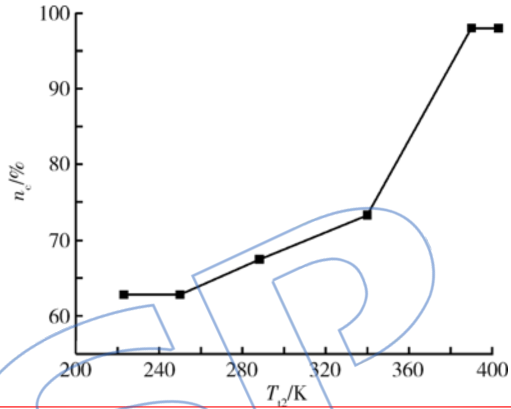


图 9　慢车状态 n_c 和 T_{t2} 函数关系

Fig. 9　Function relationship of n_c and T_{t2} in idle state

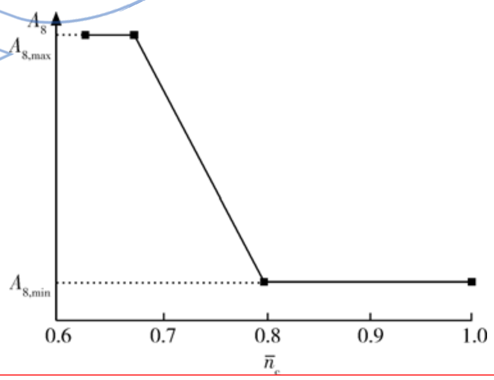


图 10　慢车状态 A_8 和 $\bar{n}_c$ 函数关系

Fig. 10　Function relationship of A_8 and $\bar{n}_c$ in idle state

由图 9～图 10 可以看出，主燃油量控制计划在 3 个阶段是采用压气机转速 n_c 控制回路，尾喷管面积 A_8 开环控制. 当发生压气机转速传感器故障甚至无法重构和硬件冗余时，即压气机转速控制回路无法正常工作，此时容错控制策略为：将当前控制回路由压气机转速控制回路切换到风扇转速控制回路，由图 11 中风扇转速 n_f 和发动机进口空气总温 T_{t2}之间的映射关系确定当前的风扇转速回路的转速指令，图 12 中尾喷管面积 A_8 和风扇相对转速 $\bar{n}_f$ 的映射关系确定尾喷管面积

A_8. 即当前的阶段的控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow n_f = f_4(T_{t2})\text{，地面慢车时 } A_8 = A_{8,max}$$
$$\text{空中慢车时 } A_8 = g_3(\bar{n}_f)$$

其中 $f_4(T_{t2})$ 为慢车状态下发动机进口空气总温 T_{t2} 和风扇转速 n_f（相对值）的函数关系，$g_3(\bar{n}_f)$ 为风扇相对转速 $\bar{n}_f$ 和尾喷管面积 A_8 的函数关系，如图 11～图 12 所示.

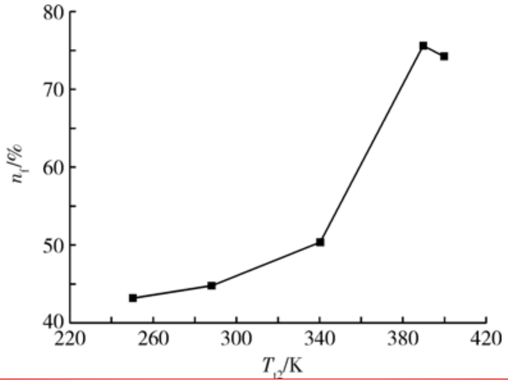


图 11　慢车状态 n_f 和 T_{t2} 函数关系

Fig. 11　Function relationship of n_f and T_{t2} in idle state

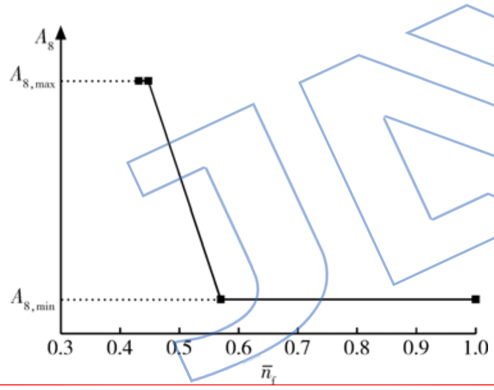


图 12　慢车状态 A_8 和 $\bar{n}_f$ 函数关系

Fig. 12　Function relationship of A_8 and $\bar{n}_f$ in idle state

3.3　节流状态下的容错控制回路设计

节流状态是通过油门杆角度给定的，且主要在减小燃油流量的情况下得以实现，对该状态的主要要求是获得最佳的经济性，即用于耗油率最低的长时间巡航飞行. 在整个飞行包线范围内，其控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow \bar{n}_c = h_1(\bar{P}_{la})n_{c,max}, \quad A_8 = y_1(\bar{P}_{la})$$

其中 $\bar{n}_c$ 为压气机相对转速，$\bar{P}_{la} = (P_{la} - P_{la,idle})/(P_{la,max} - P_{la,idle})$ 为油门杆相对位置，$\bar{n}_{c,max}$ 与进口温度 T_{t2} 的函数关系如图 5 的战斗状态所示，$h_1(\bar{P}_{la})$ 和 $y_1(\bar{P}_{la})$ 的函数关系如图 13～图 14 所示.

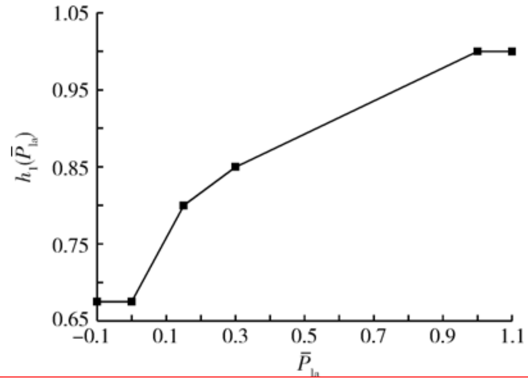


图 13　$h_1(\bar{P}_{la})$ 函数关系曲线

Fig. 13　$h_1(\bar{P}_{la})$ function relationship curve

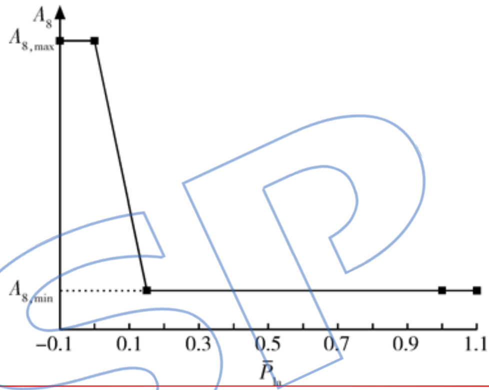


图 14　$y_1(\bar{P}_{la})$ 函数关系曲线

Fig. 14　$y_1(\bar{P}_{la})$ function relationship curve

由图 13～图 14 可以看出，主燃油量控制计划在节流状态是采用压气机转速 n_c 控制回路，尾喷管面积 A_8 开环控制. 当发生压气机转速传感器故障甚至无法重构和硬件冗余时，即压气机转速控制回路无法正常工作，此时容错控制策略为：将当前控制回路由压气机转速控制回路切换到风扇转速控制回路，其控制计划为

$$W_{fm} \rightarrow \bar{n}_f = h_2(\bar{P}_{la})n_{f,max}, \quad A_8 = y_1(\bar{P}_{la})$$

图 15 为发动机进口空气总温 T_{t2} 分别为

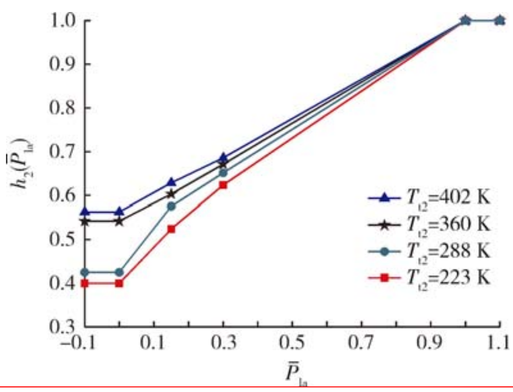


图 15　不同 T_{t2} 下的 $h_2(\bar{P}_{la})$ 函数关系曲线

Fig. 15　$h_2(\bar{P}_{la})$ function relationship curves with different T_{t2}

223,288,360,402 K 时 $h_1(\bar{P}_{la})$ 的函数关系,其他 T_{t2} 情况可以通过插值得到 $h_2(\bar{P}_{la})$ 值,$n_{f,max}$ 与进口温度 T_{t2} 的函数关系如图 6 的战斗状态所示,尾喷管面积开环控制如图 14 所示.

4　仿真分析

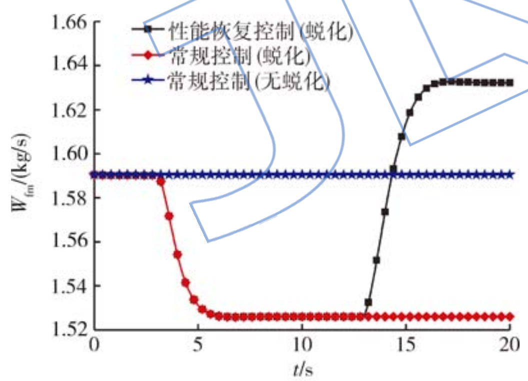
4.1　任务级模式仿真分析

以某型涡扇发动机非线性部件级模型为对象[15],在地面标准工况条件下,假定该涡扇发动机分别在某稳态工作点以及某加速过程中,部件出现蜕化,采用常规控制器与性能恢复控制进行仿真,对仿真结果进行分析比较.

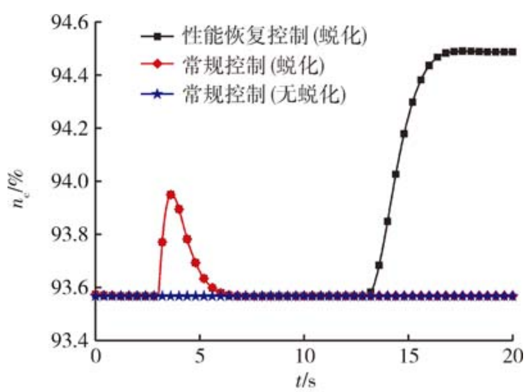
1)稳态工作点处的性能恢复

模拟常规转速控制系统与性能恢复控制系统在油门杆角度为 50°,稳定工作点处风扇效率蜕化 4%情况下的仿真结果.发动机部件在仿真过程 0～3 s 内没有蜕化,风扇效率在 3 s 后出现蜕化,稳态性能恢复控制在 14 s 后投入工作.仿真结果如图 16 所示(图中 n_c,F_n,T_{t5} 均为相对值).

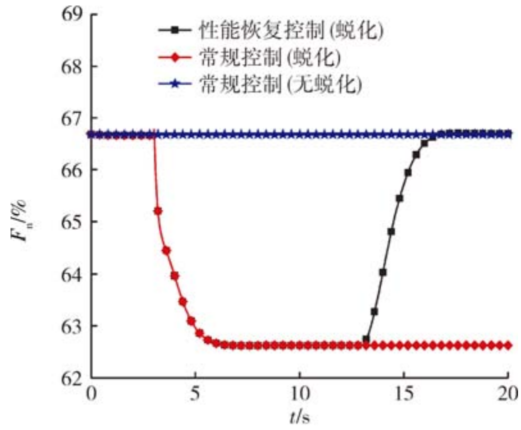
在涡扇发动机常规转速控制时,利用控制目标转速维持涡扇发动机所需推力.在风扇效率出现蜕化时,因为转速设定值没有变化,涡扇发动机



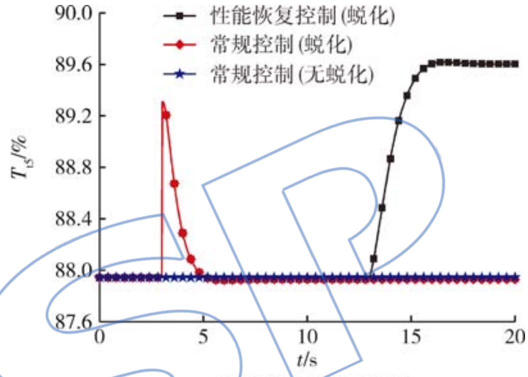
(a) 主燃油流量 W_{fm} 比较



(b) 压气机转速 n_c 比较



(c) 推力 F_n 比较



(d) 涡轮后温度 T_{t5} 比较

图 16　P_{la}=50°稳定工作点处风扇效率蜕化 4%的仿真结果

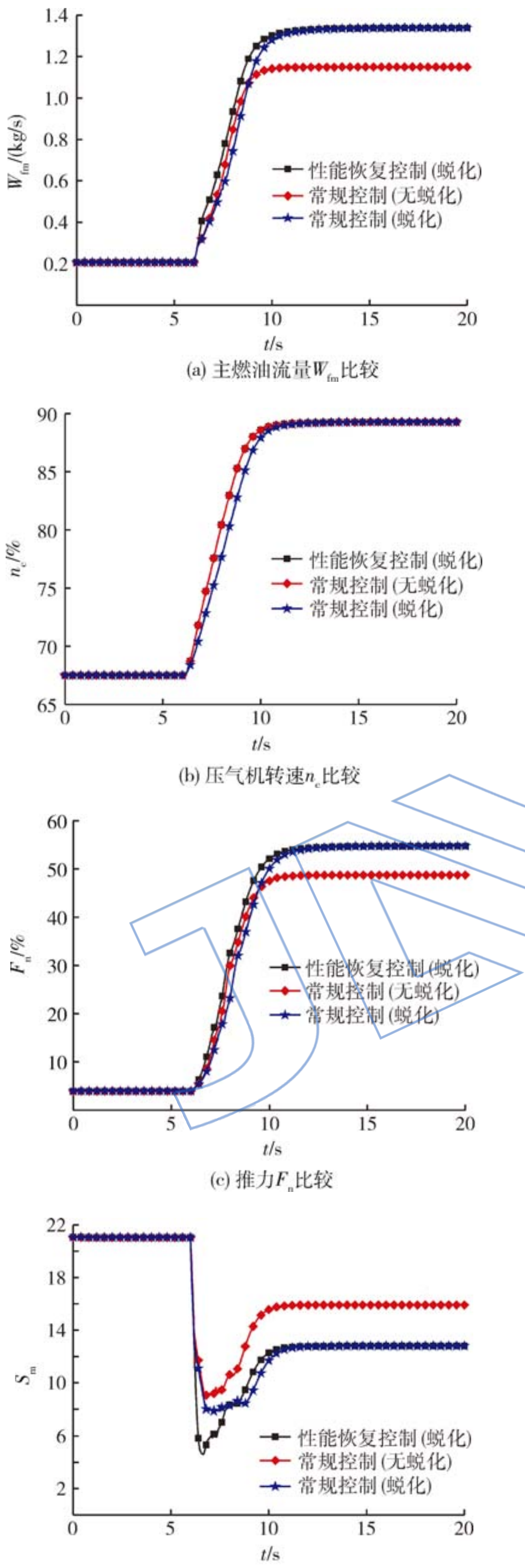
Fig. 16　Simulation result of fan efficiency degeneration of 4% at steady state when P_{la}=50°

常规控制将通过降低供油量来维持转速不变,涡扇发动机推力不可避免的下降.涡扇发动机稳态性能恢复模式通过提高转速指令,保证涡扇发动机推力恢复到没有蜕化时的状态.

2)加速过程性能恢复

模拟涡扇发动机从慢车到油门杆角度为 40° 加速过程,假定在压气机效率出现 5%的蜕化,对常规转速控制和性能恢复控制进行仿真.在仿真前 6 s 内涡扇发动机无蜕化,常规转速控制器投入工作;6 s 后压气机蜕化 5%并开始加速过程,涡扇发动机性能恢复系统切换到加速过程性能恢复控制模式;涡扇发动机在仿真 14 s 后结束加速过程,进入稳态工作.仿真结果如图 17 所示(图中 n_c,F_n,T_{t5} 均为相对值).

常规转速控制模式下,涡扇发动机在压气机出现蜕化后,其加速过程中的推力响应速度将变慢.本文充分利用常规状态下的剩余喘振裕度,设计了加速性能恢复控制器,有效的恢复了推力响



(a) 主燃油流量W_{fm}比较

(b) 压气机转速n_c比较

(c) 推力F_n比较

(d) 喘振裕度S_m比较

图 17　慢车状态到 $P_{la}=40°$加速过程仿真结果

Fig. 17　Accelerated simulation result from idle state to state of $P_{la}=40°$

应速度. 加速过程结束后，涡扇发动机进入稳态过程，需要用前面设计的稳态性能恢复控制模式来恢复，由于压气机效率蜕化导致推力不匹配的问题，这里不做赘述.

4.2　发动机级模式仿真分析

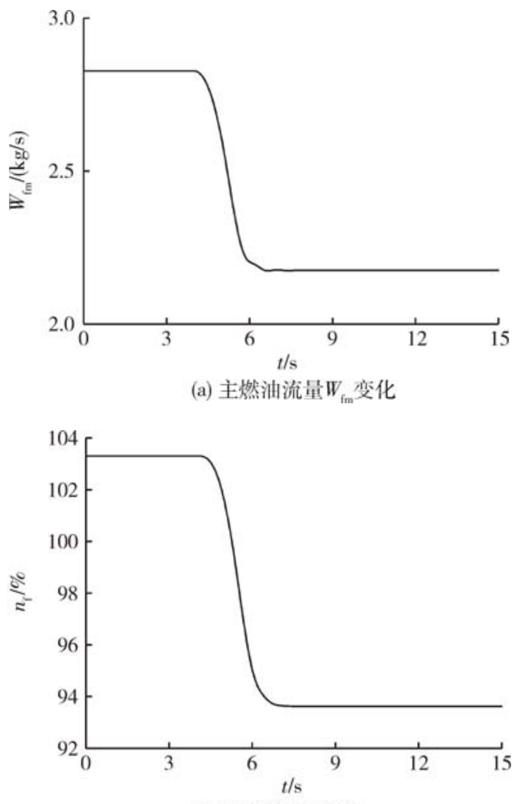
以某型涡扇发动机非线性部件级模型为对象，分别模拟涡扇发动机中间状态、节流状态和慢车状态情况下由于传感器故障导致控制回路不能正常工作的回路切换容错控制过程，对控制回路切换过程采用模糊切换方法，最终得到仿真结果如图 18～图 20(图中 n_f，n_c，T_{t5}均为相对值).

1）中间状态下

在飞行高度 $H=0$ km，飞行马赫数 $Ma=0$ 工况下，即 $T_{t2}=288.15$ K 时，1～4 s 内各控制回路传感器无故障，此时涡扇发动机控制回路为压气机转速控制回路，4 s 后压气机转速传感器故障，由前文分析，运用模糊切换方法将当前故障控制回路切换到设计好的风扇转速控制回路，仿真结果如图 18 所示.

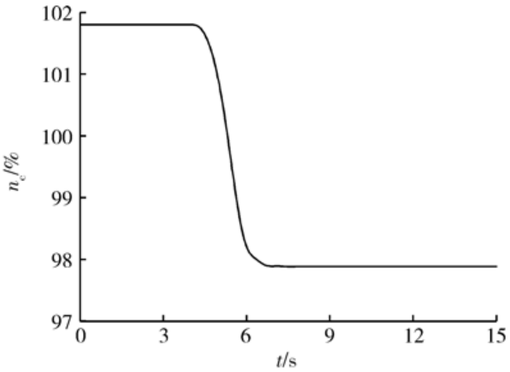
2）慢车状态下

在 $H=0$ km，$Ma=0$ 工况下，即 $T_{t2}=288.15$ K 时，1～4 s 内各控制回路传感器无故障，此时涡扇发动机控制回路为压气机转速控制回路，4 s 后压气机转速传感器故障，由前文分析，运用模糊切

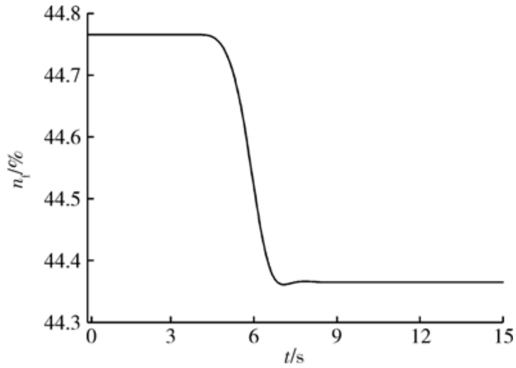


(a) 主燃油流量W_{fm}变化

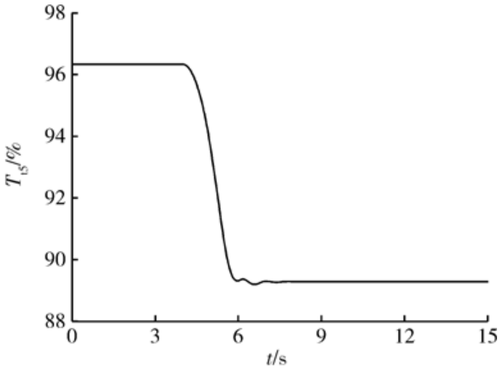
(b) 风扇转速n_f变化



(c) 压气机转速n_c变化



(b) 风扇转速n_f变化



(d) 涡轮后温度T_{t5}变化

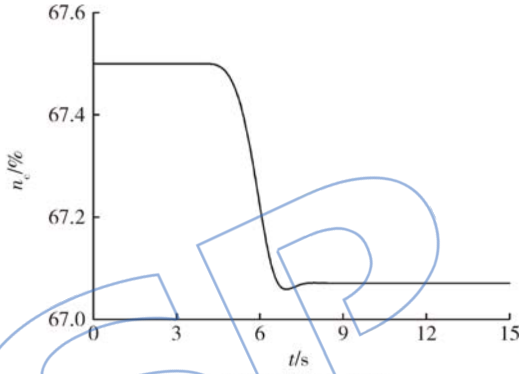
图 18　中间状态仿真结果（H=0 km，Ma=0）

Fig. 18　Simulation result of middle state（H=0 km，Ma=0）

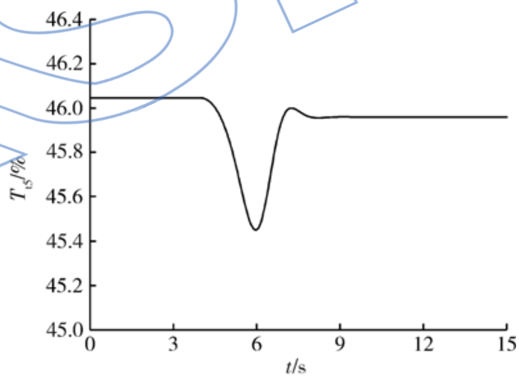
换方法将当前故障控制回路切换到设计好的风扇转速控制回路，仿真结果如图 19 所示.

3）节流状态下

在 H=0 km，Ma=0 工况下，即 T_{t2}=288.15 K 时，模拟油门杆角度在 30°时涡扇发动机节流状态工作过程，1～4 s 内各控制回路传感器无故障，此时涡扇发动机控制回路为压气机转速控制回路，4 s 后压气机转速传感器故障，由前文分析，运用模糊切换方法将当前故障控制回路切换到设计好的风扇转速控制回路，仿真结果如图 20 所示.



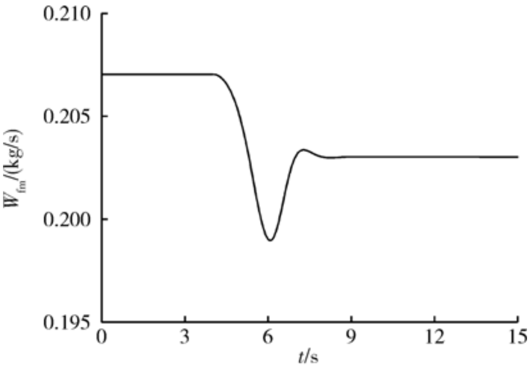
(c) 压气机转速n_c变化



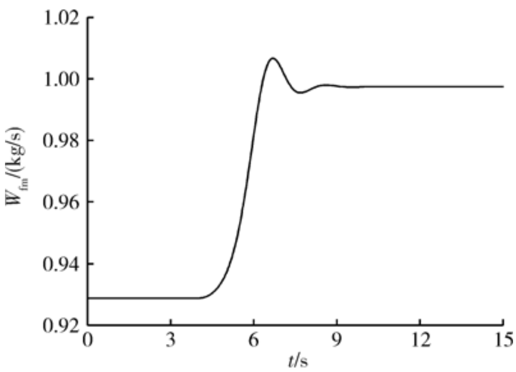
(d) 涡轮后温度T_{t5}变化

图 19　慢车状态仿真结果（H=0 km，Ma=0）

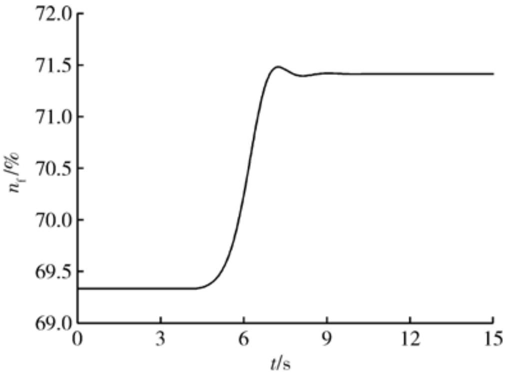
Fig. 19　Simulation result of idle state（H=0 km，Ma=0）



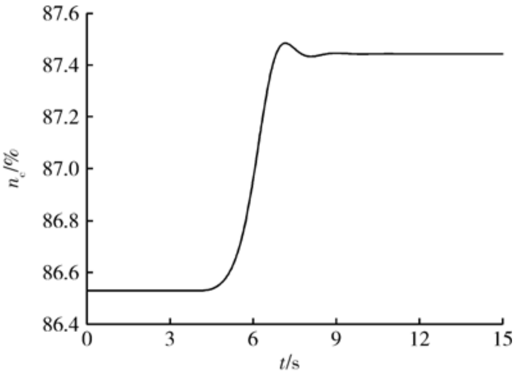
(a) 主燃油流量W_{fm}变化



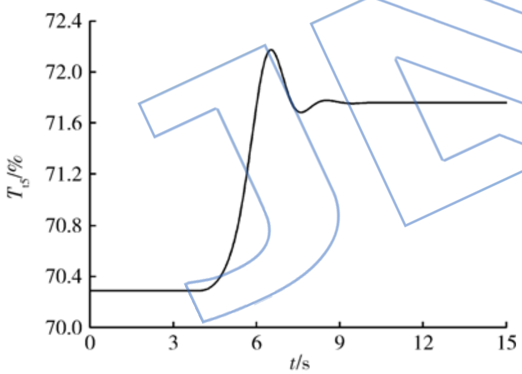
(a) 主燃油流量W_{fm}变化



(b) 风扇转速n_f变化



(c) 压气机转速n_c变化



(d) 涡轮后温度T_{t5}变化

图 20　节流状态下 $P_{la}=30°$的仿真结果
（$H=0$ km，$Ma=0$）

Fig. 20　Simulation result of $P_{la}=30°$ of the throttle state
（$H=0$ km，$Ma=0$）

如图 18 至图 20 所示，在上述 3 种不同涡扇发动机状态情况下，当涡扇发动机压气机转速传感器故障导致压气机转速控制回路不能正常工作时，基于模态切换的发动机容错控制系统将故障控制回路切换到设计的风扇转速容错控制回路上，仿真结果表明模糊切换使得切换过程平稳过渡，保证了系统的稳定性，且容错控制回路能够保证发动机正常工作，改善了发动机的耐久性和可靠性.

5　结　论

本文综合发动机控制和故障诊断方法，设计了基于模态切换的发动机容错控制系统，其中包括任务级模式和发动机级模式. 任务级模式主要针对发动机部件故障情况，设计了发动机性能恢复控制系统，根据工作状态和健康状态，控制系统在常规控制、稳态性能恢复控制和加速性能恢复控制等模式之间切换；发动机级模式主要针对发动机在慢车状态、节流状态以及中间状态下的控制计划，在控制回路失效时，根据故障情况改变控制策略，切换到容错控制回路，将传感器的容错控制从硬件冗余提升到发动机控制与故障诊断综合的层次上. 通过仿真结果验证了基于模态切换的容错控制系统的有效性，具有良好的应用前景.

参考文献：

［1］ Delaat J C，Merrill W C. Advanced detection isolation and accommodation of sensor failures in turbofan engine，real time microcomputer implementation[R]. NASA-TP-2925，1990.

［2］ Swan J A. Analytical redundancy design for improved engine control reliability final review[R]. AIAA 88-3776，1988.

［3］ Brown H，Vizzini R W. Analytical redundancy technology for engine reliability improvement[R]. SAE Technical Paper 861725，1986.

［4］ Mcwherter S. Damage emulation in the Dryden C-17 simulation estimating maximum torque tolerance[R]. NASA TM- 2006-56109，2006.

［5］ Pisano A D，Rufleth B. The CEDAR project：commercial engine damage assessment and reconfiguration[R]. AIAA-2007-2809，2007.

［6］ Litt J S. Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging[R]. NASA/TM-2003-212607，2003.

［7］ Dan R，Mattias H. Thrust control for a turbofan engine using estimation[R]. ASME Turbo Expo GT-2006-91251，2006.

［8］ 袁春飞，姚华，刘源. 基于机载自适应模型的航空发动机控制[J]. 推进技术，2006，27(4)：354-358.
YUAN Chunfei，YAO Hua，LIU Yuan. On-board adaptive model based control of aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology，2006，27(4)：354-358. (in Chinese)

［9］ 姜彩虹，孙志岩，王曦. 航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J]. 航空动力学报，2009，24(11)：2589-2594.
JIANG Caihong，SUN Zhiyan，WANG Xi. Critical technologies for aero-engine prognostics and health management systems development[J]. Journal of Aerospace Power，2009，24(11)：2589-2594. (in Chinese)

［10］ 黄伟斌，黄金泉. 航空发动机故障诊断的机载自适应模型[J]. 航空动力学报，2008，23(3)：580-584.

HUANG Weibin, HUANG Jinquan. On board self-tuning model for aero-engine fault diagnostics[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 580-584. (in Chinese)

[11] 佘云峰, 黄金泉, 鲁峰. 涡轴发动机自适应混合诊断模型高斯加权聚类方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1178-1184.
SHE Yunfeng, HUANG Jinquan, LU Feng. Gaussian weighted sum clustering method of adaptive hybrid diagnostic model for turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1178-1184. (in Chinese)

[12] 鲁峰, 黄金泉, 陈煜. 航空发动机部件性能故障融合诊断方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1649-1653.
LU Feng, HUANG Jinquan, CHEN Yu. Research on performance fault fusion diagnosis of aero-engine component[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1649-1653. (in Chinese)

[13] DeCastro J A, Melcher K J. A study on the requirements for fast active turbine tip clearance control systems[R]. NASA TM-2004-213121, 2004.

[14] Knipser C. Aircraft engine performance improvement by active clearance control in low pressure turbines[R]. ASME Turbo Expo GT-2009-59301, 2009.

[15] 周文祥, 黄金泉, 窦建平, 等. 面向对象的涡扇发动机及控制系统仿真平台[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 119-125.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping, et al. Object-oriented simulation platform for turbofan engine and its control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 119-125. (in Chinese)