

吸气式发动机冲压模态燃油/喷管容错控制计划研究^{*}

冯海龙¹, 刘 备¹, 姜渭宇², 王玉清², 张至斌², 刘金鑫¹, 宋志平¹

(1. 西安交通大学 机械工程学院, 陕西 西安 710049;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 针对推力状态控制时执行机构传感器发生故障影响发动机安全运行的问题, 提出了一种非相似容错控制计划。该方法将燃油闭环/喷管开环和喷管闭环/燃油开环两种控制计划互为备份, 并结合一种惯性切换逻辑, 在执行机构传感器发生故障时切换控制计划以保障发动机的安全运行。面向串联式 TBCC (Turbine Based Combined Cycle) 发动机的冲压模态开展了仿真验证, 结果表明, 该容错控制计划能够实现发动机全包线范围内的推力状态容错控制, 并且在传感器发生故障时能够平稳切换, 推力波动小于 1%, 增强了控制系统的容错性。

关键词: 涡轮基组合循环发动机; 容错控制; 激波裕度; 推力状态控制; 控制计划

中图分类号: V236

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2204051-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2204051

Fault Tolerant Control Plan of Fuel/Nozzle in Ramjet Mode of Air Breathing Engine

FENG Hai-long¹, LIU Bei¹, JIANG Wei-yu², WANG Yu-qing², ZHANG Zhi-bin², LIU Jin-xin¹, SONG Zhi-ping¹

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: A dissimilar fault-tolerant control plan is proposed to address the problem that an actuator sensor failure affects the safe operation of the engine during the thrust state control. In this method, the fuel closed-loop / nozzle open-loop and nozzle closed-loop/fuel open-loop control plans are backed up to each other, and combined with an inertial switching logic, the control plan is switched to ensure the safe operation of the engine when the actuator sensor fails. The simulation verification is carried out for the ramjet mode of tandem TBCC engine. The results show that the fault-tolerant control plan can realize the fault-tolerant control of thrust state in the whole envelope of the engine, and can switch smoothly when sensors fails, thrust fluctuation is less than 1%, which enhances the fault tolerance of the control system.

Key words: Turbine based combined cycle engine; Fault tolerant control; Shock wave margin; Thrust state control; Control plan

1 引 言

容错性要求是航空发动机控制系统最重要的要求。美军标 JSSG-2007B 第 3.7.2 节中对控制系统的

第一条要求是:控制系统必须是容错的^[1]。我国的适航标准《航空发动机适航标准》中,第 33.28 条关于控制系统的 5 项要求中,3 项与容错性有关,分别规定了组件容错、飞机数据和电源容错以及软件容错^[2]。

* 收稿日期: 2022-04-20; 修订日期: 2022-05-26。

作者简介: 冯海龙, 博士生, 研究领域为涡轮基组合发动机建模与控制。

通讯作者: 宋志平, 博士, 研究员, 研究领域为航空发动机建模与控制。E-mail: zhaozhongou@xjtu.edu.cn

引用格式: 冯海龙, 刘 备, 姜渭宇, 等. 吸气式发动机冲压模态燃油/喷管容错控制计划研究[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2204051. (FENG Hai-long, LIU Bei, JIANG Wei-yu, et al. Fault Tolerant Control Plan of Fuel/Nozzle in Ramjet Mode of Air Breathing Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10):2204051.)

随着航空发动机控制系统的发展,传感器信号越来越多,对于传感器的容错控制也越来越重要。对于传感器容错的基本要求是:单一传感器故障不导致发动机性能降级,两个传感器故障不导致发动机出现危险性故障。对传感器容错的设计主要方法有三种:硬件余度设计、传感器“软余度”设计、非相似控制计划设计。硬件余度设计是容错设计中被迫采用的方法,受控制系统重量、安装位置等因素的约束,传感器的余度设计应该越简约越好。目前除了个别重要的传感器(如转速传感器)采用三余度之外,多数传感器只能采用双余度或单余度配置。传感器“软余度”设计则是对硬件余度的补充,依据发动机机载模型解析传感器信号进行容错控制。非相似控制计划设计则是传感器容错的又一道防线,既可以弥补“软余度”无法解析输入信号传感器的缺陷(如燃油流量传感器),又可以防止未被检测到的传感器故障引起控制功能失效^[3]。

基于“软余度”的传感器容错控制已被大量军用、商用发动机所采用^[4]。美国GE公司开发的由非线性发动机模型和扩展卡尔曼滤波器组成的故障指示和容错逻辑(Failure Indication and Corrective Action, FICA)已成功应用于T700-GE-700, JTDE发动机与F404发动机的全权限数字电子式控制(Full Authority Digital Engine Control, FADEC)系统中^[5], FICA逻辑在传感器发生故障时,利用滤波器的估计值代替传感器信号实现解析余度重构^[6]。NASA Levis研究中心的先进检测、隔离和调节计划(Advanced Detection, Isolation, and Accommodation, ADIA)也开发了传感器的故障检测、隔离和重构算法,并在F100发动机上进行了试验验证^[7]。此外,GE23A, EJ200和M88等发动机也采用了基于解析余度的传感器容错控制方法。国内也大量研究了传感器的容错控制。徐茂俊等^[8-9]研究了基于机载模型的传感器容错控制,仇小杰^[4]、姜洁^[10]、陈虹潞^[11]研究了基于控制模式切换的容错控制。赵航等^[12]提出了一种非相似推力估计方法,在传感器发生故障时具有较强的鲁棒性和容错性。杨士权^[13]和倪健^[14]设计了一种增加前馈环节的PID控制器,在主燃油控制回路的线位移传感器(Linear Variable Differential Transformer, LVDT)发生故障时,与燃油流量估计模型对比后进行主燃油的前馈补偿,改善了系统的响应性能并进行了半物理仿真验证。但是这种主燃油补偿模式依赖于主燃油流量估计模型的泛化能力和精度。

串联式TBCC发动机是涡轮发动机和冲压发动

机的串联组合,其在冲压模态时相当于一台喷管可调的冲压发动机。军用涡扇发动机的加力燃油系统和冲压发动机的燃油系统一般采用分区供油,受限发动机对控制系统的重量、空间等约束,每个区的LVDT并不都是双余度的^[15]。当燃油计量系统中某个区的LVDT都发生故障时,难以“软余度”解析LVDT传感器的位置信号,所以将无法获取当前区的燃油流量,若此时采用的是开环控制,控制器将无法对发动机进行准确控制,导致控制系统的控制品质下降等问题。同样地,喷管面积控制回路中的角位移传感器(Rotary Variable Differential Transformer, RVDT)都发生故障时,也会导致类似的问题。但是在闭环控制回路中,控制器的精度只依赖于被控量的测量误差,燃油流量或者喷管临界面积测量不准并不影响控制系统的控制品质。

本文将燃油闭环/喷管开环控制计划以及喷管闭环/燃油开环控制计划相结合,并结合一种惯性切换逻辑,形成互为备份的非相似容错控制计划,面向串联式TBCC发动机的冲压模态开展仿真验证。

2 冲压模态推力状态控制原理

本文的研究对象是冲压模态下的串联式TBCC发动机,相当于一台亚燃冲压发动机,对于这种发动机的推力控制,除了要考虑燃烧室的超温和贫/富油熄火等限制,还必须考虑进气道的不起动保护控制^[16]。如图1所示,本文所研究的串联式TBCC发动机采用混合式进气道(截面1~2),在冲压模态时,超声速来流经由一系列斜激波和一道正激波减速到亚声速,截面2~6是串联式TBCC发动机的风扇、压气机、主燃烧室和涡轮,在冲压模态时没有气流经过,这里为了方便描述只画出了冲压涵道,然后在冲压燃烧室(截面6~7)与燃油混合并加热燃烧,再由拉瓦尔喷管(截面7~9)膨胀加速后排出。截面1_t是进气道的喉道截面,截面8是拉瓦尔喷管的喉道截面。

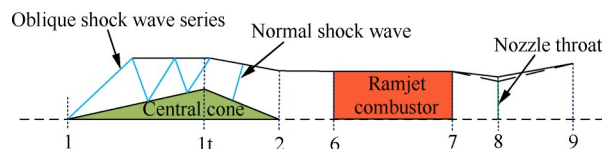


Fig. 1 Schematic diagram of tandem TBCC engine ramjet mode

气体流动过程中的流量平衡问题以及气体容腔效应的动态过程是冲压发动机建模与控制的关键。在冲压发动机稳定工作时,进气道捕获的气体质量

流量 W_{a0} 与尾喷管喉道气体质量流量 W_{a8} 相等,假设截面2和截面8之间存在体积为 V 的容腔,此时容腔内的气体保持静压 p ,密度 ρ 稳定流动。尾喷管喉道处于临界状态,即截面8的气体马赫数恒为1,流量函数 $q(\lambda_8)=q(1)=1$,由流量平衡得

$$W_{a0} = K \frac{P_{10}}{\sqrt{T_{10}}} A_1 q(\lambda_1) = \quad (1)$$

$$W_{a8} = W_{a8cr} = K \frac{P_{17}}{\sqrt{T_{17}}} A_8 q(\lambda_8) = K \frac{P_{17}}{\sqrt{T_{17}}} A_8$$

式中 P_{10}, T_{10} 分别远前方来流的总压和总温; A_1 为进气道入口截面面积; $q(\lambda_1)$ 为截面1的流量函数; P_{17}, T_{17} 分别为尾喷管入口截面7的总压和总温,与尾喷管喉道截面8的总温总压相等。 K 为与气体的绝热系数 k 和理想气体常数 R 相关的常数。

$$K = \sqrt{\frac{k}{R}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \quad (2)$$

由式(1)可知此时的喉道临界流量 W_{a8cr} 只由尾喷管喉道截面面积 A_8 决定。当尾喷管临界面积 A_8 突然改变时,尾喷管喉道的气体流动状态还未改变,尾喷管喉道质量流量 W_{a8} 改变,与进气道捕获的气体质量流量 W_{a0} 存在流量差,引起容腔内部气体参数改变。

由下式可知,在短时间 Δt 内引起容腔内部气体质量变化 ΔM ,导致容腔内气体平均密度 ρ 变化 $\Delta \rho$ 。根据气体状态方程可知,容腔内气体平均密度 ρ 变化 $\Delta \rho$,导致容腔内气体平均静压 p 变化 Δp 。

$$\Delta M = (W_{a0} - W_{a8}) \Delta t = V \Delta \rho \quad (3)$$

当冲压发动机的燃油流量 W_f 或者尾喷管临界面积 A_8 改变时,则会出现流量差

$$\Delta W_a = W_{a0} - W_{a8} = W_{a0} - K \frac{P_{17}}{\sqrt{T_{17}}} A_8 = \quad (4)$$

$$W_{a0} - K \frac{P_{10} \sigma_1 \sigma_2 \sigma_3}{\sqrt{T_{17}}} A_8$$

式中 σ_1 为进气道进口到正激波前的总压损失, σ_2 为正激波到进气道出口的总压损失(主要考虑正激波造成的损失), σ_3 为燃烧室的总压损失。

根据朗金-雨贡钮激波绝热关系可表示为

$$\sigma_2 = \lambda_{ns}^{\frac{2k}{k-1}} \left[\frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{ns}^2}{\lambda_{ns}^2 - \frac{k-1}{k+1}} \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (5)$$

式中 λ_{ns} 为正激波的波前气体速度系数。

对于截面2到截面7,由能量守恒得

$$W_f h_f = (W_{a0} + W_f) h_{17} - W_{a0} h_{10} \quad (6)$$

式中 h_f 为燃料的热值, h_{10} 和 h_{17} 是远前方来流和燃烧室

出口的气体总焓。

油气比的计算公式为

$$f = \frac{W_f}{W_{a0}} = \frac{h_{17} - h_{10}}{h_f - h_{17}} = \frac{T_{17}/T_{10} - 1}{h_f/(c_p T_{10}) - T_{17}/T_{10}} \quad (7)$$

式中 c_p 为气体定压比热容。

联立式(3)~(7)可得容腔内部气体的平均压力变化为

$$\Delta p = \frac{(W_{a0} - K \frac{P_{10} \sigma_1 \lambda_{ns}^{\frac{2k}{k-1}} \left[\frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{ns}^2}{\lambda_{ns}^2 - \frac{k-1}{k+1}} \right]^{\frac{1}{k-1}} \sigma_3}{\sqrt{(T_{10} W_{a0} + W_f h_f)/(W_f + W_{a0})}} A_8) \Delta t R T}{V} \quad (8)$$

假设正激波沿着中心锥的表面到喉部的距离为 L ,当前正激波所在位置的截面面积 A_{ns} 与 L 线性正相关,表示为 $A_{ns}=f(L)$,则进气道进口到正激波前的流量平衡可表示为

$$K \frac{P_{10}}{\sqrt{T_{10}}} A_1 q(\lambda_1) = K \frac{\sigma_1 P_{10}}{\sqrt{T_{10}}} f(L) q(\lambda_{ns}) \quad (9)$$

式中 $q(\lambda_{ns})$ 为正激波前的流量函数。

由式(8)可知,当发动机的燃油流量 W_f 增大或者尾喷管临界面积 A_8 减小时,容腔内部气体的平均压力变化 Δp 恒大于0,即截面2~8的静压都增大。截面2的静压又称为进气道的背压,当进气道的背压增大时,将会在进气道扩张段的正激波推向进气道的喉部。

又由式(9)可知,当正激波接近进气道喉道时, L 减小, A_{ns} 也随之减小, σ_1 的变化忽略不计,则正激波波前总压 $p_{1ns}=\sigma_1 p_{10}$ 不变,由于进气道的流量平衡,所以波前流量函数 $q(\lambda_{ns})$ 和速度系数 λ_{ns} 肯定增大。根据式(5)可得正激波造成的总压损失减小,即 σ_2 增大。所以正激波移动后发动机的静压再次平衡, $\Delta p=0$ 。但是当背压增大到一定程度时,正激波会越过进气道喉部,在进气道前端形成脱体激波,导致进气道不起动^[17],从而导致冲压发动机推力损失。因此在冲压发动机的控制中必须考虑进气道的出口背压控制。

为了方便理解,借鉴压气机喘振控制中稳定裕度的概念,定义冲压发动机的激波裕度如下

$$\xi = 1 - p_2/p_{2max} \quad (10)$$

式中 p_2 为进气道的背压, p_{2max} 是在当前工况下进气道能允许的最大背压,即 p_2 超过 p_{2max} 时正激波将脱体,具体的数值由CFD仿真和试验获得。

如图2所示,从物理角度来说,进气道的激波裕

度为正激波到进气道喉部的距离,距离越近,激波裕度 ξ 越小,当激波裕度 $\xi<0$ 时,代表激波已经脱体。具体的激波裕度的特性如图 3 所示。

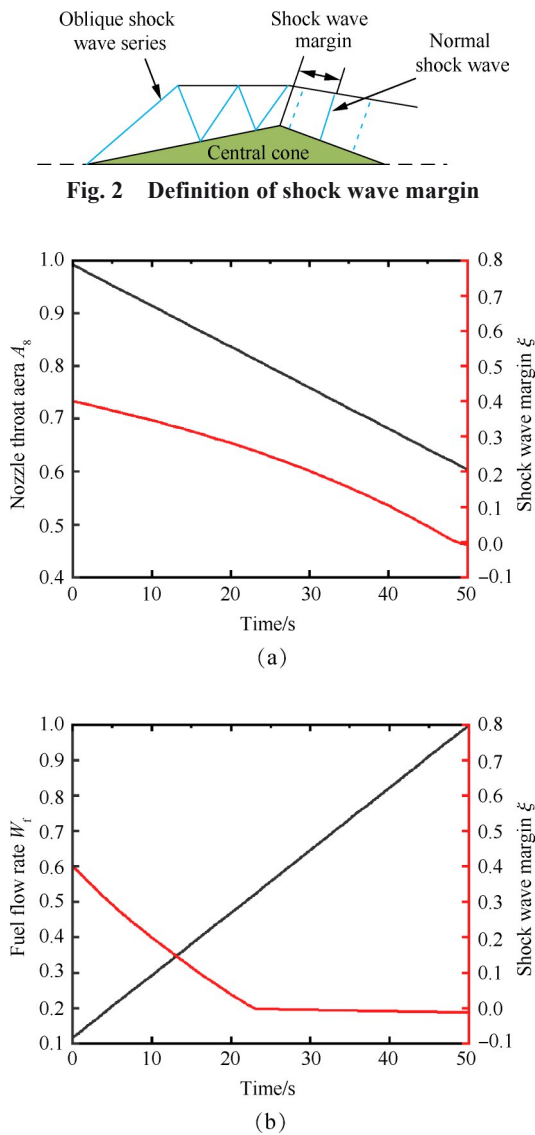


Fig. 3 Shock wave margin characteristic diagram

在某一稳态工作点,保持燃油流量在固定值 0.4 (与燃油泵允许的最大燃油流量归一化),将喷管临界面积 A_8 从允许调节的最大值 1.0(与喷管临界面积允许调节的最大值归一化)逐渐减小,获得激波裕度 ξ 与喷管临界面积 A_8 的特性关系图 3(a)。随着喷管临界面积 A_8 的减小,激波裕度 ξ 也逐渐减小,在 49s 之后激波裕度 $\xi<0$,正激波脱体。同样的,把喷管面积固定在 0.5,逐渐增大燃油流量 W_f ,获得激波裕度 ξ 与燃油流量 W_f 的特性关系图 3(b)。随着燃油流量 W_f 的增大,激波裕度 ξ 逐渐减小,在 23s 之后激波裕度 $\xi<0$,正激波脱体。

3 喷管/燃油容错控制计划设计

军用涡扇发动机的加力阶段一般采用燃油闭环控制推力,燃油控制的响应较快,能够快速控制推力,但是调节过快容易导致发动机喘振等问题,因此一般采用对应的喷管限制计划或者直接采用喷管闭环/燃油开环控制来防止这些问题发生。串联式 TBCC 发动机在冲压模态时,燃烧室的燃油流量和喷管临界面积都会对进气道的正激波位置和推力输出产生影响,控制量和被控制量之间存在耦合关系。所以本文采用开环控制与闭环控制相结合的方法,防止进气道不起动的同时准确的控制推力。具体的控制计划有如下两种:

- (1) 燃油流量闭环控制激波裕度,喷管临界面积开环控制发动机推力。
- (2) 喷管临界面积闭环控制激波裕度,燃油流量开环控制发动机推力。

控制计划 1 的控制结构见图 4。通过传感器参数解析进气道激波裕度,根据高度 H ,马赫数 Ma ,攻角 α 和侧滑角 β 以及油门杆角度 PLA 解析的激波裕度目标值做差,偏差 e 通过燃油流量 W_f 的 PI 控制器形成闭环,使发动机的激波裕度稳定在目标值。根据发动机进气总温总压计算目前工况下喷管临界面积 A_8 的最大最小值,然后根据油门杆角度 PLA 插值后输出,在发动机的正常工作范围内控制发动机,并且在最后输出的时候考虑限控保护。控制计划 2 的结构与控制计划 1 类似,由于篇幅的限制这里不再展示。

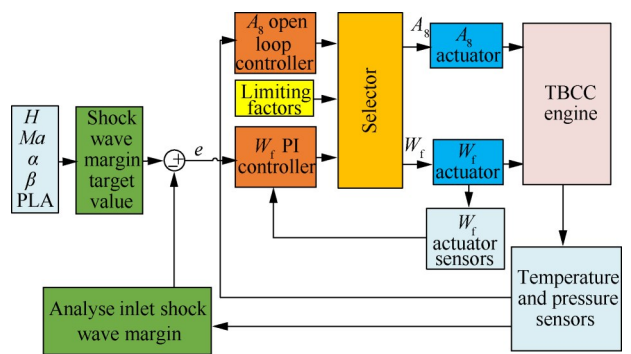


Fig. 4 Control structure of control plan 1

3.1 燃油闭环/喷管开环控制计划设计

本文设计的开环推力控制计划,先通过模型仿真计算不同包线点下发动机正常工作的最大和最小开环控制量,然后通过函数拟合的方法构建发动机总压和最大最小开环控制量之间的关系,最终形成

不同包线点下油门杆角度与开环控制量之间的插值关系,形成推力开环控制计划。这里以第一种控制计划为例介绍具体的设计方法。

设计控制量为燃油流量,被控量为激波裕度的PI控制器,在包线范围内的不同高度、马赫数和攻角状态下利用PI控制器将激波裕度控制在目标值。然后将尾喷管临界面积从最小值逐渐增大,直至PI控制器不能将激波裕度控制在目标值附近,此时的尾喷管临界面积就是这个包线点的最大尾喷管临界面积。具体的伪代码如下:

Begin

Initialization altitude, Mach number, angle of attack and other parameters;

Engine model runs 1000 steps;

for $H = H_{\min}; H \leq H_{\max}; H++$

for $Ma = Ma_{\min}; Ma \leq Ma_{\max}; Ma++$

for $\alpha = \alpha_{\min}; \alpha \leq \alpha_{\max}; \alpha++$

for $\beta = \beta_{\min}; \beta \leq \beta_{\max}; \beta++$

for $A_8 = A_{8\min}; A_8 \leq A_{8\max}; A_8++$

if $A_8 = A_{8\max}$

Output; break;

end if

Engine model runs 1000 steps;

if $\xi_e \geq |\pm 5\%|$

Output; break;

end if

end

首先,初始化高度 H ,马赫数 Ma ,攻角 α 和侧滑角 β 为包线内最小值;其次模型向前运行1000步到收敛;然后将尾喷管临界面积 A_8 从最小值逐步增大至最大值,每增加一步后使模型向前运行1000步到收敛,如果此时的激波裕度控制误差 ξ_e ($\xi_e = (\xi_t - \xi)/\xi_t$, ξ_t 为激波裕度控制目标值) $\geq |\pm 5\%|$,则此时的 A_8 值为这个包线点的最大尾喷管临界面积,如果在某个包线点 A_8 增加到物理上限 $A_{8\max}$,控制误差 ξ_e 仍然满足要求,则输出这个包线点的最大尾喷管临界面积 $A_{8\max}$,同时输出发动机的各个截面参数等用于后续的控制计划制定,然后中止循环,在下一个包线点重新遍历 A_8 。伪代码中的下标 $\min$ 和 $\max$ 分别表示最小值和最大值。因为激波裕度 ξ 越小进气道的总压损失越小,所以在遍历过程中,取激波裕度控制目标值随着工作点的不同取在0.05~0.15。

经过遍历,每个包线点的最大尾喷管临界面积 $A_{8\max-t}$ (下标 t 表示控制计划遍历得到的值)与高度 H ,马赫数 Ma ,攻角 α 和侧滑角 β 存在多元函数映射关系

$A_{8\max-t} = f(H, Ma, \alpha, \beta)$ 。不同包线点影响发动机输出的原因是来流总温总压等气体性质不同,因此为了方便存储和计算,将 $A_{8\max-t}$ 与远前方来流的相对总压 $p_{t0}/101325$ 和相对总温 $T_{t0}/288.15$ 之间的关系,采用式(11)的拟合方式进行拟合。

$$A_{8\max-t} = a \left(\frac{p_{t0}}{101325} \right)^b \left(\frac{T_{t0}}{288.15} \right)^c \quad (11)$$

拟合结果如表1所示,均方根误差分别为0.000897,同时 R^2 为0.955400,接近1,拟合效果比较理想。所以整个飞行包线范围内的最大尾喷管临界面积 $A_{8\max-t}$ 与高度 H ,马赫数 Ma ,攻角 α 和侧滑角 β 的拟合关系如式(12)所示。

$$A_{8\max-t} = 0.05691 \left(\frac{p_{t0}}{101325} \right)^{0.000321} \left(\frac{T_{t0}}{288.15} \right)^{-0.619} \quad (12)$$

Table 1 Fitting result of $A_{8\max-t}$

Parameter	Value
a	0.056910
b	0.000321
c	-0.619000
$RSME$	0.000897
R^2	0.955400

如式(13),将每个飞行包线点的最小尾喷管临界面积 $A_{8\min}$ (即设计时的最小值)与最大尾喷管临界面积 $A_{8\max-t}$ 在油门杆角度 PLA (参数 $\beta_{PLA} = 0 \sim 90^\circ$ 之间线性标定,即可获得燃油流量闭环控制激波裕度时,尾喷管临界面积开环控制发动机推力的控制计划。

$$A_8 = \begin{cases} A_{8\min} & \beta_{PLA} < 10^\circ \\ A_{8\min} + \frac{A_{8\max-t} - A_{8\min}}{90^\circ - 10^\circ} (\beta_{PLA} - 10^\circ) & 10^\circ \leq \beta_{PLA} < 90^\circ \\ A_{8\max-t} & \beta_{PLA} \geq 90^\circ \end{cases} \quad (13)$$

3.2 喷管闭环/燃油开环控制计划设计

第二种控制计划与第一种控制计划制订的过程类似,即在包线范围内的不同高度、马赫数和攻角状态下利用PI控制器将激波裕度控制在目标值。然后将燃油流量从最大值逐渐减小,直至PI控制器不能将激波裕度控制在目标值附近,此时的燃油流量就是这个包线点的最小燃油流量。具体过程不再赘述,最小燃油流量 $W_{f\min-t}$ 与远前方来流的相对总压 $p_{t0}/101325$ 和相对总温 $T_{t0}/288.15$ 之间的拟合结果如式(14)和表2所示,均方根误差为0.023720, R^2 为0.992900接近1,均方根误差较大但仍在接受范围内,拟合效果比较理想。

$$W_{f\min-t} = 0.3206 \left(\frac{P_{t0}}{101325} \right)^{0.9734} \left(\frac{T_{t0}}{288.15} \right)^{-0.7133} \quad (14)$$

Table 2 Fitting result of $W_{f\min-t}$

Parameter	Value
a	0.320600
b	0.973400
c	-0.713300
RSME	0.023720
R^2	0.992900

将每个飞行包线点的最小燃油流量 $W_{f\min-t}$ 与最大燃油流量 $W_{f\max}$ (即由油气比限制、燃烧室出口温度限制和燃油泵流量限制等共同决定的燃油流量) 在 $\beta_{PLA} = 0 \sim 90^\circ$ 之间线性标定, 即喷管临界面积闭环控制激波裕度时, 燃油流量开环控制发动机推力的控制计划为式(15)所示。

$$W_f = \begin{cases} W_{f\min-t} & \beta_{PLA} < 10^\circ \\ W_{f\min-t} + \frac{W_{f\max} - W_{f\min-t}}{90^\circ - 10^\circ} (\beta_{PLA} - 10^\circ) & 10^\circ \leq \beta_{PLA} < 90^\circ \\ W_{f\max} & \beta_{PLA} \geq 90^\circ \end{cases} \quad (15)$$

3.3 容错控制计划设计

当燃油流量控制回路和喷管控制回路的位置传感器发生故障时, 会导致开环控制器不能准确地控制推力, 但是并不影响闭环控制器控制激波裕度的精度。因此本文将第 2 节设计的两种开环控制计划互为备份形成容错控制计划, 当喷管临界面积测量不准时, 将第 1 种控制计划切换为第 2 种控制计划; 当燃油流量测量不准时, 将第 2 种控制计划切换为第 1 种控制计划。

故障诊断算法判断传感器故障后, 控制器开启基于控制计划切换的容错控制。为了避免控制计划切换时, 控制量信号跳变引起发动机推力波动等问题^[18-19], 提出一种惯性切换逻辑。以 A_8 的控制为例介绍该逻辑, 如图 5 所示, A_{8-C1} 为控制计划 1 的开环喷管临界面积输出参数, A_{8-C2} 为控制计划 2 的闭环喷管临界面积输出参数。

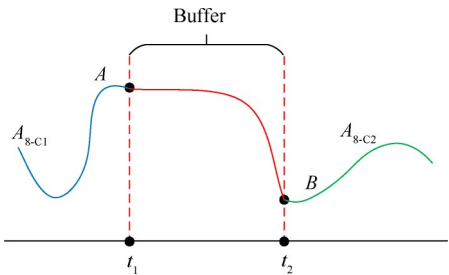


Fig. 5 Diagram of inertial switching logic

假设在 t_1 时刻将控制计划 1 切换到控制计划 2, 由于两个控制计划的喷管临界面积输出 A_{8-C1} 和 A_{8-C2} 可能不完全相等, 直接进行硬切换必定会引起系统的状态波动。所以设计一段 t_1 到 t_2 的缓冲区, 让 $A_{8-C1}(t_1)$ (A 点) 按照一个惯性规律从 t_1 时刻过渡到 t_2 时刻的 $A_{8-C2}(t_2)$ (B 点), 具体的惯性律如式(16)所示。

$$A_{8-y}(t_i) = \begin{cases} A_{8-C1}(t_i) & t_i < t_1 \\ A_{8-y}(t_{i-1}) + \frac{A_{8-C2}(t_i) - A_{8-y}(t_{i-1})}{\kappa(t_2 - t_1)} \Delta T & t_1 \leq t_i \leq t_2 \\ A_{8-C2}(t_i) & t_i > t_2 \end{cases} \quad (16)$$

式中 $A_{8-y}(t_i)$ 为 t_i 时刻喷管面积控制器的输出; κ 为惯性系数, 取 0.6; ΔT 为仿真步长, 取 0.02。

具体的控制计划切换逻辑如图 6 所示, 控制计划 1 和控制计划 2 的开环/闭环控制器在控制器运行过程中全程参与计算, 由切换控制器根据系统的状态决定将哪个控制计划的控制量输出给执行机构。例如:

当发动机采用控制计划 1 时, 假设喷管临界面积控制回路中的 RVDT 传感器发生故障导致喷管临界面积不可测, 则此时喷管临界面积的传感器输出为非正常值 (或者不能跟随指令值变化), 即判断 RVDT 传感器有故障, 此时由切换控制器切换到备份控制计划, 将其控制量输出给执行机构。

4 仿真验证与分析

4.1 全包线控制计划仿真验证

在高度 $H=8\text{km}$, 马赫数 $Ma=2.5$, 攻角 $\alpha=0^\circ$ 和侧滑角 $\beta=0^\circ$ 的工作点开展仿真验证。控制计划 1 的仿真结果如图 7 所示, 图 7(a) 是油门杆角度的输入变化, 图 7(b) 是推力的响应曲线, 图 7(c) 和图 7(d) 分别为激波裕度 ξ 的响应和激波裕度误差 ξ_e 响应, 图 7(e) 和图 7(f) 分别为尾喷管临界面积 A_8 和燃油流量 W_f 响应。图中的变量都做了归一化处理。油门杆角度 PLA 从 10° 逐渐增大到 90° 再逐渐减小到 20° 。开环控制量喷管临界面积 A_8 随着油门杆角度 PLA 的变化而变化, 从而改变发动机的推力大小。激波裕度 ξ 随着油门杆角度 PLA 的变化而波动 (工作点未改变, 激波裕度的目标值 ξ 始终为 0.125), 但 PI 控制器很快通过增大 W_f 的方式将 ξ 控制在目标值, 没有影响推力输出。由于篇幅的限制, 这里只给出控制计划 1 的一个典型工作点的仿真结果, 其余控制计划和工作点的仿真可参考图 7。

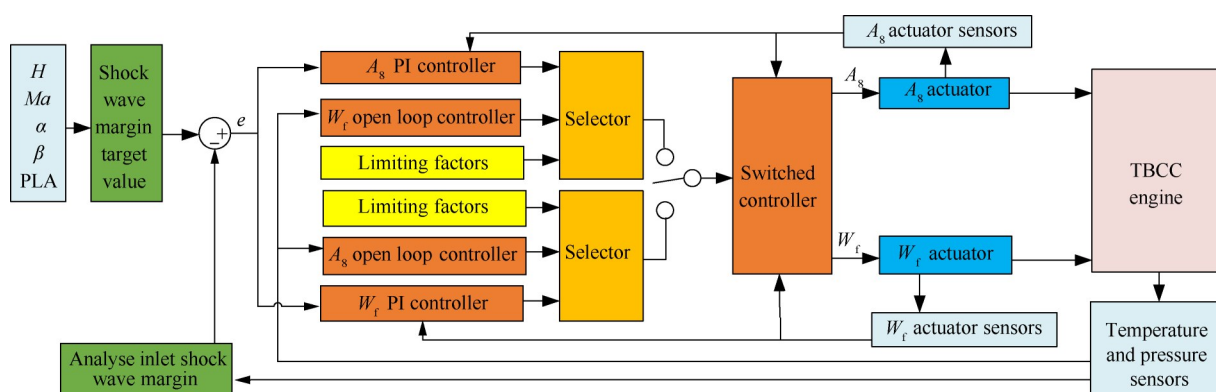


Fig. 6 Control plan switching logic

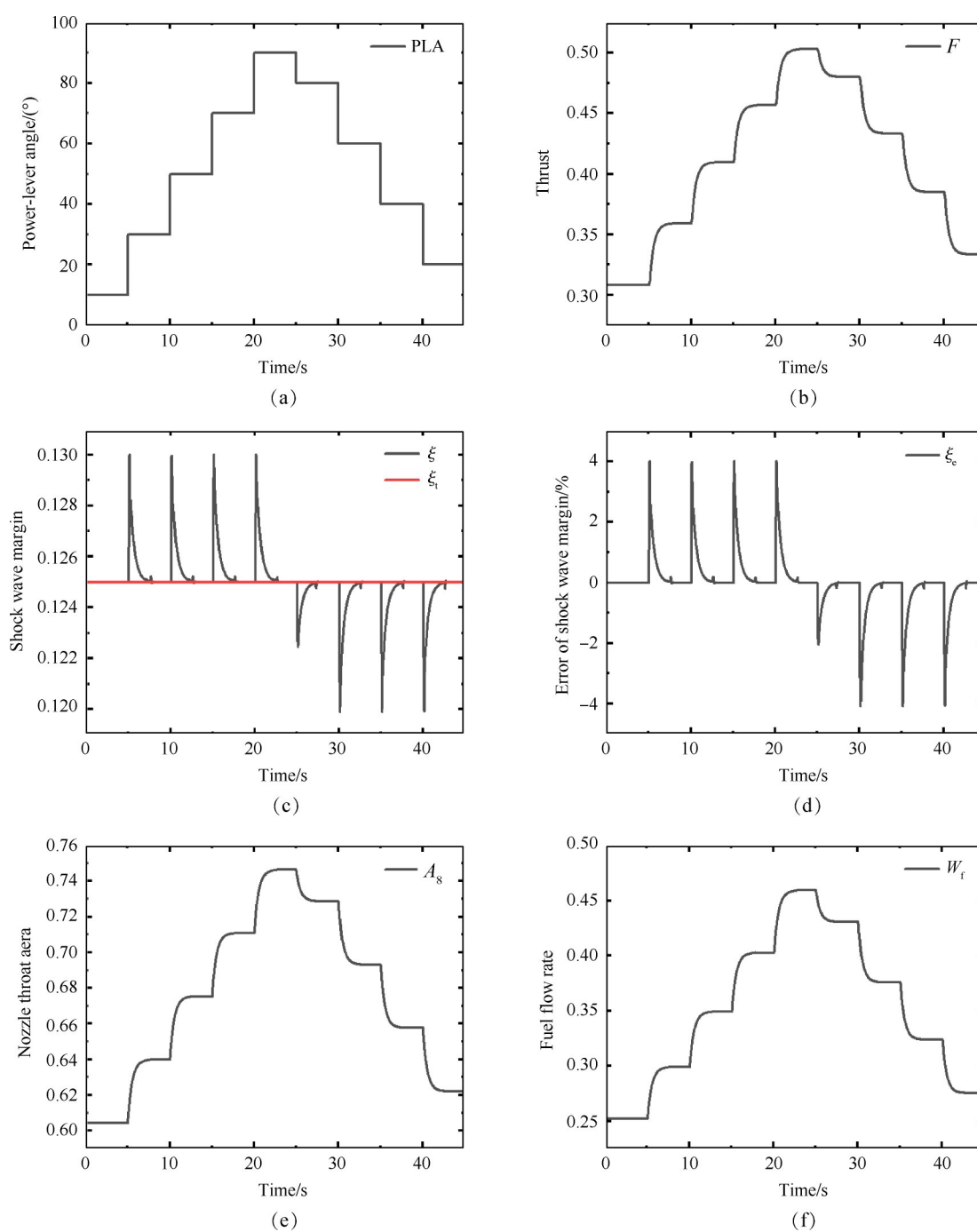


Fig. 7 Whole envelope control plan

4.2 容错控制计划仿真验证

为了验证容错控制计划的效果,在 $H=10\text{km}$,马赫数 $Ma=3$,攻角 $\alpha=0^\circ$,滑角 $\beta=0$, $\beta_{PLA}=50^\circ$ 的工作点开展仿真验证。在 $0\sim 10\text{s}$,主控制计划 1 控制发动机运行,在第 10s 时控制器监测到喷管控制回路的 RVDT 传感器发生故障时,开始切换到控制计划 2。如图 8 所示(图中的变量都做了归一化处理),直接进行控制计划切换会首先导致控制计划 2 中的闭环控制量 A_8 跳变 45%,由式(1)得发动机的总空气流量 W_{a0} 随之跳变 71%,此时的开环控制量 W_f 也因为最小油气比的限制随 W_{a0} 的波动而波动 7.7%,正激波后移,激波裕度 ξ 增

大 80%。虽然激波裕度 ξ 很快在 PI 控制器的调节下回到了目标值附近,但是 PI 控制器调节喷管临界面积 A_8 的过程引起了推力 F 的波动达 100%,严重影响了飞行器的稳定飞行。因此需要采用一定的切换策略使得推力平滑过渡。

如图 9 所示,引入 3.3 节的惯性切换逻辑之后, $10\sim 13\text{s}$ 为控制器惯性切换的缓冲区,控制量 W_f 和 A_8 都在缓冲区内逐步变化,正激波虽然有前移但是在范围很小,激波裕度 ξ 波动小于 2%,总空气流量 W_{a0} 波动小于 1%,推力 F 平缓过渡,没有剧烈变化,波动小于 1%,满足切换时的稳定性要求。

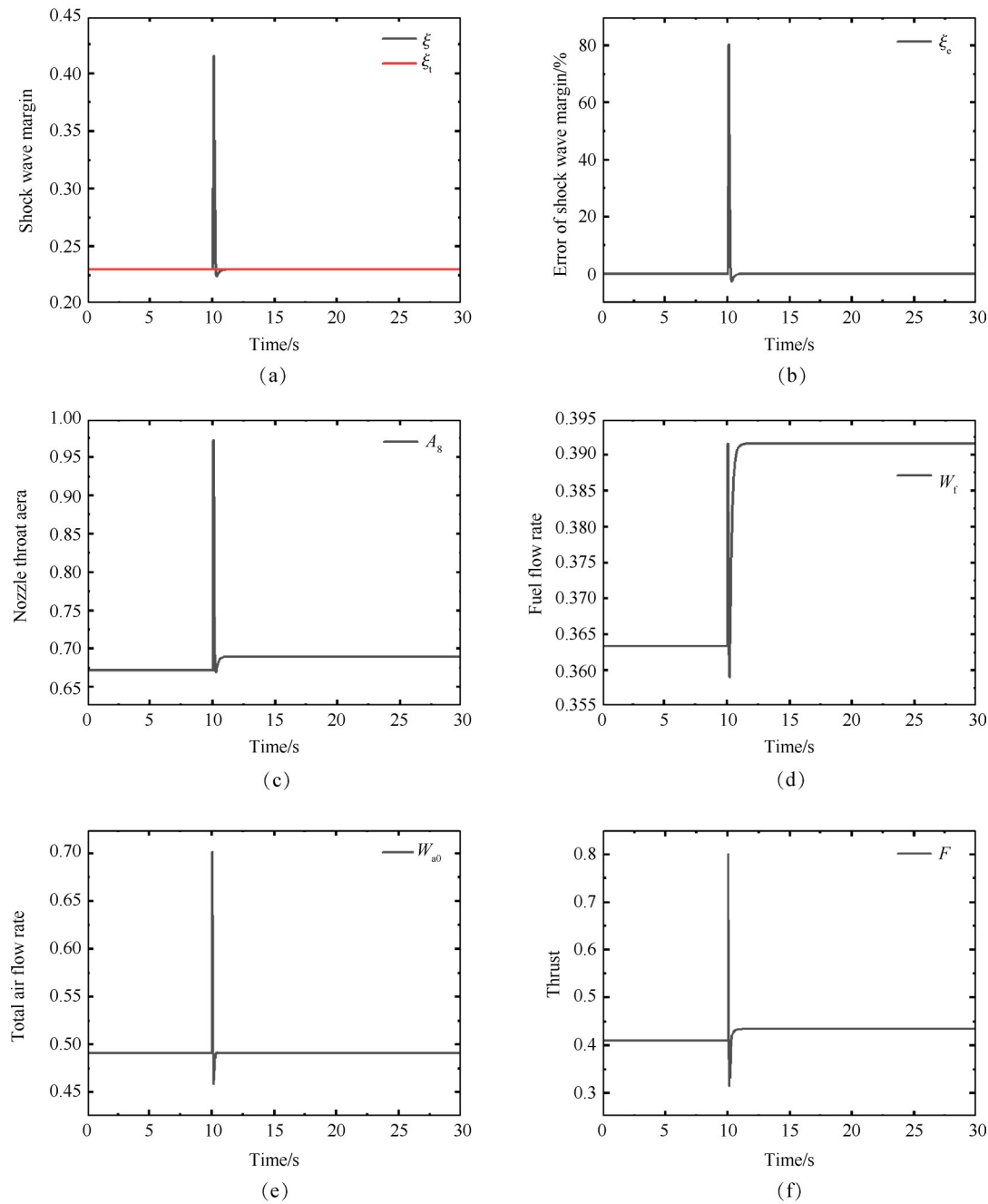


Fig. 8 Simulation results before using smooth switching logic

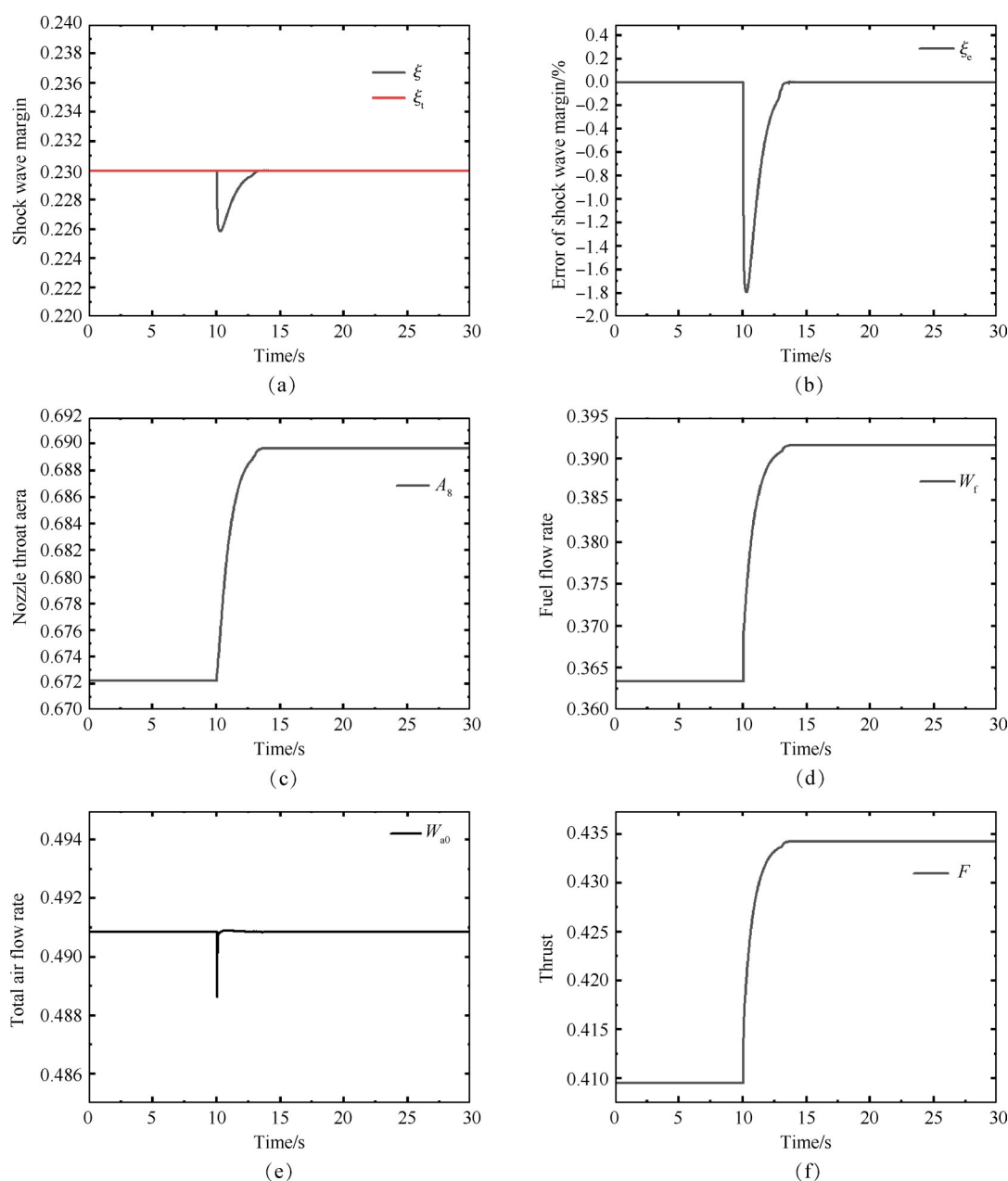


Fig. 9 Simulation results after using smooth switching logic

5 结 论

本文提出了一种推力状态控制的喷管/燃油容错控制计划,并在串联式TBCC发动机的冲压模态进行了仿真验证,主要结论如下:

(1) 仿真表明本文设计的两种开闭环结合的控制计划能够在全包线内实现闭环控制激波裕度,开环控制推力,控制器性能满足要求。

(2) 仿真表明在控制计划切换时,未采用惯性切换逻辑的推力波动为100%,采用惯性切换逻辑后推力平稳过渡,波动小于1%,满足切换性能要求。

(3) 仿真验证了所提出的燃油/喷管非相似控制

计划可以在发动机燃油控制回路的LVDT传感器或者喷管控制回路的RVDT传感器发生故障时进行容错切换,增强了控制系统的容错性,并且具有一定的工程应用前景。

参考文献

- [1] JSSG-2007B. Joint Service Specification Guide: Engines, Aircraft, Turbine(Revision B)[S].
- [2] CCAR-33-R2. 航空发动机适航规定[S].
- [3] 张鑫海, 刘金鑫, 李明, 等. 航空发动机两种加速控制计划的融合控制方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210169. (ZHANG Xin-hai, LIU Jin-xin, LI Ming, et al. Fusion Control of Two Kinds of Control

- Schedules in Aeroengine Acceleration Process[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 210169.)
- [4] 仇小杰. 航空发动机多模态切换控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [5] Pisano A D. Failure Indication and Corrective Action for Turboshift Engines[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1980, 25(4): 36-42.
- [6] Brown H, Vizzini R W. Analytical Redundancy Technology for Engine Reliability Improvement [C]. *Long Beach: SAE Aerospace Technology Conference & Exposition*, 1986.
- [7] Merrill W C, Delaat J C, Bruton W M. Advanced Detection, Isolation, and Accommodation of Sensor Failures Real-Time Evaluation[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 1984, 11(6): 162-169.
- [8] Xu M J, Wang J, Liu J, et al. An Improved Hybrid Modeling Method Based on Extreme Learning Machine for Gas Turbine Engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106333.
- [9] Xu M J, Liu J, Li M, et al. Improved Hybrid Modeling Method with Input and Output Self-Tuning for Gas Turbine Engine[J]. *Energy*, 2022, 238: 121672.
- [10] 姜 洁. 航空发动机控制系统传感器故障诊断与容错控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [11] 陈虹潞. 基于模型的发动机控制系统故障诊断及容错控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [12] Zhao H, Liao Z, Liu J, et al. A Highly Robust Thrust Estimation Method with Dissimilar Redundancy Framework for Gas Turbine Engine[J]. *Energy*, 2022, 245: 123255.
- [13] 杨士权. 航空发动机执行机构故障诊断与容错控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [14] 倪 健. 航空发动机执行机构故障诊断及含实物仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [15] 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.
- [16] 于达仁, 常军涛, 曹瑞峰, 等. 超燃冲压发动机控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019.
- [17] 徐 旭, 陈 兵, 徐大军. 冲压发动机原理及技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014.
- [18] Ivan M, Laurentiu H, Jamal D, et al. Bumpless Transfer for Switched Linear System[J]. *Automatica*, 2012, 48(7): 1440-1446.
- [19] 赵静怡, 石 岩, 吴玉虎, 等. 基于平滑切换策略的航空发动机转速调节控制设计[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 200800. (ZHAO Jing-yi, SHI Yan, WU Yu-hu, et al. Speed Regulation Control Design Based on Smooth Switching Strategy for Aero-Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4): 200800.)

(编辑:梅 瑛)