

一种基于模型的涡扇发动机容错控制策略

贺小栋, 郭迎清, 杜 宪

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对民用涡扇发动机,研究了一种基于模型的航空发动机容错控制策略.在发动机原有闭环控制系统的基础上,该策略对发动机各控制量进行容错控制修正,达到缓和甚至消除故障对控制系统影响的目的.针对民用涡扇发动机常见的高压压气机和高压涡轮性能退化故障,提出了以恢复发动机运行性能为目的的性能指标,通过遗传算法离线计算得到容错控制计划表,并利用插值计算实现在线容错控制.经仿真验证,该策略控制性能良好、实现简单.结果表明:在确保各温度限制不超标的情况下,受影响较大的增压级喘振裕度恢复至故障发生前的水平,同时风扇与高压压气机喘振裕度的降幅不超过5%,推力的降幅不超过3%.

关 键 词: 涡扇发动机; 容错控制; 遗传算法; 气路部件故障; 插值计算

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

A model-based fault tolerant control strategy for turbofan engine

HE Xiao-dong, GUO Ying-qing, DU Xian

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A model-based fault tolerant control strategy for civil turbofan engine was discussed in order to mitigate or eliminate the adverse effect caused by certain faults through adjustments on existing controller. A controlling objective of recovering operability was presented for engines experiencing deterioration in high-pressure compressor and high-pressure turbine. In order to accomplish this objective, a fault accommodation look-up table was established offline, which was formed by optimal adjustments for design points calculated by solving an optimization problem using genetic algorithm. For a general point in the flight envelope, the adjustments were gained through online interpolation among design points. The strategy was validated simple and effective through simulation. Results showed that stall margins of the booster were all recovered to the corresponding levels of the unfaulted engine without exceeding temperature limitations. Stall margins of the fan and high pressure compressor decreased by less than 5% and the thrust by less than 3%.

Key words: turbofan engine; fault tolerant control; genetic algorithm; gas path fault; linear interpolation

由于航空发动机所处的工作环境复杂多变,气路部件、执行机构和传感器等部件时常会发生故障,而有些故障会对发动机的安全工作产生较大的影响,可能导致发动机喘振、失速、空中停车(IFSD)、起飞中断(ATO)和推力控制失灵(LOTIC),进而引发严重后果^[1].随着航空发动机

控制系统先进性、综合性的提升,为了应对这些严重影响发动机安全工作的故障,有关在线故障诊断和容错控制系统的研究也得到越来越多的重视.容错控制的目标即在于,当系统发生故障时,控制系统能够保证系统继续安全、稳定地运行,并在此基础上满足一定的性能指标^[2-3].

传统上,基于卡尔曼滤波器的传感器故障诊断与信号重构可以实现对传感器故障的容错^[4-6].随着各种先进控制理论的发展,包括神经网络理论、模糊理论、鲁棒控制理论、自适应理论等智能控制理论在容错控制理论中的应用也已得到广泛的研究^[7-8],但是考虑到航空发动机的工作特性以及算法的适用性等问题,这些理论直接应用在航空发动机控制中的案例还比较少.对此,由美国航空航天局(NASA)主导的旨在提高发动机安全性与可靠性计划的第 2 期,即重点提出了一种基于模型的故障诊断与容错控制系统,为此研究提供了参考^[1].

基于此,本文以一台民用大涵道比涡扇发动机模型为研究对象,在发动机原有闭环控制系统的基础上,通过对发动机各控制量的修正,来实现容错控制的目标.通过仿真验证,证明了该策略的有效性和实用性.

1 容错控制系统设计

如图 1 所示,整个容错控制系统由基本控制器、故障诊断单元与故障容错计划组成.图中 FADEC 为全权限数字电子控制.

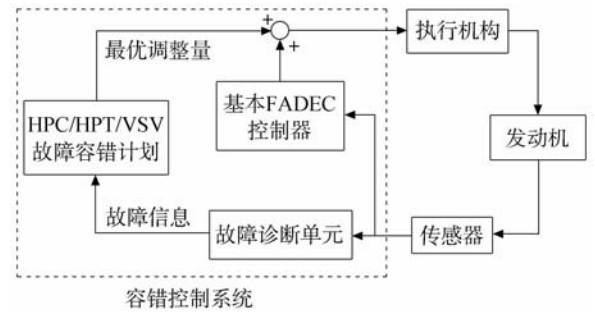


图 1 容错控制系统整体结构

Fig. 1 Overall structure of the fault tolerant control system

在发动机运行过程中,故障的发生会对发动机气路参数产生影响,进而影响到基本控制器的输入,如果不进行容错控制,基本控制器的控制作用会使发动机偏离原有的控制目标.因此,这里利用容错控制计划对基本控制器的输出进行补偿,以使发动机的各项重要指标恢复至安全水平.如图 1 所示,根据故障诊断单元提供的故障信息,容错控制计划将给出基本控制器需要进行的调整值,基本控制器的控制信号经过修正后作用于执行机构,实现故障的容错.

故障容错计划的建立方法为:在飞行包线中

选取若干设计点,针对这些设计点,利用先进优化算法离线计算出不同故障情况下所需的控制器给定的调整值.以这些设计点为插值节点,对于一般的工作点,通过设计点间的插值计算得到其所需的调整量.这种方法兼顾了先进算法的优越性和在线容错的即时性,而且由于该容错控制系统在基本控制器的基础上进行设计,不改变基本控制器的控制策略,因此简单易行,在仿真验证中得到较好的效果.

本文提出的容错控制系统的在线实现需要故障诊断单元提供故障信息,由于存在大量相关的故障诊断方法,尤其是基于卡尔曼滤波器的故障诊断技术已非常成熟^[9-10],因此,这里着重介绍容错策略的思路和相应的仿真验证.

1.1 发动机模型和基本控制器

本文研究对象为一台中等推力的民用大涵道比涡扇发动机模型,包括了 1 级风扇、3 级增压压气机、8 级高压压气、2 级高压涡轮和 5 级低压涡轮.该部件级动态模型基于发动机总体性能分析平台 GasTurb 建立,并通过动态链接库技术实现在 Matlab/Simulink 环境下的直接调用^[11-12].

发动机模型的主要输入参数如下:

- 1) 3 个执行机构输入量为主燃油流量(W_{fm})、增压级后放气阀门开度(O_{vby})和高压压气机前静子可调叶片角度(A_{sv}).
- 2) 3 个环境参数为高度(H)、马赫数(Ma)和大气温度.
- 3) 10 个健康参数为各旋转部件的效率退化因子和流量退化因子.

主要的输出参数包括转速、推力、喘振裕度和各个截面的温度、压力和流量.

基本控制器为常见的低压转子转速恒定控制器,即在整个控制系统的作用下,发动机转速维持在期望值.对于主燃油流量,基本控制器采用闭环比例积分(PI)控制策略^[13],控制器在读取进气道进口压力和温度后,根据低压转子转速设定值控制燃油流量输出;对于增压级后放气阀门开度和高压压气机前静子可调叶片角度,依据离线计算的控制计划,采用开环控制.

1.2 故障建模与分析

根据故障对发动机性能的影响程度,一般的在线故障诊断单元主要考虑的故障类型包括发动机气路部件故障、执行机构故障和传感器故障.在此主要考虑部件故障中的高压压气机(high-pres-

sure compressor, HPC)故障和高压涡轮 (high-pressure turbine, HPT)故障. HPC 故障和 HPT 故障一般建模为相应的效率因子和流量因子的变化量^[1], 参数的具体取值如表 1 所示.

表 1 HPC 故障与 HPT 故障参数值
Table 1 HPC and HPT fault model parameters

故障类型	参数	故障程度		
		小故障	中故障	大故障
HPC 故障	效率因子/%	-1.5	-3.0	-5.0
	流量因子/%	-1.5	-3.0	-5.0
HPT 故障	效率因子/%	-1.5	-3.0	-5.0
	流量因子/%	1.5	3.0	5.0

以巡航设计点为例,在仿真的第 5 s 加入大幅 HPC 故障,在基本控制器的控制下,部分输出响应如图 2 所示.由图可见,控制器试图通过恢复风扇转速来恢复推力,而由于故障的发生,控制器已不能保证风扇和增压级压气机的喘振裕度维持在设计值.

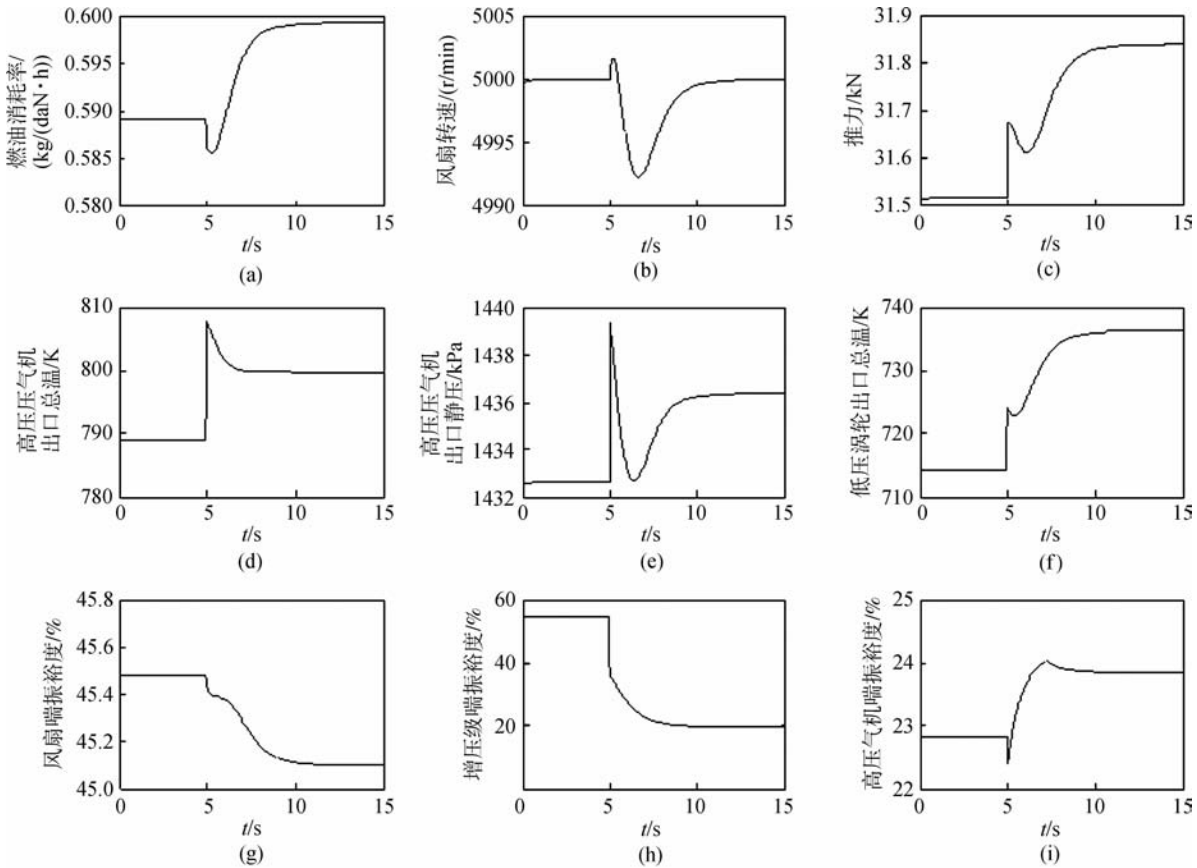


图 2 大幅 HPC 故障下相关输出参数的变化
Fig. 2 Engine output response for large HPC fault simulation

定义如下式的表达式为参数相对变化值^[14-15]:

$$\Delta Y = \frac{Y_{\text{final}} - Y_0}{Y_0} \times 100\% \tag{1}$$

式中 Y_{final} 为仿真终点的输出参数值, Y_0 为初始输出参数值.

图 3 统计了 525 个飞行包线点处各输出参数相对变化值的频率,横坐标表示参数的相对变化值,纵坐标表示出现的频率.由图 3 得出类似的结论,即高压压气机故障会使增压级压气机和高压压气机的喘振裕度下降,尤其对增压级压气机的影响更大.

1.3 容错控制策略

总的来说,航空发动机容错控制系统的控制目标为:通过调整相关控制信号,恢复故障发动机的运行性(operability),确保正常工作所需推力(F).同时,考虑到发动机控制器的复杂性,容错系统进行的控制信号调整需要考虑到控制器整体的各种安全限制,如排气温度限制,执行机构幅值限制等^[1].

具体来讲,发动机运行性的关键指标为风扇、

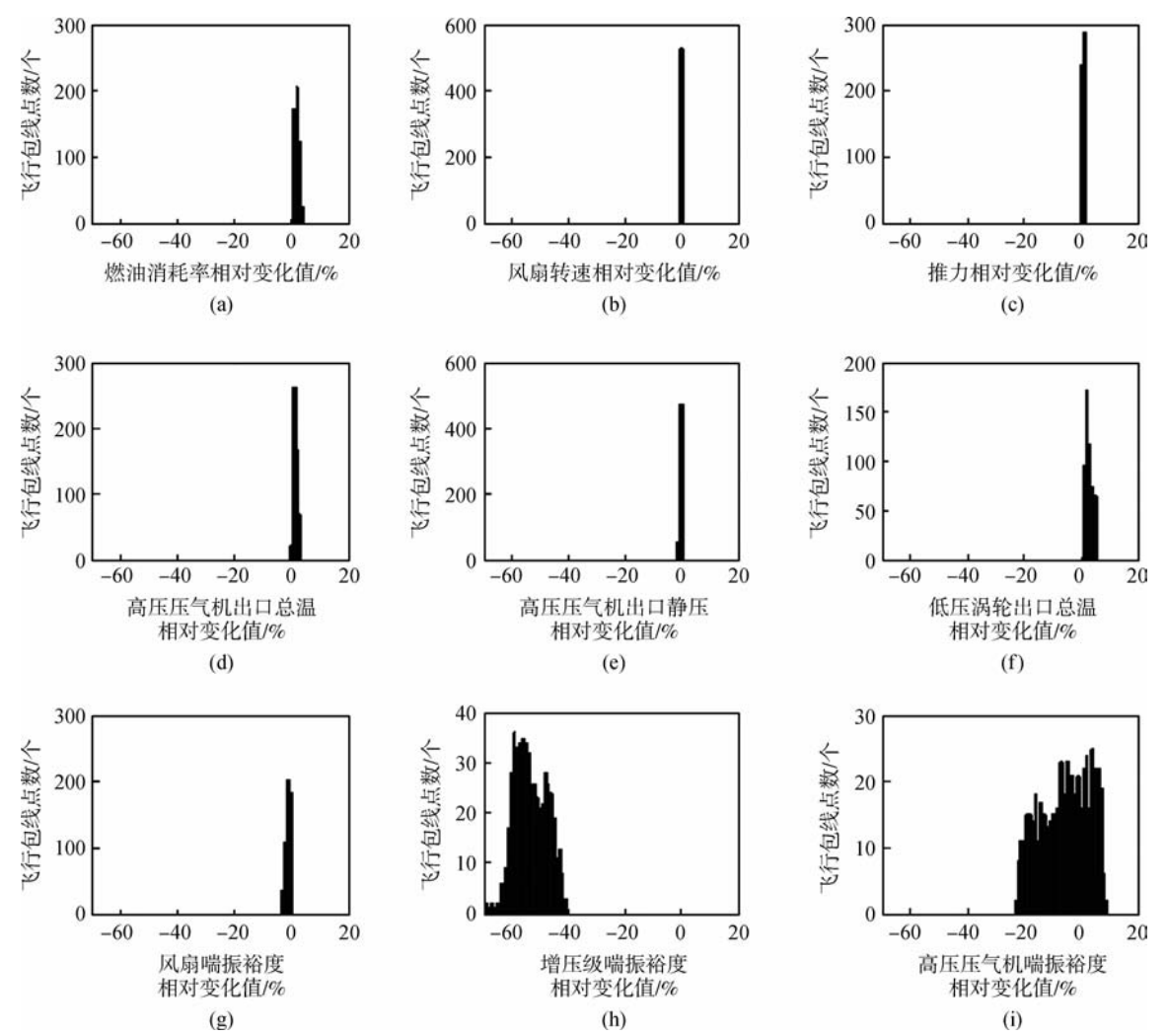


图3 HPC故障下相关输出参数相对变化值统计

Fig. 3 Histogram representing relative changes of relevant parameters HPC fault condition

增压级压气机和高压压气机的喘振裕度(分别表示为 M_{lpc} , M_{ipc} , M_{hpc}).在无故障情况下,设计好的基本控制器可以确保在飞行包线各点处,各级压气机的喘振裕度不低于最低限制值.据此,可以认为容错控制系统的目标就是尽量恢复故障发动机的稳态喘振裕度,使其接近于或优于故障发生前的数值.同时保持适当的推力水平,确保各温度限制不超标.

根据以上提出的容错目标,在故障分析建模的基础上,即可建立容错计划.对于设计点,将根据容错目标建立优化目标函数,根据不同的故障类型,采用优化算法计算出一定精度内控制器给定量调整值的最优解.据此,可建立如图4所示的故障容错计划,由两个查找表组成,根据输入的故障信息选择查找表,根据飞行包线信息进行插值计算,最后输出控制量调整值.

1.4 容错计划的离线计算

考虑到发动机模型和基本控制器的高度非线性特性,传统的优化方案在使用中会有诸多限制,

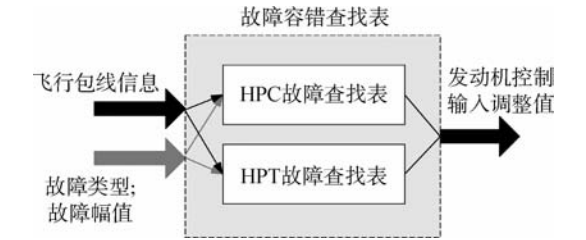


图4 故障容错计划

Fig. 4 Fault accommodation schedule

而且不一定能得到收敛的结果,因此本文选择遗传算法(genetic algorithm, GA)来完成容错控制策略的离线优化计算.

遗传算法是模拟自然选择理论建立的随机全局搜索和优化方法,它通过对种群中一定数量的

个体不断地进行选择、交叉、变异等数学计算,寻找到具有最高适应性的个体(即最优解)^[15]. 由于算法不对目标函数的线性性、可微分性、连续性等设置前提条件,因此可以解决很多传统优化算法无法解决的问题,不过其缺点是收敛速度相对较慢.

需要指出的是,本文假设风扇和各级压气机的喘振裕度能够很好地体现发动机的运行性,即风扇和各级压气机喘振裕度值能准确反应工作点与喘振边界的接近程度. 同时还需要假设稳态的计算结果与执行机构的响应速度无关.

整个优化计算结构如图 5 所示,以发动机输出参数($M_{\text{lpc}}, M_{\text{ipc}}, M_{\text{hpc}}, F$)为输入. 遗传算法计算出控制器给定量的调整值之后,作为基本控制器的输入.

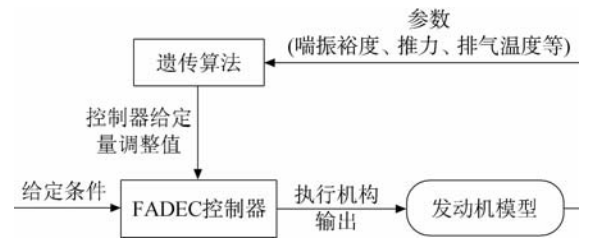


图 5 离线优化计算结构

Fig. 5 Schematic for offline optimization

1. 4. 1 控制量选择

为了防止压气机喘振,一般采取调节增压级后放气阀门开度和高压压气机前静子可调叶片角度的方法^[16]. 对于一般发动机,还有油门杆角度、辅助压气机放气开关、防结冰放气开关、间隙控制等其他控制量可供使用. 考虑到过多控制量会造成后期插值计算的困难,这里选择参数 $O_{\text{vbv}}, A_{\text{vsv}}$ 和基本控制器的功率设定值 P 作为控制量^[1],对 P 的调整在一定程度上可以反应实际中对油门杆角度的调整. 需要指出的是,原控制系统的控制规律和基本控制器设计都维持不变.

各控制量的取值范围如表 2 所示.

表 2 控制量取值范围

Table 2 Solution variables and bounds

控制量	$O_{\text{vbv}}/\%$	$A_{\text{vsv}}/(^{\circ})$	$P/\%$
最小值	0	-30	80
最大值	25	0	100

1. 4. 2 遗传算法的适应性函数和相关参数

本文使用 Matlab optimization tool-genetic

algorithm 工具进行遗传算法^[17]的优化计算,选择初始代数为 30,交叉概率为 80%,终止代数为 100. 若适应性函数 50 代内的加权平均变化量小于 10^{-6} ,则计算终止.

如前文所述,遗传算法种群中的个体都根据适应性函数来评价其优劣,即在仿真中需要根据每个个体所代表的控制器给定量调整值的组合对发动机模型进行仿真. 因此,适应性函数应保证故障发动机的各级压气机喘振裕度及推力接近或者大于故障前的值,同时对涡轮后温度(T_5)加以限制. 根据最优化方法的基本原理^[18],通过仿真验证与不断调整,给出如下的适应性函数 J .

$$J = W_{\text{lpc}} \frac{\Delta M_{\text{lpc}}}{M_{\text{lpc0}}} + W_{\text{ipc}} \frac{\Delta M_{\text{ipc}}}{M_{\text{ipc0}}} + W_{\text{hpc}} \frac{\Delta M_{\text{hpc}}}{M_{\text{hpc0}}} + W_F \frac{\Delta F}{F_0} - (\max\{0, T_{5,\text{final}} - h_{T_5}\})^2 \quad (2)$$

式中 F_0 为故障前的推力, h_{T_5} 为涡轮后温度的上限值. 其中

$$\Delta x = x_{\text{final}} - x_0; \quad x = M_{\text{lpc}}, M_{\text{ipc}}, M_{\text{hpc}} \quad (3)$$

$$W_{\text{lpc}} = W_{\text{ipc}} = 1, W_{\text{hpc}} = 2, W_F = 3 \quad (4)$$

目标函数中 $W_{\text{lpc}}, W_{\text{ipc}}, W_{\text{hpc}}$ 表示权值,而式(2)的最后一项代表对涡轮后温度的限制. 不同的权值可以使不同级压气机的喘振裕度的恢复程度得到不同的偏重. 通过对权值的调整,可以得到不同的优化计算结果,根据的性能指标要求,可以选择不同的计算结果作为容错控制量.

2 仿真实验分析

2. 1 仿真实验

为了验证容错控制策略的有效性,这里以 HPC 故障为例进行说明,对于 HPT 故障,可以得出相似的结果.

选择如表 3 所示的 6 个典型的测试点,它们在飞行包线中处于较分散的位置, P_0 表示每个测试点未发生故障前的功率水平, P 表示经过优化计算后,调整基本控制器应达到的功率值. 在仿真验证中,无故障的发动机运行至第 5 s 时加入相应的故障,2 s 后将控制量调整至相应的遗传算法计算的最优值,至 15 s 结束前,系统均已达到稳定.

图 6~图 11 显示了各点的风扇和压气机喘振裕度以及推力的响应曲线. 可以看出,所有测试点处都达到了较好的容错效果. 具体的参数恢复情况参见表 4.

需要指出的是,在某些情况下,加入容错措施

表 3 测试点参数和控制量优化计算结果

Table 3 Parameters of testing points and optimal adjustments

测试点	HPC 故障幅值	测试点参数			优化计算结果		
		H/km	Ma	$P_0/\%$	$O_{\text{vib}}/\%$	$A_{\text{vsv}}/(^{\circ})$	$P/\%$
1	大	11	0.8	100	9.6	-13.735	96.80
2	中	11	0.8	90	2.5	-3.176	89.60
3	中	2	0.5	90	2.4	-5.560	89.03
4	大	7	0.8	90	4.0	-8.903	89.27
5	小	2	0.5	80	0.5	-14.853	79.44
6	中	2	0.1	90	4.7	-10.934	90.00

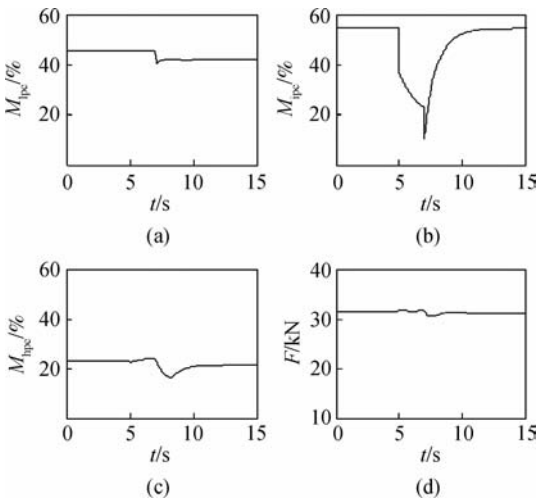


图 6 大幅故障($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$, $P=100\%$)

Fig.6 Large fault ($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$, $P=100\%$)

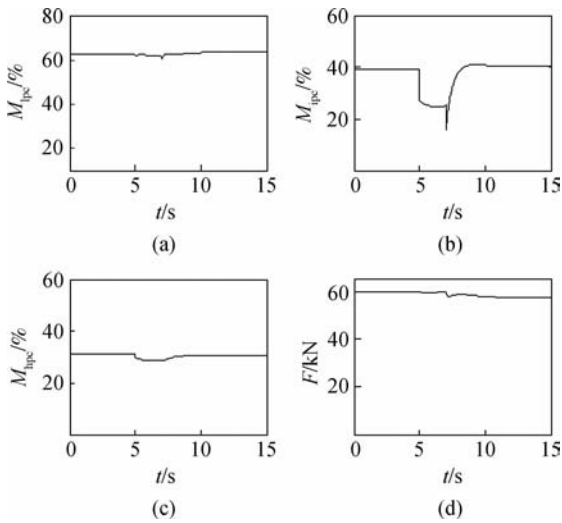


图 8 中幅故障($H=2\text{ km}$, $Ma=0.5$, $P=90\%$)

Fig.8 Medium fault ($H=2\text{ km}$, $Ma=0.5$, $P=90\%$)

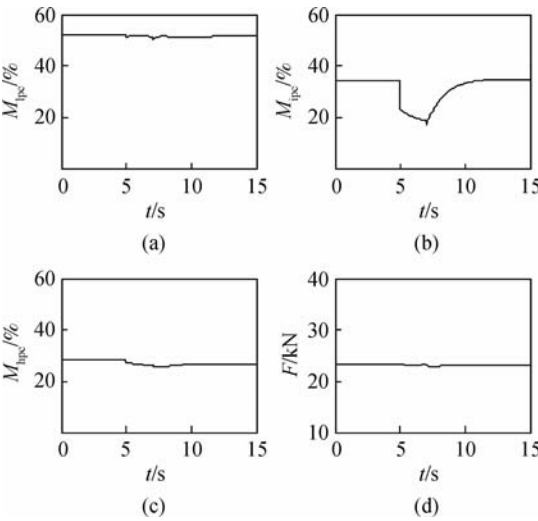


图 7 中幅故障($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$, $P=90\%$)

Fig.7 Medium fault ($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$, $P=90\%$)

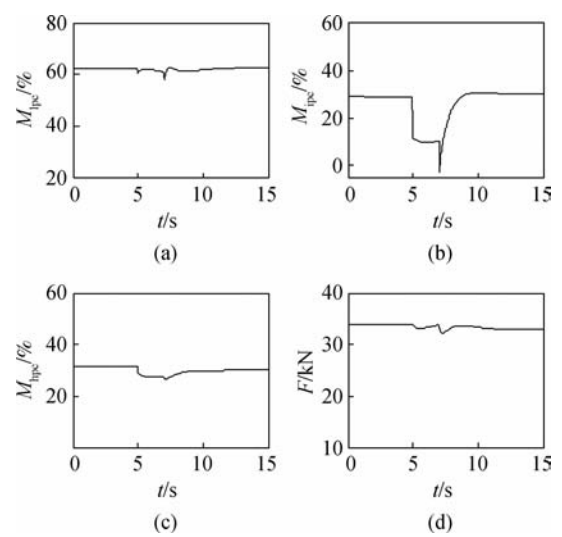


图 9 大幅故障($H=7\text{ km}$, $Ma=0.8$, $P=90\%$)

Fig.9 Large fault ($H=7\text{ km}$, $Ma=0.8$, $P=90\%$)

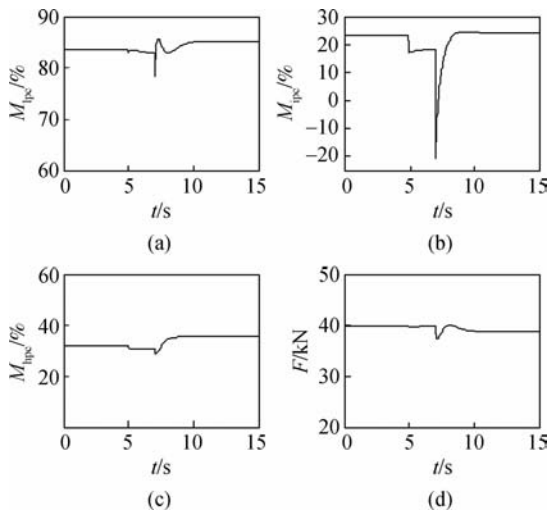


图 10 小幅故障 ($H=2\text{ km}$, $Ma=0.5$, $P=80\%$)
Fig. 10 Small fault ($H=2\text{ km}$, $Ma=0.5$, $P=80\%$)

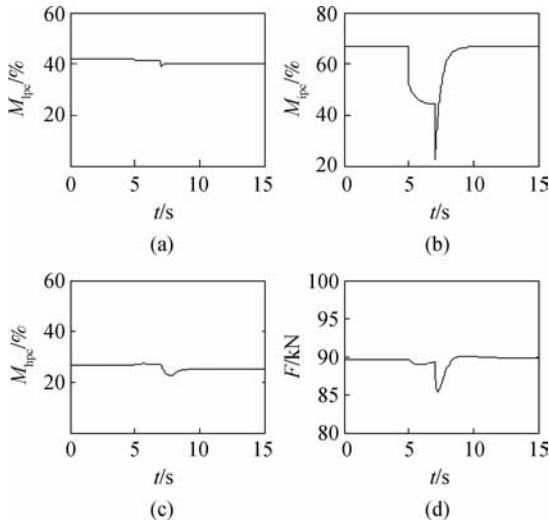


图 11 中幅故障 ($H=2\text{ km}$, $Ma=0.1$, $P=90\%$)
Fig. 11 Medium fault ($H=2\text{ km}$, $Ma=0.1$, $P=90\%$)

后,喘振裕度在恢复至稳态水平前有较大幅度下降,但在实际过程中,由于执行机构并不会像仿真中那样突然切换,在仿真验证中,对执行机构的切换速率进行调整,使其切换较为平滑,即可以解决该问题^[14]. 由于本文只针对稳态过程,因此这里忽略过渡过程的影响.

2.2 仿真结果分析

分析遗传算法的优化计算结果可以看出,在这些点处加入容错措施后,发动机高压压气机故障对运行性能的影响得到缓解甚至消除,尤其对于受影响较大的增压级压气机喘振裕度,都已恢复至正常值.

此外,通过表 4 可以看出,在某些情况下,低压压气机、高压压气机的喘振裕度和推力与未发

生故障的情形相比有较小幅度的下降,但是幅度均比较小. 这是由于各参数间相互影响,在给定的条件下,给出的最优计算结果只能是整体达到最优,而无法彻底消除控制量调整对其中某个指标

表 4 测试点各指标恢复情况
Table 4 Fault accommodation performance for testing points

测试点	性能指标	无故障时	相对变化量/%	
			未容错	已容错
1	$M_{ipc}/\%$	45.48	-0.80	-4.35
	$M_{ipc}/\%$	54.85	-64.59	-0.65
	$M_{hpc}/\%$	22.83	4.39	-0.61
	F/kN	31.51	1.03	-2.80
2	$M_{ipc}/\%$	52.00	-1.85	-0.69
	$M_{ipc}/\%$	34.09	-45.66	1.94
	$M_{hpc}/\%$	28.35	-7.56	-3.77
	F/kN	23.25	0.88	-1.09
3	$M_{ipc}/\%$	62.58	-1.57	1.41
	$M_{ipc}/\%$	39.16	-35.07	3.31
	$M_{hpc}/\%$	31.12	-7.03	-1.66
	F/kN	60.09	0.49	-2.06
4	$M_{ipc}/\%$	62.34	-3.12	0.48
	$M_{ipc}/\%$	28.95	-62.91	3.87
	$M_{hpc}/\%$	31.39	-12.48	-4.30
	F/kN	33.83	1.38	-0.29
5	$M_{ipc}/\%$	83.57	-0.63	1.98
	$M_{ipc}/\%$	23.11	-21.23	4.72
	$M_{hpc}/\%$	32.20	-4.28	10.15
	F/kN	39.75	0.27	-0.25
6	$M_{ipc}/\%$	41.78	-1.25	-2.69
	$M_{ipc}/\%$	66.68	-33.28	0.24
	$M_{hpc}/\%$	26.62	1.78	-3.16
	F/kN	89.68	0.15	0.11

的影响. 对此,在仿真中可以通过调整适应性函数中的权值大小进行细微调整,或者采取增加遗传算法的计算代数、种群数量,调整交叉变异概率等措施,也可以得到期望的结果.

依据文中第 2.1 节所述验证方法,选择飞行包线中分散的 14 个点作为设计点,离线计算其在 3 种幅值的故障下所需的控制器给定量调整值,

一般幅值故障下的调整值通过线性插值方法获得,经过验证,在每个设计点处都能收到较为满意的效果.以这些设计点作为插值节点,一般点处的调整值可以通过插值计算求取.具体采用的插值方法为,以离待求点最近的 N 个设计点处的调整值的加权平均值,作为该点的容错控制量.权值应与相应距离的倒数成正比^[1].考虑到实际情况,整

个插值过程是在将高度-马赫数平面下的参数值映射到进口总温-进口总压平面后进行的^[19].
以 A, B, C 共 3 个测试点为例,各点的参数和插值计算结果如表 5 所示,在不同的高压压气机故障下,通过将 3 个控制量调整至插值计算所得数值,可以使各输出指标得到不同程度的恢复,其具体数值如表 6 所示.

表 5 插值计算验证(参数和控制量插值计算结果)
Table 5 Validation of interpolation (parameters and calculated results)

测试点	HPC 故障幅值		测试点参数			插值计算结果		
	流量因子/%	效率因子/%	H/km	Ma	$P_0/\%$	$O_{vbw}/\%$	$A_{vsv}/(^{\circ})$	$P/\%$
A	-2.0	-2.0	6	0.68	85	2.5	-2.340	84.58
B	-3.5	-3.5	1	0.60	90	3.9	-2.313	88.87
C	-5.0	-5.0	7	0.78	100	6.8	-6.683	98.70

表 6 插值计算验证(各指标恢复情况)
Table 6 Validation of interpolation
(fault accommodation performance for each point)

测试点	性能指标	无故障时	相对变化量/%	
			未容错	已容错
A	$M_{\text{ipc}}/\%$	75.00	-1.08	-3.52
	$M_{\text{ipc}}/\%$	24.50	-28.78	2.84
	$M_{\text{hpc}}/\%$	31.76	-5.01	-0.84
	F/kN	30.45	0.47	0.15
B	$M_{\text{ipc}}/\%$	71.39	-1.86	-2.97
	$M_{\text{ipc}}/\%$	29.44	-43.88	2.88
	$M_{\text{hpc}}/\%$	32.25	-8.58	-4.54
	F/kN	60.13	0.67	-0.06
C	$M_{\text{ipc}}/\%$	48.43	-1.96	-1.14
	$M_{\text{ipc}}/\%$	52.13	-60.60	6.58
	$M_{\text{hpc}}/\%$	25.71	2.22	-0.49
	F/kN	49.11	1.26	0.14

3 结 论

本文讨论了一种基于模型的航空发动机容错控制策略,这种方法主要依据遗传算法计算故障情况下发动机控制器给定量的调整值,实现对发动机运行性和推力水平的恢复.该方法可以应对发动机模型的高度非线性特性,在多个测试点处和故障水平下都收到了较好的效果.通过对设计点的在线插值,可以快速计算一般点处的控制器

给定量调整值,兼顾了遗传算法的特性和对计算实时性的要求.整个容错控制系统简单、有效,其可行性也在仿真中得到了验证.
当然,本文仅在既有模型的基础上对该控制策略的性能进行了验证,在实际中,由于故障诊断方法的不同,以及模型与发动机的不匹配等问题,会对容错控制系统的性能产生不同程度的影响.在进一步的研究中,需要对于该容错控制系统的鲁棒性进行更严格的验证与分析.另外,本文虽然只针对稳态过程进行了研究,但是该策略的基本原理同样适用于过渡态,以稳态情况下的容错策略为基础,可以建立包括稳态和过渡态的容错控制系统.因此,对该方案进行设计调整,使其适用于更容易出现喘振的过渡态过程,也将是进一步工作的重要方向.

参考文献:

[1] Kumar A, Viassolo D E. Model-based fault tolerant control[R]. NASA/CR 2008-215273,2008.
[2] 周东华,叶银忠. 现代故障诊断与容错控制[M]. 北京:清华大学出版社,2000.
[3] 阎成鸿. 航空发动机容错控制系统设计[J]. 微计算机信息,2007,23(19):63-64.
YAN Chenghong. The fault tolerant control system of aero-engine[J]. Microcomputer Information, 2007, 23(19): 63-64. (in Chinese)
[4] 刘建,冯雷星. 某型航空发动机容错控制仿真研究[J]. 电子测量技术,2010,33(5):22-24.
LIU Jian, FENG Leixing. Simulation of aeroengine fault tolerant control[J]. Electronic Measurement Technology, 2010,33(5):22-24. (in Chinese)

- [5] 徐启华,李华聪. 基于 Riccati 方程的航空发动机鲁棒容错控制[J]. 航空动力学报,2003,18(3):440-443.
XU Qihua, LI Huacong. Robust fault-tolerant control for aeroengine based on solution of Riccati equation[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 440-443. (in Chinese)
- [6] 蒋平国,姚华,孙健国. 航空发动机数控系统执行机构回路故障诊断和容错控制方法[J]. 航空动力学报,2005,20(2):282-286.
JIANG Pingguo, YAO Hua, SUN Jianguo. Method of fault diagnosis and fault-tolerant control for actuator loop in aeroengine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 282-286. (in Chinese)
- [7] 朱子杰. 航空发动机智能故障诊断与容错控制的研究[D]. 南京航空航天大学,2010.
ZHU Zijie. Research on intelligent fault detection and fault-tolerant control of aeroengine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [8] 杨征山,仇小杰,庄锡明,等. 基于模态切换的航空发动机容错控制[J]. 航空动力学报,2014,29(4):953-964.
YANG Zhengshan, QIU Xiaojie, ZHUANG Ximing, et al. Aero-engine fault-tolerant control based on mode switch [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 953-964. (in Chinese)
- [9] 张鹏. 基于卡尔曼滤波的航空发动机故障诊断技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.
ZHANG Peng. Aeroengine fault diagnostics based on Kalman filter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [10] 姚华,单贵平,孙健国. 基于卡尔曼滤波器及神经网络的发动机故障诊断[J]. 航空动力学报,2008,23(6):1111-1117.
YAO Hua, SHAN Guiping, SUN Jianguo. Fault diagnosis for gas turbine engines based on Kalman filter and neural networks[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1111-1117. (in Chinese)
- [11] 张书刚,郭迎清,陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报,2012,27(12):2850-2856.
ZHANG Shugang, GUO Yingqing, LU Jun. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2850-2856. (in Chinese)
- [12] 陆军,郭迎清,陈小磊. 线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1172-1177.
LU Jun, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1172-1177. (in Chinese)
- [13] 吴君凤,郭迎清. 发动机稳态与过渡态控制集成设计仿真验证[J]. 航空动力学报,2013,28(6):1436-1440.
WU Junfeng, GUO Yingqing. Design and simulation of aero-engine steady-state and transient-state control integration[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1436-1440. (in Chinese)
- [14] Rausch R T, Goebel K F, Eklund N H, et al. Integrated in-flight fault detection and accommodation: a model-based study[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(4): 962-969.
- [15] Rausch R T, Viassolo D E, Kumar A, et al. Towards in-flight detection and accommodation of faults in aircraft engines[R]. AIAA-2004-6463, 2004.
- [16] 高永,李本威,向锦武. 基于模糊理论的轴流式压气机防喘控制器设计[J]. 航空动力学报,2006,21(3):492-496.
GAO Yong, LI Benwei, XIANG Jinwu. Design of the active anti-surge fuzzy controller for axial-flow compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 492-496. (in Chinese)
- [17] 雷英杰,张善文,李续武,等. MATLAB 遗传算法工具箱及应用[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2005.
- [18] 张光澄. 非线性最优化计算方法[M]. 北京:高等教育出版社,2005.
- [19] 王海泉,郭迎清,李睿,等. 航空发动机全飞行包线鲁棒控制器设计研究[J]. 测控技术,2009,28(5):48-51.
WANG Haiquan, GUO Yingqing, LI Rui, et al. Design of full flight envelope controller for aero-engine[J]. Measurement and Control Technology, 2009, 28(5): 48-51. (in Chinese)

(编辑:叶 青)