

航空发动机两种加速控制计划的融合控制方法研究^{*}

张鑫海, 刘金鑫, 李 明, 耿 佳, 宋志平

(西安交通大学 机械工程学院, 陕西 西安 710049)

摘 要: 转速导数 ($N\text{-dot}$) 和换算燃油流量加速控制计划是航空发动机加速过程安全、快速的重要保障, 但各自分别易受到功率提取、性能衰退和传感器、燃油计量装置误差的影响, 导致失速喘振或加速性的下降。为了提高所控制加速过程的鲁棒性, 一种基于这两种控制计划的融合控制方法被提出, 该方法根据两者所获燃油流量的偏差大小对 $N\text{-dot}$ 限控目标值进行修正, 进而获得实际的加速燃油流量。以双转子加力涡扇发动机为对象的仿真验证表明, 该控制方法可以适应全包线加速控制的需要; 相比其余两种控制计划在受功率提取、误差影响下保持正常工作的范围更广; 相同工作条件下, 该方法比 $N\text{-dot}$ 控制计划更不易发生喘振, 比换算燃油流量控制计划的加速时间更短。

关键词: 燃油流量; 控制计划; 航空发动机; 加速过程; 喘振; 融合控制

中图分类号: V263.6 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 08-210169-14

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210169

Fusion Control of Two Kinds of Control Schedules in Aeroengine Acceleration Process

ZHANG Xin-hai, LIU Jin-xin, LI Ming, GENG Jia, SONG Zhi-ping

(School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The rotor acceleration ($N\text{-dot}$) and the corrected fuel flow control schedules are guarantees for the safety and quickness of aeroengine acceleration. However, they are vulnerable to a surge or longer time due to power extraction, performance degradation and the errors of sensors or fuel metering devices. In order to improve the robustness of the controlled acceleration process, a fusion control method based on the two control schedules is proposed. According to the deviation of fuel flow obtained by the two control schedules, the control objectives of the $N\text{-dot}$ control schedule are adjusted to obtain the final fuel flow of accelerating process. The simulation results based on a two-spool turbofan engine show that the fusion control method can meet the needs of full envelope acceleration control, and it can maintain a wider range of complete acceleration process under the influence of power extraction and errors. Besides, under the same working conditions, the method is less possible to surge than the $N\text{-dot}$ control schedule, and has less acceleration time than the corrected fuel flow control schedule.

Key words: Fuel flow; Control schedules; Aeroengine; Acceleration process; Surge; Fusion control

^{*} 收稿日期: 2021-03-22; 修订日期: 2021-06-11。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-V-0010-0060); 国家自然科学基金 (52075415)。

作者简介: 张鑫海, 博士生, 研究领域为航空发动机容错控制。

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容错控制。

引用格式: 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.)

1 引言

航空发动机是为飞机提供动力的转子热力机械,既要能够保证稳定的推力输出,也要能快速调节推力以响应丰富的飞行任务需求,前者对应航空发动机的稳态,后者通常用过渡态描述。航空发动机的工作状态通常用推力或转速定义^[1],以含加力燃烧室的航空发动机为例:其稳态包括慢车、节流、中间和加力状态等,其中慢车状态表示维持发动机正常工作的最小转速状态,中间状态表示发动机不接通加力时的最大推力状态,节流状态表示慢车和中间状态之间的任一稳定工作状态。航空发动机的加速过程是典型的过渡态,其含义是地面慢车以上从某一转速增加到更高转速的过程。加速过程包括全程加速、半程加速、遭遇加速等,其中快推油门杆从慢车加速到中间状态称之为全程加速。

有关著作表明过渡态控制律设计占用了整个航空发动机控制律设计和开发周期的大部分^[2],因为发动机在过渡状态更容易触碰各种物理边界,从而要求过渡态控制应在不超过任何物理工作极限的情况下保证优良的调节性能。而加速过程的约束主要来自于高压压气机喘振、涡轮后温度超温、转速超转、燃烧室富油等问题的限制^[3],其中喘振是沿压气机轴向发生的强烈低频气流震荡现象,是航空发动机正常工作需要极力避免的状态。航空发动机加速过程最常触碰的约束就是高压压气机喘振裕度的限制,燃烧室余气系数富油边界一般较难触碰,涡轮后温度和最大转速都可以作为直接限制的目标,但喘振裕度的测量很复杂,故而对喘振裕度的限制一般通过间接的方式来实现^[4],具体限制目标需要通过相应控制计划的函数关系得到。航空发动机控制中通常所指的加速控制计划就是加速过程关于喘振裕度的限控计划,所有形式的加速过程都受到该计划的约束。

喘振裕度的限控计划是通过加速燃油控制发挥作用的,后者作为航空发动机主燃油控制的一个控制回路,与减速燃油控制、PID燃油控制等不同控制目标、相同可控参数的控制回路一起按照取大或取小的逻辑来计算发动机燃油流量输入^[5],进而决定发动机的工作状态。目前航空发动机的喘振裕度限控计划多采用 N -dot控制计划和换算燃油流量控制计划: N -dot控制计划是通过控制加速过程转子的加速度来间接防止发动机发生喘振^[6],同时也保证了加速性;换算燃油流量是考虑了进气温度、压力等参数相

似换算的燃油流量,这一类控制计划是通过限控加速过程中的换算燃油流量来避免喘振,具有全包线范围内换算形式相对简单的特点^[7]。

美国早在1958年提出采用 N -dot限控加速过程的可能^[8],在二十世纪八九十年代直升机发动机的加速控制中 N -dot控制计划得到了有效的应用^[9-10],国外近期有讨论有关 N -dot计划的自适应控制以适应不同进气环境需要的研究^[11]。换算燃油流量控制计划长期以来是航空发动机最主要的加速控制计划,其不同表达形式在斯贝、AL-31Φ等发动机中广泛应用^[12,4],应用研究方面目前也有用换算燃油流量设计贫油熄火或风扇喘振边界的案例^[13]。国内近些年关于 N -dot控制计划的加速控制研究讨论逐渐增多,王曦等^[14]讨论了设计 N -dot控制计划加速控制器的差分进化算法,黄浏等^[15]讨论了双转子民用涡扇发动机基于 N -dot控制计划的加速控制器设计,Hu等^[16]改进了 N -dot控制计划的闭环控制逻辑,姚太克等^[17]进一步提出基于积分补偿的 N -dot闭环控制算法,这些控制算法的研究提高了加速控制过程控制回路的抗噪声能力或回路切换的稳定性。刘子赫等^[18]考虑到了变比热对加速控制计划的影响,提高了换算燃油流量控制计划在全包线范围的换算精度。

目前公开文献中关于 N -dot和换算燃油流量控制计划在各自使用过程中固有局限性的讨论较少,本文将具体讨论这两类控制计划控制加速过程面临的问题,并提出提高加速过程喘振裕度限控计划鲁棒性的思路,构建用 N -dot和换算燃油流量控制计划进行融合控制的方法,并以双转子涡扇发动机模型为对象展开仿真验证。

2 问题背景

2.1 两种控制计划的设计

本文以典型的双转子混合排气涡扇发动机作为具体讨论对象,结合风扇、高压压气机、高压涡轮、低压涡轮等部件的特性建立航空发动机的非线性数学模型,以此来论述加速过程单一喘振裕度限控计划的局限和两种控制计划融合控制的优势。该发动机数学模型建立的共同工作方程包括2个转子动力学方程和4个流量平衡或压力平衡的非线性方程组,方程组的形式如下

$$\left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_H n_2 \frac{dn_2}{dt} = L_{HT} - L_C - L_{ex} \quad (1)$$

$$\left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_L n_1 \frac{dn_1}{dt} = L_{LT} - L_F \quad (2)$$

$$W_{HTC} - W_{HTP} = Z_1 \tag{3}$$

$$W_{LTC} - W_{LTP} = Z_2 \tag{4}$$

$$p_{15} - p_{55} = Z_3 \tag{5}$$

$$p_7^* - p_9^* = Z_4 \tag{6}$$

式(1)~(2)表示转子动力学平衡方程,其中 J_2 和 J_1 分别表示高压和低压转子的转动惯量, n_2 和 n_1 分别表示高压和低压转子转速, L_{HT} 和 L_{LT} 分别表示高压和低压涡轮轴功率, L_C 和 L_F 分别表示压气机和风扇轴功率, L_{ex} 表示提取功率的大小。式(3)~(6)的4个平衡方程里 $Z_1\sim Z_4$ 分别表示4个方程的残差,其中 W_{HTC} 和 W_{LTC} 分别表示根据一维连续流计算得到的高压涡轮和低压涡轮空气流量, W_{HTP} 和 W_{LTP} 分别表示根据高压和低压涡轮特性所得的空气流量, p_{15} 表示外涵静压, p_{55} 表示低压涡轮出口气体静压, p_7^* 表示尾喷管入口总压, p_9^* 表示喷管出口总压。

对于双转子涡扇发动机而言,加速过程中高压压气机更容易发生喘振,因此其喘振裕度限控计划是依据高压压气机的失速边界来设计的。实验研究认为,压气机旋转失速是发生喘振的前奏^[19],这两种不稳定现象紧密联系,但失速突变成喘振的机理复杂^[20]。通常用失速边界来分割压气机稳定工作区与不稳定工作区,当压气机工作在不稳定工作区就会发生失速甚至喘振。图1所示为该发动机模型使用的高压压气机部件特性局部示意图,图中纵向排列的曲线表示不同转速下压气机的压比-换算空气流量关系曲线,从左到右转速递增;最上方的虚线是轻度失速边界线,失速边界线右下方区域为压气机的稳定工作区,最下方的点划线是发动机的稳态共同工作线,中间递增的实线是为加速过程的限控设计的加速喘振限制线,该限制线较实际的失速边界仍预留了一段距离以适应进气畸变、发动机个体差异和控制误差等因素的影响,这段距离可用喘振裕度描述。本文将喘振裕度定义为等换算转速特性线上

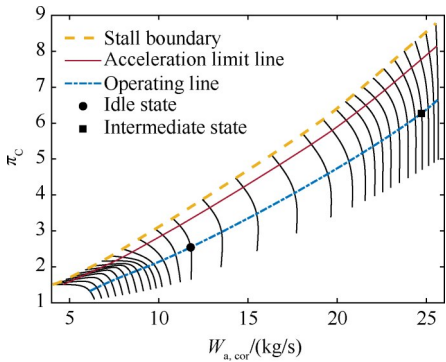


Fig. 1 Local map of high pressure compressor performance

的喘振裕度,其计算方式如式(7)所示,预留喘振裕度的大小实践中一般依照工程经验选取,本文所设计喘振限制线位于稳态工作点喘振裕度的约30%处。图中还标出了慢车状态和中间状态的压气机工作点位置,其中慢车状态的相对转速为0.72,对压气机进口温度的换算转速约为0.85。

$$\Delta SM = \left[\frac{\left(\frac{\pi_c}{W_{a,cor}} \right)_S}{\left(\frac{\pi_c}{W_{a,cor}} \right)_O} - 1 \right] \times 100\% \tag{7}$$

式中 ΔSM 表示喘振裕度, π_c 表示高压压气机压比, $W_{a,cor}$ 表示高压压气机换算空气流量, S 表示失速边界点, O 表示工作点位置。

当发动机开始加速,PID控制器先发挥作用,使高压压气机的工作点位置从共同工作线出发向失速边界方向靠近,之后过渡到加速过程的限控,在喘振裕度限控计划主导作用下,高压压气机工作点尽可能沿着加速喘振限制线继续加速,如果涡轮后温度过高,超温限制将起主导作用,当转速接近目标转速时控制器又从加速过程的限控过渡回PID控制,使转速能稳定到目标转速,此时高压压气机工作点将从加速限制线返回到稳态共同工作线上,如果加速期间转速超转,那么超转的限制将起主导作用。该过程如图2加速过程中高压压气机工作点的运动轨迹所示,该加速控制采用的是 $N\cdot\dot{}$ 控制计划。

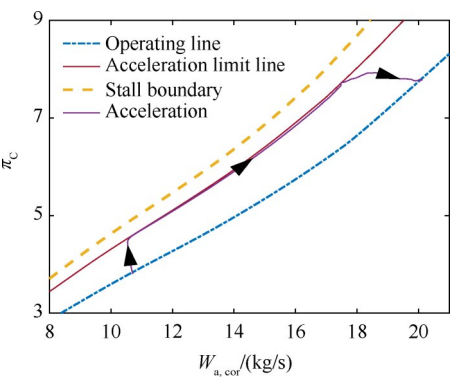


Fig. 2 Transient operating trajectory of $N\cdot\dot{}$ control without power extraction

加速过程中的喘振裕度限控计划可以通过实验逼迫压气机失速或喘振的方式来设计,也可通过功率提取的方法来设计^[21],本文根据含有已知高压压气机部件特性的涡扇发动机数值模型,通过计算仿真的方式让涡扇发动机模型从稳态共同工作线向失

速边界方向靠近,来获取对应的控制计划。具体过程是在增加燃油流量促使模型高压压气机工作点向预设的加速喘振限制线靠拢时,假定热力过程变化足够快,发动机转子还来不及加速到新的转速,处于加速喘振限制线上工作点的高压转子加速度和换算燃油流量分别与对应高压换算转速构成符合设计要求的控制计划。该加速喘振限制线所对应 N -dot 控制计划、换算燃油流量控制计划如图 3、4 所示,该换算燃油流量控制计划用高压压气机后总压及进气总温换算,仅用 p_{31}^* 换算的换算燃油流量控制计划就是俗称的“油气比”控制计划。

$$\dot{n}_{2,COR} = \frac{\dot{n}_2}{p_{25}^*/p_{st}} \quad (8)$$

$$W_{f,COR} = \frac{W_f}{\left(p_{31}^*/p_{st}\right) \cdot \left(T_2^*/T_{st}\right)^{0.5}} \quad (9)$$

式中 $n_{2R,COR}$ 表示高压转子相对换算转速,用进口总温换算; $\dot{n}_{2,COR}$ 表示高压转子换算转速导数; $W_{f,COR}$ 表示换算燃油流量, W_f 表示输入发动机的燃油流量, p_{25}^* 表示高压压气机进口总压, p_{31}^* 表示压气机后总压力, T_2^* 表示进气总温, p_{st} 和 T_{st} 表示海平面标准大气压和温度。

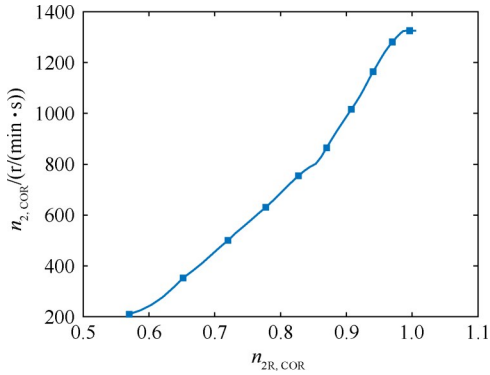


Fig. 3 N -dot control schedule

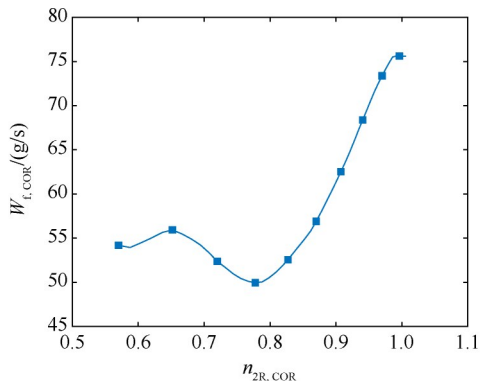


Fig. 4 Fuel flow corrected by p_{31}^* and T_2^* control schedule

2.2 N -dot 控制计划的局限

采用 N -dot 控制计划对加速过程控制的优点之一是保证了发动机转子的加速性,并且它可以用闭环控制的方式使高压转子的加速度跟踪上目标 N -dot 值,基本上不受燃油计量误差的影响,如图 5 所示的逻辑框图描述了用 N -dot 控制计划解析加速燃油流量的过程,通过计算 N -dot 控制计划获得的目标 N -dot 值与实际加速度值之间的偏差,然后再经对应控制算法得到发动机的加速燃油流量,该燃油流量再与 PID 控制得到的燃油流量取最小值获得加速过程中发动机的实际燃油流量输入。图中, $\dot{n}_{2,cmd}$ 表示 N -dot 控制计划导出的目标 N -dot 值, e_1 表示转速导数偏差, $W_{f,acc}$ 表示加速限控所得燃油流量, $W_{f,PID}$ 表示 PID 控制所得燃油流量, $W_{f,dec}$ 表示减速控制所得燃油流量。

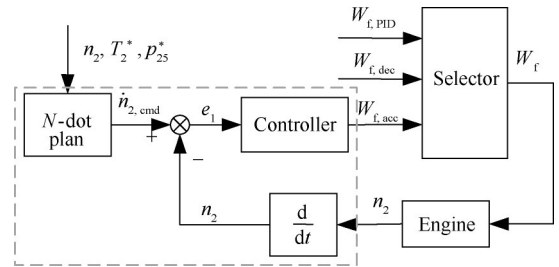


Fig. 5 Block diagram of N -dot control

然而采用 N -dot 控制计划来控制发动机加速过程易受到发动机功率提取、性能衰退、引气异常等方面的影响,从而导致发动机加速时越过实际的加速喘振限制线逼近失速边界,诱导压气机发生失速或喘振。本文用涡扇发动机数学模型计算验证了这些因素对加速过程的影响。压气机不稳定区域工作的动力学过程较为复杂也非本文探讨的重点,对于加速过程中压气机工作点位置越过失速边界的情况直接视为陷入失速或喘振,并结束仿真运行。

如图 6 所示为发动机功率提取对采用 N -dot 控制计划控制加速过程的影响分析,图中发动机均从地面慢车开始加速到 $n_{2R} = 0.93$ 的节流状态。图 2 所示在发动机没有额外功率提取时,加速过渡过程中高压压气机工作点基本沿着预设的限制线运行,而图 6(a)中提取轴功率超过约 145kW 时,压气机的压比升高开始越过失速边界进入不稳定工作区,因为发动机为了防止转速下滑需要加入更多的燃油维持转速,此时继续保持原来的 N -dot 目标来限控加速过程的燃油流量导致实际供油量明显超过无额外功率提取时的大小。图 6(b)描述了从发动机内涵引出 1%

的空气流量和提取功率 145kW 时的情况,高压压气机工作点位置抵近了失速边界但仍然完成了加速,可以看到发动机向外引气能一定程度上减小加速过程发生喘振的风险,但引气少对 $N\text{-dot}$ 控制计划的改善有限,引气过多将明显影响发动机性能。在恒定功率提取下低转速比高转速更容易靠近失速边界,因为低转速能够供给的剩余功率更少。与 $N\text{-dot}$ 控制计划不同,如图 7 所示换算燃油流量控制计划作用的加速过程基本不受功率提取对压气机工作点位置的影响,提取功率即便达到近 200kW 工作点也还能基本沿着设计的加速喘振限制线运动。如果功率提取过大,从喘振裕度限控计划得到的燃油流量还小于维持稳态转速所需的燃油流量,那么发动机将开始减速,这种情况是防止喘振的正常处置。

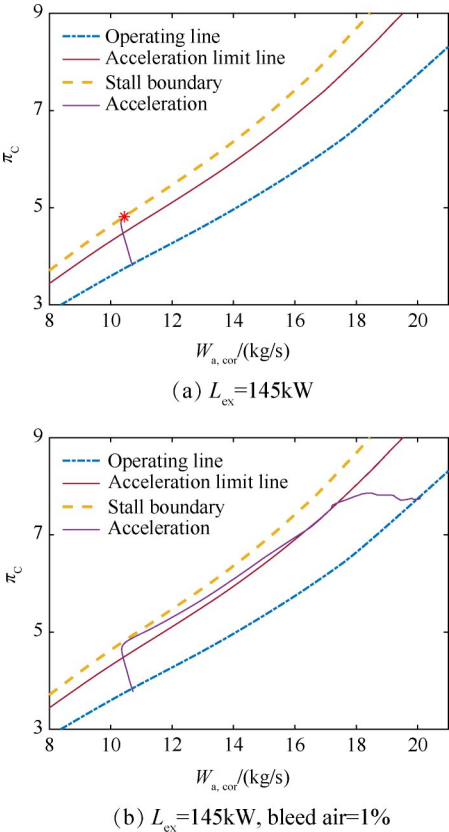


Fig. 6 Transient trajectory of $N\text{-dot}$ control

涡扇发动机部件性能的衰退同样也有可能导致 $N\text{-dot}$ 控制计划控制加速的压气机工作点向失速边界靠近,其中核心机部件的影响最为明显,压气机或涡轮的积垢、腐蚀、外物损伤等引起的性能衰退可以转化为部件的效率或流量能力的改变^[22],表 1 所示为可能发生的压气机、高压涡轮的效率和流量能力变化对 $N\text{-dot}$ 控制计划作用加速过程的影响分析,(其中 HPC 表示压气机,HPT 表示高压涡轮,↑表示上

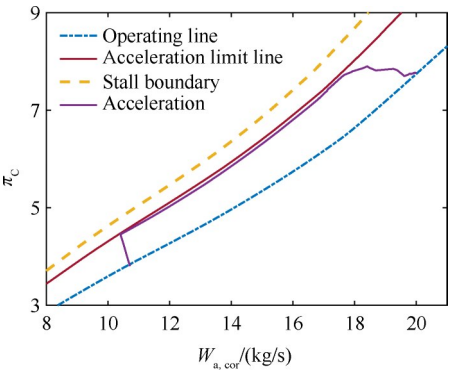


Fig. 7 Transient trajectory of corrected fuel flow control with $L_{ex}=200\text{kW}$

Table 1 Influence of components' performance declination on $N\text{-dot}$ control

Type	Surge risk
HPC efficiency ↓	↑
HPC air flow ↓	↓
HPT efficiency ↓	↑
HPT air flow ↓	↑

升,↓表示下降)。压气机效率、高压涡轮效率和高压涡轮流量能力下降会导致加速过程高压压气机工作点越过设计的加速喘振限制线向失速边界靠近,压气机流量能力下降反而会导致压气机工作点远离失速边界。上述几种衰退变化以不同大小组合在一起既有可能使压气机趋向失速边界也有可能远离,但是加速控制应当包容可能出现的喘振风险,而 $N\text{-dot}$ 控制计划单独控制时难以达到这样的要求,图 8 (a)所示为使高压压气机加速过程中的工作点向失速边界靠近的一组衰退模式,由于消耗掉的喘振裕度较大,此时发生进气畸变很有可能造成局部喘振现象,而如图 8(b)所示的换算燃油流量控制计划控制加速的结果显示 $N\text{-dot}$ 控制计划对性能衰退的影响更为敏感。

图 8 中, SE_c 定义为压气机退化后的效率与初始效率之比, SW_c 定义为压气机退化后的流量与初始流量之比, SE_{HT} 定义为高压涡轮退化后的效率与初始效率之比, SW_{HT} 定义为高压涡轮退化后的流量与初始流量之比。

2.3 换算燃油流量控制计划的局限

用换算燃油流量控制计划限控发动机的加速不易受到功率提取的影响,但是换算燃油流量却容易受到传感器测量误差的影响,比如测量压气机后压力的传感器因出现漏气、气塞造成加速燃油流量计算的偏差,除此之外采用该控制计划的加速控制通

常是开环控制,执行机构燃油计量装置的不准确也会导致控制器要求的燃油流量与发动机实际输入的燃油流量之间存在偏差。图9为用换算燃油流量控制计划进行开环加速控制的逻辑框图。

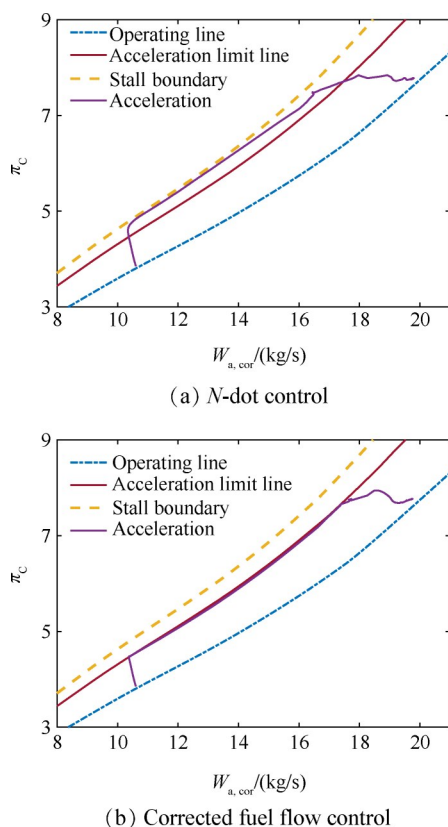


Fig. 8 Transient trajectory with $SE_C=0.98, SW_C=0.99, SE_{HT}=0.98, SW_{HT}=0.99$

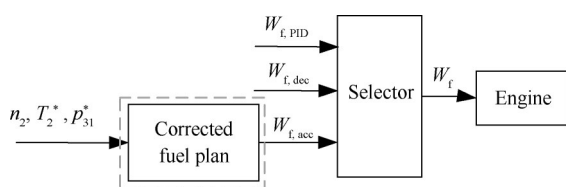


Fig. 9 Block diagram of corrected fuel flow control

p_{31}^* 气体压力传感器的漏气一般会导致压力测量值较实际值偏低,而传感器软管局部堵塞会导致压力测量值的延迟,由于加速过程高压压气机前后的压比是呈增大趋势的,同样会导致当前测量值较实际值偏低,所以, p_{31}^* 测量值偏低的可能性远大于偏高的可能。本文主要考虑 p_{31}^* 压力测量偏低对换算燃油流量控制计划所作用加速过程的影响,图10(a)所示为高压压气机后总压力测量偏小3%的情况。此时测量值的偏低使根据换算燃油流量控制计划计算得到的加速燃油流量也偏低,致使发动机加速性能下降,加速过程中高压压气机工作点也没有抵近理论

上的加速喘振限制线,相比于没有测量误差的情况加速时间延长了7%。

对于较明显的燃油流量计量误差是可以诊断排除的,而对于较小的燃油流量计量误差通常难以检测识别,这时需要控制系统本身具有一定的误差包容能力,能够使控制的加速过程保障安全的同时也可以遏制性能的明显下降,所以本文将讨论燃油计量存在小偏差时对换算燃油流量控制计划的影响。如图10(b)所示为燃油计量偏低5%时的加速控制结果,加速时间延长了约12%。当传感器和燃油计量装置误差导致加速燃油流量偏低时,还可能导致在达到提取功率的最大极限之前就发生转速下掉。

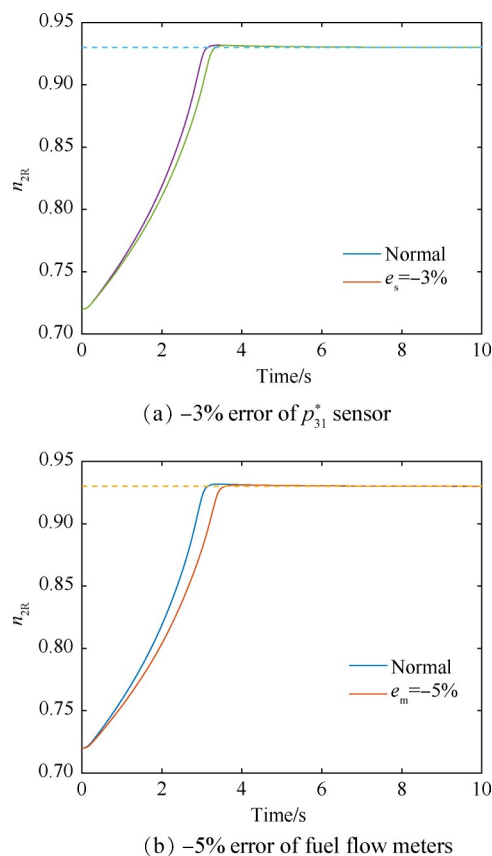


Fig. 10 Transient operating trajectory of corrected fuel flow control

图10中, e_s 表示传感器测量误差, e_m 表示燃油计量误差。

3 融合控制方法设计

3.1 融合控制框架的构建

通过上述对 N -dot 控制计划和换算燃油流量控制计划所控制加速过程的分析,可以提炼出以下几条关键的信息:

(1)不存在任何测量误差、性能衰退和功率提取等工作扰动时,两种控制计划所获加速燃油流量理论上应当相等,实际上相当接近。

(2) N -dot 控制计划所控制的加速过程更容易因工作扰动呈现出向失速边界靠近的特点,换算燃油流量控制计划所控制加速过程表现出加速性变差的可能性更大。

(3) N -dot 控制计划所控制加速过程在低转速状态可承受的功率提取能力远小于高转速状态。

由信息(1)可得到推论:当两种控制计划所获加速燃油流量出现偏差时,一定存在至少一个加速控制计划所获加速燃油流量出现偏差;由信息(2)可得推论: N -dot 控制计划所获加速燃油流量高于换算燃油流量控制计划的可能性更大。由于 N -dot 控制计划对功率提取的敏感性,直接对加速燃油求平均的方式并不能很好地保障加速控制过程的安全性,因此,加速控制过程中对加速燃油的选择应依据偏差的规模而定。发动机控制器在加速过程中可利用的信息有限,因而依据先验信息和实时偏差来设计加速燃油的融合控制逻辑是必要的和首要的。

在无额外证据的情况下,加速过程中彻底辨识出是功率提取还是测量误差主导了燃油流量偏差的产生几无可能。根据信息(1),(2)的推论及燃油计量、传感器误差的小偏差假设,本文选择用两种控制计划所获加速燃油流量的偏差大小对 N -dot 限控目标值进行修正的方式来控制加速过程,当 N -dot 控制计划所获加速燃油流量略高于换算燃油流量控制计划的结果时,仍然在一定程度上取其燃油流量,超过后者过多时则不再取其燃油流量以满足安全性的需求。以信息(2)为依据,当 N -dot 控制计划所获加速燃油流量小于另一个时,仍然很大程度上取其前者,但是考虑到 N -dot 控制计划的换算带来的误差,其燃油流量相比于后者差距过大时,也还需要对其结果作进一步限制。

本文的具体控制逻辑可通过图 11 所示的框图统一表示,加速控制以 N -dot 控制计划的闭环控制为主,以换算燃油流量控制计划为参考进行两次修正,偏差 e_2 为正表示 N -dot 控制计划所得加速燃油流量超过后者。第一次修正根据偏差大小和先验设计的非线性罚函数得到调整系数 $C_{N\text{-dot}}$,对 N -dot 限控目标值进行更新,第二次修正对第一次修正后导出的加速燃油流量 $W_{f,e}$ 继续进行修正,使之保持在换算燃油流量控制计划所得燃油流量 $W_{f,b}$ 附近,第二次修正的目的在于包容先验函数的误差和适应未考虑因素的

影响。最终得到加速燃油流量 $W_{f,acc}$ 参与燃油流量的选择。该控制方法的思想接近于模糊数学,但并未采用其隶属函数的相关数学规则。

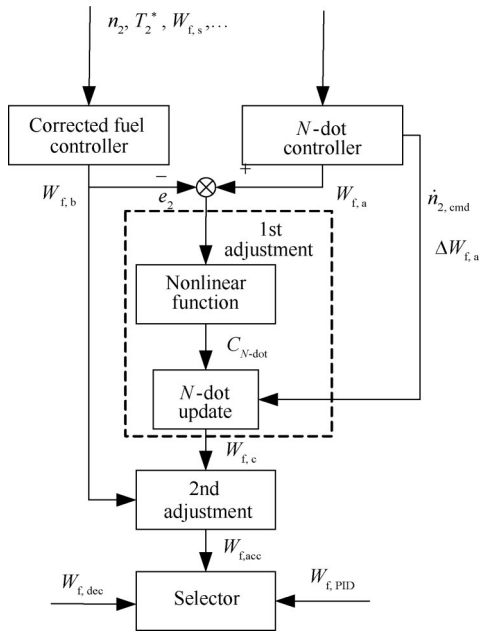


Fig. 11 Block diagram of mix control of N -dot and corrected fuel flow control plan

图 11 中, $W_{f,s}$ 表示控制器上一次得到的燃油流量, $W_{f,a}$ 表示 N -dot 控制计划获得的加速燃油流量, $W_{f,b}$ 表示换算燃油流量控制计划获得的加速燃油流量, e_2 表示 N -dot 控制计划与换算燃油流量控制计划分别得到加速燃油流量的偏差, $C_{N\text{-dot}}$ 表示 N -dot 控制计划的实时调整系数,大于 1 表示减小原目标 N -dot 值,小于 1 表示增加, $\Delta W_{f,a} = W_{f,a} - W_{f,s}$, $W_{f,e}$ 表示 N -dot 控制计划第一次调整后的加速燃油流量。

3.2 非线性罚函数的设计

本文在设计 N -dot 控制计划的先验罚函数时,通过功率提取制造 N -dot 和换算燃油流量控制计划的燃油偏差 e_2 ,通过限制加速过程中喘振裕度允许减小的程度来确定关于调整系数 $C_{N\text{-dot}}$ 的大小,如图 12 所示。本文假设加速过程因功率提取造成喘振裕度下降不超过加速喘振限制线喘振裕度的三分之一。图 13 展示了其中几个关键换算转速下获得的结果,处于含标记实线下方的 e_2 和 $C_{N\text{-dot}}$ 能够满足对喘振裕度下降幅度的限制,低转速由于功率提取能力较弱很快达到积分饱和。对偏差 $<20\%$ 的部分可以较好地用如式(10)所示的 2 次 S 型函数拟合,其中, K_1 越大曲线越陡峭,对目标 N -dot 值的削减越敏感,图中实线所示 S 函数的 $K_1=8$,如果允许加速过程限控阶段的

喘振裕度相比加速喘振限制线的降低小于 $1/3$, 则 $K_1 > 8$ 。

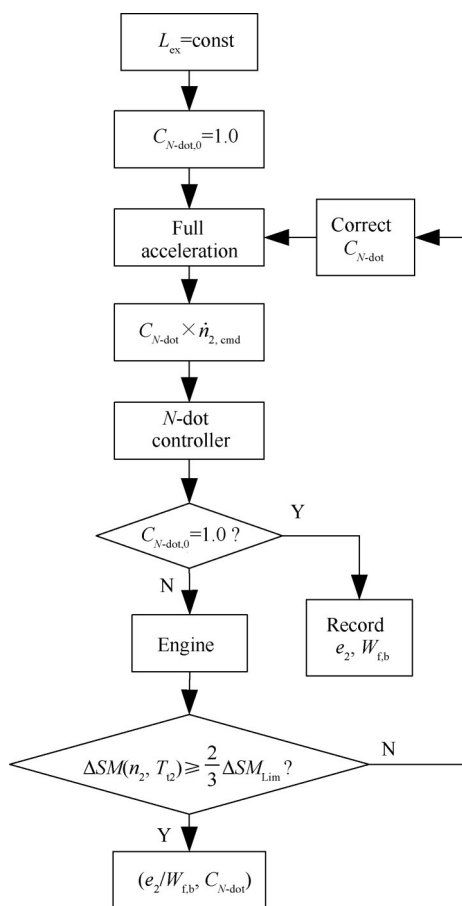


Fig. 12 Flow chart of designing e_2 and $C_{N\text{-dot}}$ relationship

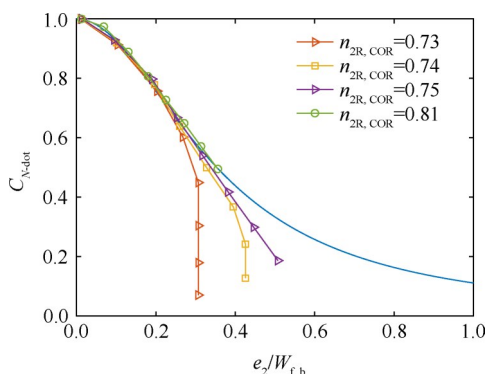


Fig. 13 Curve of $C_{N\text{-dot}}$ and e_2 under different L_{ex} and $n_{2R,COR}$ for the limitation of ΔSM

$$C_{N\text{-dot}} = \frac{1}{1 + K_1 (e_2/W_{f,b})^2} \quad (10)$$

由于实际控制过程中通过惩罚修正得到的加速燃油与 $N\text{-dot}$ 控制计划理想的加速燃油可能有较大差距, 而 $N\text{-dot}$ 控制计划采用的又是 PID 控制, 这就造成由该计划计算所得燃油偏差本身存在控制误差的影响。在控制误差影响作用下(3)中所述的特点

将通过非线性罚函数的变化情况表征出来。通过生成一条预留喘振裕度小于设计控制计划三分之一的换算燃油流量控制计划, 使之控制加速过程来模拟功率提取作用下融合控制的理想情况, 同时也让 $N\text{-dot}$ 控制计划和正常的换算燃油流量控制计划参与工作, 但二者计算所得加速燃油不传递给发动机, 如图 14 所示。

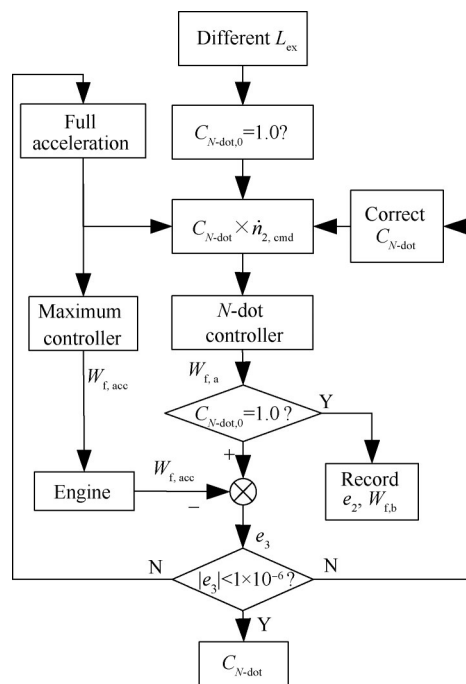


Fig. 14 Flow chart of getting e_2 and $C_{N\text{-dot}}$ relationship under disturbance limit control

图 14 中, e_3 表示扰动极限喘振裕度限制控制计划与 $N\text{-dot}$ 控制计划所得加速燃油流量的偏差。

在不同恒定功率提取下通过缩小偏差 e_3 得到不同转速下新的 e_2 与 $C_{N\text{-dot}}$ 关系, 如图 15 所示, 不同转速下的曲线开始产生明显差异, 这时可以通过式(11)所示引入调整系数 K_2 的方式, 改变非线性罚函数形状使之重新保持在曲线下, 图 15 虚线为换算转速 0.73 下非线性罚函数的实际设计结果, 对应 $K_2 = 2.2$ 。通过约束条件下的拟合计算可以得到 K_2 与换算转速的关系, 如式(12)与图 16 所示, 通过函数拟合得到控制用的 K_2 表达式, 这里使用线性或者非线性函数拟合均可, 由于加速是瞬态过程, K_2 表达式的趋势和量级的作用强于函数形状的作用。

$$C_{N\text{-dot}} = \frac{K_2}{1 + K_1 (e_2/W_{f,b})^2} + 1 - K_2 \quad (11)$$

$$K_2 = \phi(n_{2R} / \sqrt{T_2^*/T_{st}}) \quad (12)$$

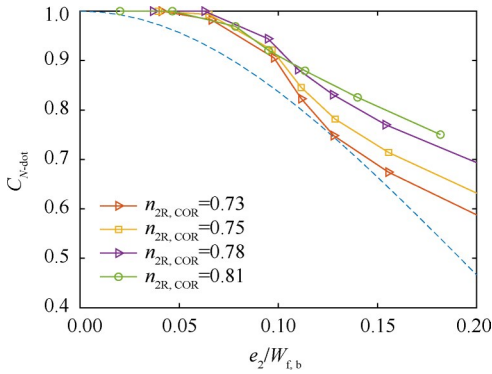


Fig. 15 Curve of $C_{N-\dot{}} \text{ and } e_2$ under different L_{ex} and $n_{2R,COR}$ under disturbance limit control

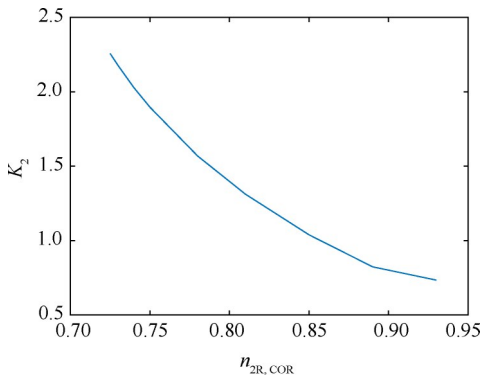


Fig. 16 Curve of K_2 and $n_{2R,COR}$

根据偏差 e_2 正负得到的 $N-\dot{}$ 限控目标值调整系数 $C_{N-\dot{}}$ 的非线性函数,可分别统一表示为式(13)和(14)的形式,非线性罚函数 f_1 的设计结果如图 17 所示。

$$C_{N-\dot{}} = f_1(e_2/W_{fb}, n_{2R,COR}) \quad (13)$$

$$C_{N-\dot{}} = f_2(e_2/W_{fb}, n_{2R,COR}) \quad (14)$$

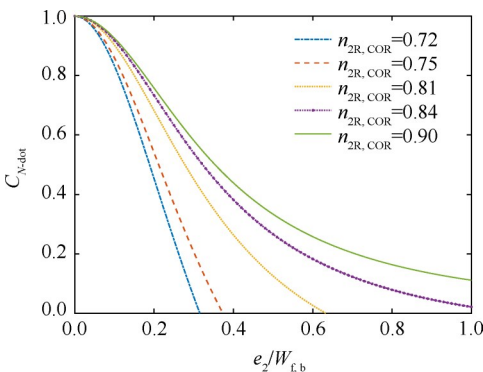


Fig. 17 Curve of penalty function f_1

函数 f_1 用于偏差 e_2 为正时惩罚 $N-\dot{}$ 限控目标值,函数 f_2 用于偏差 e_2 为负时增加 $N-\dot{}$ 限控目标值。由于偏差 e_2 为负的情况由传感器误差和性能衰退造成的可能性较大,所以仅令函数 f_2 随偏差小幅增加,

采用 S 函数和类似的方法设计出如图 18 所示的函数 f_2 。

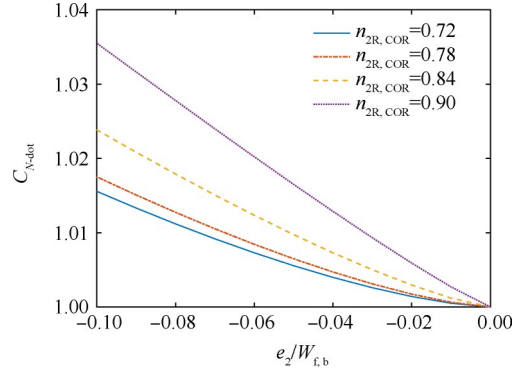


Fig. 18 Curve of gain function f_2

通过调整系数 $C_{N-\dot{}}$ 来获得修正后的目标 $N-\dot{}$ 值,与当前实际 $N-\dot{}$ 值求差从而获取新的加速燃油流量增量,其更新过程如式(15)所示,对于采用 PID 控制且比例、积分增益为定值的情况修正函数 g 可表示为如式(16)所示的形式。

$$\Delta W_{f,c} = \Delta W_{f,a} + g(\dot{n}_{2,cmd}, C_{N-\dot{}}) \quad (15)$$

$$g = -(k_p + k_i)(1 - C_{N-\dot{}})\dot{n}_{2,cmd} \quad (16)$$

$$W_{f,c} = \Delta W_{f,c} + W_{f,s} \quad (17)$$

式中 $\Delta W_{f,c}$ 为新的加速燃油增量, k_p 为 $N-\dot{}$ 控制计划所用 PID 控制的比例增益, k_i 为该 PID 控制的积分增益。

3.3 第二次惩罚修正的设计

先验非线性函数的缺点是超大偏差时拟合效果较差修正结果不精确,本文对经第一次修正后燃油流量 $W_{f,c}$ 仍然超过 $W_{f,b}$ 的 5% 以上的燃油流量进行第二次惩罚修正,无传感器、计量误差、引气及性能衰退时,超过 $W_{f,b}$ 的 5% 还尚可满足喘振裕度下降不超过加速喘振限制线的 1/3 假设,也可根据实际情况做适当调整,根据传感器及计量误差小偏差假设, $W_{f,b}$ 的偏低绝大多数情况下不会超过 10%。第二次修正如(18)和(19)所示,将 $1.05W_{f,b}$ 设为门槛值, $1.1W_{f,b}$ 设为一个较大的极限值,使最终的加速燃油流量约束在 $W_{f,b}$ 的附近。对于遇到偏差 e_2 大小为负的情况,可使之保持在 $(0.9W_{f,b}, 0.95W_{f,b})$ 。通过第二次修正也可以应对突然的功率提取及误差影响。

$$W_{f,acc} = W_{f,door} + h(W_{f,c}, W_{f,lim}, W_{f,door}) \quad (18)$$

$$h = \frac{(W_{f,lim} - W_{f,door})(W_{f,c}, W_{f,door})}{W_{f,c} + W_{f,lim} - 2W_{f,door}} \quad (19)$$

式中 $W_{f,door}$ 表示 $N-\dot{}$ 计划修正后的加速燃油流量开始二次修正的门槛值, $W_{f,lim}$ 表示 $N-\dot{}$ 计划得到的加

速燃油流量极限值。

$W_{f,acc}$ 为经过两次调整修正得到的更鲁棒的加速燃油流量,之后经过燃油选择器成为发动机的实际燃油流量输入。

4 仿真验证与分析

4.1 飞行包线内适应性验证

将上述两种控制计划融合控制加速过程的方法写入加速控制程序,用于控制发动机模型的加速过程,并与单独采用 N -dot 控制计划和换算燃油流量控制计划控制的加速过程进行对比,检验两种控制计划融合控制的优势。

本文根据 JSSG-2007 B 中的有关要求,将加速时间定义为达到目标推力变化量 95% 的时间。

假定发动机在飞行包线内的状态连续变化,通过在飞行包线的马赫数和海拔高度范围内随机生成 1500 组工作点,令发动机依次飞行到相应工作点重复从 15° 油门杆快推到 65° 油门杆全程加速,记录观察加速过程是否超过失速边界,其中仿真生成的工作点如图 19 所示。仿真结果显示三种加速控制方式均能在这些工作点的加速过程中不触碰失速边界,基本可以认为它们具有适应全包线范围的工作能力,两种控制计划融合控制方式和 N -dot 控制计划单独控制方式的平均加速时间为 4.4s,换算燃油流量控制计划的平均加速时间 4.6s,其中融合控制和换算燃油控制计划不同包线点加速时间的分布如图 20 所示,可以看到无明显差异。图中, t_{Acc} 表示全程加速时间。

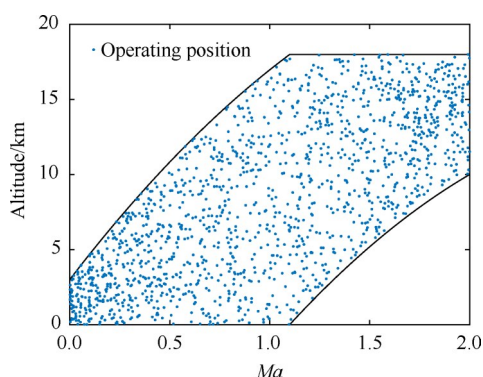


Fig. 19 Operating points for testing in flight envelope

当发动机保持功率提取 80kW,燃油计量误差 -2.5% ,引气 2.5% ,压气机和涡轮效率衰退为出厂的 99%,压气机流量能力也衰退为出厂的 99% 这样一组扰动工作状态时,再仿真计算 1500 组飞行包线内的

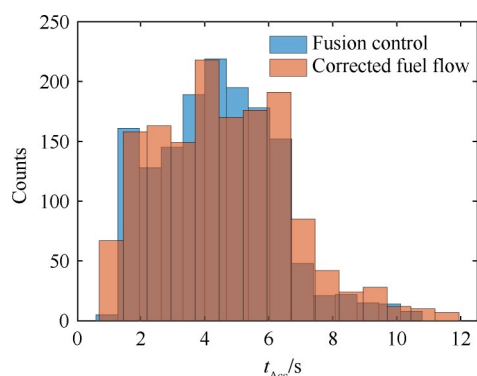


Fig. 20 Distribution of acceleration time during different operating position

结果表明 N -dot 控制计划控制出现了 8.7% 的工作点越过了失速边界,越过失速边界的点主要集中在空中左边界,如图 21 所示。而两种控制计划融合控制并未出现这种情况,其平均加速时间为 5.3s,换算燃油流量控制计划的平均加速时间为 6.3s,两者加速时间分布如图 22 所示。根据 JSSG-2007 B 的标准要求,包线内全程加速时间不超过 12s,无工作扰动时如图 20 所示最大加速时间均不超过 12s,而该扰动条件下,融合控制最大加速时间约为 12s,换算燃油加速时间为 15.5s,说明小扰动情况下融合控制仍能满足加速时间的要求。因此相同工作条件下两种控制计划融合控制的方式在飞行包线内整体上优于单一控制计划的加速控制方式。

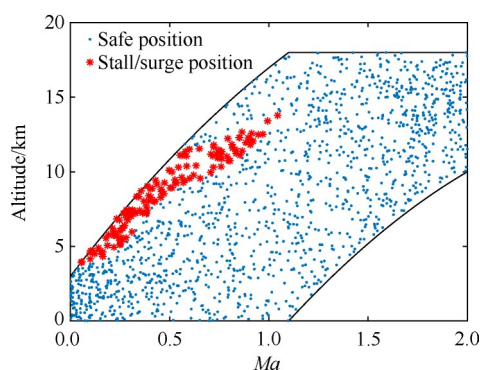


Fig. 21 Stall points of N -dot control in flight envelope during the same disturbed state

4.2 鲁棒程度的仿真对比

通过加入一定程度的引气、功率提取、气压传感器误差和燃油计量误差的扰动,来观察三种不同加速控制方式下该发动机模型的加速情况:假设这台发动机在从地面慢车加速到 $n_{2R} = 0.93$ 的稳态过程中存在功率提取 500kW,引出 2% 的空气流量, p_{31}^* 气体压力传感器和燃油计量装置分别存在

-4% 和 -6% 的误差,这些扰动均从快推油门杆开始加速时就注入发动机,传感器和燃油计量误差为阶跃信号,空气流量单步最大变化量限制为 1%,功率提取单步变化量超过 14kW 后对变化量进行惩罚限制,图 23 所示为注入功率提取大小随时间变化曲线。

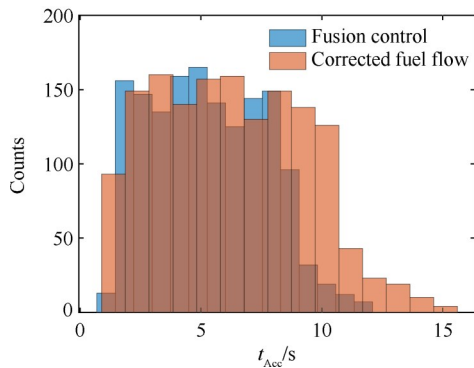


Fig. 22 Distribution of acceleration time under the same disturbed state

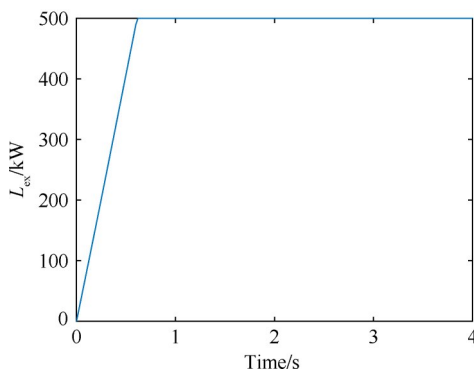


Fig. 23 Change of power extraction during acceleration

通过仿真计算可以发现单独采用 N -dot 控制计划控制的加速过程刚开始加速就突破了压气机的失速边界,如图 24 所示。而采用换算燃油流量控制计划控制的加速过程由于传感器和执行机构计量误差的影响达不到实际的加速限制线,并且提供的加速燃油流量甚至小于维持稳态运行所需的燃油流量,使得转子转速减速下掉,如图 25 的转速响应曲线所示。上述两种控制计划在该工作条件下都不能完成正常加速,而本文所使用的两种控制计划融合控制的方法却仍然可以安全地完成加速过程,图 26 所示为其控制加速过程的高压转子转速响应曲线,最终加速到了目标转速。由此可见,三种控制方式可以实现安全加速的受扰范围存在明显差异。

如果控制其它工作条件不变,仅改变加速过程

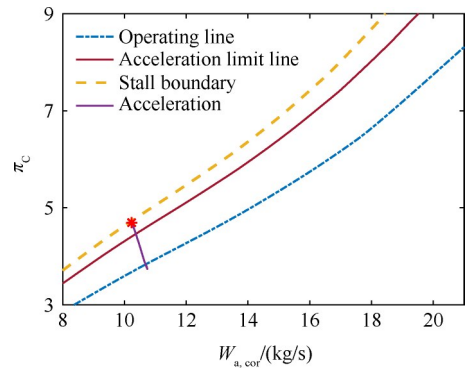


Fig. 24 Accelerated operation trajectory of N -dot control

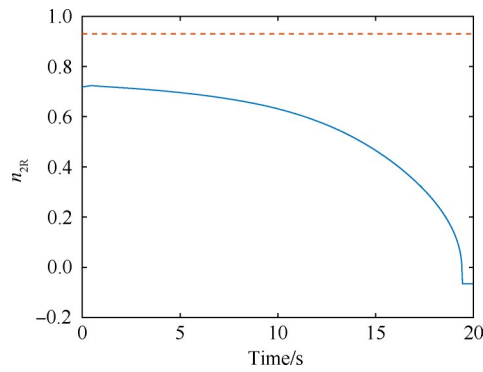


Fig. 25 Response curve of n_{2R} under the control of corrected fuel flow

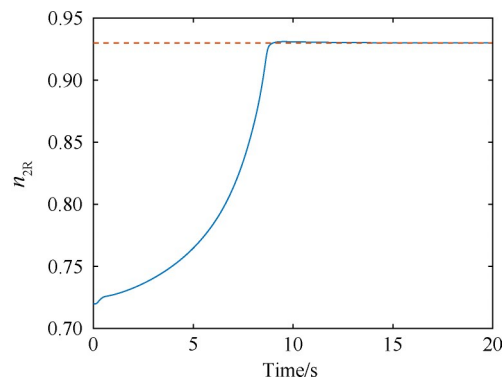


Fig. 26 Response curve of n_{2R} under the fusion control of N -dot and corrected fuel flow

中功率提取的大小时,三种控制方式能够提取的功率范围如图 27 所示, N -dot 控制计划单独控制加速过程功率提取超过 196kW 将越过压气机的失速边界;换算燃油流量控制计划控制的加速过程功率提取超过 430kW 将面临转速下掉的问题;而对于两种控制计划的融合方法进行控制的结果是超过 569kW 才会转速下掉,表明它在确保加速安全的同时,也一定程度上抵偿了测量误差的影响,使加速时间延长的幅度尽可能小。图 28 所示为三种加速控制方式在不同传感器或燃油计量误差及不同引

气量时加速控制过程中可提取功率的最大值,可以发现两种控制计划融合控制的方式可提取功率范围在较小误差及引气异常情况下总是最广,换言之之相同功率提取及引气量下可忍受的传感器及燃油计量误差最大,所以两种控制计划融合控制的方式鲁棒性最好,抗扰动能力最强。图 29 深色区域所示为两种控制计划融合控制方式功率提取能力优于 N -dot 的传感器或燃油计量误差和引气量的空间范围,它们近似成线性边界,可以发现以正常工作条件为中心的小误差和小引气量范围下前者具有确定的优势。

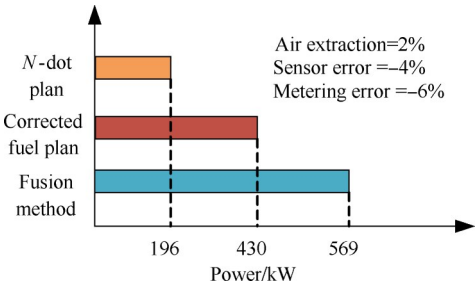


Fig. 27 Power extraction capability of 3 control methods under the same conditions

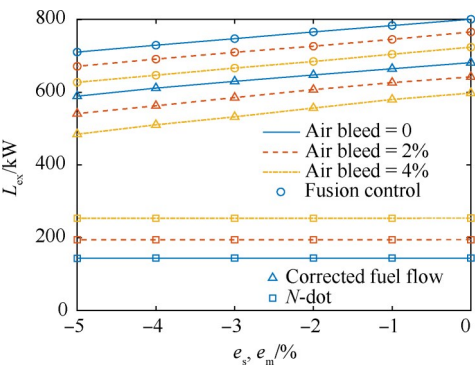


Fig. 28 Power extraction capability of 3 control methods under the same conditions

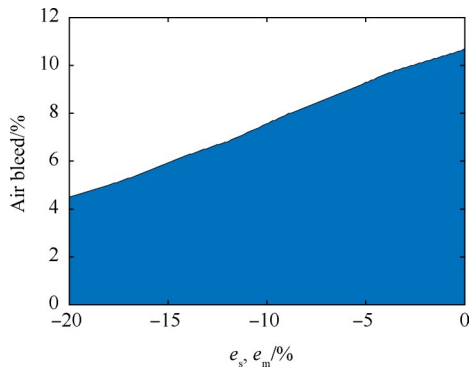


Fig. 29 Space of fusion control's power extraction capability better than N -dot schedule

4.3 不同工作条件的统计分析

通过随机抽取 1000 种扰动工作条件来验证三种控制方式相同情况下加速过程的优劣。假设除功率提取、引气、传感器和燃油计量误差外,还考虑发动机性能衰退的影响。表 2 所示为上述各扰动的验证取值范围,且假设各项工作扰动是满足均匀分布,即发动机存在异常的条件概率空间内。通过生成相应范围内的随机数作为涡扇发动机的一组加速工作条件,使发动机分别经过三种控制方式进行加速对比,发动机在不同包线点功率提取能力不同,因此便于对比验证,加速过程均是从地面慢车加速到中间状态的全程加速。

Table 2 Range of severe operation conditions

Name	Range
Power extraction	(0,600kW)
Air bleed	(0,5%)
p_{31}^* sensor error	(-4%,1%)
Fuel metering error	(-6%,4%)
SE_C	(98%,100%)
SW_C	(98%,100%)
SE_{HT}	(98%,100%)
SW_{HT}	(99%,101%)

仿真验证记录了三种控制计划加速过程中的最小喘振裕度,图 30 所示为 1000 组工作条件下的加速过程最小喘振裕度,下方为局部放大图。从图中可以看到,在不同恶劣工作条件下, N -dot 控制计划控制加速过程的喘振裕度整体下降,两种控制计划融合控制的方式的喘振裕度仍然在设计的加速限制线附近,上面的虚线是原定的加速限制线,下面是失速边界。经统计 1000 种工作条件里, N -dot 控制计划控制的加速过程越过压气机失速边界的有 66.8%,融合控制方式越过失速边界线的为 0,说明后者有效避免了喘振发生的可能。图 31 所示为两种控制方式下喘振裕度的统计直方图,其中 N -dot 控制计划仅保留了仍在稳定工作区内完成加速的部分,可以看到 N -dot 控制计划整体已经向不稳定工作区域方向靠近,较广的分布范围显示其更易受功率提取的扰动影响;而两种控制计划融合控制方式喘振裕度绝大部分仍然在设计的加速限制线附近,它比 N -dot 控制计划更能保障安全性。图 32 所示为 1000 组中剔除所有转速下掉情况后,换算燃油流量控制计划对两种控制计划融合控制的加速时间差,与换算燃油流量控制

计划相比,两种控制计划融合后的加速时间总体要比换算燃油流量计划少。经统计采用换算燃油流量控制计划的加速过程发生转速下掉的占 9.8%,而两种计划融合控制方式仅占 1.6%,又由于后者无一例越过失速边界,表明后者可以有效避免传感器测量误差导致的转速下掉,同时又允许了过大功率提取时正常的悬挂和转速下掉,进而防止了喘振发生的

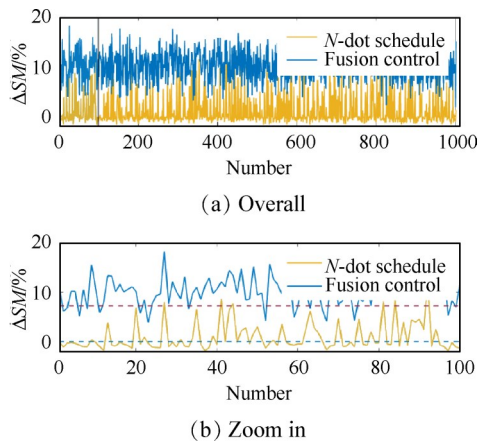


Fig. 30 Minimal acceleration surge margin of N -dot schedule and fusion control

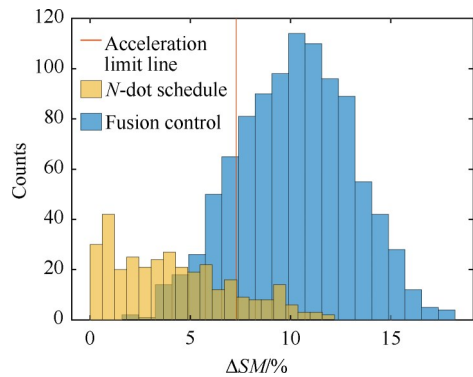


Fig. 31 Statistical distribution of surge margin under N -dot schedule and fusion control

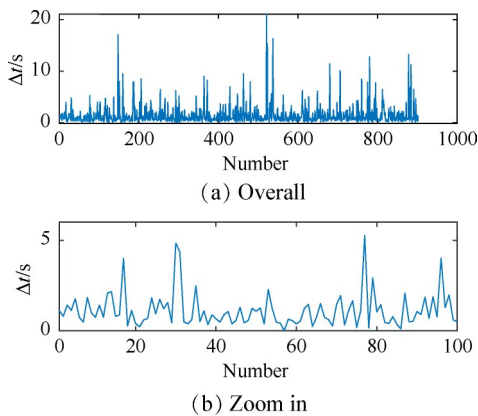


Fig. 32 Time difference between corrected fuel flow schedule and fusion control

可能。图 33 所示为相同工作条件下换算燃油流量控制计划控制加速过程的加速时间与两种计划融合控制方式的时间差分布,后者几乎所有工作条件下的加速时间均优于换算燃油流量控制计划,平均节省时间约 1.5s,最大可节省约 21s,表明两种计划融合控制的方式可以削弱由传感器误差导致的加速时间延长,对加速能力急剧下掉的极端情况具有足够的包容性。其中, Δt 表示两种控制计划融合控制节省的加速时间,等于换算燃油控制计划加速时间减去前者的加速时间。

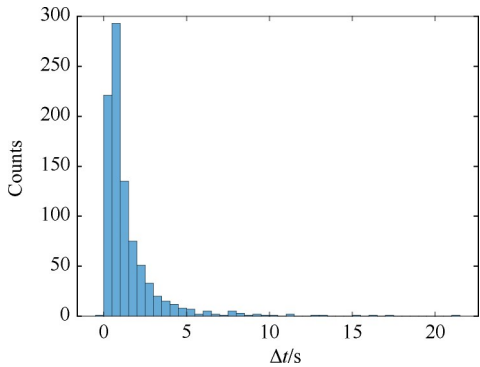


Fig. 33 Statistical distribution of time saved by fusion control

5 结 论

本文提出并验证了一种基于 N -dot 和换算燃油流量加速控制计划的融合控制方法,得到主要结论如下:

(1) 基于 N -dot 和换算燃油流量控制计划的融合控制方法所控制的加速过程能避免 N -dot 控制计划因功率提取、性能衰退、引气异常变化导致的喘振,加速时间总是优于或相当于换算燃油流量控制计划,可以一定程度抵消气压传感器和燃油计量误差导致转速的提前下掉。

(2) 基于 N -dot 和换算燃油流量控制计划的融合控制方式所控制的加速过程能承受功率提取、引气变化、气压传感器和燃油计量误差的范围最广,鲁棒性最好。

(3) 基于 N -dot 和换算燃油流量控制计划的融合控制方式可以较好地适应全飞行包线范围的加速工作需要。

致 谢:感谢国家科技重大专项和国家自然科学基金的资助。

参考文献

[1] 孙健国. 航空燃气涡轮发动机控制[M]. 上海: 上海

- 交通大学出版社, 2014.
- [2] Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft Engine Controls: Design, System Analysis and Health Monitoring [M]. *Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2009.
- [3] Hanz Richter. Advanced Control of Turbofan Engines [M]. *New York: Springer*, 2012.
- [4] 孔祥兴, 董金钟. AL-31 Φ 发动机控制计划分析[C]. 南京: 中国航空学会第六届动力年会, 2006.
- [5] Iii H A S, Brown H. Control of Jet Engines[J]. *Control Engineering Practice*, 1999, 7(9): 1043-1059.
- [6] Sweet David. Development of the S-76B/PT6B36B Engine Acceleration Schedule[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1996, 41: 331-341.
- [7] 张景璋. 斯贝 512-5W 发动机燃油调节器及故障的初步分析[J]. 中国民航学院学报, 1983(1): 20-31.
- [8] Gerus T F, Heppler H J, Powers A G. An Acceleration Schedule Control for Accelerating a Turbojet Engine and Its Use with a Speed Control[R]. *Washington: National Advisory Committee for Aeronautics, NACA-RM-E58B19*.
- [9] Howlett J J, Morrison T, Zagranski R D. Adaptive Fuel Control for Helicopter Applications [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1984, 29(4): 43-54.
- [10] Parsons D A. Dynamic Compensation to N -dot Schedules [P]. *US: 5029441*, 1991-07-09.
- [11] Fozo L, Andoga R, Schreiner M, et al. Simulation Aspects of Adaptive Control Design for Small Turbojet Engines[C]. *Hungary: 2019 IEEE 23rd International Conference on Intelligent Engineering Systems(INES)*, 2019.
- [12] Hatchett K A, Sparkes B E. The New Lucas Fuel Control System for the Rolls-Royce Spey Engine[C]. *New York: Automotive Engineering Congress and Exposition*, 1966.
- [13] Csank J, May R D. Control Design for a Generic Commercial Aircraft Engine [C]. *Nashville: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2010.
- [14] 王 曦, 党 伟, 李志鹏, 等. 一种 N -dot 过渡态 PI 控制律的设计方法[J]. 航空发动机, 2015, 41(6): 1-5.
- [15] 黄 浏, 殷 锴, 杨文博, 等. 基于 N -dot 的涡扇发动机加速控制器设计[J]. 航空发动机, 2017, 43(5): 26-30.
- [16] Hu Y, Peng K, Fan D. A Method of N -dot Acceleration Law Optimization and Controller Design for Turbofan Engines [C]. *Wuhan: 37th Chinese Control Conference*, 2018.
- [17] 姚太克, 闻 伟, 杨 刚, 等. 一种涡扇发动机加速转速变化率闭环控制技术[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1404-1410. (YAO Tai-ke, WEN Wei, YANG Gang, et al. Control Law Design for N -dot Closed Control Loop for Acceleration and Deceleration Process in Turbofan Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(6): 1404-1410.)
- [18] 刘子赫, 郑前钢, 刘明磊, 等. 涡扇发动机全包线加速控制计划改进方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 200416. (LIU Zi-he, ZHENG Qian-gang, LIU Ming-lei, et al. Improvement Method of Turbofan Engine Full-Envelope Acceleration Control Schedule [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 200416.)
- [19] 唐 应. 压气机的旋转失速与喘振[J]. 海军工程学院学报, 1984(3): 69-81.
- [20] 徐 鉴, 陈 振. 时滞对轴流压气机喘振的影响[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43(4): 380-389.
- [21] 陈玉春, 刘振德, 袁 宁, 等. 一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 327-332.
- [22] Zwebek A, Pilidis P. Degradation Effects on Combined Cycle Power Plant Performance, Part I: Gas Turbine Cycle Component Degradation Effects[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 2003, 125(3).

(编辑: 史亚红)