

军用小涵道比涡扇发动机最大状态控制计划 鲁棒性分析^{*}

蔡常鹏¹, 郑前钢¹, 颜秋英², 张海波¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 军用小涵道比涡扇发动机在部件性能退化情况下推力保持稳定可有效保证战斗机的作战性能, 合理的控制计划有助于实现这一目标。本文进行推力计算公式推导, 从理论上分析对比了在部件性能退化情况下, 几种经典最大状态控制计划发动机推力性能的变化。理论分析表明, 相较于被控量为高压转子转速和涡轮落压比 (或低压转子转速) 的最大状态控制计划, 控制发动机流量和增压比的最大状态控制计划在发动机退化情况下, 能够更好地保持推力。仿真结果表明, 在不同部件性能退化情况下, 控制发动机流量和增压比的最大状态控制计划推力变化最大幅度仅为-2.04%, 而被控量为高压转子转速和涡轮落压比 (或低压转子转速) 的最大状态控制计划推力变化最大幅度高达6.9%。相较而言, 控制发动机流量和增压比的最大状态控制计划可有效保证发动机性能稳定, 具有更强的鲁棒性。

关键词: 部件性能退化; 控制计划; 鲁棒性; 最大状态; 涡扇发动机

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200570-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200570

Robustness Analysis of Maximum State Control Plan for Military Small Bypass Ratio Turbofan Engine

CAI Chang-peng¹, ZHENG Qian-gang¹, YAN Qiu-ying², ZHANG Hai-bo¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The low bypass ratio turbofan engine for military use maintains stable thrust in the case of component performance degradation, which can effectively ensure the combat performance of the fighter. A reasonable control plan can help achieve this goal. To this end, the thrust calculation formula is derived, and the thrust performance changes of several classical maximum state control plans are analyzed and compared theoretically under the condition of component performance degradation. The theoretical analysis shows that the maximum state control plan, which controls the engine flow rate and engine pressure ratio, can maintain the thrust better under the condition of engine degradation compared with the maximum state control plan whose controlled variables are high-pressure rotor speed and turbine drop pressure ratio (or low-pressure rotor speed). The simulation results show that under the condition of performance degradation of different components, the maximum range of thrust change at the maximum state

^{*} 收稿日期: 2020-08-02; 修订日期: 2020-10-12。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-V-0004-0054)。

作者简介: 蔡常鹏, 博士生, 研究领域为航空发动机建模及控制。

通讯作者: 张海波, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模及控制。

引用格式: 蔡常鹏, 郑前钢, 颜秋英, 等. 军用小涵道比涡扇发动机最大状态控制计划鲁棒性分析[J]. 推进技术, 2022, 43 (5): 200570. (CAI Chang-peng, ZHENG Qian-gang, YAN Qiu-ying, et al. Robustness Analysis of Maximum State Control Plan for Military Small Bypass Ratio Turbofan Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43 (5): 200570.)

control plan for controlling engine flow and engine pressure ratio is only -2.04% , while it at the maximum state control plan is as high as 6.9% when the controlled variables are high-pressure rotor speed and turbine drop pressure ratio (or low-pressure rotor speed). In contrast, the maximum state control plan, which controls the engine flow rate and engine pressure ratio, can effectively ensure the stability of engine performance and has stronger robustness.

Key words: Component performance degradation; Control plan; Robustness; Maximum state; Turbofan engine

1 引言

航空发动机控制系统是航空发动机重要组成之一^[1],优秀的控制系统设计可以充分发掘发动机性能潜力^[2],延长发动机的服役时间^[3],保障其整机安全^[4]。控制计划是控制系统设计的顶层需求,对于控制系统设计具有决定性意义,很大程度上决定了发动机的稳态及过渡态性能。发动机稳态控制计划对于发动机整个生命周期具有重要作用,合理的稳态控制计划设计可有效减少发动机工程使用中的维护次数,降低运行成本^[5]。而最大状态控制计划是稳态控制计划的重要环节,军用小涵道比涡扇发动机最大状态工作时间约占发动机整个工作时间的 $10\%\sim 20\%$,而未来随着飞机机动性能需求的增加这一比重必然提高^[6]。因此,小涵道比涡扇发动机最大状态控制计划研究对于发动机性能提升、使用寿命延长具有重大意义。

早期航空发动机由于机械液压式控制技术水平的限制,其稳态控制为单变量控制,即主燃烧室燃油流量控制转速,而喷管喉道面积根据飞行条件开环给定。随着数字电子控制器的发展,双变量稳态控制计划逐渐成为主流。由于在大多数情况下涡轮前燃气温度近似与高压转子转速的平方成正比,选择高压转子转速为被控量可以有效反映发动机的机械负荷和热负荷,因此前苏联发动机大多采用了主燃烧室燃油流量控制高压转子转速,尾喷管喉道面积控制涡轮落压比的最大状态控制计划^[7],从而保证发动机安全可靠的工作^[8-9]。国内的军用小涵道比涡扇发动机稳态控制计划沿袭前苏联的控制模式,某型涡扇发动机最大状态控制计划为主燃烧室燃油流量控制高压转子转速,喷管喉道面积控制低压转子转速。20世纪80年代,美国基于F-15飞行平台进行的发动机数字电子控制系统飞行验证^[10-12]、多变量控制系统测试^[13]、F100和F100 EMD发动机飞行验证^[14-16]、飞推综合验证^[17]中,发动机最大状态控制计划一直采用主燃烧室燃油流量直接控制低压转子转速,喷管喉道面积控制发动机总增压比的控制模式。但其低压转子转速指令是由发动机进口状态计算的风扇进口换算流量确定的,因此其本质上是主燃烧室燃

油流量控制风扇进口换算流量。在高度集成数字电子控制项目^[18]中进行的测试^[19]、飞行验证^[20]报告中提到该稳态控制计划可有效控制发动机推力,但未从理论上分析对比在部件性能情况下发动机推力变化,即针对不同控制计划的推力鲁棒性进行分析。

本文以军用小涵道比涡扇发动机为研究对象,通过理论推导结合仿真验证对比分析了主燃烧室燃油流量控制高压转子转速、喷管喉道面积控制涡轮落压比(下文称计划1);主燃烧室燃油流量控制高压转子转速、喷管喉道面积控制低压转子转速(下文称计划2);主燃烧室燃油流量控制低风扇进口换算流量、喷管喉道面积控制发动机增压比(下文称计划3);主燃烧室燃油流量控制低压转子转速、喷管喉道面积控制发动机增压比(下文称计划4);这四种最大状态控制计划在退化情况下对发动机性能的影响。

2 不同最大状态控制计划简介

2.1 控制计划1(n_2, π_T)

图1为俄罗斯某型发动机最大状态控制计划简图,该双回路控制根据飞行高度 H ,飞行马赫数 Ma 及油门杆角度 PLA 确定高压转子转速指令 n_{2r} 和涡轮落压比指令 π_{Tr} ,由比例积分控制器输出实际主燃烧室燃油 W_b 和尾喷管喉道面积 A_8 指令通过执行机构作用于发动机,形成闭环控制回路。控制高压转子转速 n_2 可有效反映发动机机械负荷和热负荷,保证发动机安全可靠工作;控制涡轮落压比可保证在接通加力时发动机核心机状态不变,有利于发动机稳定工作。

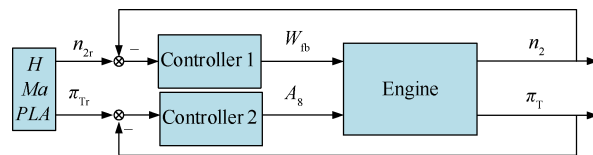


Fig. 1 Control loop of plan 1

2.2 控制计划2(n_2, n_1)

图2为某型军用小涵道比涡扇发动机最大状态控制计划简图,首先由发动机进口条件根据控制计划表给定高压转子转速指令,然后由高压转子转速与低压转子转速 n_1 的对应关系插值出低压转子转速指令 n_{1r} ,最后由比例积分控制器输出 W_b 和 A_8 指令传给执行机

构作用于发动机。由于高低压转子转速容易测量且测量精度较高,因此可以保证更高的控制精度。

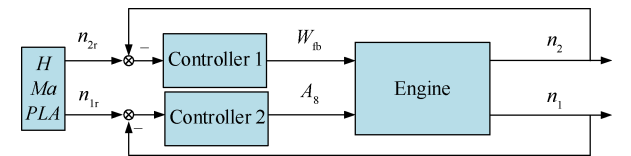


Fig. 2 Control loop of plan 2

2.3 控制计划3(W_{a22C} , EPR)

F100控制计划如图3所示,图中上半部分为风扇进口换算流量 W_{a22C} 控制回路结构图,根据控制计划表通过主燃烧室燃油流量控制风扇转速,从而控制发动机流量。由当前飞行状态及流量需求逻辑确定风扇进口换算流量,然后结合 n_1 需求逻辑确定 n_1 指令,根据传感器测得 n_1 转速做差作为输入。该输入通过比例环节确定一个主燃烧室油气比分量,由当前 PLA 以及风扇进口总温 T_{12} 确定控制计划表主燃烧室油气比 W_{fb}/p_{13} ,根据低压涡轮进口总温 T_{15} ,高压转子转速、压气机出口总压 p_{13} 限制通过积分环节确定一个主燃烧室油气比分量,将三个分量求和再乘以压气机出口总压得到实际燃油指令,传给执行机构输出燃油,形成完整闭环控制回路。 W_{a22C} 控制回路在发动机所有工作状态中都应用。

图3的下半部分为发动机增压比 EPR 控制回路,该控制回路仅用于发动机中间及以上状态,当发动机处于中间状态以下时, A_8 面积调整由控制计划表开

环给定。 A_8 控制 EPR 关键环节之一是风扇进口总压 p_{12} 的计算。由于进气道畸变的影响导致 p_{12} 测量不准确,因此F100控制器中采用由风扇进口静压 p_{s2} 计算的 p_{12} 的方法^[21]。 p_{s2} 由发动机帽罩中心线位置的传感器测得。由风洞试验确定 p_{12}/p_{s2} 与 W_{a22C} 之间的对应关系,根据当前低压转子转速和风扇进口总温确定换算风扇转速,由换算风扇转速插值风扇进口换算流量,进而由风扇进口换算流量插值 p_{12}/p_{s2} 的值,然后由测定的 p_{s2} 求解 p_{12} ,最后与测得低压涡轮出口总压 p_{16} 相除获得当前 EPR 。由飞行状态通过 EPR 需求逻辑确定需求 EPR ,与当前 EPR 做差作为输入,通过比例积分环节结合 A_8 计划表确定输出 A_8 指令,传给收扩喷管执行机构形成闭环回路。

该双回路控制可以自动补偿发动机退化。 EPR 与推力直接相关,因此 EPR 控制可以保证在发动机退化情况下维持原推力水平。当发动机退化时,为达到计划的 EPR 低压涡轮进口总温会上升,直到到达限制值。此时由于低压涡轮进口总温限制该控制计划已不能保证需求推力,发动机需返厂大修。

2.4 控制计划4(n_1 , EPR)

计划4控制回路如图4所示,该控制回路与计划3类似,燃油控制回路根据发动机进口条件直接控制低压转子转速,相较于计划3避免了计算风扇进口换算流量,在工程应用中更易实现。

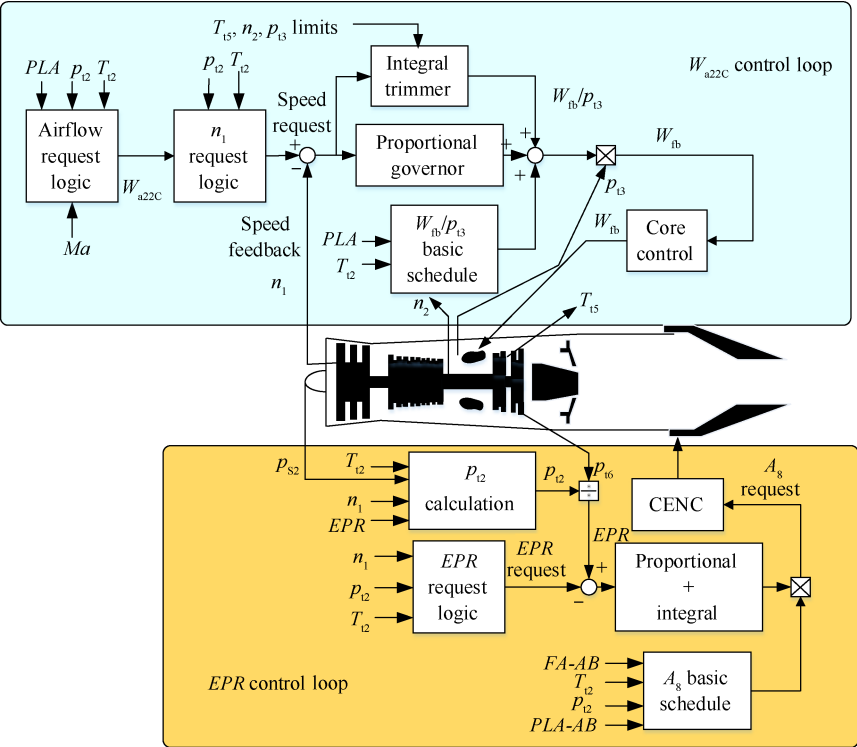


Fig. 3 F100 maximum state control loop

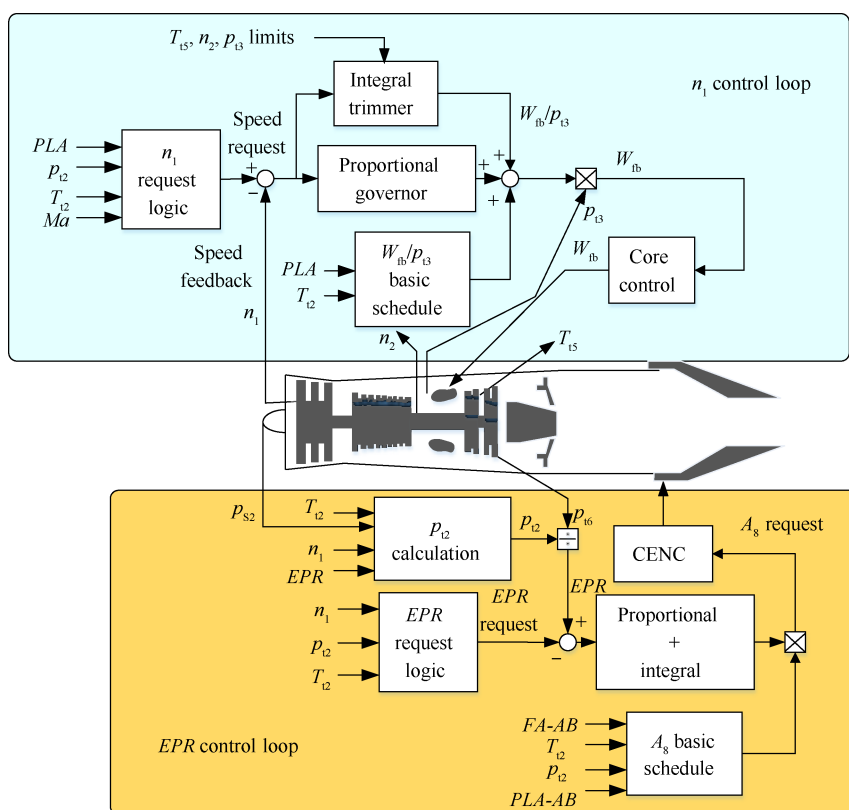


Fig. 4 Control loop of plan 4

3 不同控制计划鲁棒性能分析

军用小涵道比发动机尾喷管为收敛扩张喷管,对于一定高度和马赫数的飞行状态,发动机推力公式可表示为

$$F = W_{g9} \cdot v_9 - W_{a2} \cdot v_0 + (p_9 - p_0) \cdot A_9 \quad (1)$$

式中 W_{g9} 为发动机喷管出口燃气流量; W_{a2} 为发动机进口空气流量; v_0 为飞行速度; 排气速度 $v_9 = Ma_9 c_9$; p_9 为喷管出口静压; p_0 为大气背压; A_9 为喷管出口截面面积。

由公式(2)可得喷管出口马赫数 Ma_9 , 见式(3)。

$$\frac{T_{19}}{T_9} = 1 + \frac{k-1}{2} Ma_9^2 = \left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2)$$

$$Ma_9 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)} \quad (3)$$

喷管出口截面当地声速 $c_9 = \sqrt{kRT_9} = \sqrt{kRT_{19} \left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{-\frac{k-1}{k}}}$, 式中 k 为比热比; R 为气体常数, T_9, T_{19} 分别为喷管出口静温、总温; p_{19} 为喷管出口总压。

因此,排气速度可由式(4)计算,即

$$v_9 = Ma_9 c_9 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)} \cdot \sqrt{kRT_{19} \left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{-\frac{k-1}{k}}} = \sqrt{\frac{2kR}{k-1}} \sqrt{T_{19}} \sqrt{\left(1 - \left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{-\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (4)$$

当发动机工作在中间状态以上时,喷管喉道处于临界状态,喷管扩张段为全管超声速流,则发动机燃气流量可表示为

$$W_{g9} = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} q(\lambda_9) \frac{p_{19} A_9}{\sqrt{T_{19}}} = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} q(\lambda_8) \frac{p_{18} A_8}{\sqrt{T_{18}}} \quad (5)$$

式中流量系数 $q(\lambda_8) = 1$; p_{18}, T_{18} 分别为喷管喉道截面总压、总温。

则发动机推力可表示为

$$F = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{p_{18} A_8}{\sqrt{T_{18}}} \sqrt{\frac{2kR}{k-1}} \sqrt{T_{19}} \cdot \sqrt{\left(1 - \left(\frac{p_{19}}{p_9} \right)^{-\frac{k-1}{k}} \right)} - W_{a2} \cdot v_0 + (p_9 - p_0) \cdot A_9 \quad (6)$$

当喷管扩张段为全管超声速流时,喷管出口仅

可能出现三种状态:出口斜激波、设计状态、出口膨胀波,而这三种状态对应的喷管出口静压均为特征压力 p_{b1} ^[22]。因此,推力公式可改写为

$$F = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{p_{18} A_8}{\sqrt{T_{18}}} \sqrt{\frac{2kR}{k-1}} \sqrt{T_{19}} \sqrt{\left(1 - \left(p_{19}/p_{b1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} - W_{a2} \cdot v_0 + (p_{b1} - p_0) \cdot A_9 \quad (7)$$

假设喷管与外界无热交换,则有 $T_{18} = T_{19}$,推力公式可进一步简化为

$$F = \sigma_8 p_{16} A_8 k \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \sqrt{\left(1 - \left(\frac{\sigma_8 \sigma_9 p_{16}}{p_{b1}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} - W_{a2} \cdot v_0 + (p_{b1} - p_0) \cdot A_9 \quad (8)$$

式中 σ_8 为混合器至喷管喉道总压恢复系数, σ_9 为喷管扩张段总压恢复系数。

对于计划3,被控量为 W_{a22C} 与 EPR ,当发动机部件性能退化时,被控量计划指令不变,由于

$$EPR = \frac{p_{16}}{p_{12}} \quad (9)$$

$$W_{a2} = W_{a22C} \cdot \frac{p_{12}}{101325} \cdot \sqrt{\frac{288.15}{T_{12}}} \quad (10)$$

因此在相同进口条件下, W_{a22C} 不变可保证 W_{a2} 不变, EPR 不变可保证 p_{16} 不变,进而由公式(8)可知在相同工作状态下,可以保证发动机在退化情况下保持性能稳定,维持推力基本不变,有效减小部件性能退化对发动机性能影响。

对于计划1,主燃烧室燃油流量控制高压转子转速,而发动机流量由进口压缩部件风扇决定,因此当发动机部件发生流量退化时,在相同进口条件下,由于流量退化导致发动机流量减小,忽略空气流量与燃气流量的差别,由高压涡轮功计算公式(式(11)),式中 H_{41}, H_{42} 分别为高压涡轮进出口焓)可知,高压涡轮进口流量 W_{g42} 减小,导致高压涡轮功 P_{HT} 减少,因此主燃烧室供油减少,由压气机-高压涡轮功率平衡方程((式(12)),式中 η_c, η_{HT} 分别为压气机绝热效率和高压涡轮绝热效率; H_{22} 为压气机进口焓)可知,压气机功 P_{HC} 也相应减小,压气机出口焓 H_3 下降,由主燃烧室出口焓 H_4 计算公式(式(13)),式中 W_{g4}, W_{a3} 分别为主燃烧室燃气流量和主燃烧室进口空气流量; H_u, η_B 分别为燃油热值和主燃烧室燃烧效率)可知,在主燃烧室燃油流量、进口焓均下降情况下,燃烧室出口焓也相应下降,燃烧室出口总温下降,因此发动机推力下降。

$$P_{HT} = W_{g42} (H_{41} - H_{42}) \quad (11)$$

$$P_{HC}/\eta_c = P_{HT} \cdot \eta_{HT} = W_{a3} (H_3 - H_{22}) \quad (12)$$

$$H_4 \cdot W_{g4} = W_{fb} H_u \eta_B + W_{a3} H_3 \quad (13)$$

当发动机部件效率退化时,由公式(12)可知,完成相同进口流量下的气体压缩需要消耗更多的功,因此燃烧室燃油流量增加,导致涡轮前温度增加,推力增加。因此,发动机部件性能退化时,在相同工作状态发动机性能会发生偏离。

对于计划2,虽然被控量为高低压转子转速,但低压转子转速控制由喷管喉道面积调节,而发动机推力与主燃烧室燃油流量直接相关,主燃烧室燃油流量控制高压转子转速,因此该控制计划在部件性能退化时的推力响应与计划1类似。

对于计划4,主燃烧室燃油流量控制低压转子转速,在相同的风扇进口工作条件下,低压转子转速指令不变使得低压转子换算转速 n_{1cor} 不变,由部件特性公式(14)可知,基本可保证风扇进口换算流量 W_{a22C} 不变,一定程度上可以实现对发动机流量的控制,因此在部件性能退化时具有与计划3相近的效果,但是当风扇流量退化时,其部件特性发生变化,控制低压转子转速不变不能维持风扇进口换算流量不变,发动机流量下降,此时推力也会出现一定的下降。

$$W_{a22C} = f(n_{1cor}, \pi_c) \quad (14)$$

4 验证与仿真

以小涵道比涡扇发动机为研究对象,分别进行了第2节介绍的四种最大状态控制计划下各部件流量、效率退化,多部件流量效率退化对发动机性能影响对比,并在开环情况下研究了不同退化情况下燃油变化对各被控参数与推力的关系变化,下面为仿真结果。

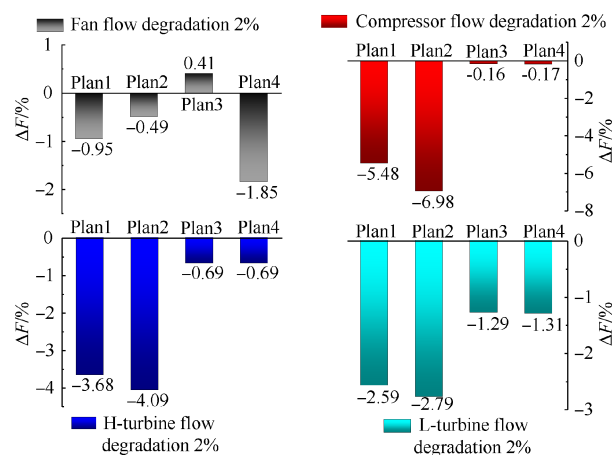
首先在 $H = 0\text{km}, Ma = 0$ 设计点,研究了不同控制计划下部件性能退化时发动机性能参数的变化。

图5(a),(b),(c)分别为风扇、压气机和高、低压涡轮单个部件流量退化2%,单个部件效率退化2%及单个部件流量效率同时退化2%对发动机推力影响仿真结果。由图5可知,单部件流量退化与效率退化对发动机性能影响结果几乎截然相反,部件流量退化会导致发动机推力下降,而部件效率退化则会导致发动机推力上升,压气机和高压涡轮的性能退化对发动机推力影响最大。

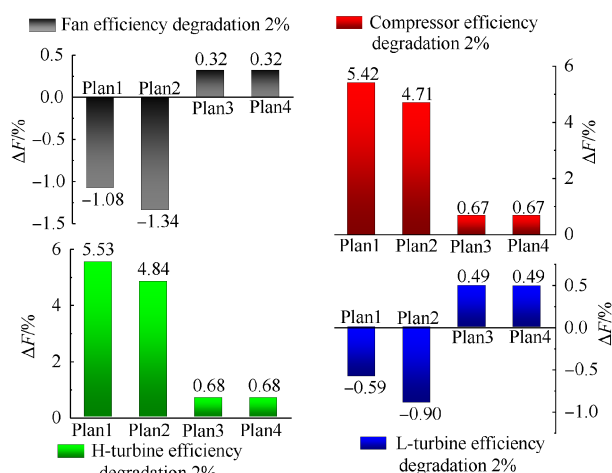
单部件流量退化时,计划1和计划2发动机推力出现不同程度下降,最大下降幅度接近-7%,发动机性能发生严重偏离。而计划3,4几乎能够自适应流

量退化,发动机推力变化趋势基本一致,变化幅度小于2%,但计划3在风扇流量退化时效果明显优于计划4,推力最大变化幅度仅为-1.29%,充分验证了第3节理论推导的准确性。

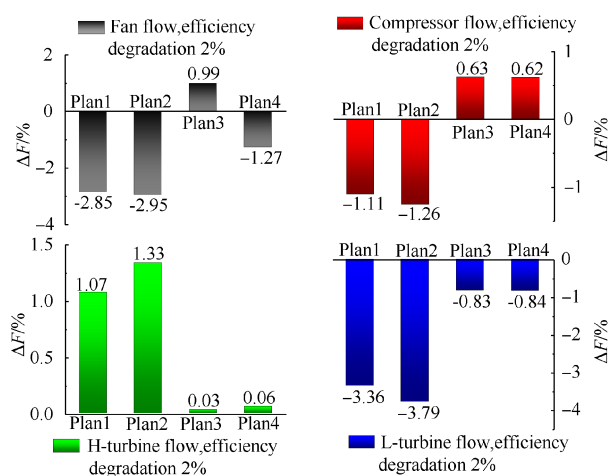
单部件效率退化时,计划1,2发动机推力出现不同程度增加,最大增幅超5%,虽然能提升更多推力,



(a) Single component flow degradation



(b) Single component efficiency degradation



(c) Single component flow, efficiency degradation

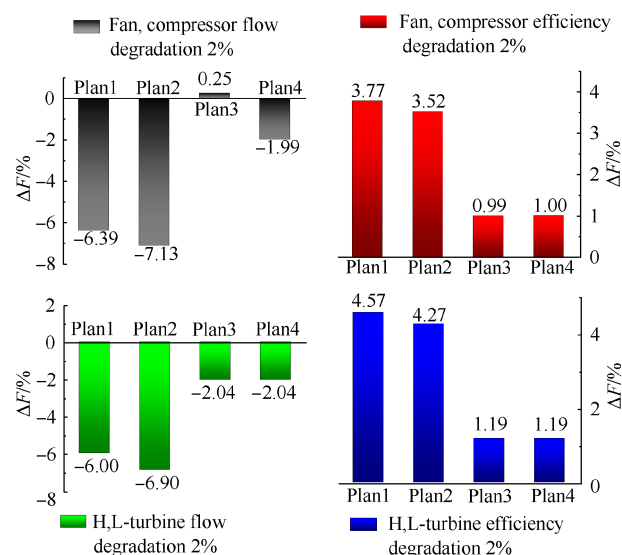
Fig. 5 Comparison of thrust performance of single component performance degradation in different control plans

但是消耗的燃油、增加的热负荷、牺牲的风扇压气机喘振裕度代价更大,严重降低发动机经济性,可能会加剧部件性能退化。而计划3,4展现出明显的优势,最大变化量仅为0.68%,两种计划推力变化幅度基本相同,表明在效率退化时控制风扇换算转速与低压转子转速效果一致,进一步证明了前文的理论分析。

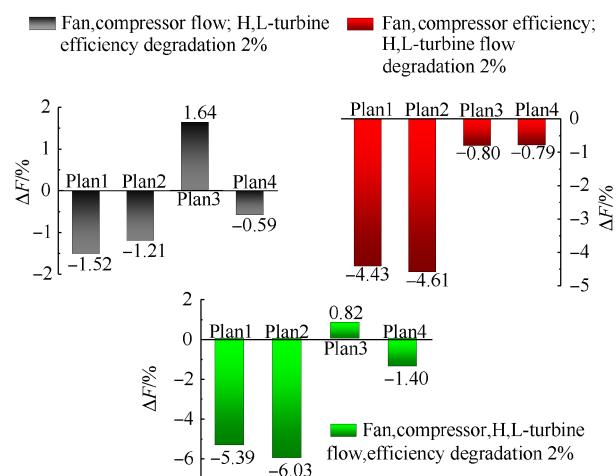
单部件流量效率同时退化时,计划3,4依旧保持了优秀的推力稳定性,计划3控制效果更好,最大变化幅度仅为0.99%,远远低于常规控制计划的3%,基本能继续保持原发动机工作性能且对发动机寿命影响较小,有利于发动机使用时间的延长。

单部件性能退化仿真结果充分验证了前节的理论分析,相较于常规控制计划,采用计划3可以使发动机性能维持在退化前水平,保证推力基本不变。

图6(a),(b)分别为风扇、压气机、高、低压涡轮



(a) Multi-component flow or efficiency degradation



(b) Multi-component flow and efficiency combination degradation

Fig. 6 Comparison of thrust performance of different control plans with multi-component performance degradation

流量、效率同时退化 2% 以及各部件流量、效率不同退化组合对发动机推力变化的仿真结果。由图 6 可知,相较于常规控制计划 1,2,多部件同时退化仿真结果进一步验证了计划 3 强大的自适应退化的能力,在多种多部件性能退化情况下发动机推力变化幅度基本均优于计划 1,2,最大推力变化幅度仅为 -2.04%,可有效保证发动机工作性能稳定。图 6(b) 中风扇压气机流量退化 2%、高低压涡轮效率退化 2% 时,计划 3 推力增幅大于其他控制计划,这是由于控制回路中未加入限制保护环节, W_{a22C} 指令不变造成 n_1 超转 3% 所致,但在本文进行的其他部件性能退化仿真中,控制计划 3 下未出现参数超限现象。

在 $H = 10\text{km}$, $Ma = 0.8$ 亚声速巡航点,分别设置风扇压气机流量退化 2%、高低压涡轮效率退化 2% 以及两者同时退化,进行变燃油开环仿真,各控制计划采用的被控参数与推力的无量纲变化关系如图 7 所示。由图 7(b) 仿真结果可知,部件性能退化对 EPR 与 F 之间几乎无影响, EPR 与 F 之间保持很强的线性关系;图 7(d), (e) 表明低压转速与风扇换算流量在部件性能退化时其与推力之间的关系发生小幅变化,曲线出现偏移,但幅度较小,而图 7(a), (b) 表明高压转速和涡轮落压比对部件性能退化更敏感,涡轮效率退化 2% 及风扇压气机流量退化 2%, 高低压涡轮效率退化 2% 时其与推力的关系会发生严重

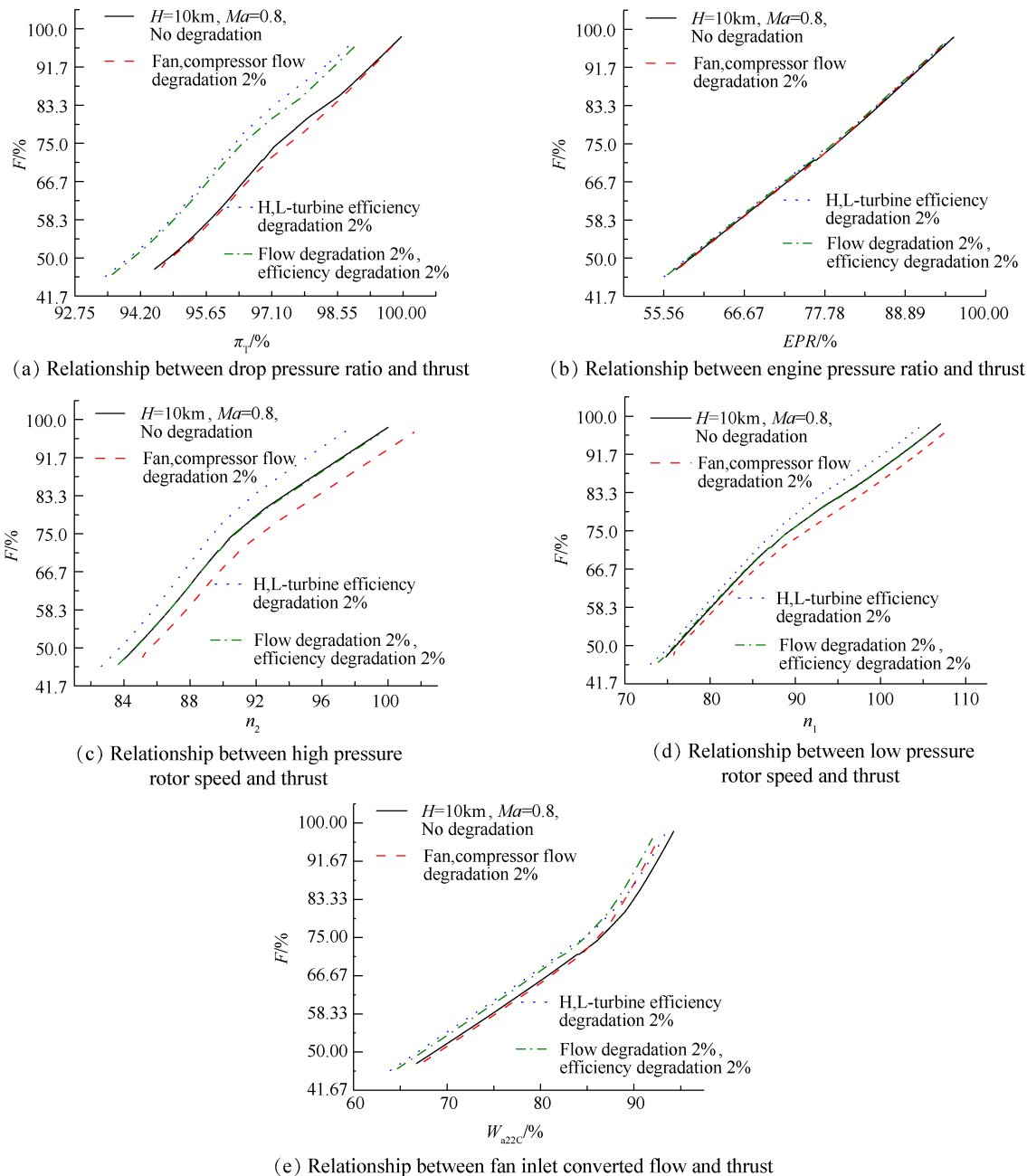


Fig. 7 Relationship between controlled parameters and thrust under different degradation conditions of variable fuel

变化,相较于未退化情况下曲线发生大幅偏离,表明在相同的工作条件,采用相同控制指令,部件性能退化会导致发动机推力产生较大波动。部件性能退化时被控参数与推力之间的关系可直接反映不同控制计划的抗退化能力。采用EPR和风扇进口换算流量的控制计划3具有更强的抗部件退化能力。在实际工程应用中,可以避免由于部件退化而进行的发动机维修、控制器调整,减少维护次数,有利于控制发动机运行成本,具有更高的经济性。

5 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)大部分情况下,采用不同的最大状态控制计划在部件流量退化时发动机推力呈下降的趋势;部件效率退化时发动机推力呈增加趋势。

(2)相较于现役常规的最大状态控制计划1和2,计划3和4可以自适应发动机部件性能退化,推力变化幅度远小于计划1,2,可有效保证发动机部件性能退化下性能稳定。

(3)巡航点开环退化仿真表明,被控量风扇换算流量、低压转子转速、发动机增压比与推力之间关系变化幅度较小,间接证明了计划3,4优秀的抗退化能力。

(4)在发动机部件性能退化时,计划3,4对发动机推力影响几乎相同,由于国内现有技术水平下风扇进口换算流量难以准确测量,在工程应用中可以考虑采用计划4的最大状态控制计划,既容易实现,又能保证部件性能退化情况下发动机性能稳定。

致 谢:感谢国家科技重大专项基金的资助。

参考文献

- [1] Hanz, Richte 著. 涡扇发动机先进控制[M]. 覃道亮译. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [2] Liang J X, Walker B. Constrained Nonlinear Optimal Jet Engine Acceleration Control[C]. Boston: AIAA/ASME/SAE/ASEE 24th Joint Propulsion Conference, 1988.
- [3] Wiseman M W, Guo T H. An Investigation of Life Extending Control Techniques for Gas Turbine Engines[C]. Arlington: Proceedings of the 2001 American Control Conference, 2001.
- [4] Guo T H. A Roadmap for Aircraft Engine Life Extending Control[C]. Arlington: Proceedings of the 2001 American Control Conference, 2001.
- [5] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft Engine Design[M]. USA: AIAA Education Series, 2002.
- [6] 孔祥兴, 董金钟. AL-31Φ发动机控制计划分析[C]. 南京: 中国航空学会动力年会, 2006.
- [7] 姚 华. 航空发动机全权限数字电子控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [8] 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.
- [9] 涅恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [10] Barrett W J, Rembold J P, Burcham F. Digital Electronic Engine Control System-F-15 Flight Test[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2): 134-141.
- [11] Burcham F W, Myers L P, Walsh K R. Flight Evaluation Results of a Digital Electronic Engine Control in an F-15 Airplane[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(12): 1072-1078.
- [12] Burcham F W, Haering E A. Highly Integrated Digital Engine Control System on an F-15 Airplane[C]. Cincinnati: AIAA/SAE/ASME 20th Joint Propulsion Conference, 1984.
- [13] Lehtinen B, Dehoff R, Hackney R. Multivariable Control Altitude Demonstration on the F100 Turbofan Engine[R]. NASA-TM-79183, 1979.
- [14] Hamer D B, Ballard G B. F-15 Flight Test Experience with the F-100 Engine[C]. San Diego: AIAA/SAE 10th Propulsion Conference, 1974.
- [15] Myers L P, Burcham F W. Preliminary Flight Test Results of the F100 EMD-Engine in an F-15 Airplane[R]. AIAA 84-1332.
- [16] Burcham F W, Jr, Zeller J R. Investigation of a Nozzle Instability on an F100 Engine Equipped with a Digital Electronic Engine Control[R]. NASA TP-12, 1984.
- [17] Yonke W A, Terrell L A, Meyers L P. Integrated Flight/Propulsion Control: Adaptive Engine Control System Model[C]. Monterey: AIAA/SAE/ASME 21th Joint Propulsion Conference, 1985.
- [18] Putnam T W, Burcham F W, Andries M G, et al. Performance Improvements of a Highly Integrated Digital Electronic Control System for an F-15 Airplane[R]. NASA-TM-86748, 1985.
- [19] Landy R J, Yonke W A, Stewart J F. Development of HIDECA Adaptive Engine Control Systems[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1986, 109(2): 1-9.
- [20] Yonke W A, Landy R J, Stewart J F. HIDECA Adaptive Engine Control System Flight Evaluation Results[C]. Anaheim: ASME 1987 International Gas Turbine Conference and Exhibition, 1987.
- [21] Foote C H, Jaekel R F. Flight Evaluation of an Engine-Static Pressure Noseprobe in an F-15 Airplane[R]. NASA CR-163109, 1981.
- [22] 周文祥, 黄金泉, 周人治. 拉瓦尔喷管计算模型的改进及其整机仿真验证[J]. 航空动力学报, 2009(11): 211-216.

(编辑: 张 贺)