

某型涡扇发动机喷口控制系统 数控改造方案设计

郭佳伟¹ 郭迎清¹ 于华锋¹, 王文山² 袁杰²

(1 西北工业大学 西安 710129, 2 航空工业庆安集团有限公司设计所 西安 710077)

(联系电话 18829237620 E-mail 2047437505@qq.com)

摘要: 某型涡扇发动机采用机械液压控制系统, 其中的喷口控制系统不仅重量大、结构复杂、控制性能有限, 且伴随机械部件的性能衰退还会产生一系列故障问题。本文在对原机械液压式喷口控制系统进行分析的基础上, 充分发挥数控系统的优势, 提出了对应的数控改造方案, 建立了仿真模型。并对此喷口数字电子控制系统进行了仿真测试, 验证了其在加力比变动情况下的控制能力, 以及在不同飞行条件下的适应性。

关键词: 混合排气涡扇发动机; 喷口控制系统; 数字电子控制; 建模仿真

1 引言

某型发动机采用机械液压式加力控制系统, 其中的喷口控制系统不仅重量大、结构复杂、控制性能有限^[1]。而且随着使用时间的增加, 其关键计算部件——压比调节器会产生空气活塞漏气、型针积碳、连杆变形等问题, 从而造成性能退化, 进而导致发动机出现加力爆燃、低压转差漂移等故障^[2]。而多年以来, 发动机喷口控制系统正朝着数字电子化、小型化、一体化的方向发展, 有效减少了整机重量并改善了喷口控制效果, 大大提高了军用航空发动机的性能^[3]。因此有必要在分析机械液压式喷口控制系统的基础上, 对原系统进行一定的数控改造, 以规避机械液压系统的固有问题, 并在控制性能上实现一定的提升。

本文首先对原机械液压式喷口控制系统进行分析, 明确了其控制规律、控制架构以及工作原理, 并采用拟合法建立了发动机分段线性化模型, 用于控制系统的闭环仿真。在此基础上, 根据实际情况, 提出了喷口数字电子控制方案, 利用 AMESim 和 Matlab 软件^[4], 搭建了控制系统的联合仿真模型, 并验证了其在加力比变动情况下的控制能力, 以及在不同飞行条件下的适应性。

2 机械液压喷口控制系统介绍

某型发动机加力控制规律如下式(1):

$$\begin{cases} W_f \rightarrow n_H = \text{const} \\ W_{f.af} = f(PLA, P_3/P_2) \rightarrow T_{7.af} \\ A_8 \rightarrow \pi_T = f(P_3/P_2) \end{cases} \quad (1)$$

即加力状态下, 通过调节主燃油流量 W_f 控制高压转子转速 n_H 不变, 使核心机维持在最大状态; 根据加力比指令调节加力燃油流量 $W_{f.af}$ 控制加力燃烧室温度 $T_{7.af}$, 达到增加推力的目的; 通过调节尾喷口面积 A_8 控制涡轮落压比 π_T , 使其按高压压气机压比 P_3/P_2 的函数关系变化。

发动机机械液压式加力喷口面积控制系统结构如下图1所示:

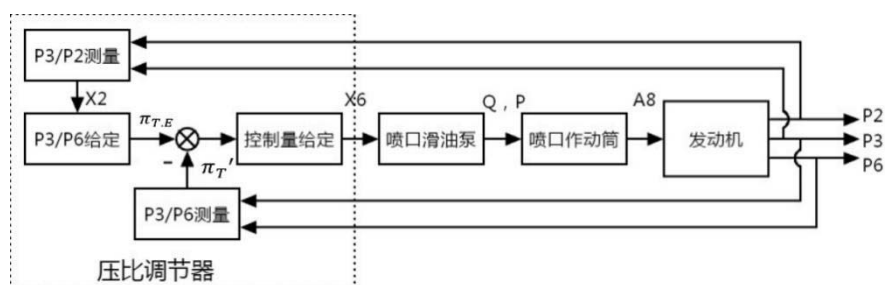


图 1 加力喷口机械液压控制系统结构

该控制系统包含压比调节器、喷口滑油泵和喷口作动筒三部分。其中压比调节器起到了控制器和传感器的作用，它感受发动机高压压气机压比 P_3/P_2 ，计算得出期望的涡轮落压比、并与实际测量值比较形成偏差，基于该偏差给出控制指令 X_6 ；滑油泵和作动筒起到了执行机构的作用，它根据 X_6 改变喷口滑油柱塞泵的斜盘角度、进而改变与之相连的喷口作动筒两腔压力，使活塞杆产生位移、带动喷口作动环、最终改变喷口面积，调节涡轮后反压、达到稳定 π_T 的目的。核心控制律即高压压气机压比与期望的涡轮落压比的对应关系，也称作加力工作线。

同时，在非加力状态下，发动机的尾喷口面积采取开环控制，根据 n_H 在两个固定值之间进行切换，由一套独立的机械液压控制系统，即喷口收放活门来实现。

在进行数控改造时，可参照原有机械系统的控制架构，并将加力与非加力状态下的控制系统合并，设计统一的喷口面积数字电子控制系统，来实现相应的控制计划，并达到较好的控制效果。

3 喷口数控系统设计

3.1 执行机构仿真模型

为减小数控改造难度，在设计数控系统时保留了原有机械液压系统中的执行机构，即喷口滑油泵以及作动筒等部件。同时，在执行机构与数字控制器之间还需添加一个电液伺服系统，来实现信号的转换。图 2 为在 AMESim 中建立的执行机构与电液伺服系统的仿真模型。

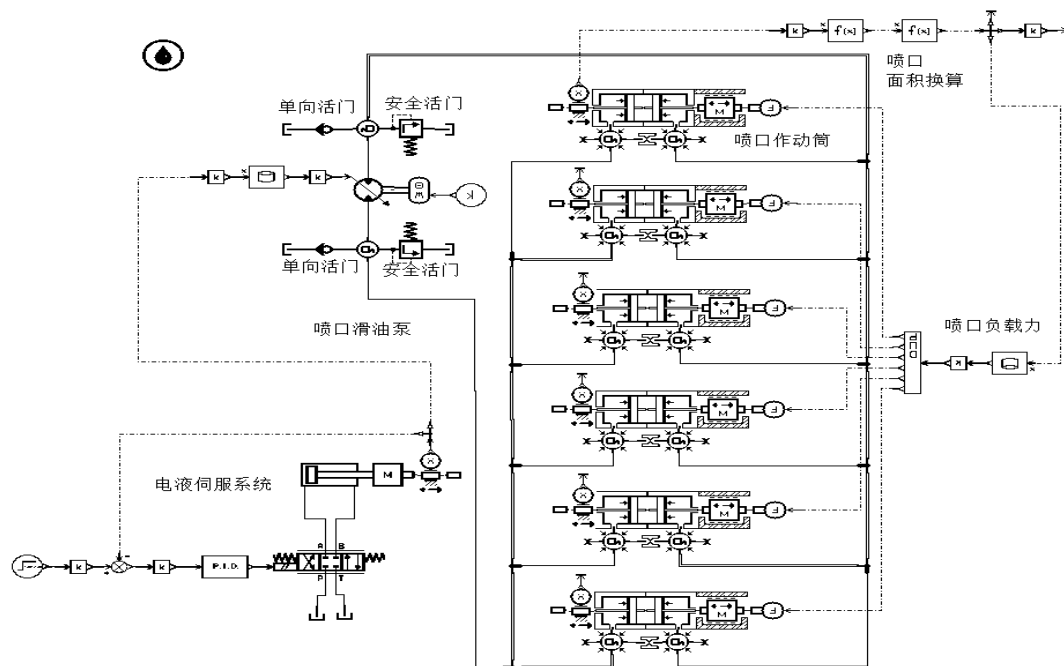


图 2 执行机构与电液伺服系统 AMESim 仿真模型

电液伺服系统由一个电液伺服阀和一个作动筒组成，负责将数字控制器的 X_6 电信号转换为实际的 X_6 物理位移信号，并进行功率放大，用于调节滑油泵斜盘角度^[5]。同时进行了位置反馈，采用 PID 控制器，保证 X_6 的准确性。

喷口滑油泵系统主要由低压齿轮泵，单向活门，安全活门和高压柱塞泵等部件组成。低压齿轮泵在柱塞泵之前先行增压，防止柱塞泵进口压力过低。单向活门限制滑油流向，防止倒流。安全活门在油压过高时进行泄压。高压柱塞泵的斜盘与电液伺服系统的作动筒相连，由作动筒活塞杆位移量 X_6 调节。

作动筒采用 AMESim 模型，并考虑了活塞杆冷却漏油以及喷口负载力的反作用。每台发动机装有六个喷口作动筒，沿发动机圆周均匀分布。

实际改造中还需添加相应的传感器部件，进行信号的采集。包括电液伺服系统作动筒的 X_6 位移传感器、喷口作动筒的 A_8 位移传感器、高压压气机进口 P_2 压力传感器、高压压气机出口 P_3 压力传感器以及涡轮出口 P_6 压力传感器。所得信号经过调理电路后进入数字电子控制器。

3.2 发动机模型

为了实现完整的喷口数控系统闭环仿真，还需要建立被控对象即发动机的仿真模型。此发动机模型是在一个已有的某型发动机非线性稳态模型的基础上，采用拟合法建立的分段线性化模型^{[6][7][8]}。并根据模型数据在 Matlab/Simulink 环境下搭建对应的仿真模型，如图 3 所示：

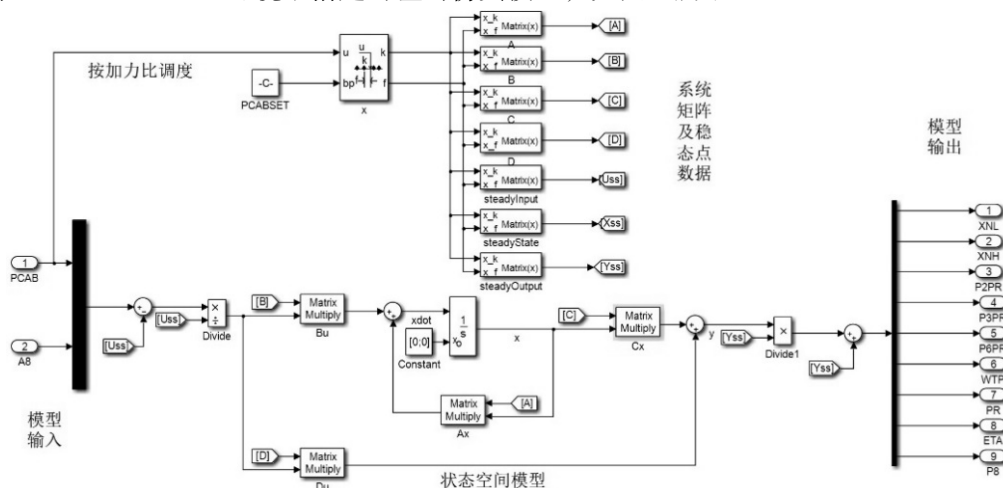


图 3 发动机 Simulink 仿真模型

模型整体为一个状态空间模型。输入量为加力比 PCAB 和尾喷口面积 A_8 ，状态量为高低压转子转速，输出量为低压转子转速，风扇增压比、高压转子转速、风扇流量、压气机进口总压，风扇效率、压气机出口总压、低压涡轮出口总压、尾喷管出口总压。模型以加力比 PCAB 为调度量，分段调度状态空间模型的系统矩阵以及相应的稳态点数据。

3.3 数控系统联合仿真模型

加力状态喷口面积数字电子控制系统控制回路如图 4 所示^[9]：

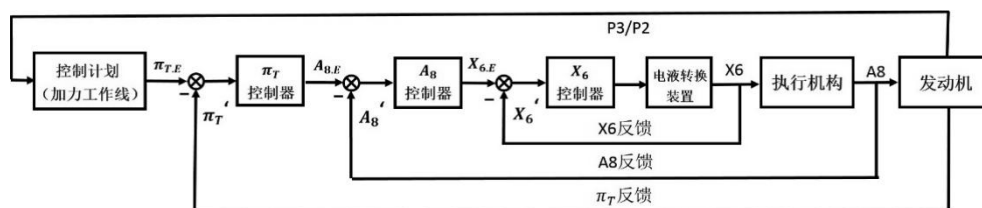
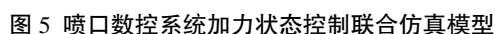
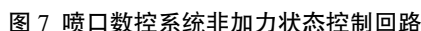


图 4 喷口数控系统加力状态控制回路

将数字控制器、执行机构 AMESim 模型以及发动机模型相连, 建立喷口面积数控系统加力状态下的联合仿真模型^[10], 如图 5 所示, 并在发动机模型上外接一个喘振裕度计算模块, 用来监控喘振裕度的变化情况。

图 6 π_T 控制器和 A8 控制器

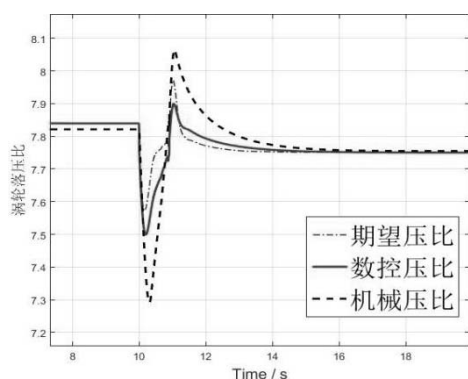
在非加力状态下, 由于采取开环控制, 只需将加力状态控制回路中的 π_7 回路去除, 并采用由高压转子转速生成的控制计划, 即可实现非加力状态喷嘴面积控制。结构如图 7 所示。



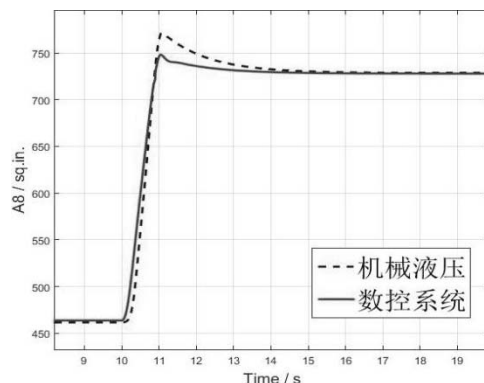
4.1 加力状态喷嘴数控效果仿真

• 670 •

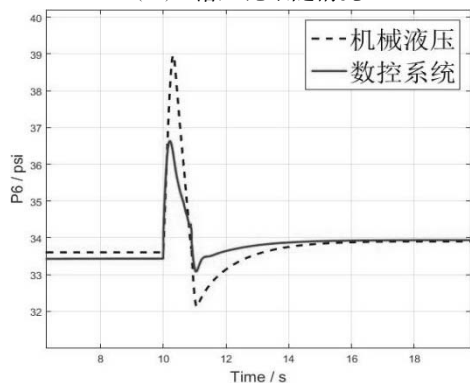
可以看出,当加力比大范围变动时,数控系统的实际涡轮落压比紧随期望落压比变化,迅速到达新的加力工作点,相对误差最大不超过 1.4%。同时与原机械液压系统相比,数控系统的 A8 面积起始调节时间更早,超调量也较小。这使得在加力变动过程中, P_6 压力波动范围更小,涡轮落压比变化幅度也 smaller,喘振裕度也更加远离喘振边界。整体来看,此数控系统的控制效果明显优于原机械液压系统。



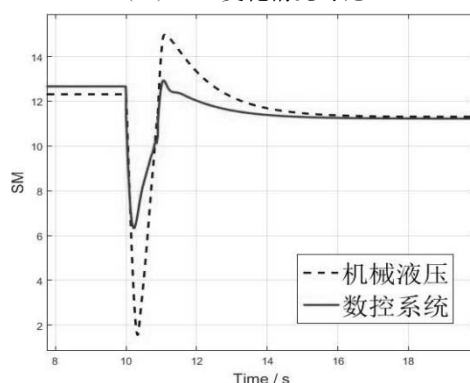
(a) 落压比跟随情况



(b) A8 变化情况对比



(c) P_6 变化情况对比

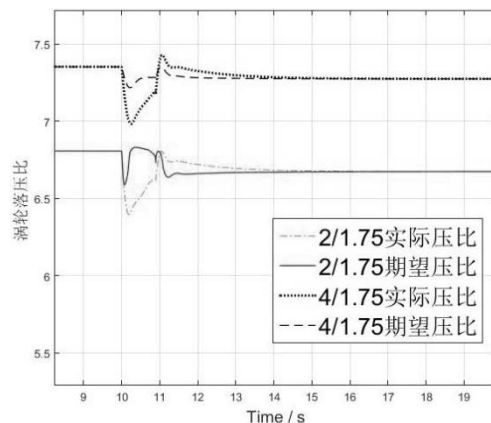
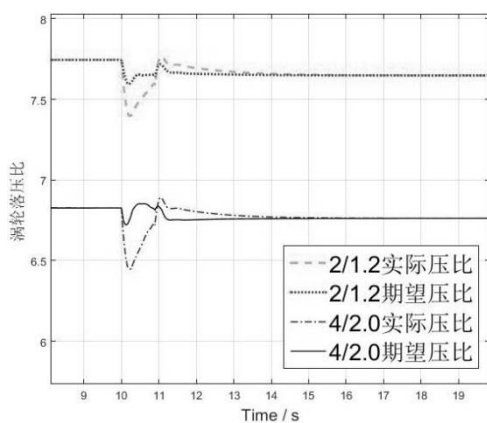


(d) SM 变化情况对比

图 8 加力变动情况仿真验证

4.2 多飞行条件加力喷口控制仿真

为了研究此喷口数控系统在飞行包线内的适应性,另外选取了高度 20000 英尺,马赫数 1.2 和 1.75,以及高度 40000 英尺,马赫数 1.75 和 2.0 四个飞行条件。建立了相应的发动机模型以及数控系统联合仿真模型,并在相同的加力比变动情况下进行仿真测试,结果如图 9 所示。



(a) 落压比跟随情况

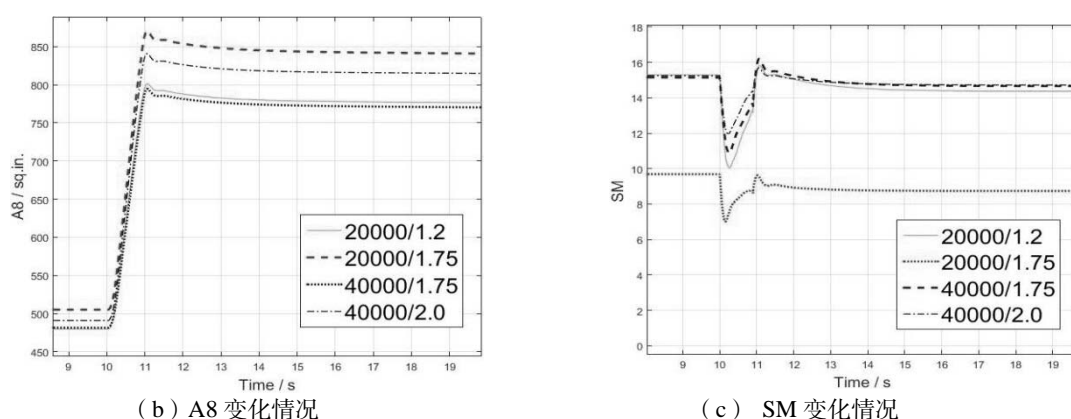


图9 多飞行条件加力变动仿真

可以看出,在四个飞行条件下,当加力比大范围变动时,实际涡轮落压比均能紧随期望落压比变化,迅速到达新的加力工作点,相对误差最大不超过4.45%;A8的最大超调量小于7.9%,最大调节时间小于2.88s,符合要求。同时喘振裕度未跨过喘振边界,且相距较远。可见此喷口数控系统对于不同的飞行条件也具有一定的适应性。

5 结论

本文对某型发动机的喷口面积机械液压控制系统进行了分析,明确了其控制规律及控制系统结构原理。在此基础上对其进行了一定的数控改造,搭建了可实现完整闭环仿真的,包含数字控制器、执行机构以及被控对象的喷口面积数字电子控制系统联合仿真模型,并对其进行了仿真验证。结果显示此喷口数控系统不仅在控制效果上明显优于原机械液压系统,并且对于不同的飞行条件也有一定的适应性。

参考文献

- [1] Krus P. Modelling and simulation of complex fluid and mechanical aircraft systems[C].1998.
- [2] 王靖宇. 涡扇发动机加力喷口调节器故障分析与改进措施研究[D]. 西北工业大学, 2017.
- [3] 朴英, 张绍基. 军用航空发动机加力控制系统的研究和发展[J]. 推进技术. 2001, 22(2): 89-91.
- [4] Rowland P, Longvill M, Austin K, et al. Development of the modeling environment for the simulation of an aircraft hydraulic system[C]. 2000.
- [5] 吴潇潇. 电液伺服系统建模与控制策略研究[D]. 南京理工大学, 2011.
- [6] Sugiyama N. Derivation of system matrices from nonlinear dynamic simulation of jet engines[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics. 1994, 17(6): 1320-1326.
- [7] 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.
- [8] 李军伟, 郭迎清, 袁小川. 某型涡扇发动机分段线性化模型的建立[J]. 计算机仿真. 2007, 24(12): 37-40.
- [9] 李军伟. 涡扇发动机动态模型建立及加力数控方案设计[D]. 西北工业大学, 2007.
- [10] 李谨, 邓卫华. AMESim与MATLAB/Simulink联合仿真技术及应用[J]. 指挥控制与仿真. 2004, 26(5): 61-64.