

一种直升机涡轴发动机加速 自适应控制研究

南京航空航天大学 胡世民* 徐东升

【摘要】 提出一种直升机涡轴发动机加速自适应控制方案,它是在 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ PID 控制的基础上加自适应控制律。当发动机性能老化或损伤时,加速时可能引起压气机喘振,这种自适应加速控制方案能适应对象这种性能变化,自动调整方案以消除加速过程出现的喘振现象。这种加速控制比传统的 w_f/p_2^* 开环加速控制具有较高的控制精度,也具有类似高度补偿和喘振恢复项 p_2^* 。这种自适应加速控制只需对原有 FADEC 控制的硬件稍作修改,主要依靠微机控制软件修改就可以将 FADEC 控制提高到自适应控制水平。

主题词: 航空发动机 加速 自适应控制

分类号: V233.71

1 前 言

为了提高发动机加速性能,发动机喘振裕度不断减小,因此当发动机性能老化或损伤时,喘振裕度进一步减小,发动机加速时可能引起喘振;另一方面,液力机械式控制系统正在被全功能数字控制(FADEC)系统所代替,微机控制系统具有容量大和运算速度快的优点未被充分利用。为了克服上述存在的 2 个问题,本文提出的这种自适应加速控制方案可将 FADEC 控制提高到自适应控制水平,以便充分利用微机潜力,以保证发动机性能老化或损伤时,发动机加速时能自动消除喘振,以保证今后正常加速。这里讲的自适应控制的概念指的是,它能修改控制方案,电子逻辑路线和改变发动机控制策略,以满足发动机性能老化或损伤,喘振裕度下降时发动机加速性要求。为了评价上述自适应控制的概念,建立了一个含喘振发动机简化动态模型,以便对 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速自适应控制进行仿真,以验证这种自适应加速控制的可行性。

2 发动机含喘振简化数学模型

发动机含喘振的简化数学模型由正常模型和喘振模型构成的。正常模型采用分段线性化模型;为了简化起见,喘振模型只是简单地反映发动机动态过程的物理本质,该模型仅适用于燃油流量偏差引起发动机喘振时感兴趣某些参数的瞬态响应过程。

在研究发动机含喘振模型,可在发动机动态特性上划出 3 个显示区: I 区(正常区)、0 区(临喘区)和 II 区(喘振区)。临喘区是介于正常区和喘振区之间,压气机出口压力 p_2^* 开始出现小振幅且不衰减的振荡。喘振时压气机出口压力 p_2^* 由正常模型和具有非线性阻尼系数 ξ 的

振荡环节相串联的形式来表示的, 阻尼系数 ξ 随稳定裕度 Δk_y [$\Delta k_y = w_{fII}$ (喘振时供油量) - w_f (发动机供油量)] 从 1 变为 0, 喘振频率 $\omega = 1/\tau$ 喘振时, 振荡环节变成保持环节, 即 $\xi = 0$ 。在发动机加速过程, 在燃油流量 $w_f \geq w_{fII}$ 时, 压气机出口压力 p_2^* 会急剧下降, 接着产生低频等幅振荡; 燃气发生器转速 N_{GG} 由于惯性作用, 短时间内仍将上升, 随后停止上升, 转速这一变化规律由正常模型与时变增益 $f(t)$ 相串联来模拟, 发动机喘振时 p_2^* 和 N_{GG} 瞬态特性模拟结果如图 1 所示。

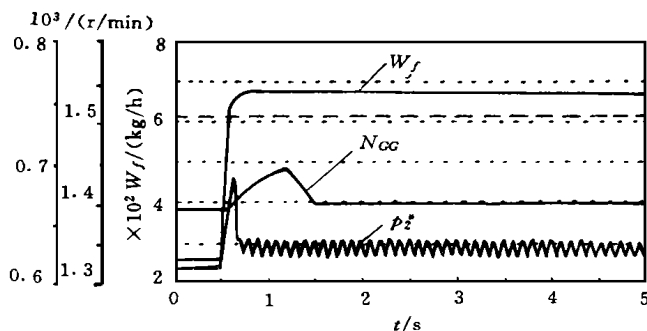


图 1 加速时发动机喘振特性

3 N_{GG}/p_2^* 加速自适应控制及其系统仿真

传统的 w_f/p_2^* 开环加速控制有许多优点, 特别是具有喘振自恢复能力, 但也存在 2 个缺点, 其一开环控制精度较低, 其二由于 w_f/p_2^* 控制计划不变, 因而无法避免在相同条件下喘振再发生。为了克服上述缺点, 可采用图 2 所示的 N_{GG}/p_2^* 闭环加速自适应控制方案。

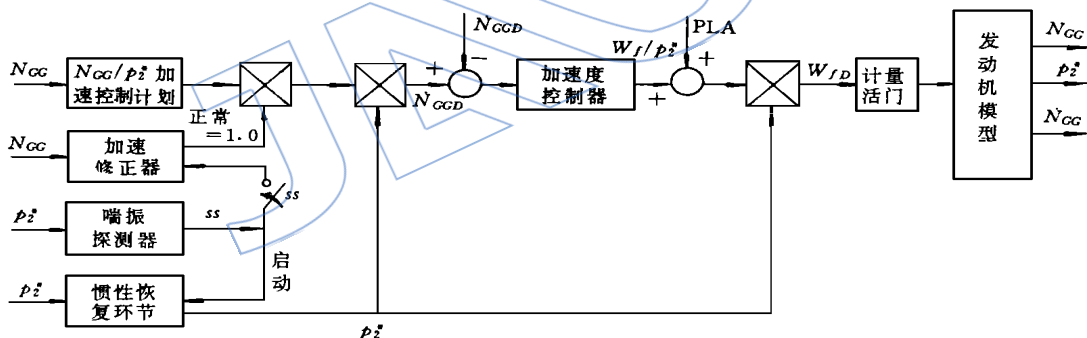


图 2 N_{GG}/p_2^* 加速自适应控制

其中, N_{GG}/p_2^* 加速控制计划是发动机转速 N_{GG} 分段线性化的函数, 它决定闭环 N_{GG}/p_2^* 控制的给定值 N_{GGD} ; 加速修正器的输入量是发动机转速 N_{GG} 和压气机喘振信号 ss , 其输出量, 在正常情况下是等于 1 的无量纲常数; 当发动机喘振时其输出量为小于 1 的无量纲常数(在压气机喘振时相应的转速 N_{GG} 范围内)。因此将来发动机再加速时, 在该转速范围内, 由于修正器输出量减小, 因而降低了加速率的给定值 N_{GGD} , 减少了供油量, 避免了相同条件的喘振再发生。喘振探测器采用 $dp_2^*/(p_2^* dt)$ 作为判别发动机喘振的特征参数, 当特征参数小于某一负门限值时, 认为发动机生喘振, 发出喘振信号 ss ; 否则, 认为发动机工作正常。由于 p_2^* 在发动机退喘后迅速恢复, 导致加速供油量上升过猛, 可能再次诱喘, 为了防止再次诱喘, 在 N_{GG}/p_2^* 加速自适应控制方案中串联一个 p_2^* 惯性环节, 以降低 p_2^* 在退喘后恢复速率。 N_{GG} 闭环控制

器采用常规控制律,并以增量形式表示。计量活门以惯性环节来模拟。这里发动机含喘振模型采用如上所述的模型。

为了验证 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速自适应控制的性能,揭示 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速自适应控制的特点,仿真研究如下:

(1) 正常加速控制: 为了模拟正常加速,假定发动机有足够的喘振裕度,在此条件下,将油门杆(PLA)从慢车推至最大位置,发动机转速也从慢车加速到最大转速,仿真结果如图 3 所示。由图可知,加速修正器输出 k_m 在转速 N_{cc} 全程范围内恒等 1,表明发动机加速过程不喘振,喘振探测器和 p_2^* 惯性恢复环节都不工作,属于正常加速,加速时间约等 5 秒,加速控制特性满足一般加速性要求。

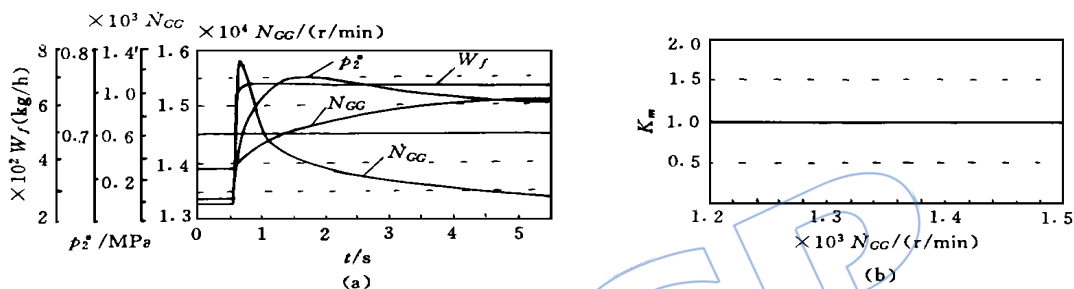


图 3 正常加速控制

(2) 自适应加速控制: 设喘振裕度为中等的,即有二个喘振峰值。为了比较自适应与非自适应加速控制性能,首行假设自适应控制逻辑不投入工作,将油门杆 PLA 从慢车快推到最大状态,随后,发动机又从最大减速到慢车,待稳定后,再加速,二次加速仿真结果相同如图 4 所示。由图 4 可知,发动机在第 1 次加速过程中,压气机出现喘振,压气机出口压力 p_2^* 下降,导致供油量减少,喘振消除,供油量又恢复到该转速下的给定值,发动机又进入喘振,喘振次数多少取决于发动机性能老化和损伤的程度。第 2 次加速时仍然发生喘振,

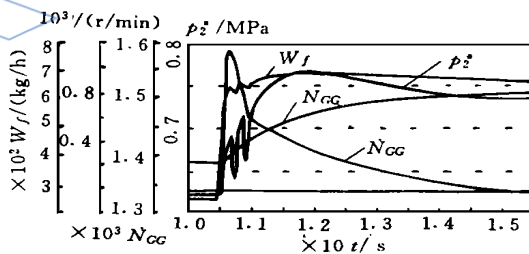


图 4 连续二次非自适应 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速控制

喘振峰值仍为 2 个,这一结果表明, $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 非自适应加速控制与 w_f/p_2^* 开环加速控制特性相类似,具有一定的喘振自消除能力,但无法消除第 2 次及尔后加速时发生的喘振。设在上述非自适应 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速控制方案的基础上加上自适应控制律,构成了 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 自适应加速控制方案(见图 2),第 1 次加速仿真线与图 5 特性完全相同,然后进行第 2 次加速仿真,结果如图 5 所示。

仿真结果表明,第 1 次 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 自适应加速控制与非自适应 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速控制具有相同加速特性。且由图 5 可知,采用 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 自适应加速控制可以避免第 2 次及尔后加速因发动机性能老化或损伤引起的喘振。这是由于采用 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 自适应加速控制时,在第 1 次加速时,当发动机喘振,喘振探测器探测到喘振信号,并对加速修正器进行修正,因此第 2 次加速时,加速

修正器输出量 k_m 在喘振区为小于 1 的常数[见图 5(b)], 相应的供油量 w_f 也下降[见图 5(a)], 消除了喘振。喘振信号同时启动 p_2^* 惯性环节, 以防压力恢复过快, 诱导新的喘振。

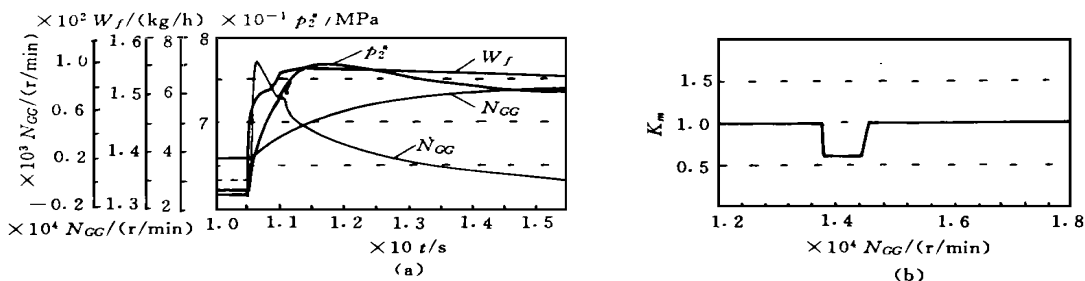


图 5 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 自适应加速控制(第二次)

如果发动机性能老化或损伤更为严重, 那么可能需再经 2 次加速才能完全消除喘振, 仿真结果证实这一点, 从而保证今后加速完全可靠。

4 结 论

仿真结果表明, 当发动机性能老化或损伤时, 发动机喘振裕度下降, 发动机加速时可能引起喘振, 采用本文提出的 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 加速自适应控制方案, 能适应发动机性能这种恶化, 自动修改控制规律, 消除加速时发生喘振, 这种 $\dot{N}_{cc}/p_2^*$ 自适应加速是简单易行、行之有效的方法。

参 考 文 献

- 1 Robert L Bolton. Adaptive Fuel Control Feasibility Investigation. 1983, AD B076297L
- 2 Dennis M Achgill, Raymond D Zagranski. Adaptive Fuel Control Testing. 41st Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society, Ft. Worth, Texas, May 15- 17, 1985
- 3 Sweets D. Flight Testing of the Chandler Evans Adaptive Fuel Control on the S- 76A Helicopter. American Helicopter Society 45th Annual Forum, Boston, M a., May 1989

(责任编辑 王庆康)

APPLICATION OF TWO- VARIABLE FUZZY PI CONTROL TO AEROENGINE CONTROL

Fang Zhongxiang, Huang Wanwei, Li Huacong, Wu Qihua, Zhang Jiazhen, Chen Fuqun
(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A two- variable fuzzy- PI control algorithm based on the fuzzy reasoning, and a two- variable self- stunning fuzzy control algorithm based on the fuzzy reasoning with four inputs are provided. Then a new two- variable fuzzy- PI controller and the two- variable selfstunning fuzzy controller with four inputs are developed. The attention is focused on the research of those algorithms and the properties of those controllers, as well as their application to aeroengine control by computer simulation. As a result, a new method of aeroengine control is provided.

Key Words Aircraft engines Fuzzy control theory Automatic control

AN ACCELERATION ADAPTIVE CONTROL FOR TURBOSHAFT ENGINE OF HELICOPTER

Hu Shimin and Xu Dongsheng

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT A scheme of an acceleration adaptive fuel control is put forward for helicopter turboshaft engine. The scheme is based on $\dot{N}_{CG}/P_2^*$ closed-loop control with adaptive control rule, which corrects the demand of $\dot{N}_{CG}/P_2^*$ closed loop control PID with surge flag detected by sensed compressor discharge pressure during the engine acceleration, since the engine performance deterioration or damage will initiate the surge in this time. This scheme also provides altitude compensation and surge recovery P_2^* . It requires only modifying a little the hardware of an existing FADEC, but mainly the fuel control microcomputer software, so it is easy to upgrade an existing FADEC to the adaptive control level.

Key Words Aircraft engines Acceleration Adaptive control

A THRUST- VECTORING NOZZLE MATH MODEL

Liu Xiaoyong, Fan Siqu, Chen Fuqun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A thrust- vectoring nozzle modeling method is developed by means of the Finite Volume Method (FVM) and Back- Propagations neural networks. The neural networks learning samples are the results of the FVM computation. The obtained model describes the functions of the nozzle thrust, thrust coefficient and vectoring angle to the inlet, exit and structural parameters of the nozzle. The model is of great significance for reseaching vectoring nozzle control law and Integrated Flight/Propulsion control. The investigation shows that the deviations among the output of the model, the results of FVM computation, and the test data are quite small.

Key Words Jet nozzles Vector control Mathematical models
Finite element methods Neural networks