

发动机喘振裕度自适应控制

南京航空航天大学 孙健国* * 黄金泉

【摘要】 本文研究飞行/推进系统一体化控制中的发动机喘振裕度自适应控制。通过一定的控制作用,使发动机在所有飞行条件和工况下都保持一定的喘振裕度,从而充分发挥发动机的潜力。将发动机大偏差模型、进气道及飞机模型综合在一起,构成飞机/推进系统一体化数学模型,以进行发动机自适应控制的仿真。计算机仿真表明,发动机自适应控制具有很好的性能效益,例如在飞行高度 $H = 10$ 公里,飞机由 $Ma = 0.65$ 加速到 $Ma = 0.90$,在采用自适应喘振裕度控制后,双发动机推力提高 16%,飞机加速时间缩短 23%,大大提高了飞机性能。

关键词: 一体化控制 发动机 喘振裕度 自适应控制

1 前言

现代飞机都有若干个控制系统^[1],按传统方法,这些控制系统都是独立进行设计,不考虑相互间的耦合作用。实际上,飞机作为一个整体,其各系统间的相互耦合作用是显而易见的。因此,飞行与推进系统一体化控制是现代飞机的发展趋势。本文采用基于李雅普诺夫直接法的模型参考自适应方法^[2]来研究飞行/推进系统一体化控制中的发动机喘振裕度自适应控制。

发动机的不稳定工况,如喘振或旋转失速,是影响飞机安全的严重问题。在飞行中必须避免发生这种不稳定工况,那就要使发动机有足够的喘振裕度。但是在不同的飞行条件下,发动机的喘振裕度是不同的^[3]。为了保证在所有情况下发动机都不喘振,传统的设计方法是:以发动机在最恶劣的工况下有足够的喘振裕度进行设计,而在其它工况,发动机喘振裕度就显得很大。实际上这意味着以牺牲发动机性能为代价,求得发动机稳定工作。本文提出的发动机自适应控制要使发动在所有工况下都保持一定的喘振裕度。既保证发动机稳定工作,又不使喘振裕度偏大,从而充分发挥发动机的潜力。在实际飞行中的某些飞行条件下,当发动机喘振裕度比较大时,由于喘振裕度比较富裕,可以关小尾喷口面积,上调发动机压比,此时高压压气机压比也增加^[4],使高压喘振裕度减小,并保持在一个较小值上。上调的发动机压比使发动机推力增加,从而充分发挥发动机的潜力,提高飞机性能。

2 飞机/推进系统一体化数学模型

本文以飞机平飞加速性能来评价喘振裕度自适应控制的效果,因此我们建立飞机平飞加速模型。有关的飞机参数及性能曲线由某型飞机的设计资料查得。

在推进系统建模中,按部件法建立一个能描述推进系统全工作过程的进气道及双转子发动机非线性大偏差数学模型。由于发动机中容积动力学的时间常数很小。我们在仿真中采用

不考虑容积动力学的发动机模型^[5]。

将上述飞机模型及推进系统模型综合在一起构成飞机/推进系统一体化模型。必须指出的是上述非线性大偏差模型仅用于一体化控制的数字仿真研究,而在推导自适应控制规律时,则采用以状态方程形式表示的简化数学模型。仿真表明,由状态方程推导的自适应控制规律能有效地控制非线性大偏差模型。这充分说明了本文所提出的自适应控制规律对被控对象的变化有很好的鲁棒性。

3 发动机自适应控制

发动机是时变的多变量非线性系统。对于这复杂的系统,用经典的 PID 控制难以满足要求^[6]。本文采用基于李雅普诺夫直接法及分散控制概念的模型参考自适应控制。发动机被控制量为低压转子转速 $\bar{n}_l$ 及高压喘振裕度 SM_h , 控制变量是主燃油流量 W_f 和尾喷口面积 A_8 。

必须注意的是,当喘振裕度较大时,用关小尾喷口,上调发动机压比以增加发动机推力,同时涡轮温度也随之增高,需要用温度限制器限制涡轮温度不超过极限值。因此,在控制喘振裕度时,必须同时监控涡轮温度。当涡轮温度接近极限值时,使用适当的逻辑,将喘振裕度控制转换为涡轮温度限制。下面简述自适应控制方法。

设被控制对象模型为:

$$\dot{\bar{X}}_{pi} = A_{pi}\bar{X}_{pi} + B_{pi}U_i$$

式中, $\bar{X}_{pi} = [X_{pi1}, X_{pi2}]^T = [X_{pi}, \dot{X}_{pi}]^T$ 为状态向量。 U_i 为控制变量。

$$A_{pi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -b_{pi} & -a_{pi} \end{bmatrix}$$

$$B_{pi} = [0, K_{pi}]^T$$

取参考模型为:

$$\dot{\bar{X}}_{mi} = A_{mi}\bar{X}_{mi} + B_{mi}R_i$$

式中, $\bar{X}_{mi} = [X_{mi1}, X_{mi2}]^T = [X_{mi}, \dot{X}_{mi}]^T$ 为参考模型状态向量。

$$A_{mi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -b_{mi} & -a_{mi} \end{bmatrix}, \quad B_{mi} = [0, K_{mi}]^T$$

R_i 为参考模型输入量。

设自适应律结构为:

$$U_i = K_{fi}(R_i - X_{pi}) + K_{i1}\dot{X}_{pi} + K_{i2}\ddot{X}_{pi} + K_{i3}R_i$$

式中 K 为增益。适当选取正定李雅普诺夫函数 V , 并使其一阶导数 $\dot{V}$ 为负定, 可得自适应律

$$K_{ij} = \beta_{ij}e^{12i}Y_{ij} + \alpha_i \int e^{12i}Y_{ij}dt + K_{ij}(0) \quad i, j = 1, 2, 3$$

式中 $e_i = X_{mi} - X_{pi}$ 为误差, $\alpha_i, \beta_{ij} > 0$ 。 $e^{12i} = e^{iP_{i12}} + e^{iP_{i22}}$, $Y_{i1} = X_{pi}$, $Y_{i2} = \dot{X}_{pi}$, $Y_{i3} = R_i$, P_{i12}, P_{i22} 为实对称正定阵的元素。

自适应喘振裕度控制器的方块图如图 1 所示。根据分散控制概念, 各控制器的被控对象均分别以二阶状态方程表示, 而各对象间的耦合作用通过自适应律本身的鲁棒性来解决。这样大

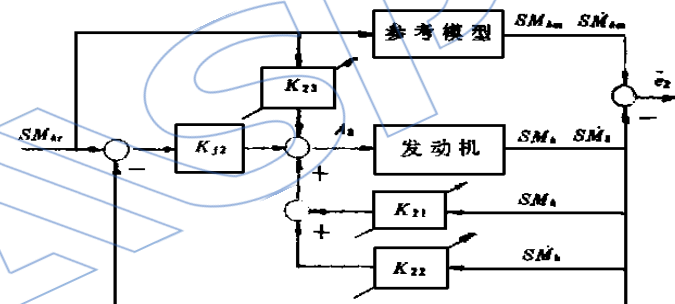


图 1 自适应喘振裕度控制器

大简化了自适应控制律,最后可得发动机自适应控制系统的方块图如图 2 所示。

控制系统按预定的控制逻辑自动选择自适应喘振裕度控制或自适应温度限制器工作。当涡轮后温度 T_t^* 低于预定的阈值 T_{bst}^* 时,自适应喘振裕度控制器工作,使高压喘振裕度 SM_h 保持在一定较小的值。当涡轮后温度接近 T_{bst}^* 时,便切换到自适应温度限制器工作,使涡轮后温度不超过极限值。

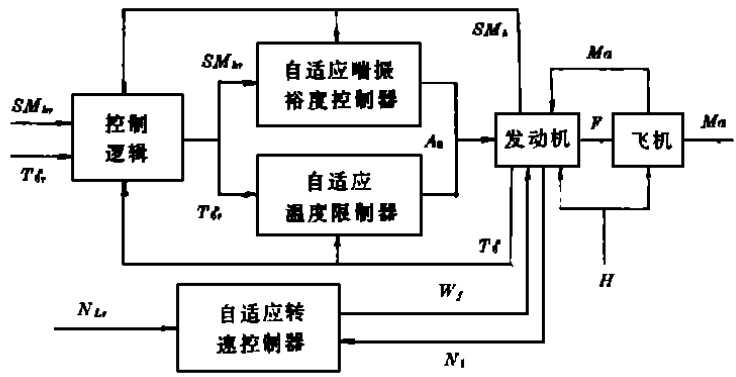


图 2 自适应控制系统

4 飞行/推进系统一体化控制

如前所述,发动机自适应控制能充分发挥发动机潜力,提高飞机性能。为此,我们进行了飞行/推进系统一体化控制的数字仿真研究。下面进行平飞加速数字仿真以评价其效果。

图 3 表示在飞行高度 $H = 10$ 公里,初始马赫数 $Ma_0 = 0.6$ 时,飞机平飞过程中,发动机及

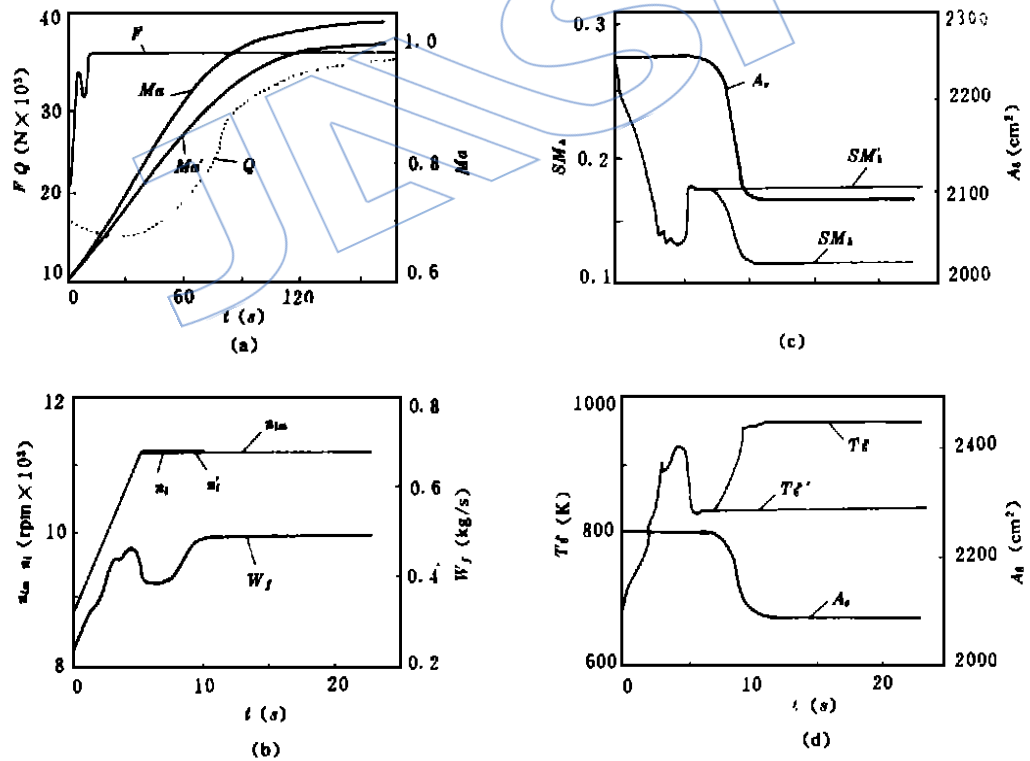


图 3 有无自适应喘振裕度控制时,发动机各参数变化(平飞加速)

飞机有关参数的变化历程。图中 Ma' 、 SM_h' 、 n_l' 及 T_t^* 分别是无喘振裕度自适应控制时,飞行马

赫数、高压喘振裕度、低压转速及涡轮后温度的响应曲线,其余均为有喘振裕度自适应控制时有关参数响应曲线,其中 F 为推力、 Q 为飞行阻力、 n_{lm} 为参考模型的低压转速,其余参数如前所述。图中两种情况的仿真均采用自适应转速控制。飞机从 $Ma=0.6$ 开始水平加速飞行,5 秒内发动机加速完毕保持在最大状态,即低压转速 $\bar{n}_l=1.005$ (图 3b),没有自适应喘振裕度控制时,160 秒后,飞机加速完毕(图 3a),飞行马赫数为 0.989,发动机推力为 29870N,涡轮后温度 $T_6^*=830.3^\circ\text{K}$ (图 3d),尾喷口面积保持不变,高压喘振裕度为 $SM_h=17.25\%$ (图 3c)。当采用自适应喘振裕度控制后,将高压喘振裕度减小到 11.75%(图 3c),在 $t=9.75$ 秒时,涡轮后温度达到阈值,涡轮温度限制器投入工作。使 T_6^* 限制在 955°K (图 3d),发动机推力增加到 34574N(图 3a),增加约 16%,从而缩短飞行加速时间,提高飞机加速性能。就这两种情况的飞机加速线性段来比较,无自适应喘振裕度控制时,飞机由 $Ma_0=0.65$ 到 $Ma_0=0.90$,加速时间需要 64.34 秒。采用自适应喘振裕度控制后,飞机加速到同样的马赫数仅需 49.54 秒,加速时间缩短 23%(双发动机)。

由上述仿真结果还可以看出,当自适应喘振裕度控制器工作时,由于尾喷口面积的变化,给转速以很大的干扰,而自适应转速控制器自动改变供油量以保持转速不变。由图 3b 可见,当低压转速加速到 1.005 后,燃油量 W_f 变化较大,但转速波动不大,也就是说尽管各参数间有很强的耦合作用,我们所设计的自适应控制系统能有效地进行多变量控制解耦。

我们在各种不同飞行条件下进行了平飞加速仿真。仿真结果表明,在飞行包线的不同位置,本文所设计的自适应控制系统均能满意地工作,达到预期效果。限于篇幅,不再列出在飞行包线不同位置的各种仿真结果。

在发动机的不同工作状态及飞行包线的不同工作点上,所设计的自适应律能很好地适应对象的非线性、时变性及环境干扰。对于控制低压转速及高压喘振裕度这样的双变量系统,在采用了分散控制概念后,自适应控制规律对被控对象的变化及环境干扰有很好的鲁棒性。

计算机仿真表明,本文设计的发动机喘振裕度自适应控制充分发挥了发动机潜力,大大提高了飞机性能。例如在 $H=10$ 公里,飞机由 $Ma=0.65$ 加速到 $Ma=0.90$,在采用了自适应控制后,加速时间缩短了 23%,在飞行包线内的其它高度平飞加速亦有类似效果。

本文由管彦深教授提供发动机开环模型,特此深表感谢!

参 考 文 献

- 1 Burcham F W Jr, Hearing E A Jr. Highly Integrated Digital Engine Control on an F-15 Airplane. AIAA-84-1259
- 2 Huang Jinquan, Sun Jianguo. A Model Reference Adaptive Control Scheme for Trajectory Tracking of Robot Manipulator. 1990 International Conference on Signals & Systems, 1990
- 3 Sun Jianguo, Hu Siming, Jiang Caihong. A Study of Surge Control Using Fuel Pulse Cut off for Dual Spool Turbojet Engine. Proceedings of 1st China-USSR Seminar on Aero Engines, April, 1991
- 4 胡世民,孙健国,姜彩虹等. 双转子发动机含喘振的动态模型. 航空学报, 1991, 12(6)
- 5 Guan Yanshen, Tze Kuo. On Modeling of Aero-Gas Turbine Engine for Real-Time Digital Simulator. Proceedings of 1st China-USSR Seminar on Aero Engines, April, 1991
- 6 孙健国,黄金泉. 飞机/发动机一体控制的初步研究. NHJB- 90- 6057, 1990

(责任编辑 王震华)

EFFECTS OF EXTERNAL EXCITAION ON THE LEADING- EDGE SEPARATION FLOWFIELD

Xu Cheng (*East China Institute of Techology*)

Zhang Shiyong, Zhou Mingde (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

This paper presents the comparison of the leading-edge separation flow without and with the excitation of select frequency. A variety of excitation effects on the separation flowfield are revealed as (1) delaying separation flow or decreasing separation flow area, (2) modifying turbulence structure, intensifying turbulent activity and enhancing growth rate of separated shear layer, (3) enhancing backflow activity of local region, (4) promoting reattachment and changing separation patterns and vortex distribution, (5) weakening turbulence fluctuation of wake flow, and (6) increasing inclination of wake flow.

AN INVESTIGATION OF SWIRL FLOW FIELD IN PNEUMATIC CONVEYING DUCT

Huang Xijun, Dong Jinzhong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Swirl flow field of a pneumatic conveying system is investigated experimentally. The swirling flow is imparted to the flow by the use of swirl vanes. A five-hole probe is used for measuring the tangential angle of flow, axial velocity, static pressure of flow and swirl number in the flow sections of the conveying system. It is shown that the existence of central screw conveyer produces the contrary swirl flow under some of the swirl vane angle condition. The larger axial velocity is produced in the outer annular layer of flow. The maximum value of swirl number in the flow sections is agreed with the simplified theoretical relation.

ADAPTIVE ENGINE STALL MARGIN CONTROL

Sun Jianguo, Huang Jinquan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

This paper proposes an adaptive engine stall margin control (AESMC) for integration of flight and propulsion controls. Using the model reference adaptive control (MRAC) technique, the AESMC is to adjust exhaust nozzle area to uptrim the engine pressure ratio so that the engine stall margin remains a small constant value in all operation conditions and in full flight envelope. Benefit of the control system is to increase engine thrust and to reduce aircraft acceleration time. In order to evaluate the performance of the AESMC, a nonlinear integrated flight/propulsion model is developed. Digital simulation of the IFPC system is performed. The simulation results show that the IFPC system with the adaptive controller developed has good effectiveness for all operation conditions and for full flight envelope. For example, the thrusts of two engines are increased 16%, and aircraft acceleration time is reduced 23% at altitude 10km and Mach number from 0.65 to 0.9.