

涡喷发动机多变量自适应加速控制

南京航空航天大学 黄金泉* * 孙健国

【摘要】 提出了一种模型参考自适应控制方法,并应用于双转子涡喷发动机多变量控制系统。仿真研究表明,该方法在整个飞行包线内均有满意的瞬态响应,对非线性的建模不确定性具有较好的鲁棒性,以及对多变量系统中较强的耦合作用有较好的解耦效果。与传统的调节器相比,发动机加速时间约减少16%,加速过程中发动机推力明显增加,平衡状态仍可提高约9%。

主题词: 涡轮喷气发动机 多参数控制 自适应控制 建立模型

近年来,线性二次型调节器(LQR)已广泛地用来解决线性多变量控制问题。但这种方法只适用于线性系统,而模型的精度对于控制器的工作的成功起重要作用。线性二次型高斯/回路传递恢复法(LQG/LTR)也已应用于发动机控制器的设计,但以上这些方法都是在很窄的工作范围内设计控制器,而在整个飞行包线内发动机多变量控制器的设计技术的报导却是凤毛麟角。本文提出的模型参考自适应控制(MRAC)方法能克服以上方法的缺点,基于李雅普诺夫直接法设计MRAC控制律,还能保证控制系统全局稳定,更为优越。这种方法改善了系统的动特性,增加了发动机推力,减少了发动机加速时间。

1 多变量控制结构

在不同的飞行条件下,发动机的喘振裕度是不同的。为了保证发动机在最恶劣的工况下有足够的喘振裕度,这样,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作为代价求得发动机稳定工作。本文使发动机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潜力,提高发动机加速性能。

本文针对双转子涡喷发动机进行多变量控制系统设计,选取低压转子转速(N_L)、高压压气机喘振裕度(SM_h)和低压涡轮出口温度(T_6)作为被控制量,选取主燃油量(W_f)和尾喷口面积(A_8)作为控制量。引入分散控制的概念,多变量发动机控制系统可分为3个子系统:低压转速控制子系统,高压喘振裕度控制子系统和低压涡轮出口温度控制子系统。高压喘振裕度控制

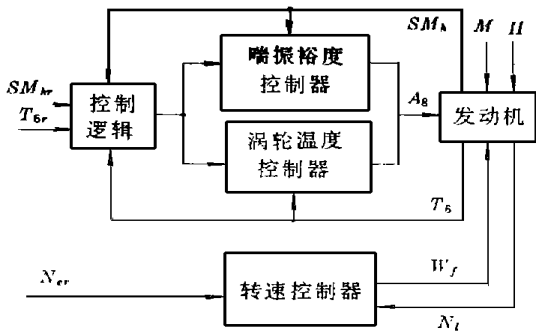


图1 发动机多变量控制系统

子系统首先投入工作,直到低压涡轮出口温度达到极限值,这时切换到低压涡轮出口温度控制子系统。两个子系统的切换通过适当的控制逻辑实现。整个多变量控制系统的结构如图 1 所示。

2 发动机模型参考自适应控制设计

为了简化自适应律的推导,3 个子系统的动态方程可表示成如下的状态方程形式:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_{pi} \\ \dot{x}_{pi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -b_{pi} & -a_{pi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{pi} \\ \dot{x}_{pi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_{pi} \end{bmatrix} u_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (1)$$

其中 $[x_{pi}, \dot{x}_{pi}]^T$ 是状态向量, u_i 是控制输入, $x_{p1} = Nl$, $x_{p2} = SM_h$, $x_{p3} = T_6$, $u_1 = w_f$, $u_2 = u_3 = A_8$ 。

参考模型选择一组稳定的线性时不变状态方程

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_{mi} \\ \dot{x}_{mi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -b_{mi} & -a_{mi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{mi} \\ \dot{x}_{mi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_{mi} \end{bmatrix} r_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (2)$$

其中 $[x_{mi}, \dot{x}_{mi}]^T$ 是参考模型状态向量, r_i 是参考输入, $r_1 = Nl_r$, $r_2 = SM_{hr}$, $r_3 = T_{6r}$ 。

控制的目标是寻找控制输入 u_i , 使误差向量

$E_i^T = [e_i, \dot{e}_i] \triangleq [x_{mi} - x_{pi}, \dot{x}_{mi} - \dot{x}_{pi}]$ 对任意的初始条件和任意的分段连续一致有界的参考输入 r_i 都能渐近地趋于零。通常选择自适应控制结构为

$$u_i = k_{1i}x_{pi} + k_{2i}\dot{x}_{pi} + k_{3i}r_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (3)$$

模型参考自适应控制系统的结构如图 2 所示。

(2) 式减去(1) 式并将(3) 代入得误差方程

$$\dot{E}_i = A_{mi}E_i + F_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (4)$$

其中 $A_{mi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -b_{mi} & -a_{mi} \end{bmatrix}$, $F_i = \begin{bmatrix} 0 \\ k_{mi}^T x_i \end{bmatrix}$

$$x_i^T = [x_{pi}, \dot{x}_{pi}, r_i] \triangleq [x_{1i}, x_{2i}, x_{3i}]$$

$$k_i^T = [k_{1i}, k_{2i}, k_{3i}] \quad , \quad k_{1i} = b_{mi} - b_{pi} - k_{pi}k_{1i}$$

$$k_{2i} = a_{mi} - a_{pi} - k_{pi}k_{2i} \quad , \quad k_{3i} = k_{mi} - k_{pi}k_{3i}$$

选择李雅普诺夫函数为:

$$V_i = (1/2)[E_i^T P_i E_i + y_i^T y_i] \quad (5)$$

其中 $y_i^T = [y_{1i}, y_{2i}, y_{3i}]$, $e_i = e_{ip12i} + e_{ip22i}$, $y_{ji} = (k_{ji}' + \beta_{ji}e_{ij}x_{ji}k_{pi}) / k_{pi}\alpha_i$, $\alpha_i, \beta_{ji} > 0$, $j = 1, 2, 3$; p_{12i}, p_{22i} 是矩阵 P_i 的元素。由于 A_{mi} 是稳定的状态矩阵, 对任意的实对称正定阵 Q_i , 存在一对称正定阵 P_i , 满足 $A_{mi}^T P_i + P_i A_{mi} = -Q_i$ 。令自适应控制律为

$$k_{ji} = \beta_{ji}e_{ij}x_{ji} + \alpha_i \int e_{ij}x_{ji} dt \quad (6)$$

则

$$\dot{V}_i = -\frac{1}{2}E_i^T Q_i E_i - \sum_{j=1}^3 \beta_{ji}k_{pi}(e_{ij}x_{ji})^2 \quad (7)$$

由(5)和(7)式可知, 对任意的 $E_i \neq 0$, $V_i > 0$, $\dot{V}_i < 0$ 。由李雅普诺夫稳定性理论知, (6) 式的自适应律能保证模型参考自适应系统全局稳定。

3 仿真结果

发动机多变量模型参考自适应控制的仿真研究采用某型双转子涡轮发动机大偏差非线性

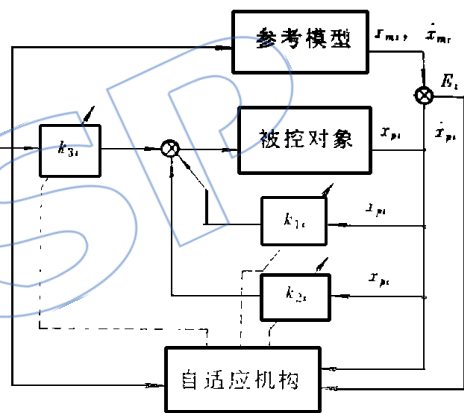


图 2 模型参考自适应控制结构

模型, 参考模型的参数选择具有阻尼比 0.7, 自然振荡频率 5rad/s, 其它参数适当选择以保证控制系统具有良好的跟随性能。

图 3 表示海平面上发动机从慢车到最大状态不同工作点附近的转速开环阶跃响应。从图中可以看出, 阶跃响应调整时间从 1 秒到 6 秒之间变化, 说明发动机在不同工作状态, 其动态特性是不相同的。由于发动机在飞行包线范围内动态特性变化很大, 经典控制方法不能适应这种变化。由本文提出的自适应控制能适应这种变化, 图 4(a) 给出了发动机自适应转速控制作用下, 在海平面不同工作点上的闭环阶跃响应, 图 4(b) 是在飞行包线内不同工作点上的阶跃响应。仿真结果表明, 多变量自适应控制能很好地适应对象的非线性时变特性, 很好地跟踪参考模型, 在发动机各种工作点和飞行条件下, 多变量自适应控制器具有较好的动、静态性能。

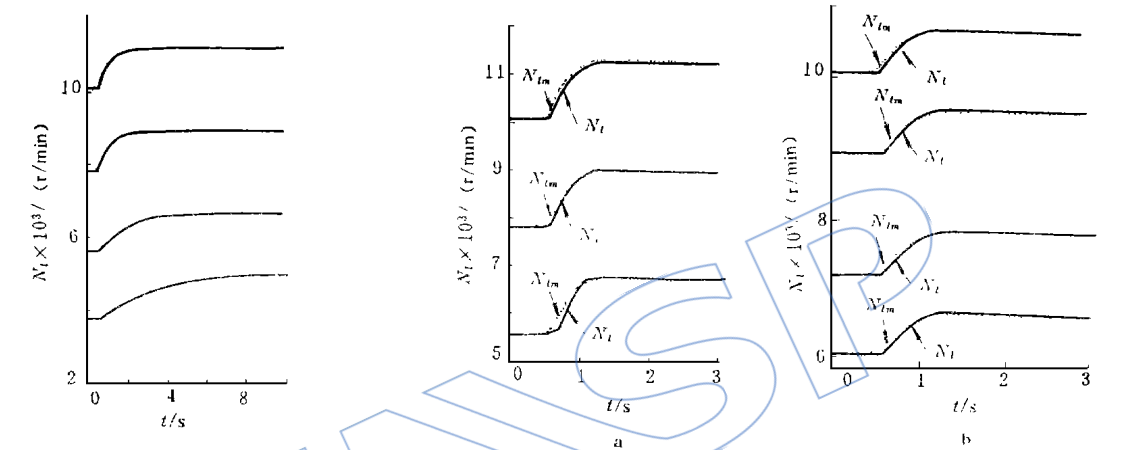


图 3 发动机转速开环响应

图 4 (a) 海平面上(b) 不同飞行条件下转速闭环阶跃响应

发动机是一个非线性多变量系统, 各变量之间存在较强的耦合作用。本文虽然根据分散控制的概念设计各子系统的自适应律, 但各子系统之间的相互耦合和非线性影响可以通过自适应律本身的鲁棒性来解决。从图 5 可以看出, 整个过程发动机转速控制子系统一直工作, 保持

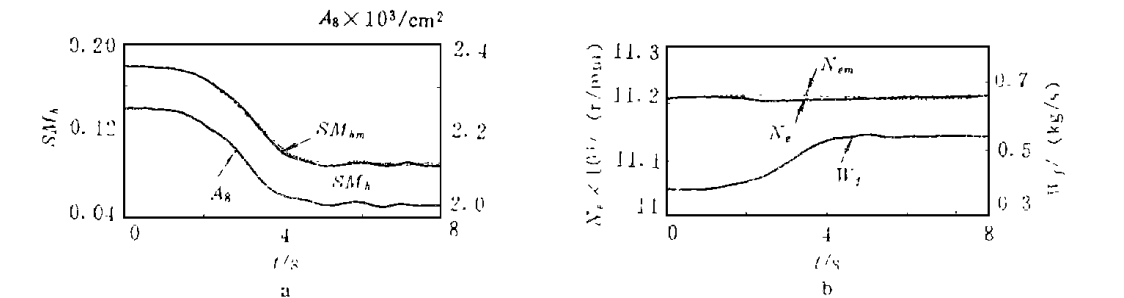


图 5 发动机多变量控制响应

转速恒定。自适应喘振裕度控制子系统通过减小尾喷口面积使高压喘振裕度从 17%降低到 9%, 这相当于给转速控制子系统施加一个外界扰动, 而转速控制子系统能自动适应转速的波动, 保持转速基本不变, 这说明本文设计的多变量自适应控制系统具有良好的解耦效果, 对外界的扰动具有良好的鲁棒性。

一个满意的全飞行包线内的控制系统不仅在飞行包线不同点上有良好的动、静态性能, 当

飞行条件大范围变化时,控制系统也应具有良好的跟踪性能,同时也为了评价本文设计的多变量自适应控制系统的优点,本文还进行了加速控制的仿真研究,并与传统的控制系统加速响应进行比较。图6是这两种控制系统的加速响应,两者均为在海平面上工作点从相对转速0.6到1.005,加速从0.5秒开始,允许的

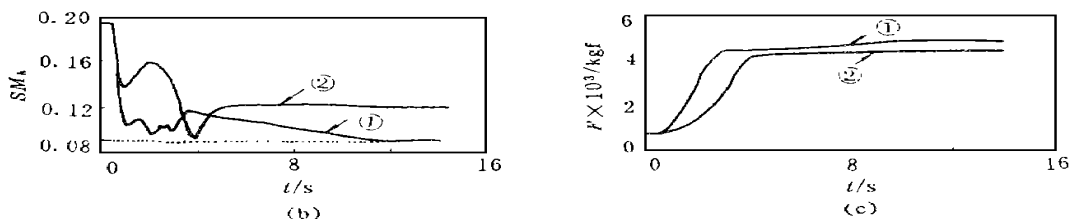


图6 两种控制系统加速响应曲线((1)多变量模型参考自适应控制(2)传统控制)

最小高压喘振裕度为9%。自适应控制通过关小尾喷口面积使高压喘振裕度尽可能快地达到允许最小喘振裕度,同时保证低压涡轮出口温度不超限。从图6(a)中可以看出采用传统的控制器加速时间为5.4秒,而采用多变量自适应控制加速时间为4.6秒,加速时间减少约16%,从图6(b)可以看出这两种控制系统作用下加速过程中最小喘振裕度约为9%,这说明多变量自适应控制系统加速性能的提高并未降低整个加速过程的稳定裕度,图6(c)是两种控制系统加速过程推力响应曲线,从图中可以看出,多变量自适应控制系统使发动机在加速过程中推力显著增加,在平衡状态仍提高约9%。

本文设计的多变量自适应控制器具有以下优点:(1)对非线性时变对象具有良好的控制效果。(2)能消除或逐渐消除多变量系统较强的耦合作用。(3)对发动机模型的不确定性及其外界扰动具有良好的鲁棒性。(4)对飞行包线内所有工作点,具有满意的动、静态特性。(5)显著地增加发动机推力,减少加速时间,改善加速性能。

参 考 文 献

- 1 孙健国,黄金泉. 发动机喘振裕度自适应控制. 航空动力学报, 1993, 8(3): 279
- 2 黄金泉,孙健国. Multivariable Adaptive Control for Turbojet Engines. ASME 93-GT-44, 1993
- 3 Polley J A, et al. Multivariable Turbofan Engine Control for Full Flight Envelope Operation. ASME 88-GT-6, 1988
- 4 Monopoli R V. Model Following Control of Gas Turbine Engine. J. of Dynamic Systems, Measurement and Control, 1981, 103: 285
- 5 Yonke W A, et al. HIDECA Adaptive Engine Control System Flight Evaluation Results. ASME 87-GT-257, 1987
- 6 Myers L P, et al. Preliminary Flight Results of an Adaptive Engine Control System on an F-15 Airplane. AIAA 87-1847, 1987

(责任编辑 王庆康)