

自抗扰控制算法在发动机加力过渡态控制中的应用*

张海波, 孙健国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 主要研究了航空发动机加力过渡态控制的新方法。在不改变原有发动机控制结构的基础上, 提出了一种增广 LQR 法 (Augmented Linear Quadratic regulator-ALQR) 综合 ADRC (Active Disturbance Rejection Control) 干扰补偿控制的算法 (简称 ALQR+ADRC), 该算法除了有原 ALQR 控制所具备的强的消除静差能力之外, 还兼具 ADRC 优良的干扰补偿能力。通过模拟快速进入/退出发动机加力过渡态过程, 验证了该算法具有理想的控制效果, 能够较好地协调加力燃油供给和喷口开张, 在整个过渡态过程中对核心机工作有较小的影响。

关键词: 航空发动机; 加力状态; 过渡态控制; 自抗扰控制

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 02-0219-07

Application of active disturbance rejection control method in aeroengines afterburning transition state control

ZHANG Hai-bo, SUN Jian-guo

(Coll. of Energy and power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract A new method for Aero-engines afterburning transition state control problem is studied. A new hybrid control structure which is an Augmented Linear Quadratic regulator combined with ADRC, is proposed, keeping the formal control structure for the engine unchanged. The new control system not only has the excellent static error elimination ability but also the ADRC strong disturbance compensation ability. The better transition state control effect is verified by the engine transition state simulation of entering into and withdrawing from the afterburning state, and the core-engine work is slightly influenced due to the afterburner fuel and nozzle throat area coordinate operation in the process.

Key words Aero-engines; Afterburning state; Transition state control; Active disturbance rejection control

1 引 言

自抗扰控制 (Active Disturbance Rejection Control, 以下简称 ADRC) 是近年来兴起的一种新颖控制算法, 它是由韩京清研究员首先提出并逐步推广应用^[1,2], 其主旨思想是: 通过微分跟踪器消除微分对高频干扰的放大作用, 重新安排过渡过程, 充分利用微分前馈的作用; 通过扩张观测器, 无需依赖模型, 在线估计未知干扰和系统动态大小, 从而可以实时地进行干扰和未知动态补偿, 最大限度消除扰动和未知动态对指令跟踪的影响。自抗扰控制自出现以来, 在工程实践上正在得到大量的应用^[3~6], 同时在理论方

面, 如在确定性系统渐进稳定性证明与不确定性系统的跟踪误差范围计算上也得到了较好的结果^[7~9]。

航空发动机根据飞机任务要求工作在宽泛的包线区间内, 同时工作状态也依据飞行员指令随时发生变化, 如中间状态-加力-慢车状态的反复切换等, 因此导致航空发动机强的非线性且始终承受复杂的外界扰动, 因而其控制难度大。航空发动机闭环控制算法从采用常规 PID 控制^[10,11]开始, 直至现今流行的自适应控制、鲁棒控制、智能控制 (神经网络控制, 模糊控制等) 等先进控制算法, 这些控制算法在航空发动机数字仿真/半物理仿真中的均有一定程度的应用^[12~15], 后者进一步将发动机多回路耦合性及复杂

* 收稿日期: 2009-03-06 修订日期: 2009-07-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50576033)。

作者简介: 张海波 (1976-), 男, 博士后, 副教授, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: zh_zhhl@163.com

的未知动态和干扰纳入考虑,是极具优势和潜力的控制手段.但在控制算法实现上要比PID算法复杂许多,迄今仍少见其在航空发动机控制工程领域的实际应用。LQR控制是多变量鲁棒控制算法中的一种基本的实用算法,设计简单而可靠,相比其它多变量控制算法更易于实现,且具有良好的大包线\变状态鲁棒性,文献[15]基于发动机控制中遇到的实际问题对基本LQR方法做了改进,得到一种鲁棒性好兼具强的静差消除能力的增广LQR法,且经过了大量数字与半物理仿真的验证,但由于该算法没有状态微分的反馈信息,因此其超前抗干扰能力有限,尤其是在发动机过渡态控制中(如进出加力/快推油门等)显得控制能力不足。本文针对上述问题,提出了一种新的控制策略ALQR+ADRC方法:即在ALQR算法的基础上,充分利用ADRC的干扰超前补偿作用,同时又不抛弃原有算法的控制品质,以此来解决发动机过渡态控制问题。最后,针对发动机加力过渡态控制进行了数字仿真,利用该算法实现了良好的发动机加力过渡态控制:即在增加加力燃油大幅增大推力或快速退出加力的同时,保持对核心机的影响最小。

2 ALQR+ADRC控制算法

2.1 ADRC控制算法^[1]

2.1.1 概述

对于ADRC控制,由可参阅的文献中得到,其算法基本由微分跟踪器(Tracking Differentiator-TD)、扩张状态观测器(Extended State Observer-ESO)、非线性状态误差组合(Nonlinear State Error Feedback-NLSEF)组成。由ADRC控制器构成的闭环系统如图1所示:不失一般性,本文中均以二阶SISO对象的ADRC控制器设计为例(高阶系统的结论可容易类推得到)。

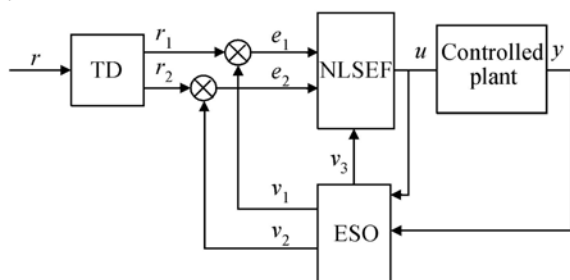


Fig. 1 Structure of ADRC

2.1.2 ADRC控制器设计

对于如下的被控对象

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2, \omega(t), t) + bu \\ y = x_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中 x_1, x_2 为系统状态量, y 为系统输出, u 为系统输入, $f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 为含有干扰 $\omega(t)$ 的系统动态。

对于式(1),可采用以下步骤获得ADRC控制器,算法如下

Step1: 利用微分跟踪器(TD),安排过渡过程

$$\begin{cases} r_1 = r \\ r_2 = fhan(r_1 - r, r_2, \sigma_h, h) \end{cases} \quad (2)$$

Step2 利用扩张状态观测器(ESO),估计干扰和系统未知动态

$$\begin{cases} e = v_1 - y \\ \dot{v}_1 = v_2 - k_1 fal(e, m_{o1}, h) \\ \dot{v}_2 = v_3 - k_2 fal(e, m_{o2}, h) + b_0 u \\ \dot{v}_3 = -k_3 fal(e, m_{o3}, h) \end{cases} \quad (3)$$

Step3 采用有效非线性组合(NLSEF),形成最后的控制量

$$\begin{cases} e_1 = r_1 - v_1, e_2 = r_2 - v_2, e_3 = \int_0^t e_2 dt \\ u = (\sum_{i=1}^3 l_i fal(e_i, m_{ci}, h) - v_3) / b_0 \end{cases} \quad (4)$$

式中函数 $fhan(\cdot)$ 与 $fal(\cdot)$ 分别为最速综合函数及组合非线性函数,函数具体表达式可详见文献[1]。

2.1.3 ADRC算法分析

(1) ADRC算法中的动态及干扰估计

将系统(1)增广为如下的形式

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + bu \\ \dot{x}_3 = f(x_1, x_2, \omega(t), t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (5)$$

由上可对式(5)所表示的系统进行观测器的设计,其中待观测量为 x_1, x_2, x_3 , 估计值为 v_1, v_2, v_3

$$\begin{cases} e = v_1 - y \\ \dot{v}_1 = v_2 - k_1 e \\ \dot{v}_2 = v_3 - k_2 e + bu \\ \dot{v}_3 = -k_3 e \end{cases} \quad (6)$$

引理 1^[8,9]: 对于式(5),若ESO观测器为式(6)所表达的形式,那么有如下结论

(a)若 $f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 精确可知,那么ESO渐

进稳定, 即有 $v_3 \rightarrow f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 。

(b) 若 $f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 有界, 那么系统估计误差有界, 且随着 k_1, k_2, k_3 值增加而减小。

(2) ADRC 控制的动态及干扰补偿

引理 1 的补充说明: 上面提及的式 (3) 为式 (6) 的非线性变形, 更宜于在强非线性与未知动态的情况下, 进行干扰的观测估计。

引理 2^[8,9]: 对于式 (1) 所表示的系统, 若 ADRC 所得的控制输入 u 有式 (4) 所表达的形式, 那么对于 (1)、(3)、(4) 组成的闭环系统有如下结论

(a) 若 $f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 精确可知, 那么系统渐进稳定。

(b) 若 $f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 有界, 那么系统跟踪误差有界, 且随着 k_1, k_2, k_3 值增加而减小。

(3) 上述算法的抗扰机理的简单分析

将式 (4) 中 u 代入式 (1) 可得到

$\ddot{x} = f(x_1, x_2, \omega(t), t) + b \left(\sum_{i=1}^3 l_i \text{fal}(e_i, m_i, h) - v_3 \right) / b_0$ 适当调节 b_0 , 可使得 $b_0 \approx b$, 综合引理 1 可以得到

$$\ddot{x} = (f(x_1, x_2, \omega(t), t) - v_3) + \sum_{i=1}^3 l_i \text{fal}(e_i, m_i, h)$$

即闭环系统可近似等价于如下的闭环系统

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 = u \\ u = \sum_{i=1}^3 l_i \text{fal}(e_i, m_i, h) \end{cases} \quad (7)$$

显然, 式 (7) 所表示的闭环系统, 相当于仅对一个开环系统为 $\ddot{x}_1 = u$ 进行控制, 因此控制输入 u 可以方便地调节实现, 本文采用文献 [1] 中的非线性组合形式

$$u = \sum_{i=1}^3 l_i \text{fal}(e_i, m_i, h)$$

2.2 增广 LQR 方法 (ALQR)^[15]

LQR 方法的优势在于设计简单, 控制器阶次低易于工程实现, 且经过适当的增广处理 (如本文采用的 ALQR 方法) 可以消除稳态误差, 经过大量的数字、半物理仿真验证, 均证明其在航空发动机控制规律设计中的有效性。以下为其简要设计过程。

设发动机基于某工作点的小偏差线性化模型 (含有执行机构模型) 为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (8)$$

式中 x, y, u 分别为 n, m, m 维状态、输入及输出向量, A, B, C 为适维矩阵。

那么对于系统 (7), 若采用如下的 ALQR 算法

$$u = K_x \cdot x + \frac{K_e \cdot e}{s} \quad (9)$$

式中 K_x, K_e 可参照文献 [15] 将式 (7) 增广后, 求解相应的 Ricard 方程获得。

则式 (8)、(9) 组成的闭环系统渐进稳定, 即系统偏差 $e \rightarrow_{t \rightarrow \infty} 0$ 。基于 ALQR 方法设计的闭环系统框图如图 2 所示。

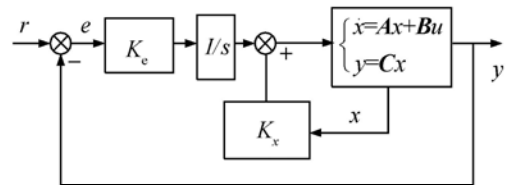


Fig. 2 Closed-loop system designed by ALQR method

2.3 ALQR + ADRC 算法

Step0 ADRC 算法参数设定: 微分跟踪器相关参数 σ_0, h , 扩张滤波器增益 $k_i, i = 1, 2, 3$ 及非线性函数曲线方次因子 $m_{oi}, i = 1, 2, 3$, 非线性组合函数中方次因子 $m_{ci}, i = 1, 2, 3$, 控制器增益 $l_i, i = 1, 2, 3$, 控制输入线性增益估计 b_0 等参数的初步调试确定。

Step1 根据式 (8)、(9) 设计 ALQR 控制器, 并得到

$$u_{ALQR} = K_x \cdot x + \frac{K_e \cdot e}{s}$$

Step2 根据需要, 为每个控制回路或其中部分回路设计 ADRC 补偿控制器 u_{ADRC} 。

Step3 式 (8) 最终的控制量为

$$u = u_{ALQR} + u_{ADRC}$$

Step4 根据仿真试验结果, 重新调整 ADRC 相关参数。

ALQR + ADRC 算法分析:

由式 (9) 可知, 由于 ALQR 方法得到的控制输入没有含有状态的微分信息, 因此该算法本身决定了其超前控制能力较弱, 恰恰在这方面 ADRC 的效果较好, 两者互为补充。

另一方面, ADRC 通过扩张观测器 (ESO) 实现了对动态及干扰的估计, 在 ALQR + ADRC 控制器中利用这个估计进行了补偿设计, 这显然是单纯的 ALQR 控制所不具备的。

3 ALQR + ADRC 算法在发动机加力过渡态控制中的数字仿真

3.1 发动机加力过渡态控制概述

发动机加力是借助发动机加力燃烧室中余气的二次燃烧来获得额外推力的气动热力学过程。加力状态对于扩展飞机的飞行包线和机动能力具有重要意义。但加力过程若控制不当,可能会严重影响发动机核心机正常工作,尤其是进入、退出加力以及加力过程中的油门杆的迅速大幅度操作等过渡态控制中,若加力燃油供给与喉道面积控制配合不协调,很可能会

造成转速及落压比大幅波动等非正常情况的出现,甚至造成压缩部件喘振等严重后果。因此发动机加力状态控制在发动机调节控制中一直是重要研究内容。以下主要针对上述加力过程控制问题,采用本文提出的 ALQR + ADRC 控制策略来实现良好的发动机加力过渡态控制,图 3 为某型发动机加力状态控制框图。

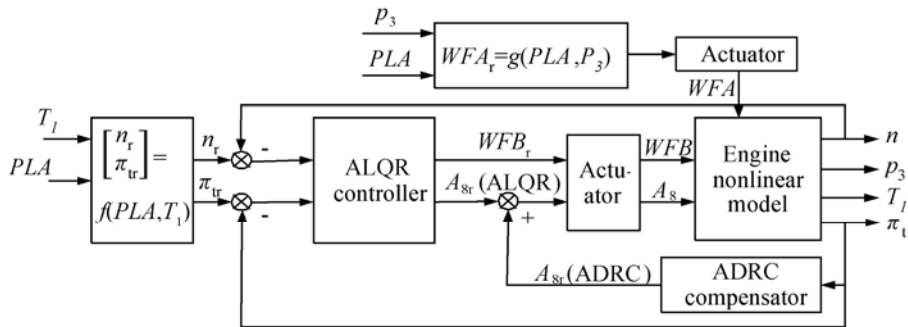


Fig. 3 Closed-loop engine system designed by ALQR + ADRC method

其中 WFB 为主供油量, A_8 为尾喷口喉道面积, WFA 为加力供油量, n 为发动机转速, π 为落压比, PLA 为油门杆角度, p_3 为燃烧室进口总压, p_6 为低压涡轮出口总压, T_1 为风扇进口总温, 下标 t 代表涡轮, 下标 c 代表压气机, 下标 f 代表风扇, 下标 r 代表控制指令。

3.2 ALQR + ADRC 控制器实现

3.2.1 ALQR + ADRC 控制器结构确定

由于在加力过程中, 涡轮落压比的稳定很大程度上决定了核心机的工作稳定程度, 鉴于涡轮落压比与喷管喉道面积的调节相关性最大, 因此在不改变原有 ALQR 双回路 (转速环与压比环) 控制结构的基础上, 采用此压比回路进行 ADRC 补偿控制的结构设计方案, 如图 3 所示。

3.2.2 ALQR 控制器的设计

经过大量数字仿真验证, 由于 ALQR 方法在航空发动机控制规律设计中具备良好的大包线范围/变状态鲁棒适应能力^[15], 因此可以直接在某个典型工作点进行控制器的设计而用于非线性部件级发动机模型全飞行包线的工作。这里采用了发动机设计点的小偏差状态变量模型的信息, 以下是详细设计步骤

在 $H = 0 \text{ km}$, $Ma = 0$ 中间状态。

令 $x = [\Delta n_c, \Delta n_e, \Delta WFB, \Delta A_8]^T$,

依据控制计划

$y = [\Delta n_c, \Delta \pi_t]^T$ 或 $y = [\Delta n_e, \Delta \pi_t]^T$,

$r = [\Delta n_{tr}, \Delta \pi_{tr}]^T$ 或 $r = [\Delta n_{cr}, \Delta \pi_{tr}]^T$,

$u = [\Delta WFB_r, \Delta A_{8r}]^T$ 。

式中 Δ 表示与基准值的偏差, 图 3 中各参量用绝对量表示, 是与基准值叠加后得到的。

发动机小偏差线性模型为

$A_s =$

$$\begin{bmatrix} -0.8656 & 2.1790 & 0.1155 & 0.6258 \\ -0.0159 & -3.2800 & 0.5547 & 0.0916 \\ 0 & 0 & -10.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -3.3330 \end{bmatrix}$$

$$B_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 10.00 & 0 \\ 0 & 3.333 \end{bmatrix}$$

$$C_s = \begin{bmatrix} 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0336 & 0.4418 & 0.0481 & 0.4365 \end{bmatrix}$$

或

$$C_s = \begin{bmatrix} 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0.0336 & 0.4418 & 0.0481 & 0.4365 \end{bmatrix}$$

根据 ALQR 方法, 当控制指令为 $[n_{tr}, \pi_{tr}]^T$ 时可以得到

$$K_x = \begin{bmatrix} -4.7827 & -2.1531 & -0.1839 & -0.2927 \\ -1.6207 & -1.2450 & -0.0976 & -0.8559 \end{bmatrix}$$

$$K_x = \begin{bmatrix} 6.7102 & -3.4731 \\ 3.4731 & 6.7102 \end{bmatrix}$$

或控制指令为 $[n_{cr}, \pi_{tr}]^T$ 时

$$K_x =$$

$$\begin{bmatrix} -0.0502 & -2.1952 & -0.1617 & -0.1480 \\ -0.1523 & -0.4055 & -0.0493 & -0.7618 \end{bmatrix}$$

$$K_e = \begin{bmatrix} 7.4485 & 1.2684 \\ -1.2684 & 7.4485 \end{bmatrix}$$

3.2.3 压比回路 ADRC 补偿控制的设计

根据 1.1 节中的设计步骤, 取 ADRC 的参考输入 $r = 0$, 即期望在过渡态中落压比稳定, ADRC 的输入为 $y = \Delta\pi_t$, 输出为 $u = \Delta A_{8r}$ 。

根据文献 [1] 的 ADRC 控制器参数调整原则, 得到以下的压比回路 ADRC 补偿控制器的相关参数设置:

C-1 微分观测器 (TD) 相关参数: 过程响应快速性因子 $\sigma_0 = 5$, 仿真步长参数 $h = 0.02$ 。

C-2 扩张状态观测器 (ESO) 相关参数: 滤波器增益: $k_1 = k_2 = k_3 = 1.0$;

非线性 $fal(\cdot)$ 的曲线方次因子

$$m_{o1} = m_{o3} = 0.25, m_{o2} = 0.5$$

C-3 非线性组合 (NLSEF) 相关参数

控制器增益: $l_1 = l_3 = 0.1, l_2 = 0.2$

非线性 $fal(\cdot)$ 的曲线方次因子

$$m_{c1} = 0.6, m_{c2} = 1.2, m_{c3} = -0.5$$

控制输入线性增益估计因子 $b_0 = 1.0$ 。

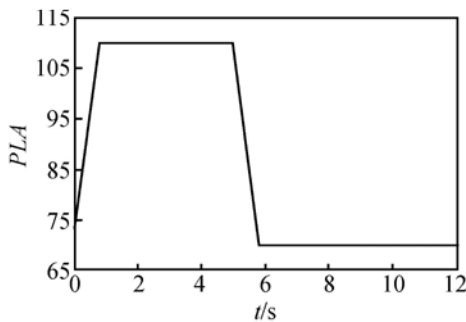


Fig. 4 Set of PLA in the process of afterburning transition state

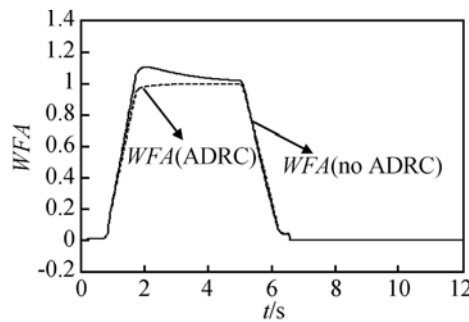


Fig. 5 Change of afterburner fuel in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

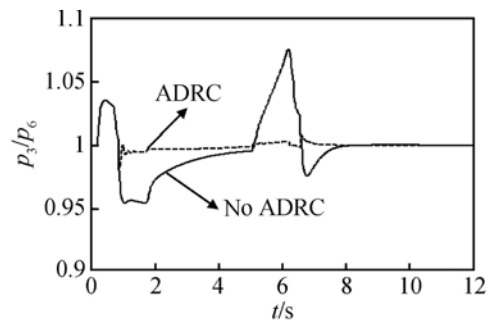


Fig. 6 Change of turbine pressure ratio in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

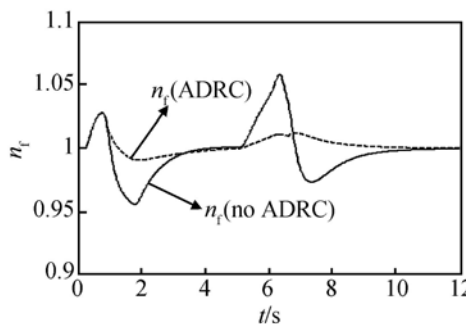


Fig. 7 Change of fan speed in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

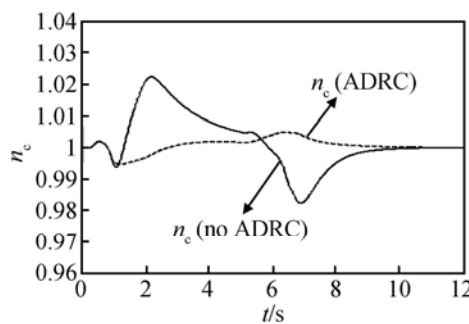


Fig. 8 Change of compressor speed in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

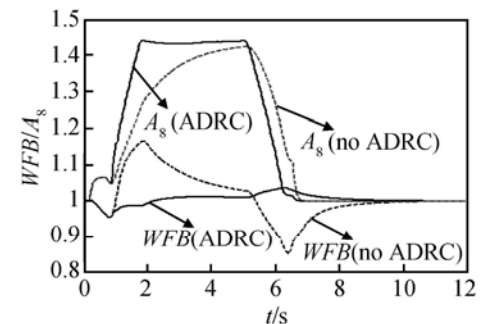


Fig. 9 Change of WFB/A_8 in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

3.3 数字仿真验证

为了验证上面提出的控制器在发动机加力状态控制中的效果, 设计了加力过渡态控制的验证过程, 并有如下的结论 (不妨碍问题的论述, 图中物理量均采用了归一化量, 即与设计点对应物理量的比值)。

(1) 在 $H = 0\text{km}$, $Ma = 0$ 条件下, 模拟一个迅速进入加力 $\rightarrow$ 小加力 $\rightarrow$ 全加力 $\rightarrow$ 小加力 $\rightarrow$ 迅速退出加力的过渡态过程: 即由中间状态迅速推油门杆到全加力状态, 稳定一段时间后, 由全加力状态迅速拉油门杆到中间状态, 该过程的 PLA 指令设置见图 4 所示。图 5~图 9 为仿真后所得到的相关物理量的变化情况, 其中图 5 为加力燃油变化, 图 6 为涡轮落压比的变化, 图 7、图 8 依次为风扇转速与压气机转速的过程变化, 图 9 给出了过程中主燃烧室燃油供给与尾喷口喉道面积开张情况。从以上的仿真结果明显可以看出, 在采用 ADRC 补偿控制后, 相比未采用 (No ADRC) 时, 加力过渡态对核心机工作的不良影响有了明显的改善, 参见图 6、图 7 以及图 9。而且由图 9 还可以看到, 由于 ADRC 的控制补偿作用, 使得 A_8 的动作与加力燃油供给 (图 5) 十分协调, 充分说明了采用本文提出的 ALQR+ADRC 控制规律的有效性。

(2)为了验证该控制策略在发动机其它工作状态下的控制效果,在其它的包线点也进行了足够的、

大量的仿真验证。这里仅补充列出了在 $H = 10 \text{ km}$, $Ma = 0.8$ 条件下的仿真结果,参见图 10~图 15。

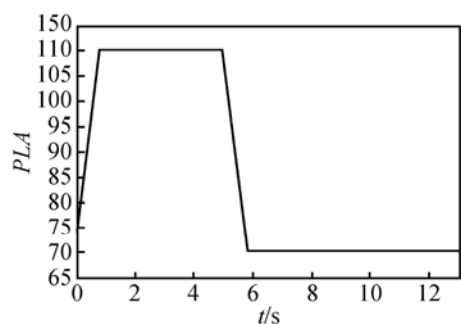


Fig. 10 Set of PLA in the process of afterburning transition state

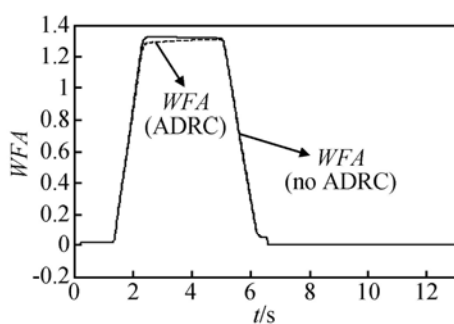


Fig. 11 Change of afterburner fuel in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

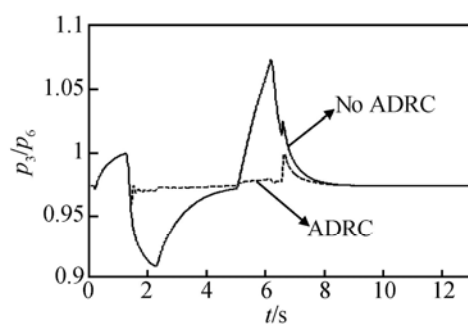


Fig. 12 Change of turbine pressure ratio in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

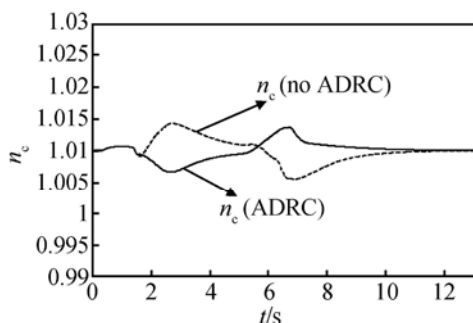


Fig. 13 Change of fan speed in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

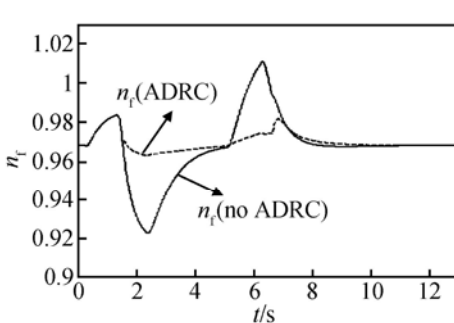


Fig. 14 Change of compressor speed in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

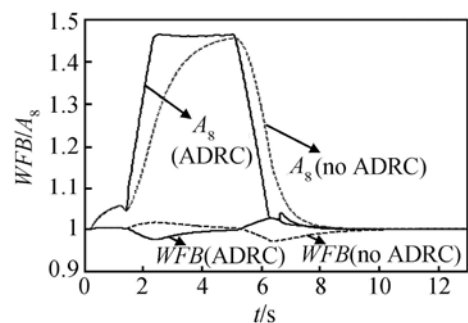


Fig. 15 Change of WFB/A_8 in the process of afterburning transition state control (with and without ADRC)

4 结 论

通过上述研究,可以得出以下结论:

(1) 本文针对发动机加力状态过渡态控制问题,提出了一种 ALQR+ADRC 的控制策略,其优点是在不改变原有发动机控制结构的基础上,加入压比回路的 ADRC 控制,利用其优良的动态及干扰补偿能力弥补 ALQR 对干扰超前控制的不足。

(2) 数字仿真结果表明,所设计的 ALQR+ADRC 控制策略在大的包线范围内均有良好效果,相比单纯的 ALQR 控制,在发动机过渡态控制品质方面有了明显的改善,保证了发动机整个加力过渡态对核心机工作影响最小。

(3) ADRC 参数的调整有一定的经验性,有待于依靠进一步研究,来设计一些可操作的数学计算算法,针对对象模型动态与干扰大小确定参数调整范围。

参考文献:

[1] 韩京清. 自抗扰控制技术 [J]. 前沿科学, 2007, 1(1):

24~31.

- [2] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用 [J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19~23
- [3] Zhe Zuq, Ya-ping Dai, Dong-hai Li, et al. Active disturbance rejection control of toggle motor coupling servo mechanism system 2008 WCICA 2008[C]. Chongqing: 7th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2008, 3429~3433
- [4] Qing Zheng, Lili Dong. A disturbance rejection based control system design for Z-axis vibratory rate gyroscopes ICCA 2007[C]. Guangzhou: IEEE International Conference on Control and Automation, 2007, 2105~2110
- [5] 邵立伟, 廖晓钟, 张宇河. 基于时间尺度的感应电机自抗扰控制器的参数整定 [J]. 控制理论与应用, 2008, 25(2): 205~209
- [6] Bosheng Sun, Zhiqiang Gao. A DSP-based active disturbance rejection control design for a 1-kW H-bridge DC-DC power converter [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2005, 52(5): 1271~1277.
- [7] Zhiqiang Gao. Active disturbance rejection control: a par-

- adign shift in feedback control system design [C]. *Minneapolis American Control Conference*, 2006
- [8] Goforth F J, Zhiqiang Gao. An active disturbance rejection control solution for hysteresis compensation [C]. *Washington: American Control Conference*, 2008. 2202 ~ 2208.
- [9] Dong Sun. Comments on active disturbance rejection control [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2007, 54(6).
- [10] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995
- [11] Sun Jianguo, Vasilyev V, Ilyasov B. Advanced multivariable control system of aeroengines [D]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005
- [12] Ching-Fang Jianhua Ge. H^∞ control for turbofan engines [R]. *AAA* 98-4296
- [13] Kumar K, Krishna N, Ilesh Kulkarni. Inverse adaptive neuron-control of a turbofan engine [R]. *AAA* 99-3994
- [14] 王 曦, 韩乃湘, 李喜发, 等. 航空发动机鲁棒 H^∞ /PI 状态反馈控制 [J]. 推进技术, 2003, 24(4). (WANG Xi, HAN Naixiang, LI Xifa et al. Robust H^∞ /PI state feedback control for aeroengine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4).)
- [15] 杨 刚, 孙健国, 李秋红. 航空发动机控制系统中的推广 LQR 方法 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 153 ~ 158

(编辑: 张荣莉)

(上接第 209 页)

4 结 论

通过本文的研究, 可以得出以下结论:

(1) 零二次流引射器存在启动和不启动两种工作状态: 启动时, 引射喷管内气流完全膨胀, 扩压器管道内充满超声速气流, 真空舱压力不受引射器出口背压影响; 不启动时, 真空舱压力接近引射器出口背压, 引射喷管内产生斜激波, 气流不能完全膨胀。介于启动和不启动状态之间存在一个临界状态, 其对应的喷管入口气流总压 p_t 与引射器出口背压 p_{ex} 之比被称为临界启动压比 $(p_t/p_{ex})_{cr}$ 。若引射器的 p_t/p_{ex} 大于 $(p_t/p_{ex})_{cr}$, 则引射器处于启动状态, 否则处于不启动状态。

(2) 在引射喷管的结构参数和入口状态参数给定的情况下, 扩压器入口面积与引射喷管喉部面积之比 A_d/A_t 和第二喉道收缩比 A_{st}/A_d 是影响引射器性能的首要因素: A_d/A_t 越大, 扩压器入口斜激波越强, 总压损失越大, 临界启动压比越大, 越难以启动; A_{st}/A_d 越小 (大于其临界收缩比), 临界启动压比越小, 越易于启动。其次第二喉道长径比 L_{st}/D_{st} 和第二喉道入口的位置 L_d/D_d : L_{st}/D_{st} 必须满足管道内波系结构的长度要求, 但过大也会带来不必要的摩擦损失; L_d/D_d 在一定范围内对引射器的性能影响很小, 但若过大, 临界启动压比将大幅上升。第二喉道收缩角 α

和亚声速扩压段扩张角 β 对引射器性能的影响相对较小。

参考文献:

- [1] 李 纲. 固冲发动机高空模拟引射器设计与试验研究 [J]. 南京理工大学学报 (自然科学版), 2008, 32(2).
- [2] Wang J J, Chen F. On the start condition of a second-throat ejector-diffuser [J]. *Aeronautical Journal*, 1996, 100(998).
- [3] Desevaux P, Lanzetta F. Computational fluid dynamic modeling of pseudo-shock inside a zero-secondary flow ejector [J]. *AAA Journal*, 2004, 42(7).
- [4] Desevaux P, Marynowski T, Khan M. CFD prediction of supersonic ejectors performance [J]. *International Journal of Turbo & Jet Engines*, 2006, 23(3).
- [5] Ginoux J J. Supersonic ejector [R]. *AGARD AG-163*, 1972
- [6] Falin Chen, Liu C F, Yang J Y. Supersonic flow in the second-throat ejector-diffuser system [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, 31(1).
- [7] Hiroshi Miyajima, Kazuo Kusaka, Yukio Kuroda et al. Effects of subsonic diffuser and nozzle contour on the performance of zero-secondary-flow ejector [R]. *NAL TR-493*, 1977

(编辑: 姚懿巧)