

文章编号: 1000-8055(2010)04-0943-08

一种涡轴发动机转速抗扰控制器 设计及应用

张海波, 孙健国, 孙立国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 主要研究了涡轴发动机控制问题. 自抗扰控制(ADRC)是近年来新兴的控制方法,在不改变原有发动机串级比例积分微分(PID)控制结构的基础上,提出并构建了一种串级 PID+ 扭矩 ADRC 补偿的控制结构,该结构充分利用了 ADRC 控制强的干扰补偿能力.最后,在直升机/发动机综合模型仿真环境下,通过模拟直升机大幅急速升降操作,验证了该算法具有比较理想的抗扰控制效果,能够较好地抑制直升机操控过程中大的扭矩扰动对涡轴发动机造成的不利影响.

关 键 词: 涡轴发动机; 直升机; 抗扰控制; 串级比例积分微分(PID)控制

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Design and application of a disturbance rejection rotor speed control method for turbo shaft engines

ZHANG Hai bo, SUN Jian guo, SUN Li guo

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Turbo-shaft engine's control methodology was mainly studied in this article. Active disturbance rejection control (ADRC) method has been emerging in recent years. A hybrid control structure, i. e. an cascade proportion integration differentiation (PID) combined with torque's ADRC compensation, was proposed to improve the engine's disturbance rejection ability, and keep the formal control structure of the engine unchanged. The control system takes advantage of the excellent strong disturbance compensation property. The control system has better dynamic disturbance rejection ability than traditional system by simulation of helicopter's rapid lifting up and down based on the integrated helicopter/ turbo shaft engine platform.

Key words: turbo shaft engine; helicopter; disturbance rejection control;
cascade proportion integration differentiation (PID) control

由于现代战机对机动性能要求的大幅度提高,飞机(直升机)子系统和发动机子系统之间的耦合显著增强,在此情况下传统控制规律设计方法已显得能力不足,一些新的综合控制方法开始出现^[1-2],其主要特点是利用现代多变量控制手段

直接针对飞机/发动机动态综合模型设计控制器,以期达到更好的综合对象控制效果.与上述综合方法同时发展的还有另外一种解决方案,即子回路抗扰控制方法,鉴于单个控制回路所受的耦合影响,可认为是对该回路或强或弱的干扰,因此,

收稿日期: 2009-03-25; 修订日期: 2009-07-03

基金项目: 航空科学基金(20090608001)

作者简介: 张海波(1976-),男,山东潍坊人,副教授,博士后,研究方向为航空发动机控制.

采取适当的控制策略提高子系统抗扰性和鲁棒性,就是从另外一个角度消除了各个互连子系统间的耦合.该方法突出的优点是设计对象阶次低,且其物理概念明晰,易于为工程界所接受.

直升机与涡轴发动机是一类具有复杂耦合关系的级接系统,由于直升机与涡轴发动机之间有直接的机械联系,因此两者之间的耦合作用也尤为明显,直升机的操作通过旋翼直接影响到发动机的稳定工作.国内外直升机动力系统控制长时期内一直采用简单操纵输入前馈(如总距或扭矩前馈,总距、纵横周期变距及转速综合前馈)比例积分微分(proportion integration differentiation, PID)控制的方法,这种控制策略虽然简单可靠,但仍不能较好地预测扭矩变化,实现理想的扭矩干扰的前馈补偿,在一定程度上降低了直升机可操纵极限,限制了直升机机动潜力的发挥.21世纪初,美国军方开展了对装配 Pratt and Whitney 3000SHP 发动机的 Sikorsky Black Hawk 直升机的综合控制研究^[3-4].此项目第一阶段,给出了一种新的涡轴发动机功率转速控制设计方案:具有高阶扭振滤波器反馈+神经网络瞬态扭矩前馈的结构.相关研究表明,该方法可以提高闭环系统的频宽,从动力控制的角度改善了直升机可操纵性.上述方法本质上属于神经网络预测控制范畴,其机理是基于模型的滚动优化实现对象的最优控制,但其缺点也十分明显:依赖较准确的在线实时模型,同时要具备良好的在线优化算法,因此其工程实施代价相对较高.自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)由韩京清研究员提出并逐步推广应用^[5-6],其重要特征是通过设计扩张观测器在线估计未知干扰和系统动态大小,从而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.自抗扰控制出现以来,在工程实践中已得到不少成功的应用^[7-10],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界确定上也得到了理论界承认的结果^[11-13].

本文针对直升机/涡轴发动机综合对象中涡轴发动机子系统抗扰控制问题,提出了一种控制结构,即串级 PID+ ADRC 补偿方法:在原有串级 PID 控制的基础上,增加 ADRC 的扭矩干扰超前补偿作用,以此来解决涡轴发动机转速抗扰控制问题,实现发动机对直升机操作的良好跟踪,提高直升机可操作裕度.最后,在高置信度的直升机/涡轴发动机综合仿真平台上,模拟直升机的大幅

升降操作对涡轴发动机转速闭环系统的扰动,采用本文提出的串级 PID+ 扭矩 ADRC 补偿结构,验证了该控制策略相比传统的串级 PID+ 扭矩线性前馈方法,在系统抗扰能力/非线性适应/鲁棒性方面有了显著改善.

1 串级 PID+ ADRC 补偿控制算法

1.1 串级 PID 控制

串级 PID 控制是工业控制中常用的一种控制方法,也是航空控制领域传统采用的一种回路控制结构,通过间接地控制内环快模态变量实现对外环慢模态变量的控制(如在涡轴发动机功率涡轮转速控制中,通过间接控制燃气涡轮转速实现对功率涡轮转速的控制),它具有良好的闭环扰动抑制性能和动静态品质.涡轴发动机功率涡轮转速控制串级 PID 控制框图(以两环为例)如图 1 所示.其中 n_1 和 n_2 分别为外环、内环被制变量, ω 为外界可测干扰,下标 r 代表控制指令.

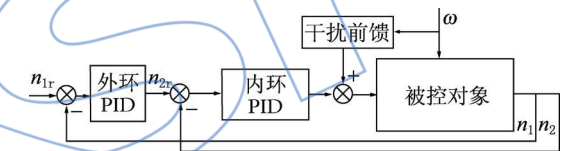


图 1 串级 PID 算法结构图
Fig. 1 Structure of cascade PID control

1.2 ADRC 补偿控制算法^[5]

1.2.1 概述

ADRC 控制算法由微分跟踪器(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 2 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

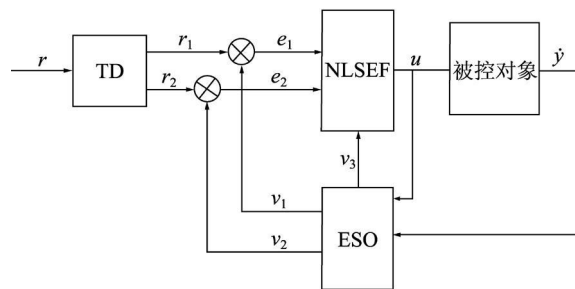


图 2 ADRC 结构图
Fig. 2 Structure of ADRC control

例(高阶系统的结论可容易类推得到).

1.2.2 ADRC 补偿器设计

对于如下的被控对象:

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

其中 x_1 和 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) 系统, 可采用以下步骤获得 ADRC 控制器, 算法如下:

1) 利用微分跟踪器(TD), 安排过渡过程

$$\begin{cases} \dot{r}_1 = r_2 \\ \dot{r}_2 = F_n(r_1 - r, r_2, \phi, h) \end{cases} \quad (2)$$

2) 利用扩张状态观测器(ESO), 估计干扰和系统未知动态

$$\begin{cases} e = v_1 - y \\ \dot{v}_1 = v_2 - k_1 F_1(e, m_{o1}, h) \\ \dot{v}_2 = v_3 - k_2 F_1(e, m_{o2}, h) + b_0 u \\ \dot{v}_3 = -k_3 F_1(e, m_{o3}, h) \end{cases} \quad (3)$$

3) 采用有效非线性组合(NLSEF), 形成最后的控制量

$$\begin{cases} e_1 = r_1 - v_1, e_2 = r_2 - v_2, e_3 = \int_0^t e_1 dt \\ u = \left[\sum_{i=1}^3 l_i F_1(e_i, m_{ci}, h) - v_3 \right] / b_0 \end{cases} \quad (4)$$

其中函数 $F_n(\bullet)$ 与 $F_1(\bullet)$ 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 [5].

1.2.3 ADRC 算法分析

对该算法的抗扰机理的进行简单分析:

将式 (4) 中 u 代入式 (1) 可得到

$$\begin{aligned} \dot{x}_2 &= f(x_1, x_2, \omega(t), t) + \\ &b \left[\left(\sum_{i=1}^3 l_i F_1(e_i, m_{ci}, h) - v_3 \right) / b_0 \right] \end{aligned}$$

适当调节 b_0 , 可使得 $b_0 \approx b$, 可以得到

$$\dot{x}_2 = (f(x_1, x_2, \omega(t), t) - v_3) + \sum_{i=1}^3 l_i F_1(e_i, m_{ci}, h)$$

其中 v_3 为 $f(x_1, x_2, \omega(t), t)$ 的估计, 即闭环系统可近似等价如下的闭环系统:

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 = u \\ u = \sum_{i=1}^3 l_i F_1(e_i, m_{ci}, h) \end{cases} \quad (5)$$

显然, 式 (5) 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 [5] 中的非线性组合形式

$$u = \sum_{i=1}^3 l_i F_1(e_i, m_{ci}, h)$$

有关上述扩张观测器(ESO)以及自抗扰控制规律算法相关的稳定性及收敛性证明请参考文献 [11-12].

1.3 串级 PID+ ADRC 补偿控制算法

综合上述的串级 PID 算法以及 ADRC 控制算法, 可以得到串级 PID+ ADRC 补偿控制算法描述如下:

- 1) 根据设计需求, 合理选定 ADRC 补偿控制器的输入/输出量.

2) ADRC 算法参数设定: 微分跟踪器相关参数 α 和 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.

3) 选择合适的内、外环被控变量, 设计串级 PID 控制器.

4) 为每个控制回路或其中部分回路设计 ADRC 补偿控制器 u_{adrc} .

5) 系统最终的控制器为 $u = u_{pid} + u_{adrc}$.

6) 根据仿真试验结果, 重新调整 ADRC 相关参数.

2 串级 PID+ ADRC 算法在直升机/涡轴发动机综合系统控制中的数字仿真验证

2.1 数字仿真环境介绍

本文基于的数字仿真验证平台为直升机/涡轴发动机综合系统仿真平台, 其中非线性实时直升机模型是基于黑鹰 UH-60A 直升机数据^[14]建立的, 是包含主旋翼、机身、尾桨、平尾和垂尾的非定常、非线性气动力模型; 涡轴发动机非线性部件级模型^[15]是用部件法建立的非线性实时数学模型; 直升机/发动机非线性综合仿真平台的结构框图如图 3 所示, 该综合仿真模型经过大量的仿真

验证, 具有可靠的置信度, 能够较为准确地反映直升机/ 涡轴发动机综合系统动静态特性.

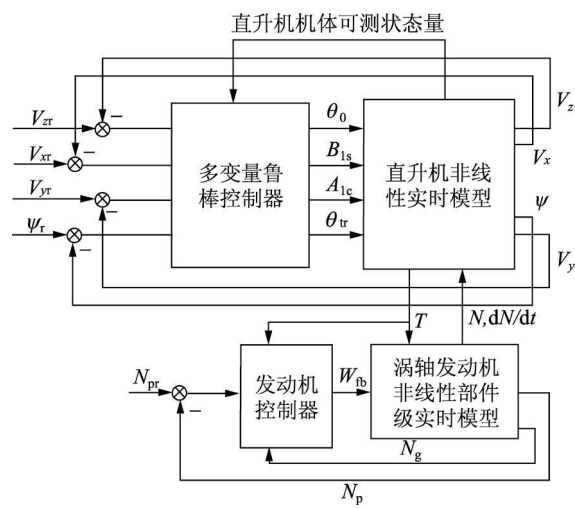


图 3 非线性直升机/ 发动机综合仿真平台结构
Fig. 3 Simulation components of the nonlinear helicopter/turboshaft engine integrated model

该直升机/ 涡轴发动机综合仿真平台的控制系统采用分系统独立设计的方法, 直升机模型采用多变量鲁棒控制方法, 实现了全飞行包线内的爬升、前飞、侧飞以及转向四通道的控制, 限于篇幅, 这里不再详细叙述. 涡轴发动机转速控制是本文研究的主要内容, 以下各图中符号含义均见表 1.

表 1 变量定义
Table 1 Variables note

符号	物理含义
W_{fb}	主供油量(kg/ s)
N_g	燃气涡轮转速(r/ min)
N_p	功率涡轮转速(r/ min)
N_{pnc}	相对燃气涡轮转速
N_{pnp}	相对功率涡轮转速
N	旋翼转速(r/ min)
T	旋翼扭矩(N · m)
V_z	直升机爬升速度(m/ s)
V_x	直升机前飞速度(m/ s)
V_y	直升机侧飞速度(m/ s)
Ψ_b	直升机偏航角(°)
θ_0	旋翼总距(°)
A_{1c}	横向周期变距(°)
B_{1s}	纵向周期变距(°)
θ_{tr}	尾桨总距(°)
下标 r	指令
~	归一化量(即与设计物理量的比值)

2.2 涡轴发动机串级 PID+ ADRC 控制方案设计

2.2.1 扭矩线性前馈+ 串级 PID 控制

图 4 给出了一种传统的串级 PID+ 扭矩线性前馈的控制方案, 通过扭矩前馈实现对扭矩的超前补偿作用, 为了方便说明起见, 在以下分析中均用符号 casPID 来代表这种控制结构.

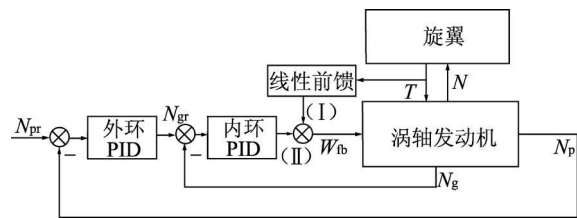


图 4 涡轴发动机串级 PID+ 扭矩线性前馈控制结构
Fig. 4 Structure of cascade PID control combined with torque's linear feedback compensation for turboshaft engines

扭矩线性前馈设计

由 $H = 0, Ma = 0$ 时的小偏差模型可以得到 $\Delta T \rightarrow \Delta \bar{N}_p$ 的传递函数为

$$G_{T, N_g} = \frac{-0.001s + 0.05426}{s^2 + 19.42s + 7.939}$$

$\Delta \tilde{W}_{fb} \rightarrow \Delta \bar{N}_p$ 的传递函数为

$$G_{W_{fb}, N_g} = \frac{2.767s + 1.122}{s^2 + 19.42s + 7.939}$$

由上式可以得到扭矩线性超前补偿器形式为

$$D_{T, N_g} = \frac{0.001s - 0.05426}{2.767s + 1.122}$$

2.2.2 串级 PID 控制+ 扭矩 ADRC 补偿

图 5 为本文提出的串级 PID+ 扭矩 ADRC 补偿的控制结构, 为了方便说明起见, 在以下分析中均用符号 ADRC 来代表这种控制结构, 扭矩

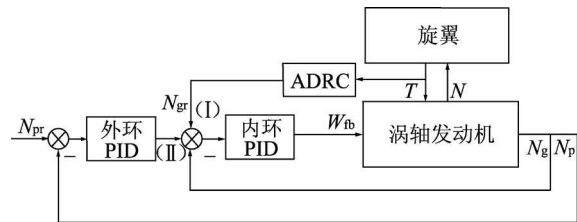


图 5 涡轴发动机串级 PID+ ADRC 算法结构
Fig. 5 Structure of cascade PID+ ADRC control for turboshaft engines

ADRC 补偿控制以可测的采样间隔内扭矩变化量 ΔT 为输入, 以串级 PID 内环转速指令修正(1)为输出, 其中取 ADRC 补偿控制目标 $r=0$, 其物理意义在于通过 ADRC 补偿控制实现过程中扭矩扰动最小. 扭矩 ADRC 补偿控制设计

根据文献 [11-12] 的 ADRC 控制器参数调整原则, 得到以下的 ADRC 补偿控制器的相关参数:

1) 微分观测器(TD)相关参数

过程响应快速性因子 $\sigma_0 = 10$, 仿真步长参数 $h = 0.05$.

2) 扩张状态观测器(ESO)相关参数

滤波器增益

$k_1 = 3 \times 1.2, k_2 = 3 \times 1.2^2, k_3 = 1.2^3.$

非线性 $F_1(\bullet)$ 的曲线方次因子

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

3) 非线性组合(NLSEF)相关参数

控制器增益

$l_1 = -40, l_2 = -3, l_3 = 0.$

非线性 $F_1(\bullet)$ 的曲线方次因子

$m_{c1} = 0.2, m_{c2} = 0.1.$

控制输入线性增益估计因子 $b_0 = 2.5$.

2.3 数字仿真验证

为了验证本文提出的涡轴发动机功率涡轮转速 ADRC 控制器, 在直升机飞行操作时的抗扰效果, 模拟较为“恶劣”的发动机扭矩扰动情况, 这个可以通过大幅度直升机急升急降操作来实现.

$H = 0\text{km}$ 和 $V_x = 0$ 条件下, 模拟一个直升机迅速进入急升→持续一段时间→迅速进入机动操作过程: 该过程的飞行指令 V_x 设置见图 6 所示. 图 7~ 图 10 分别为过程中直升机爬升速度 V_z 、前飞速度 V_x 、侧飞速度 V_y 以及偏航角度 ψ 的变化情况, 由图中可以看到, 涡轴发动机采用 ADRC 控制与采用 casPID 控制时均对直升机控制影响较小. 图 11~ 图 13 分别为过程中涡轴发动机功率涡轮相对转速 N_{pmp} 、燃气涡轮相对转速 N_{pnc} 、供油量 W_{fb} 变化情况, 由图中可以看到, 采用 ADRC 控制后, 相比采用 casPID 控制, 在整个过程中发动机受到扰动的影响明显减弱, 主要体现在被控制量功率涡轮转速波动得到显著抑制(图 11).

同样地, 可以验证其他飞行包线点的控制效果, 限于篇幅这里仅列出了 $H = 1000\text{m}$ 和 $V_x = 10$

m/s 时的仿真结果, 如图 14~ 图 18 所示, 其中图 14 为 V_z 测试指令变化, 图 15 为直升机爬升速度 V_z 的变化, 图 16~ 图 18 依次为涡轴发动机功率涡轮转速、燃气涡轮转速以及供油量 W_{fb} 的变化. 从

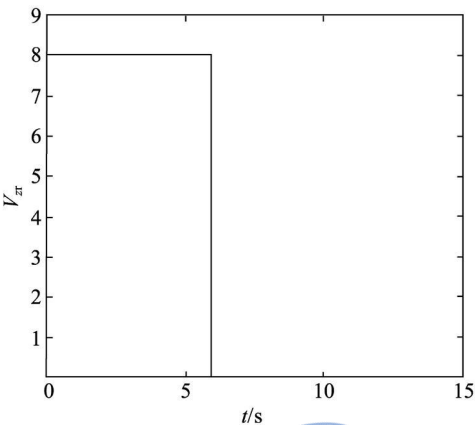


图 6 测试指令 V_{xr}
Fig. 6 Change of testing reference signal V_{xr}

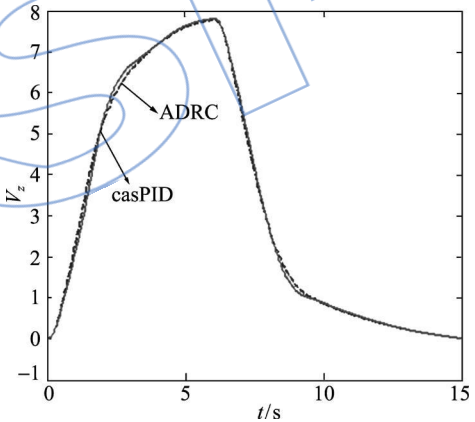


图 7 直升机 V_z 变化情况
Fig. 7 Change of helicopter's V_z

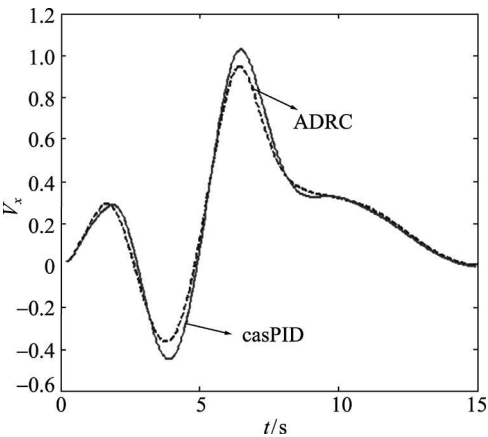


图 8 直升机 V_x 变化情况
Fig. 8 Change of helicopter's V_x

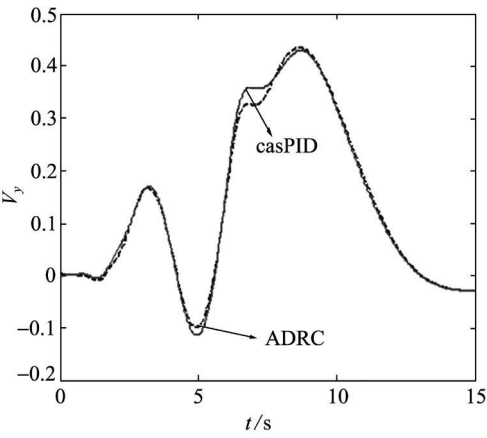


图 9 直升机 V_y 变化情况
Fig. 9 Change of helicopter's V_y

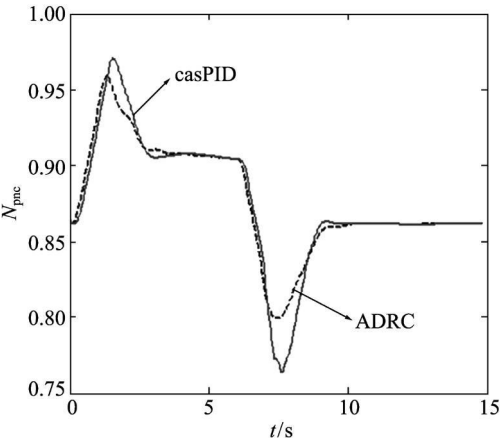


图 12 发动机 N_{pmc} 变化情况
Fig. 12 Change of engine's N_{pmc}

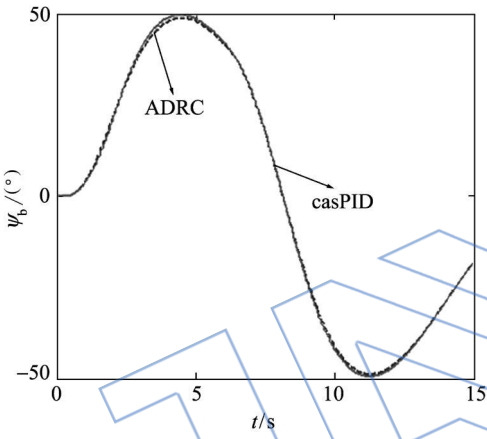


图 10 直升机 ψ_b 变化情况
Fig. 10 Change of helicopter's ψ_b

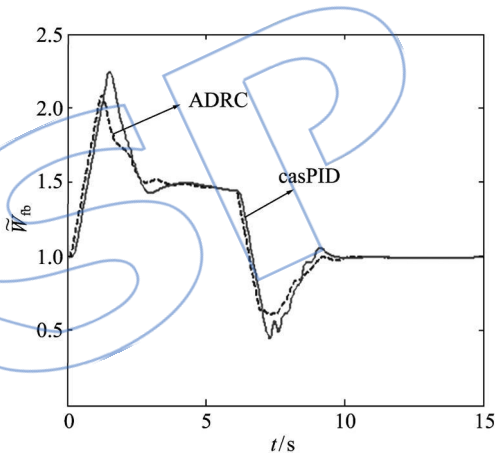


图 13 发动机 $\tilde{W}_b$ 变化情况
Fig. 13 Change of engine's $\tilde{W}_b$

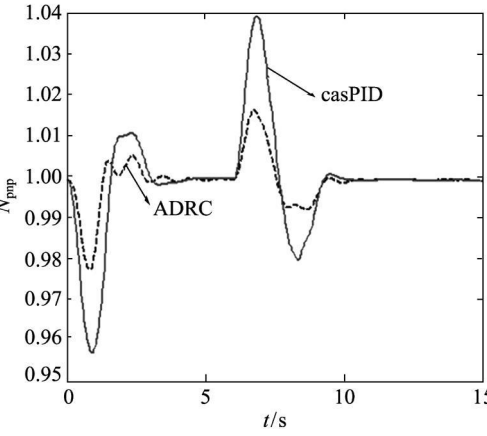


图 11 发动机 N_{pnp} 变化情况
Fig. 11 Change of engine's N_{pnp}

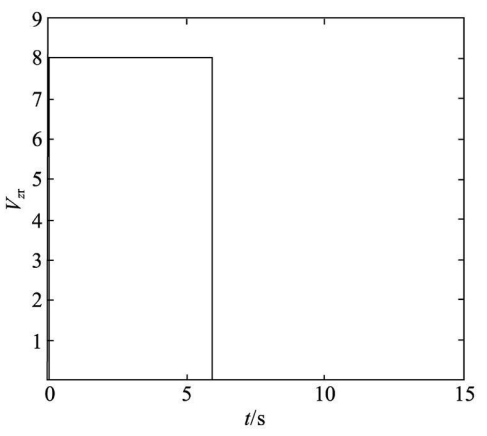


图 14 测试指令 V_{zr}
Fig. 14 Change of testing reference signal V_{zr}

这些仿真结果也可以有(1)中得到的结论,那就是相比 casPID 控制,采用 ADRC 控制后,涡轴发动机转速闭环系统抗扰效果是有明显改善的。

进一步分析: 由于涡轴发动机的扭矩扰动,直

接影响到了发动机功率涡轮转速变化,其表现为扭矩增大,转速下垂,扭矩减小,转速超调,ADRC 补偿控制可以通过扩张观测器 ESO 估计扭矩干扰变化情况,适时通过调整内环指令抑制这种转速波动,从而实现抗扰控制,使得涡轴发动机控制目标功率涡轮转速的超调或下垂得到有效的抑制,同时仿真结果也显示,ADRC 补偿控制具有较好的非线性适应以及鲁棒性,这个可以从一组 ADRC 补偿控制参数适应多个飞行点的仿真结果得出。

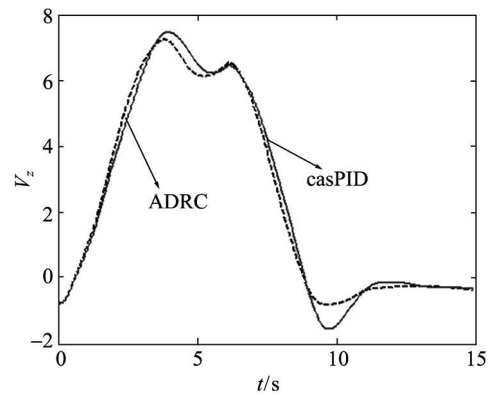


图 15 直升机 V_z 变化情况
Fig. 15 Change of helicopter's V_z

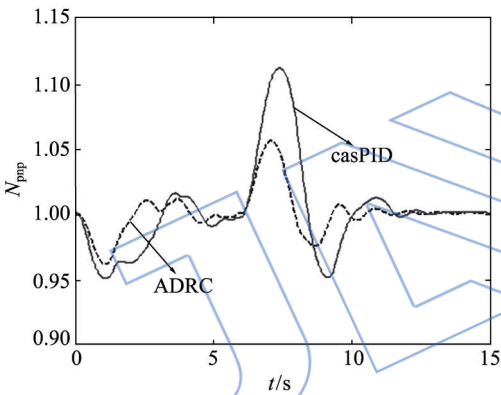


图 16 发动机 N_{pmp} 变化情况
Fig. 16 Change of engine's N_{pmp}

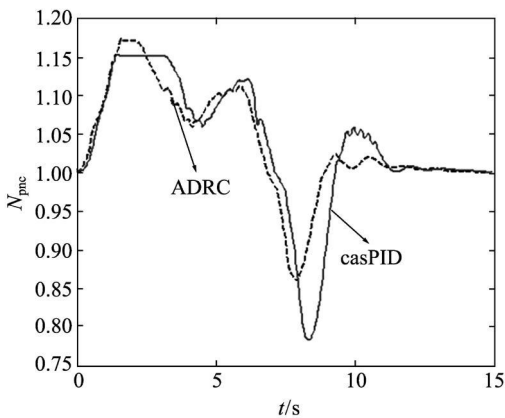


图 17 发动机 N_{pmc} 变化情况
Fig. 17 Change of engine's N_{pmc}

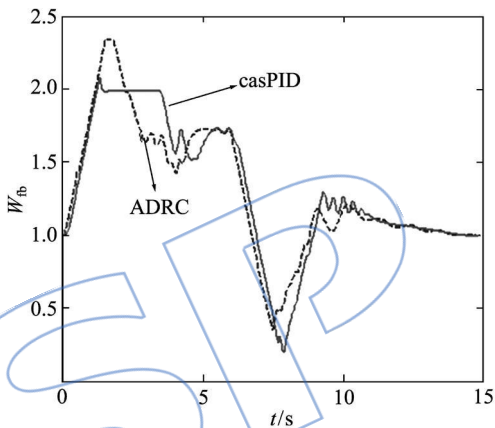


图 18 发动机 W_{fb} 变化情况
Fig. 18 Change of engine's W_{fb}

3 结 论

- 1) 本文针对直升机/ 涡轴发动机综合控制中的子系统抗扰设计问题,提出了一种串级+ 扭矩 ADRC 补偿的控制策略,其优点是在不改变原有发动机控制结构的基础上,增加 A DRC 控制,利用其优良的动态及干扰补偿能力实现对干扰超前控制。
- 2) 数字仿真结果表明,在涡轴发动机系统抗扰能力与鲁棒性方面,串级 PID+ 扭矩 ADRC 补偿相比串级 PID+ 线性前馈有明显改善,可以大的飞行包线内,实现直升机大幅机动飞行时保持对发动机影响较小。

参考文献:

[1] Garg S, Ouzts P, Lorenzo C F, et al. IMPAC- an integrated methodology for propulsion and airframe control[C]// American Control Conference, 10th. Boston, MA, US: [s. n.], 1991: 747- 754.

[2] Garg S, Mattern D L. Application of an integrated methodology for propulsion and airframe control design to a

- STOVL aircraft[R]. AIAA Paper 94-361F-CP, 1994.
- [3] Smith B, Zagranski R. Next generation control system for helicopter engines[C]//57th Annual Forum Proceedings of AHS. Washington, DC, USA: AHS, 2001.
- [4] Smith B J, Zagranski R D. Closed loop bench testing of the next generation control system for helicopter engines[C]//58th Annual Forum Proceedings of AHS. Montreal, Canada: AHS, 2002.
- [5] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学, 2007(1): 24-31.
HAN Jingqing. Auto disturbances rejection control technique[J]. Frontier Science, 2007(1): 24-31. (in Chinese)
- [6] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
HAN Jingqing. An auto disturbances rejection[J]. Controller and its Application, 1998, 13(1): 19-23. (in Chinese)
- [7] ZUO Zhe, DAI Yaping, LI Donghai, et al. Active disturbance rejection control of Toggle Motor coupling Servo mechanism System[C]//7th World Congress on Intelligent Control and Automation. Chongqing: WCICA, 2008: 3429-3433.
- [8] ZHENG Qing, DONG Lili. A disturbance rejection based control system design for Z axis vibratory rate gyroscopes[C]//IEEE International Conference on Control and Automation. Guangzhou: IEEE, 2007: 2105-2110.
- [9] 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.
SHAO Liwei, LIAO Xiaozhong, ZHANG Yuhe. Parameter tuning of active disturbance rejection controller for induction motor based on time scale[J]. Control Theory and Applications, 2008, 25(2): 205-209. (in Chinese)
- [10] SUN Bosheng, GAO Zhiqiang. 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.
- [11] GAO Zhiqiang. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design[C]//American Control Conference. Minneapolis, Minnesota, USA: IEEE, 2006: 2400-2406.
- [12] Goforth F J, GAO Zhiqiang. An active disturbance rejection control solution for hysteresis compensation[C]//American Control Conference. Washington, DC, USA: [s. n.], 2008: 2202-2208.
- [13] SUN Dong. Comments on active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2007, 54(6): 3428-3429.
- [14] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: Volume 1 - Mathematical model[R]. USA: NASA 166309, 1981.
- [15] 姚文荣. 涡轴发动机/旋翼综合建模控制及优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
YAO Wenrong. Research on integrated modeling, control and optimization of turboshaft engine/rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)