

文章编号:1000-8055(2012)11-2609-07

一种涡轴发动机系统应急状态快速响应控制方法

陈国强, 张海波, 严长凯, 王健康

(南京航空航天大学, 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对直升机应急状态下特殊快速响应需求, 基于涡轮放气原理, 提出了一种新的应急状态快速响应控制方法。在应急状态下, 除了燃油控制外, 同时将涡轮放气量作为发动机控制变量, 采用多变量鲁棒方法设计了应急状态直升机/涡轴发动机三变量快速响应控制器, 该综合控制方法不仅实现了直升机垂飞通道的控制, 而且在保持输出功率通道稳定, 即自由涡轮转速恒定的前提下, 借助于涡轮放气实现了燃气涡轮转速的闭环控制, 有效实现了发动机功率快速跟随能力。最后, 以直升机 UH-60/涡轴发动机 T700 综合模型为对象, 仿真验证了在直升机应急状态急升-急降过程中, 直升机垂飞速度、发动机自由涡轮转速以及燃气涡轮转速跟踪指令的情况, 结果表明: 相比传统的 PID(proportional integration differential)控制, 基于快速响应控制方法建立的闭环系统响应迅速, 动静态品质良好, 能够达到直升机应急状态的特殊设计要求。

关 键 词: 涡轴发动机; 直升机; 应急状态; 快速响应; 涡轮放气; 鲁棒控制

中图分类号: V231

文献标志码: A

A new rapid response emergency control method for turbo-shaft engines

CHEN Guo-qian, ZHANG Hai-bo, YAN Chang-kai, WANG Jian-kang

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: According to the special need in helicopter's emergency state, a new fast response control method of integrated Helicopter/turbo-shaft engine system was proposed to solve this control problem for helicopter's emergency control. Turbine bleeding was another control input except for fuel flow in this new scheme, and the control law including three control loops was based on multi-variables robust control design theory. Specially in this hybrid control law, not only the helicopter climbing velocity was controlled, the gas turbine speed of turbo-shaft engines was also effectively controlled by turbine bleeding to realize engines' power rapid tracking while keeping the power turbine speed constant. In the final stage, the control law was implemented in an integrated UH-60 helicopter and T700 engine system and the transient performance of the closed-loop system in helicopter's climbing and desending emergency flights. The simulation results show clearly that the response time of the closed-loop system designed by the new fast response control law is much reduced compared with that designed by traditional PID (proportional integration differential) method, and it meets the special need of helicopter's emergency control.

收稿日期: 2011-11-11

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.030.html>

基金项目: 航空科学基金(2010ZB52011); 高校基本科研业务费专项基金(NS2010055)

作者简介: 陈国强(1987—), 男, 江苏扬州人, 硕士生, 主要研究方向为航空发动机建模与控制。

通讯作者: 张海波(1976—), 男, 山东潍坊人, 副教授, 博士, 主要研究方向为航空发动机建模与控制。

Key words: turbo-shaft engine; helicopter; emergency state; rapid response; turbine bleeding; robust control

在著名的 IHPDET (integrated high performance turbine engine technology) 及 VAATE (versatile affordable advanced turbine engines) 计划的持续支持下,美国航空航天局 NASA(National Aeronautics and Space Administration) 等机构开展了不少关于发动机快速响应控制方面的研究工作,如在一些紧急情况下(飞机操控舵面失效、过失速机动),此时气动操控面不再有效或起作用,唯一的操控力来自发动机推力,为了保证在这些操控状态下更加有效率地实现飞机安全着陆、姿态调节等控制目标,必须使得推力响应更快,推力更大,以增加推力矩的控制权限,增强飞机在紧急或过失速机动情况下可控性,参见文献[1-3]. 对于直升机而言,也有类似的情况,如文献[4]提出一种新的以涡轮放气控制为核心的方法,与传统发动机燃油控制或压气机放气控制相比,涡轮放气可更有效地控制发动机输出轴功率的变化,改善发动机的瞬态响应,减小发动机自由涡轮转速的超转和下垂量,提高直升机的操纵性和生存能力[4-5].

通过发动机气路调节来辅助改善发动机动态性能由来已久,较著名的有“先进动力系统发动机控制(APSEC)计划”[6]以及 21 世纪初美国军方针对下一代 Sikorsky Black Hawk 直升机综合控制研究[7]. 在 APSEC 计划中,通过压气机导向叶片来辅助控制发动机功率,使发动机响应速度大大加快,显著改善了直升机的机动性、敏捷性. 在针对 Sikorsky Black Hawk 直升机的研究计划中,借助压气机导叶角辅助控制功能实现作战模式下的发动机快速响应能力. 但导叶角辅助快速响应控制的带来的负面效果是压气机喘振裕度的损失,往往需要叠加额外主动失速控制以配合.

涡轮放气实现通常情况下的发动机快速响应控制的研究较为少见,主要问题是其极大影响了发动机工作效率,但涡轮放气可作为一种发动机的应急状态控制方式,来改善紧急状况下系统的可控能力[4]. 文献[4]基于直升机/发动机线性综合模型设计了 LQR (linear quadratic regulator) 调节器,其缺点在于没有实现直升机垂飞速度与发动机转速跟踪控制,且无法验证该方法的全包线适应性.

针对应急状态下发动机快速响应控制问题,

本文提出了一种以涡轮放气为特征的直升机/涡轴发动机三变量快速响应综合控制律,以实现涡轴发动机在应急状态下对直升机飞行的快速响应,提高直升机极限可操作裕度. 在 UH60 直升机/T700 发动机非线性综合仿真平台上,模拟直升机应急状态下的急升急降飞行,验证了快速响应控制 FRC (fast response control) 的有效性和包线内的适应性.

1 涡轮放气控制原理

与压气机放气控制不同,涡轮放气控制是在燃气涡轮与自由涡轮之间调节一小部分来自燃烧室的高能量燃气,调节燃气会使发动机输出功率发生大范围的快速变化,加快涡轴发动机的功率响应. 其原理如图 1 所示[4]. 图中整个涡轴发动机由发动机外壳 3、压气机 2、燃烧室 5、燃气涡轮 7、圆孔 8、密封容腔 9、放气阀 10、放气通道 11、自由涡轮 12 构成. 一系列的圆孔沿圆周分布在发动机外壳表面,一部分燃烧室的出口燃气 6 经圆孔流进密封容腔中,通过控制放气阀开度可以控制燃气放气流量[5].

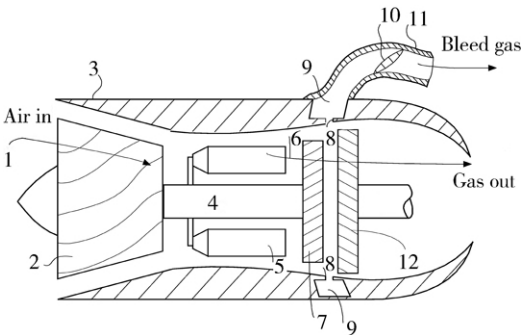


图 1 涡轮放气控制原理

Fig. 1 Theory of turbine bleed control

在直升机作机动飞行之前,可将涡轮放气阀置于打开(关闭)的位置,在机动飞行时迅速关闭(打开). 在放气阀打开时,放气阀处于一个额定位置,并且在整个机动飞行过程中,放气阀在额定位置附近变化. 在整个应急飞行过程中,打开放气阀会增加燃油消耗量、降低推进效率,但是发动机的输出功率瞬态响应时间缩短很多,直升机的瞬态性能和可操纵性得到了很大的提升,这种收益高于耗油量以及推进效率带来的损失[4].

2 应急状态快速响应控制律设计

直升机在应急状态、低速飞行时,大部分功率需求来自于垂直飞行分量,因此将直升机垂直飞行通道与涡轴发动机模型综合考虑,设计了直升机垂飞速度/涡轴发动机双转速三变量快速响应控制器,其他飞行通道控制律设计采用独立控制方法,较易实现,这里不再详述,具体设计方法参见文献[8].

这种控制方案与传统直升机、发动机控制独立设计概念不同,首先,将直升机和发动机动态作为一个整体来上考察,从设计上抑制了 2 个对象间扭矩耦合效应,其次,综合快速响应控制 3 个回路实现了不同的功能,垂飞速度反映了直升机飞行功率的需求,自由涡轮转速恒定实现了功率传输动态的稳定,燃气涡轮转速快速调节则保证了发动机输出功率的快速性.

直升机/涡轴发动机三变量快速响应控制器,其结构图如图 2 所示. 其中 W_f 为发动机燃油量, N_p 为自由涡轮转速, N_g 为燃气涡轮转速, W_{gout} 为涡轮放气量, θ_0 为直升机总距, θ_t 为尾桨总距, A_{1c}, B_{1s} 为横纵向周期变距, V_x, V_y, V_z, ψ 分别为直升机前飞、侧飞、爬升速度与偏航角, T 为直升机需求扭矩. 下标 r 为指令标示.

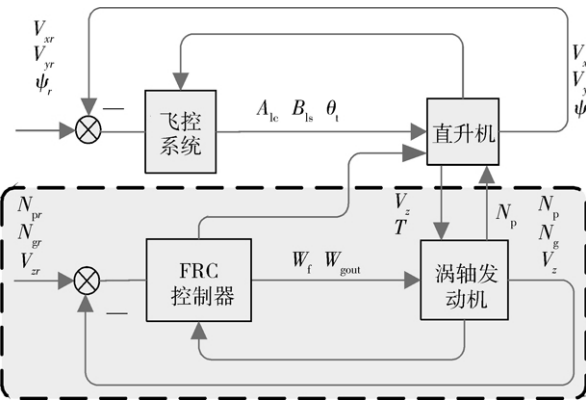


图 2 直升机/涡轴发动机快速响应控制结构图

Fig. 2 Structure of FRC of integrated helicopter/turbo-shaft engine system

为了保证大包线范围、多状态点的适应能力,

$$\min \gamma_2 \begin{bmatrix} \bar{A}X + \bar{B}_1W + (\bar{A}X + \bar{B}_1W)^T & \bar{B}_2 & (\bar{C}_1X + \bar{D}_1W)^T \\ \bar{B}_2^T & -\gamma_1 I & D_{11}^T \\ \bar{C}_1X + \bar{D}_1W & D_{11} & -\gamma_1 I \end{bmatrix} < 0$$
$$\bar{A}X + \bar{B}_1W + (\bar{A}X + \bar{B}_1W)^T + \bar{B}_3\bar{B}_3^T < 0$$

(4)

应急状态下直升机/涡轴发动机快速响应控制律采用固定阶鲁棒控制方法设计^[9-11],设计原理与控制律实现如下:

2.1 控制律设计原理

对于系统

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B_1u + B_2w \\ y &= Cx + D_1u + D_{11}w \end{aligned}$$

(1)

式中 x 为系统状态, y 为系统输出, u 为控制量, w 为系统扰动, $A, B_1, C, D_1, B_2, D_{11}$ 为适维矩阵. 控制目标是使系统输出 y 能够跟踪给定的指令信号 r , 定义误差 $e = r - y$.

取增广状态向量为 $\bar{x} = [\dot{x}^T \ e^T]^T$, 增广后的系统状态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{x} + \bar{B}_1\bar{u} + \bar{B}_2\bar{w} \\ z_1 &= \bar{y} = \bar{C}_1\bar{x} + \bar{D}_1\bar{u} + \bar{D}_{11}\bar{w} \end{aligned}$$

(2)

式中 $\bar{u} = \dot{u}, \bar{w} = \dot{w}, \bar{x} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix}, \bar{y} = y, \bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \bar{B}_1 = \begin{bmatrix} B_1 \\ -D_1 \end{bmatrix}, \bar{B}_2 = \begin{bmatrix} B_2 \\ -D_{11} \end{bmatrix}, \bar{C}_1 = \begin{bmatrix} C & 0 \end{bmatrix}, \bar{D}_1 = D_1, \bar{D}_{11} = D_{11}$.

对于增广后的系统(2),可用 H_2/H_∞ 状态反馈设计方法求取状态调节器 $\bar{K}$, 使其满足 $\|T_{wz_1}\|_\infty < \gamma$, 且二次型性能指标 $J = \int_0^\infty \alpha^T Q^- + \bar{u}^T R \bar{u} dt$ 尽可能小, $Q^T = Q > 0, R^T = R > 0$ 为可以调整的权值矩阵.

增加辅助信号: $z_2 = \bar{C}_2\bar{x} + \bar{D}_2\bar{u}$

式中 $\bar{C}_1 = \begin{bmatrix} Q^{1/2} \\ 0 \end{bmatrix}, \bar{D}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ R^{1/2} \end{bmatrix}$

对于增广后的系统(2),通过增加一个虚拟扰动 $\tilde{w}$ 和性能指标表达式可改写成如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{x} + \bar{B}_1\bar{u} + \bar{B}_2\bar{w} + \bar{B}_3\tilde{w} \\ z_1 &= \bar{C}_1\bar{x} + \bar{D}_1\bar{u} + \bar{D}_{11}\bar{w} \\ z_2 &= \bar{C}_2\bar{x} + \bar{D}_2\bar{u} \end{aligned}$$

(3)

式中 $\bar{B}_3$ 为一指定矩阵.

接下来,有如下求取控制律的引理:

引理 1

对于系统(3)和一个给定的标量 $\gamma_1 > 0$, 若以下 LMI (linear matrix inequality) 成立,

$$\begin{bmatrix} -Z & \bar{C}_2 X + \bar{D}_2 W \\ (\bar{C}_2 X + \bar{D}_2 W)^T & -X \end{bmatrix} < 0$$
$$\text{Trace}(Z) < \gamma_2$$

且有最优解 X, Z 和 W 存在, 则
 $\bar{u} = \bar{K}\bar{x} = W(X)^{-1}\bar{x}$ 是它的一个状态反馈
 H_2/H_∞ 控制律.

不失一般性, 可将 $\bar{K}$ 按 $\dot{x}$ 和 e 表示为分块矩
阵形式

$$\dot{u} = \bar{K}\dot{x} = [K_x \quad K_e] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} = K_x \dot{x} + K_e e$$

或进一步表达为拟 PID(proportional inte-
gration differential)形式^[12]

$$u = K_x x + K_e \int_0^t e d\tau$$

2.2 应急状态下三变量快速响应控制器设计

系统模型状态量、控制输入量、输出量分别为
状态变量

$$x = [\Delta V_z \quad \Delta N_p \quad \Delta N_g]^T$$

增广状态量
 $e = [(V_{zr} - V_z) \quad (N_{pr} - N_p) \quad (N_{gr} - N_g)]^T$

控制输入量
 $u = [\Delta \theta_0 \quad \Delta W_f \quad \Delta W_{gout}]^T$

输出量
 $y = [V_z \quad N_p \quad N_g]^T$

指令信号
 $r = [V_{zr} \quad N_{pr} \quad N_{gr}]^T$

扰动信号
 $w = T$

直升机飞行状态($H=0, V_x=V_y=V_z=0\text{m/s}$),
发动机状态($N_p=100\%, N_g=88.6\%$)的条件下,
通过小扰动法得到系统(1)相关状态矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} 0.239124 & -0.254130 & -0.270133 \\ 2.691120 & -0.165848 & -0.468932 \\ -0.012819 & -0.002656 & -1.693173 \end{bmatrix}$$
$$B_1 = \begin{bmatrix} 0.256693 & -0.016399 & -0.038242 \\ -0.228991 & -0.546528 & -0.492449 \\ -0.001338 & -0.269171 & -0.107159 \end{bmatrix}$$
$$B_2 = \begin{bmatrix} -0.017279 & -0.011623 & -0.007481 \end{bmatrix}^T$$
$$C_1 = C_2 = I_{3 \times 3},$$
$$D_{11} = D_{21} = O_{3 \times 3},$$
$$D_{12} = D_{22} = O_{3 \times 1}$$

选取加权矩阵

$$Q = \text{diag}([1 \quad 1 \quad 1 \quad 1 \quad 1 \quad 1]),$$
$$R = \text{diag}([1 \quad 1 \quad 1]),$$
$$\gamma = 40$$

其中 $\text{diag}()$ 代表对角矩阵.

按照 2.1 节的控制律设计方法, 得到

$$K_e = \begin{bmatrix} 0.7257 & 0.6687 & -0.1614 \\ 0.3082 & -0.5263 & -0.7918 \\ -0.6150 & 0.5253 & -0.5880 \end{bmatrix},$$
$$K_x = \begin{bmatrix} -2.6069 & -0.5658 & -0.0655 \\ 0.7030 & 0.8282 & 0.3956 \\ -0.5780 & -0.9703 & 0.5477 \end{bmatrix}$$

因此, 直升机/发动机三变量快速响应控制律
可表述为如下形式

$$u = K_x x + K_e \int_0^t e d\tau$$

3 数字仿真验证

为了验证应急状态下, 直升机垂飞/涡轴发动
机三变量综合快速响应控制器的效果, 以直升机/
涡轴发动机综合模型为对象, 通过给定直升机应急
状态下, 急速爬升(下降)指令以及发动机功率涡轮
转速指令, 模拟直升机以及发动机指令跟踪情况,
并与未施加涡轮放气的串级 PID 控制作对比验证.

以直升机初始飞行状态($H=0\text{m}, V_x=$
 $0\text{m/s}, V_z=0\text{m/s}$), 发动机初始状($N_p=100\%,$
 $N_g=88.6\%$)为例, 当 $t=0\text{s}$ 时给定快速响应控制
指令为, $V_{zr}=6\text{m/s}, N_{pr}=100\%, N_{gr}=95.1\%$.

指令跟踪情况如图 3(a)~图 3(c)所示, 控制
量变化情况如图 3(d)~图 3(f)所示. 由图中可以看
出, 当采用本文提出的三变量快速响应 FRC 控
制方法时, 直升机爬升速度 V_z 能够很好的跟踪
指令, 跟踪时间为 2s , 而采用传统的 PID 控制, 直
升机爬升速度跟踪指令的时间为 8s 左右, 说明前
者大大加快了爬升时的系统响应时间. 图中除发
动机输出功率 H_{pp} 外, 其余变量均为增量表示,
 W_{gout} 为涡轮放气当量, 如 0.01 则相当于燃气量
的 1% .

同时, 从图 3(b)中还可以看出, 采用 FRC 控
制律, 对自由涡轮转速波动也有一定的抑制作用,
虽然响应时间变快, 但 N_p 的波动量仍然从采用
PID 时的 1.53% 降为了 0.67% , 闭环系统抗扰能
力明显增强.

为了验证 FRC 的包线适应性,再以直升机初始状态($H=1\,000\text{ m}$, $V_x=45\text{ m/s}$, $V_z=0\text{ m/s}$),发动机初始状态($N_g=82.7\%$, $N_p=100\%$)为例进行验证,当 $t=0\text{ s}$ 时给定直升机/涡轴发动机的下降指令为 $V_{zr}=-4\text{ m/s}$,自由涡轮转速指 $N_{pr}=100\%$,燃气涡轮转速指令 $N_{gr}=80.7\%$.

闭环系统指令跟踪情况如图 4(a)~图 4(c)所示,控制量变化情况如图 4(d)~图 4(f)所示.

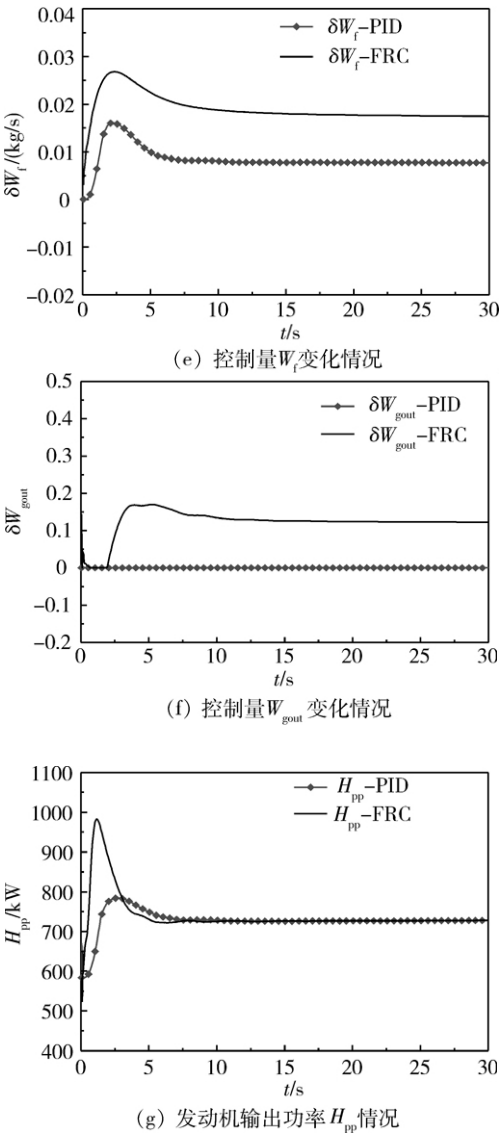
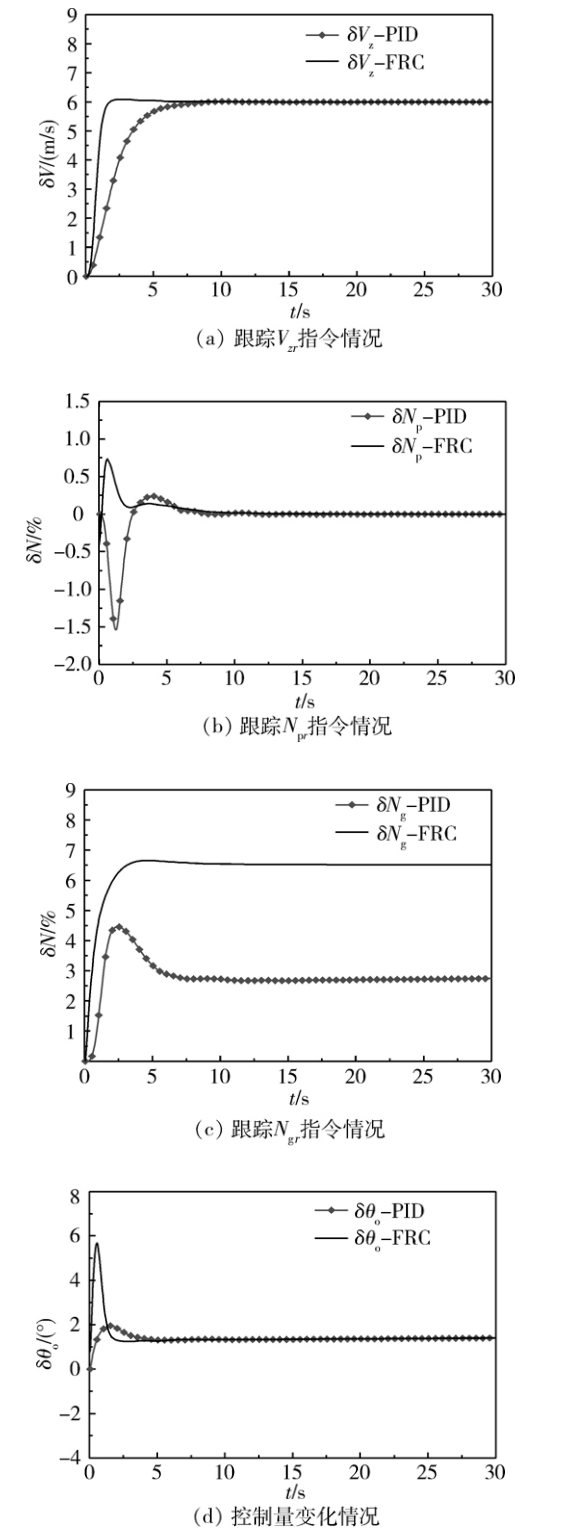


图 3 直升机爬升指令跟踪情况

Fig. 3 Simulation for helicopter rapid climbing

由图 4 中同样可以看出,采用 FRC 来设计闭环系统,直升机下降速度 V_z 也能很好地跟踪指令,调节时间约为 1.6 s. 而采用 PID 控制时,跟踪时间为 12.4 s 左右,说明 FRC 也可使得系统调节时间大大缩短.

由图 4(b)还可以看到,采用 FRC 时,涡轴发动机自由涡轮转速的下垂量略高于 PID 方法,但是由于转速的响应显著加快,因此该方法对自由涡轮转速波动的抑制效果也较为优越. 实际上,由于增加了涡轮放气这个辅助控制量,首先结构上就有了辅助调节自由涡轮输出功率快速变化的功能,而后通过上述基于 LMI 的 H_2/H_∞ 控制方法,实现了涡轮放气、燃油与总距组合控制,最终达到良好的快速响应控制效果.

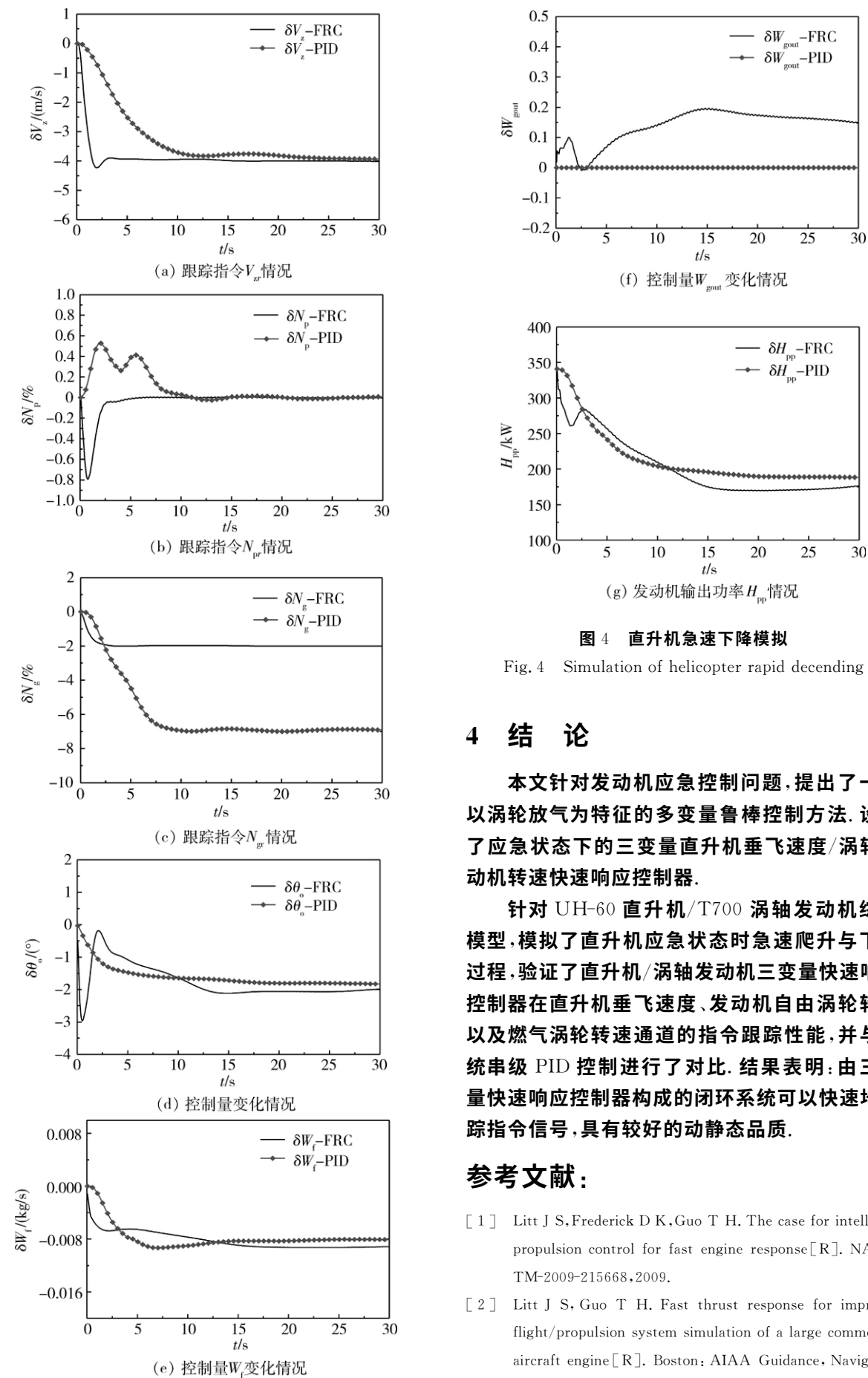


图 4 直升机急速下降模拟

Fig. 4 Simulation of helicopter rapid decending

4 结 论

本文针对发动机应急控制问题,提出了一种以涡轮放气为特征的多变量鲁棒控制方法.设计了应急状态下的三变量直升机垂飞速度/涡轴发动机转速快速响应控制器.

针对 UH-60 直升机/T700 涡轴发动机综合模型,模拟了直升机应急状态时急速爬升与下降过程,验证了直升机/涡轴发动机三变量快速响应控制器在直升机垂飞速度、发动机自由涡轮转速以及燃气涡轮转速通道的指令跟踪性能,并传统串级 PID 控制进行了对比.结果表明:由三变量快速响应控制器构成的闭环系统可以快速地跟踪指令信号,具有较好的动态品质.

参考文献:

[1] Litt J S, Frederick D K, Guo T H. The case for intelligent propulsion control for fast engine response[R]. NASA/TM-2009-215668, 2009.

[2] Litt J S, Guo T H. Fast thrust response for improved flight/propulsion system simulation of a large commercail aircraft engine[R]. Boston: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008.

[3] Guo T H, Litt J S, Merrill W, et al. Fast-response re-search;IRAC propusion task[R]. Denver;NASA Aviation Safty Technical Conference,2008.

[4] Link C J,Jack D. Aircraft engine controls design,system a-nalysis,and health monitoring[M]. Reston;AIAA,2009.

[5] Jaw L C,Method for rapidly changing the power output of a turbine engine; U. S. Patent, # 5, 280, 702 [P]. 1994-01-25.

[6] 张海波,孙健国,孙立国. 一种涡轴发动机转速抗扰控制器设计及应用[J]. 航空动力学报,2010,25(4):943-950.
ZHANG Haibo,SUN Jianguo,SUN Liguu. Design and ap-plication of a disturbance rejection rotor speed control method for turbo shaft-engines[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(4):943-950. (in Chinese)

[7] Smith B J,Zagranski R D,Next generation control system for helicopter engines[C]//57 th International Annual Fo-rum Proceedings of AHS. Washington, D C; AHS interna-tiona,2001:1-5.

[8] 张海波,孙立国,孙健国. 直升机/涡轴发动机综合系统鲁棒抗扰控制设计[J]. 航空学报,2010,31(5):883-892.
ZHANG Haibo, SUN Liguu, SUN Jianguo. Robust dis-turbance rejection control design for integrated helicopter system/turbo-shaft engine[J]. Acta Aeronautica et Astro-nautica Sinica,2010,31(5):883-892. (in Chinese)

[9] Apkarian P, Hoang D T, Bernussou J. Continuous-time a-nalysis eigenstructure assignment and H₂ synthesis with enhanced linear matrix inequality(LMI) characterizations [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2001, 46 (12):1941-1946.

[10] Kim S J, Moon Y H, Kwon S. Sovling rank-const rained LMI problems with application to reduced-order output feedback stabilization[J]. IEEE Transact Ions on Auto-matic Control,2007,52(9):1737-1741.

[11] Ko H S,Jatskevich J,Dumont G. An advanced LMI-based-LQR design for voltage control of grid-connected wind farm[J]. Electric Power System Research, 2008, 78 (4): 539-546.

[12] Wang Q G, Lin C, Ye Z. A quasi-LMI approach to compu-ting stabilizing parameter ranges of multi-loop PID con-trollers[J]. Journal of Process Control, 2007, 17 (1): 59-72.