

文章编号: 1000-8055(2012)09-2140-07

涡轴发动机 LQ/ H_∞ 抗扰控制方法

廖光煌^{1,2}, 李秋红¹, 卢辰昊¹, 黄金泉¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 提出了抑制涡轴发动机负载干扰的线性二次型(LQ)/ H_∞ 控制算法, 以总距为干扰建模, 利用线性矩阵不等式求得既满足 LQ 指标又对干扰具有 H_∞ 性能约束的状态反馈控制律. 提出修正指令抑制干扰策略. 采用比例微分控制将总距变化转换为动力涡轮转速指令的修正, 实现增大或减小机动飞行中动力涡轮转速指令, 抑制实际转速的下垂或超调. 仿真结果表明, 该控制方法能有效抑制干扰并具有良好的实时性.

关 键 词: 涡轴发动机; 抗扰控制; 线性二次型; H_∞ ; 变指令

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Disturbance rejection control method for turboshaft engines based on LQ/ H_∞

LIAO Guang-huang^{1,2}, LI Qiu-Hong¹, LU Chen-hao¹, HUANG Jin-quan¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Aviation Motor Control System Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: The linear quadratic (LQ) / H_∞ control method was proposed for turboshaft engines to reject disturbance. The collective pitch was treated as disturbance during modeling. The state feedback law was obtained based on linear matrix inequality (LMI), and it satisfied both LQ index and H_∞ disturbance rejection index. The disturbance rejection method based on reference adjustment was proposed. The adjustment of power turbine rotor speed reference was achieved by proportional derivative (PD) control according to collective pitch variation, and the overshoot or droop of the real speed was suppressed during maneuver. Simulation results show that the methods proposed can suppress the disturbance effectively and run in realtime.

Key words: turboshaft engine; disturbance rejection control; linear quadratic;
 H_∞ ; reference variation

由于涡轴发动机应用于直升机这一特殊用途, 使得涡轴发动机的控制目标与其他发动机控制系统有所区别, 要求其保持动力涡轮转速为恒

定值^[1]. 由于存在较强的旋翼负载干扰, 所以涡轴发动机通常采取串级比例积分微分 (PID) 控制^[2-3], 与单回路经典控制系统相比, 串级控制系

收稿日期: 2011-10-17

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.030.html>

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2012104)

作者简介: 廖光煌(1972—), 男, 湖南浏阳人, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机控制系统研究.

统对内回路扰动的抑制能力有很大的提高。但是由于串级控制方式通过闭环回路来抑制扰动,不能在干扰的一开始就实施有效抑制,因此涡轴发动机通常采用干扰前馈控制,以便减小机动飞行中旋翼转速的下垂或超调量,避免影响直升机的可操纵性^[4]。前馈可以采用功率需求杆前馈,也可用总距代替功率需求杆进行燃气涡轮转速指令前馈^[4-5],此外还有通过扭矩进行线性前馈的方法和扭矩变化进行抑制的自抗扰(ADRC)前馈方法^[6]。

总距是整个发动机/旋翼系统中最先变化的信号,表征了旋翼功率需求,因此有文献提出通过总距、横/纵向周期变距、机体姿态等,采用智能映射的方式^[7],将需要的前馈燃油量或燃气涡轮指令变化映射出来,实现燃油流量的调节,进而抑制由负载变化而引起的动力涡轮转速下降。虽然可以在一定程度上抑制负载的干扰,但增加了控制系统的复杂程度。为此本文提出将总距作为干扰信号,对从总距到动力涡轮转速的闭环传递函数的 H_{∞} 范数加以约束,达到抑制干扰的目的,同时使系统满足线性二次型(LQ)性能指标,本文称之为“LQ/H_∞”控制方法。针对恒定转速指令易引起大的超调或下垂,提出变动力涡轮转速指令控制策略(VF),大大减小了机动飞行过程中实际转速的变化,提高直升机的可操纵性。

1 设计目标

美国从上个世纪70年代开始研究航空发动机的多变量控制方法^[8-10],在YT700涡轴发动机上,进行了线性二次型调节器(LQR)控制方法的数字仿真试验研究,并传统PID控制进行了比较,结果表明LQR控制系统响应动态特性明显优于传统设计方法^[11]。本文在线性二次型(LQ)指标基础上增加了 H_{∞} 性能约束,实现抗干扰的目的。

在某稳态工作点建立含执行机构的发动机小偏差状态变量模型,并考虑系统噪声的影响

$$\begin{aligned}\Delta \dot{x} &= A\Delta x + b\Delta u + b_w\Delta\omega + b_vv \\ \Delta y &= c\Delta x\end{aligned}\quad (1)$$

其中 $x = [N_p, N_g, Q_p, W_f]^T$, $y = N_p$, $u = W_{fc}$, $\omega = \theta$, v 代表系统噪声。 N_p, N_g 分别代表动力涡轮和燃气涡轮转速; Q_p 代表动力涡轮扭矩; W_{fc}, W_f 分别代表燃油流量指令值及执行机构输出值; θ 代表总距; Δ 为增量符号。如 $\Delta N_p = N_p - N_{pr}$, N_{pr} 为动力涡轮转速指令,也是设计点的转速, N_p 为

当前工作点的动力涡轮转速, ΔN_p 即为相对设计点的增量。

本文采用状态反馈的方法进行控制系统设计,为了消除稳态误差,反馈的状态量中应含有系统跟踪误差的积分。跟踪误差

$$e = N_{pr} - N_p = -\Delta N_p = -c\Delta x \quad (2)$$

对式(1)进行增广,取增广后系统的状态变量为 $\bar{\Delta x} = [\Delta x^T, \int e dt]^T$ 。

则增广后的状态变量模型为

$$\begin{aligned}\Delta \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{\Delta x} + \bar{b}\Delta u + \bar{b}_w\Delta\omega + \bar{b}_vv \\ \Delta y &= \bar{c}\bar{\Delta x}\end{aligned}\quad (3)$$

其中

$$\begin{aligned}\bar{A} &= \begin{bmatrix} A & O_{4 \times 1} \\ -c & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{b} = \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{b}_w = \begin{bmatrix} b_w \\ 0 \end{bmatrix}, \\ \bar{b}_v &= \begin{bmatrix} b_v \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{c} = [c, 0]\end{aligned}$$

$O_{4 \times 1}$ 代表4行1列的零矩阵。

我们的设计目标就是找到式(3)的一个状态反馈控制律 $\Delta u = \bar{K}\bar{\Delta x}$, 使系统闭环渐进稳定,并满足如下性能指标

$$\|T_{yw}\|_{\infty} < \gamma$$

$$\min_K J = \int_0^{\infty} (\Delta \bar{x}^T Q \Delta \bar{x} + \Delta u^T R \Delta u) dt \quad (4)$$

其中 T_{yw} 为从总距到动力涡轮转速的闭环传递函数,对其 H_{∞} 范数加以约束,以限制总距变化对动力涡轮转速的影响, Q, R 分别为状态和输入加权矩阵, $\gamma > 0$ 为某一常数。

2 控制器设计

线性矩阵不等式方法在干扰抑制控制系统设计中应用广泛^[12-13],是求解鲁棒控制器的有效手段。为实现式(4)的性能指标,首先构造一个输出方程

$$z = \bar{C}_z\bar{\Delta x} + \bar{D}_z\Delta u \quad (5)$$

其中

$$\bar{C}_z = \begin{bmatrix} Q^{1/2} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{D}_z = \begin{bmatrix} O_{5 \times 1} \\ R^{1/2} \end{bmatrix}$$

取 Q, R 为满足式(4)二次型指标约束的正定和非负定矩阵。

则

$$\begin{aligned}J &= \int_0^{\infty} (\Delta \bar{x}^T Q \Delta \bar{x} + \Delta u^T R \Delta u) dt = \\ &\int_0^{\infty} z^T z dt = \|z\|_2^2\end{aligned}\quad (6)$$

记 z 的 Laplace 变换为 $Z(s) = \mathcal{L}[z]$, 如果 $Z(s) \in H_2$, 那么 $\|Z(s)\|_2 = \|Z(j\omega)\|_2 \in L_2$.

根据 Parseval 等式知

$$\|z\|_2 = \|Z(j\omega)\|_2$$

如果系统稳定, 并且 $\|v\|_2 < \gamma_v$, $\|T_{zv}\|_2 < \gamma_1$, 则有

$$\|z\|_2 = \|Z(s)\|_2 \leq k \|T_{zv}\|_2 \|v\|_2 \leq k \gamma_v \gamma_1 = \gamma_2 \quad (7)$$

其中 T_{zv} 为从 v 到 z 的闭环传递函数, k 为某一常数.

式(3)的 LQ 指标则转化为由式(3)和式(5)所描述系统的 H_2 指标, 可采用 H_2/H_∞ 状态反馈求解方法获得式(3)的 LQ/ H_∞ 控制器. 利用线性矩阵不等式, 对于式(4)中某一给定的 $\gamma > 0$, 如果最优化问题

$$\begin{aligned} & \min \gamma_2 \\ & \begin{bmatrix} \bar{A}X_1 + \bar{b}X_2 + (\bar{A}X_1 + \bar{b}X_2)^T & \bar{b}_w & (\bar{c}X_1)^T \\ \bar{b}_w^T & -\gamma & 0 \\ \bar{c}X_1 & 0 & -\gamma \end{bmatrix} < 0 \\ & \bar{A}X_1 + \bar{b}X_2 + (\bar{A}X_1 + \bar{b}X_2)^T + \bar{b}_w \bar{b}_w^T < 0 \\ & \begin{bmatrix} -X_3 & \bar{c}_z X_1 \\ (\bar{c}_z X_1)^T & -X_1 \end{bmatrix} < 0 \\ & \text{Trace}(X_3) < \gamma_2 \end{aligned} \quad (8)$$

存在最优解 X_1, X_2 和 X_3 , 其中 X_1, X_2 正定, 则状态反馈控制问题有解, 并且状态反馈控制律

$$\begin{aligned} \Delta u &= \bar{K} \Delta \bar{x} = X_2 (X_1)^{-1} \Delta \bar{x} = \\ & [k_1, k_2, k_3, k_4, k_e] \Delta \bar{x} = \\ & k_1 \Delta N_p + k_2 \Delta N_g + k_3 \Delta Q_p + \\ & k_4 \Delta W_f + k_e \int e dt \end{aligned} \quad (9)$$

根据式(2)和式(9)可得控制系统结构如图 1 所示. 图中 N_{gr}, Q_{pr}, W_{fr} 分别代表燃气涡轮转速、动力涡轮扭矩、燃油流量在设计点的稳态值. 控制系统输出燃油指令 $W_{fc} = W_{fr} + \Delta u$.

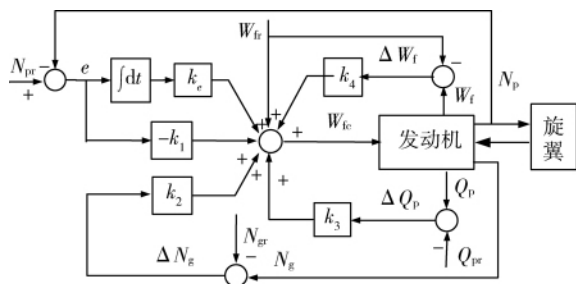


图 1 控制系统结构图

Fig. 1 Block diagram of control system

3 变指令控制

为了保持动力涡轮转速恒定, 除了采用先进的控制策略外通常采用负载前馈的方法来抑制转速的变化, 但由于建模误差和发动机本身参数变化范围大, 只能在一定程度上消除其影响. 为此我们考虑, 当总距增大时, 负载力矩增大, 转速易出现下垂, 如果在此时增大转速指令来弥补负载的增大, 则可减小实际转速的下垂量, 反之亦然. 非机动飞行中, 总距不变时, 动力涡轮转速的指令保持原来的值, 即只在动态工作过程中改变控制指令, 而在稳态工作过程中不改变指令的大小. 比例微分(PD)控制恰好是解决这一问题的有效方法. 可得动力涡轮转速指令的修正量为

$$\Delta N_{pr} = k_p(\theta - \theta_1) + k_d(\theta - 2\theta_1 + \theta_2) \quad (10)$$

其中 $\theta, \theta_1, \theta_2$ 分别为当前时刻, 前一时刻以及前两个时刻的总距值, k_p 为比例系数, k_d 为结合了采样时间的微分系数, 则系统的实际指令为 $N_{pr} + \Delta N_{pr}$.

4 仿真实验

为了验证所设计抗干扰系统的有效性, 首先针对状态变量形式的模型开展验证研究, 并将其与广泛研究的增广 LQR 控制方法进行了仿真对比^[14-15], 两种方法在控制器结构及参数维数上完全相同. 首先设计增广 LQR 控制器, 由于其为单变量控制, 加权矩阵 Q, R 选为对角矩阵, 可以通过手动调整, 观察其输出, 直至得到满意的输出曲线. 以这组 Q, R 参数代入式(5)中, 进行式(8)的线性矩阵不等式求解. 由于对象确定, Q, R 矩阵由 LQR 控制器设计中获得, γ 就成为系统设计中的唯一可调参数, 采用试探法对 γ 进行调整, 当 $\gamma = 0.35$ 时, 获得比较满意的 LQ/ H_∞ 控制性能. LQR 和 LQ/ H_∞ 方法的阶跃响应对比曲线如图 2 所示, LQ/ H_∞ 控制器的响应曲线用“LQ/ H_∞ ”来标识. 图中在 5 s 时对总距增加了幅值为 1% 的干扰.

从图 2 中可以看出将 LQR 控制器设计过程中获得的 LQR 参数用于 LQ/ H_∞ 控制器设计时, 获得了令人满意的性能, 同时由于 H_∞ 约束的存在, 使系统对总距变化的干扰具有明显优越的抑制能力, 初步证明了本方法的有效性.

为了进一步验证本方法的控制效果, 在本实验室的直升机/发动机综合仿真平台上对其进行

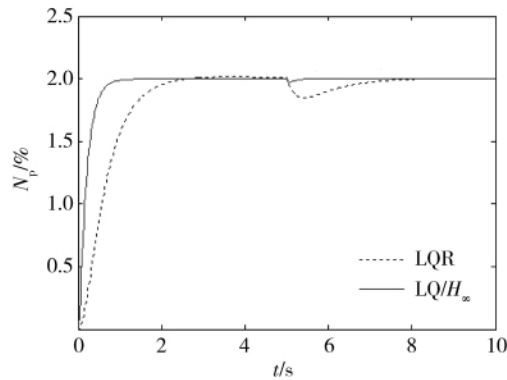


图2 线性系统响应对比

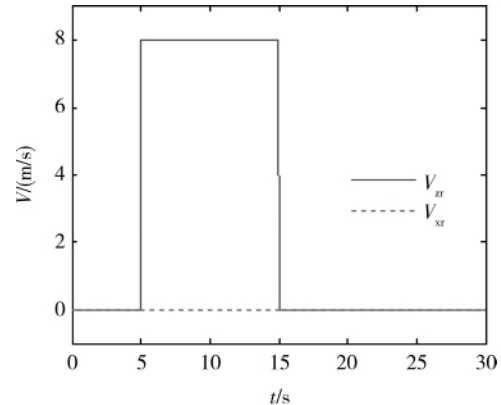
Fig. 2 Response comparison of linear system

了仿真。仿真平台所用直升机模型是基于 UH60A 直升机数据建立的包含主旋翼、机身、尾桨、平尾和垂尾的非定常、非线性气动力模型，发动机模型为根据 T700 涡轴发动机特性数据建立起来的非线性、部件级模型。综合仿真模型进行了大量精度校验工作，结果表明模型具有较高的置信度，适合于全包线内进行直升机常规飞行任务的仿真计算^[14]。

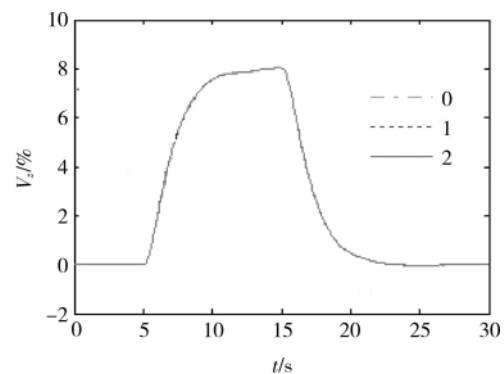
原仿真平台的控制系统为串级 PID+ADRC^[6]。我们将原仿真平台控制系统的输出曲线记为“0”，本文不需负载前馈的 LQ/ H_∞ 控制输出记为“1”，LQ/ H_∞ +VR(变指令控制)系统输出记为“2”。在包线内不同初始高度 H 处模拟直升机的不同飞行状态，用 V_{zr} 代表攀升速度指令， V_{xr} 代表前飞速度指令， V_{yr} 代表侧飞速度指令。

在 $H=0, V_{zr}=0, V_{yr}=0$ ，模拟直升机从地面进入急升最后悬停的工作过程。飞机攀升指令及响应曲线如图3所示。在这个过程中，发动机响应曲线如图4所示，曲线中各变量皆为设计点数据的百分比数值。所提出算法的主要目的在于实现涡轴发动机的干扰抑制，实现机动飞行中动力涡轮转速恒定，但也应以不影响机动飞行效果为前提，由图3(b)可见3种方法下，直升机具有相同的攀升速度，不受算法的影响，而从图4中可以看出，LQ/ H_∞ 控制系统转速超调或下垂量比串级 PID+ADRC 方法具有显著的改善，同时动态过程中燃油消耗量有所减少。采用变转速指令后，控制效果进一步获得明显改善。在包线内其他测试点也得到相同的结论。

图5~图7给出了包线内3个点的机动飞行测试结果，为节省篇幅，仅给出直升机飞行指令的变化及动力涡轮转速的变化曲线。图5演示了直升机从500 m悬停处开始攀升并再次悬停的飞行



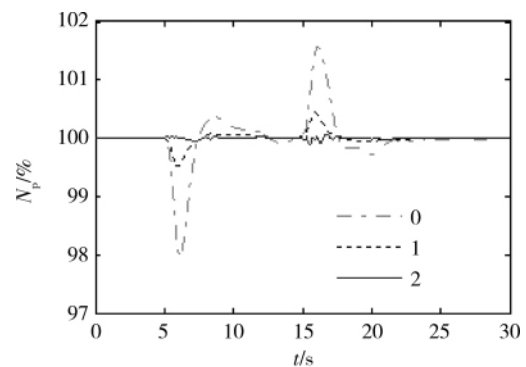
(a) 直升机飞行速度指令



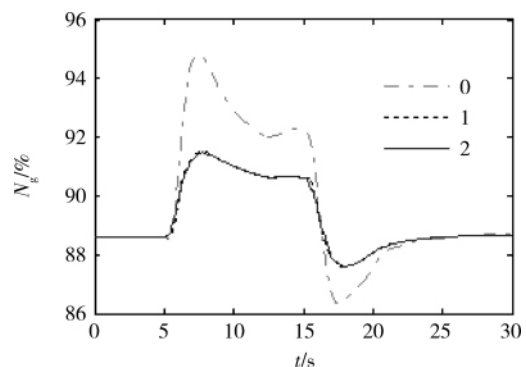
(b) 直升机攀升速度响应曲线

图3 直升机飞行速度响应曲线

Fig. 3 Response of helicopter flying speed



(a) 动力涡轮转速恒定控制效果



(b) 燃气涡轮转速响应曲线

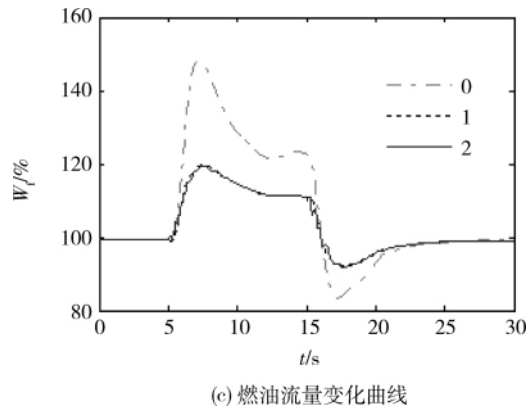


图 4 发动机响应曲线 ($H=0\text{ m}$)
Fig. 4 Response of engine ($H=0\text{ m}$)

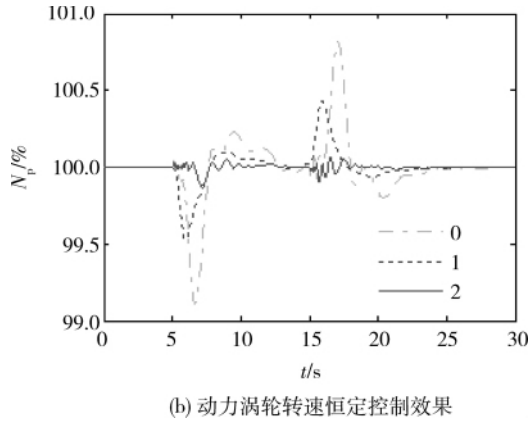
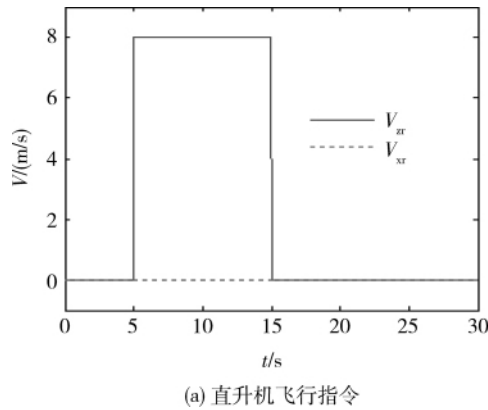


图 5 高度 500 m 处测试结果
Fig. 5 Test result at altitude of 500 m

过程. 图 6 为在高度 800 m 处, 直升机从悬停状态进入攀升经过 10 s 保持攀升速度不变, 同时向前飞行. 图 7 为直升机从悬停状态进入前飞, 保持前飞速度, 在 15 s 到 20 s 之间加入了侧飞. 从图 5 到图 7 可以看出, 所提出的 LQ/H_∞ 算法在动力涡轮转速恒定控制中取得了良好的效果, 而加入变转速指令后, 控制效果有进一步明显的改善. 将图

4 到图 7 的跟踪误差 e 最大及最小值列于表 1 进

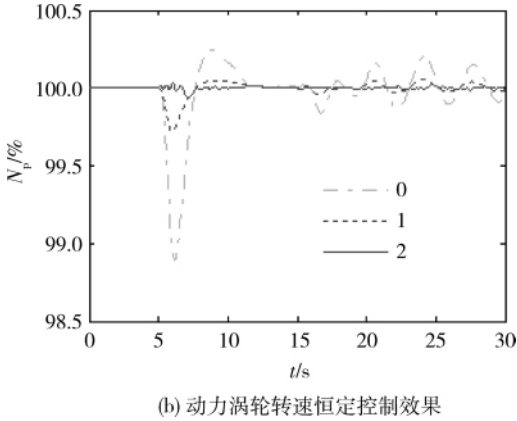
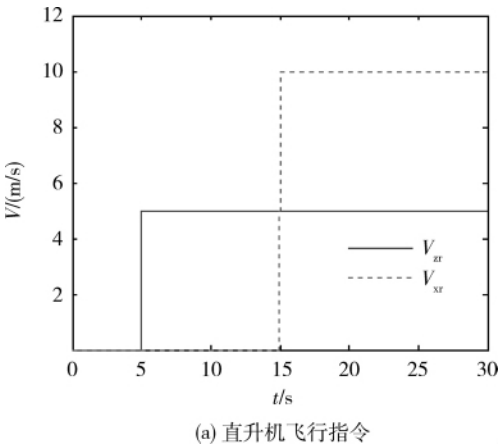
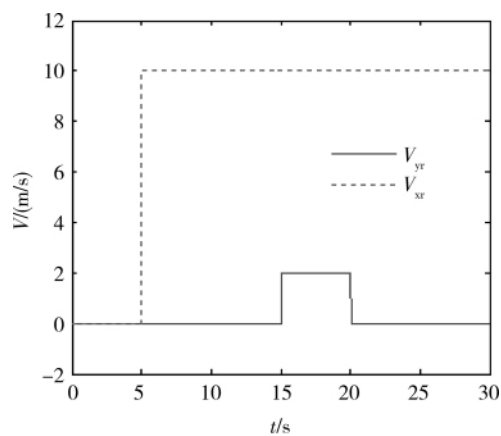


图 6 高度 800 m 处测试结果
Fig. 6 Test result at altitude of 800 m

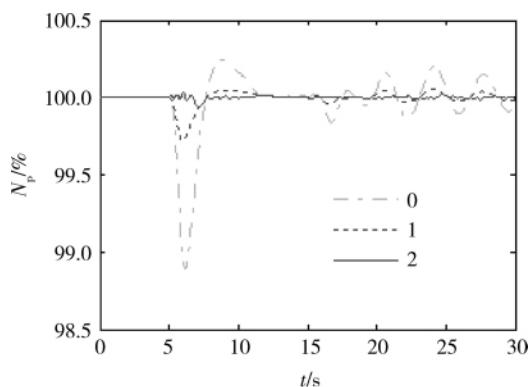
表 1 跟踪误差 e 的最大最小值 (单位: %)
Table 1 Minimum and maximum values of tracking error (unit: %)

H/m	e	PID+ADRC	LQ/H_∞	$LQ/H_\infty + \text{VR}$
0	min	-1.579	-0.440	-0.066
	max	2.046	0.483	0.099
500	min	-0.816	-0.431	-0.061
	max	0.886	0.474	0.124
800	min	-0.243	-0.054	-0.033
	max	1.112	0.285	0.061
1000	min	-0.122	-0.023	-0.013
	max	0.146	0.036	0.008
均值	min	-0.690	-0.237	-0.043
	max	1.048	0.320	0.073

行进一步对比, 将控制程序在同一台计算机上运行时间对比列于表 2。



(a) 直升机飞行指令



(b) 动力涡轮转速恒定控制效果

图 7 高度 1000 m 处测试结果

Fig. 7 Test result at altitude of 1000 m

表 2 控制程序运行 1 千万次耗时

Table 2 Time consumed for control system running ten million times

方法	PID+ADRC	LQ/ H_∞	LQ/ H_∞ +VR
耗时/s	21.235	4.891	5.062

从表 1 中可以看出: LQ/ H_∞ 控制方法在机动飞行中动力涡轮转速的超调或下垂均明显小于原 PID+ADRC 控制方法, 多点测试平均约缩小 3 倍。而 LQ/ H_∞ +VR 方法的动力涡轮转速变化更小, 平均缩小 10 倍以上。充分说明其在机动飞行过程中具有优越的抗干扰性能。

从表 2 中可以看出: LQ/ H_∞ 和 LQ/ H_∞ +VR 方法控制程序运行耗时约为原 PID+ADRC 方法的 1/4, 具有更好的实时性。

5 结 论

本文提出了抑制涡轴发动机负载干扰的 LQ/ H_∞ 控制算法及变动力涡轮转速指令策略。以总距为干扰建立涡轴发动机状态变量模型, 构造输出方程实现从 LQ 指标到 H_2 指标的转换, 利用线性矩阵不等式求得既满足 LQ 指标又对干扰具有 H_∞ 性能约束的状态反馈控制律。采用 PD 控制将总距变化转换为动力涡轮转速指令的修正, 实现增大或减小机动飞行中动力涡轮转速指令, 抑制实际转速的下垂或超调。在直升机/发动机综合仿真平台上, 进行了机动飞行测试, 并与原仿真平台上的串级 PID+扭矩前馈 ADRC 控制方法进行了对比。多点测试结果表明: 无需负载前馈, 本文所提出 LQ/ H_∞ 控制方法最大超调及下垂量平均约缩小 3 倍, 结合变指令方法后则平均缩小了 10 倍以上, 同时其控制程序运行时间也约为原来的 1/4, 充分验证了本文所提出方法在涡轴发动机抗扰控制中的有效性和可行性。

参考文献:

- [1] Ahmet D, Zhen G, Jonathan S L. A simplified dynamic model of the T700 turboshaft engine[R]. NASA TM/105805, TR 92-C-024, 1992.
- [2] 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)
- [3] 杨征山, 李胜泉, 章霖官. 涡轴发动机动力涡轮转速控制回路方案研究[J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 46-50.
YANG Zhengshan, LI Shengquan, ZHANG Linguan. Speed control loop schemes for power turbines of turboshaft engine[J]. Journal of Aeroengine, 2005, 31(2): 46-50. (in Chinese)
- [4] Smith B, Zagranski R. Next generation control system for helicopter engines[R]. Washington DC: 57th Annual Forum of AHS, 2001.
- [5] 李胜泉, 杨征山, 孙健国. 基于内模原理的涡轴发动机状态反馈控制方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(5): 829-832.
LI Shengquan, YANG Zhengshan, SUN Jianguo. Investigation of state feedback control based on internal model principle for an turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(5): 829-832. (in Chinese)
- [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 Liguang. Design and application 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] 孙立国, 孙健国, 张海波, 等. 基于支持向量回归机的发动机/直升机扭矩超前控制[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 680-686.
- SUN Ligu, SUN Jianguo, ZHANG Haibo, et al. Torque feed-forward control of engine/helicopter system based on support vector regression[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 680-686. (in Chinese)
- [8] Athans M, Kapsouris P, Kappos E, et al. Linear-quadratic Gaussian with loop transfer recovery methodology for the F-100 engine[J]. AIAA, 1986, 9(1): 45-52.
- [9] Athans M, Cambridge M, Kappos E, et al. Multivariable control for the F-100 engine using the LQG/LTR methodology[R]. AIAA-1984-1910, 1984.
- [10] Dellinger W F, Alouani A T. Application of linear multivariable control design for the GE-21 turbofan jet engine [R]. Tallahassee: System theory, Twenty-First Southeastern Symposium, 1989.
- [11] William H P, Gustavo D R, George A B. The application of LQR synthesis techniques to the turboshaft engine control program[R]. AIAA-84-1455, 1984.
- [12] DING Dawei, YANG Guanghong. Static output feedback control for discrete-time piecewise linear systems: an LMI approach [J]. Acta Automatica Sinica, 2009, 35(4): 337-344.
- [13] K roglu H, Carsten W S. An LMI approach to H_∞ synthesis subject to almost asymptotic regulation constraints[J]. Systems & Control Letters 2008, 57(4): 300-308.
- [14] 孙立国, 孙健国, 张海波, 等. 基于直升机/发动机非线性综合仿真模型的增广 LQR 控制器设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 471-476.
- SUN Ligu, SUN Jianguo, ZHANG Haibo, et al. Augmented linear quadratic regulator controller design based on non-linear integrated helicopter/engine model[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 471-476. (in Chinese)
- [15] 李秋红, 孙健国. 航空发动机解耦控制器设计[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1046-1050.
- LI QiuHong, SUN Jianguo. Aeroengine decoupling controller design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1046-1050. (in Chinese)