

文章编号: 1000-8055(2010)02-0471-06

# 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

孙立国, 孙健国, 张海波, 王健康  
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 构建了 UH-60A 直升机六自由度非定常、非线性气动力模型以及完整的直升机/涡轮发动机非线性综合仿真模型. 使用增广 LQR 方法设计了直升机飞行控制器, 包线内大量仿真结果及与  $H_\infty$  控制器效果的对比表明该控制器解耦性能、指令跟踪性能优越, 鲁棒性强. 此外, 该控制器设计过程简单和调参方便. 借助上述综合仿真模型研究了发动机闭环系统与直升机的功率匹配关系, 数字仿真表明: 发动机能够满足直升机常规飞行任务下的功率需求, 功率涡轮转速下垂量满足直升机飞行操纵品质规范(ADS-33E)的要求.

**关 键 词:** 直升机/发动机综合仿真模型; 飞行控制; 增广 LQR 方法; 解耦性; 鲁棒性

中图分类号: V231

文献标识码: A

## Augmented linear quadratic regulator controller design based on non linear integrated helicopter/ engine model

SUN Li guo, SUN Jian guo, ZHANG Hai bo, WANG Jian kang

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** The unsteady and non-linear helicopter model of UH-60A was established, while the non linear integrated helicopter/ engine model was also constructed. Then, an augmented linear quadratic regulator (ALQR) method for the flight controller was designed. Simulative experiments on the integrated helicopter/ engine model were conducted. Numerical simulation results and the comparison with  $H_\infty$  controller demonstrate that the ALQR flight controller had its superiority of decoupling, command tracking and robustness. In addition, it was also found that the closed-loop system of engine could satisfy the need of power required by the helicopter in usual task, and the power turbine speed could meet the requirement of ADS-33E.

**Key words:** integrated helicopter/ engine model; flight controller;  
augmented linear quadratic regulator (ALQR); decoupling; robustness

直升机是一个多自由度、强耦合的高阶系统, 现代直升机的设计过程中采用综合设计和综合控制技术非常必要<sup>[1-4]</sup>, 在设计阶段就考虑各子系统的耦合作用, 以提高飞机对飞行姿态、轨迹的控制能力, 与此同时达到节省燃油、增大航程等目的.

90 年代, Sikorsky 公司、McDonnell Douglas 直升机公司及通用电气公司分别建立了 GENHEL, FLYRT 和 SARC 直升机飞行动态仿真模型用于直升机综合飞行/发动机控制研究, 并应用到直升机综合飞行/发动机控制设计中, 具体型号有

收稿日期: 2009-01-17; 修订日期: 2009-06-15

基金项目: 航空支撑科技基金(04B52006)

作者简介: 孙立国(1984-), 男, 河北玉田人, 硕士生, 主要从事直升机、发动机建模、控制及优化研究

SPIRIT 直升机<sup>[2]</sup> (S-76) 等.

21 世纪初, 美国军方又发起了对装配先进 Pratt and Whitney 3000SHP 发动机的下一代 Sikorsky Black Hawk 直升机综合控制研究.

国内关于直升机综合飞行/发动机控制的研究起步不久, 仍处于数字仿真阶段, 仿真所用的飞机/发动机综合模型中, 或者直升机和发动机均用线性模型<sup>[4]</sup> 或者直升机、发动机两者之一用线性模型<sup>[5-6]</sup> 或者涡轴发动机非线性模型<sup>[7]</sup> 不够精确, 难以精确反映大包线范围内发动机的非线性动静特性.

为对整个系统进行更有效的综合控制及优化, 本文首先构建了较为完整的直升机/涡轴发动机非线性综合仿真模型, 其次基于该综合模型设计了直升机飞行控制器. 直升机飞行控制器的设计都是围绕着增稳和解耦展开的, 有人应用 LQR (linear quadratic regulator) 理论设计了增稳系统, 随后出现了特征值配置、 $H_\infty$ <sup>[8-9]</sup> 和  $\mu$  综合及其他智能控制等<sup>[10-12]</sup>. 但很多控制器的设计并未很好的解决大包线范围内的鲁棒性、解耦性以及控制器阶次高等问题. 为解决这些问题, 本文首次将一种增广 LQR 方法用于直升机飞行控制器设计.

# 1 直升机/涡轴发动机非线性综合仿真模型研究

## 1.1 直升机模型

本文所建直升机模型是基于 UH-60A 直升机数据依照文献[1] 在文献[3] 发动机/旋翼模型基础上建立的包含主旋翼、机身、尾桨、平尾和垂尾的非定常、非线性气动力模型. 其中旋翼模型采用了非均匀一阶谐波入流模型. 参照黑鹰直升机飞行测试数据<sup>[1]</sup>, 本文对前述非线性综合仿真模型进行了大量精度校验工作, 校验工作主要包括两部分: ①全包线内不同高度上的定常平飞配平值——前飞速度关系曲线与飞行测试以及 Ames GENHEL 模型数据进行了对比; ②全包线内不同点模型各状态量的开环操纵响应曲线与飞行测试以及 Ames GENHEL 模型数据进行了对比. 大量校验结果表明前述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. 限于篇幅, 在此仅给出模型校验部分对照曲线.

校验模型中 UH-60A 直升机参数与文献[1] 一致, 飞行测试数据参考文献[13]. 在动态仿真过程第 2.55s 处施加与所选飞行试验相对应的横向

周期变距  $\Delta A_{1c} = 1.14^\circ$  的操纵量阶跃输入, 所得动态仿真曲线与该型直升机的 US Army Aviation Engineering Flight Activity (USAAEFA) 飞行测试数据对比, 部分校验曲线如图 1 所示. 符号说明:  $\phi$  滚转角 ( $^\circ$ ),  $p$  滚转角速率 ( $^\circ/s$ ),  $r$  偏航角速率 ( $^\circ/s$ ),  $q$  俯仰角速率 ( $^\circ/s$ ).

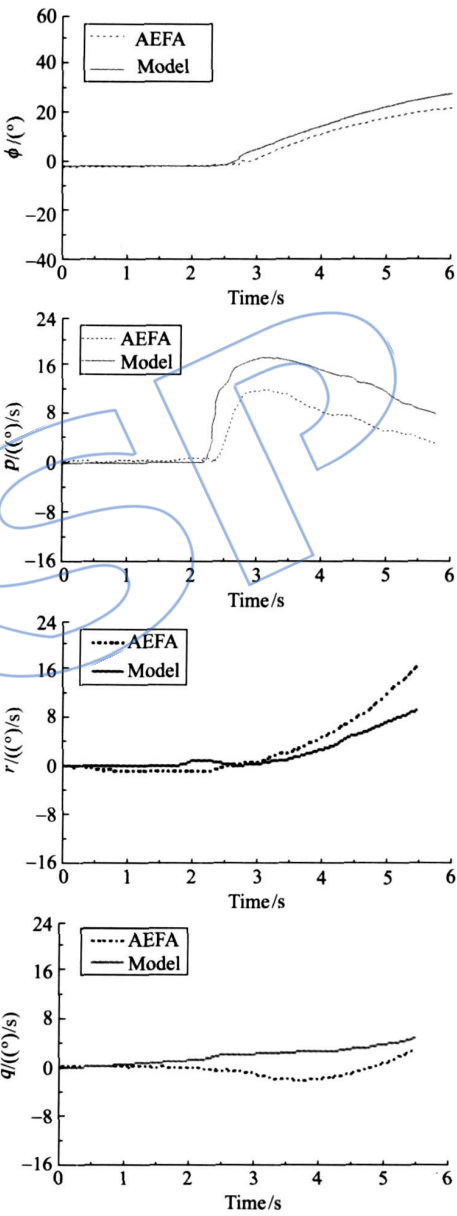


图 1 直升机动态响应曲线  
Fig. 1 Dynamic response of the helicopter

## 1.2 发动机模型

本文的 T700 涡轴发动机部件级模型是在文献[3, 14] 基础上, 用部件法建立的非线性实时数学模型. 涡轴发动机稳态功率解算模型满足各转

动部件的功率平衡及各截面的质量流量连续条件. 动态过程中, 采用一次通过算法解决了模型动态仿真中的实时性问题. 本模型为面向工程应用的通用性实时模型, 借助于全包线范围内的精确初猜值表的建立, 以及迭代步长的自动选取, 解决了稳态模型的全包线收敛问题. 文献[ 15] 给出了该模型全包线范围内的多点校验结果.

值得强调的是, 这里的涡轴发动机稳态模型为功率解算模型<sup>[3]</sup>, 在直升机总体配平时能够根据旋翼及尾桨的需用功率解算出满足此功率需求的燃气涡轮相对转速  $\bar{n}_g$  及相应的燃油流量. 发动机控制系统采用两回路串级 PID (proportion integration differentiation) 控制器, 以功率涡轮转速恒定为控制目标, 以主燃油流量  $W_f$  为控制量. 内环被控量为燃气涡轮转速  $N_g$ , 外环被控量为功率涡轮转速  $N_p$ .

1.3 综合仿真模型

直升机/发动机非线性综合仿真模型的结构框图如图 2 所示, 主旋翼与机身、尾桨、平尾和垂尾的气动耦合关系已经在图上示出. 直升机/涡轴发动机非线性综合仿真模型的初始定常配平主要包括 3 部分: ①旋翼动力学系统的配平; ②发动机模型配平; ③机体动力学模型配平, 包括旋翼总距、纵横向周期变距、尾桨总距和平尾安装角的配平. 首先进行旋翼及机体的配平, 迭代计算直至机体运动学方程满足精度要求. 然后根据旋翼的需用功率  $P_1$  进行发动机功率解算模型的配平计算, 算出发动机的工作状态. 我们建立了全包线范围内的初猜值表, 使得该综合仿真模型能够在包线范围内任意点进行功率解算和初始化并开始动态仿真.

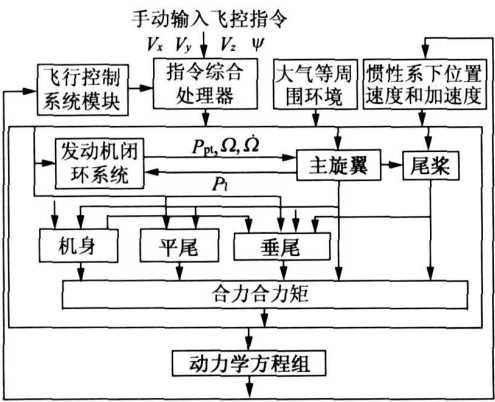


图 2 非线性直升机/发动机综合仿真模型结构

构建综合模型的另一难点便是解决直升机与发动机两系统的动态联接问题. 本文解决办法是旋翼和机体模型将当前需用功率  $P_1$  及旋翼轴扭矩传给发动机并代入功率涡轮转子动力学方程影响发动机状态; 发动机闭环模型根据负载实时求解当前燃油输入量并动态计算得到当前实际功率涡轮转速  $N_p$ , 经过一个固定传动比转化后作为主旋翼和尾桨转速.

2 ALQR ( augmented linear quadratic regulator) 控制方法

首先在直升机状态变量系统中引入 4 个轨迹输出误差量将原系统扩展成含 13 状态变量的系统, 然后按照一般的 LQR 控制器设计方法对增广后的系统设计控制器. 将该控制器用于直升机指令跟踪控制时, 既可保持 LQR 控制系统所具有的良好鲁棒性, 并保证系统输出与给定指令之稳态误差为零<sup>[16]</sup>.

本文以 UH-60A 直升机模型为控制对象, 设计过程中应用的名义对象是基于直升机六自由度非定常、非线性模型的海平面悬停点小偏差线性化模型, 其状态空间表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \tag{1}$$

式中

$$\begin{aligned} x &= [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta]^T \\ u &= [\delta_b \ \delta_a \ \delta_r \ \delta_t]^T \\ y &= [V_x, V_y, V_z, \phi]^T \end{aligned}$$

状态量依次为: 沿英美轴系  $x, y, z$  轴方向的速度, 绕 3 个轴的角速度以及滚转角、偏航角和俯仰角. 控制输入分别表示总距、横向周期变距、纵向周期变距和尾桨总距. 并且各量均为相对于线性化点的增量, 为简化起见本文表达中均略去增量符号  $\Delta$ .  $A, B, C$  和  $D$  为适维矩阵.

对系统(1)微分可得

$$\begin{cases} \ddot{x} = A\dot{x} + B\dot{u} \\ \dot{e} = \frac{d(r-y)}{dt} = -\dot{y} = -C\dot{x} \\ t > 0 \end{cases} \tag{2}$$

其中

$$\begin{aligned} r &= [V_{xr}, V_{yr}, V_{zr}, \phi_r]^T \\ e &= r - y \end{aligned}$$

取增广状态向量为

Fig.2 Simulation configuration of the nonr linear integrated model

$$\bar{x} = [\dot{x}^T e^T]^T$$

则式(2)可以表示为

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u} \tag{3}$$

其中  $\bar{u} = u, \bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \bar{B} = [B]$

对系统(3)可以设计 LQR 状态调节器, 求出的控制律为

$$\bar{u} = -\bar{K}\bar{x}$$

其中  $\bar{K} = R^{-1}B^TP$ , 而  $P$  满足 Riccati 方程, 具体从略。

$\bar{K}$  按  $x$  和  $e$  表示为分块矩阵  $\bar{K} = [K_x \quad K_e]$  则

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

对上式求拉氏变换, 得系统(1)的控制器为

$$u = -K_x x - (K_e/s) \tag{4}$$

所设计的 ALQR 控制器结构图如图 3 所示。

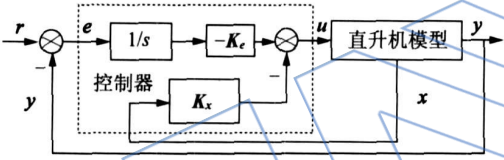


图 3 ALQR 控制系统结构图

Fig. 3 Block diagram of the control system designed by ALQR method

从控制系统的结构图可以看出, 此控制器不仅利用了状态量  $x$  的信息, 而且利用了输出  $y$  的信息, 也就是说利用了比直接 LQ 最优跟踪方法更多的有关系统信息, 因此它将具有更优良的性能<sup>[16]</sup>. 针对增广后的含 13 个状态变量的系统(3)求解的控制律中, 状态反馈阵  $K_x$  主要起状态调节和增稳作用, 并有一定解耦功能. 输出误差反馈阵  $K_e$  主要影响前飞、侧飞、高度、航向通道的指令跟踪效果, 两者物理意义明确。

为说明 ALQR 飞行控制器的优越性, 针对系统(1)设计了混合灵敏度  $H^\infty$  控制器以作对比. 混合灵敏度  $H^\infty$  控制比较成熟<sup>[17]</sup>, 此处不再赘述, 下一节讨论有关的仿真结果。

3 仿真结果及分析

3.1 控制效果对比

为进行控制器效果对比, 我们在  $V_x = 10 \text{ m/s}$ ,

$V_z = -1 \text{ m/s}, H = 200 \text{ m}$  的基准点分别设计了 ALQR 和  $H^\infty$  控制器, 并放入非线性模型进行了控制效果对比, 其中在设计点的对比曲线如图 4 所示, 限于篇幅侧飞和偏航通道的仿真曲线在此未给出. 大量数字仿真结果表明: 混合灵敏度  $H^\infty$  控制器的灵敏度函数加权阵  $W_s$  和补灵敏度函数加权阵  $W_i$  难以选取, 尽管我们反复调参仍难以使前飞和侧飞控制得到满意效果,  $V_x$  超调量达 13.6%. 并且, 这一组 ALQR 控制器能够用在  $V_x$  为 0~25 m/s,  $H$  为 0~3 km 的包线范围内, 而  $H^\infty$  控制器几乎不能用在其它点. 相比之下 ALQR 控制器解耦性能更优, 超调小无静差, 调参方便。

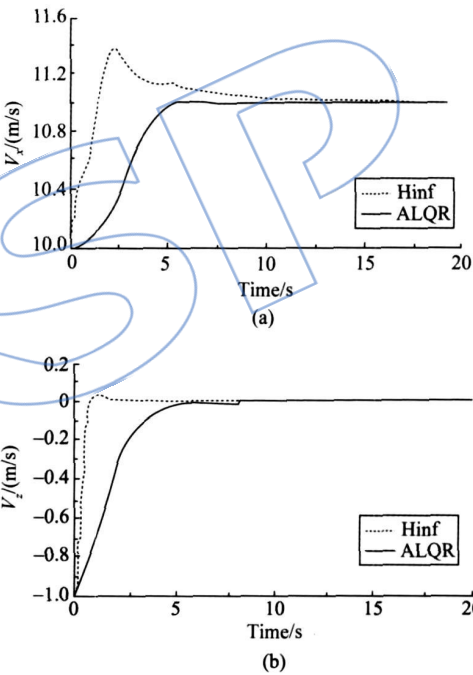


图 4 ALQR 和  $H^\infty$  控制器的控制效果对比

Fig. 4 Comparison of ALQR and  $H^\infty$  controllers

3.2 带 ALQR 控制器的综合模型仿真

工作原理: 动态仿真过程中, ALQR 飞行控制器改变直升机飞行状态时会造成需用功率  $P_1$  的改变, 进而造成涡轴发动机功率涡轮输出功率  $P_{pt}$  与旋翼轴需用功率的不平衡, 导致功率涡轮转速变化; 而此时因为涡轴发动机以功率涡轮转速恒定为控制目标, 发动机 PID 控制器势必会马上迅速调节供油量, 维持发动机功率涡轮转速恒定。

以下所有仿真结果基于前述直升机/ 涡轴发动机非线性综合仿真模型. 基于海平面悬停点的直升机状态变量模型设计 ALQR 飞行控制器, 并将其

用于直升机非线性模型在  $H = 1\text{ km}$  和  $V_x = 15\text{ m/s}$  这一控制器非设计点的前飞通道、侧飞通道、航向通道和爬升速度通道的控制。阶跃响应仿真结果图如下。为方便进行比较, 图中前飞速度  $V_x$  以增量形式在图中给出(基准点  $V_x = 15\text{ m/s}$ ), 并且主响应曲线在图中右边纵坐标轴下单独画出。

3.2.1 直升机前飞、侧飞、航向通道的控制效果

如图 5 所示, 前飞速度、侧飞速度以及偏航角均能在较短时间内稳定, 超调小, 无静差, 并能在动态调节过程中保持另外 3 个轨迹控制量在零附近。这体现了控制器的良好解耦性能。并且大量仿真结果表明, 只需几组该控制器便能实现直升机全包线范围内的六自由度控制并满足工程需要。

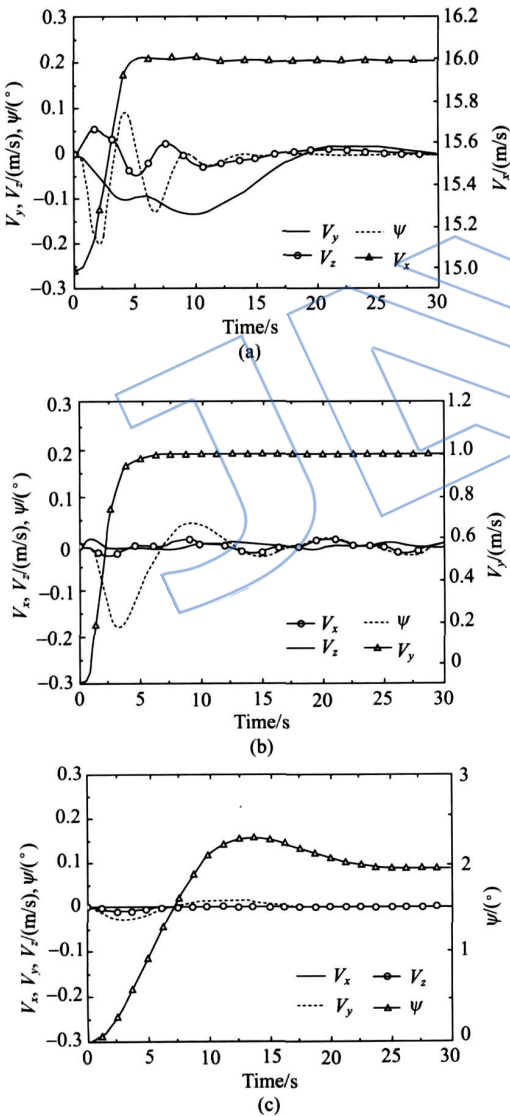


图 5 前飞, 侧飞和航向通道阶跃响应曲线

Fig. 5 Step response of  $V_x$ ,  $V_y$  and  $\psi$

在非设计点 ALQR 控制器具有良好的控制效果表明其具有非常强的鲁棒性。从原理上分析, 随着前飞速度增大, 直升机机体开环系统的不稳定极点移向复平面虚轴负向<sup>[18]</sup>, 既然控制器已经在悬停状态取得了较好控制效果, 可以分析出其在一定包线范围内前飞速度增大后也有较好的控制品质。

3.2.2 阶跃指令爬升飞行控制效果

如图 6 所示, 发动机控制器以功率涡轮转速恒定为控制目标。直升机接受爬升速度阶跃指令突然爬升时, 需用功率增大很多, 发动机必然短时间内难以理想地满足功率需求。旋翼轴转速从  $\Omega = 27\text{ rad/s}$  略有下降, 最小值  $26.83\text{ rad/s}$ , 其下垂量为  $0.62\%$ , 扭矩变化量满足美军标 ADS-33E 直升机高度响应特性和发动机扭矩响应等级 1 要求, 马上发动机在控制器作用下燃油量增加, 燃器发生器转速马上上升, 继而功率涡轮输出功率增加, 又将功率涡轮转速调回设计点, 相应的旋翼轴转速也调回  $27\text{ rad/s}$ , 中间调节过程中旋翼轴转

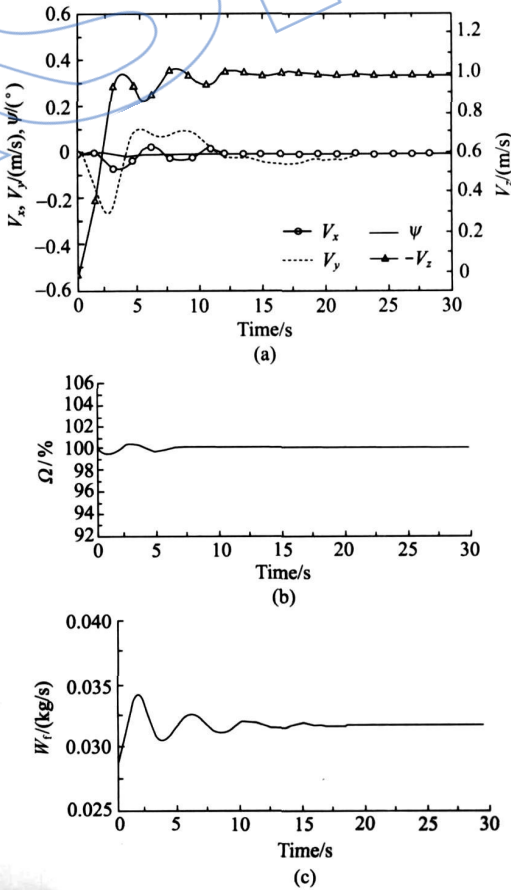


图 6  $V_z = -1\text{ m/s}$  爬升阶跃指令的响应曲线

Fig. 6 Step response of  $V_z = -1\text{ m/s}$

速下垂量满足直升机飞行操纵品质规范的要求。

此外研究发现,在联入发动机构成交联系统之前,只给旋翼恒定转速时,本文的 ALQR 飞行控制器具有非常理想的动静态控制品质,被控量无超调震荡,跟踪曲线平滑。这表明发动机系统与直升机系统的耦合对于直升机的飞行控制品质影响很大,足见本文构建非线性综合仿真模研究综合优化控制的必要性。

## 4 结 论

本文研究并构建的直升机/涡轴发动机非线性综合仿真模型能够用于直升机全包线范围内的六自由度常规飞行任务仿真研究,为进行直升机、发动机综合优化控制研究,更好地挖掘发动机的潜力奠定了基础。研究也表明,该模型对于更好地研究直升机/涡轴发动机这一交联系统的耦合特性十分必要。基于以上综合模型本文设计的直升机 ALQR 飞行控制器,数字仿真实现了直升机全包线范围内的六自由度飞行控制,该控制器表现出了很强的解耦跟踪性能和鲁棒性。综合仿真过程中发动机转速下垂量满足飞行操纵品质规范(ADS-33E)的要求。此外,相比于  $H_\infty$  控制器 ALQR 控制器的设计过程具有简单明了、权阵系数调参方便的特点,便于工程实际应用。

## 参考文献:

- [1] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: Volume I—Mathematical model[R]. NASA 166309 1981.
- [2] Sweet D H. Flight testing of the chandler evans adaptive fuel control on the S-76A helicopter[R]. Boston, MA: AHS 45th Annual Forum, 1989.
- [3] 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.
- [4] 王志峰, 安锦文, 姜广伦. 直升机飞行/推进综合模型的建立[J]. 飞行力学, 1999, 17(4): 17-21.  
WANG Zhifeng, AN Jinwen, JIANG Guanglun. Design of integrated helicopter flight/propulsion model[J]. Flight Dynamics, 1999, 17(4): 17-21. (in Chinese)
- [5] 陈仁良. 直升机飞行动力学数学建模及机动性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1998.  
CHEN Renliang. A mathematical model of helicopter flight dynamics and investigation of maneuverability[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998. (in Chinese)
- [6] 黄一敏. 直升机飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1999.  
HUANG Yimin. Research on helicopter flight control system design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999. (in Chinese)
- [7] 孙传伟, 高正. 直升机飞行动力学模型与飞行品质评估[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.  
SUN Chuanwei, GAO Zheng. Flight dynamics modeling for rotorcraft flying quality evaluation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [8] Marco L C, George P, William M, et al. Design and flight testing of a high bandwidth  $H_\infty$  loop shaping controller for a robotic helicopter[J]. AIAA, 2002, 12(3): 4836-4846.
- [9] 曾丽兰, 王道波. 无人驾驶直升机飞行控制技术综述[J]. 控制与决策, 2006, 21(4): 361-366.  
ZENG Lilan, WANG Daobo. Survey of flight control technology for unmanned helicopter[J]. Control and Decision, 2006, 21(4): 361-366. (in Chinese)
- [10] Johnson M D, Calise A J, Johnson E N. Further evaluation of an adaptive method for launch vehicle flight control[R]. AIAA-2004-5016, 2004.
- [11] Johnson E N, Calise A J. Neural network adaptive control of systems with input saturation[C]//Proc. of the IEEE American Control Conference. Arlington, VA: IEEE, 2001: 3527-3532.
- [12] Lapp T, Singh L. Model predictive control based trajectory optimization for nap of the earth (NOE) flight including obstacle avoidance[C]//Proc. of the 2004 American Control Conference. Boston, MA: [s. n.], 2004: 891-896.
- [13] Ballin M G. Validation of a real time engineering simulation of the UH-60A Helicopter[R]. NASA 94035, 1987: 40-100.
- [14] 周剑波. 涡轴发动机建模技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1995. (in Chinese)  
ZHOU Jianbo. Research on modeling of turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995. (in Chinese)
- [15] 邹先权. 涡轴发动机自适应模型的建立与鲁棒控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
ZOU Xianquan. Adaptive model of turboshaft engine and robust control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [16] 杨刚, 孙健国, 李秋红. 航空发动机控制系统中的 ALQR 方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 153-158.  
YANG Gang, SUN Jianguo, LI QiuHong. Augmented LQR method for aeroengine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158. (in Chinese)
- [17] Garg S. Robust integrated flight/propulsion control design for a STOVL aircraft using  $H_\infty$  control design techniques[J]. Automatics, 1993, 29(1): 129-145.
- [18] Padfield G D. Helicopter flight dynamics—the theory and application of flying qualities and simulation modeling[M]. Washington, DC: Blackwell Science, 1996.