

带矢量喷管的一体化飞行/推进控制技术研究

北京航空航天大学 王 涛** 孟庆明

摘要】 本文对综合推力矢量飞行/推进控制系统的设计方法进行了研究,在充分考虑了推力矢量飞行、推进子系统之间的相互作用后,建立了带推力矢量综合飞行/推进控制系统的数学模型,结合推力矢量研究的特点,采用鲁棒伺服 LQG/LTR 设计法,进行控制系统的设计,通过仿真实验,证明设计达到了要求,方法可行。

主题词: 航空发动机 矢量控制 喷管

分类号: V233.7

1 综合系统模型

由于偏转喷口和鸭翼的加入,使得推力矢量飞机的控制难度加大。为减轻飞行员的工作负荷,需要进行一体化飞行/推进控制系统(IFPC)设计。以美国 F-15 STO/MTD 验证机为原型,装备带俯仰/偏航平衡梁喷管的 F-100 发动机。仅考虑飞机在对称平面的运动—纵向运动,并将推力矢量偏角 δ_v 视为与飞机的常规气动操纵面一样的操纵部件,将其作为发动机的扰动量,在 IFPC 的初步研究中尽量不使 δ_v 的变化影响发动机的正常工作。综合系统的线性化模型有如下形式:

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx + Du \quad (1)$$

其中状态向量和控制输入向量是:

$$x = [v \quad \alpha \quad q \quad \theta \quad n_L \quad n_H \quad P_3^* \quad P_{af}^*]^T, \quad u = [\delta_a \quad \delta_d \quad \delta_v \quad m_f \quad A_s]^T$$

其中: v 为飞机的前向速度, α 为飞机的攻角, q 为飞机俯仰角速率, θ 为飞机俯仰角, n_L 为发动机风扇转速, n_H 为发动机高压转子转速, P_3^* 为燃烧室出口压力, P_{af}^* 为加力燃烧室压力, δ_a 为鸭翼偏转角, δ_d 为升降舵偏转角, δ_v 为矢量喷管偏转角, m_f 为主燃油流速, A_s 为喷管喉道面积。各模型数据详见参考文献 [4]。

2 控制规律设计

设被控对象为 1 式,式中 $x(t) \in R^n, u(t) \in R^m, y(t) \in R^q$ 参考输入向量 $r(t) \in R^p$, 对于飞机/发动机综合系统,无法获得所有状态量和输出量的准确测量值,所以一般来说 $r(t)$ 维数小于输出量 $y(t)$ 个数 ($p < q$), 从 q 个输出量中选出 p 个进行跟踪伺服系统设计有:

$$y = \begin{bmatrix} y_c \\ y_{nc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_c \\ C_{nc} \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} D_c \\ D_{nc} \end{bmatrix} u \quad (2)$$

其中 C_c 为 $p \times n$ 阶矩阵, C_{nc} 为 $(q-p) \times n$ 阶矩阵, 向量 y_c 为被控输出, y_{nc} 含非被控输出。跟踪误差为 $e = y_c - r$ 。由跟踪误差和状态模型产生出一个新的系统:

$$\dot{z} = \tilde{A}z + \tilde{B}u \quad (3)$$

其中:
$$z = \begin{bmatrix} e \\ x \end{bmatrix}, \quad \mu = \dot{u}, \quad \tilde{A} = \begin{bmatrix} 0 & C_c \\ 0 & A \end{bmatrix}, \quad \tilde{B} = \begin{bmatrix} D_c \\ B \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据线性二次型控制原理, 由(6-24)式推出性能指标函数:

$$J = \int_0^\infty z^T Q z + \mu^T R \mu \, dt \quad (5)$$

用上式中的 Q 和 R 求解代数李卡提等式(Algebraic Riccati Equation, 简称 ARE), 得到的最优控制律。所求出的反馈控制增益矩阵 K 为 $m \times (q+n)$ 阶, K 阵分解如下:

$$K = [K_I \quad K_x] \quad (6)$$

由上式积分得控制规律:
$$u(t) = \int \mu(t) \, dt = -K \int (t) \, dt = -K_I \int dt - K_x x \quad (7)$$

该最优伺服系统由于积分器的作用, 可以无偏差跟踪阶跃命令。对于这个系统, 所有状态必须可知。同时要求被跟踪输出数量要不大于总输出量, 对于一般系统来说, 均能满足这个要求。这时可以通过加入 Kalman 滤波器并引入 LTR 方法改善系统的可测性和鲁棒性。

3 控制器设计

3.1 输出量的选取

为了更好的反映控制后飞机和发动机性能, 在模型选取上应尽量多选择一些输出变量; 但是, 在鲁棒伺服 LQG/LTR 控制设计中, 输出变量的增加会带来系统阶数过大、需要确定的加权参数增加等问题, 因此, 在选取上要综合考虑。文中主要采用以飞行控制为主, 兼顾发动机性能的方式。输出变量取: $y = [v \quad \gamma \quad \theta \quad N_T]^T$

3.2 换算参数

从综合推力矢量飞行/推进系统的状态向量可以看出, 各状态量的量纲并不一样, 稳态值的大小不一。所以有必要在进行 LQG/LTR 设计时对系统的变量进行比例换算。通过换算, 可以排除掉不同物理量纲的影响。对变量之间的关联也易于比较和理解^[1] (见图 1)。

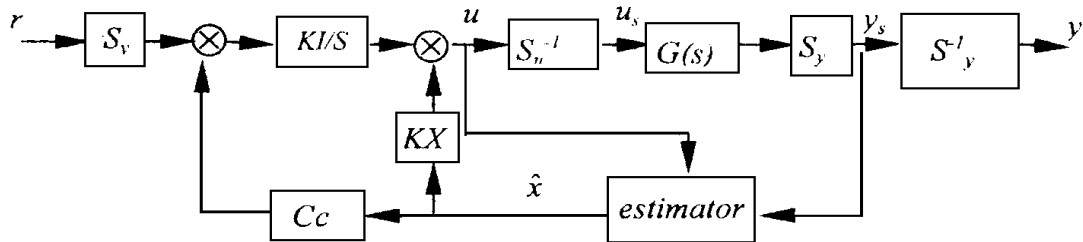


图 1 带换算矩阵的鲁棒 LQG/LTR 框图

对系统输入输出进行换算, 需要对系统有较深入的理解, 例如系统变量的大小、物理量纲、初始条件等等。但最重要的是必须保证比例换算后的系统的特性不能有任何变化。定义输入换算矩阵和输出换算矩阵 S_y , 则输入输出换算的一般形式为:

$$u_s = S_u u, \quad y_s = S_y y \quad (8)$$

分别为换算输入和换算输出。由此可得换算系统的状态方程:

$$\dot{x} = Ax + B_s u_s, \quad y_s = Cx + D_s u_s \quad (9)$$

其中: $B_s = BS_u^{-1}$, $C_s = S_y C$, $D_s = S_y DS_u^{-1}$

一般常取换算阵 S_u 和 S_y 为对角阵, 对角元素皆为正数。 S_u 对角元素取其相应控制输入的最大容许变化量的倒数。 S_y 对角元素取相应输出最大设计变化量的倒数。

4 系统仿真

根据建立的模型仿真, 得到系统的动态仿真曲线。图 2 给出了航迹角阶跃输入时的动态响

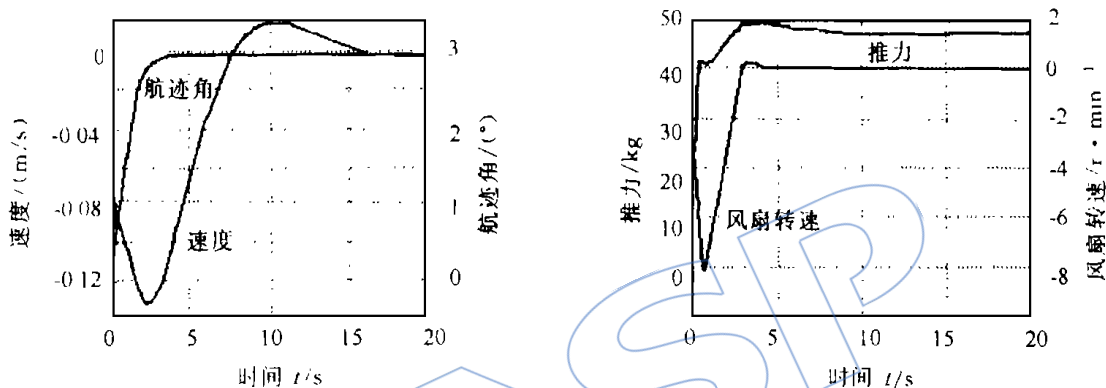


图 2 航迹角阶跃响应

应曲线, 模拟垂直过渡飞行模式 (Vertical translation) 的阶跃命令。系统在 5 秒内达到了所需要的参考输入值, 速度输出在 15 秒左右达到稳定, 俯仰角与风扇输出在 5 秒左右达到稳定, 推力输出在 5~10 秒左右达到稳定输出。为支持飞机的爬升, 推力又有增高趋势。

参 考 文 献

- 1 Robert A H. An LQG Up- and- Away Flight Controller for the STOL F- 15. AD- A16411
- 2 Geregory L G. LQG/LTR Design of a Robust Flight Controller for the STOL F- 15. AD- A164108
- 3 MWilliam C. Reigelsperger Direct Reduced Order Mixed H2/H control For the F- 15 STOL/MTD. AD- A278675
- 4 周超等.: [硕士论文]. 北京航空航天大学

(责任编辑 王震华)

ANALYTICAL REDUNDANCY BASED ON AUTOASSOCIATIVE NEURAL NETWORK FOR AEROENGINE SENSORS

Huang Xianghua and Sun Jianguo

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Ilyasov B. G. and Vasilyev V. I.

(UFA State Aviation Technical University)

ABSTRACT

Analytical redundancy technology based on autoassociative neural network is presented for aeroengine sensors. It doesn't depend on model and needs only the sample net of measurement data without sensor fault to train the network. Then it can work on-line. Estimation Feedback Scheme is developed and can meet the real-time requirements. If there has been performance degeneration of aeroengines, a compensation algorithm can be used automatically. Sensor fault analytical redundancy is accomplished by integrating the network estimation and fault detection logic. The results of theoretical analysis and simulation show that the provided scheme has the ability of distinguishing performance degeneration and sensor faults, and it also can detect soft faults of sensors.

Key Words Aeroengine Neural network Redundancy techniques

TECHNICAL NOTES

ROBUST INTEGRATED FLIGHT/PROPULSION CONTROL DESIGN FOR A STOL AIRCRAFT

Wang Tao and Meng Qingming

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

An application of robust LQG/LTR control design methodology to a centralized integrated flight/propulsion control (IFPC) system design for STOL/MTD aircraft is presented. The emphasis is put on formulating the Robust Servo LQR (RSLQR) control synthesis problem. A conversion parameter is introduced in controller design to improve the comparability of the system parameters. A detailed evaluation is completed for a controller obtained from RSLQR control design. The results indicate that a RSLQR control design meets the IFPC control system with thrust vectoring.

Key Words Aeroengines Vector control Nozzles

ADAPTIVE MODELLING TECHNIQUE FOR AEROENGINE

Duan Shoufu, Qi Wenkai, Gao Deping

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

An adaptive method for aeroengine modelling is introduced on the