

飞机总能量控制系统的研究 I ——原理分析与系统设计

吴树范 蔡维黎 沈勇璋 郭锁凤

(南京航空航天大学 301 教研室, 南京, 210016)

STUDIES ON THE TOTAL ENERGY CONTROL SYSTEM OF AIRCRAFT I: ——PRINCIPLE ANALYSIS AND SYSTEM DESIGN

Wu Shu-fan, Cai wei-li, Shen Yong-zhang, Guo Suo-feng

(Faculty 301 of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

摘要 飞机总能量控制是一种全新的综合飞行/推力控制技术,从控制飞机总能量的变化与分配出发,全面解决纵向飞行轨迹控制与速度控制之间的耦合问题;进而建立起一体化的综合飞行控制系统。用多变量系统解耦控制理论研究了这种控制系统,首先分析了总能量控制的基本思想,建立起包含飞机纵向姿态控制回路和发动机推力控制回路的飞机质点能量运动模型;然后利用输出反馈和V规范型前馈解耦策略,对此系统进行解耦分析,设计出能实现飞行轨迹与速度间解耦控制的总能量控制律,并确定出系统的设计条件;最后以波音(Boeing)707飞机为对象,进行了具体的系统设计。

关键词 飞行控制,飞机综合控制,多变量解耦控制,综合飞行/推力控制

Abstract Total energy control is a new concept for the integrated flight / propulsion control of aircraft. Based on controlling the amount of aircraft total energy and its distribution, it decouples the vertical flight path and speed control, and further establishes a unified flight control system. This paper studies this control technique with the decoupling control principle of multi-variable system. First, the basic concept and principle of total energy control system (TECS) is analyzed, and the aircraft point-mass energy movement model is established based on its inner longitudinal attitude control loop and engine thrust control loop. Then, with output feedback control and fore-feed V-canonical decoupling structure, the TECS is analyzed, the control law which can decouple the vertical flight path and speed control of aircraft is designed, and the system design criteria are determined. Finally, a typical TECS is designed for a Boeing-707 transport aircraft model, and satisfactory simulation results are obtained.

Key words flight control, integrated control of aircrafts, multi-variable decoupling control, integrated flight / propulsion control

现代民用飞机上所使用的自动飞行控制系统(AFCS)都是基于单输入-单输出控制策略来设计的,其通常的控制结构为:利用由升降舵构成的俯仰轴姿态回路来控制纵向飞行轨迹,用发动机自动油门来控制飞行速度。系统的设计一般采用传统的、非最优的、由内

1991年7月17日收到,1992年5月10日收到修改稿

航空科学基金资助课题

向外的分析方法^[1]，每次设计只加入一个控制模态或控制回路，设计方法仍局限于经典控制理论的范畴，建立在误差反馈的基础之上。由于升降舵实现的轨迹控制和自动油门实现的速度控制之间存在着不利的耦合作用，使 AFCS 的设计十分复杂和困难，系统设计很大程度上取决于设计人员的直觉、经验和惯例，并依靠若干次的反复试验进行修改和验证。同时，由内向外的设计方法也导致 AFCS 中某些基本控制功能在各子系统间的重叠，使各子系统、各回路的设计相互影响和制约，很难寻得较好的综合效果。

如何解除轨迹控制与速度控制之间的耦合影响，使飞控系统产生协调的升降舵、油门指令，以实现轨迹与速度的解耦控制，一直是飞机综合飞行/推力控制技术中的一个难点。这主要是因为飞行轨迹的改变是通过飞机刚体运动的姿态控制来实现的，速度的改变则很大程度上取决于飞机的质点运动特性，在现有控制策略和结构下，二者很难有效地统一起来。这一点极大地制约了现有 AFCS 工作性能的进一步提高^[2,3]。

1 解耦控制的基本原理

总能量控制是建立在飞机纵向机动的质点运动方程的基础上的，由切向力方程，可知飞行过程中飞机的需用推力为

$$T = W(\theta + \dot{V}/g) + D \quad (1)$$

式中 θ 为纵向航迹角， T 、 D 为飞机推力和阻力， W 为飞机重量。

在初始时刻（稳态巡航状态），假定推力与阻力相平衡， $\theta = \dot{V} = 0$ ，则扰动后（机动飞行中）所需的推力增量正比于总航迹角 $(\theta + \dot{V}/g)$ 与飞行重量之积，且与阻力的变化有关。由于民航机纵向机动一般很小，速度变化缓慢，因而在短周期运动中，阻力基本不变，从而需用推力的增量仅与期望的航迹角、切向加速度和飞行重量有关，即

$$\Delta T \approx W(\theta + \dot{V}/g) \quad (2)$$

再考虑飞机单位重量的总能量

$$E = h + V^2/2 \quad (3)$$

对其微分，并认为航迹角较小，则有

$$\dot{E} = V(\theta + \dot{V}/g) \quad (4)$$

代入式(2)有

$$\dot{E}/V = \theta + \dot{V}/g = \Delta T/W \quad (5)$$

此式表明，飞机机动飞行过程中，总能量的变化主要是由推力的变化来控制的。升降舵的偏转主要引起飞机俯仰力矩的变化，改变飞机飞行姿态，对升力和阻力的影响很小，在推力不变时，它仅改变总能量在动能和势能之间的分配关系。由此，可得总能量控制的基本原理：用推力控制总能量的变化率，用升降舵构成的俯仰姿态回路控制总能量的分配率，系统结构见图1所示。

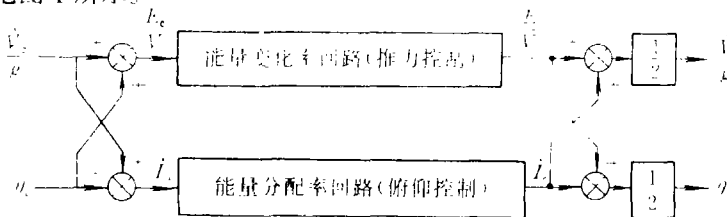


图1 总能量控制系统原理结构图

为使动能和势能具有同等的控制优先级，在升降舵控制通道使用了能量分配率作为控制量，它定义为动能与势能的变化率之差

$$\dot{L} = \dot{V} / g - \theta \tag{6}$$

为实现解耦控制目的，上述系统的设计应满足如下两点基本要求

- (1) 能量变化率控制通道和能量分配率控制通道之间实现解耦控制。
- (2) 两能量控制通道具有匹配的动静态特性，以消除飞机动能、势能间的多余转换。

2 飞机质点能量运动模型

考虑飞机质点能量运动，引入无量纲推力参数 $\delta T \triangleq \Delta T / W$ ，则由式(5)和式(6)得

$$\begin{bmatrix} \dot{\frac{E}{V}} \\ \dot{L} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & -2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta T \\ \theta \end{bmatrix} \tag{7}$$

总能量控制是建立在独立的发动机推力控制回路和纵向俯仰姿态控制回路的基础上的，前者通过调整发动机油门来产生指令的推力变化量，后者则利用升降舵的偏转来稳定和控制飞机俯仰姿态角，并进而控制飞机纵向航迹角。假定两基本控制回路的传递函数分别为 $W_T(s)$ 和 $W_p(s)$ ，其传递关系为

$$\delta T = W_T \delta T_g \tag{8}$$

$$-2\Delta\theta = W_p \delta\Theta_g \tag{9}$$

代入式(7)可得含飞机基本控制回路的飞机质点能量运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\frac{E}{V}} \\ \dot{L} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_T & 0 \\ W_T & W_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta T_g \\ \delta\Theta_g \end{bmatrix} \tag{10}$$

式中 δT_g 和 $\delta\Theta_g$ 为发动机推力控制回路和飞机俯仰姿态控制回路的输入指令信号。

3 解耦控制律分析

式(10)表明，从质点能量运动的角度讲，飞机是一个双输入-双输出的 P 规范^[4]型耦合系统。对其引入单位输出反馈，采用前馈解耦策略和对角线解耦方法，并根据 Mesarovic'原则^[4]，具体采用 V 规范的解耦结构^[4]，可得图 2 所示控制结构。图中 $P_{11} = W_T$ ， $P_{21} = W_T$ ， $P_{12} = 0$ ， $P_{22} = W_p$ ；主通道的调节器 $R_{11}(s)$ 、 $R_{22}(s)$ 和解耦环节 $R_{12}(s)$ 、 $R_{21}(s)$ 结合为一体，形成 V 规范的解耦结构。

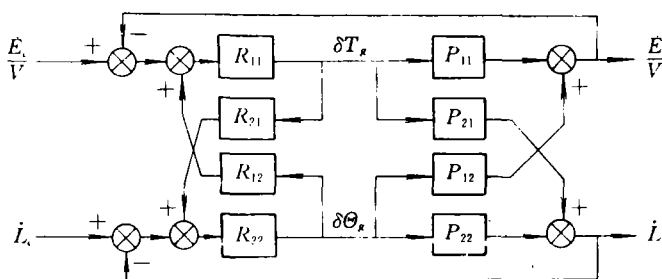


图 2 总能量解耦控制结构图

对此典型的双变量解耦控制系统，有如下解耦条件^[4]

$$R_{12} = -(P_{12} / P_{11})(1 / R_{11}) = 0 \tag{11}$$

$$R_{21} = -(P_{21} / P_{22})(1 / R_{22}) = -(W_T / W_p)(1 / R_{22}) \tag{12}$$

此时系统闭环传递函数为

$$\Phi(s) = \begin{bmatrix} R_{11}(s)W_T / (1 + R_{11}(s)W_T) & 0 \\ 0 & R_{22}(s)W_p / (1 + R_{22}(s)W_p) \end{bmatrix} \quad (13)$$

根据两能量控制通道动、静态特性相一致的要求, 令式 (13) 中两对角项相等, 有

$$R_{11}(s) = (W_p / W_T) R_{22}(s) \quad (14)$$

式 (12)~ 式 (14) 表明, 满足要求的各解耦控制环节与被控对象的传递函数 W_T 和 W_p 密切相关, 这实际上是不希望出现的。为此, 通过对调节器 $R_{11}(s)$ 和 $R_{22}(s)$ 的适当选取和处理简化解耦条件, 降低其对飞机基本控制回路的依赖性。

取调节器为比例加积分形式

$$\left. \begin{aligned} R_{11}(s) &= K_{TP} + K_{TI} \cdot s \\ R_{22}(s) &= K_{EP} + K_{EI} \cdot s \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

且出于系统动态特性的考虑, 将调节器环节中的比例项只作用于反馈信号, 而不影响输入指令信号, 则得解耦控制系统的实际结构见图 3。其中 $R_{x1}(s)$ 和 $R_{x2}(s)$ 为解耦环节 $R_{21}(s)$ 的相应分解。这时系统的闭环传递函数矩阵为

$$\begin{bmatrix} \dot{E} / V \\ \dot{L} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{E} / V \\ \dot{L} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中 $\Phi_{11}(s) = (K_{TI} / s)(\Phi_{KT} / Q_T(s))$, $\Phi_{22}(s) = (K_{EI} / s)(\Phi_{KP} / Q_p(s))$, $\Phi_{12}(s) = 0$,

$$\Phi_{21}(s) = \frac{\frac{K_{EI}}{s} \left[\frac{K_{EI}}{s} R_{x1} \Phi_{KP} - \frac{K_{TP} K_{EI}}{s} R_{x2} \Phi_{KP} \Phi_{KT} - K_{EP} \Phi_{KP} \Phi_{KT} + \Phi_{KT} \right]}{[Q_T(s)Q_p(s)]}$$

$$Q_T(s) = 1 + (K_{TI} / s)\Phi_{KT}(s), \quad Q_p(s) = 1 + (K_{EI} / s)\Phi_{KP}(s),$$

$$\Phi_{KT} = W_T / (1 + K_{TP}W_T), \quad \Phi_{KP} = W_p / (1 + K_{KP}W_p)。$$

由解耦条件 $\Phi_{21} = 0$, 并取 $R_{x1} = 0$, 可得解耦环节的传递函数为

$$R_{x2}(s) = (s / K_{TP} K_{EI})(1 - W_p) \quad (17)$$

姿态控制属于飞机短周期运动, 控制带宽大, 响应时间短; 而能量控制则属于飞机的长周期质点运动, 带宽较小, 响应缓慢; 再考虑到民航机控制中的一些非线性饱和和限幅环节^[2], 使飞机质点能量运动的动态过程更加缓慢, 带宽远远低于纵向姿态控制回路。因此在飞机长周期质点运动的分析中, 纵向姿

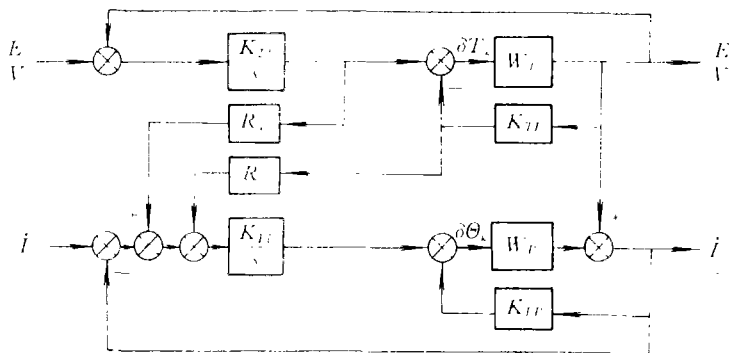


图 3 解耦控制的实际结构

态回路可视为常值环节，即 $W_p \dot{=} K_p$ ，其中 K_p 为 W_p 的静态增益。如此可有

$$R_{x2}(s) = s / K_{TP} K_{EI} K_P \tag{18}$$

综上，满足解耦要求的总能量控制律为

$$\delta T_g = \frac{K_{TI}}{s} \left(\frac{\dot{E}_c}{V} - \frac{\dot{E}}{V} \right) - K_{TP} \frac{\dot{E}}{V} = \frac{K_{TI}}{s} \left(\frac{\dot{V}_c - \dot{V}}{g} + \theta_c - \theta \right) - K_{TP} \left(\frac{\dot{V}}{g} + \theta \right) \tag{19}$$

$$\begin{aligned} \delta \Theta_g &= \frac{K_{EI}}{s} (\dot{L}_c - \dot{L}) - K_{EP} \dot{L} - \frac{1}{K_P} \frac{\dot{E}}{V} \\ &= \frac{K_{EI}}{s} \left[\frac{\dot{V}_c - \dot{V}}{g} - (\theta_c - \theta) \right] - K_{EP} \left[K_x \left(\frac{\dot{V}}{g} + \theta \right) - 2\theta \right] \end{aligned} \tag{20}$$

式中 $K_x = 1 + 1 / (K_{EP} K_P)$ 。

再考虑两个能量控制通道动、静态特性相匹配的要求，令式 (16) 中 $\Phi_{11} = \Phi_{22}$ 可得

$$K_{TI} \Phi_{KT} = K_{EI} \Phi_{KP} \tag{21}$$

当取两通道积分常数相等， $K_{TI} = K_{EI}$ ，则有

$$\Phi_{KT} = \Phi_{KP} \tag{22}$$

Φ_{KT} 和 Φ_{KP} 是 W_T 和 W_P 经 K_{TP} 和 K_{EP} 反馈构成的控制回路，它实际上就是对推力控制回路和纵向航迹角回路的反馈控制，因此应取单位反馈，即 $K_{TP} = K_{EP} = 1$ 。如此式 (22) 即是要求飞机的推力控制回路和纵向姿态控制回路再经单位反馈闭合后的传递函数的动、静态特性相匹配。

所以，飞机总能量控制系统的设计条件可归结为

- ① 推力控制回路 W_T 和纵向姿态控制回路 W_P 的动态特性应尽量相匹配；
- ② W_T 和 W_P 经单位反馈的闭环传递函数 Φ_{KT} 和 Φ_{KP} 应具有匹配的动、静态特性，静态特性不一致时，应予以补偿；
- ③ 两能量控制通道的调节器积分参数应相一致，即 $K_{TI} = K_{EI}$ ；比例系数均应为 1，即 $K_{TP} = K_{EP} = 1$ 。

4 系统设计与仿真

基于以上分析，以波音 707 飞机为对象，按前述要求设计了总能量控制系统的各个环节。纵向姿态控制回路中，采用了俯仰角速率和俯仰角反馈。前者改善飞机短周期运动的动态特性，后者用于保证稳态跟踪特性；为使

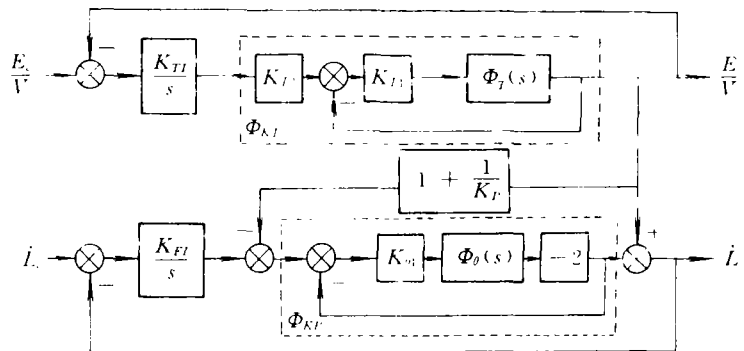


图 4 TECS 的参数设计

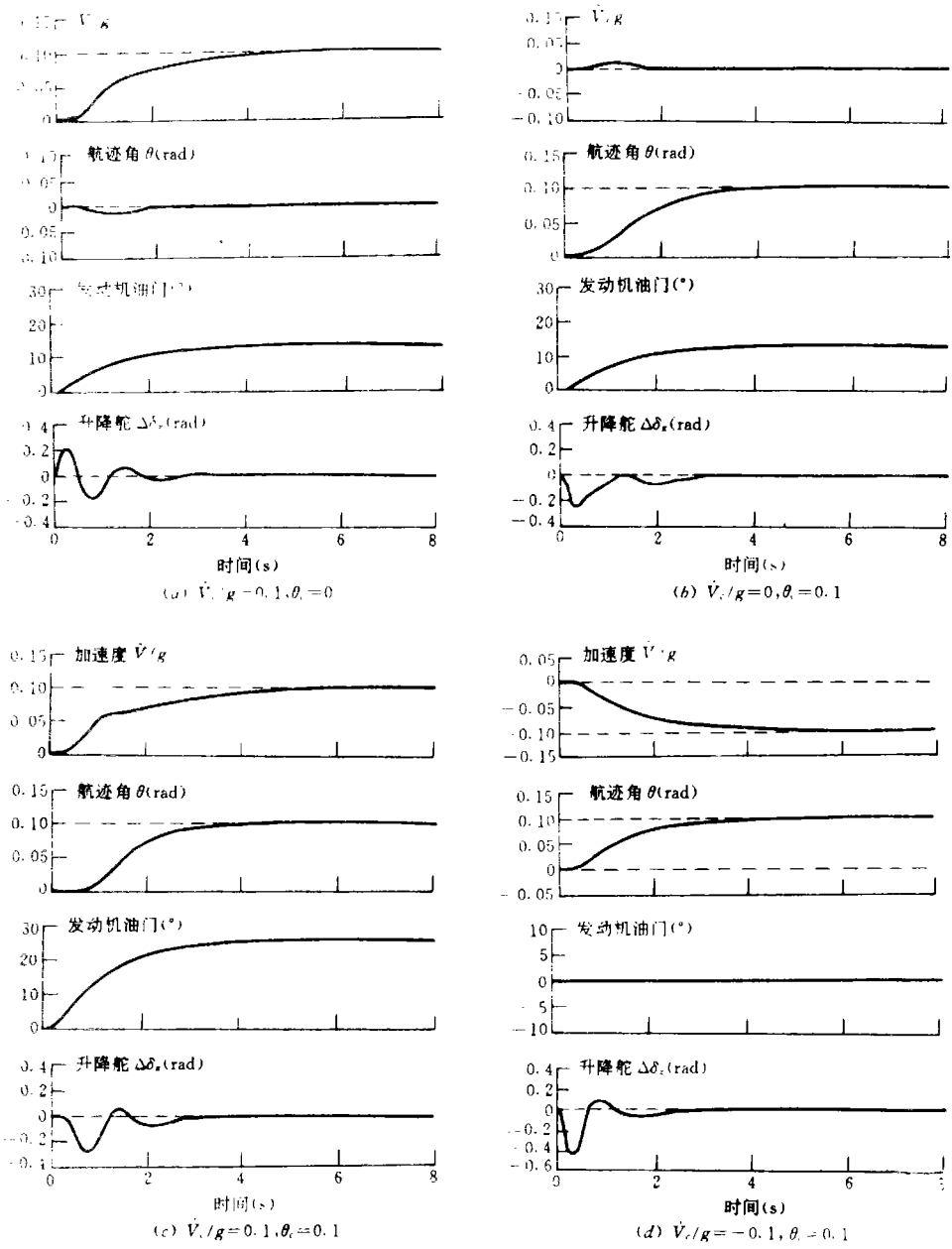


图 5 TECS 阶跃仿真结果

回路在各飞行条件下均具有良好的动、静态性能，设计中采用了鲁棒性分析的参数平面法^[5]，使纵向姿态回路对飞机模型参数的变化具有一定的鲁棒性。发动机推力控制回路

中, 针对 JT3D-7 涡扇发动机的特点, 采用压力比(EPR)反馈构成闭环推力控制方案, 控制参数的选取则尽量使推力控制回路的动态特性与相应纵向姿态回路相匹配。两个基本控制回路的设计过程和结果见文献[2]。

记推力控制回路的传递函数为 $\varphi_T(s)$, 俯仰姿态控制回路为 $\varphi_\theta(s)$, 则有 $W_T = \varphi_T$, $W_P = -2\varphi_\theta$, 由此可依图 4 进行 TECS 的设计。图中, K_{T1} 和 $K_{\theta 1}$ 为两个基本控制回路的动态补偿增益, 用以使 φ_{KT} 和 φ_{KP} 回路的动态特性相匹配, K_{T2} 为静态补偿增益, 用于保证 φ_{KT} 和 φ_{KP} 静态特性的一致, $K_{\theta 1}$ 和 K_{E1} 则决定了两个能量控制通道的动态特性。

依据前述设计要求, 结合根轨迹特性, 用频域分析法可完成图 4 的参数设计, 结果见文献 [2]。在高度为 8000m, 重量为 91000kg, 速度为 0.6Ma 数的飞行状态下, 对图 4 进行数字仿真, 对应 \dot{V}_c/g 和 θ_c 阶跃指令的不同组合, 得 4 组阶跃仿真结果, 见图 5 所示。

由仿真曲线可见, 所设计出的综合控制系统对航迹角和加速度控制的解耦效果是明显的, 相互之间的耦合影响已减至很小。当总能量变化时, 系统表现出良好的动态特性, 油门操作被减至很小, 且具有很好的单调性和平稳性, 见图 5; 而当总能量不变, 要求轨迹与速度相互转换时, 系统则表现出良好的能量转移特性, 见图 5(d), 这时发动机油门保持不变, 而由升降舵实现能量的转移和再分配; 进一步由图 5 仿真曲线还可看出, 解耦后的航迹角控制通道 $\theta_g \rightarrow \theta$ 和加速度控制通道 $\dot{V}_g/g \rightarrow \dot{V}/g$ 的动态响应过程均近似表现为一阶惯性环节, 时间常数近似为 1s 左右, 详细分析见文献 [2]。

5 结 论

研究表明, 总能量控制系统作为一种全新的综合飞行/推力控制系统, 具有许多优点和特性, 从根本上改观了 AFCS 的控制策略和结构, 实现了轨迹/速度间的解耦控制, 并体现了一体化的设计思想。其突出特点表现在

(1) 利用飞机总能量的变化与转移特性将飞机的短周期姿态运动与长周期质点运动特性有效地统一起来, 为综合飞行/推力控制系统的分析奠定了基础。

(2) 采用了多输入-多输出的控制策略, 在结构上突破了 AFCS 中一个回路套一个回路的结构限制, 使系统能为所有各种飞行控制模态提供统一的基准, 附加新的控制模态将变得比较容易。

(3) 在分析方法上, 突破了经典控制理论的范畴, 而采用现代控制理论中的多变量解耦控制技术, 使解耦环节可直接构造, 而系统的分析与设计也变得比较简单。

参 考 文 献

- 1 张明廉. 飞行控制系统. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- 2 吴树范. 基于总能量原理的飞行性能管理与综合控制技术的研究. 博士学位论文, 南京航空学院, 1990.9, 64~100
- 3 Lambregts A A. Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design using Total Energy Principles. AIAA 83~2239CP.
- 4 刘晨晖. 多变量过程控制系统解耦理论. 北京: 水利电力出版社, 1983.
- 5 Ackerman J. Parameter Space Design of Robust Control Systems. IEEE T-AC, 1980, AC-25(6);