

文章编号: 1000-6893(2004)04-0382-04

一种基于飞机总能量控制飞行速度/航迹的解耦 控制系统设计新方法

张庆振, 安锦文

(西北工业大学 自动控制系, 陕西 西安 710072)

A New Method for Designing Decoupling Controller of Flight Speed/ Flight Path Based on Total Energy Control

ZHANG Qingzhen, AN Jinwen

(Automatic Control Department, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 在分析总能量控制理论的基础上, 提出一种简单实用的飞机飞行速度/航迹解耦控制器设计方法, 它以飞机能量控制和能量分配为内核, 通过选择合适的误差反馈, 采用工程上常用的试凑法, 即可获得理想的解耦控制效果。以某型飞机为对象, 以飞行速度/高度的解耦控制为例, 验证了该方法的有效性。

关键词: 飞行控制; 总能量控制(TEC); 解耦控制; 综合飞行/推力控制

中图分类号: V249.122 文献标识码: A

Abstract: Total energy control(TEC) is a simple and effective design method for controller of flight speed/ flight path. This paper proposed a new method based on controlling the amount of aircraft total energy and its distribution. This method adopt several error feedback loops with simple PI controller to achieve good decoupling effect. Finally, digital simulations of this new control method is conducted with an aircraft on four of its typical situations, and the result validates this method's availability.

Key words: flight control; total energy control(TEC); decoupling control; integrated flight/propulsion control

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, 实现对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。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, 很难有效地统一起来。总能量控制 (Total Energy Control, TEC) 从控制飞机总能量的变化与分配出发, 实现对纵向飞行轨迹控制与速度控制的解耦^[1-3]。在分析总能量控制理论的基础上, 提出一种简单实用的解耦控制器设计方法, 它以飞机能量控制和能量分配为内核, 通过选择合适的误差反馈, 采用工程上常用的试凑法, 即可获得理想的解耦控制效果。由于在低动压状态下飞机航迹/速度耦合剧烈, 如着陆进场阶段。此外, 飞机状态还受到飞机构型(有油、无油; 放襟翼、起落架), 地面效应等的影响, 使得飞机方程变化非常显著。故以某型飞机为对象, 以飞行速度/高度解耦控制为例设计解耦控制律, 并给出六组典型着陆进场飞行状态下的仿真曲线, 仿真结果验证了该方法

的有效性。

1 总能量控制的基本原理

考虑飞机质点能量运动, 飞机的总能量包含动能和势能两部分。总能量方程表示为

$$E_T = \frac{1}{2} \frac{G}{g} V^2 + GH \quad (1)$$

对其微分, 并认为航迹角较小, 则有

$$\frac{\dot{E}_T}{GV} = \frac{\dot{V}}{g} + \frac{\dot{H}}{V} \quad (2)$$

$$\dot{E}_T = C \left(\frac{\dot{V}}{g} + \frac{\dot{H}}{V} \right) + C \quad (3)$$

其中: E_T 为飞机总能量, 它由飞机的动能和势能两部分组成; G 为飞机重量; g 为重力加速度; V 为空速; H 为飞行高度; C 为航迹角; \dot{E}_T 定义为飞机的能量变化率。

升降舵偏转可近似认为不改变飞机的总能量。这表明驾驶员通过操纵升降舵可以将飞机的动能和势能相互转换, 而不发生显著的能量损失。所以升降舵可以作为飞机动能和势能的分配控制器。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, 它定义为动能和势能的变化率之差

$$\hat{U} = \left(\frac{\dot{V}}{g} \right) - \frac{\dot{H}}{V} \quad (4)$$

能量控制式(3)和能量分配式(4)构成总能量控制理论的核心环节。

利用总能量控制理论进行飞行速度/航迹解耦控制的本质为协调控制 \hat{E} 和 \hat{L} , 通过能量分配和能量变化使得 \hat{V} 和 C 跟踪期望输入。单独控制速度时, 保持航迹不变, 有

$$\begin{cases} \hat{E} = \hat{V}/g + \hat{V}_e/g + C \\ \hat{L} = \hat{V}/g + \hat{V}_e/g - C \end{cases} \quad (5)$$

\hat{E} 和 \hat{L} 协调作用为

$$\hat{E} - \hat{L} = 0 \quad (6)$$

其中: $\$$ 表示参数的变化量; 下标 e 表示期望输出与输出的偏差。

单独控制航迹时, 保持速度不变, 有

$$\begin{cases} \hat{E} = \hat{V}/g + C + C_e \\ \hat{L} = \hat{V}/g - C - C_e \end{cases} \quad (7)$$

\hat{E} 和 \hat{L} 协调作用为

$$\hat{E} + \hat{L} = 0 \quad (8)$$

当航迹和速度同时变化时, 有

$$\begin{cases} \hat{E} = \hat{V}/g + \hat{V}_e/g + C + C_e \\ \hat{L} = \hat{V}/g + \hat{V}_e/g - C - C_e \end{cases} \quad (9)$$

\hat{E} 和 \hat{L} 协调作用为

$$\begin{cases} \hat{E} + \hat{L} = 2\hat{V}_e/g \\ \hat{E} - \hat{L} = 2C_e \end{cases} \quad (10)$$

由式(6)、式(8)、式(10)有

$$\begin{cases} \hat{E} = \hat{V}_e/g + C_e \\ \hat{L} = \hat{V}_e/g - C_e \end{cases} \quad (11)$$

根据总能量控制理论设计速度/航迹解耦控制律, 即是使得 \hat{E} 和 \hat{L} 满足能量分配与能量控制协调控制律式(11)。

2 基于总能量理论控制通道及误差反馈通道选择

由总能量控制理论式(1)~式(11), 选择控制通道及误差反馈通道如下:

(1) 以能量变化率误差 \hat{E}_e 和能量分配率误差 \hat{L}_e 为主控制通道, 采用积分系数为 K_{EI}, K_{LI} 的积分控制;

(2) 为了防止不期望系统零点引起的响应超调, 在以 \hat{E}_e, \hat{L}_e 为主控制通道的控制中再引入能量变化率 \hat{E} 和能量分配率 \hat{L} 的比例反馈, 比例系数为 K_{EP}, K_{LP} ;

(3) 为了消除微分参量速度和高度的稳态误差, 在能量误差通道中引入速度和高度的误差反馈 V_e, H_e , 反馈系数为 K_{VP}, K_{HP} ;

(4) 为了提高单独操纵速度时的解耦控制精度, 引入能量协调控制误差

$$X_{CV} = \$\hat{E} - \$\hat{L} \quad (12)$$

当 $C=0$, 对协调控制误差取积分, 并定义

$$\begin{aligned} X_V &= \frac{K_{XP}}{s} (\hat{E} - \hat{L}) \\ &= K_{XP} (\hat{E} - \hat{L}) \end{aligned} \quad (13)$$

为了提高单独操纵航迹时的解耦控制精度, 引入能量协调控制误差

$$X_{CC} = \$\hat{E} + \$\hat{L} \quad (14)$$

当 $\hat{V}=0$, 对协调控制误差取积分, 并定义

$$\begin{aligned} X_C &= \frac{K_{XP}}{s} (\hat{E} + \hat{L}) \\ &= K_{XP} (\hat{E} + \hat{L}) \end{aligned} \quad (15)$$

其中: K_{XP} 为对能量协调误差式(12)和式(14)的积分系数。 X_V 和 X_C 同时反馈给能量控制和能量分配通道, 当控制速度时选择 X_V 反馈, 当控制航迹时选择 X_C 反馈, 同时控制速度和航迹时, 将能量协调控制误差反馈断开。除了控制速度时, 在能量分配通道 \hat{L} 中引入 X_V 的正反馈控制以外, 所有反馈通道均采用负反馈。

3 系统设计与仿真

以某型飞机飞行速度/飞行高度解耦控制系统设计为例进行系统设计与仿真, 验证本文解耦控制律设计方法的可行性。选取6组飞机速度/航迹耦合强烈的低动压着陆段系统状态: $Ma=013$ 正常着陆、无地效, $Ma=013$ 正常着陆、带地效, $Ma=013$ 无油状态、无地效, $Ma=013$ 无油状态、带地效, $Ma=0135$ 正常着陆、无地效, $Ma=0135$ 正常着陆、带地效。解耦参考指标如下^[4]:

#高度阶跃响应调节时间: $t_{s,H} < 45s$;

#高度响应超调量: $R_H < 5\%$;

#高度30m阶跃响应所引起的最大速度偏差 $\max\{V_e\} < 015m/s$;

#飞行速度阶跃响应调节时间: $t_{s,v} < 45s$;

#飞行速度13m/s阶跃响应所引起的最大高度偏差 $\max\{H_e\} < 4m$;

速度响应超调量: $R_V < 5\%$ 。

首先通过俯仰角和俯仰角速率稳定飞机俯仰姿态角内回路^[1,2,4], 总能量控制的对象为具有稳定俯仰角内回路的增广飞控系统, 其中 T_c 和 τ_c 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。由第2节基于总能量理论控制通道及误差反馈通道选择部分的分析结果, 设计系统结构图如图1。对所设计飞行控制系统采用工程上常用的试凑法, 控制参数选择如下:

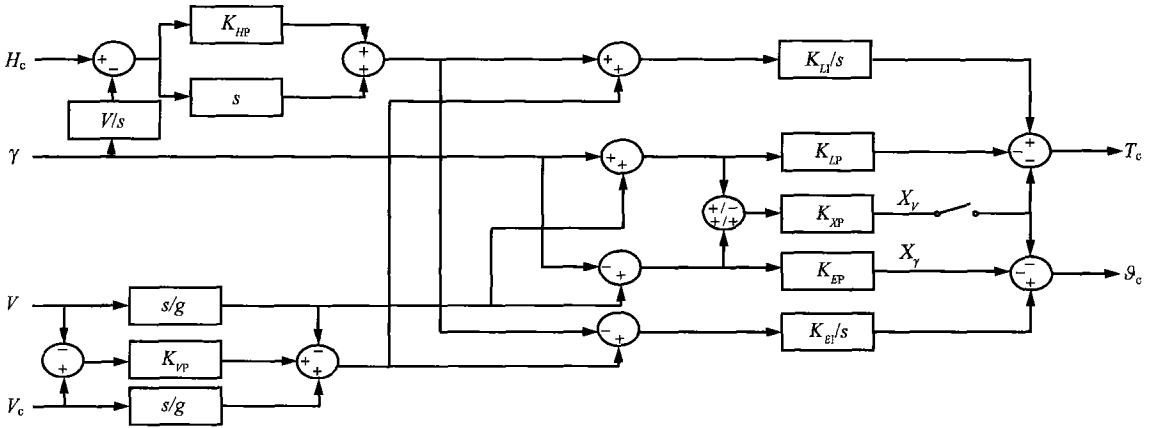


图1 基于总能量理论误差反馈解耦控制系统结构图
Fig11 System structure based on TEC and error feedback controller

$K_{HP} = 0.25, K_{VP} = 0.08, K_{LI} = 0.4, K_{LP} = 3;$
 $K_{EI} = 0.2, K_{EP} = 3, K_{XP} = 3.$

图2和图3分别给出飞机6组典型着陆状态下高度阶跃和速度阶跃的系统响应曲线、能量变化率、能量分配率及能量协调作用曲线(无量纲)、舵面偏角 δ_{ei} (弧度)和推力 δ_{hi} (百分比)曲线。图4给出飞机6组典型着陆状态下速度和高度同时阶跃的系统响应曲线、能量变化率、能量分配率及能量协调作用曲线、舵面偏角和推力曲线。

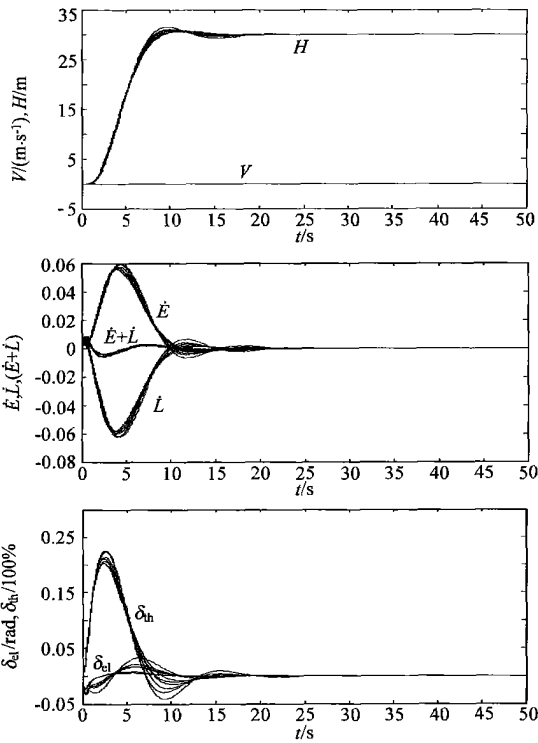


图2 系统对高度的阶跃响应

Fig2 Responses to a step demand in altitude

由仿真曲线可见,所设计的综合控制系统对速度和高度的解耦效果是明显的。6组飞行状态

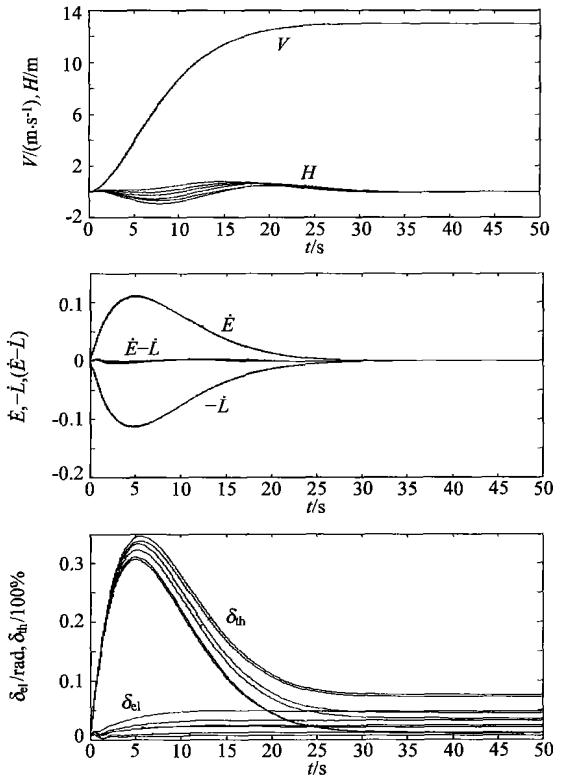


图3 系统对速度的阶跃响应

Fig3 Responses to a step demand in flight speed

的解耦性能均满足设计要求: $\max\{t_{s,H,i}\} = 1118s,$
 $\max\{D_{r,i}\} = 415\%, \max\{\max\{V_{e,i}\}\} = 0102m/s;$
 $\max\{t_{s,V,i}\} = 1718s, \max\{\max\{H_{e,i}\}\} = 0195m, \max\{R_v\} = 0,$ 其中, $i = 1, 2, 3, 4.$ 速度和高度同时阶跃的系统响应曲线没有给出相应参考指标,但从舵面偏角和推力曲线可以看到,飞机爬升的同时提高飞行速度对飞机可用推力的要求是很苛刻的,接近50%的可用推力。由于飞机对象中引入了地面效应及飞机构型的变化,用该方法设计的综合解耦控制律对飞机参数不确定性和

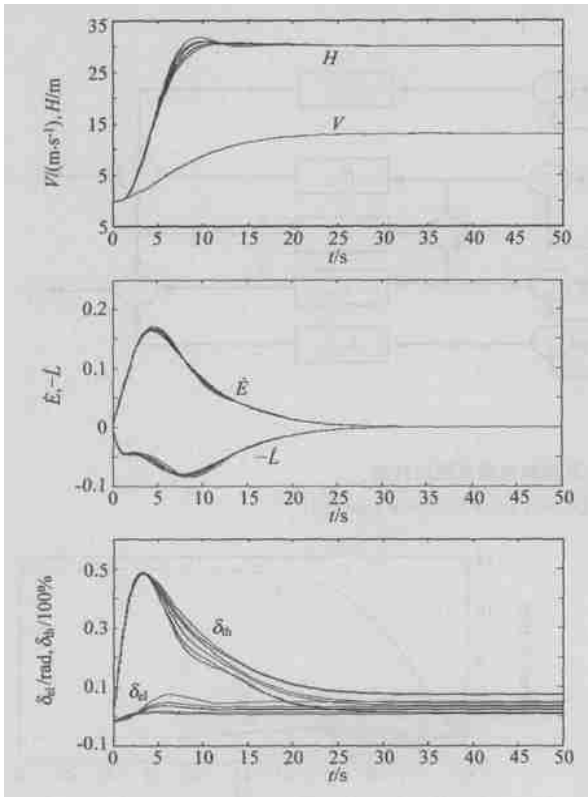


图4 系统对速度和高度同时阶跃响应

Fig 4 Responses to a step demand in flight speed and altitude

干扰不确定性还具有一定的鲁棒性。

4 结论

研究表明,飞机总能量控制系统可以通过简单的PI控制律获得良好的飞行速度/航迹解耦控制效果。由于总能量控制以速度和航迹为内核,综合飞行/推力控制技术,它可以在以下方面有进一步的发展:

(1) 最小燃油控制; (2) 航程规划与时间导航; (3) 飞机着陆控制时,精确跟踪信标台下滑指令,同时稳定速度。这时对航迹高精度的要求使得控制系统必须引入能量协调控制误差 X_c 。

参考文献

- [1] Faleiro L F, Lambregts A A. Analysis and tuning of a Total Energy Control System control law using eigenstructure assignment[J]. Aerospace Science and Technology, 1999(3): 127- 140.
- [2] Lambregts A A. Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles[R]. AIAA 83C2239, 1983.
- [3] 吴树范,蔡维黎,沈勇璋,等.飞机总能量控制系统的研究 I - 原理分析与系统设计[J].航空学报,1993,14(7): A355- A361.
(Wu S F, Cai W L, Shen Y Z, et al. Studies on the total energy control system of aircraft 1: principle analysis and system design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(7): A355 - A361.)
- [4] Joos H D. A methodology for multiobjective design assessment and flight control synthesis tuning[J]. Aerospace Science and Technology, 1999(3): 161- 176.
- [5] 张庆振. QFT/TECS 在飞机自动着陆控制中的应用研究 [D]. 西安:西北工业大学,2003.
(Zhang Q Z. QFT/TECS application in aircraft automatic landing control system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003.)

作者简介:



张庆振(1976-) 男,江苏沛县人,西北工业大学博士,现为北京航空航天大学博士后。主要从事飞行器自动着陆控制,容错控制,故障诊断专家系统的研究。E-mail: zqingzhen@21cn.com.

(责任编辑:李泓洁)