

某 ACT 验证机纵向 DFBW 控制律设计

李志信 (西安飞行控制研究所, 西安, 710061)

LONGITUDINAL DFBW CONTROL LAW DESIGN FOR A CERTAIN ACT DEMONSTRATION AIRCRAFT

Li Zhi-xin (Flight Control Institute of Xian, Xi'an, 710061)

摘要 讨论了某 ACT 验证机纵向数字式电传操纵系统 (DFBW) 控制律的综合设计方法, 概述了具有控制增稳 (CAS)、边界 (迎角/过载) 限制、放宽静稳定性 (RSS) 补偿和自动配平等功能的纵向 DFBW 控制律的结构和参数选择, 阐明了校正滤波网络的作用和自持振荡的抑制措施。设计结果为试飞所验证。

关键词 控制律设计, 中性速度稳定, 放宽静稳定性, 主动控制技术

Abstract The control law synthesis method of the longitudinal DFBW system of a certain ACT demonstration aircraft is briefly described in the paper. The selection of the control law structure and parameter is also described. The control law includes the following functions: CAS, boundary (angle of attack and nominal load) limiter, RSS compensation and automatic trim. The function of filters and the attenuation of the self-excitation sustained oscillation are also discussed herein. The above design result is verified by the flight test.

Key words design of control law, NSS, RSS, ACT

用某 ACT 验证机进行纵向数字式电传操纵系统的研究计划已经完成。飞行试验证明了纵向 DFBW 控制律的设计和综合是成功的。这种控制律所强调的部分随控布局 (CCV) 功能也已验证。电传操纵系统是一个复杂的全时、全权限的飞行控制系统。为了使飞机获得良好的飞行品质和性能, 最核心的任务是选择一个结构、参数合理的控制律。

虽然包括电传操纵系统在内的主动控制技术 (ACT) 的实施与飞机机体设计同时进行, 但是对于该验证机电传操纵系统的控制律设计必须局限于现有结构和部件进行设计: 控制面仅仅使用全动平尾; 控制功率由已有的执行部件提供。靠配重实现重心位置后移的放宽静稳定性, 使控制律的作用和飞机性能的改善受到限制。

有许多不同的有人驾驶飞机的飞行品质规范可作为 DFBW 控制律设计的指标要求。参考这些飞行品质准则, 对于 DFBW 控制律综合设计和试验诸方面都能起到一定的指导作用。对于电传操纵系统更有意义的飞行品质评价方法是等效系统分析法。飞行试验证明了这种方法对于设计和评价具有电传操纵系统的飞机构形是一个良好工具。

1 控制律的功能结构

经过系统综合、地面试验和空中试飞, 最终得到的某 ACT 验证机纵向 DFBW 控制律功能结构图如图 1 所示。它具有控制增稳、中性速度稳定性 (NSS)、迎角/过载限制和静稳定性补偿功能。

1990年1月22日收到, 1991年12月16日收到修改稿

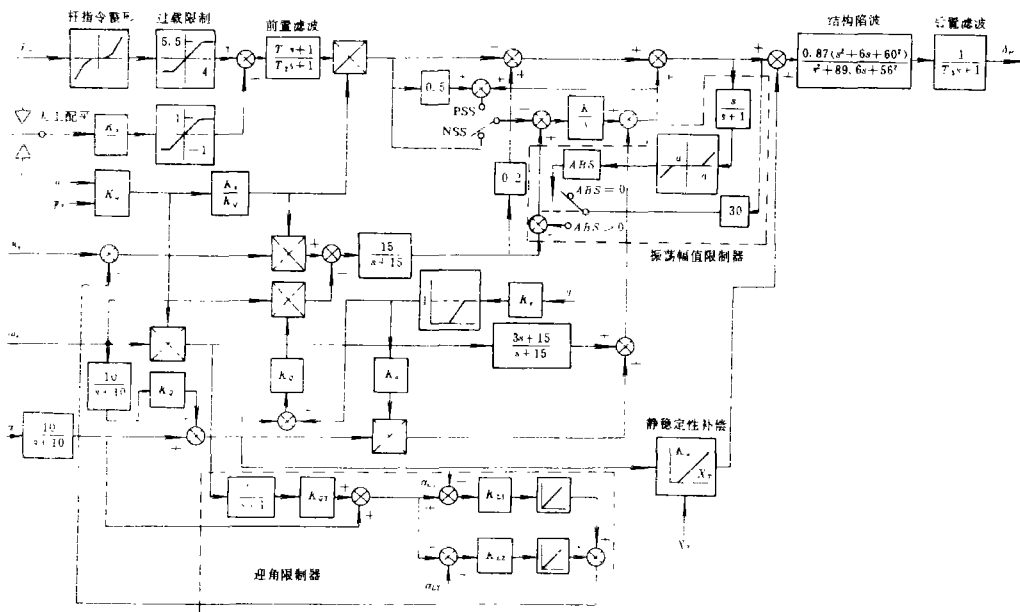


图 1 某飞机纵向电传操纵系统控制律结构图

在机动飞行中，为了得到良好的杆力/g特性和满意的短周期响应，控制增稳系统采用了法向加速度、俯仰角速度和迎角反馈。为满足驾驶员的操纵要求，纵向 DFBW 控制律具有 3 种工作模式：在高速飞行时，杆力指令法向过载；当动压 $q < 11.77\text{kPa}$ 时，杆力指令俯仰角速度和法向过载；当起落架开关在“放下”位置时，杆力指令平尾偏度。前两种工作模式具有中性速度稳定性；起飞、着陆模式具有正向速度稳定性 (PSS)。

设计一种与驾驶员愿望相一致的非线性杆力指令增益 F_s/n ，目的是使小输入操纵 (精确跟踪) 有较低的录敏度；在最大杆力附近，低的杆力梯度即能使飞机达到最大性能，驾驶员又没有过份的操纵力。设置死区的目的在于防止不被注意的力对平尾的扰动。

2 中性速度稳定性的实现

在前向通路中串联积分器，便可获得中性速度稳定特性。在大速度工作模式的机动飞行中，前向积分器把杆指令与法向过载的稳态误差保持为零；在小速度工作模式的机动飞行中，积分器的作用使任何非指令的俯仰速率和法向过载自动减小到零。当杆指令为零时前向积分器使飞机处于平飞状态。当飞机改变飞行速度或高度时，杆力 (或杆位移) 始终在零位附近，积分器起自动配平作用，保持飞机平直飞行。在任何飞行状态，前向积分器使杆力/g梯度保持不变。由于前向积分器的引入，使飞机-电传闭环系统增加了一个主导极点，改变了飞机纵向二阶短周期运动特性。为此，引入比例加积分的指令控制，构成一个实零点。当这对零、极点相互接近时，飞机的纵向运动才能较好地等效为二阶短周期特性。

3 CAS 增益的选择与调节

控制增稳系统的增益, 可利用理想化结构 (原始模型) 初步确定。增益选择的主要依据是系统稳定性要求和等效系统参数评价准则。系统稳定性是控制系统的最基本要求。除飞机有关参数外, 决定电传操纵系统稳定性的主要因素是电传操纵系统结构、参数和校正方法。其中开环增益是系统稳定性的重要因素之一。从开环增益的表达式

$$K_w = \frac{n_{3z}}{\omega_{nsp}^2} \left(\frac{Vn_{2d}}{57.3g} K_n K + K_{Q1} n_{2\alpha} \right) \quad (1)$$

可知, 除飞机纵向短周期频率 ω_{nsp} 、动力系数 n_{3z} 、 $n_{2\alpha}$ 和飞行速度 V 外, 控制律中法向过载反馈增益 K_n 、前向积分器斜率 K 以及俯仰速率反馈增益 K_{Q1} 决定了系统开环增益。过大的 K_n 、 K 和 K_{Q1} 值, 不仅使系统稳定储备降低, 同时有可能使系统出现极限环振荡。然而 K_n 和 K_{Q1} 值不能太小, 二者受等效操纵期望参数 CAP 下限值的限制。积分斜率 K 也不能太小, 当比例加积分形成的闭环零、极点较小且不相等时, 飞机响应时间增长, 并有较大的超调或欠调。

为使比例加积分构成的零点与闭环实极点对消, 对于理想结构的三阶系统来说, 使用零、极点配置法可方便地选取 CAS 控制律增益。然而对于不同飞行状态, 这些参数都在变化。因此, 控制律增益需要随飞行状态不同自动调节大小。在自动调参的设计中, 应尽量地减少调参的个数, 以及选择简单的调参规律。飞行试验表明, K_n 和 K_Q 可共用一种调参规律, 即 K_n / K_Q 为常数; K_a 随 Ma 的增大而减小; K_{Q1} 可以不随飞行状态变化。在增益选择过程中, 可利用下列公式验证短周期特性的几个主要参数是否满足规范要求

$$\omega'_{nsp} = \begin{cases} (K^2 + \omega_{nsp}^2 - 2\zeta_{sp} \omega_{nsp} K + K_n n_{3z}) / \left[1 + (K - n_{2\alpha}) \div \left(\frac{K_n}{K_Q} \frac{Vn_{2\alpha}}{57.3g} \right) \right] & \text{(大速度模式)} \\ \left\{ K^2 + \omega_{nsp}^2 - 2\zeta_{sp} \omega_{nsp} K + K_{Q1} n_{3\alpha} \left[K + (K - n_{2\alpha}) n_{2\alpha} \div \left(\frac{K_n}{K_Q} \frac{Vn_{2\alpha}}{57.3g} \right) \right] \right\} & \\ \div \left[1 + (K - n_{2\alpha}) \div \left(\frac{K_n}{K_Q} \cdot \frac{Vn_{2\alpha}}{57.3g} \right) \right] & \text{(小速度模式)} \end{cases} \quad (2)$$

$$CAP = \omega'_{nsp} \div \frac{vn_{2\alpha}}{g} \quad (3)$$

$$\zeta_{sp} = \begin{cases} \left[\omega'_{nsp} \div \left(\frac{K_n}{K_Q} \frac{Vn_{2\alpha}}{57.3g} \right) - K + 2\zeta_{sp} \omega_{nsp} \right] \div 2\omega'_{nsp} & \text{(大速度模式)} \\ \left[(\omega'_{nsp} - n_{3z} K_{Q1} n_{2\alpha}) \div \left(\frac{K_n}{K_Q} \frac{Vn_{2\alpha}}{57.3g} \right) - K + 2\zeta_{sp} \omega_{nsp} \right] \div 2\omega_{nsp} & \text{(小速度模式)} \end{cases} \quad (4)$$

式中 ω_{nsp} 、 ζ_{sp} 分别为电传—飞机纵向短周期频率和阻尼比。初步设计阶段, ζ_{sp} 目标为 0.7~0.8。为保证系统稳定性, CAP 参数应接近规范要求下限, 设计目标为 0.5 左右。

由零、极点对消决定的俯仰速率反馈增益

$$K_Q = (K + \zeta_{sp} \omega_{nsp} - 2\zeta_{ps} \omega_{nsp}) / n_{32} \quad (5)$$

随高度、 Ma 数变化较大, 用单值插值法调节增益, 必须在多种飞行状态下做很大的性能折衷。为了得到在整个飞行包线范围内具有最佳性能的控制律, 又要尽量避免这种折衷。数字式控制系统允许自动调参的个数和复杂性适当增加。其中 K_Q 需要根据静压和静、动压之比进行二重插值。而二重插值要求的执行时间将是关键问题。可以导出未知增益和已知增益的函数式, 并预先将其系统进行离线计算, 得到函数系统的网络图, 以备插值计算用。

4 迎角 / 过载限制器的设计

利用迎角 / 过载限制器将迎角和过载限制在允许值以下, 使驾驶员尽情地发挥飞机的机动能力, 而不必担心超出边界和失控飞行。超出法向过载边界可使飞机损坏; 超出迎角边界, 不仅可能导致飞机失速, 迎角过大可引起横侧向不稳定; 尤其对于静不稳定的飞机来说, 当最大的平尾正偏度引起的低头力矩还不足以抵消过大迎角带来的上仰力矩时, 电传操纵系统便失去了静稳定性的补偿作用。国外研究表明, 大量飞行事故归结于大迎角下的操纵失效。

图 1 所示框图中, 杆指令信号加限幅的方法。能有效地限制法向过载; 在杆指令限制的条件下, 给出两个迎角限制值 (α_{L1} 、 α_{L2}) 与迎角反馈综合, 当迎角超过任一个迎角限制值时, 杆指令减小和杆力 / g 增大。迎角和过载限制边界由 (6) 式表示

$$\left. \begin{aligned} n_y &= n_{y\max} & \alpha < \alpha_L \\ n_y &= n_{y\max} - K_{L1}(\alpha - \alpha_{L1}) & \alpha_{L1} < \alpha < \alpha_{L2} \\ n_y &= n_{y\max} - K_{L1}(\alpha - \alpha_{L1}) - K_{L2}(\alpha - \alpha_{L2}) & \alpha > \alpha_{L2} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

最大的平飞迎角由(7)式表示

$$\alpha_{\max} = \frac{n_{y\max} - 1 + K_{L1}\alpha_{L1} + K_{L2}\alpha_{L2}}{K_{L1} + K_{L2}} \quad (7)$$

当飞行迎角超过限制值 α_{L1} 、 α_{L2} , 这种限制器使电传—飞机系统的开环增益增大和系统稳定性变差。尤其在低高度、小 Ma 飞行时, 大杆力操纵下系统容易产生由助力器速度饱和和引起的大幅自持振荡。在迎角 / 过载限制器中引入包含高通滤波器和按动、静压自动变增益的俯仰速率反馈, 可有效地提高大迎角飞行时的系统稳定性。

5 RSS 飞机的静稳定性补偿

对放宽静稳定性飞机的俯仰轴 CAS 控制律设计实际上是对原 CAS 控制律的修改, 应不改变正常重心位置控制律的基本结构和参数。在原 CAS 控制律中, 仅仅增加一个迎角反馈, 可以有效地补偿和恢复由于重心移动而损失的稳定性。这种简单修改不仅便于系

统综合,同时保持了原 CAS 的性能,使驾驶员感觉不到由于重心后移而造成的飞机操纵和稳定性的差异。作为静稳定性补偿使用的 α 反馈只随重心位置后移量的增加而增大。

6 校正滤波网络的综合

经过理想化设计建立了控制的原始模型。再经过校正滤波后,才能得到实用的系统控制律。

滤波网络是改善系统稳定性的重要措施之一。在反馈回路中引入超前网络,通常使截止频率处超前 $10\sim 20^\circ$ 。为了避免超前网络对噪声的放大作用,针对各种反馈信号的具体情况,购置合理的超前网络结构形式。对在前向积分器后综合的 ω_z 通过一个实在的超前网络;对在前向积分器前综合的 n_y 和 ω_z 信号,用惯性环节滤波后,增加一路不经前向积分器的比例分支,当增益为 0.2 时便等效地安置了同样的超前网络;对于 α 信号来说,由于迎角传感器受到大气紊流的干扰,通常由一阶低通滤波器滤波。然而它会引起信号本身的相位滞后,有害于系统的稳定性。为了补偿这种延迟,引入相位超前 α 的 ω_z 信号,相当于 α 信号串接一个超前网络。

为了抑制高频噪声引起的舵机抖动,必须在舵机回路输入端安置后置滤波器。然而它的存在,降低了系统稳定性和操纵等效时间延迟。

由于速率陀螺对不希望的飞机机体弹性运动很敏感,系统可能出现飞机-电传闭环结构振荡。尽管合适的传感器安装位置可以减少结构模态的干扰,但实际的理想位置经常是不可能找到的。图 1 所示正向通路中置入一种陷波滤波器,有效地抑制了机体一阶弯曲振动。

由于系统中存在着许多高频模态环节(如助力系统、舵机回路、后置滤波器、结构陷波器等)和数字采样、计算带来的时间延迟,使等效系统时延增大。尽管在前向通路中引入了比例控制(直接链),然而由于前向控制器的零点较小,难以抵消高频极点对时延的影响。为此,设置了滞后-超前的杆指令前置滤波器。

7 自持振荡的抑制

在电传操纵系统的线性综合中,对飞机-电传系统的动力学方面获得了非常重要的结果。但是,必须对可能严重地改变驾驶员对飞机的感觉和关系到飞机安全的非线性影响进行分析和研究。

7.1 小幅极限环振荡的抑制

由于机械转换机构存在着间隙,助力器有不灵敏区等,在 NSS 工作模态的低高度、高亚音速的飞行状态,尤其是对静不稳定飞机来说,系统出现了一种振幅不大、频率较低的小幅自持振荡。从根本上消除小幅自振的方法是减小操纵链中间隙和助力器不灵敏区,然而由于制造方面的困难,抑制自振的方法不得不在控制律设计中获得。众所周知,降低系统开环增益对抑制自振是可能的。然而这种措施如果有效,必须将开环增益降低到系统性能不能容忍的地步。如图 2 所示,在舵机-助力器回路中设置反馈和前馈相结合的条件反馈校正,不仅可以补偿干扰的影响,也可有效地抑制机械间隙等带来的小幅自振。

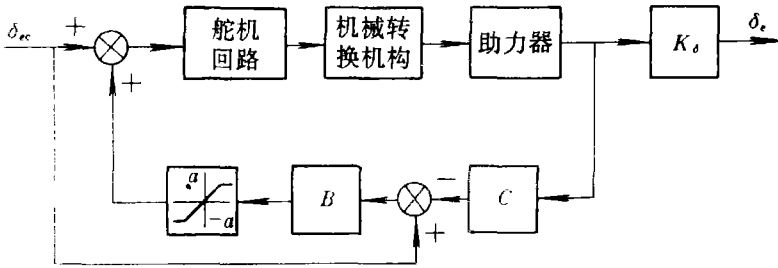


图2 小幅自振抑制原理图

7.2 大幅极限环振荡的抑制

在仿真和地面试验中发现,当静不稳定飞机在低速飞行时,执行机构(助力器和舵机)的速度饱和使大而急的操纵响应出现一种振幅很大、频率较低的大幅自持振荡。即使操纵杆收回,这种振荡仍持续不停。这种灾难性的、有可能危及飞行安全的隐患必须采取有效措施彻底消除。增大执行机构的速度是解决大幅度极限环振荡的最好方法,但却受执行机构油源功率的限制。如果能限制执行机构的输入信号的幅值,使其小于大幅自振的起始振幅,便可有效地避免这种大幅自持振荡。图1所示的振荡幅值限制器的作用原理是当经过高通滤波的控制信号的绝对值大于 a 时,控制开关构成强反馈包围积分器,形成惯性环节,不仅限制了执行机构的输入信号,同时还终止了积分器的积分作用。从而有效地抑制了大幅极限环振荡。

8 控制律的修改

某飞机纵向DFBW控制律通过综合设计确定了实施方案后,又在地面物理试验和机上物理试验中进行了某些修改,最后在空中试飞中,听取了试飞员的意见,又进行了不少修改。这些修改的主要内容包括

- (1) 对于某些飞行状态,减小 K_Q 值和开环增益,用以提高系统稳定性;
- (2) 增加四点平滑滤波器,用以消除平尾结构模态与电传操纵系统的耦合振动;
- (3) 为避免杆力传感器的温漂影响,改杆力指令为杆位移指令;
- (4) 为确保飞行安全,将法向过载限制值 $7g$ 改为 $6.5g$;
- (5) 为了限制过大的迎角和提高系统稳定性,减小两级迎角限制值(α_{L1} 、 α_{L2}),降低迎角限制器增益(K_{L1} 、 K_{L2})和增大俯仰角速率信号增益 K_{Q3} 。

9 结论

电传操纵系统的控制律设计是一项复杂的、反复进行的工作。综合设计、地面试验和空中试飞所得的飞行品质方面的结果一致的。在所有主要方面满足规范关于纵向操纵、稳定特性的一级要求;系统满足 45° 和 $6dB$ 的相位、增益稳定储备要求;各种模态转换过程中瞬态影响很小。最为飞行员感兴趣的是中性速度稳定性和迎角/过载限制功能的实现,明显地改变了飞机飞行性能。放宽静稳定性的实现,使在机动飞行中,平尾偏度显著地被减小,有效地提高升阻比和机动性。