

基于遗传算法的 IFFCS 设计方法^{*}

陈根社

(北京航空航天大学自动控制系·北京, 100083)

李必江

文传源

(沈阳飞机研究所十二室·沈阳, 110035) (北京航空航天大学自动控制系·北京, 100083)

摘要: 首次将遗传算法用于综合火力/飞行控制系统的参数设计中. 在某高速歼击机数学模型基础上, 采用遗传算法自动调节这些参数以获得满意的性能. 仿真结果表明, 遗传设计方法能够缩短设计时间, 改善瞄准精度.

关键词: 遗传算法; 火力控制; 飞行控制; 火力/飞行耦合器

1 引言

综合火力/飞行控制(IFFC)是美国在 70 年代中期提出的一种新的航空技术, 是以载机采用主动控制技术为基础来解决火力控制问题的新概念. 其基本思想是通过火力/飞行耦合器把指挥仪式火力控制系统与飞行控制系统综合成一个闭环武器自动投放系统, 用火控系统输出的瞄准误差, 自动(或半自动)地操纵飞机的飞行系统, 提高武器投放精度, 增加发射机会, 减少武器投放时间和飞行员工作负担, 从而提高战斗机的作战效能.

在 IFFC 系统设计中, 火力/飞行耦合器是其关键技术之一, 因此得到了广泛的重视, 涌现了不少新颖的设计方法, 有用经典控制理论方法的, 也有用现代控制理论方法的, 还有用模糊控制理论的方法的^[2~5]. 上述这些研究大多从原理上进行控制探讨, 存在着一些不足: ①采用纵向、横航向分离的线性化飞机模型; ②飞控系统过于简单, 为飞行姿态保持系统. 因此不能完全反映系统的真实情况, 我们在研究 IFFCS 时, 飞机的动力学模型(为纵向、横航向耦合的非线性微分方程组), 飞控系统是数字式三轴电传操纵控制增稳系统. 由于整个 IFFCS 是一个复杂的系统, 且各环节都是非线性的, 鉴于此, 我们采用了数学仿真进行参数的寻找选取的方法^[6], 即首先根据对实际系统的物理分析, 设计一种火力/飞行耦合器的结构, 对于结构中的有关参数, 则通过数学仿真方法进行选取. 在选取参数的仿真过程中, 根据系统的响应结果, 再对原先假设的火力/飞行耦合器的结构进行调整、完善, 直到出现一组满意数值为止. 由于参数是相互耦合的, 很难对他们进行预测, 因此这种方法既不是自动的, 也不便于运用, 只有经过多次反复试凑才能获得一组满意数值. 另外, 这一组耦合器数值系统又不一定能最好地满足整个系统性能要求. 这些缺陷大大限制了其工程应用. 因此, 开发一个有效的调参方法已成为一项十分迫切的问题.

近年来, 人们受生物进化机理的启发, 试图将生物进化思想引入控制系统设计. 遗传算法是一种新型的基于自然选择和群体遗传学的寻优算法^[7~10]. 其实质是将优胜劣汰, 适者生存的原理及遗传机理抽象出来, 形成一种非常便于计算机实现的算法. 因此, 本文采用遗传算法来智能化地设计火力/耦合器参数, 结果是令人满意的.

^{*} 航空科学基金和中国博士后科学基金资助项目.

本文于 1996 年 1 月 2 日收到, 1996 年 8 月 20 日收到修改稿.

2 IFFCS 的问题描述和耦合器的设计

IFFCS 的工作原理是: 根据光电跟踪器和角跟踪雷达与目标状态估计器提供的目标运动信息及攻击机传感器提供的攻击机状态信息, 火控系统计算出瞄准误差和期望的攻击机旋转角速率, 送给火力/飞行耦合器, 经过适当的综合处理, 自动地操纵飞行控制系统, 代替或辅助驾驶员操纵飞机对目标实施攻击. 其原理结构图如图 1 所示.

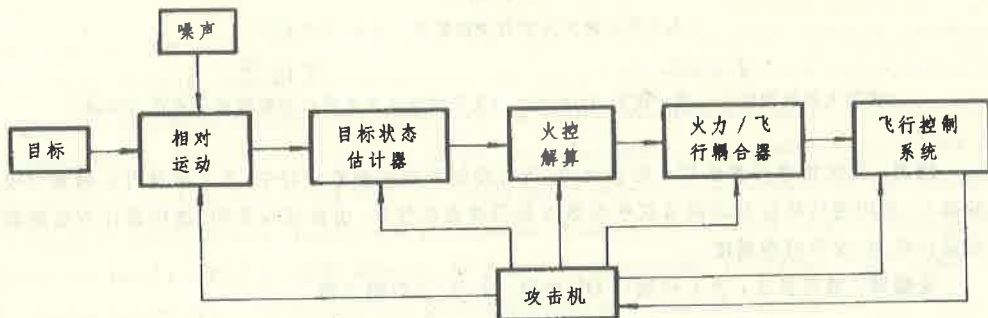


图 1 综合火力 / 飞行控制系统原理结构图

根据上述原理要求和瞄准跟踪原理, 为了保证有效的精确攻击, 火/飞耦合器的主要功能是根据火力控制系统解算出的信息, 由三轴电传操纵控制增稳系统提供合适的控制信号, 操纵攻击机实现精确而持续的瞄准和攻击, 这也是火力/飞行耦合器设计要求.

火/飞耦合器参数是通过整个系统的数学仿真来评定的. 若仿真输出的高低角偏差 e_μ 和方位角偏差 e_ν 的响应曲线能衰减到允许误差带以内, 并维持在允许误差带内, 即认为实现了持续的精确瞄准. 此时则认为耦合器是满足要求的.

2.1 纵向火力/飞行耦合器的设计

纵向自动跟踪控制采用纵向瞄准角偏差的比例控制加上瞄准线的俯仰速率的积分控制技术, 这样俯仰通道的耦合器和飞行控制系统可在使攻击机的俯仰速率跟上瞄准线的俯仰速率的同时, 消除纵向瞄准角偏差.

具体而言, 纵向火力/飞行耦合器采用高低角偏差 e_μ 和攻击机的期望的俯仰角速率 ω_{zf}^d 作为输入信号, 其原理结构图如图 2 所示, 引入 e_μ 是为了消除高低角偏差, 引入 ω_{zf}^d 是为了在纵向实现持续的瞄准.

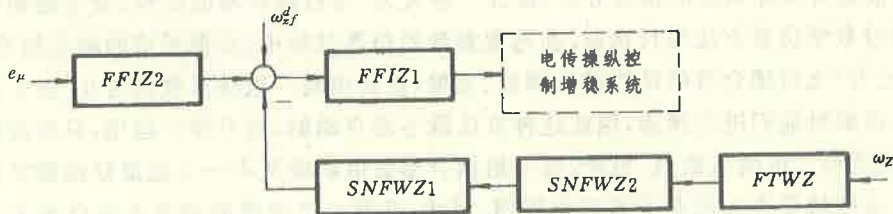


图 2 纵向火力 / 飞行耦合器的原理结构图

原理结构图 2 中的 $FTWZ$ 为三轴电传操纵控制增稳系统中测量 ω_z 的传感器的传递函数, $SNFWZ1$ 和 $SNFWZ2$ 为三轴电传操纵控制增稳系统中结构陷波器的传递函数, 用于防止发生结构振荡, 其它环节为:

$$\begin{cases} FFIZ1 = -(K_{z11} + \frac{K_{z12}}{s}), \\ FFIZ2 = K_{z21} + K_{z22}|\gamma|. \end{cases} \quad (1)$$

其中, $K_{z11}, K_{z12}, K_{z21}$ 和 K_{z22} 为设计参数, s 为拉普拉斯算子.

攻击机在滚转时,要发生掉高度的现象.在纵向通道中,引入滚转角 γ 信号,可以起到一定的补偿作用.

2.2 横航向火/飞行耦合器的设计

横航向自动跟踪控制的技术是,用滚转通道消除大的横航向瞄准角偏差,用偏航通道进行精确的、快速的跟踪.滚转通道的耦合器和飞行控制系统使攻击机滚转,使得瞄准角偏差大体上位于攻击机的俯仰平面、偏航通道的耦合器和飞行控制系统再来消除剩下的较小的横航向瞄准角偏差,具体方法是使攻击机的偏航速率跟上瞄准线的偏航速率,同时用比例控制消除横航向瞄准角偏差.

具体而言,横航向火力/飞行耦合器采用方位角偏差 e_v 和攻击机的期望的偏航角速率 ω_{yf} 作为输入信号,其原理结构如图 3 所示. e_v 送入滚转通道,通过攻击机的滚转而产生的偏航运动来消除方位角偏差并在横航向实现持续的瞄准,在滚转通道中,没有用滚转角的反馈构成滚转角稳定回路,这样设计横航向火力/飞行耦合器能加快消除横航向瞄准角偏差,将 ω_{yf} 和 RC 引入偏航通道有两个作用:

1) 当攻击机滚转接近 90 度时,主要用方向舵来消除方位角偏差;

2) 更好地消除侧滑,实现协调控制.

原理结构图 3 中的 $FTWY$ 为三轴电传操纵控制增稳系统中测量 ω_y 的传感器的传递函数, $SNFWY$ 为三轴电传操纵控制增稳系统中结构陷波器的传递函数,用于防止发生结构振荡,其他环节为:

$$\begin{cases} FFIX = K_X, \\ FFIY = K_Y, \\ RC = K_{RC}e_v|\sin\gamma|. \end{cases} \quad (2)$$

其中 K_X , K_Y 和 K_{RC} 为比例系数,即设计参数.

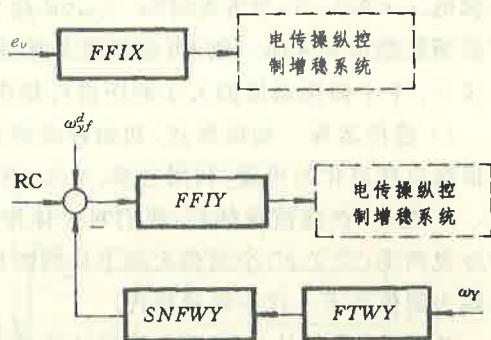


图 3 横航向火力/飞行耦合器的原理结构图

火力/飞行耦合器的输出加以限幅是必要的,以防止产生攻击机或/和驾驶员所不能承受的过载和大的角速度信号.限幅环节包含在虚线框的电传操纵控制增稳系统中.

从上面的设计可以看出,火力/飞行耦合器在三个通道上是耦合的,分成纵向通道和横航向通道描述是为了更清楚地理解火力/飞行耦合器的物理本质.

在火力/飞行耦合器的结构设计完成后,火力/飞行耦合器的设计问题就转化为如何确定耦合器的参数(K_{z11} , K_{z12} , K_{z21} , K_{z22} , K_X , K_Y , K_{RC})从而使得综合控制系统最优地消除瞄准偏差.

3 采用遗传算法自动设计火/飞耦合器

由于遗传算法 GA 运算的直接性和简便性,可以避免以往烦琐反复的试凑完善工作,是一种直接有效的设计方法,从而达到自动化设计的目的^[11].下面详细说明运用 GA 来设计火/飞耦合器参数的步骤:

1) 编码 耦合器中所有的参数采用实值编码形成一个染色体,即直接将火/飞耦合器参数级联形成一条包含 7 个实值的数串.采用实值编码有两个好处:①减小了二进制编码中“海明峭壁”的影响;②由于不需要编码和解码过程,从而加快了收敛时间.

2) 初始种群 产生初始种群有两种方式:一种是随机地产生一组初始的参数值,再进行遗传运算;另一种是先给出各参数的可能范围,在这些范围内随机地产生一系列初始值,然后

进行以下运算. 本文采用第二种方式, 即先在一输入文件中给出各参数的可能范围, 然后在参数的可能范围内随机取数, 从而形成 N 个个体 (N 组参数) 构成的一个种群, 并对每一个个体进行适值评估. 当然, 初始种群的质量, 一般都是很差的, 很难满足系统的要求, 但为以后的运算打下了基础, 初始的适值为下一次的选择提供了依据.

3) 适值评估 将种群中的 N_p 组参数赋给火力 / 飞行耦合器, 由综合火力 / 飞行控制中的空-地机炮攻击模态软件仿真解算出每一时刻的高低角偏差 e_μ 和方位角偏差 e_v , 我们期望 e_μ 和 e_v 最终能衰减到允许误差带内, 且在允许误差内维持较长时间. 在此思想指导下, 我们选择仿真时间内偏差及偏差变化量与积分步长乘积的和作为性能指标. 显然, 该指标愈小 (趋近于零) 愈满足我们的要求, 以此构成适值函数, 它反映了较小的稳态误差, 较短的上升时间、低振荡、低超调和较好的相对稳定性.

适值函数的形式为

$$F = \frac{1}{add}, \quad add = \sum_{i=0}^n \{ |e_{\mu}| + |e_v| + W(|\Delta e_{\mu}| + |\Delta e_v|) \} \Delta t. \quad (3)$$

其中 F 为适值函数, add 为角偏差绝对值及角偏差变化量绝对值与积分步长乘积在仿真时间内的和, Δt 为积分步长, e_μ 和 e_v 分别为高低角偏差和方位角偏差, Δe 为瞄准偏差变化量, W 为加权值, $n \cdot \Delta t = T$ 为仿真时间. 当 add 越小时, F 值越大, 这样就满足目标函数的优化方向与适值函数的增大方向一致, 当适值越大时, 偏差和越小. 计算出一个种群的所有个体的适值后, 将这 N_p 个个体按适值的大小顺序进行排序, 为下一步的“选择”埋下伏笔.

4) 遗传运算 如前所述, 初始种群的素质一般较差, 不能满足我们期望的要求. 因此, 我们根据自然进化的机理, 利用选择、交叉、变异等遗传算子对种群进行运算, 不断优化个体.

1° 选择: 在适值评估后, 我们对个体按适值的大小进行排序, 按一定的比例将 N_p 个染色体分成两类: 定义 N_s 个适值大的个体为真值, 欲在下一代中复制, 而 $(N_p - N_s)$ 个适值小的个体则为假值在下一代中将被替代.

2° 交叉: 我们从由“选择”确定为真值而保留下来的染色体中选择两条进行交叉, 交叉的方法有多种, 本文采取单点交叉. 交叉后的两个新串 (即两组新火力 / 飞行耦合器的参数) 将在下一代中取代两个本代欲删去的个体. 不断重复此过程, 直至 $(N_p - N_s)$ 个适值小的个体全部被交叉后产生的新个体取代.

3° 变异: 在进行了选择和交叉运算后, 对该种群按一定的变异率进行变异计算. 本文中所采取的变异方法是简单的单点变异, 即先随机地选择一个变异个体, 然后再随机选择该个体的变异点 (即某一个参数), 接着从该参数的可能范围中随机产生一值代替原参数, 则此个体变异成一个新个体.

5) 产生新种群 经过选择, 交叉、变异后, 原种群中某些个体的改变注定原种群的后代有别于它本身, 即形成了一个规模为 N_p 的新种群, 且保持种群规模不变, 为下一次的运算做好准备.

如上所述, 即完成了用遗传算法设计火力 / 飞行耦合器的基本设计步骤, 不断地重复第三步到第五步的运算, 直到达到遗传代数为止, 停止该次运算. 从而得到本次遗传搜索的最优代数值, 以及最优代数时的各参数值, 即得到了较理想的一组火 / 飞耦合器的参数, 有待进行仿真验证, 看其是否满足设计要求.

当然, 以开始所定的参数可能范围与遗传代数的确定都将对最优解产生影响, 我们可以先取一个较大的参数范围, 进行一次遗传搜索, 并可适当延长遗传代数, 以得到更优的参数. 这就是迭代遗传算法, 比简单遗传算法更有效.

4 IFFCS 数字仿真及结果分析

设目标在地面以 150km/h 的速度作匀速直线运动,攻击机的高度 $H = 2000\text{m}$,速度 $V = 0.6\text{m}$,进入角为 10 度的初始条件下,我们进行了计算机仿真.程序采用 C 语言编写,在 PC 486 计算机环境下实现,整个程序分为两大部分:1) 仿真图 1 所示的综合火力/飞行控制系统的闭环响应;2) 实现 GAs.仿真中,GAs 的群体规模 $P_n = 40$,遗传代数 $P_G = 100$,交叉率 $P_C = 0.8$,变异率 $P_m = 0.01$;综合火力/飞行控制系统中 $\Delta t = 0.01$ 秒,仿真时间 $T = 30$ 秒,(3) 式中 W 取为 1. 经过几个小时后,GAs 计算出的 PID 参数为:

K_{z11}	K_{z12}	K_{z21}	K_{z22}	K_x	K_y	K_{RC}
-1.457	-0.296	2.85	0.235	132.38	-0.396	4.206

人工确定上述参数一般采用试凑技术.由于同时需要调节多个参数,而且每一次调节必须重复全部的输入输出过程,因而反复多次试凑最后获得的参数为:

K_{z11}	K_{z12}	K_{z21}	K_{z22}	K_x	K_y	K_{RC}
-0.4	-0.2	2.0	1.0	180	-0.1	4.0

采用以上两种方法设计的控制器进行仿真,其结果分别见图 4 和图 5 所示.从仿真结果明显可以看出,随时间的增长, e_μ 和 e_ν 都能衰减到允许误差带以内,并一直维持在允许误差带内,达到了设计要求,但 GA 设计的控制器的瞬态响应好于人工设计的控制器性能,这说明了遗传算法的有效性.

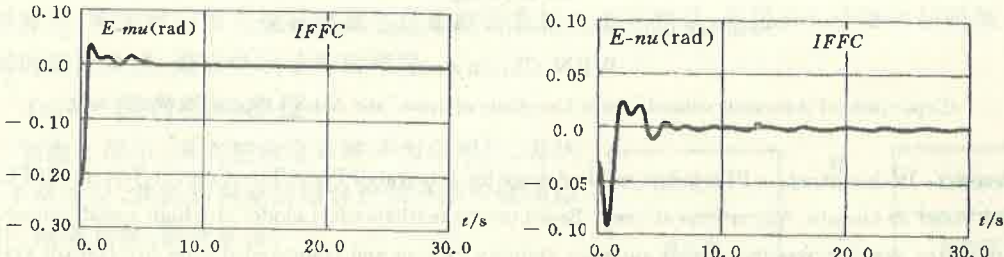


图 4 瞄准偏差角响应曲线(遗传设计)

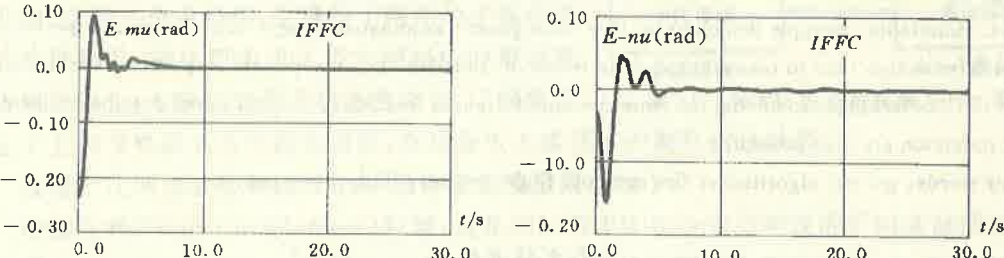


图 5 瞄准偏差角响应曲线(人工确定)

5 结束语

本文将遗传算法应用于飞机综合火力/飞行控制系统这一工程问题,并验证其有效性.可以得出以下结论:

- ①遗传算法能自动确定火力/飞行耦合器的参数,从而缩短了设计时间;
- ②遗传算法调参有明确的性能指标要求,从而使系统能够最好地满足性能要求;
- ③遗传算法是一种极为有意义且方便的工具,将其用于综合控制是可行的.

参 考 文 献

- 1 Blackelock, J. H.. Design and analysis of a digitaly controlled integrated flight/fire control system. AIAA Paper 81-2245, 1981
- 2 李蓉生, 张滋烈, 佟明安. 空空综合火力/飞行控制系统的设计. 火控技术, 1985, 10(1): 1-11
- 3 王礼全, 张滋烈. 综合火力/飞行控制系统研究; H_{∞} 控制设计. 电光与控制, 1990, 15(4): 1-4
- 4 吴树范, 郭锁风. 综合火力/飞行控制系统的分析与设计. 火力与指挥控制, 1990, 15(4): 7-15
- 5 徐肖豪, 姜长生, 杨克明等. 综合火力/飞行控制系统的仿人智能控制. 南京航空航天大学学报, 1993, 25(增刊): 7-13
- 6 陈根社等. 火/飞/推一体化设计技术. 综合火力/飞行控制技术文档, 技术报告之三. 北京航空航天大学, 1995
- 7 Holland J. H.. Adaptive in nature artificial system. Univ. Michigan Press, 1975
- 8 Goldberg D. E.. Genetic algorithms in search. optimazation and machine learning, reading, MA: Addison Wesley, 1989
- 9 张晓绩, 戴冠中, 徐乃平. 一种新的优化搜索算法: 遗传算法. 控制理论与应用, 1995, 12(3): 265-273
- 10 陈根社, 陈新海. 遗传算法的研究与进展. 信息与控制, 1994, 23(4): 213-222
- 11 陈根社. 遗传算法的研究及其在航空航天控制工程中的应用. 北京航空航天大学博士后出站报告, 1996

The Design Methodology of IFFCS Based on Genetic Algorithms

CHEN Genshe

(Department of Automatic control, Beijin University of Aero. and Astro. • Beijing, 100083, PRC)

LI Bijiang

(Shenyang Institute of Aircraft • Shenyang, 110035, PRC)

WEN Chuanyuan

(Department of Automatic control, Beijin University of Aero. and Astro. • Beijing, 100083, PRC)

Absaract: In this paper, a PID design methodology for Integrated Fight/Fire Control System (IFFCS) is proposed based on Genetic Algorithms (GAs). Based on the mathematical model of a high speed fighter, and its digital three axis fly-by-wire control augment stability system and commanded type fire control system, we design a complicated nonlinear control system for air-to-ground gunnery with the classical control theory via GAs. Simulation example demonstrate that such genetic automated designs offer a superior performance and a shorter design time to manual designs in terms of transient and steady-state responses. Various contributions to GAs technique involving the construction of fitness functions, coding, initial population formation and reproduction are also presented.

Key words: genetic algorithms; fire control; flight control; flight/fire coupler

本文作者简介

陈根社 1965年生. 1988年毕业于西北工业大学电子工程系, 1991年获西工大火力控制系统硕士学位, 1994年获西工大飞行器控制、制导与仿真学科博士学位. 1996年从北京航空航天大学航空与宇航技术博士后流动站出站, 现为北航自动控制系副教授. 目前主要从事进化算法及其在控制工程中的应用, 飞行器智能、分布式控制与仿真及信息融合等方面的研究.

李必江 1961年生. 1983年毕业于西北工业大学应用数学系, 1986年获西工大火力控制系统硕士学位. 现为中国航空工业总公司六零一所高级工程师, 武器/火控系统研究室主任. 曾主持多项科研公关, 其中“八三工程武器火控系统综合测试验证技术仿真”获国家科学技术进步二等奖. 目前主要从事航空电子综合系统设计, 武器/火控系统设计、试验验证及仿真技术方面的研究.

文传源 1918年生. 1943年毕业于国立西北工学院航空工程系. 现为北京航空航天大学自动控制系教授、博士生导师. 目前主要从事混合系统理论与应用, 建模与仿真的 VVA 和飞机综合控制方面的研究.