

基于 PwPF 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件设计

陈宣文, 孟强, 田浩

(航空工业西安航空计算技术研究所, 西安 710068)

摘要: 为实现飞机行进轨迹多波段同时调节, 使其飞行姿态能够受到软件程序的有效控制, 设计基于 PwPF 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件程序; 根据时钟配置情况, 设置 CAN 通信接口, 并以此为基础, 完成对导航仪与舵机状态的检测, 再联合偏航距离校正结果, 规范核心控制程序的编写形式, 实现系统各软件模块功能的设计; 建立自抗扰闭环, 按照 PwPF 调制技术的静态作用需求, 求解二次规划函数, 完成基于 PwPF 调制技术的控制机制定义; 在反步控制器运行过程中, 推导非线性建模表达式, 实现对飞机飞行姿态控制行为的建模, 完成基于 PwPF 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件设计; 实验结果表明, 基于 PwPF 调制技术所设计的软件程序, 在 X 波、C 波、S 波、L 波的波频范围内, 均能有效控制飞机的飞行姿态, 与多波段调节飞机行进轨迹的实际应用诉求相符合。

关键词: PwPF 调制技术; 飞机飞行姿态; 控制软件; 通信接口; 偏航距离; 自抗扰闭环; 静态作用; 反步控制器

Software Design of Aircraft Flight Attitude Control System Based on PwPF Modulation Technology

CHEN Xuanwen, MENG Qiang, TIAN Hao

(Xi'an Aronautics Computing Technique Research Institute, AVIC, Xi'an 710068, China)

Abstract: In order to realize multi-band simultaneous adjustment of aircraft flight path and make its flight attitude be effectively controlled by software program, the software program of aircraft flight attitude control system based on PwPF modulation technology is designed. According to the clock configuration, set the CAN communication interface, and on this basis, complete the detection of the status of the navigator and the steering gear, and then combine the yaw distance correction results to standardize the writing form of the core control program, and realize the design of the functions of each software module of the system. Establish the auto-disturbance rejection closed-loop, solve the quadratic programming function according to the static function requirements of PwPF modulation technology, and complete the definition of control mechanism based on PwPF modulation technology. During the operation of the backstepping controller, the nonlinear modeling expression is derived to realize the modeling of aircraft flight attitude control behavior, and the software design of aircraft flight attitude control system based on PwPF modulation technology is completed. The experimental results show that the software program designed based on the PwPF modulation technology can effectively control the flight attitude of the aircraft within the wave frequency range of X wave, C wave, S wave and L wave, which is consistent with the practical application requirements of multi-band adjustment of the aircraft travel path.

Keywords: PwPF modulation technology; aircraft flight attitude; control software; communication interface; yaw distance; active disturbance rejection closed-loop; static action; reverse step controller

0 引言

随着现代航空事业的高速发展和技术的不断革新, 飞行控制系统的设计也在不断地改进和提高, 飞机飞行姿态控制系统是航空事业中最为核心、最为关键的组成部分之一, 它对飞行安全、稳定性和舒适度有着重要的影响^[1-3]。飞行姿态就是指飞行器设备的三轴坐标在空间环境中相对于某一条参考轴线、某个特定参考平面、某固定坐标系统

的节点状态^[4]。对于飞行器设备而言, 飞行姿态既决定飞机的行进动向, 也影响飞行高度与方向^[5]。对于飞机飞行姿态的控制就是为使其行进轨迹在多波段范围内都能得到按需调制, 且这种控制指令的实现完全借助软件执行程序^[6-8]。飞机飞行姿态控制系统软件必须具备高效、准确、稳定的控制能力, 同时适应不同的环境变化, 保证飞机飞行过程中的安全、稳定和舒适性。为此, 相关领域研究学者纷纷对飞机飞行姿态控制做出了研究。

收稿日期: 2023-03-08; 修回日期: 2023-04-07。

基金项目: 航空科学基金项目(20182C31553)。

作者简介: 陈宣文(1976-), 男, 大学本科, 高级工程师。

引用格式: 陈宣文, 孟强, 田浩. 基于 PwPF 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件设计[J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(10): 134-139.

文献 [9] 设计基于 STM32 的多传感器控制系统按照四元数互补滤波算法, 对飞机飞行姿态进行解算, 再联合采集到的姿态数据样本, 实现对轨迹节点的精准计算。文献 [10] 设计面向半实物仿真飞行平台的测试系统, 根据飞行测试参数, 模拟控制指令运行程序, 再通过量化分析的方式, 确定程序指令执行原则。文献 [11] 提出基于 Port Hamiltonian 系统的固定翼飞机飞行控制方法。利用 Port Hamiltonian 系统对飞机建模, 设计了静态反馈控制律, 利用开环系统的 Port Hamiltonian 系统设计控制李亚普诺夫函数。所需飞行条件的渐近稳定性在大的吸引力区域内得到保证。然而上述 3 种方法并不能在 X 波、C 波、S 波、L 波的全域波频范围内, 实现对行进轨迹的有效控制, 故而并不完全符合实际应用诉求。

为解决上述问题, 设计基于脉宽脉频 (PwPF, pulse-width pulse-frequency) 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件。PwPF 是基于脉宽脉频的波信号调制方法, 可以自由协调脉冲波的宽度与频率水平, 从而按照既定波频原则将连续控制量等效成为与之对应的离散控制量。飞机飞行姿态控制系统软件根据时钟配置情况, 设置 CAN 通信接口, 并检测导航仪与舵机状态, 结合偏航距离校正结果, 优化核心控制程序。建立自抗扰闭环, 使用 PwPF 调制技术进行控制机制定义和二次规划函数求解, 在对反步控制器进行非线性建模的基础上, 基于 PwPF 调制技术设计飞机飞行姿态控制系统。

1 各软件模块功能的设计

飞机飞行姿态控制系统软件功能的实现需要时钟模块、CAN 通信接口、核心程序指令等多个部分的共同配合, 各软件模块的总体结构如图 1 所示。

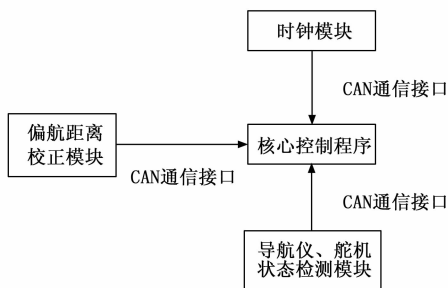


图 1 飞机飞行姿态控制系统软件模块总体结构

如图 1 所示, 偏航距离校正模块、时钟模块及导航仪、舵机状态检测模块均由 CAN 通信接口实现数据样本的输入与输出, 并传输至核心控制程序, 实现各模块数据的传输与控制。本章节将针对其具体设计方法展开研究。

1.1 时钟配置

时钟是飞机飞行姿态控制指令的循环回路, 负责精准协调时间, 并可以根据信号样本的单位输出总量, 判断当前情况下时钟回路的配置情况是否与控制指令的执行需求相匹配^[12]。从宏观角度来看, 时钟回路内必须安排多个

CAN 通信接口, 且在程序指令传输过程中, 这些接口组织必须对飞行姿态数据进行同向传输处理, 如果在软件系统执行周期内, 存在通信接口与数据样本不匹配的情况, 那么就有可能出现控制指令不及时运行的问题。对于时钟回路的配置, 要求飞机飞行姿态数据样本的单位累积量必须小于软件控制系统对程序指令文本的最大存储量^[13]。飞机飞行姿态数据样本单位累积量的求解满足如下表达式:

$$|\Delta M| = \left| \frac{\zeta \cdot m}{b^{1/\omega} - 1} \right|^2 \quad (1)$$

式中, m 表示信号样本输出参量, ζ 表示方向性参数参量, b 表示飞行姿态数据的同向传输特征, ω 表示方向性导向量。

设 c 表示时钟标定指标的最小取值结果, ψ 表示时钟回路对飞机飞行姿态数据的辨别参数, \vec{C} 表示软件程序指令在时钟回路内的传输导向量, 联立式 (1), 可将时钟回路配置表达式定义为:

$$M' = \sum_{c=1}^{+\infty} \psi \cdot \frac{|\Delta M|}{\vec{C}} \Big|_{\psi \neq 1, \vec{C} \neq 0} \quad (2)$$

为使软件控制系统实现对飞机飞行姿态数据的精准识别, 要求 $\psi \neq 1, \vec{C} \neq 0$ 的不等式取值条件同时成立。

1.2 CAN 通信接口

CAN 通信接口负责飞机飞行姿态数据样本的输入与输出, 在指令程序符合差分信号查询原则、时钟回路支持 CAN2.0 协议文本的情况下, 软件控制系统通信接口对于数据样本的传输速率可以达到 1 Mbit/s。CAN2.0 协议文本、差分信号查询原则同时作用于 CAN 通信接口的主要作用机制, 可以在接收时钟回路输出的飞机飞行姿态数据样本的同时, 经过多次转换处理, 制定控制指令文本, 从而使得系统主机能够在多波段范围内实现对飞机姿态节点的按需调度与控制^[14]。具体的 CAN 通信接口运行原则如图 2 所示。

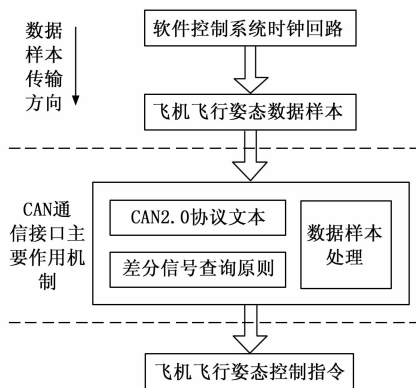


图 2 CAN 通信接口运行原则

飞机飞行姿态软件控制系统的实现需借助 PwPF 调制技术的基本运行机制, 所以在设置 CAN 通信接口时, 还应考虑数据样本传输量与 PwPF 调制技术运行机制之间的适配关系^[15]。设 v_1, v_2, \dots, v_n 表示 n 个随机选取的飞机飞行姿态数据样本, \bar{V} 表示数据样本均值, ξ 表示连接 CAN 接口所遵循的通信参数, 联立式 (2), 推导 CAN 通信接口连接定

义式如下：

$$B = \left(\frac{v_1 \cdot v_2 \cdot \dots \cdot v_n}{\sqrt{\xi M' - V^2}} \right)^{1/(n-1)} \quad (3)$$

如果对飞机飞行姿态数据样本进行重复取值，则有可能导致控制程序出现重复执行的情况，因此为解决上述问题， $v_1 \neq v_2 \neq \dots \neq v_n$ 的不等式取值条件必须成立。

1.3 导航仪与舵机状态的检测

导航仪与舵机状态的检测可以验证 CAN 通信接口对于飞机飞行姿态数据的传输能力，因此在设计软件控制系统的过程中，还应对公式 (2) 所求得结果进行重新赋值。

1.3.1 导航仪状态检测

导航仪状态检测就是对飞机导航仪设备运行能力的检测，对于软件控制系统而言，在协调飞行轨迹时，各个姿态节点所处位置都会对导航仪设备运行能力造成影响。导航仪状态检测表达式如下：

$$X_1 = B \cdot \frac{\tau_1 + v_1}{2} \quad (4)$$

其中： τ_1 表示飞机行进轨迹内符合导航仪检测规则的姿态节点定义参数， v_1 表示符合导航仪检测规则的数据样本传输参数。

1.3.2 舵机状态检测

舵机状态检测可以理解为对飞机舵机元件运行速率的检测，为使软件系统能够对飞行姿态数据进行有效控制，要求舵机设备运行速率必须处于稳定状态。舵机状态检测表达式如下：

$$X_2 = \frac{(\tau_2 + v_2)^2}{B} \quad (5)$$

式中， τ_2 表示飞机行进轨迹符合舵机检测规则的姿态节点定义参数， v_2 表示符合舵机检测规则的数据样本传输参数。由于软件控制系统无法协调非正常情况下的飞机飞行姿态，所以默认在检测导航仪与舵机状态时，不存在设备元件非正常运行的情况。

1.4 偏航距离校正

进行飞行状态后，导航仪与舵机设备会不停地向软件控制系统主机发送飞机飞行姿态数据。那么在正式完成软件设计之前，就需要对飞机偏航距离进行校正^[16]。因为在单独控制一个飞机飞行姿态数据样本时，导航仪与舵机设备的运行状态都只能对应单一的控制程序指令，故而只要发生多样本共同传输的情况，就有可能导致飞行轨迹出现错误分布的情况，而在完成偏航距离校正后，就可以打破飞行姿态数据样本与控制程序指令之间的单一对应关系，从而使得软件系统主机能够对姿态数据进行有效控制。完整的飞机飞行姿态偏航距离校正处理原理如图 3 所示。

设 $O_1(x_1, y_1)$ 为实际飞行姿态节点， $O_2(x_2, y_2)$ 为偏航距离校正后的飞行姿态节点， α_1 为实际姿态节点与坐标原点 $O(x_0, y_0)$ 之间的夹角， α_2 为校正后节点与坐标原点的夹角， α 为 α_1 与 α_2 的合角。联立上述物理量，可将偏航距离校正表达式定义为：

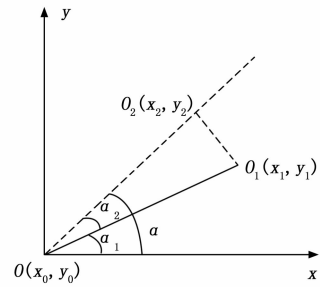


图 3 偏航距离校正原理

$$Z = (X_1 \times X_2) \cdot \frac{\sin\alpha_1 \sin\alpha_2 (|x_2|^2 - |x_1|^2)}{\cos\alpha (|y_2|^2 - |y_1|^2)} \quad (6)$$

理想状态下，点 O_1 应与点 O_2 完全重合，因此数值方面，角 α 既可以等于 $\alpha_1 + \alpha_2$ ，也可以等于 α_1 或者 α_2 ，只不过后两者的实现条件更加苛刻。

1.5 核心控制程序

核心控制程序是软件控制系统运行所遵循的基础程序文本，影响软件执行设备对导航仪与舵机状态的检测结果，作为偏航距离校正表达式的补充说明条件，其执行需要 CAN 通信接口的配合，因此相较于其他类型的程序文本，在飞机飞行姿态控制系统软件中，运行核心控制程序所受到的限制作用更加明显。由于飞机飞行姿态控制系统软件的设计遵循 PMPF 调制技术，而后者的执行包括顺序、乱序两种方向性措施，所以软件控制系统核心程序的执行也包括顺序执行、乱序执行两种方式。

1) 顺序执行原则 (如图 4)：指的是编码数据与程序文本保持一一对应关系、且指向性序列不发生交叉的程序运行方式，对于飞机飞行姿态控制系统软件而言，大多数程序指令的执行都满足顺序原则。

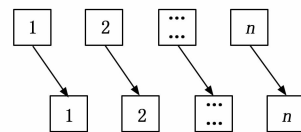


图 4 顺序执行原则

2) 乱序执行原则 (如图 5)：指的是编码数据与程序文本保持一一对应关系、但指向性序列发生明显交叉的程序运行方式，相较于顺序执行原则，符合该类型执行原则的程序指令相对较少。

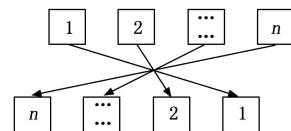


图 5 乱序执行原则

如果程序文本同时符合顺序与乱序原则，那么前者的执行等级更高。

2 基于 PWPF 调制技术的控制机制

PWPF 调制技术作为飞机飞行姿态控制系统软件的执行基础, 可以在自抗扰闭环结构中进行静态调制, 并根据飞机飞行姿态数据的当前传输状态, 求解二次规划函数表达式。

2.1 自抗扰闭环结构

自抗扰闭环结构是 PWPF 调制技术的基础执行单位, 由外环门控制机制、内环门控制机制、PWPF 调相等多个环节共同组成。外环门控制机制负责处理飞机飞行姿态角指令, 是自抗扰闭环结构中的首个判别环节, 接受软件控制系统核心程序的直接调度, 其所输出程序文本影响偏航距离的校正处理结果^[17]。内环门控制机制是外环门控制机制的下级判别环节, 具有一定的辨别能力, 能够根据飞机飞行姿态数据的传输状态, 判断 CAN 通信接口对于软件程序指令的剩余承载能力。PWPF 调相是自抗扰闭环结构中的核心环节, 向下控制软件系统的时钟回路, 能够对 X 波、C 波等多种波段信息进行聚合处理, 并按照自抗扰积分算法, 再次制定姿态角指令文本, 从而实现程序指令在软件控制系统内的循环运行。完整的自抗扰闭环结构布局形式如图 6 所示。

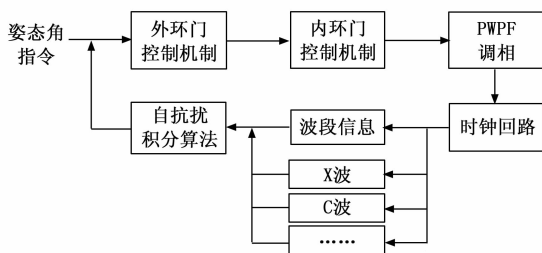


图 6 自抗扰闭环结构布局形式

时钟回路可以同时辨别多种不同的波段信息, 且软件控制系统的最主要执行目的就是在多波段对飞机行进轨迹进行同时调节, 所以自抗扰闭环结构按照积分算法编写姿态角指令时, 不需对波段信息进行细致区分。

2.2 PWPF 调制的静态作用

所谓静态作用就是指 PWPF 调制机制在非干扰状态下的运行能力, 在飞机飞行姿态控制系统软件中, 确保 PWPF 调制静态作用的完整性, 可以为飞行姿态数据提供稳定的传输环境, 从而使得软件执行主机能够实时监视数据样本的传输情况。飞机行进轨迹的多波段调节, 就是借助 PWPF 调制技术在 X 波、C 波、S 波等多个频段范围内, 确定飞机飞行姿态节点所处运动位置, 而静态作用的思想就是在非波动情况下, 调节各个姿态节点, 从干预作用的角度来说, PWPF 调制的静态作用原则与软件系统对飞机飞行姿态数据的控制目的相符合^[18]。设 K_{\max} 表示 PWPF 调制信号在飞行姿态轨迹方向上映射投影向量的最大取值结果, K_{\min} 表示映射投影向量的最小取值结果, σ 表示实时调制参数, \vec{j} 表示静态作用条件下的波段信息取值向量, 且 \vec{j} 取值

恒属于 $[1, +\infty)$ 的数值区间。在上述物理量的支持下, 联立公式 (6), 可将 PWPF 调制技术的静态作用表达式定义为:

$$L = -Z \ln \left(1 + \frac{\vec{j}}{\sigma K_{\max} - K_{\min}} \right) \quad (7)$$

飞行姿态数据出现取值方向不一致时, 表示飞机正在进行往复行进任务, 此时可对正、负方向上映射投影向量的最大与最小取值结果进行求取平均值处理。

2.3 二次规划函数

二次规划函数从函数建模的角度对 PWPF 调制技术的作用表达式进行定义, 在静态作用条件下, 可以通过飞机飞行姿态数据二次取值的方式, 确定软件系统对数据样本的处理能力, 在偏航距离校正参量达标的情况下, 函数表达式所带来的约束作用与软件系统的执行能力完全相同^[19]。

基于 PWPF 调制技术的二次规划函数表达式为:

$$F = \min \frac{1}{2} L^2 \vartheta \quad (8)$$

其中: ϑ 表示既定飞机飞行姿态数据的二次取值结果, h 表示基于 PWPF 调制技术所选取的数据样本规划参量。特定情况下 (如持续加速或持续减速运动), 飞机飞行姿态数据的取样结果必然出现不规律的情况, 此时所求得二次规划函数只有部分表达式与软件系统的执行能力保持一致, 对于非规律性样本的计算, 则可以采用连续取样的方式, 使其能够在更小的数值区域内呈现出规律分布的状态^[20]。

3 飞机飞行姿态控制行为建模

飞机飞行姿态控制行为建模就是按照 PWPF 调制技术作用原则, 所求解的控制作用约束表达式, 包括反步控制器定义与非线性建模表达式求解。

3.1 反步控制器

在飞机飞行姿态控制系统软件中, 反步控制器是执行 PWPF 调制指令的核心机制, 能够按照期望行进轨迹, 采集飞行姿态信息, 并按照二次规划函数表达式, 实现对节点信息参量的按需调节^[21-22]。选择反步控制器闭环中的一个关键轨迹对象, 并求解与该轨迹节点相关的姿态信息定义条件, 具体定义式如下:

$$\vec{s} = \frac{1}{2} g^2 |\vec{d}|^2 \quad (9)$$

其中: \vec{d} 表示反步控制器闭环中飞行姿态信息样本的累积量均值, g 表示实时规划参数。

在式 (9) 的基础上, 设 μ 、 ν 表示两个不相等的反步调试参数, 且 $\mu \neq 0$ 、 $\nu \neq 0$ 的不等式取值条件同时成立, 联立公式 (8), 可将反步控制器机制的运行表达式定义为:

$$S = \frac{F \|\vec{s}\|^2}{\sqrt{(\mu + \nu)^2 - 1}} \quad (10)$$

由于反步控制器机制的设置遵循 PWPF 调制技术, 所以闭环机制所提取到的飞机飞行姿态数据可供控制系统软件的直接调取与利用。

3.2 非线性建模表达式

非线性建模表达式取值影响控制系统软件对飞机飞行

姿态数据的处理能力, 由于控制系统软件的设计遵循 PWPF 调制技术应用原则, 所以在求解非线性建模表达式时, 还要求反步控制器机制必须对相关数据样本信息进行实时转存^[23-24]。设 ΔD 表示飞行姿态数据在反步控制器机制中的单累积量, \hat{I} 表示基于 PWPF 调制技术所选择的数据样本非线性特征参量, f 表示既定建模参数。在上述物理量的支持下, 联立式 (10), 推导非线性建模表达式如下:

$$A = \left(S \cdot \frac{1}{|\Delta D|} \right)^2 - f\hat{I} \quad (11)$$

至此, 实现对相关参数指标的计算与处理, 在 PWPF 调制技术的支持下, 完成对飞机飞行姿态控制系统软件的设计。

4 实例分析

4.1 实验原理与流程

本次实验的主要目的是验证所选用系统软件能否对飞机飞行姿态进行有效控制。在实际应用过程中, 飞机飞行轨迹必须适应多种不同的波频信号, 对于控制系统软件而言, 若在波频信号的全部波频范围内都存在飞机行进位移, 则表示系统软件能够对飞行姿态进行有效控制; 如果波频范围内不存在飞机行进位移或行进位移只能存在于部分波频范围内, 则表示系统软件对于飞机飞行姿态的控制能力相对有限。

本次实验选用 X 波、C 波、S 波、L 波四类波频信号, 其波频范围及具体波长如表 1 所示。

表 1 波频范围与波长

| 信号 | 波频/GHz | 波长/mm |
|-----|--------|---------------|
| X 波 | 1~2 | 300.00~150.00 |
| C 波 | 2~4 | 150.00~75.00 |
| S 波 | 4~8 | 75.00~37.50 |
| L 波 | 8~12 | 37.50~25.00 |

在四类波频信号作用下, 分别记录飞机行进位移。

本次实验具体实施流程如下:

1) 选择基于 PWPF 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件作为实验组方法, 基于 STM32 的多传感器控制系统作为对照 (1) 组实验方法, 面向半实物仿真飞行平台的测试系统作为对照 (2) 组实验方法;

2) 改变信号波长, 使信号波频分别与 X 波、C 波、S 波、L 波的波频范围相符合;

3) 记录 4 种不同波频信号作用下, 飞机行进位移的数值变化情况;

4) 根据实验结果, 总结实验规律。

4.2 实验结果

图 7~10 反映了飞机行进位移的具体数值变化情况。

X 波的波频范围内: 实验组、对照组系统软件作用下, 主机元件都可以捕捉到完整的飞机飞行姿态曲线, 且对照 (1) 组、对照 (2) 组飞机的飞行位移明显大于实验组。

C 波的波频范围内: 实验组、对照组系统软件作用下,

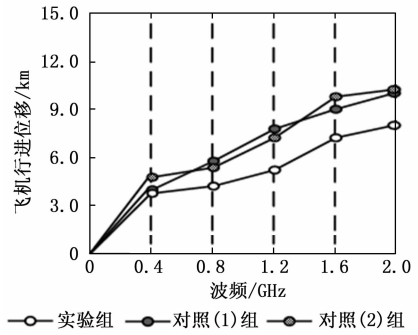


图 7 飞机飞行姿态曲线 (X 波)

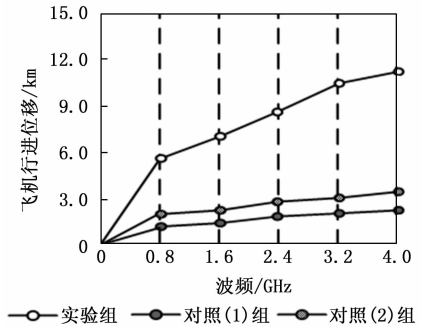


图 8 飞机飞行姿态曲线 (C 波)

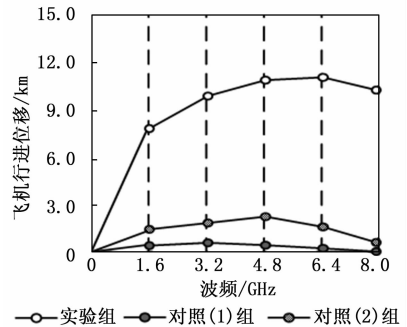


图 9 飞机飞行姿态曲线 (S 波)

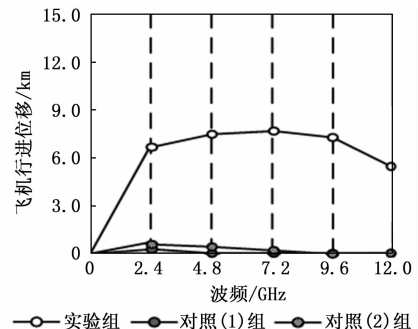


图 10 飞机飞行姿态曲线 (L 波)

主机元件依然可以捕捉到完整的飞机飞行姿态曲线, 然而对照 (1) 组、对照 (2) 组飞机飞行位移却出现了明显下降的变化态势, 实验组飞行位移却依然保持持续升高的数值变化状态。

S 波的波频范围内: 实验组、对照 (2) 组系统软件作用下, 主机元件可以捕捉到完整的飞机飞行姿态曲线, 但明显前者的数值水平更高; 对照 (1) 组系统软件作用下, 当波频达到 8.0 GHz 时, 飞机飞行位移已经为零, 表示当前时刻, 主机元件无法捕捉到飞机的飞行姿态曲线。

L 波的波频范围内: 实验组系统软件作用下, 主机元件可以捕捉到完整的飞机飞行姿态曲线, 但其数值水平存在明显变化状态; 对照 (1) 组系统软件作用下, 主机元件始终无法捕捉到飞机飞行姿态曲线; 对照 (2) 组系统软件作用下, 当波频达到 9.6 GHz 时, 主机元件无法捕捉到飞机的飞行姿态曲线。

综上所述, 基于 STM32 的多传感器控制系统、面向半实物仿真飞行平台的测试系统作用下, 系统软件对于飞机飞行姿态的控制能力均会受到一定的限制性影响, 不满足多波段同时调节飞机行进轨迹的应用需求, 而在基于 PWPF 调制技术的飞机飞行姿态控制系统软件的作用下, 系统软件始终可以对飞机飞行姿态进行有效控制, 与其他系统软件相比, 更符合多波段同时调节飞机行进轨迹的实际应用需求。

5 结束语

飞机飞行姿态控制系统软件在 PwPF 调制技术的基础上, 重新配置了时钟回路, 又联合导航仪与舵机状态的检测结果, 建立自抗扰闭环结构, 从而在推导二次规划函数的同时, 求解非线性建模表达式。相较于基于 STM32 的多传感器控制系统、面向半实物仿真飞行平台的测试系统, 这种新型系统软件的应用, 可以在多波段同时调节飞机行进轨迹, 使其飞行姿态能够受到软件程序的有效控制。

参考文献:

- [1] 王文杰, 闫浩, 邹继斌, 等. 基于混合脉宽调制技术的永磁同步电机过调制区域相电流重构策略 [J]. 中国电机工程学报, 2021, 41 (17): 6050-6060.
- [2] 陈武祥, 王劲东, 吕尚, 等. 基于 Sigma-Delta 调制技术的高精度数字磁通门磁强计仿真 [J]. 空间科学学报, 2022, 42 (2): 284-293.
- [3] 崔冰波, 吉峰, 孙宇, 等. 高斯过程改进的鲁棒容积卡尔曼滤波及其组合导航应用 [J]. 电子测量与仪器学报, 2021, 35 (9): 34-40.
- [4] 姚建均, 刘凤琪, 王佳奇, 等. 基于压电驱动器的微型智能弹药舵机系统及其控制策略 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2022, 43 (3): 414-420.
- [5] 杨丽琼, 吴瑞阳, 杨梁, 等. 基于解耦 De-skew PLL 的处理器低功耗同步间歇时钟系统设计 [J]. 计算机学报, 2022, 45 (10): 2207-2220.
- [6] XIAO B, YIN S. A deep learning based data-driven thruster fault diagnosis approach for satellite attitude control system [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 68 (10): 10162-10170.
- [7] 周芳芳, 毛索颖, 黄跃文, 等. 基于线阵 CCD 和 CAN 总线通信的引张线仪的设计与实现 [J]. 长江科学院院报, 2021, 38 (4): 150-154.
- [8] 葛吉喆, 高元楼, 徐林栋. 基于 CANopen 协议实现 TX90 机器人外部轴通信 [J]. 机床与液压, 2021, 49 (15): 5-9, 23.
- [9] 任剑秋, 钟小勇, 张小红. 基于 STM32 的多传感器四旋翼姿态控制系统设计 [J]. 电子技术应用, 2021, 47 (5): 97-101, 107.
- [10] 王健, 张会新. 面向半实物仿真飞行平台的通用型飞行参数测试系统设计 [J]. 计算机工程与科学, 2022, 44 (3): 516-520.
- [11] FAHMI J M, WOOLSEY C A. port-Hamiltonian flight control of a fixed-wing aircraft [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2021, 30 (1): 408-415.
- [12] 刘衍琦, 金秋, 王跃飞, 等. 基于频谱恢复的 LFM CW 雷达非线性调频误差校正方法 [J]. 信号处理, 2021, 37 (5): 700-711.
- [13] 杨振雷, 刘承敏, 青先国, 等. 核电厂堆外核测量系统数据采集控制程序设计 [J]. 核电子学与探测技术, 2021, 41 (1): 107-111.
- [14] 李江宽, 景兴天, 林萌, 等. 反应堆热工水力系统分析程序时间步长控制方案研究 [J]. 核动力工程, 2021, 42 (S1): 63-69.
- [15] 石嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (9): 1823-1831.
- [16] 张立鹏, 李小华, 何志江. 严格反馈非线性系统基于事件触发的自抗扰预设有限时间跟踪控制 [J]. 信息与控制, 2021, 50 (4): 441-448.
- [17] 余霄骏, 王鲁杨, 郭晨, 等. 基于三相四线制三电平有源滤波器的简化三维空间矢量调制策略研究 [J]. 电测与仪表, 2021, 58 (9): 41-47.
- [18] 朱俊杰, 曾雄, 许金, 等. 一种提高中点电位平衡的改进不连续 SVPWM 调制策略 [J]. 海军工程大学学报, 2021, 33 (6): 25-30.
- [19] 雍龙泉, 贾伟, 黎延海. 基于光滑逼近函数的高阶牛顿法求解凸二次规划 [J]. 科学技术与工程, 2021, 21 (6): 2151-2156.
- [20] 黄小利, 高岳林, 谢金宵, 等. 一种新的二次约束二次规划问题的分支定界算法 [J]. 应用数学, 2021, 34 (1): 240-252.
- [21] 王建波, 王芳, 周超, 等. 输出误差约束下冷轧厚控系统的模糊反步控制 [J]. 中南大学学报 (自然科学版), 2022, 53 (4): 1259-1272.
- [22] 郝娜, 詹志坤. 基于小波神经网络一自适应反步控制的永磁同步电机无模型速度跟踪控制 [J]. 燕山大学学报, 2022, 46 (3): 239-245.
- [23] 贾红刚, 赵艳敏, 聂玉峰. 时间分数阶 Fisher 型非线性种群扩散模型的近似解 [J]. 西北师范大学学报 (自然科学版), 2021, 57 (2): 5-8.
- [24] 王雄, 高英山, 张顺琦, 等. 压电集成碳纳米管 CNT 增强功能梯度结构非线性建模与仿真 [J]. 振动与冲击, 2021, 40 (6): 278-282.