

基于动态信任评分与曼哈顿距离投票的混合表决策算法

秦鹏成^{1*} 李伟强¹

QIN Pengcheng LI Weiqiang

摘要

三余度飞控系统对航空航天安全至关重要,但传统表决策算法存在一定局限性。文章提出一种混合表决策算法,通过融合动态信任评分与曼哈顿距离投票,实现系统性能的提升。首先对传感器数据进行整数化处理,在降低计算复杂度的同时完成误差建模;采用曼哈顿距离替代欧氏距离,并基于其自身特性设计可动态调整的故障检测阈值,以适应不同的系统负载和噪声条件;构建动态信任评分机制,借助滑动窗口统计 CPU 的历史数据处理正确率,量化其可靠性,同时引入噪声补偿机制修正评分结果;最后结合信任评分与曼哈顿距离构建加权投票机制,按照信任评分分配投票权重,保障表决策的稳定性。实验结果表明,该混合表决策算法在多种故障场景下均能实现准确表决,有效解决了传统算法存在的问题,显著增强了系统的容错能力与决策稳定性,对高可靠性领域的余度管理算法设计具有重要意义。

关键词

三余度飞控系统; 动态信任评分; 混合表决策算法; 滑动窗口机制

doi: 10.3969/j.issn.1672-9528.2025.12.025

0 引言

为保证飞行控制系统的任务可靠性和安全可靠性,在现代飞行控制系统中,飞行控制计算机大量采用余度技术。余度设计及其综合验证是飞行控制计算机设计的关键^[1]。

在现代航空电子、工业控制等高可靠性领域,三余度系统通过冗余设计显著提升了容错能力,成为确保关键任务连续性的核心架构^[2]。然而,传感器噪声、硬件瞬时故障及复杂环境干扰常导致冗余通道输出不一致,传统余度管理策略在动态负载、噪声波动等场景下面临严峻挑战^[3]。尤其在零位附近,微小误差的累积可能引发控制偏差,威胁系统稳定性^[4]。国际航空标准(如 DO-178C)明确要求冗余系统须具备快速故障隔离与自适应降级运行能力,这对余度管理算法的实时性、鲁棒性及理论闭环性提出了更高要求^[5]。

在余度管理算法中,表决是通过故障屏蔽来实现系统在故障情况下正常输出的重要环节,是余度管理的具体实现措施^[6]。表决的基本工作原理是:对系统中同时工作的 N 个余度部件,基于某种规则,对其输出结果投票表决,以多取胜,达到决策输出正常的目的^[7]。表决项包括模拟量输出、离散量输出以及 PWM 信号输出,表决过程由各 CPU 将解算结果分别发送至对应的处理模块^[8]。

近年来,国内外学者围绕三余度系统的余度管理策略开

展了广泛研究。传统多数表决策算法通过简单票数统计实现故障容错,但其固有缺陷显著:

(1) 零位死区问题:在控制量接近零位时,微小误差因多次表决被放大,导致累积偏差(如舵机 PWM 控制中的非线性响应);

(2) 静态阈值局限性:固定阈值无法适应动态噪声与负载波动,虚警率(false positive, FP)与漏检率(false negative, FN)难以平衡^[9];

(3) 资源消耗高:浮点运算在嵌入式系统中易引发精度损失与计算延迟,难以满足实时性需求;

(4) 可靠性评估不足:缺乏对节点历史表现的动态量化,偶发故障易干扰决策,降低系统鲁棒性^[10]。

为弥补上述不足,国内外学者提出了多种改进方案。例如,加权投票算法通过动态分配权重提升容错能力,但权重更新依赖经验参数,缺乏理论最优性证明;滑动窗口统计方法利用历史数据评估节点可靠性,但窗口大小固定可能导致响应延迟或稳态误差超标;基于机器学习的自适应策略虽能动态调整阈值,但其模型复杂度高,难以通过适航认证。此外,现有研究多聚焦单一技术维度(如阈值优化或权重分配),缺乏系统级理论闭环,导致工程实践中性能与安全余量难以兼顾。

因此,如何设计一种兼顾计算效率、动态适应性与高可靠性的余度管理策略,成为学术界与工业界共同关注的焦点。

本文围绕三余度飞控系统中余度管理算法中的传统表决

1. 西安石油大学电子工程学院 陕西西安 710054

算法的缺陷,提出了一种创新性的混合表决策策略,该表决策策略主要针对模拟量和 PWM 信号输出表决。

1 数据整数化定义与误差建模

1.1 整数化公式

传感器原始浮点数据 C_{ij} 经过精度参数 R_j 的整数化处理,转换为整数 D_{ij} :

$$D_{ij} = \text{int}\left(\frac{C_{ij}}{R_j} + 0.5\right) \quad (1)$$

式中: R_j 为数据精度(例如 $R_j=0.001$ 对应小数点后三位); $\text{int}(\cdot)$ 为四舍五入取整函数。

1.2 整数化误差分析

整数化误差 e_{ij} 定义为原始数据与重构值的差值:

$$e_{ij} = C_{ij} - R_j D_{ij} \quad (2)$$

因四舍五入规则,误差范围需满足: $|e_{ij}| \leq 0.5R_j$, 该误差服从均匀分布: $e_{ij} \sim U(-0.5R_j, 0.5R_j)$, 其方差为:

$$\text{Var}(e_{ij}) = \frac{(0.5R_j - (-0.5R_j))^2}{12} = \frac{R_j^2}{12} \quad (3)$$

1.3 总方差分解

假设原始数据 C_{ij} 受高斯噪声影响,即 $C_{ij} \sim N(\mu_j, \delta^2)$, 则整数化后的总方差为:

$$\text{Var}(R_j D_{ij}) = \text{Var}(C_{ij}) + \text{Var}(e_{ij}) = \sigma^2 + \frac{R_j^2}{12} \quad (4)$$

公式表明,整数化误差与原始噪声共同决定了数据的总方差。通过调整 R_j , 可控制误差传播对系统的影响。

2 曼哈顿距离的统计特性

传统多数表决算法通常采用欧氏距离(Euclidean distance)度量冗余通道间的数据偏差,其计算公式为:

$$D_{\text{euc}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - y_i)^2} \quad (5)$$

然而,在实时飞控系统中,该方法的局限性显著:

计算复杂度高:平方与开方运算对嵌入式硬件(如低算力 FPGA)造成额外负担;

噪声敏感性:平方操作放大异常值影响,导致虚警率(FP)升高;

维度扩展性差:高维数据下易受“维度灾难”干扰,降低表决稳定性。

嵌入式飞控系统资源有限,需在保证精度的同时降低计算复杂度。针对上述问题,本文提出采用曼哈顿距离(Manhattan distance)替代欧氏距离,将传感器数据经整数化($D_{ij}=\text{int}(C_{ij}/R_j)$)后,采用曼哈顿距离可直接在整数域计算,避免浮点运算的精度损失与时间开销。

2.1 曼哈顿距离定义

两冗余通道 i 和 k 的曼哈顿距离定义为:

$$W_{ik} = \sum_{j=1}^n |D_{ij} - D_{kj}| \quad (6)$$

式中: n 为数据维度; D_{ij} 为整数化后的数据。

假设 D_{ij} 和 D_{kj} 独立同分布,单维差值 $X_j = |D_{ij} - D_{kj}|$ 的统计特性为:

$$\text{期望值 } E(X_j) = \frac{2R_j}{\sqrt{2\pi}} \approx 0.8R_j, \text{ 方差为:}$$

$$\text{Var}(X_j) = R_j^2 \left(1 - \frac{2}{\pi}\right) \approx 0.36R_j^2 \quad (7)$$

当数据维度 $n \rightarrow \infty$, 由中心极限定理,曼哈顿距离 W_{ik} 趋近正态分布: $W_{ik} \sim N(0.8nR_j, 0.36nR_j^2)$ 。该分布为动态阈值设计提供了理论依据。

2.2 故障检测阈值设定

门限值作为投票表决算法中投票与否的评判标准,其重要性不言而喻,动态阈值称为动态门限值,动态阈值 H_0 是判断两冗余通道数据差异是否异常的临界值。

根据 3σ 原则(置信水平),阈值为:

$$H_0 = \sum_{j=1}^n \sigma_j \sqrt{\frac{2}{\pi}} + 3 \sqrt{\sum_{j=1}^n \sigma^2 \left(1 - \frac{2}{\pi}\right)} \quad (8)$$

3 动态阈值调整的优化模型

本文提出的动态阈值调整策略(高负载时 $H=1.2H_0$, 高噪声时 $H=0.8H_0$)借鉴了 Boyd 等^[11]研究表明,阈值调整系数在 0.75~1.25 范围内可有效平衡虚警率与漏检率,根据系统负载或噪声调整阈值:高负载时 $H=1.2H_0$, 容忍更大偏差;高噪声时 $H=0.8H_0$, 增强表决严格性。

DO-178C《机载系统和设备软件合格审定考虑》要求航空电子系统的设计需预留足够的安全余量,其中外部噪声对冗余管理的影响通常被限制在 20%~30% 以内,在航空冗余管理系统的工程实践中,噪声因子的经验值通常设置为 0.2~0.3,本文中样例飞控计算机噪声因子选取 0.3,以平衡灵敏度与误判率。

因此定义系统负载因子 $L \in [0, 1.2]$ 和噪声强度因子 $N \in [0, 0.3]$, 动态阈值调整为:

$$H = H_0(1 + K_L L - K_N N) \quad (9)$$

式中: $K_L=1.2$ 、 $K_N=0.8$ 为调节系数。

4 动态信任评分的可靠性评估

本文中的三冗余飞控系统的冗余管理设计中,动态信任评分是核心机制之一,其作用涵盖可靠性评估、噪声抑制、决策优化及故障容错等多个维度。动态信任评分通过滑动窗口统计历史正确率,量化各 CPU 的实时可靠性。

4.1 滑动窗口机制的数学建模

假设每个计算周期内，CPU 输出的正确性服从伯努利分布。定义第 t 个周期中，第 i 个 CPU 的输出来源正确性为随机变量： $X_t^{(i)} \sim B(\rho_i)$ ，其中 $X_t^{(i)}=1$ 表示输出正确，概率为 ρ_i ； $X_t^{(i)}=0$ 表示输出错误，概率为 $1-\rho_i$ 。

4.2 滑动窗口统计量

采用滑动窗口机制统计历史正确率，窗口大小为 W ，窗口统计量 $H_t^{(i)}$ 的递推公式为：

$$H_t^{(i)} = \frac{1}{W}[(W-1)H_{t-1}^{(i)} + X_t^{(i)}]$$

(10)

该公式表示每次滑动窗口时，移除最旧数据点 $X_{t-W}^{(i)}$ 加入最新结果 $X_t^{(i)}$ 。

4.3 动态信任评分过程

动态信任评分更新：评估 CPU 的历史可靠性，减少偶发故障对表决的影响。

首先信任初始化：每个 CPU 初始信任评分 $T_i=1.0$ 。

滑动窗口统计：记录最近 W 个周期（取 50 周期）内 CPU 输出与表决结果的一致性；若一致，更新历史正确率。

$$H_t = \frac{H_t(W-1) + 1}{W}$$

(11)

若不一致，更新为：

$$H_t = \frac{H_t(W-1)}{W}$$

(12)

噪声补偿：根据环境噪声因子 N （范围 $[0, 0.3]$ ）修正信任评分 $T_i = H_i \times (1-N)$ ，在航空电子系统设计中，噪声对余度管理的影响通常被限制在 20%~30% 以内（如 DO-178C 标准），以预留安全余量。0.3 的设定符合行业经验，避免因噪声参数估计误差导致功能异常。

5 加权投票机制

传统多数表决算法虽能实现基础容错，但其固定权重机制无法有效区分高可靠节点与潜在故障节点，尤其在噪声波动或负载突变场景下易引发误判。为进一步提升系统决策的鲁棒性，本文将动态信任评分与曼哈顿距离检测相结合，构建基于概率统计与博弈优化的加权投票机制。该机制通过动态分配投票权重（权重正比于节点信任评分），从而在复杂干扰环境下实现故障隔离与降级控制的帕累托最优，为三余度系统的容错设计提供理论闭环。

投票规则：若两 CPU 的曼哈顿距离 $WAB \leq H$ ，则相互投票，权重为对方的信任评分。选择得票数最高的 CPU，当出现两个相同的最高得票数时，优先选择信任评分更高的 CPU。若信任评分相同，选择 ID 较小的 CPU。若所有 CPU 得票为 0，输出预设安全值并记录故障。对应关系如表 1 所示。

表 1 得票数与表决结果及故障评价对应关系

CPU0 得票数	CPU1 得票数	CPU2 得票数	表决输出数据选取 CPU	故障判别
2	2	2	取 CPU0 和 CPU1 和 CPU2 信任评分高的 CPU	无故障
2	1	1	取 CPU0	无故障
1	2	1	取 CPU1	无故障
1	1	2	取 CPU2	无故障
1	1	0	取 CPU0 和 CPU1 信任评分高的 CPU	CPU2 瞬态故障
1	0	1	取 CPU0 和 CPU2 信任评分高的 CPU	CPU1 瞬态故障
0	1	1	取 CPU1 和 CPU2 信任评分高的 CPU	CPU0 瞬态故障
0	0	0	取故障安全值	3 个 CPU 均瞬态故障

6 测试验证

封装表决是余度管理的重要实施环节，为了便于观察，将余度管理层表决处理模块单独提出，通过输入各 CPU 实际数据，在开发工具 VisualStudio 上运行表决模块，将表决过程中的关键数据打印输出，验证表决算法。其中待表决数据为执行机构控制量，判决阈值 $H=100$ ，数据精度要求 $R=0.001$ 。

当给 CPU0、CPU1 和 CPU2 输入正常数据时，结果如图 1 所示。CPU 得票数均为 2 票，但 CPU0 的信任度高于 CPU1 和 CPU2，因此决策输出 CPU0 的数据，其余两个 CPU 数据不输出。

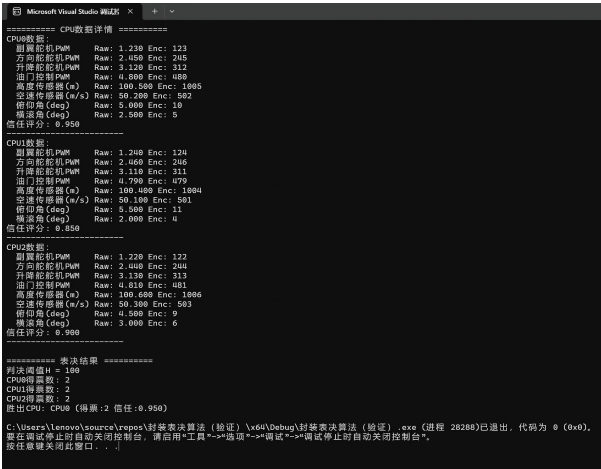


图 1 CPU0、CPU1、CPU2 输入正常数据后的输出结果

当给 CPU1 输入正常数据时，CPU0 和 CPU2 注入部分故障数据时，结果如图 2 所示，CPU0 和 CPU2 的得票数均为 1，CPU1 得票数为 2，因此决策输出 CPU1 的数据。

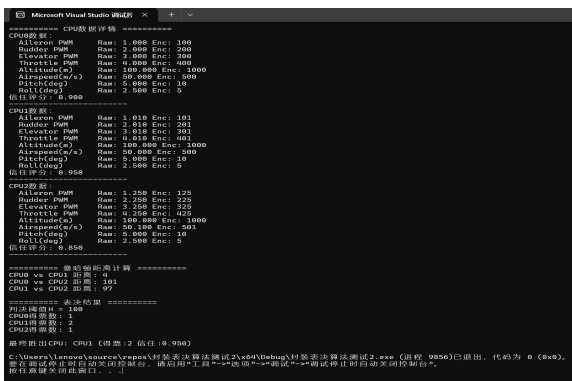


图2 CPU0和CPU2注入部分故障数据且CPU1输入正常数据后的输出结果

当注入数据致使CPU0和CPU1得票数相同时,CPU2注入严重故障数据时,结果如图3所示。决策选择信任度最高的CPU1作为输出结果。

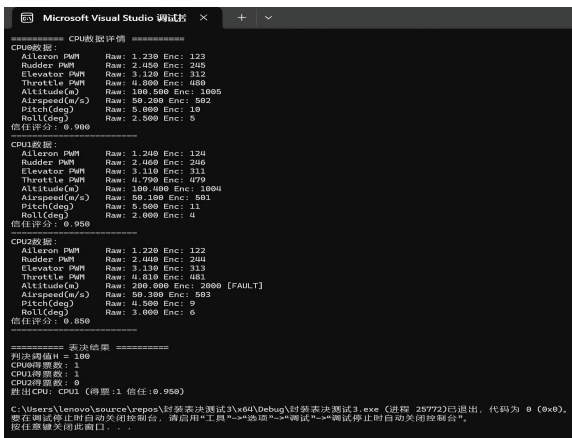


图3 CPU0与CPU1得票相同时CPU2注入严重故障数据后的输出结果

当给CPU0、CPU1和CPU2均注入严重故障数据时,测试结果如图4所示。3个CPU的得票数均为0,此时每个CPU均记一次瞬态故障,CPU此时输出人工设定的安全值。

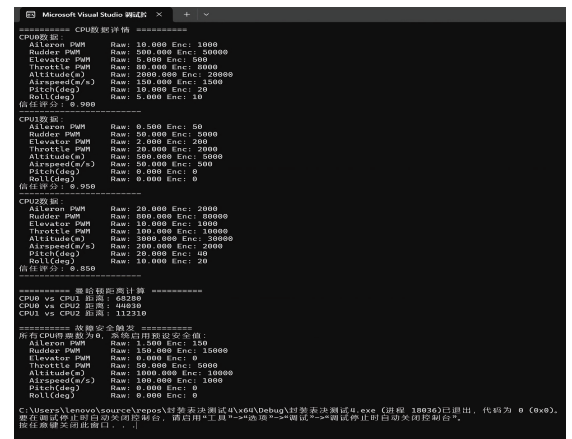


图4 CPU0、CPU1、CPU2均注入严重故障数据时的测试结果

综上所述,测试结果与预测结果吻合,且与设计一致,因此证明封装表决算法满足系统控制需求。

分析上述测试结果得知,封装表决算法可以更有效地完成表决功能,多次测试结果无误,可以用于实现策略。

7 结论

本文针对三余度飞控系统中传统多数表决算法存在的零位死区、故障敏感性及噪声干扰等问题,提出了一种基于动态信任评分与加权投票机制的优化策略,并通过严格的数学建模及实验验证,系统性证明了该方法的理论最优性与工程适用性。实验仿真结果表明,该算法各环节可达到功能和指标要求,验证了所提出的表决算法的合理性和有效性。

参考文献:

- [1] BYINGTON C S, WATSON M, EDWARDS D, et al. A model-based approach to prognostics and health management for flight control actuators[C/OL].// 2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings (IEEE Cat. No.04TH8720). Piscataway:IEEE,2004[2025-11-12].<https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/1368172>.DOI:10.1109/AERO.2004.1368172.
- [2] 陈军花.基于FlexRay的三余度飞行控制计算机设计[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- [3] 潘计辉,张盛兵,张小林,等.三余度机载计算机设计与实现[J].西北工业大学学报,2013,31(5):798-802.
- [4] 吴腾飞.三余度飞行控制计算机冗余管理技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
- [5] RTCA, EUROCAE.D0-178C:SoftwareConsiderationsinAirborneSystemsandEquipmentCertification[S].Washington:CRC Press LLC,2013.
- [6] 许静,夏珊.飞行控制计算机的冗余分析与设计[J].电子技术与软件工程,2020(1):117-118.
- [7] 新清晨.三余度飞行控制计算机容错控制策略研究[D].南京:南京航空航天大学,2023.
- [8] 庞伊贺,张伟彬,熊官送,等.三余度飞行控制计算机冗余管理算法研究[J].现代电子技术,2023,46(18):85-89.
- [9] 王琴,陈欣,吕迅.飞行控制计算机冗余管理策略研究[J].信息技术,2012,36(6):60-64.
- [10] 王双双.某型飞行控制计算机故障检测和冗余管理技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
- [11] BOYD S, PARIKH N, CHU ET AL E.Convex optimization for threshold adaptation in fault-tolerant systems[J].IEEE transactionson control systems technology,2011,19(3):589-598.

【作者简介】

秦鹏成(1996—),通信作者(email: pengchengqin0926@163.com),男,陕西安康人,硕士研究生,研究方向:三余度飞控计算机冗余管理、故障诊断、计算机视觉。

李伟强(1992—),男,陕西西安人,硕士研究生,研究方向:无人机飞控、模式识别、计算机视觉、故障诊断。

(收稿日期:2025-09-23 修回日期:2025-12-09)