

# 基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统设计

陈宣文, 孟强, 黄晖

(航空工业西安航空计算技术研究所, 西安 710068)

**摘要:** 飞机直接升力水平不均会造成飞机飞行偏航问题, 为实现对飞机飞行能力的有效控制, 设计基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统; 在 FSEU 架构中, 设置 ARINC429 总线闭环机制, 联合伺服控制模块与实时机载终端, 实现飞机直接升力控制系统应用模式的搭建; 根据隐藏 EMD 信息定义条件, 求解质心动力学方程, 再按照气动特性原则, 计算航向偏离度的具体数值, 完成基于 EMD 的飞机升力控制; 以内存网交联环境为基础, 配置模型机组织, 实现对闭环测试功能的完善; 实验结果表明, 应用所设计系统可以改善直接升力水平不均的问题, 将飞机飞行偏航角控制在  $0^{\circ} \sim 20^{\circ}$  的数值范围之内, 能够有效实现对飞机飞行能力的有效控制。

**关键词:** EMD 分解方法; 闭环测试; 飞机直接升力; 动力学方程; 气动特性

## Design of Aircraft Direct Lift Control System Based on EMD and Closed-Loop Testing

CHEN Xuanwen, MENG Qiang, HUANG Hui

(Xi'an Astronautics Computing Technique Research Institute, AVIC, Xi'an 710068, china)

**Abstract:** The uneven direct lift of aircraft could cause the issue of flight yawing, in order to effectively control the aircraft's flight capabilities, a direct lift control system based on empirical mode decomposition (EMD) and closed-loop testing was designed. In the FSEU architecture, the ARINC429 bus closed-loop mechanism was set up. The servo control module and real-time onboard terminal were integrated to build the application mode of the aircraft's direct lift control system. The centroid dynamics equation was solved through defining the conditions for the hidden EMD information. Based on aerodynamic principles, the specific value of heading deviation was calculated to achieve the EMD-based lift control. Based on memory network crosslinking environment, the model organization was configured to improve the closed-loop testing functionality. Experimental results show that the designed system can improve the uneven lift and control the aircraft's yaw angle within the range of  $0^{\circ} \sim 20^{\circ}$ , effectively controlling aircraft's flight capabilities.

**Keywords:** EMD decomposition method; closed loop testing; direct lift of aircraft; dynamic equation; aerodynamic characteristics

### 0 引言

随着航空工业的发展, 飞机直接升力控制系统的研究成为了航空工程领域的重要课题。升力可以理解为向上的作用力, 对于飞机而言, 其机翼上下表面产生的压强差直接提供了飞机飞行所需的升力, 但由于机翼保持弧形状态, 且飞行过程中仰角的改变会导致飞机所受阻力出现变化。飞机在飞行过程中, 直接升力的水平分布不均会导致飞行偏航问题, 严重影响飞行安全和操纵性能。设计飞机直接升力控制系统的目的是通过对飞机的升力进行精确控制, 使得飞机能够保持稳定的飞行姿态, 并减小飞行偏航角度。这样可以提高飞行的稳定性和操纵性, 减少对驾驶员的操作要求, 从而提高飞行安全性。经验模态分解 (EMD, empirical mode decomposition) 是一种新型的非平稳信号处理

思想, 能够根据数据样本自身的时间尺度特征条件, 对所涉及信号参量进行分解, 整个处理过程中, 并不需提前设置任何形式的基函数表达式<sup>[1]</sup>。相较于其他类型的信号处理方法, EMD 算法能够根据原始信号传输波形, 分析局域波段的后续表现形式, 且所得结果符合自适应表达原则。闭环测试就是指在完整闭合回路中对检测所得参量进行处理。所谓闭环可以理解为同时包含输入与输出终端的测试体系, 在数据样本传输过程中, 信息参量经由输入终端直接进入测试主机, 由于开环、闭环控制设备并不能同时保持闭合状态, 所以单一循环回路内, 信息传输行为不会造成数据样本的损失, 这也是闭环测试思想的应用能够有效保障数据传输完整性的主要原因<sup>[2]</sup>。

为此, 研究人员致力于设计一种有效的飞机直接升力

收稿日期: 2023-04-25; 修回日期: 2023-10-12。

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, 黄晖. 基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(9): 157-162, 169.

控制系统。文献 [3] 提出基于干扰估计法的控制系统, 通过求解横、纵力矩数值的方式, 确定风向对飞机飞行的干扰能力, 再根据门限特征表达式, 确定飞行升力的作用强度等级。文献 [4] 提出基于序贯蒙特卡洛法的控制系统, 根据非线性思想, 对执行器设备进行控制, 又按照状态误差反馈原则, 求解反馈控制律参数, 从而实现了对飞机升力的有效控制。然而上述两类应用系统不足以将飞行偏航角控制在既定数值范围之内, 因此其对于飞机飞行能力的控制作用效果也就相对有限。文献 [5] 提出基于经验模态分解和闭环测试的回路振荡诊断方法。利用 EMD 将控制器输出数据和系统输出数据分解为不同频率的本征模态函数 (IMF)。将复杂的振荡信号分解成更简单的成分。针对所得到的振荡的 IMF 信号进行闭环测试。闭环测试是一种通过将系统的输出反馈给输入来调整系统控制参数的实验方法。使用闭环测试来判别对应振荡信号的振荡源, 通过对回路叠加测试信号进行判别, 来确定引起振荡的具体源头。

综上所述, 基于经验模态分解 (EMD) 和闭环测试的振荡诊断方法在解决由多重振荡源导致的回路振荡现象方面具有重要的应用价值。应用于飞机直接升力控制系统设计中, 通过对飞机控制器输出数据和系统输出数据进行 EMD 分解, 可以将直接升力信号分解成不同频率的成分, 从而更好地理解和分析直接升力的动态特性。针对每个频率成分进行独立的控制, 实现对不同频率振动的精确控制, 从而提高飞机的飞行稳定性和操纵性能。同时, 闭环测试可以验证和优化控制系统的性能, 确保飞机能够稳定地控制直接升力, 提高飞行的安全性和效率。为此, 设计基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统。

## 1 飞机直接升力控制系统应用模式

飞机直接升力控制系统的硬件应用模型由 FSEU 架构、ARINC429 总线闭环机制、伺服控制模块、实时机载终端四部分组成, 本章节将针对各个单元结构之间的具体连接关系展开深入研究。

### 1.1 FSEU 架构

FSEU 架构是飞机直接升力控制系统的基础设计框架, 其控制功能的实现包括 primary 机制、secondary 机制、保护机制、BTT 自检与 OMS 维护。其中, primary 机制记录飞机单位飞行时长, 并可以联合轮转开关的闭合与断开行为, 确定直接升力对飞行器的实时作用能力。secondary 机制负责监控飞行过程中偏航角在各个方向上的数值水平, 能够联合直接升力作用, 对飞机飞行速率进行控制。保护机制就是飞行保护机制, 在 FSEU 架构体系中, 该结构的存在可以确保飞机偏航角不出现过度偏转的情况。BTT 自检机制负责检测飞机的实时飞行速度, 所得数据参量能够借助信道组织, 传输至伺服控制模块与实时机载终端设备之中。OMS 维护机制的存在可使 FSEU 架构保持相对稳定的连接状态, 由于该结构与其他机载设备之间存在实时连接关系, 所以即便是在升力作用水平不达标的情况下, 控制终端也能够及时接收到反馈信息, 从而不设定远距离的

飞行任务。具体的 FSEU 架构模型如图 1 所示。

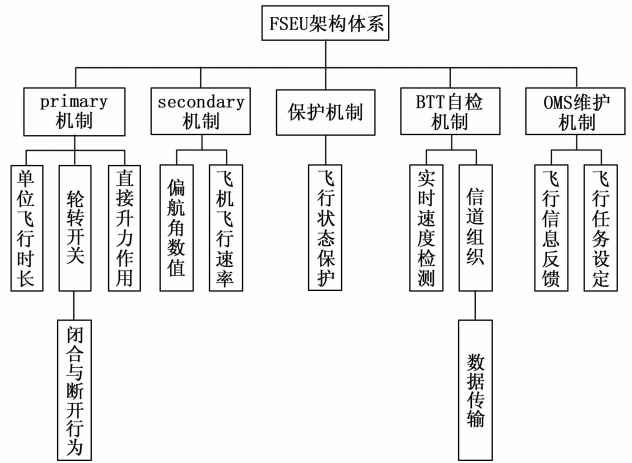


图 1 FSEU 架构模型

由于模块机制之间存在数据信息的实时互通关系, 所以在控制系统运行过程中, FSEU 架构可以直接调节伺服控制模块、实时机载终端等多个下级负载结构。保护机制具有承上启下的连接作用能力, 所以 primary 机制、secondary 机制与 BTT 自检机制、OMS 维护机制对于升力控制指令的传输作用方向总是保持一致<sup>[6]</sup>。

### 1.2 ARINC429 总线闭环机制

ARINC429 总线闭环机制连接于飞机直接升力控制系统的总线网络回路中, 可以在统计差分控制信号的同时, 更改 CAN HIGH 端口、CAN LOW 端口的实时连接状态, 从而在维持直接升力作用强度的同时, 避免飞机出现航速过低的情况<sup>[7]</sup>。总线网络回路作为 FSEU 架构的负载环境, 其中包含大量的数据信息样本, 且随着飞机飞行状态与飞行方向的变化, 数据参量的传输方向与存储形式也都会发生变化。差分控制信号在 ARINC429 总线闭环机制中的传输需借助 CAN 端口, 其中 CAN HIGH 端口负责传输与高速飞行状态相关的数据样本, CAN LOW 端口负责传输与高速低速状态相关的数据样本。CAN 收发器侧端同时负载 MCU 设备、ARINC429 总线体系与 TTL 控制器, 这些设备元件串联在一起, 使得收发器终端能够直接记录飞机直接升力的作用水平<sup>[8]</sup>。完整的 ARINC429 总线闭环机制运行结构如图 2 所示。

FSEU 架构、ARINC429 总线闭环机制之间存在着双向数据互传关系, 且网络回路运行过程中, 信道组织始终保持开放状态, 所以与飞机直接升力作用相关的控制数据样本可以在系统硬件应用模型中自由传输。由于 ARINC429 总线体系与 CAN 收发器之间的数据传输关系具有单向性特征, 所以在飞机飞行过程中, ARINC429 总线闭环机制只能对直接升力作用进行正向或反向调节, 且调节行为的作用强度与方向在一个控制指令传输周期内, 并不会发生变化。

### 1.3 伺服控制模块

伺服控制模块的应用目的是实现对飞机直接升力作用

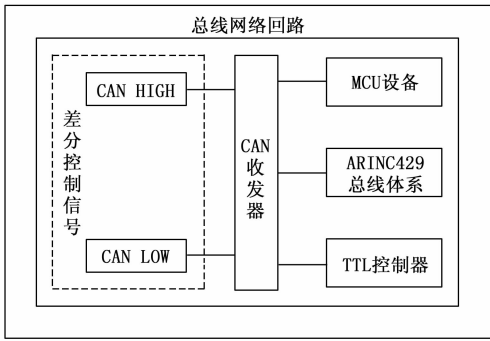


图 2 ARINC429 总线闭环机制运行结构

的有效控制, 能够联合供电终端与升力作用马达, 驱动伺服机动设备, 从而为飞机提供飞行所需的全部动力作用。CN1、COM+、COM-、DOC 元件与伺服机动设备负载于同一旁系支路中, 可以根据 ARINC429 总线闭环机制的运行情况, 调节实时机载终端的动力作用水平, 一方面能够使飞机动力终端得到足量的电力供应, 另一方面也可以精准控制升力作用的行为区域, 从而满足系统主机对飞机直接升力的控制需求<sup>[9]</sup>。升力作用马达与 ROC1、ROC2、ROC3、ROC4 元件负载于伺服机动设备的另一侧旁系支路中, 在供电终端的作用下, 该结构可以联合伺服计数器与 ASDA 控制设备, 感知升力作用的表现强度, 从而避免伺服控制模块的运行能力脱离 ARINC429 总线闭环机制的控制作用。图 3 反映了伺服控制模块的具体连接结构。

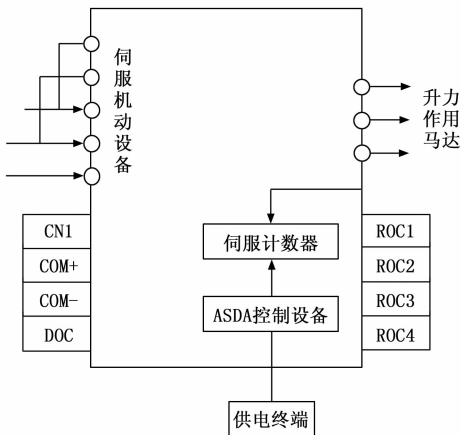


图 3 伺服控制模块结构简图

伺服控制模块中, 电量信号能够伺服机动回路、升力作用马达回路之间自由反馈, 但如果 CN1、COM+、COM-、DOC、ROC1、ROC2、ROC3、ROC4 元件出现连接状态不一致的情况, 则会直接影响控制模块的运行能力<sup>[10]</sup>。伺服机动设备旁系支路、升力作用马达旁系支路之间保持串行连接关系, 且随着信号输出量的增大, ARINC429 总线闭环机制对于整个伺服控制模块的调节作用能力也会不断增强, 但由于 FSEU 架构在单位时间内对信号参量的驱动能力有限, 所以信号参量并不会在模块旁系支路中大量

累积。

### 1.4 实时机载终端

在飞机直接升力控制系统中, 实时机载终端运行功能的实现需借助传输天线组织, 且在设备终端、机载终端保持数据共享的过程中, 伺服控制模块必须为传输天线提供电量信号与控制信号的实时供应。实时传输天线存在于设备终端与机载终端之间, 具有双向转换数据信息的能力, 对于前者而言, 传输天线反馈了接收器元件接收到的所有数据信息参量, 因此其开放时间直接影响设备终端体系在飞机直接升力控制系统中的运行能力; 对于后者而言, 传输天线直接支配 DC 处理机、机载转换组件、惯导装置与一体化设备, 且这些元件结构在机载终端内始终保持串联状态, 因此传输天线的运行连贯性, 将对机载终端体系的运行稳定性造成影响<sup>[11]</sup>。终端设备体系包括信号接收器、MSP430 处理器、公网通信模块与北斗传输网络。其中, MSP430 处理器作为核心应用装置, 同时调度信号接收器与公网通信模块, 而北斗传输网络作为最底层应用设备, 既可以存储与控制系运行相关的数据样本, 也能够记录飞机直接升力的实时作用状态。机载终端包括 DC 处理机、机载转换组件、惯导装置与一体化设备, 在飞机直接升力控制系统运行过程中, 这些设备元件保持串行连接状态, 且升力控制指令在终端体系内实行无差别传输<sup>[12]</sup>。具体的实时机载终端结构如图 4 所示。

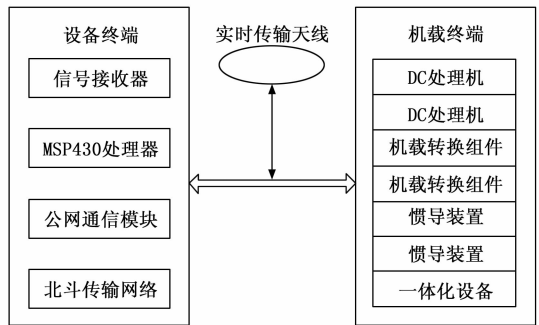


图 4 实时机载终端设计原理

实时传输天线对于控制指令程序的传输也遵循无差别原则, 所以设备终端、机载终端相关元件结构之间也存在着对应性连接关系, 但在飞机升力持续升高的过程中, 实时机载终端为配合飞机飞行状态会出现加速运行的情况, 此时为保持系统的运行稳定性, 相关元件结构之间的连接关系可以暂时断开。

## 2 基于 EMD 飞机升力控制

系统主机对于飞机直接升力的控制还需在 EMD 分解方法的基础上, 精准求解质心动力学方程表达式, 再根据飞机飞行过程中的气动特性条件, 确定航向偏离度指标的实际取值范围。

### 2.1 隐藏 EMD 信息定义

按照 EMD 分解方法原则设计飞机直接升力控制系统时,

一部分信息参量在伺服控制模块与实时机载终端之间的传输行为会受到 ARINC429 总线闭环机制的直接影响, 当前情况下, 升力控制指令传输行为会因为动力作用受限而出现传输受阻的行为, 这就导致了控制指令文本在系统数据库主机中大量堆积, 造成隐藏 EMD 信息的出现<sup>[13]</sup>。从某种意义上来说, 隐藏 EMD 信息就是指分解能力未被完全激活的程序指令文本, 在飞机直接升力控制系统中, 程序指令文本决定了 FSEU 架构对于 ARINC429 总线闭环机制、伺服控制模块等下级应用结构的调节作用能力, 所以若存在大量的隐藏 EMD 信息, 就有可能使程序指令文本的传输能力受阻, 从而使系统主机失去准确控制升力作用强度的能力<sup>[14]</sup>。 $\delta$  表示 EMD 信息节点定义参量, 其求解结果如下:

$$\delta = (2\alpha + 1) \cdot (m_{\max} - m_{\min})^2 \quad (1)$$

式中,  $\alpha$  表示隐藏信息标记参数,  $m_{\max}$  表示程序指令文本查询系数的最大取值,  $m_{\min}$  表示程序指令文本查询系数的最小取值。

在公式 (1) 的基础上, 设  $\chi$  表示隐藏调节向量的最小取值,  $b_\delta$  表示基于参量  $\delta$  的隐藏指令文本传输参数,  $b_\chi$  表示基于参量  $\chi$  的隐藏指令文本传输参数, 联立上述物理量, 可将飞机直接升力控制系统的隐藏 EMD 信息定义式表示为:

$$B_\delta = \left[ \sum_{\chi=1}^{+\infty} (\delta \times b_\delta) \right] \text{bmod}(b_\chi^2 - 1) \quad (2)$$

若  $\delta$  向量取值属于  $(-\infty, -1]$  的数值区间, 表示 EMD 分解指令的传输方向与升力控制系统运行方向相反, 隐藏 EMD 信息在系统数据库主机中的实时累积量相对较大; 若  $\delta$  向量取值属于  $[1, +\infty)$  的数值区间, 表示 EMD 分解指令的传输方向与升力控制系统运行方向相同, 隐藏 EMD 信息在系统数据库主机中的实时累积量相对较小; 由于 EMD 分解方法的作用能力有限, 所以程序指令文本在系统主机中的实时运行量也就不可能无限增大, 这就表示在定义隐藏 EMD 信息时,  $\delta$  向量取值不可能等于零。

## 2.2 质心动力学方程

质心动力学方程是描述飞机质心变化行为的表达式条件, 在直接升力作用下, 飞机飞行状态可以导致质心所处位置出现直观变化, 在控制系统的单位执行周期内, 质心单位运动距离越大, 就表示升力作用的动力学等级越大<sup>[15]</sup>。EMD 分解方法规定, 质心动力学方程的求导应在一个控制指令执行周期内对数据样本参量进行取值, 且为保证飞机飞行状态的稳定性, 不应选择升力作用异常变化阶段的数值参量作为运算目标。质心是一个假想点, 可以理解为飞机指令的核心集中位置, 以该节点为对象求解所得的动力学方程表达式能够用来描述直接升力的单位作用能力, 由于该表达式条件的求解过程完全遵循 EMD 分解方法, 所以对运算目标的提取也一定符合公式 (2) 所示的隐藏 EMD 信息定义原则。

对于质心动力学方程的求解满足如下表达式:

$$Z = \sqrt{\epsilon^{(\epsilon-1)} v' \cdot B_\delta + \vec{x} \times \left( \frac{\vec{C}}{v} \right)^2} \quad (3)$$

其中,  $\epsilon$  表示基于 EMD 分解方法所选取的数据分级处理参量,  $v'$  表示控制指令执行周期内的飞机飞行速率特征,  $\vec{v}$  表示直接升力作用下的飞机飞行速率均值,  $\vec{x}$  表示隐藏 EMD 信息样本的实时运算向量,  $\vec{C}$  表示飞机质心节点在升力作用下的运动行为特征。如果飞机表现出波动飞行特征, 那么质心节点运动行为也会随之表现出波动变化状态, 当前情况下, 若单纯依靠质心动力学方程判断升力控制系统的作用能力, 有可能导致表达式运算结果出现偏差, 而这也是导致系统主机对飞机直接升力作用控制能力受限的主要原因<sup>[16]</sup>。

## 2.3 气动特性

气动特性就是指流动气体的运动学特性, 是动力特性的最主要表现特征。直接升力作用在飞机上, 会造成空气动力、空气动力力矩的改变, 而这些物理参量的数值变化规律可以用来描述飞机飞行轨迹。为实现对飞机直接升力作用的有效控制, 可以从如下几方面对气动特性进行描述。

1) 空气动力作用: EMD 分解方法对于飞机飞行轨迹的控制具有区域性特征。在升力控制系统中, 区域性特征表现在飞行轨迹的阶段划分方面, 对于空气动力作用而言, 其对于每一轨迹曲线的作用强度等级不同, 且每一轨迹内飞机偏航角数值也并不固定, 因此为避免非精确控制行为的出现, 应提取多个数据样本, 并对其进行均值化分析<sup>[17]</sup>。

2) 空气动力力矩: 动力力矩是指空气动力作用节点与飞机质心之间的距离, 由于气动特性等级受到作用力强度、动力力矩数值的共同影响, 所以力矩数值的增大或减小, 都会造成气动特性等级结果的直接变化。

3) 相互作用关系: 空气动力作用数值并不会直接影响动力力矩长度, 但对于系统主机而言, 其在控制飞机直接升力作用时, 必须根据质心节点所处位置, 来判断当前情况下的气动作用等级是否符合机载内存网的运行需求, 因此除了精准求解力学作用与力矩数值之外, 还要按照 EMD 分解方法, 计算二者之间的数值关联性<sup>[18]</sup>。

此外, 气动特性还可以用来描述飞机升力作用与航向偏离度之间的数值关系, EMD 分解方法规定, 在控制系统中, 作用力强度与动力力矩之间的乘积值越大, 飞机航向偏离度的单位取值就越大。

## 2.4 航向偏离度

对于飞机航向偏离度的计算主要包含以下几个执行流程。

1) 初始航向角:

初始航向角就是指飞机飞行初期空气动力作用与动力力矩之间的物理夹角, 一般来说, 初始航向角会影响飞机飞行偏航角的取值范围, 且二者总是保持相同的数值变化状态<sup>[19]</sup>。设  $\varphi_1$  表示空气动力作用与水平直线之间的物理夹角,  $\varphi_2$  表示动力力矩与水平直线之间的物理夹角,  $a, s$  表示两个随机选取的航向定义参数, 且  $a \neq s$  的不等式取值条件恒成立,  $L_a$  表示基于参数  $a$  的动力学作用向量,  $L_s$  表示基于参数  $s$  的动力学作用向量。在上述物理量的支持下, 联立公

式 (3), 可将初始航向角计算结果表示为:

$$\gamma_0 = Z \cos \varphi_1 - \frac{L_s}{L_a} (a^2 - s^2) \sin \varphi_2 \quad (4)$$

### 2) 航向角过渡向量:

航向角过渡向量是在初始航向角基础上求解所得的角度数值解, 对于航向偏离度指标而言, 该项物理量的取值越大, 横向偏离度与水平坐标轴之间的物理夹角就越大<sup>[20]</sup>。所谓过渡就是指一种并不固定的角度数值状态, 由于初始航向角始终保持定值状态, 所以航向角的过渡周期越长, 过渡向量的求解数值就越大。航向角过渡向量计算式如下:

$$\vec{\gamma} = (\gamma_x - \gamma_0) \cdot \begin{bmatrix} k_0 \\ k_x \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中,  $\gamma_x$  表示横轴方向角的实际取值,  $k_0$  表示与初始航向角相关的飞机航迹曲线偏离度,  $k_x$  表示与横轴方向角相关的飞机航迹曲线偏离度。

### 3) 飞机航向偏离度计算:

在直接升力作用周期  $\Delta t$  不等于零的情况下, 联立公式 (4)、公式 (5), 可将飞机航向偏离度计算表达式定义为:

$$H = \frac{\gamma_0}{\gamma} \left( \sum_{-\infty}^{+\infty} \vec{j}^2 - \hat{l} \sin |\Delta \varphi| \right) \quad (6)$$

其中,  $\vec{j}$  表示飞机质心节点在直接升力作用下的跃升距离,  $\hat{l}$  表示基于 EMD 分解方法所选择的升力作用控制参数,  $\Delta \varphi$  表示初始航向角与航迹过渡角之间的数值差。为解决因直接升力水平不均而造成的飞机飞行偏航问题, 在设计飞机直接升力控制系统时, 应控制相关参数指标, 使得航向偏离度指标尽量趋近其极小值结果。

## 3 系统闭环测试功能的实现

飞机直接升力控制系统闭环测试功能的实现, 还需在反射内存网交联环境中, 对模型机配置机制进行完善。

### 3.1 反射内存网交联环境

飞机直接升力控制系统的运行环境相对较为复杂, 其实时控制功能的实现还必须借助反射内存网交联体系。反射内存网交联环境是系统闭环测试功能最主要的实现场所, 内存卡设备按照 EMD 分解方法提取控制飞机升力作用所需的数据参量, 再借助交换接口, 将这些数据样本传输至内存空间之中<sup>[21]</sup>。对于系统数据库主机而言, 反射内存网络是一个完全开放的存储空间, 数据样本在其中保持自由传输状态, 当主机行使控制作用时, 与升力作用调节行为相关的信息参量经由交联空间进入网络体系内部, 当前情况下, 闭环测试环境中的所有运行程序都达到顶峰执行状态。

单位时间内, 如果飞机飞行所需的升力作用强度等级相对较高, 但反射内存网交联环境的剩余指令容纳量相对较小, 系统主机将优先运行处于待传输状态的控制指令, 直至交联信道组织完全处于空余状态后, 其他程序指令才会继续进入反射内存网络; 如果飞机飞行所需的升力作用强度等级相对较低, 但反射内存网交联环境所能提供的指令容纳量却极大, 系统主机首先对处于待传输状态的控制指令进行排序处理, 然后将数据库主机中的程序指令信息

全部反馈至反射内存网络中, 以确保主系统主机元件能够对飞机直接升力作用进行有效控制<sup>[22]</sup>。

对于未能及时执行的控制程序指令, 系统数据库主机代替反射内存网络行使暂时存储的权利, 在此处理过程中, 交联信道组织始终保持闭合状态, 一方面可使伺服控制模块、实时机载终端保持对飞机直接升力作用的敏感性能力, 另一方面也可以避免控制指令程序在系统闭环测试环境中出现错误传输的情况。

### 3.2 模型机配置

控制程序指令的执行需求与系统对模型机体系的配置需求相同, 在闭环测试环境中, 系统主机对于运动学数据样本的选取完全遵循 EMD 分解方法, 而这些信息参量是配置模型机体系的必要条件<sup>[23]</sup>。所谓模型机就是一种处于虚拟化状态的控制程序模型, 飞机飞行动力数据相当于模型中的程序文本, 配置模型机时, 保障这些程序指令的一致性传输能力, 可使模型机闭环准确感知系统主机测试指令的执行进程, 对于系统主机而言, 其在控制飞机直接升力作用方面的准确性得到了保障, 闭环测试过程中也就不会再出现具有明显差异性的数据信息参量<sup>[24]</sup>。

设  $s$  表示闭环测试过程中依照 EMD 分解方法所选择的控制程序指令定义参量, 其取值恒属于 (0,1) 的数值区间,  $\hat{d}$  表示直接升力作用下飞机行进行为的运动学定义向量,  $d'$  表示参数  $\hat{d}$  的一次求导结果,  $\lambda$  表示控制指令测试参数, 联立上述物理量, 可将模型机闭环定义式表示为:

$$\vec{g} = \frac{\log_s (\hat{d} + d')}{\lambda} \quad (7)$$

联立公式 (6)、公式 (7), 推导控制系统模型配置条件定义式如公式 (8) 所示。

$$G = f \cdot \frac{\|\vec{g}\|^2}{\|\kappa \cdot H\|} \cdot (1 + \iota) \quad (8)$$

式中,  $f$  表示模型机闭环对升力作用参量的无差别辨识系数,  $\kappa$  表示实时配置参数,  $\iota$  表示程序文本执行向量。基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统的运行需要模型机体系与反射内存网交联环境的共同配合, 因此在闭环测试的过程中, 为使航向偏离度数值得到有效控制, 还应按照气动特性条件, 完成对相关动力学参数的识别与提取。

## 4 实例分析

### 4.1 实验原理

飞机同时受到升力、重力、动力、阻力的作用, 但飞行状态下, 升力作用远大于重力作用、动力作用远大于阻力作用, 具体的飞机飞行受力情况如图 5 所示。

由于动力、阻力作用负载方向始终保持水平状态, 所以二者与水平线之间的物理夹角只能对飞机飞行速度造成影响, 并不会导致飞机偏航角出现变化。重力作用强度只与飞机自身质量水平相关, 且其数值始终小于升力作用, 故而直接升力是造成飞机偏航角的主要原因。本次实验的目的就是根据偏航角数值来判断直接升力是否处于平均状态, 并以此来判断所选系统是否能对飞机飞行状态进行有

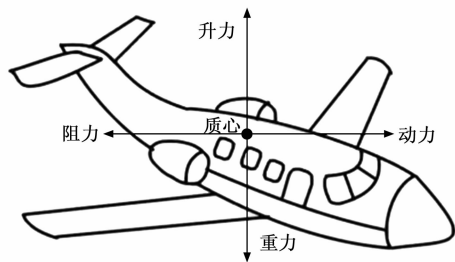


图 5 飞机飞行受力分析

效控制。

### 4.2 流程设计

本次实验的具体实施流程如下。

步骤一：以 B737 型号的飞机作为实验对象，令其在平流层上方保持稳定飞行状态。

步骤二：应用基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统检测飞机飞行状态，记录在该系统作用下，飞机偏航角的具体数值，所得结果为实验组变量。

步骤三：应用基于干扰估计法的控制系统检测飞机飞行状态，记录在该系统作用下，飞机偏航角的具体数值，所得结果为第一对照组变量。

步骤四：应用基于序贯蒙特卡洛法的控制系统检测飞机飞行状态，记录在该系统作用下，飞机偏航角的具体数值，所得结果为第二对照组变量。

步骤五：分别将实验组、对照组偏航角数值与升力作用标准进行对比，以确定各组升力作用水平是否保持平均状态。

### 4.3 数据记录

表 1 记录了偏航角数值与升力作用标准之间的对应关系。

表 1 偏航角数值与升力作用标准对应关系

编号	偏航角数值区间/(°)	升力作用标准
1	0~10	平均状态
2	10~20	平均状态
3	20~30	部分平均状态
4	30~40	部分平均状态
5	40~50	部分平均状态
6	50~60	部分平均状态
7	60~70	非平均状态
8	70~80	非平均状态
9	80~90	非平均状态

分析图 6 可知，第 15 min、第 35 min 时，实验组飞机偏航角取得最大值 20°，其他实验结果则均处于 0°~20° 的数值区间之内。第 25 min 时，第一对照组飞机偏航角取得最大值 60°，其他实验结果则属于 0°~60° 的数值区间之内，其极值区间范围远大于实验组。第 30 min 时，第二对照组飞机偏航角取得最大值 75°，其他实验结果则属于 0°~75° 的数值区间之内，其极值区间范围略大于第一对照组，也远大于实验组。

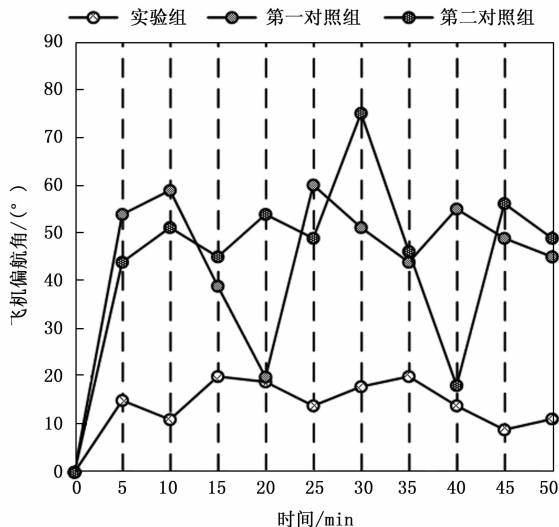


图 6 飞机偏航角

对照表 1 可知，整个实验过程中，实验组升力作用始终保持平均状态。第 20 min 时，第一对照组升力作用保持平均状态，而其他时间节点处，该组升力作用只能保持部分平均状态。第 40 min 时，第二对照组升力作用保持平均状态，第 30 min 时，第二对照组升力作用保持非平均状态，其他时间节点处，该组升力作用只能保持部分平均状态。

基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统的应用，能够将飞机偏航角控制在 0°~20° 的数值范围之内，表明该系统对于飞机飞行状态的控制能力较强，可以解决因直接升力水平不均而造成的飞机飞行偏航问题。

### 5 结束语

基于 EMD 及闭环测试的飞机直接升力控制系统以 EMD 分解方法与闭环测试思想为基础，有效解决因直接升力水平不均而造成的飞机飞行偏航问题。设计 FSEU 架构直接调度 ARINC429 总线闭环机制、伺服控制模块与实时机载终端，实现机直接升力控制系统的设计，实验结果表明该系统不但实现了对航向偏离度指标的精准求解，还满足了模型机体系的配置需求，在实际应用方面具有一定的价值。

### 参考文献：

[1] 阳瑞霖, 何葵东, 胡蝶, 等. 基于振动信号 EMD 分解与支持向量机的有载分接开关机械故障诊断 [J]. 变压器, 2022, 59 (7): 29-33.

[2] 李霞, 李守伟. 基于 EMD 与 DVG 的非线性时间序列预测模型及其应用研究 [J]. 中国管理科学, 2022, 30 (9): 275-286.

[3] 李紫繁, 杨皓月, 王鸿鑫, 等. 基于干扰估计的非对称运动下飞机刹车系统模型预测控制 [J]. 自动化学报, 2022, 48 (7): 1690-1703.

[4] 刘舒畅, 杨忠, 张钊, 等. 基于自适应线性自抗扰控制的飞机防滑刹车系统重构控制 [J]. 控制理论与应用, 2022, 39 (8): 1516-1528.

(下转第 169 页)