

7-3-2020

General HILS System Research of Mi-171 Helicopter Autopilot

Renwei Hu

1. Army Aviation Equipment Development Office of the Headquarters of the General, Beijing 101100, China;;

Guo Nan

1. Army Aviation Equipment Development Office of the Headquarters of the General, Beijing 101100, China;;

Kong Xia

2. AVIC Lanzhou Flight Control Co., LTD., Lanzhou 730070, China;;

Peng Jun

3. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;;

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

General HILS System Research of Mi-171 Helicopter Autopilot

Abstract

Abstract: A general analogous and digital Hardware-In-the-Loop-Simulation (HILS) system was built for AP-34B autopilot of Mi-171 helicopter. Simulator of avionics signals with hybrid interface for both analogous and digital signals was developed. A nonlinear flight dynamics mathematical model was built for Mi-171 helicopter. And on-ground test condition was built for analogous and digital flight control system. Test of on-ground system simulation and aerial flight were done by referring to Flight Test Outline. Results of flight test indicate that all classifications satisfy criteria at once, and the test results of aerial and on-ground are in good concordance and simulation test conditions are complete and effective.

Keywords

Mi-171, helicopter, autopilot, general, Hardware-In-the-Loop-Simulation (HILS) System

Authors

Renwei Hu, Guo Nan, Kong Xia, Peng Jun, and Chuanwei Sun

Recommended Citation

Hu Renwei, Guo Nan, Kong Xia, Peng Jun, Sun Chuanwei. General HILS System Research of Mi-171 Helicopter Autopilot[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(5): 1086-1093.

米-171 自动驾驶仪通用半实物仿真试验系统研究

胡仁伟¹, 郭楠¹, 孔霞², 彭军³, 孙传伟⁴(1. 总参谋部陆航装备发展办公室, 北京 101100; 2. 中航工业兰州飞行控制有限公司, 兰州 730070;
3. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001; 4. 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京航空航天大学, 南京 210016)

摘要: 构建了一套通用的米-171 直升机 AP-34B 自动驾驶仪模拟式和数字式半实物仿真试验系统, 研制了模拟式和数字式组合接口的航电信号仿真器, 建立了米-171 直升机非线性飞行动力学数学模型, 搭建了模拟式和数字式飞行控制系统的地面半实物仿真试验环境, 依据飞行试验大纲开展了地面系统仿真试验和空中飞行试验。飞行试验结果表明, 所有科目均一次性达标, 空中试飞和地面试验结果一致性良好, 仿真试验系统完整有效。

关键词: 米-171; 直升机; 自动驾驶仪; 通用; 半实物仿真试验系统

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 05-1086-08

General HILS System Research of Mi-171 Helicopter Autopilot

Hu Renwei¹, Guo Nan¹, Kong Xia², Peng Jun³, Sun Chuanwei⁴(1. Army Aviation Equipment Development Office of the Headquarters of the General, Beijing 101100, China;
2. AVIC Lanzhou Flight Control Co., LTD., Lanzhou 730070, China; 3. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;
4. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A general analogous and digital Hardware-In-the-Loop-Simulation (HILS) system was built for AP-34B autopilot of Mi-171 helicopter. Simulator of avionics signals with hybrid interface for both analogous and digital signals was developed. A nonlinear flight dynamics mathematical model was built for Mi-171 helicopter. And on-ground test condition was built for analogous and digital flight control system. Test of on-ground system simulation and aerial flight were done by referring to Flight Test Outline. Results of flight test indicate that all classifications satisfy criteria at once, and the test results of aerial and on-ground are in good concordance and simulation test conditions are complete and effective.

Keywords: Mi-171; helicopter; autopilot; general; Hardware-In-the-Loop-Simulation (HILS) System

引言

自上世纪 90 年代, 我国陆续装备了多批次的俄制米-8 和米-171 系列直升机, 在国防安全和国民经济活动中发挥了重要的保障作用。但是, 该型直升机的驾驶仪逐渐老旧, 维护难度越来越大, 零配件成本越来越高, 个别电子管式元器件早已停

产, 机型之间串件难度越来越大。为尽快解决此问题, 急需开展飞行控制系统国产化替代的研究。

本文构建了一套通用的 AP-34B 自动驾驶仪半实物仿真试验系统。针对不同批次的自动驾驶仪产品, 分别开展了模拟式和数字式的地面半实物仿真试验, 并结合数字式飞行控制系统研制, 进行了空中飞行试验验证工作。

1 国内外研究现状

直升机半实物仿真系统主要由直升机自动驾驶仪(包括飞行控制计算机和舵机伺服控制器等)、

收稿日期: 2014-12-17

修回日期: 2015-03-03;

作者简介: 胡仁伟(1967-), 男, 江西安义, 博士后, 高工, 研究方向为直升机总体设计; 郭楠(1982-), 男, 河北易县, 硕士, 工程师, 研究方向为标准化管理; 孔霞(1962-), 女, 山东菏泽, 硕士, 研究员, 研究方向为直升机飞行控制系统。

<http://www.china-simulation.com>

• 1086 •

飞行动力学仿真计算机、飞行仿真转台、大气数据模拟器、地面测控装置以及通讯台等组成。

国内公开发表的有关直升机半实物仿真试验系统的研究论文主要偏向于针对无人机及小型直升机飞行控制系统半实物仿真^[1-5]。

同样, 国外在此领域亦比较关注无人机及小型直升机飞行控制系统半实物仿真^[6-9], 文献[9]中提出了一种半实物仿真系统的软件优化算法, 并成功验证。

2 俄制直升机自动驾驶仪概貌

米-171 系列直升机安装了 АП-34Б 型自动驾驶仪。该驾驶仪接收 КИ-13 航向系统、АГБ-3К 航空地平仪、ЭУП-53К 侧滑仪的航姿信号, 以及 ВД-10ВК 气压高度计、УС-450К 空速计、ВАР-30МК 升降计的高度、空速和升降速度信号, 这些信号经过在模拟式计算机中进行反馈解算后, 以电信号驱动电液混合式助力器 КАУ-30Б 和 ПИ-60Б 舵机实施操控。该舵机即充当了主操纵作动器, 又充当了自动驾驶仪作动器, 还承担了增稳舵机的功能。其中, 作为系统增稳驱动, 该作动器的运动位移最大可占有 20% 的操纵权限。

该系统的基本组成如下图所示。

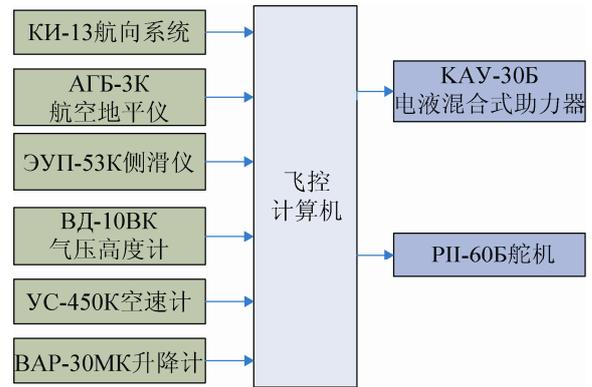


图 1 АП-34Б 自动驾驶仪系统组成

3 地面半实物仿真试验台设计

为保证本文半实物仿真系统的逼真度, 除大气数据系统以外, 主要元器件均采用机上原装组件, 并完全沿用了机上电气连接关系, 同时配备了:

- 1) 4 路液压供压系统;
- 2) 36 V/400 Hz 三相交流电供电系统;
- 3) 27 V 直流供电系统等外部试验保障设备;
- 4) 标准测试仪器若干。

本文半实物仿真系统的结构简图见图 2 所示。

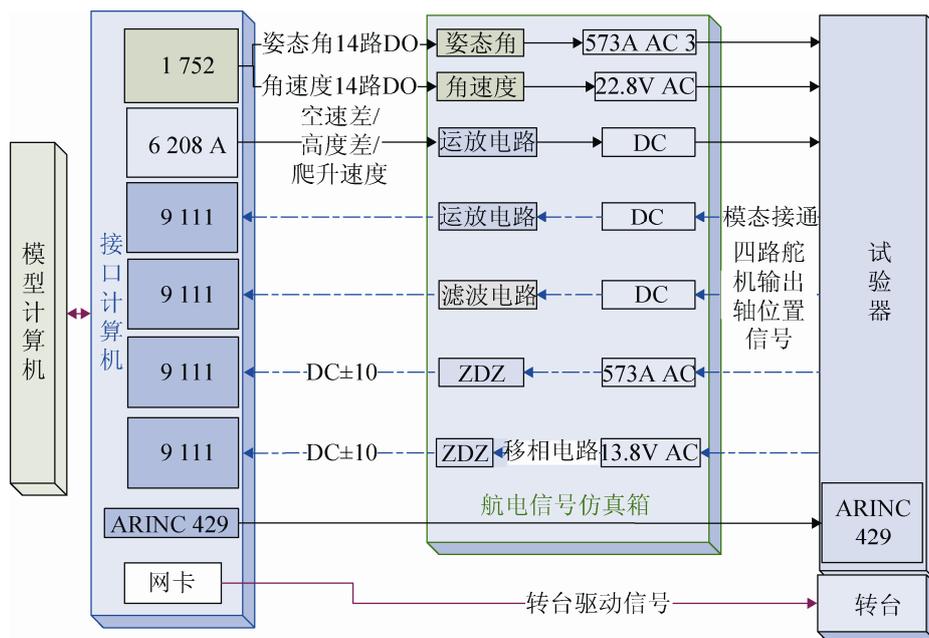


图 2 本文半实物仿真系统结构图

图 2 中,“1752”代表 PCI-1752;“6208A”代表 PCI-6208A;“9111”代表 PCI-9111;“姿态角”、“角速度”代表数字信号模块(DS),“姿态角”包含俯仰角、滚转角、偏航角三路信号,“角速度”亦包含俯仰角速度、滚转角速度及偏航角速度三路信号;“运放电路”代表运放电路;“ZDZ”代表 ZDZ 模块;“573AAC3”代表 573 A 三相交流电;“22.8 V AC”代表 22.8V 单向交流电;“DC±10”代表直流±10 V;“ARINC 429”代表 ARINC 429 板卡;实线向右箭头代表输出信号;虚线向左箭头代表反馈信号。“模态接通”有空速保持接通、高度保持接通等;“四路舵机输出轴位置信号”包含纵、横、总、尾四路舵机输出轴位置信号;模型计算机与接口计算机之间通过网络相连。

4 航电信号仿真箱接口设计

针对米系列直升机仿真接口复杂的特性,本文所研制的航电仿真设备完全兼容了模拟式和数字式航电接口,不仅实现了原机状态的地面复现,还为数字式飞行控制系统提供了对比基准,一套接口设备完全兼容了数字式和模拟式的接口仿真工作。

具体实现方式是:

1) 所有直流和交流的模拟信号接口均集成在航电接口仿真箱中,信号转接板按照图 3 的关系进行定义和开发,数字式和模拟式信号完全兼容;

2) 数字信号接口均采用成熟的 ARINC 429 接口板进行对接,仅用于数字式飞行控制系统。

该设备的接口关系如图 3 所示。

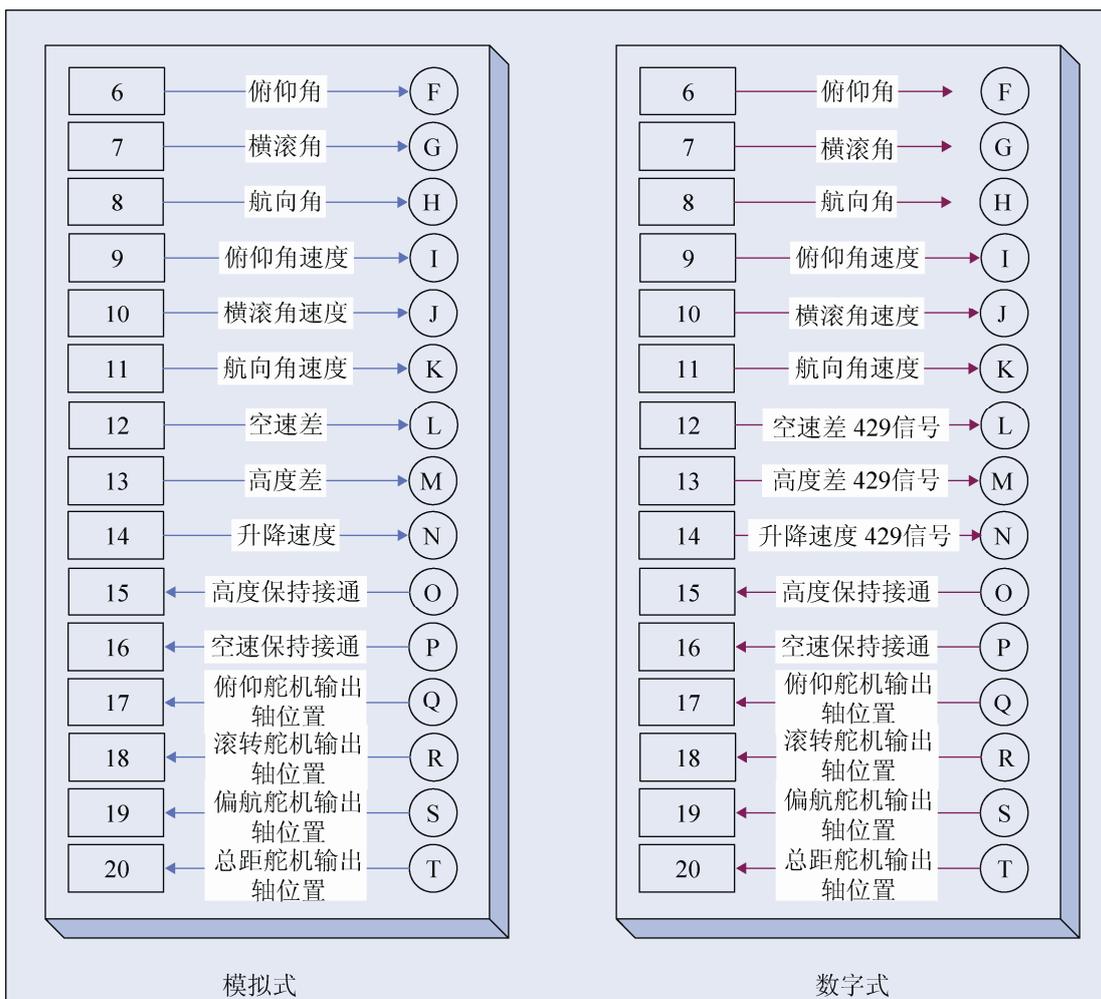


图 3 航电设备接口关系图

5 地面半实物仿真飞行动力学数学模型的建立

为满足自动驾驶仪地面半实物仿真需求, 本文参考现有机理模型, 采用部件法分层次、分模块建立了米-17 直升机非线性仿真飞行动力学数学模型, 主要包含旋翼、机身、尾桨、平尾、垂尾等气动部件的数学仿真模型^[10], 并依据机上测量数据, 建立了旋翼桨叶操纵的杆系操纵系统仿真模型。

5.1 旋翼系统建模

米-171 直升机旋翼构型为 5 片桨叶的铰接式旋翼。气动载荷模型中, 建立了基于旋翼叶素理论的 6 状态动态入流模型、翼型准定常气动载荷模型以及刚性桨叶挥舞动力学模型。三者与机体动力学关系如图 4 所示。

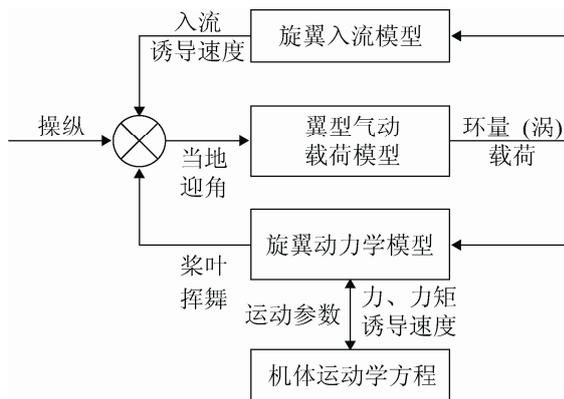


图 4 直升机旋翼与机体动力学的耦合关系图

如上图所示, 翼型气动载荷模型用于计算旋翼诱导速度及桨叶挥舞, 产生的旋翼力和力矩最终作用到机体。

5.1.1 翼型气动载荷模型

考虑到半物理仿真的计算效率和精度, 本文选用基于升力线理论的叶素理论模型来计算翼型的气动载荷。采用二维翼型的风洞试验数据, 运用准非定常气动载荷计算模型, 根据翼型剖面的当地迎角和来流速度求得每个叶素处的气动载荷:

$$L_{yc} = \frac{1}{2} \rho c v_{2d} w |c_l| \frac{v}{|v|}$$

$$L_{zc} = \frac{1}{2} \rho c v_{2d} v c_l \quad (1)$$

$$M_{xc} = \left(\frac{1}{2} \rho c^2 v_{2d}^2 c_m + \frac{1}{4} c L_{zc} \right) \frac{v}{|v|}$$

式中: L_{yc} 和 L_{zc} 为翼型平面气动升力分量; ρ 为空气密度; c 为翼型弦长; v_{2d} 为合成诱导入流; v 和 w 为诱导入流二分量; c_l 和 c_m 为分别为升力系数和俯仰力矩系数, 它们是叶素迎角和马赫数的函数; M_{xc} 为关于 1/2 弦长的俯仰力矩。

叶素微段的型阻为:

$$L_{xpd} = -\frac{1}{2} \rho c v_{3d} u c_d$$

$$L_{ypd} = -\frac{1}{2} \rho c v_{3d} v c_d \quad (2)$$

$$L_{zpd} = \frac{1}{2} \rho c v_{3d} w c_d$$

式中: $v_{3d} = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ 为合成诱导入流; c_d 为翼型阻力系数。

5.1.2 旋翼入流模型

旋翼入流模型是旋翼气动建模的关键, 直接影响旋翼桨盘处的诱导速度分布及直升机的载荷和飞行特性。为了能够准确、快速地描述直升机旋翼的流场特性, 本文采用了实时性较好的非线性、非定常的旋翼尾迹模型—Peters-He 六状态动态入流理论模型^[11-12], 其诱导速度表达式可表示为:

$$w_i(\hat{x}, \psi, t) = \sum_{r=0}^N \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{2S_r+r-1} \psi_j^r(\hat{x}) [\alpha_j^r \cos(r\psi) + \beta_j^r \sin(r\psi)] \quad (3)$$

式中, i 为桨叶气动载荷计算点标号, j 为桨叶标号; \hat{x} 为径向坐标, ψ 为桨叶旋转的方位角, t 为时间; N 为谐波次数, S_r 为径向型函数个数。本模型采用了谐波次数为 2、径向型函数最高次数为 2 的组合, 共计 6 个入流变量; α_j^r 和 β_j^r 共同构成桨叶的入流状态矢量。

对应此入流模型, 建立了六状态气动干扰理论模型, 并基于经验公式考虑了旋翼诱导速度对机

身、尾桨和尾面的气动干扰:

$$\begin{bmatrix} v_x^p \\ v_y^p \\ v_z^p \end{bmatrix} = \lambda_T \Omega_T R_T \begin{bmatrix} k_{x_r} \\ k_{y_r} \\ k_{z_r} \end{bmatrix} + (k_{q_{dyn}} - 1) \begin{bmatrix} v_{p/i}^p(1) \\ v_{p/i}^p(2) \\ v_{p/i}^p(3) \end{bmatrix} - v_{p/i}^p(1) \begin{bmatrix} 0 \\ k_{q_{dyn}} \lambda_{fy} \\ k_{q_{dyn}} \lambda_{fz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, $\lambda_T \Omega_T R_T$ 为旋翼诱导速度的均匀分量, 等式右侧第二个速度矢量由机体运动和风矢量得到。若要利用上述公式计算旋翼与机身之间的气动干扰, 仅需令动压比缩减因子 $k_{q_{dyn}} = 1$ 以及侧洗和下洗因子 $\lambda_{fy} = \lambda_{fz} = 0$ 。

5.1.3 旋翼动力学模型

本文采用桨盘锥度角、后倒角及侧倒角来描述旋翼桨叶的挥舞运动, 建立了刚性桨叶挥舞模型。

稳定飞行时每片桨叶挥舞铰处的力矩将达到平衡, 单片桨叶的挥舞运动方程如下:

$$I_b \ddot{\beta}_i + I_b \Omega^2 \beta_i = M_T - M_s g \quad (5)$$

式中, i 为桨叶标号, M_T 为桨叶的挥舞气动力矩, M_s 为桨叶对挥舞铰的质量静矩。略去二阶以上小量, 得到旋翼整体挥舞系数表达式:

$$\beta(\psi) = \beta_0 - \beta_c \cos \psi - \beta_s \sin \psi \quad (6)$$

式中, β_0 为桨盘锥度角, β_c 为后倒角, β_s 为侧倒角。

5.2 其他气动部件建模

5.2.1 机身气动模型

机身气动特性一般由风洞实验得到, 所有的气动力和力矩系数均为迎角和侧滑角的函数。本文依据文献[10], 通过外场测绘建立了机身几何外形数学模型, 采用成熟的 CFD 方法计算得到机身气动参数, 获得了近似的机身力和力矩特性曲线。并结合张量插值算法, 实时求得机身受到的力和力矩。

风轴系中机身气动载荷计算如下:

$$F_x^w = -q_{dyn} c_d \quad (7)$$

$$F_y^w = -q_{dyn} c_y \quad (8)$$

$$F_z^w = -q_{dyn} c_l \quad (9)$$

$$M_x^w = -q_{dyn} c_{ll} \quad (10)$$

$$M_y^w = -q_{dyn} c_m \quad (11)$$

$$M_z^w = q_{dyn} c_n \quad (12)$$

式中, q_{dyn} 为动压, 计算如下:

$$q_{dyn} = \frac{1}{2} \rho (v_x^2 + v_y^2 + v_z^2) \quad (13)$$

c_y , c_{ll} 以及 c_n 分别为侧向力系数、滚转力矩系数和偏航力矩系数; c_m 为俯仰力矩系数。

5.2.2 尾桨气动模型

直升机尾桨用于产生侧向力和力矩, 用以配平旋翼反扭矩以及实施航向操纵。本文采用了线性 Bailey 尾桨模型, 该经验模型仅考虑尾桨的总距, 不考虑挥舞等运动参数。

尾桨拉力计算如下:

$$T_R = C_{T_R} \rho k_{bl} \pi (\Omega_R R_R)^2 \quad (14)$$

式中, C_{T_R} 为尾桨拉力系数, Ω_R 为尾桨转速, R_R 为尾桨半径, k_{bl} 为垂尾阻塞因子, 用以修正尾桨拉力:

$$k_{bl} = (1 - b_{t_1}) \frac{v_x^2}{v_{bl}^2} + b_{t_1}, \quad \{v_x \leq v_{bl}\} \quad (15)$$

$$k_{bl} = 1.0, \quad \{v_x \geq v_{bl}\}$$

式中, v_{bl} 为临界速度, b_{t_1} 为尾桨阻塞常数, v_x 为前飞速度。

桨根处总距计算如下:

$$\theta_0 = \frac{\pi}{180} \left(-T_R \frac{\partial \beta_0}{\partial T_R} \tan \delta_3 \right) + \theta_{bias} + \theta_c \quad (16)$$

式中, θ_c 为尾桨桨根操纵量, θ_{bias} 为尾桨桨根总距预置量; T_R 为尾桨拉力; δ_3 为变距-挥舞耦合的挥舞调节角度。

尾桨扭矩为:

$$Q_R = C_{Q_R} \rho \pi \Omega_R^2 R_R^5 \quad (17)$$

式中, C_{Q_R} 为尾桨扭矩系数。

5.2.3 尾面气动模型

与旋翼翼型气动载荷以及机身气动载荷计算类似, 平尾和垂尾的气动力和力矩的计算基于升力线理论, 用到了二维翼型气动参数表。

尾面当地坐标系下的总相对入流可用如下公式表示:

$$v_{total}^p = -[v_{p/li}^p + T_{p/li}(v_{wind}^i + v_{turbu}^i + v_{induced}^i)] \quad (18)$$

式中, v_{wind}^i 为环境常值风, v_{turbu}^i 为大气湍流, $v_{induced}^i$ 为旋翼诱导入流(包含气动干扰); $T_{p/li}$ 为坐标转换矩阵, $v_{p/li}^p$ 为尾面运动速度。

尾面当地坐标系下的气动载荷可计算如下:

$$F_x = \frac{1}{2} \rho S v_{xyz} c_d v_x \quad (19)$$

$$F_y = \frac{1}{2} \rho S [v_{yz} c_l v_z - v_{xyz} c_d v_y] \quad (20)$$

$$F_z = \frac{1}{2} \rho S [v_{yz} c_l v_y + v_{xyz} c_d v_z] \quad (21)$$

$$M_x = \frac{1}{2} \rho S v_{yz} c_m \cos(\Lambda) \quad (22)$$

$$M_y = 0 \quad (23)$$

$$M_z = 0 \quad (24)$$

式中, S 为尾面迎风面积, v_{xyz} 为总入流速度, v_{yz} 为 y - z 平面入流速度; c_l , c_d 和 c_m 分别为尾面翼型的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数; v_x , v_y 和 v_z 为入流速度三分量; Λ 为尾面后掠角。

5.3 基本杆操纵系统仿真建模

前两节建立了米-17 直升机全状态非线性仿真数学模型, 该非线性模型用于地面半物理仿真, 检验自动驾驶仪控制律的正确性。

依据机上杆位移操纵到桨叶变距角传动比的测量数据, 本文建立了纵向杆、横向杆、总距杆及脚踏到桨叶根部的操纵链路模型。该基本杆操纵模型可将飞控计算机采集到的杆位移信号转化为旋翼及尾桨桨叶根部的角度值, 从而作用到全机飞行动力学方程, 并实时求解出直升机的飞行状态参数。

操纵链路示意图如下图 5 所示。

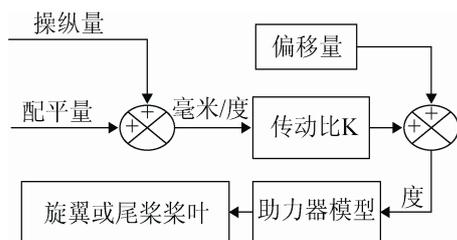


图 5 基本操纵链路模型

如图 5 所示, 外部操纵量和模型解算的配平量求和经传动系数转换为角度值; 偏移量为操纵的中立位或经试飞数据修正的偏移值; 模型中加入了助力器模型用以考虑真实情况下的机械延迟, 采用一阶惯性环节加以模拟:

$$G(S) = \frac{1}{Ts + 1} \quad (25)$$

其中, 时间延迟参数 T 来自实际测量数据。

6 系统实时性设计

为保证半物理仿真数学模型运算的逼真度, 并兼顾飞控计算机的内部时钟、转台驱动的最小时钟要求^[13-14], 本文半物理仿真采用了 8 ms 内部时钟的仿真步长设计。

接口计算机和模型计算机均采用了实时 Linux 操作系统, 主要负责数据接收发送、网络通讯、转台驱动、ARINC 429 信号转发等功能, 定时器采用符合 POSIX 1003.1b 标准的 setitimer 实时时钟函数, 模型解算、数据发送与接收均在 8 ms 之内完成。经测试, 时钟调度最大漂移小于 35 μ s, 实时时钟满足系统仿真要求^[13], 如图 6 所示。

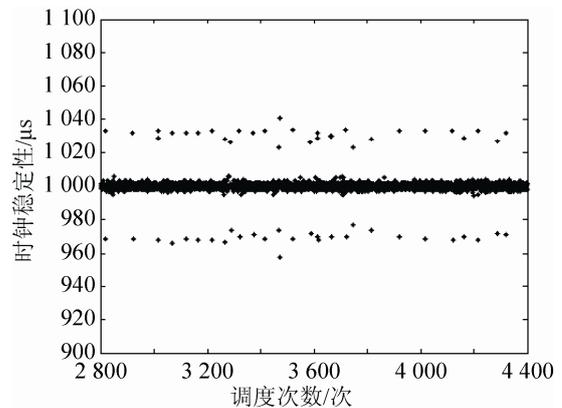


图 6 1 ms 定时器时钟偏移特性测试结果

7 半物理仿真试验状态及结果

为检验本文半物理仿真试验系统的正确性和有效性, 本文的半物理仿真试验状态定义严格依据试飞大纲科目而定。为保证试验状态尽可能多地覆盖真实飞行状态, 并减少无效状态、提高试验效率, 设计试验状态如表 1 所示。

表 1 试验状态设计

| 模型状态 | 标准 | 前极限 | 后极限 |
|------------------------|------------------|-----|-----|
| | 重心 | 重心 | 重心 |
| 低高度悬停 | ABC ^注 | ABC | ABC |
| 低高度 40 km/h 前飞 | ABC | | |
| 1 000 m 高度 120 km/h 前飞 | ABC | | |
| 1 000 m 高度 180 km/h 前飞 | A | | |
| 1 000 m 高度 220 km/h 前飞 | A | | |
| 1 000 m 高度 230 km/h 前飞 | B | B | B |
| 1 000 m 高度 250 km/h 前飞 | AC | AC | AC |
| 4 800 m 高度 100 km/h 前飞 | B | | |
| 6 000 m 高度 100 km/h 前飞 | AC | | |

注: A 代表 11 100 kg 标准起飞重量; B 代表 13 000kg 最大起飞重量; C 代表 7 840 kg 最小飞行重量(20 min 余油)。

图 7 为地面仿真试验过程的结果样例。

8 飞行试验

基于本文半物理仿真试验, 该机已开展了大量的飞行试验, 试验结果表明依据本文地面仿真试验所确定的控制律参数完整有效, 所有科目均一次性达标, 空中未进行任何补充调参。

鉴于该机型较为成熟, 飞行试验时仅采集了少量数据, 且飞行时气象数据不足, 此处仅得到少数稳态点的有效数据, 对比结果如图 8 所示。

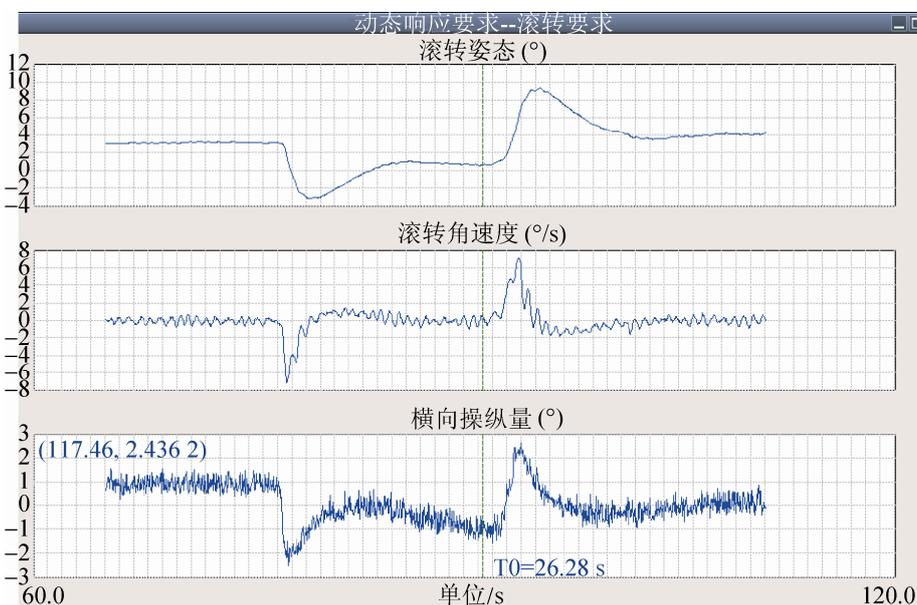


图 7 横滚通道偶极子激励响应运行样例

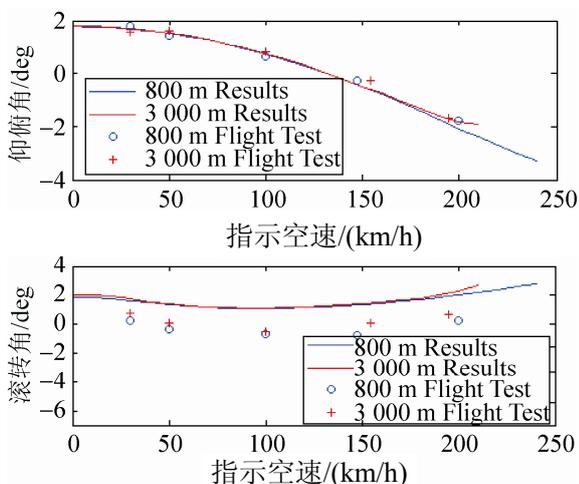


图 8 仿真模型和试飞结果对比

上述对比结果表明:

- 1) 试飞得到的俯仰姿态角随前飞速度的变化规律和计算结果有良好的一致性, 俯仰姿态角的计算误差小于 0.3°, 计算偏差符合相关规范的要求^[15];
- 2) 由于试飞时横向重心位置参数并不明确, 试飞得到横滚姿态角偏小 1.5°, 但是规律性一致, 计算偏差符合相关规范的要求^[15]。

9 结论

本文所研制的地面半实物仿真系统, 较好地实现了模拟式和数字式飞行控制系统的双向兼容, 半

物理仿真试验和试飞结果表明,二者空地一致性较好,试验数据准确度较高,地面控制律调参结果可直接应用于实装,安全稳定,节省了空中验证试飞时间,系统成本明显下降。

参考文献:

- [1] 段鏢, 严峰, 赖水清, 等. 基于 FlightGear 的无人直升机飞行控制系统仿真环境建设[J]. 直升机技术, 2010, 165(4): 58-63.
- [2] 严峰, 赖水清, 李林华, 等. 小型无人直升机发动机控制设计[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(3): 830-831, 835.
- [3] 陈伟, 卢京潮, 詹漫漫, 等. 直升机仿真模拟训练软件系统设计实现 [J]. 微处理机, 2011, 32(5): 46-49.
- [4] 杨洲, 景博, 张劼, 等. 自动驾驶仪 PHM 系统健康评估方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(8): 1765-1772.
- [5] 赵涛, 汪滔. 基于 CAN 网络小型直升机自动驾驶仪硬件及导航系统设计 [J]. 制造业自动化, 2010, 32(2): 81-83, 101.
- [6] Yi-Rui Tang, Yangmin Li. Development of a laboratory HILS testbed system for small UAV helicopters [C]// Proceedings of the 6th IASTED International Conference on Biomechanics; Proceedings of the Second IASTED International Conference on Robotics. Pittsburgh, USA: ACTA Press, 2011: 428-436.
- [7] Seongpil Kim, Agus Budiyo. Control system design and testing for a small-scale autonomous helicopter [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology (S0002-2667), 2010, 82(6): 353-359.
- [8] Bryan Godbolt. Experimental Validation of a Helicopter Autopilot Design using Model-Based PID Control [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems (S0921-0296), 2013, 70(1/4): 385-399.
- [9] Johannes Hofmann, Antje Dittmer. Model-based control of the flying helicopter simulator: evaluating and optimizing the feedback controller [J]. CEAS Aeronautical Journal (S1869-5582), 2011, 2(1/4): 43-56.
- [10] Advanced Rotorcraft Technology, Inc. FLIGHTLAB Theory Manual, Volume I [M]. Charleston, USA: Advanced Rotorcraft Technology, Inc. 2011: 7-180.
- [11] He Chengjian. Finite State Dynamic Wake Interference Modeling for Rotorcraft Simulation [C]// American Helicopter Society 53rd Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, USA: AHS, 1997: 973-987.
- [12] 孙传伟, 高正. 一种适合飞行仿真应用的非定常非线性旋翼尾迹增强模型[J]. 南京航空航天大学学报(英文版), 2003, 20(1): 12-16.
- [13] 袁东, 杨生民, 孙传伟. 直升机飞行模拟器及其特点 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21(9): 2571-2573.
- [14] 倪先平, 孙传伟, 朱国民, 等. 直升机实时仿真建模中的关键问题探讨[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(4): 398-402.
- [15] GJB5449-2005.直升机飞行模拟器通用要求[S].