

惯导飞控一体化产品简介

版 本： A01

编 制：高小鹏 日 期：2018.07.14

审 核： 日 期：

校 对： 日 期：

标 准 化： 日 期：

批 准： 日 期：

西安精准测控有限公司

2018 年 7 月 14

概述:

该产品可广泛适用于各类固定翼无人机的飞行控制、机载电源管理、载荷控制。主要完成飞控指令解算，与外设的接口通信、无人机的位置测量、载荷控制、机载状态监控、遥控遥测数据处理、机载数据记录等功能。

1. 功能:

1.1. 飞行管理及接口控制模块

- 完成飞控指令解算、导航指令解算;
- 完成与外设通信;
- 输出舵机控制指令;
- 采集发动机转速;
- 采集接收机指令;
- 输出载荷控制指令;
- 机载数据记录。

1.2. 传感器模块

- 完成机载数据的采集;
- 集成姿态解算传感器;
- 集成气压高度传感器;
- 集成 GPS 接收传感器;
- 集成空速采集传感器。

1.3. 技术指标:

- 1) 支持 3S~8S 锂电池供电;
- 2) 飞行控制器采用双处理器，主频不小于 168MHz;
- 3) 角速度测量范围: $-1200^{\circ}/\text{sec} \sim +1200^{\circ}/\text{sec}$;
- 4) 加速度测量范围: $-8g \sim +8g$ 。

1.4. 接口:

1) 控制接口

- 14 路 PWM 输出;
- 1 路 sbus;
- 6 路串口 (2 路 RS422、4 路 RS232);
- 2 路 AD 接口 (0~5V);
- 2 路转速测量;
- 4 路 IO 输出 (5V 高低电平);
- 1 路 CAN 总线接口;
- 2 路电源输出 5V;

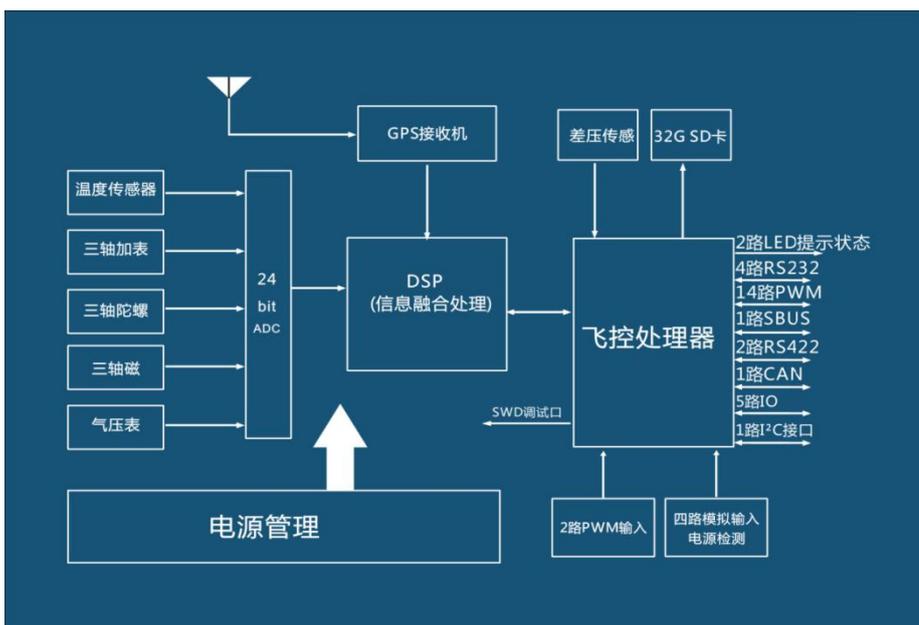
2) 调试接口

- 板载陀螺调试接口;
- GPS 调试接口;
- 程序烧写接口。

3) 内部接口

- 内部电压采集 (电池电压、舵机电压、载荷电压);
- LED 状态指示。

4) 硬件原理框图



5) 性能指标

组合导航性能指标 (标称值)	
航向精度 (磁)	1°(rms)
航向精度 (L1/B1 单点)	0.5°(rms)
姿态精度	0.3°(rms)
陀螺	
量程	±1200°/s(可定制)
零偏稳定性	10°/h (常温, 阿伦方差)
非线性	0.05%
带宽	50Hz~200Hz
加速度计	
量程	±2-±40g
零偏稳定性	≤5mg
零偏稳定性	≤5mg
非线性	0.05%

接收机	
工作模式	BD2 B1 / GPS L1
冷启动	60s
热启动	10s
位置精度	5m(rms)
速度精度	0.15m/s(rms)

3 尺寸重量:

尺寸: 70×100×35mm;

重量: ≤200g;

4 环境要求:

工作温度: -40℃~+50℃;

贮存温度: -50℃~+65℃;

相对湿度: ≤95% (35℃);

冲击振动: 参照 GJB 相关要求;

工作流程

信息融合算法主要包括: 初始对准、惯性导航、AHRS 导航、GPS/INS 导航几部分。原理分别简单介绍如下。

5.1 初始对准

首先，重力矢量在 n_0 系的投影为

$$\mathbf{g}^{n_0} = \mathbf{C}_n^{n_0} \mathbf{g}^n \quad (5.1.1)$$

其中， \mathbf{g}^n 为常矢量，即 $\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ -g]^T$ ，而

$$\dot{\mathbf{C}}_n^{n_0} = \mathbf{C}_n^{n_0} (\boldsymbol{\omega}_{n_0 n}^n \times) = \mathbf{C}_n^{n_0} (\boldsymbol{\omega}_{ie}^n \times) \quad (5.1.2)$$

其次，加速度计的比力输出在 b_0 系投影为

$$\mathbf{f}_{sf}^{b_0} = \mathbf{C}_b^{b_0} \mathbf{f}_{sf}^b \quad (5.1.3)$$

其中

$$\dot{\mathbf{C}}_b^{b_0} = \mathbf{C}_b^{b_0} (\boldsymbol{\omega}_{b_0 b}^b \times) = \mathbf{C}_b^{b_0} (\boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times)$$

$\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 为陀螺仪的测量值，姿态阵初始值 $\mathbf{C}_b^{b_0}(0) = \mathbf{I}$ ，利用姿态更新算法可求得实时姿态阵 $\mathbf{C}_b^{b_0}$ 。

最后，通过 $\mathbf{C}_{b_n}^{n_0}$ 建立重力与加速度计比力量测之间关系。将式 (2.13) 的两边同时左乘 $\mathbf{C}_n^{n_0}$ ，得

$$\mathbf{C}_n^{n_0} (\mathbf{C}_b^n \tilde{\mathbf{f}}_{sf}^b - \widehat{\mathbf{V}}^n) = \mathbf{C}_n^{n_0} (-\mathbf{g}^n) \quad (5.14)$$

即

$$\mathbf{C}_{b_0}^{n_0} (\mathbf{C}_b^{b_0} \tilde{\mathbf{f}}_{sf}^b - \widehat{\mathbf{V}}^{b_0}) = -\mathbf{g}^{n_0} \quad (5.1.5)$$

其中， $\widehat{\mathbf{V}}^{b_0} = \mathbf{C}_b^{b_0} \delta \mathbf{f}_{sf}^b + \dot{\mathbf{v}}^{b_0}$ 表示在 b_0 系的加速度计测量误差及线加速度干扰。理论上，只要获得两个时刻的重力及其比力测量值，就可使用多矢量定姿算法求解 $\mathbf{C}_{b_0}^{n_0}$ 。

在初始对准过程中，如果地磁测量信息可用，通常可忽略小的磁偏角影响，直接以磁方位近似代替地理方位进行方位对准。

5.2 捷联惯性导航算法

(1) 姿态更新四元数微分方程

$$\dot{\mathbf{q}}_b^n = \frac{1}{2} \mathbf{q}_b^n \boldsymbol{\omega}_{nbq}^b \quad (5.2.1)$$

其中

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \boldsymbol{\omega}_{in}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b \boldsymbol{\omega}_{in}^n = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - (\mathbf{C}_n^b)^T \boldsymbol{\omega}_{in}^n \quad (5.2.2)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{in}^n = \boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n \quad (5.2.3)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [0 \quad \omega_{ie} \cos L \quad \omega_{ie} \sin L]^T \quad (5.2.4)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{en}^n = \left[-\frac{v_N^n}{R_M + h} \quad \frac{v_E^n}{R_N + h} \quad \frac{v_E^n}{R_N + h} \tan L \right]^T \quad (5.2.5)$$

(2) 速度更新微分方程

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{f}_{sf}^n + \mathbf{g}^n - (\boldsymbol{\omega}_{en}^n + 2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \times \mathbf{v}^n \quad (5.2.6)$$

其中

$$\mathbf{f}_{sf}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}_{sf}^b \quad (5.2.7)$$

$$\mathbf{g}^n = [0 \quad 0 \quad -g]^T \quad (5.2.8)$$

(3) 位置更新微分方程

$$\dot{L} = \frac{v_N^n}{R_M + h} \quad (5.2.9)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_E^n}{R_N + h} \sec L \quad (5.2.10)$$

$$\dot{h} = v_U^n \quad (5.2.11)$$

5.3 AHRS 导航算法

根据地球磁场模型 WMM2000，可以得到在 n 系下的磁场量 M^n 。根据当前方向余弦阵 \tilde{C}_n^b ，可得到 b 系下计算得到的磁场量 \tilde{M}_m^b ，如下

$$\tilde{M}_i^b = M^b - ((C_b^n M^n) \times) \psi \quad (5.4.1)$$

假设磁强计测量得到的磁场分量是 \tilde{M}_m^b ， δM^b 为测量误差，可以得到：

$$\tilde{M}_m^b = M^b + \delta M^b \quad (5.4.2)$$

观测变量 Z 为计算出的磁场量 \tilde{M}_m^b 和测量到的磁场量 \tilde{M}_i^b 的差，同时考虑到测量噪声 V ，可以得到的系统的观测方程

$$Z = HX + V \quad (5.4.3)$$

其中，

$$\begin{aligned} Z &= \tilde{M}_m^b - \tilde{M}_i^b \\ H &= \begin{bmatrix} -M^b \times & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5.4.4)$$

5.4 GPS/INS 导航算法

用和惯性导航系统输出的位置和速度信息的差值作为量测值，经过滤波器，估计惯性导航系统的误差，然后对惯性导航系统进行校正。具体如下

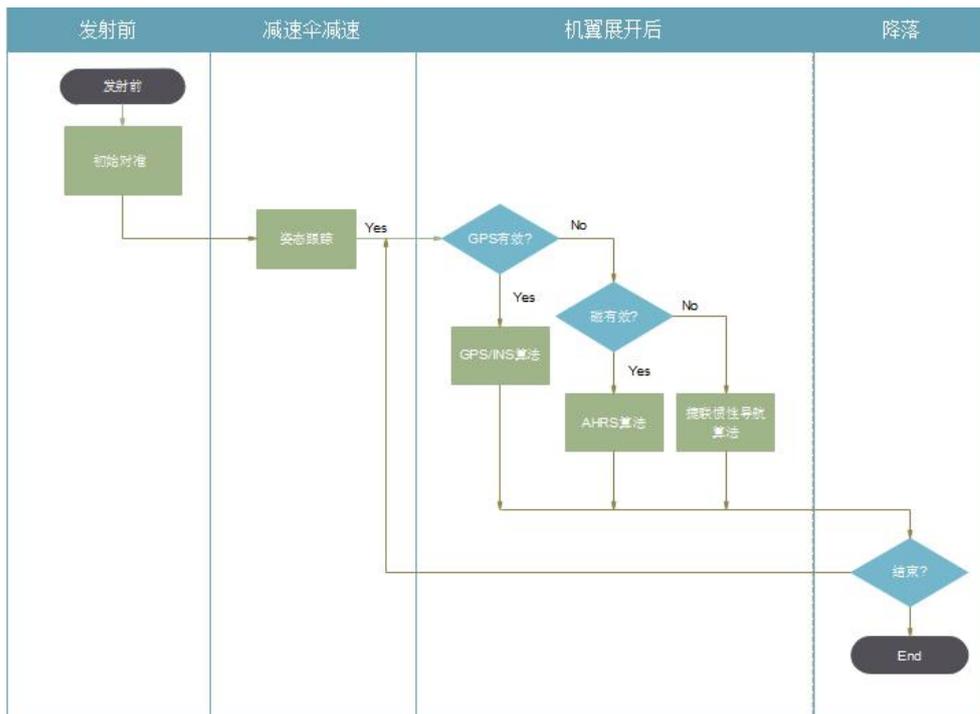
$$\begin{cases} \dot{X} = FX + GW^b \\ Z = \begin{bmatrix} v_{INS}^n - v_{GNSS}^n \\ p_{INS} - p_{GNSS} \end{bmatrix} = HX + V \end{cases} \quad (5.3.1)$$

$$F = \begin{bmatrix} M_{aa} & M_{av} & M_{ap} & -C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ M_{va} & M_{vv} & M_{vp} & 0_{3 \times 3} & C_b^n & 0_{3 \times 4} \\ 0_{3 \times 3} & M_{pv} & M_{pp} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ & & & 0_{10 \times 19} & & \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} -C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{13 \times 6} \end{bmatrix}, \quad W^b = \begin{bmatrix} W_g^b \\ W_a^b \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} & -C_b^n(\omega_{eb}^b \times) & a^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} & -M_{pv} C_b^n & M_{pv} v^n \end{bmatrix}, \quad V = \begin{bmatrix} V_v \\ V_p \end{bmatrix}$$

W_g^b 和 W_a^b 分别为陀螺角速度测量白噪声和加速度计比力测量白噪声， V_v 和 V_p 分别为卫星接收机速度测量白噪声和位置测量白噪声。

5.5 流程框图



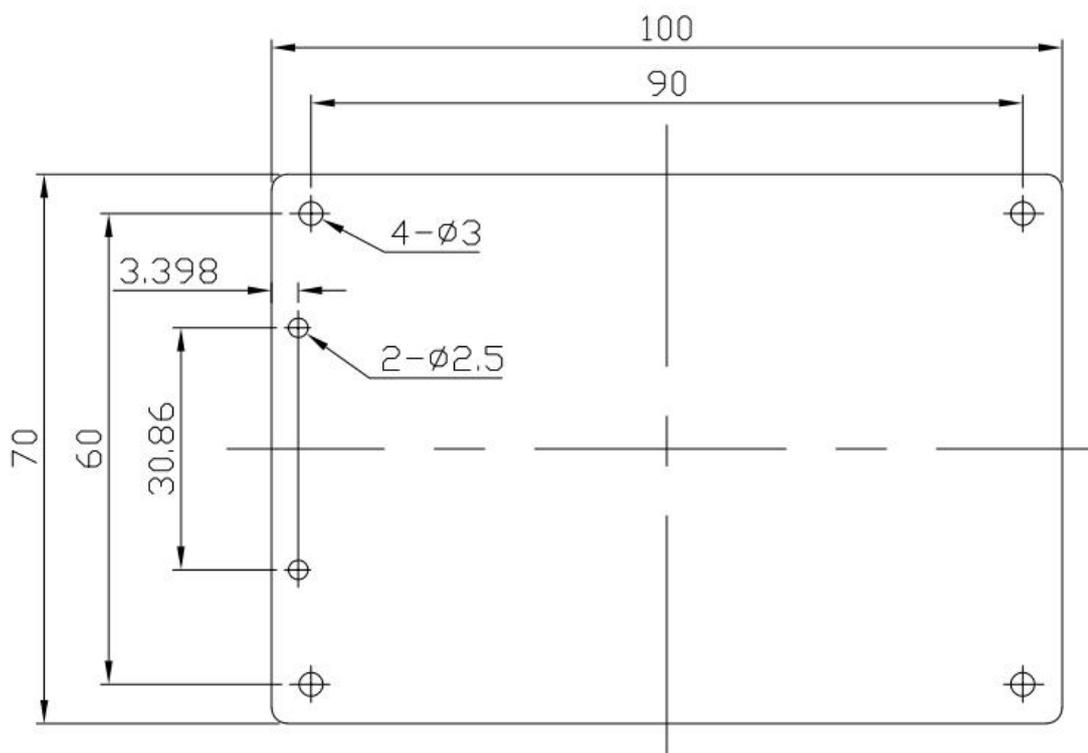
附件 1:

J30J-51ZKWP7 接口定义表

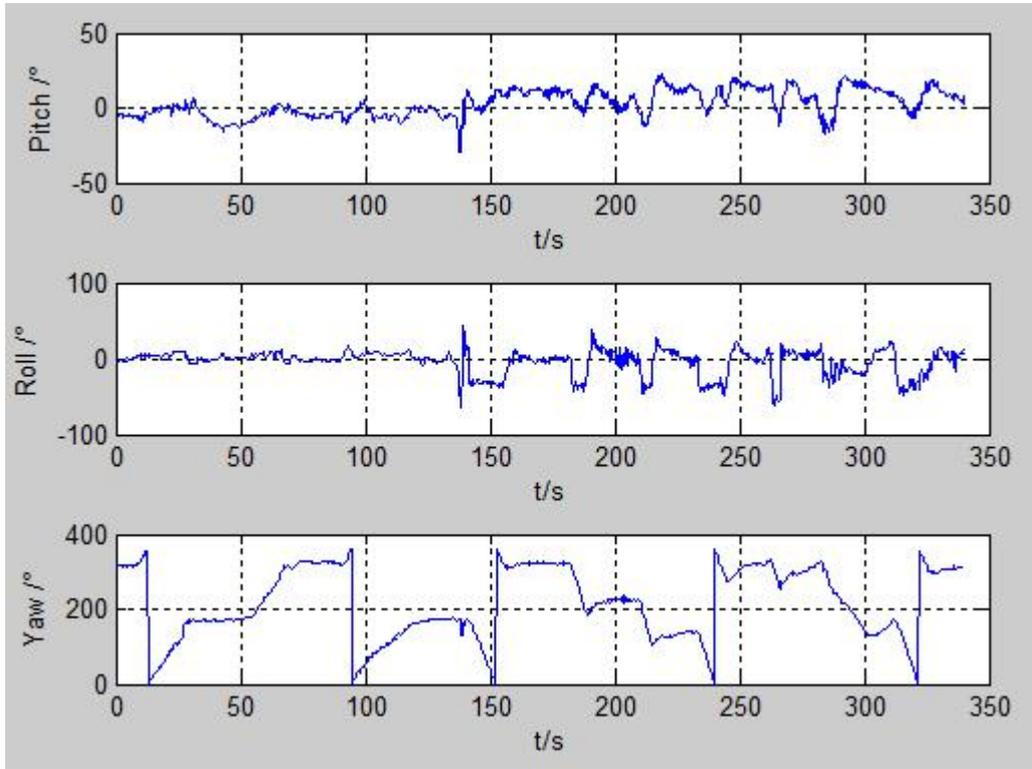
1	VDC_24V	27	J30J_PWM_OUT1
2	VDC_24V	28	J30J_PWM_OUT2
3	GND	29	J30J_PWM_OUT5
4	GND	30	J30J_PWM_OUT6
5	GND	31	J30J_PWM_OUT9
6	GND	32	J30J_PWM_OUT10
7	GND	33	J30J_PWM_OUT13
8	GND	34	J30J_PWM_OUT14
9	VCC5V	35	J30J_IO5V_OUT3
10	VCC5V	36	J30J_RS422_TX7+
11	J30J_5V_IN1	37	J30J_RS422_TX7-
12	J30J_5V_IN2	38	J30J_RS422_RX7-
13	J30J_CAN_H	39	J30J_RS422_RX7+
14	J30J_CAN_L	40	J30J_RS232_RXD2
15	J30J_PWM_HV1	41	J30J_RS232_TXD2
16	J30J_PWM_HV2	42	J30J_UART7_TXD_SLAVE
17	J30J_SBUS_RXD	43	J30J_UART7_RXD_SLAVE
18	J30J_IO5V_OUT4	44	J30J_PWM_OUT3
19	J30J_RS422_TX5+	45	J30J_PWM_OUT4
20	J30J_RS422_TX5-	46	J30J_PWM_OUT7
21	J30J_RS422_RX5-	47	J30J_PWM_OUT8
22	J30J_RS422_RX5+	48	J30J_PWM_OUT11
23	J30J_RS232_TXD3	49	J30J_PWM_OUT12
24	J30J_RS232_RXD3	50	J30J_IO5V_OUT2
25	J30J_RS232_TXD8	51	J30J_IO5V_OUT1
26	J30J_RS232_RXD8		

附件 2

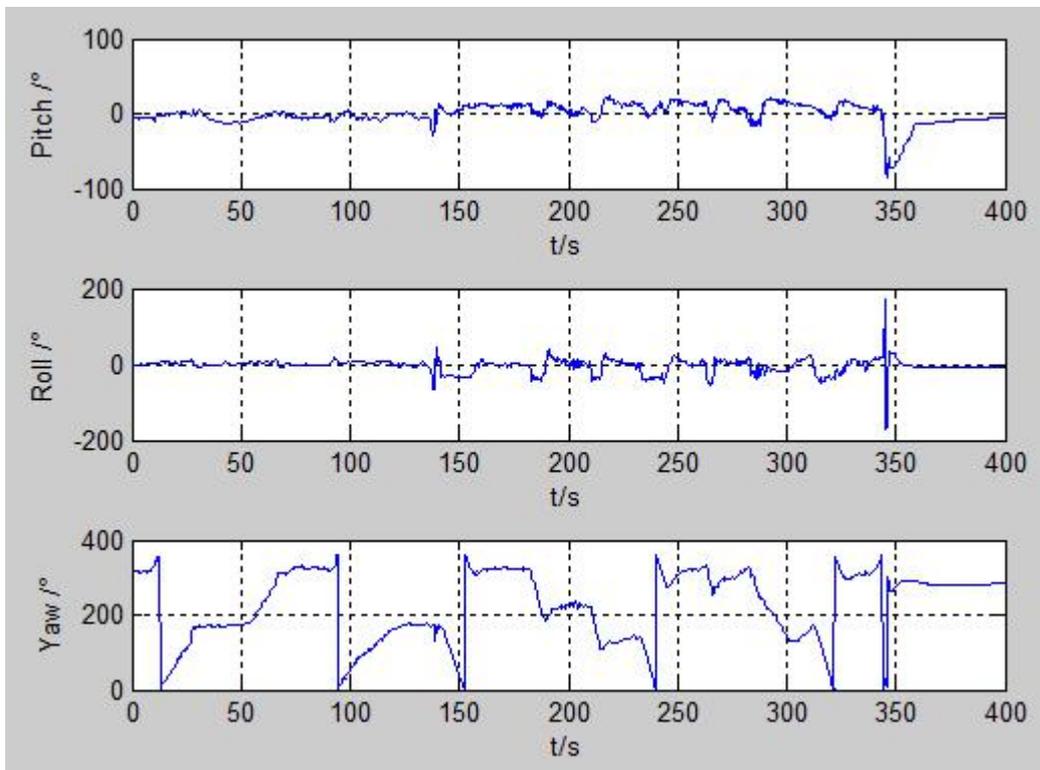
尺寸示意图（见附件）



附件 3



(图 1:某空投项目自主飞行姿态 1)



(图 2:某空投项目自主飞行姿态 2)

