

# AWPilot 悬停逻辑及调试手册

## (V0.2.0)



# 文档履历

版本号	日期	制/修订人	内容描述
V0.1.0		吕元宙	初版
V0.2.0	2019-1-28	雷祥锋	添加调试步骤



# 目录

1. 简要说明.....	4
2. 运行逻辑.....	4
2.1. 气压计高度解算逻辑.....	4
2.2. 测距仪高度解算逻辑.....	5
2.3. 光流位置解算逻辑.....	6
3. 调试.....	7
3.1. 调试基本步骤.....	7
3.2. 条件.....	7
3.3. 传感器方向判定.....	7
3.4. 悬停定点调试.....	7
3.5. 悬停定高调试.....	7
3.6. 一键起飞.....	8
3.7. 一键降落.....	8
3.8. 飞行机动性.....	8
3.9. 刹车.....	8
3.9.1. 第二段刹车（速度控制）.....	9
3.9.2. 第一段刹车（经验刹车）.....	9
3.10. 气压计定高机动时掉高.....	10
3.11. 气压计定高刹车时高度升降.....	10

# 1. 简要说明

AWPilot 的位置和速度解算部分在 lib\_inav 中,以提供参数的方式让用户调整解算的效果

## 2. 运行逻辑

### 2.1. 气压计高度解算逻辑

AWPilot 的气压计定高解算逻辑以更新频率较高的 ACC 为基础,在 ACC 积分出来的速度和位置基础上,使用更新频率较低的气压计进行修正,运行流程如下所示:

- 1) 对机体框架下的 acc 减去 bias
- 2) 将 acc 旋转至大地框架下
- 3) 对 acc 的 z 轴进行 pos 和 vel 的积分作为系统 Z 轴方向的 pos 和 vel
- 4) 对气压计的 pos 及其微分出来的 vel 进行低通滤波
- 5) 计算气压计 pos 和 vel 对于系统 pos 和 vel 的误差作为修正值
- 6) 使用 vel 的修正值来更新 acc 的 bias
- 7) 使用 pos 和 vel 的修正值更新系统的 pos 和 vel
- 在有测距仪的情况下,气压计只修正 pos,不修正 vel 和 bias

对用户来说,主要调节的参数在于 6 和 7 中更新的权重值,分别为气压计对于 acc 的 pos,vel 和 bias 的 fuse 值,值越大则越相信气压计的修正值,则解算出来的系统 pos 和 vel 值越向气压计的 pos 和 vel 接近,bias 也变化得越快

AWPilot 的气压计定高解算支持不同状态下的 fuse 值变更

目前支持起飞,空翻和异常三种状态

#### ● 起飞状态:

起飞状态用于解决一键起飞时高度不准确的问题,通过较大的 fuse 值可修正系统的 pos,从而得到较准确的高度位置

- 1) 起飞时使用专门的 pos,vel 和 bias fuse 值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_TAKEOFF)
- 2) 到达指定的起飞高度后,pos,vel 和 bias 的 fuse 值按一定的步进值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_STEP, 时间单位为秒)切换至 normal fuse 值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_NORMAL)

#### ● 异常状态

异常状态用于解决气压计受外界异常气流干扰时会给系统错误修正值的问题,通过检测气压计速度和当前系统速度之差,当大于一定阈值时减小 fuse 值来实现

- 1) 检测气压计速度和当前系统速度之差是否大于阈值(INAV\_BARO\_VEL\_NOISE)
- 2) 大于则切换至 noise fuse 值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_NOISE)
- 3) 检测气压计速度和当前系统速度之差是否大于阈值(INAV\_BARO\_VEL\_NOISE)
- 4) 小于则切换至 normal fuse 值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_NORMAL)

- 空翻状态

空翻状态用于解决一键空翻时高度不准确的问题,通过较大的 fuse 值可修正系统的 pos,从而得到较准确的高度位置

- 1) 空翻时使用专门的 pos,vel 和 bias fuse 值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_FLIP)
- 2) 空翻结束后恢复 normal fuse 值(INAV\_BARO\_FUSE\_X\_NORMAL)

## 2.2. 测距仪高度解算逻辑

AWPilot 的测距仪定高解算逻辑以更新频率较高的 ACC 为基础,在 ACC 积分出来的速度和位置基础上,使用更新频率较低的测距仪进行修正,运行流程如下所示:

- 1) 对机体框架下的 acc 减去 bias
- 2) 将 acc 旋转至大地框架下
- 3) 对 acc 的 z 轴进行 pos 和 vel 的积分作为系统 Z 轴方向的 pos 和 vel
- 4) 计算测距仪的 vel 对于系统 vel 的误差作为修正值
- 5) 使用 vel 的修正值来更新 acc 的 bias
- 6) 使用 vel 的修正值更新系统的 vel

对用户来说,主要调节的参数在于 6 和 7 中更新的权重值,分别为测距仪对于 acc 的 vel 和 bias 的 fuse 值,值越大则越相信测距仪的修正值,则解算出来的系统 vel 值越向测距仪的 vel 接近,bias 也变化得越快

AWPilot 的测距仪定高解算支持不同状态下的 fuse 值变更

目前支持空翻和异常两种状态

- 异常状态

异常状态用于解决测距仪在飞机经过高低不平的地面时会给系统错误的速度修正值问题,通过检测测距仪速度和当前系统速度之差,当大于一定阈值时减小 fuse 值来实现

- 1) 检测测距仪速度和当前系统速度之差是否大于阈值(INAV\_RF\_VEL\_NOISE)
- 2) 大于则切换至 noise fuse 值(INAV\_RF\_FUSE\_X\_NOISE)
- 3) 检测测距仪速度和当前系统速度之差是否大于阈值(INAV\_RF\_VEL\_NOISE)
- 4) 小于则切换至 normal fuse 值(INAV\_RF\_FUSE\_X\_NORMAL)

- 空翻状态

空翻状态用于解决一键空翻时测距仪速度不准确的问题,通过较小的 fuse 值可保护系统的 vel 和 bias 稳定,从而得到较准确的速度

- 1) 空翻时使用专门的 vel 和 bias fuse 值(INAV\_RF\_FUSE\_X\_FLIP)
- 2) 空翻结束后恢复 normal fuse 值(INAV\_RF\_FUSE\_X\_NORMAL)

## 2.3. 光流位置解算逻辑

AWPilot 的光流位置解算逻辑以更新频率较高的 ACC 为基础,在 ACC 积分出来的速度和位置基础上,使用更新频率较低的光流进行修正,运行流程如下所示:

- 1) 对机体框架下的 acc 减去 bias
- 2) 将 acc 旋转至大地框架下
- 3) 对 acc 的 xy 轴进行 pos 和 vel 的积分作为系统 xy 轴方向的 pos 和 vel
- 4) 计算光流 pos 和 vel 对于系统 pos 和 vel 的误差作为修正值
- 5) 使用 vel 的修正值来更新 acc 的 bias
- 6) 使用 pos 和 vel 的修正值更新系统的 pos 和 vel

AWPilot 的光流位置解算支持不同状态下的 fuse 值变更

目前支持空翻, 起飞和旋转三种状态

### ● 旋转状态:

旋转状态用于解决旋转时 acc bias 修正慢导致旋转半径过大的问题,通过较大的 fuse 值可修正 acc 的 bias,从而缩小旋转半径

- 1) 旋转时使用专门的 pos,vel 和 bias fuse 值(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_ROTATE), 并暂存这时的系统 acc bias 值
- 2) 旋转结束后切换至 normal fuse 值(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_NORMAL), 并将暂存的系统 acc bias 值恢复至系统中, 达到极速收敛不漂移

### ● 起飞状态

起飞状态用于解决一键起飞时位置不准确的问题,通过较大的 fuse 值可修正系统的 pos 和 vel, 从而得到较准确的位置和速度

- 1) 起飞时使用专门的 pos,vel 和 bias fuse 值(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_TAKEOFF)
- 2) 到达指定的起飞高度后,pos,vel 和 bias 的 fuse 值按一定的步进值(时间单位为秒)切换至 normal fuse 值(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_NORMAL)

### ● 空翻状态

空翻状态用于解决一键空翻时速度不准确的问题,通过较大的 fuse 值可修正系统的 vel,从而得到较准确的速度

- 1) 空翻开始时使用专门的 pos,vel 和 bias fuse 值强制收敛为位置和速度, 但保持 bias 不变(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_FLIP1)
- 2) 空翻结束开始速度刹车时使用专门的 pos, vel 和 bias fuse 值跟踪系统大的 bias 变化(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_FLIP2)
- 3) 空翻结束速度稳定后按一定的步进值(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_FLIP\_STEP, 时间单位为秒)切换至 normal fuse 值(INAV\_FLOW\_FUSE\_X\_NORMAL)

## 3. 调试

### 3.1. 调试基本步骤

- (1) 观测飞行过程的现象。
- (2) 分析 log 数据，找出问题的原因。必要步骤。
- (3) 调节相关参数或控制逻辑。
- (4) 最终调试的结果是 log 数据与飞行现象都满足要求。

如果人眼观测的现象正常，log 表现的数据不理想，那么可能存在不稳定因素，环境等条件变化时很可能会产生问题。所以分析 log 数据是必要的步骤，不管飞行的现象是否满意。

### 3.2. 条件

- 1) 结构尽量与量产时相同。
- 2) IMU 结构振动不能过大，振动幅度为 0.2g 内。
- 3) IMU 和气压计的温度变化是否太快。推荐温度变化为每分钟 0.8 度内。
- 4) 光流推荐使用 bf3a03 模组，在光流质量较好的环境下调式，悬停或速度较慢飞行时的光流质量为 1，刹车时除外。

### 3.3. 传感器方向判定

- 1) 调节 IMU 旋转方向参数。机头方向 Pitch 角向上为正，roll 角向右翻滚为正，
- 2) 调节 FLOW 旋转方向参数。机头朝外，向前方向移动 x 轴为正，向右方向移动 y 轴为正。

### 3.4. 悬停定点调试

悬停调试时，请保证在光流质量好的环境下调式。

- 1) 优先调节悬停时的角速度 PID。P 过大容易造成高频振荡，适当增加 d 消除振荡。角速度 PID 调节较好，角度响应到位，其他 PID 基本不用调试，只要做一些微调就好。
- 2) 速度控制 PI 调试，P 过大会造成点头现象，I 过大会造成来回飘较难稳定下来。
- 3) 调节 normal 模式下的光流融合参数（即 fuse 值）。一般不用调节，可以根据实际情况做一些微调。

注：如果 xy 轴存在较大差异的机型，需要将 x 和 y 轴的 PID 分开调节。

### 3.5. 悬停定高调试

- 1) 检查 IMU 振荡是否过大。
- 2) 检查 IMU 和气压计温度变化是否太快
- 3) 当前实际环境气压是否变化。最好有 TOF 传感器用来作为标准。
- 4) 调节气压计融合值。



当用户处于定高模式下悬停时,如高度短期波动超过 15cm 以上,一般原因为:

- 1) 气压计 fuse 值太高,定高应以 acc 为基础,气压计为辅助修正,气压计刷新频率慢,噪声大,并且反馈不出小的高度变化,如果气压计的 fuse 值过大,会导致解算出来的速度不准确从而导致定高不稳定
- 2) imu 的温度变化过快,目前市面上的廉价 imu 均存在一定的温漂现象,也就是当 imu 的温度产生变化时,器件特性会随之产生变化(例如 icm20689 的 acc 的 Z 轴温漂值为  $\pm 0.75 \text{ mg}/^\circ \text{C}$ ),推荐温度变化为每分钟 0.8 度内
- 3) imu 的震动过大,震动大会导致 acc 的噪声变大,难以估计出准确的 acc 值,推荐 acc 的 z 轴振幅为 0.2G 内 (-9.0 至 -11.0 之间,使用 400Hz 以上的日志记录频率)
- 4) 当时的天气不佳,气压计的数据变化很大,不能准确的反馈无人机的高度

### 3.6. 一键起飞

- 1) 调节参数 PID\_\_VEL\_\_Y\_I\_INIT\_DEF, 过大会造成起飞过高。
- 2) 根据效果及需求调节起飞最大速度,
- 3) 光流和气压计的融合值调节。一般不用调试。由于气压计具有对地效应, 气压计的融合值可能需要微调。

### 3.7. 一键降落

一般问题是降落到地面时飞机没有停止。

- 1) 调节下降最大速度。
- 2) 调节 acc 检测阈值。

### 3.8. 飞行机动性

- 1) 调节打杆操作时的角速度, 提高用户操作体验。
- 2) 调节打杆时摇杆最大角度。注意角度过大, 会使得电机输出饱和, 从而导致高度下降。

### 3.9. 刹车

调试刹车前优先检查事项:

- 1) RC 归 0 是否及时。由于 RC 滤波器, 可能会造成 RC 归 0 延时, 导致没有及时进入刹车模式。
- 2) wifi 信号是否延迟, 信号延迟, 导致没有及时收到 RC 归 0 信号, 从而没有立即响应刹车。这个 log 上无法体现, 需要工程师自行判断。
- 3) 由于经验刹车是应用于光流质量比较差时, 所以关闭第一段刹车, 优先调试速度控制刹车。调试速度控制刹车时, 尽量在光流质量好的环境下调试。



### 3.9.1. 第二段刹车（速度控制）

```
void pos_control_set_vel_pid_break_high_speed_mode()
{
    float pid_i_tmp[2];
    float pid_p_tmp[2];

    if (fabs(vel_pid[0].error_now) < 0.1f) {
        pid_i_tmp[0] = pid_vel_xy_i;
        pid_p_tmp[0] = pid_vel_xy_p;
    } else if (fabs(vel_pid[0].error_now) < 1.0f) {
        pid_i_tmp[0] = pid_vel_break_xy_i;
        pid_p_tmp[0] = pid_vel_break_xy_p * 0.8f;
    } else {
        pid_i_tmp[0] = 0.0f;
        pid_p_tmp[0] = pid_vel_break_xy_p;
    }

    if (fabs(vel_pid[1].error_now) < 0.1f) {
        pid_i_tmp[1] = pid_vel_xy_i;
        pid_p_tmp[1] = pid_vel_xy_p;
    } else if (fabs(vel_pid[1].error_now) < 1.0f) {
        pid_i_tmp[1] = pid_vel_break_xy_i;
        pid_p_tmp[1] = pid_vel_break_xy_p * 0.8f;
    } else {
        pid_i_tmp[1] = 0.0f;
        pid_p_tmp[1] = pid_vel_break_xy_p;
    }

    pid_set_pid(&vel_pid[0], pid_p_tmp[0], pid_i_tmp[0], pid_vel_xy_d);
    pid_set_pid(&vel_pid[1], pid_p_tmp[1], pid_i_tmp[1], pid_vel_xy_d);
} // end pos_control_set_vel_pid_break_high_speed_mode ?
```

1) 首要检查光流检测速度的正确性（光流质量情况），光流质量过低，测量出的速度过小，可能导致刹车不及时或刹车距离过长，甚至刹不住，此时需要利用第一段经验刹车。

2) 调整光流融合（action mode），最终光流融合值=光流融合参数 \* 光流质量 \* scale。

#define INAV\_\_FLOW\_\_QUALITY\_WEIGHT\_MIN\_DEF 0.03f //为“光流质量 \* scale”的最小值

#define INAV\_\_FLOW\_\_QUALITY\_WEIGHT\_SCALE\_DEF 1.25f //为 scale 值

注：这个部分主要是为了解决光流质量较差时光流数据相对异常的情况。

3) 角速度限制。角速度小会让刹车比较柔和，但角度响应时间变长，导致刹车不及时。

4) 刹车速度 pid 控制器的 p 和 i。上图代码所示，pid 有三个阶段：

A、速度大于 1.0 时，只靠 p 刹车，如果需求刹车迅速，那么此 p 需要调大，但是过大会造成不顺畅和柔和。

B、速度小于 1.0 时，进行 pi 刹车，此时 p 需要较小一点，以解决刹车时的摇晃问题。但如果太小有可能造成无法完全停止，导致退不出刹车模式，此时可以通过调节 i 值来补偿，i 过大会容易产生回飘问题。

C、速度小于 0.1 时，此时 pi 值使用悬停时的 pi，主要目的是为了飞机速度停止时能够较为稳定，不容易产生微小的抖动，稳定时长大于 0.2s 后就会退出刹车模式，从而进入悬停模式。

D、最后注意三个阶段的 p 值之间不要差距太大。以免在三个阶段切换的过程中的角度产生突变，从而产生不好的效果。

5) 最大角度限制。如果大于 1.0 时的 p 较大，会使得刹车角度太大，此时可通过最大角度来限制。

### 3.9.2. 第一段刹车（经验刹车）

是否进入第一段刹车和中途退出第一段刹车是根据光流质量判定的，调试时先关闭光流质量的判定。

1) 调节刹车时空气阻力系数。刹车量是飞行角度减去空气阻力的积分值，增大系数会减小刹车量。如果刹车量过大，会导致回飘。阻力系数不用太小，以兼容室外等空气阻力较大的环境。

2) 调节刹车角度。刹车时角度是固定的。刹车角度小有利于飞行不快情况下的效果，以及光流质量的提高。

但会导致刹车距离较远。

3) 调节刹车角速度。

注：光流质量主要是受飞行速度太快和刹车时角速度太快的影响。所以角速度太快会影响稳定，建议最大不要超过 1.8。

### 3.10. 气压计定高机动时掉高

当用户处于定高模式(例如 ALTHOLD)下操控会有较大的高度掉落,一般因为飞机姿态迅速变化时会产生较大的气流,这个气流会影响气压计的输出值,优化该现象通常有 2 个方面:

- 1) 飞机需要外壳来缓冲外部气压的剧烈变化
- 2) 降低气压计的 fuse 值从而降低气流变化对系统高度解算的影响。

如果以上两方面没有解决，可进行气压高度速度补偿模型。步骤如下：

- 1) 检查电机输出是否饱和。
- 2) 保证飞机结构完整，否则调试的参数与最终结构不匹配。
- 3) 调节气压高度速度补偿模型参数。由于气压和速度存在关系，所以利用速度对气压进行一定的补偿。由于结构的影响，在飞行过程中前后左右四个方向的气压变化是不同的，所以有四个参数需要调节。如果飞行过程中高度是下降的（气压高度数据上表现是上升的），那么参数就往负方向调节，否则往正方向调节。
- 4) 调节 action 模式的高度融合值。根据实际高度变化，判断补偿后高度的正确性，较为正确则融合值往大调节，否则往小调节。注：最好有 TOF 传感器记录到 log 中来判断解算出高度的正确性。

注：高度补偿默认没有开启，根据客户需求再开启。且调试参数在 app\_baro.c 中。

### 3.11. 气压计定高刹车时高度升降

- 1) 检查电机输出是否饱和，高度降低有可能是电机饱和造成的，如果是应减小刹车角度和角速度。
- 2) 根据实际高度变化，判定气压高度在补偿前是否正确，如果正确则关闭补偿，否则开启补偿。
- 3) 调节 break 模式的高度融合值。根据实际高度变化，判断补偿后高度的正确性，较为正确则融合值往大调节，否则往小调节。