

Research on the Total Energy Control System of Composite VTOL UAV Based on Px4

Bo Lu, Shan Gao, Lifeng Wang

Institute of Electrical and Control Engineering, North China University of Technology, Beijing
Email: 1148415763@qq.com, 416796357@qq.com, lifeng_wang@ncut.edu.cn

Received: Mar. 6th, 2020; accepted: Mar. 25th, 2020; published: Apr. 1st, 2020

Abstract

Based on Px4 flight control system, this paper introduces total energy control into the control system of VTOL UAV, aiming at the coupling problem of altitude/velocity in fixed wing mode. The core algorithm of total energy control is deduced, and the total energy control module is designed according to Px4 flight control code habit, and the hardware in the loop simulation by the gazebo simulation software verifies that the total energy control module has a good effect on the decoupling of the speed control and height control of the compound VTOL UAV.

Keywords

VTOL UAV, The Total Energy Control, Px4 Flight Control

基于PX4的复合式VTOL无人机总能量控制系统的研究

鲁 博, 高 杉, 王立峰

北方工业大学电气与控制工程学院, 北京
Email: 1148415763@qq.com, 416796357@qq.com, lifeng_wang@ncut.edu.cn

收稿日期: 2020年3月6日; 录用日期: 2020年3月25日; 发布日期: 2020年4月1日

摘 要

本文以PX4飞控系统为基础, 针对复合式VTOL无人机在固定翼模式下高度/速度的耦合问题, 将总能量

控制引入了复合式VTOL无人机的控制系统中。对于总能量控制核心算法进行了推导并设计了符合PX4飞控代码习惯的总能量控制模块,通过Gazebo仿真软件进行硬件在环仿真验证了总能量控制模块对复合式VTOL无人机速度控制和高度控制的解耦有良好的效果。

关键词

复合式VTOL无人机, 总能量控制, PX4飞控系统

Copyright © 2020 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

垂直起降无人机是近几年飞速发展的一种新型飞行器[1]。复合式 VTOL 无人机兼具了固定翼型无人机和多旋翼型无人机的优点,是近年来发展较快的无人机类型。

随着复合式 VTOL 无人机的大量飞行实践,人们发现在固定翼模式飞行时,经常出现通过油门改变飞行速度但导致了无人机高度发生变化的现象,或者只进行俯仰操作想改变高度,无人机的速度却发生了改变。造成这样的原因是由于无人机在低动压条件下升降舵和油门杆对无人机响应的耦合特性,使得控制器不能实现飞行速度和飞行高度的单独控制,因此,如何解耦是提升复合式 VTOL 无人机飞行品质的关键。一般的做法是设计一个油门和升降舵分别单独控制的系统。但由油门杆间合适的协同控制,解耦控制效果并不理想[2]。Faleiro 和 Lambregts 将飞机作为一个能量系统进行分析,对飞机速度/航迹进行解耦控制[3]。在 Faleiro 和 Lambregts 研究的基础上,将偏差控制引入到基于总能量控制的飞行航迹/速度解耦控制中,从而实现对飞行速度、飞行高度的无稳差控制[4]。总能量控制在大型有人飞机和导弹上已有大量应用但是在复合式 VTOL 无人机上的应用还是一个较新的课题。本文以总能量控制算法为核心,设计了把 PX4 飞控系统数据转化为总能量控制核心算法输入的外回路。

文章还通过对现有的 PX4 飞控系统仔细研究设计了可嵌入的总能量控制模块,并借助 PX4 飞控硬件和 Gazebo 仿真软件验证在完整飞行过程中总能量控制模块的效果。

2. 总能量控制算法在复合式 VTOL 上的应用

2.1. 总能量控制核心算法

无人机总能量为无人机的动能和势能之和:

$$E = \frac{1}{2}mv^2 + mgh \quad (1)$$

故单位质量的总能量为:

$$\frac{E}{mg} = \frac{1}{2} \frac{v^2}{g} + h \quad (2)$$

考虑到复合式 VTOL 无人机在固定翼模式飞行时的航迹角一般比较小,所以我们假设 $\gamma = \sin\gamma$, 无人机在空中所需要的推力为:

$$T = mg \left(\left(\dot{V}/g \right) + \gamma \right) + D \quad (3)$$

对(2)式进行微分并且整理可得:

$$\frac{\dot{E}}{mgV} = \frac{\dot{V}}{g} + \frac{\dot{h}}{V} \quad (4)$$

空气动力学中当飞行器处在小航迹角、低动压飞行状态下有:

$$\gamma \approx \frac{\dot{h}}{V} \dot{E} \approx \frac{\dot{V}}{g} + \gamma \quad (5)$$

当复合式 VTOL 无人机处于固定翼模式平飞时, 主电机产生的推力 T 用于抵消无人机飞行时的阻力 D 。由于此时无人机纵向机动一般较小, 速度变化不甚剧烈, 因而在短周期运动中, 其所受阻力可近似认为不变, 从而需用推力的增量只与期望的航迹角切向加速度和飞行重量有关, 则推力控制和飞行状态增量方程可写为:

$$\Delta T_c = mg \left(\left(\dot{V}/g \right)_e + \gamma_e \right) \quad (6)$$

式中 ΔT_c 表示推力的改变量, 下标 e 表示偏差, 由上再由(3) (5)易得:

$$\Delta T_c \propto \dot{E}_e \quad (7)$$

由上可知, 无人机总能量的变化是由推力的变化控制的, 升降舵的偏转对无人机总能量的变化影响很小。在推力不变时, 升降舵可使无人机的势能和动能相互转换而不发生明显的能量损失。也就是说无人机在主电机输出功率的改变的同时也能按一定比例改变整体无人机系统的能量变化率。

基于上述特性, 可以采用 PI (比例 - 积分) 控制表达推力与能量误差变化率之间的关系为:

$$T_c = \left(K_p + \frac{K_I}{s} \right) \dot{E}_e \quad (8)$$

式中 T_c 代表飞行状态改变后的期望推力, 这条控制率的作用是当无人机的飞行状态改变时, 其能量的变化率为零。

由于将升降舵作为无人机动能、势能的分配器, 从而在升降舵控制通道使用能量分配率为控制量, 它定义为动能与势能之差:

$$\dot{L} = \left(\dot{V}/g \right) - \gamma \quad (9)$$

由推力的控制律为模板, 可以用类似的方法来描述能量分配律误差和升降舵偏角的控制关系为:

$$\delta_{ec} = \left(K_e p + \frac{K_e I}{s} \right) \dot{L}_e \quad (10)$$

由于系统运行时会在(8) (9)两式的比例通道上产生不期望的零点, 从而使得控制响应超调。故而在比例控制中, 引入总能量变化率反馈量 \dot{E} 和分配率反馈量 \dot{L} , 从而可以得到改进后的总能量控制核心算法:

$$T_c = K_p \times \dot{E} + \frac{K_I}{s} \times \dot{E}_e \quad (11)$$

$$\delta_{ec} = K_e p \times \dot{L} + \frac{K_e I}{s} \times \dot{L}_e \quad (12)$$

再由(5) (9)两式可得:

$$\dot{E}_e = \left(\dot{V}/g \right)_e + \gamma_e = \left(\frac{\dot{V}_c}{g} - \frac{\dot{V}}{g} \right) + (\gamma_c - \gamma) \quad (13)$$

$$\dot{L}_e = (\dot{V}/g)_e - \gamma_e = \left(\frac{\dot{V}_c}{g} - \frac{\dot{V}}{g} \right) - (\gamma_c - \gamma) \quad (14)$$

总能量控制系统核心算法结构图如图 1 所示：

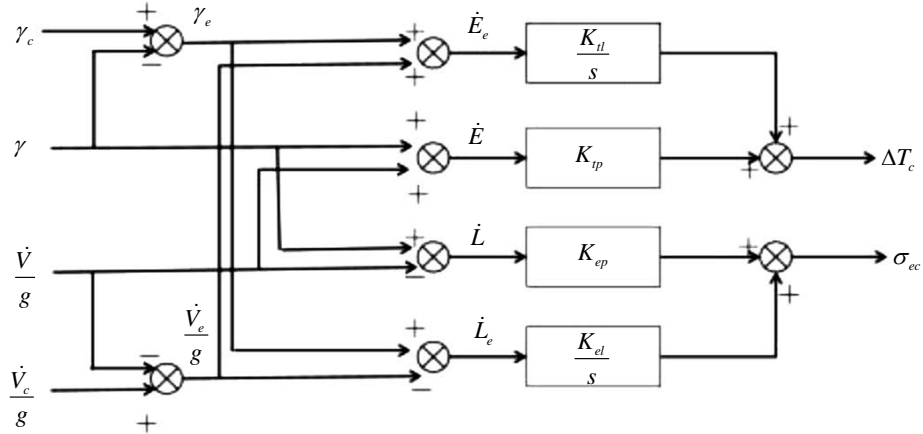


Figure 1. Core algorithm of TECS
图 1. 总能量控制系统核心算法结构图

图中 γ 和 γ_c 为系统实际的航迹角和期望的航迹角， \dot{V}/g 和 \dot{V}_c/g 为系统实际的加速度反馈量和期望的加速度反馈量，而该系统输出 $T_c \sigma_{ec}$ 为位置控制和无人姿态控制的输入信号。

2.2. 总能量控制核心算法在 PX4 控制系统上的实现

对于 PX4 控制系统而言，总能量控制核心算法的系统输入无法在 PX4 飞控中直接获得，因此需要设计一个系统将 PX4 飞控中速度、加速度、高度等的期望值、实际值数据转化为总能量控制核心算法的系统输入，称之为总能量控制模块的外回路。

由于在低动压、小航迹角飞行状态下存在 $\gamma = \dot{H}/V$ 的关系，通过这样的转换就将高度的控制转化为对航迹角的控制。要实现对无人机的高度进行控制，需要引入升降率参数。按照普遍的升降率获得方法，采用比例控制，以高度控制的输入与高度反馈量的偏差按一定比例关系获取升降率信息。有：

$$\dot{H}_c = K_h (H_c - H) \quad (15)$$

进而得到期望的航迹角计算公式：

$$\gamma_c = \frac{\dot{H}_c}{V} = \frac{K_h (H_c - H)}{V} \quad (16)$$

综上可得高度控制结构如图 2 所示：

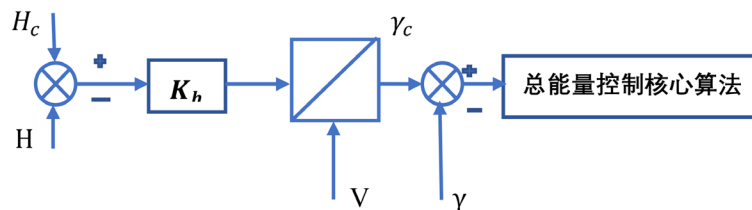


Figure 2. Height control structure diagram of external circuit of TECS
图 2. 总能量控制外回路高度控制结构图

同样在 PX4 系统中加速度反馈期望值 \dot{V}_c 也不能直接获取, 可以通过飞行速度的期望值和实际值的差, 再通过 P 控制可以得到:

$$\dot{V}_c = K_v (V_c - V) \quad (17)$$

综上可得速度控制结构如图 3 所示:

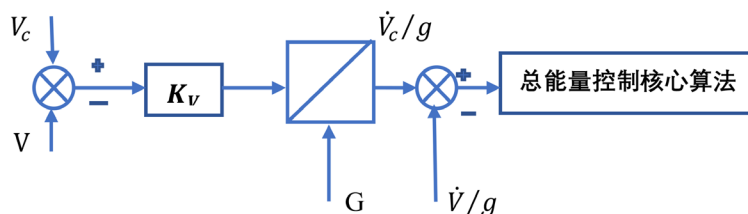


Figure 3. Speed control structure diagram of external circuit of TECS
图 3. 总能量控制外回路速度控制结构图

综合前述的高度控制和速度控制, 共同构成了总能量控制模块的外回路, 总能量控制核心算法组成总能量控制模块的内回路。从而有 PX4 下复合式 VTOL 总能量控制模块结构图如图 4 所示:

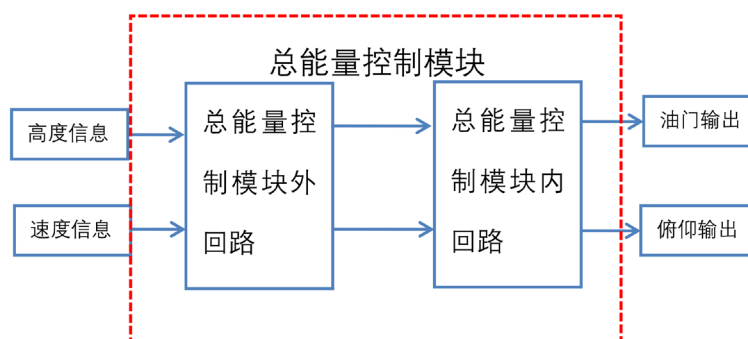


Figure 4. Overall flow chart of composite VTOL total energy control
图 4. PX4 下复合式 VTOL 总能量控制模块结构图

3. PX4 下复合式 VTOL 无人机总能量控制模块设计

根据前文所述, 依照 PX4 飞控的编程模式可将总能量控制模块的设计分为, 外回路, 油门控制和俯仰控制(内回路)三部分。

1) 外回路将获得的参数进行解算并为内回路提供系统输入, 头文件如下:

```

计算此时无人机的最大能量率及最小能量率
void vtol_tecs:: _updat_STE_rate_lim(void)

目标高度更新
void VTOL ::update__height_(void)
速度更新
Void vtol_tecs:: _update_speed(float load_factor)

```

外回路工作完成后, 将数据传输给内回路开始能量的运算。在 PX4 中动能表示为 SKE, 势能表示为 SPE, 总能量表示为 STE。

2) 油门控制

首先设置一套油门和能量变化率 STE_rate 的线性对应关系，最小油门 - 总能量减少最大速率、平飞巡航油门 - 0、最大油门 - 总能量增加最大速率，通过计算总能量变化率，即可得出输出油门值。但是这个输出值是一个参考数值，还需要由目标能量和当前能量，通过 PID 控制器对油门输出动态修正；综上，油门控制流程如图 5 所示。

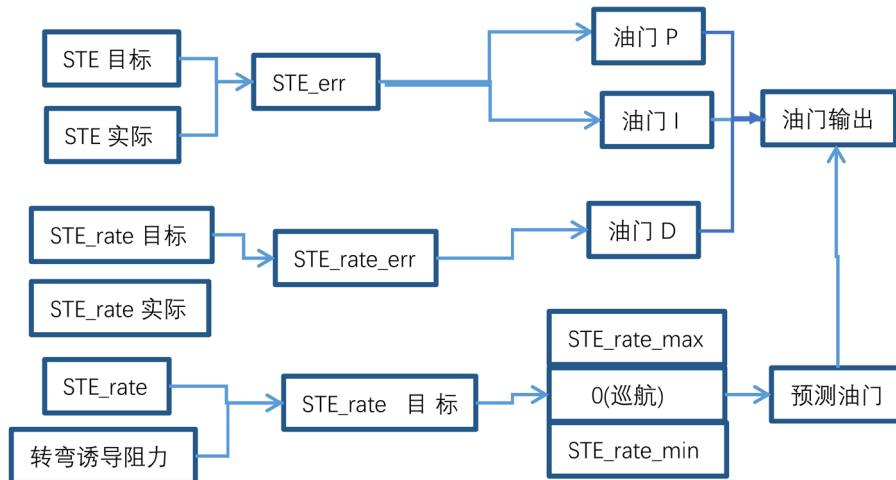


Figure 5. Total energy throttle control
图 5. 总能量油门控制

代码执行目标：1) 根据空速的期望值和最大、最小空速来计算势能可能的最大值最小值；2) 计算总能量差；3) 计算期望的总能量率；4) 计算能量率差(期望的总能量率与当前势能率和动能率差)；5) 用 0.5 s 的低通滤波器对能量率差进行滤波，目的是去除加速度计的噪声($1/(0.2 \times 10) = 0.5s$)；6) 计算前馈控制加 PID 控制。部分代码如下：

```
void vtol_tecs:: _update_throttle_(void)
{
    计算期望的总能量率；
    float STE_dem=constrain_float((_SPEdot_dem+_SKEdot_dem),_STEdot_min,_STEdot_max);
    用 0.5s 的低通滤波器对能量率差进行滤波，目的是去除加速度计的噪声 (1/(0.2*10) = 0.5s)
    _STEdot_error=0.2f*_STEdot_error+0.8f*_STEdotErrlast;
    _STEdotErrlast=_STEdot_error;
    pid 控制的总和
    _throttle_dem = _throttle_dem + _integTHB_state;
}
```

4. 俯仰控制

升降舵作为总能量的分配器需设置动能和势能分配的权重 W ，其值在 0~2 之间变化，能量分配 = $W \times$ 动能参数 + $(2 - W) \times$ 势能参数，再设置一组能量分配和俯仰角的线性对应关系，之后将能量分配和俯仰角分配输入 PID 控制器就可以得到俯仰输出。与油门控制相同也需设置 SEB 变化率和输出之间的线性对应关系如图 6 所示。

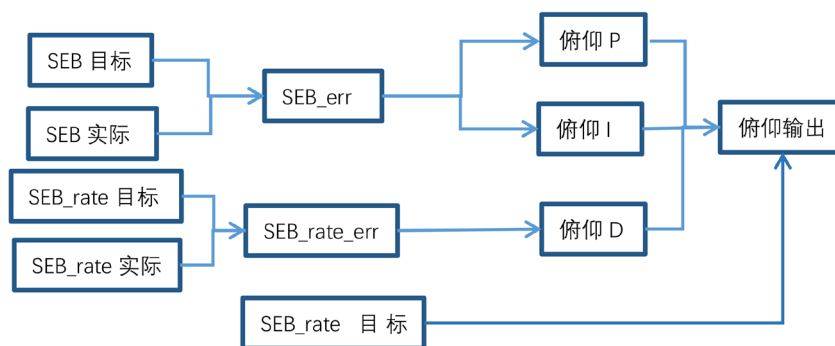


Figure 6. Flow chart of total energy pitch control

图 6. 总能量俯仰控制流程图

代码执行目标：1) 确认动能和势能分配的权重；2) 计算期望势能和期望动能的差值；3) 计算期望势能率和期望动能率的差值；4) 计算势能和动能差值；5) 计算势能率和动能率差值；6) PID 控制；部分代码如下：

```

void vtol_tecs:: _update_pitch(void)
确认动能和势能分配的权重；
logging.SKE_weighting = SKE_weighting;
float SPE_weighting = 2.0f - SKE_weighting;
pid 控制总和；
_pitch_dem_unc = (temp + _integSEB_state) / gainInv;
_pitch_dem=constrain_float(_pitch_dem_unc, PITCHminf, _PITCHmaxf);
  
```

根据前文，要实现复合式 VTOL 无人机的总能量控制，需要控制无人机的主电机输出和俯仰舵机输出。因此我们模块的嵌入位置应在固定翼模式下。经过对飞控程序的研读，找到了固定翼模式指令 TRANSITION_TO_FW 故而可得总能量控制模块的工作流程如图 7 所示。

5. 仿真结果

Gazebo 仿真环境支持 PX4 的硬件在环仿真，在 Gazebo 软件内加载地图信息和 Standard_vtol 仿真模型选择复合式 VTOL 无人机如图 8 所示。

在搭建好仿真环境后，本次仿真需要验证在总能量控制模块的控制下维持高度一定，改变无人机的速度，观察其高度是否会随之发生改变。为此进行了速度设置分别为 15 m/s、0 m/s 和 5 m/s，分别模拟了实际飞行过程中无人机的速度改变。为了保证仿真过程中高度的维持，使用到了 QGroundControl 地面站的航点规划功能。在上传航迹地图给 PX4 飞控和 Gazebo 仿真环境后(航迹地图如图 9 所示)，我们将无人机飞行模式设置为 Mission，启动无人机模型，使其依照航迹地图完成仿真实验。在仿真飞行完成后，从 QGroundControl 地面站中下载飞行日志。PX4 官网提供了飞行日志解析功能，我们将飞行日志文件上传后可以得到仿真结果如图 10、图 11 所示。

图 10 所示在整个仿真过程中复合式 VTOL 无人机的速度由 1 号航点的 5 m/s 逐渐加速至 3 号航点的约 15 m/s，之后在 4 号航点处迅速减小至接近 0 m/s，然后又在 6 号航点处逐步上升至 5 m/s 最后至 8 号航点处逐步减少至 0 进入模式切换，注意图中的蓝色曲线基本为 0 说明无人机在垂直方向上的速度基本为 0；在图 11 中系统的高度控制曲线基本维持一条直线即 50 m 左右(说明：图中的 500 是由于加载的地

图地形的海拔高度在 500 m 左右), 无人机的高度并没有明显的变化。综上可以得出所嵌入的总能量控制模块基本实现了复合式 VTOL 无人机在固定翼模式下高度和速度的解耦控制。

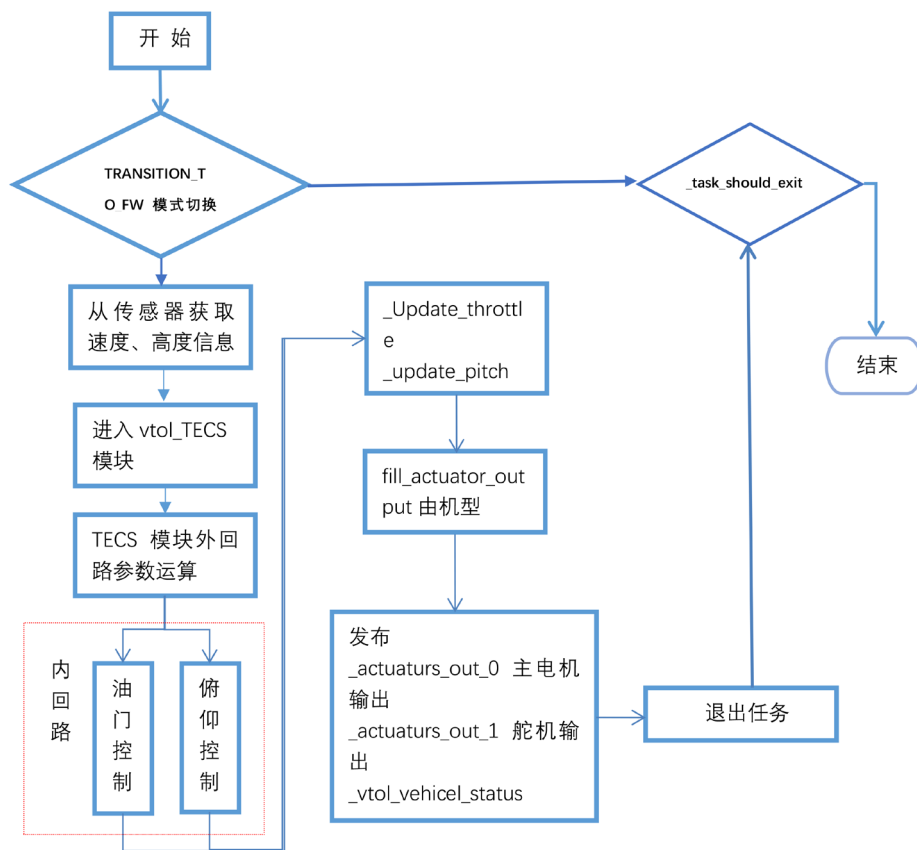


Figure 7. Work flow of total energy control module
图 7. 总能量控制模块的工作流程

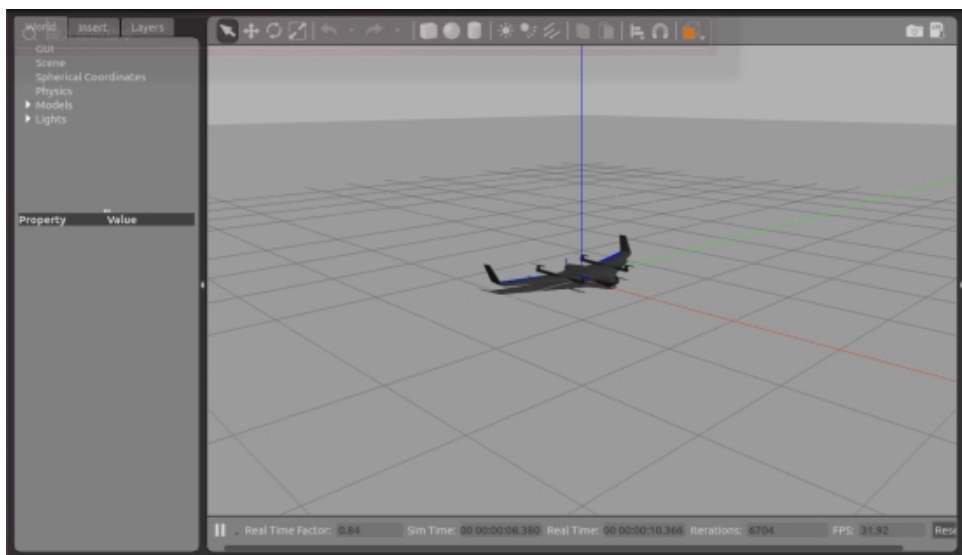


Figure 8. Gazebo model
图 8. Gazebo 模型



Figure 9. Track map
图 9. 航迹地图

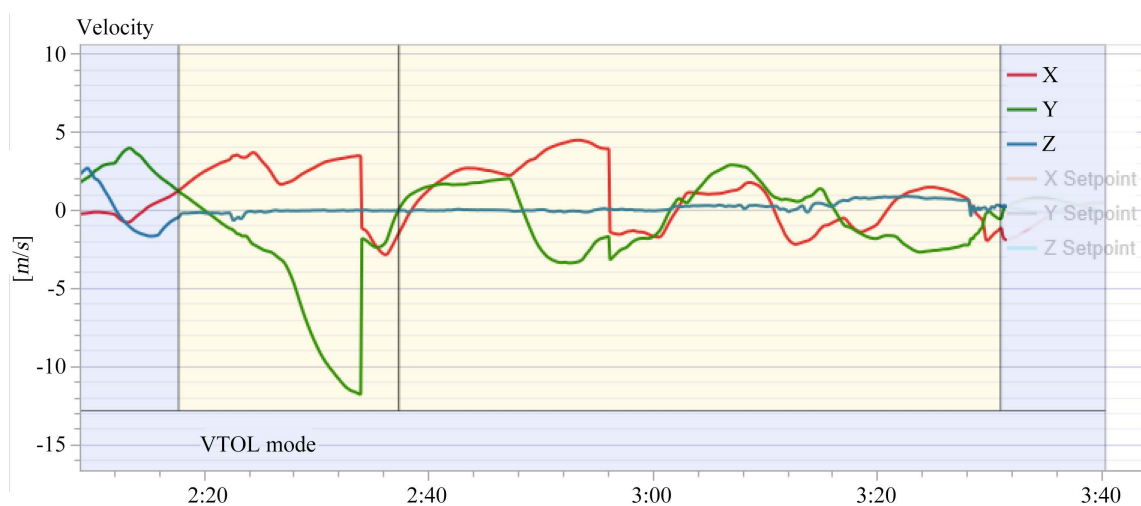


Figure 10. Speed curve
图 10. 速度曲线

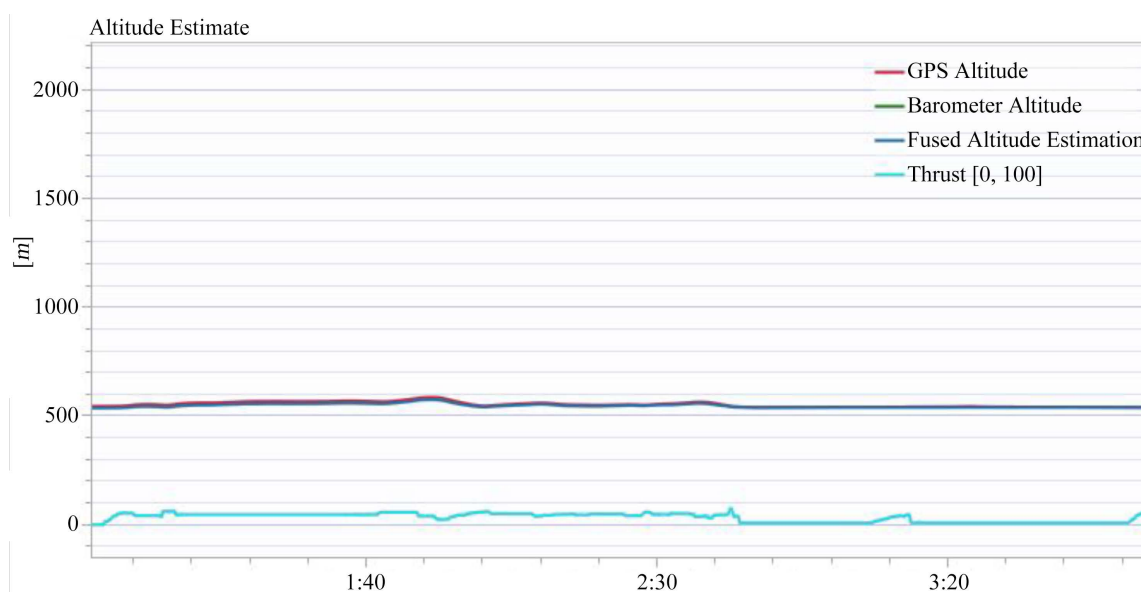


Figure 11. Height curve
图 11. 高度曲线

6. 总结

本文根据总能量控制原理,进行了总能量控制核心算法的详细推导。设计了PX4下复合式VTOL无人机的总能量控制模块。通过对PX4飞控软件的嵌入并进行了仿真验证,最终实现了PX4控件在复合式VTOL无人机上的总能量控制的应用。

参考文献

- [1] 姜亚中, 王立峰. 基于PX4的双系统复合式垂直起降无人机过渡态控制算法改进研究[J]. 动力系统与控制, 2018, 7(3): 245-252.
- [2] Lambregts, A.A. (1983) Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy Principles. AIAA Paper.
- [3] Faleiro, L.F. and Lambregts, A.A. (1999) Analysis and Tuning of a "Total Energy Control System" Control Law Using Eigen Structure Assignment. *Aerospace Science and Technology*, **3**, 127-140.
[https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(99\)80037-6](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(99)80037-6)
- [4] 张庆振, 安锦文, 刘小刚. 基于飞机总能量控制系统(TECS)的飞行航迹/速度解耦控制方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(3): 384 -387.