



無人航空機におけるリアルタイム緊急時帰還経路生成アルゴリズムの提案と飛行実証

| | |
|-------|--|
| メタデータ | 言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上羽, 正純, 植村, 拓也, 小貫, 徳貴 メールアドレス: 所属: |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00010132 |

無人航空機におけるリアルタイム緊急時帰還経路生成アルゴリズムの提案と飛行実証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○植村 拓也(航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

小貴 徳貴(航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. はじめに

近年, 無人航空機(以下, UAV)を用いた多くのミッションに関する研究が盛んに行われている. UAV は安全利用のため, 飛行中にミッション機器もしくは機体に不測の事態が発生した場合は迅速に帰還する必要がある.

UAV における最短時間かつ最小運動の経路生成はこれまでいくつか報告されている. しかしながら, これら経路生成手法は繰り返し計算のため計算量が多く, 機上でのリアルタイム導出は困難である. これを解決するため本研究では帰還経路を直線と円弧のみで生成することにより計算を簡易化し, 機上でのリアルタイム導出可能なアルゴリズムを考案, 飛行実証によりその有用性を確認した結果を報告する.

2. 帰還経路の設定

設定した帰還経路を図1に, 図1において構成される Flight phase の内容を表1に示す.

本研究において帰還経路は直線と円弧のみで構成する. この場合, 飛行運動として直線は水平飛行, 円弧は水平旋回にて実現する. 滑走路中心線上の指定点に向けて帰還することを想定する.

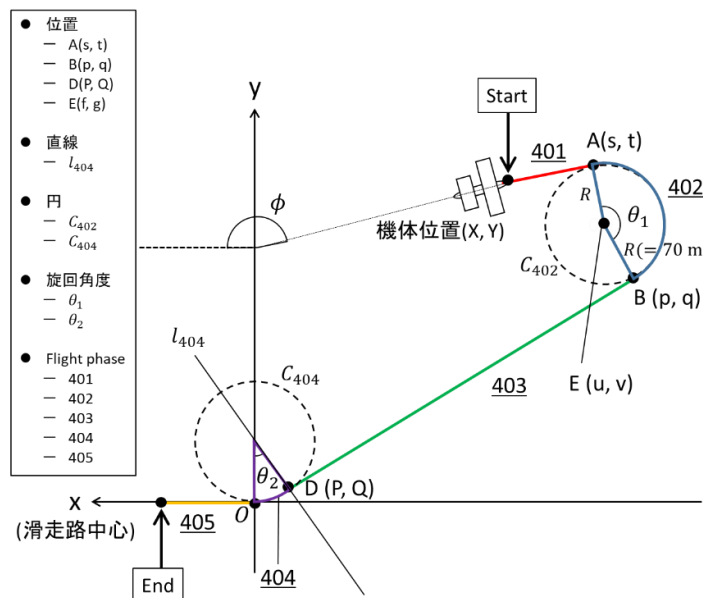


図1 設定した帰還経路

表1 Flight phase の内容

| Flight phase | 説明 |
|--------------|---|
| 401 | 水平飛行 (速度, 高度 ^{注1} 一定) |
| 402 | 水平旋回 (速度, 高度 ^{注1} , ロール角 30° 一定) |
| 403 | 水平飛行 (速度, 高度 ^{注1} 一定) |
| 404 | 水平旋回 (速度, 高度 ^{注1} , ロール角 30° 一定) |
| 405 | 水平飛行 (速度, 高度 ^{注1} 一定) |

注1)

速度制御目標値は 20 m/s 一定,
高度制御目標値は 60 m 一定.

3. 帰還経路生成アルゴリズム

図1に示した経路で帰還するためには、適切な Flight phase の切替を実施しなければならない。ここでは、その切替に必要な計算の一部を紹介する。

3-1. Flight phase 402における旋回角度 θ_1 の導出

旋回中心 $E(u, v)$ は 402 開始時点における位置 $A(s, t)$ と方位角 ϕ により次式となる。 R は旋回半径である。

$$u = (s + R\cos\phi) \quad (1)$$

$$v = (t - R\sin\phi) \quad (2)$$

円 C_{402} と円 C_{404} との共通接線の方程式を考えることにより、位置 $B(p, q)$, $D(P, Q)$ を得る。

$$p = \frac{-(R-v)R\sqrt{u^2 + (R-v)^2}}{u^2 + (R-v)^2} + u \quad (3)$$

$$q = \frac{(-u)R\sqrt{u^2 + (R-v)^2}}{u^2 + (R-v)^2} + v \quad (4)$$

$$P = \frac{(v-R)R\sqrt{u^2 + (v-R)^2}}{u^2 + (v-R)^2} \quad (5)$$

$$Q = \frac{-uR\sqrt{u^2 + (v-R)^2}}{u^2 + (v-R)^2} + R \quad (6)$$

余弦定理により、 θ_1 は次式で決定される。

$$\theta_1 = \cos^{-1} \left\{ \frac{2R^2 - (p-u)^2 - (v-q)^2}{2R^2} \right\} \quad (7)$$

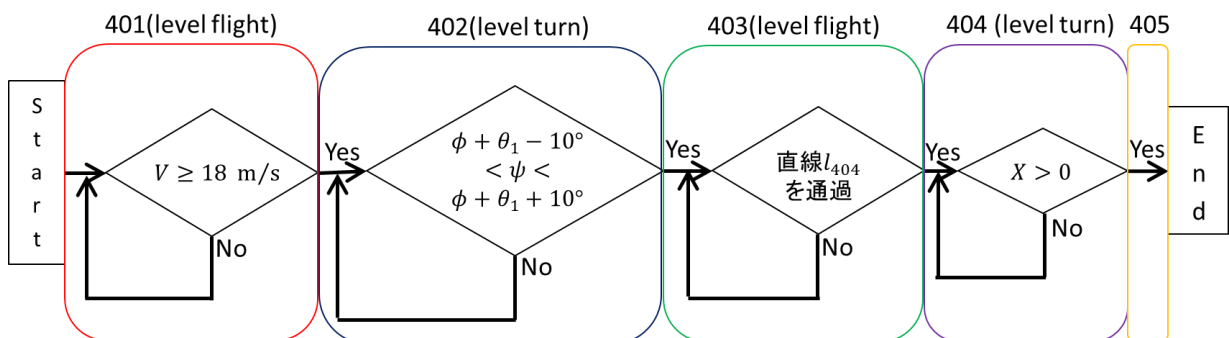
3-2. 直線 l_{404} の式の導出

直線 l_{404} は式(5)及び(6)より、次式となる。

$$l_{404}: y = \frac{Q-R}{P}x + R \quad (8)$$

3-3. 飛行実証に使用した Flight phase 切替の概要

飛行実証に使用した Flight phase の切替を図2に示す。



V は対気速度, h は高度, ψ は機体の現在方位, X は機体現在位置の x 座標。

図2 Flight phase の切替

自動飛行が開始すると、Flight phase 401 が実行される。401 は水平飛行である。速度制御により対気速度 V は 20 m/s 一定に、高度 h は 60 m 一定となるように制御がはたらく。これら速度並びに高度の制御は自動飛行終了まで継続される。

V が 18 m/s を超えると、Flight phase 402 のロール角 30° 一定水平旋回へ移行する。このとき、402 に移行した時刻における位置及び方位角 ϕ を取得することにより、旋回角度 θ_1 が計算される。現在方位 ψ が $(\phi + \theta_1) \pm 10^\circ$ の範囲に収まると、Flight phase は 403 へ移行する。

403 は再び水平飛行である。直線 l_{404} を通過すると、Flight phase は 404 へ移行する。

404 はロール角 30° 一定水平旋回である。機体位置の x 成分である X が滑走路座標 y 軸を超える、即ち $X > 0$ を満たすと Flight phase は 405 へ移行する。

405 への移行確認後、自動飛行は終了し、手動操縦に切り替える。

4. 飛行実証

本帰還経路生成アルゴリズムの技術的確立のため、電動模型飛行機（京商カルマート $\alpha 40$ ）を実機として飛行実証を行った。Flight phase 405 に移行したときの y 方向偏差を評価することにより、本帰還アルゴリズムの有用性を確認する。

4-1. 飛行実証の結果

飛行実証により得られた飛行軌跡を図 3、ロール角・速度・方位角・気圧高度の時間履歴を図 4 に示す。図 3 より、Flight phase 405 に移行したときの滑走路中心線からの y 方向偏差はおよそ 18 m であった。

4-2. 考察

本アルゴリズムにおけるロール角制御の目標値は設定した経路に相当する理論的な値を入力しているに過ぎない。例として旋回半径を 70 m、速度制御目標値を 20 m/s と設定した場合は旋回半径の公式から得られるロール角 30° を目標値として入力している。したがって、ロール角応答の動特性が経路の偏差にそのまま影響している。これを解決するためには、設定した経路に追従する制御系を取り入れる必要がある。

5. まとめ

機上でのリアルタイム導出が可能な緊急時帰還アルゴリズムを考案し、飛行実証によりその有用性を確認したところ、目標とする滑走路中心線上指定点からの位置偏差が発生することを確認した。今後は、この位置偏差が 3 m 以内（暫定目標）となるように設定した経路を追従する制御を取り入れる必要がある。また、自動飛行開始時の方位角によっては左旋回の方が帰還に必要な時間が短くて済む。これら課題を解決し、より実用性の高い帰還アルゴリズムの確立を目指す。

6. 参考文献

1) 弥生陸斗, 上羽正純,

風向きを考慮した無人航空機のための最適帰還経路の生成及び誘導技術の研究,
室蘭工業大学工学部卒業論文, 2018.

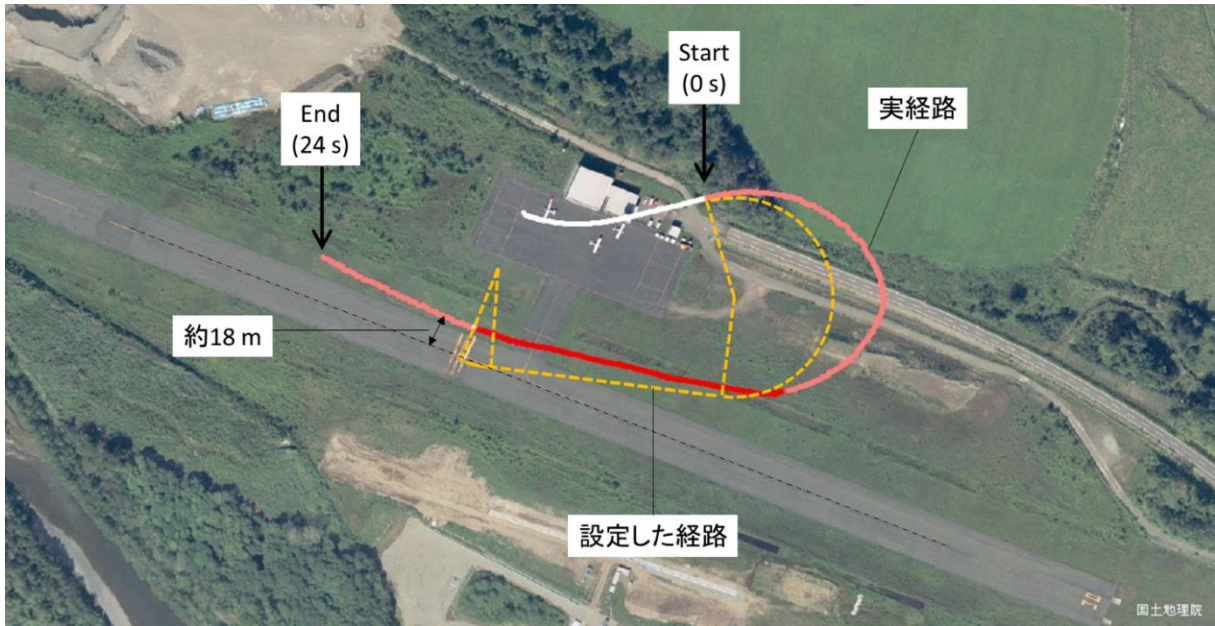


図3 飛行軌跡

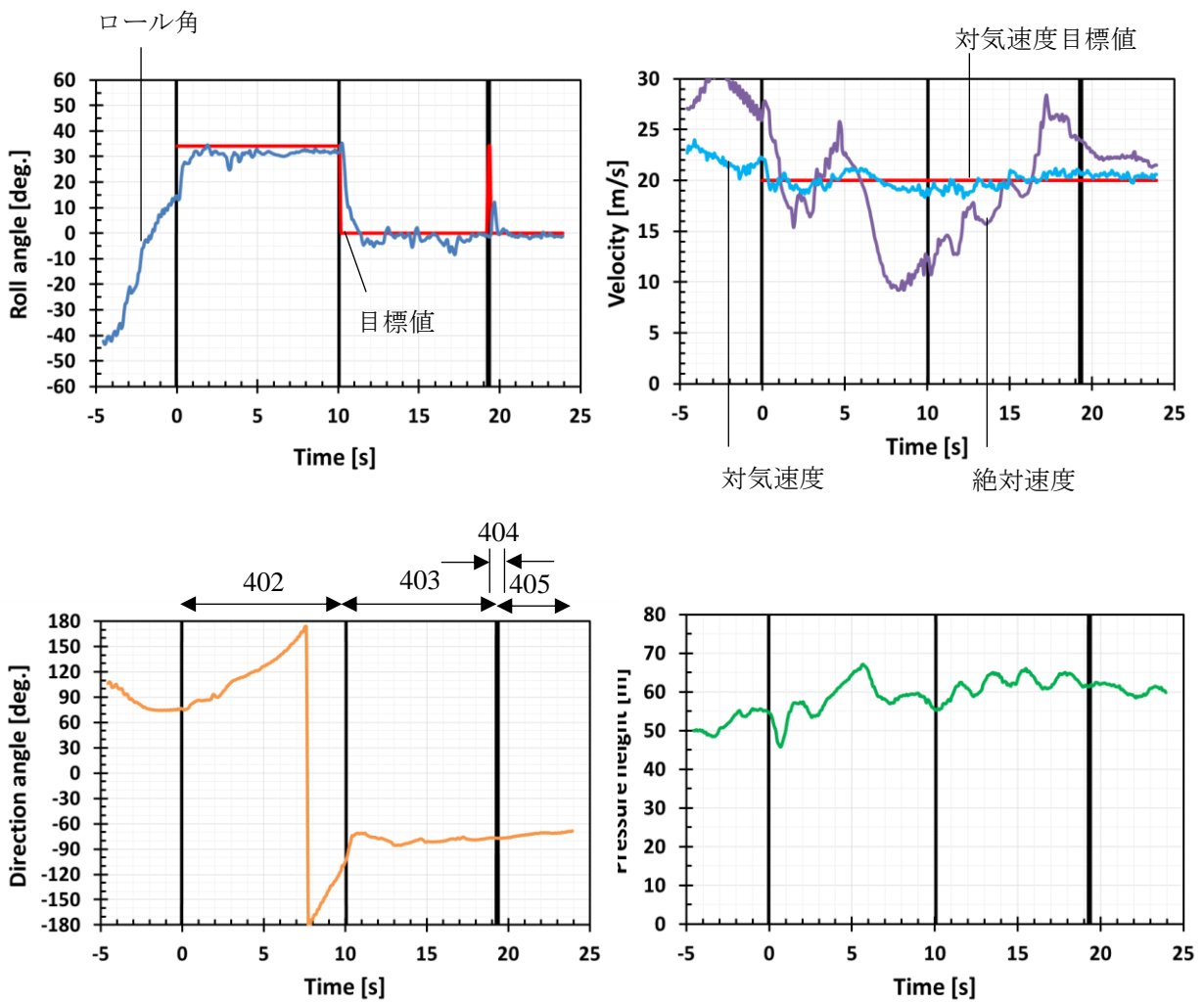


図4 ロール角・速度・方位角・気圧高度の時間履歴