

2025 年度卒業論文

Vector Field 法による
パラフォイル空中回収に向けた誘導の研究

2026 年 2 月

東京理科大学創域理工学部機械航空宇宙工学科

小笠原研究室

7522095 舟木 悠太

目次

| | |
|--|-----------|
| 記号表 | 2 |
| 第 1 章 序論 | 4 |
| 1.1 研究背景 | 4 |
| 1.2 先行研究 | 4 |
| 1.2.1 3GMAR(3rd Generation Mid-Air Retrieval) の手順 | 4 |
| 1.2.2 Vector Field 法を用いたパラフォイルの誘導則 | 5 |
| 1.3 研究目的 | 6 |
| 第 2 章 パラフォイルモデル | 7 |
| 2.1 パラフォイルの仕組み | 7 |
| 2.2 6自由度モデルの説明 | 8 |
| 2.2.1 座標系とモデルの定義 | 8 |
| 2.2.2 パラフォイルの運動方程式 | 10 |
| 2.3 力の定義 | 11 |
| 2.3.1 キャノピーの空力 | 11 |
| 2.3.2 ペイロードの空力 | 13 |
| 2.4 モーメントの定義 | 13 |
| 第 3 章 軌道計画 | 14 |
| 3.1 アルゴリズムの概要 | 14 |
| 3.2 軌道計画で使われる簡易的な運動モデル | 15 |
| 3.3 Dubins Path の解析的解法 | 16 |
| 3.3.1 Dubins Path の概要 | 16 |
| 3.3.2 座標変換と正規化 | 16 |
| 3.3.3 各モードの経路長計算 | 17 |
| 3.3.4 最適経路の選択 | 18 |
| 3.4 経路コストと物理的制約 | 18 |
| 3.5 Phase1 での旋回回数の計算 | 19 |
| 3.6 反復法による風外乱補正 (Iterative Wind Correction) | 19 |
| 3.6.1 Iterative Wind Correction Algorithm | 19 |
| 3.7 風上着陸 (Wind-Up Landing) | 20 |
| 3.8 クロゾイド曲線適用時の軌道補正手法 | 20 |
| 3.9 定常旋回時の制御量の導出 | 21 |
| 第 4 章 誘導方法 | 22 |

| | | |
|---------------------|---|-----------|
| 4.1 | 誘導則の概要 | 22 |
| 4.2 | コース角 χ_{cmd} の導出 | 22 |
| 4.2.1 | ロイター前後で共通する理論式の導出 | 22 |
| 4.2.2 | ロイター時の理論式 | 23 |
| 4.3 | 機体座標系ヨーレート r_{cmd} の導出 | 24 |
| 4.3.1 | 目標コースレート $\dot{\chi}_{cmd}$ の導出 | 24 |
| 4.3.2 | 目標コースレート $\dot{\chi}_{cmd}$ の導出 | 24 |
| 4.3.3 | 偏流角 η の算出 | 25 |
| 4.3.4 | 偏流角変化率 $\dot{\eta}$ の予測 | 25 |
| 4.4 | 偏流角補正と目標ヨーレートの導出 | 25 |
| 4.5 | 制御量の導出 | 26 |
| 4.6 | 定常旋回周りの線形化式を用いた δ_a の補正 | 26 |
| 4.6.1 | 微小摂動による線形化 | 26 |
| 第 5 章 解析モデル | | 28 |
| 第 6 章 結果及び考察 | | 30 |
| 6.1 | クロゾイド曲線の有効性の検証 | 30 |
| 6.2 | VF 法に基づく誘導則の適用 | 32 |
| 6.3 | 軌道の再計画による誘導性能の変化 | 34 |
| 第 7 章 結論及び展望 | | 37 |
| 7.1 | 結論 | 37 |
| 7.2 | 展望 | 37 |
| 謝辞 | | 38 |
| 参考文献 | | 38 |

記号表

| Symbol | Meaning, [unit] |
|-------------------|--|
| b | : Span of the canopy, [m] |
| c | : Chord length of the canopy, [m] |
| C_D | : Total aerodynamic drag coefficients of the canopy, [-] |
| C_{DS} | : Aerodynamic drag coefficients of the payload, [-] |
| C_L | : Total aerodynamic lift coefficients of the canopy, [-] |
| C_l | : Total aerodynamic rolling moment coefficients of the canopy, [-] |
| C_m | : Total aerodynamic pitching moment coefficients of the canopy, [-] |
| C_n | : Total aerodynamic yawing moment coefficients of the canopy, [-] |
| d | : The control line length that the trailing edge can be pulled down, [m] |
| d_{err} | : Miss distance at the meeting point, [m] |
| e_{py} | : Cross track error to the path, [m] |
| e_r | : Radial error to the loiter circle, [m] |
| F_A | : Aerodynamic force in the body frame, [$\text{m} \cdot \text{kg} \cdot \text{s}^{-2}$] |
| F_S | : Payload drag vector in the body frame, [$\text{m} \cdot \text{kg} \cdot \text{s}^{-2}$] |
| F_W | : Weight vector in the body frame, [$\text{m} \cdot \text{kg} \cdot \text{s}^{-2}$] |
| g | : Gravity acceleration, [m/s^2] |
| h | : Altitude, [m] |
| I_T | : Total moment of inertia matrix, [$\text{kg} \cdot \text{m}^2$] |
| m | : Mass of the system (include payload and canopy), [kg] |
| M_A | : Aerodynamic moment vectors in the body frame, [$\text{m}^2 \cdot \text{kg} \cdot \text{s}^{-2}$] |
| (p, q, r) | : Angular velocity of the system mass center in the body frame, [rad/s] |
| (p_A, q_A, r_A) | : Angular velocity of the aerodynamic center in the canopy frame, [rad/s] |
| r_{cmd} | : Command yaw rate, [rad/s] |
| R | : Turn radius, [m] |
| S_C | : Reference area of the canopy, [m^2] |
| S_S | : Reference area of the payload, [m^2] |
| S_ω^B | : Cross product matrix of the angular velocity in the body frame, [rad/s] |
| (u, v, w) | : Velocity of the system mass center in the body frame, [m/s] |
| (u_A, v_A, w_A) | : Velocity of the aerodynamic center in the canopy frame, [m/s] |

| Symbol | Meaning, [unit] |
|----------------------------|---|
| (u_s, v_s, w_s) | : Velocity of the payload aerodynamic center in the body frame, [m/s] |
| V_A | : Total aerodynamic speed of the canopy, [m/s] |
| V_g | : Ground speed of the system, [m/s] |
| V_S | : Total aerodynamic speed of the payload, [m/s] |
| (V_{Wx}, V_{Wy}, V_{Wz}) | : Velocity of the wind in the inertial frame, [m/s] |
| (x, y, z) | : Inertial positions of the system mass center, [m] |
| α | : Angle of attack of the canopy, [rad] |
| β | : Sideslip angle of the canopy, [rad] |
| γ | : Flight path angle (Glide angle), [rad] |
| Γ | : The angle of incidence, [rad] |
| δ_a | : The asymmetric deflections, [m] |
| δ_R, δ_L | : The right and left deflections, [m] |
| δ_s | : The symmetric deflections, [m] |
| η | : Crab angle (Drift angle due to wind), [rad] |
| ρ | : Air density, [kg/m ³] |
| τ | : Consumed altitude in trajectory planning, [m] |
| (ϕ, θ, ψ) | : Euler angles (Roll, Pitch, Yaw), [rad] |
| χ | : Ground course angle, [rad] |
| χ_{cmd} | : Command ground course angle, [rad] |
| χ_{path} | : Tangential angle of the reference path, [rad] |
| χ_∞ | : Maximum approach angle for vector field, [rad] |

第1章 序論

1.1 研究背景

宇宙開発の分野において、パラフォイルを展開して降下するペイロードをヘリコプターで捕獲する空中回収という方式の研究が行われている。ペイロードの回収では、パラフォイルを展開して地上や水上に落下させる方式が一般的であるが、これらの方は着陸または着水時にペイロードに大きな衝撃が加わる上、落下したペイロードを回収するのに時間がかかる。空中回収はヘリコプターを用いてペイロードを空中で捕獲する方式であり、ペイロードに衝撃を与えずに迅速に回収できる利点があるため、Genesis のサンプルリターンミッションなどで採用されており、太陽風などの衝撃に弱い物体を地球に持ち帰る手段として有効である。

1.2 先行研究

1.2.1 3GMAR(3rd Generation Mid-Air Retrieval) の手順

空中回収において、ヘリコプターとパラフォイルが安定した会合を行うため、会合時の衝撃荷重及び相対速度の低減及び空中回収に適したパラフォイルの種類の研究が行われてきた。従来の空中回収では、会合時の衝撃荷重を低減するため、ヘリコプターにワインチを搭載していた。ワインチの機械的な定格荷重によって、回収可能な質量はヘリコプターの懸吊可能な質量の 25% 程度に制限されていた。また、NASA の Genesis ミッション等で見られた第 2 世代の課題として、捕獲後にパラフォイルが再膨張して揚力を発生させ、ヘリコプターに対して危険なピッティングモーメントを与える「再飛行 (Re-flight)」現象が挙げられる。上記の問題点を解決するため、3GMAR(3rd Generation Mid-Air Retrieval) という空中回収の方式が提案された。(Dean et al., 2005) 3GMAR の手順を図 2.1 に示す。

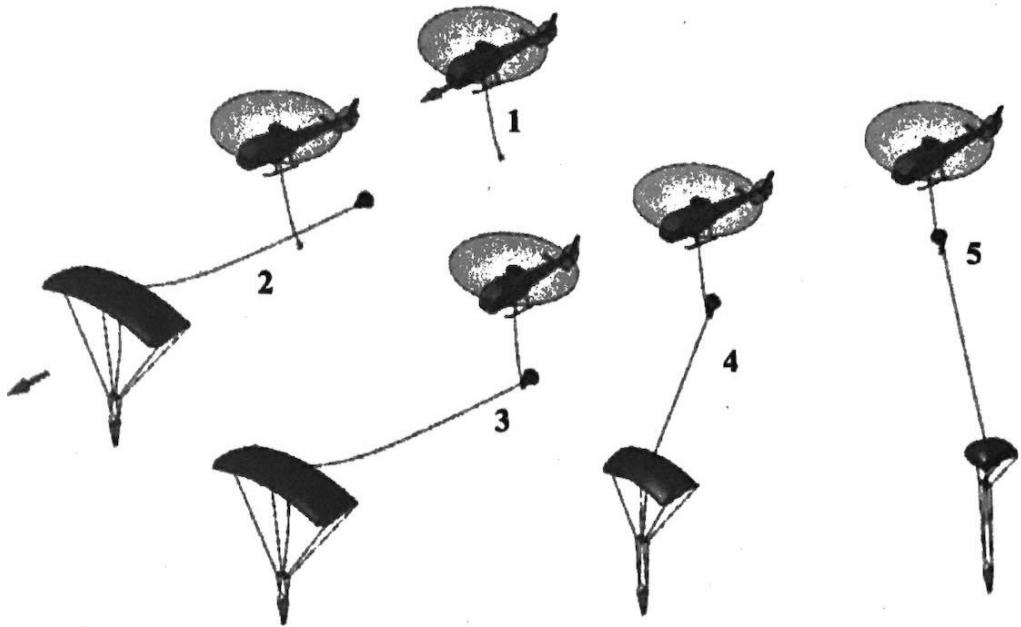


Fig. 1.1 The process of 3GMAR.(Dean et al., 2005)

3GMAR ではフックが取り付けられた回収ヘリコプターが、ドローグパラシュートが取り付けられたパラフォイルに接近し、ドローグにフックをかけて回収する。この時の手順は接近、会合、引き上げの 3 段階に分けられる。接近段階では、ヘリコプターは、パラフォイルをパイロットが目視で確認できるまでパラフォイルに向かって飛行する。その後、回収ヘリコプターはパラフォイルと右斜め編隊を組み、パラフォイルより約 15m 高い高度を維持し、パラフォイルの中心線の左側に約 15m 離れて位置する。このときヘリコプターとパラフォイルとの相対速度はほぼ 0m/s となる。会合段階では、ヘリコプターはパラフォイルに向かって徐々に接近し、ドローグパラシュートにフックをかける。引き上げ段階では、ヘリコプターはドローグパラシュートを引き上げる。この際、係合ラインに張力がかかり、パラフォイルのサスペンションラインに取り付けられた「スライダー」と呼ばれる部品が引き上げられキャノピーが収縮する。

3GMAR では、パラフォイルとの編隊飛行により相対速度をほぼ 0 とし、衝撃荷重を極小化することでウインチを排除した。これにより、ヘリコプターの標準的な貨物フックを直接使用することが可能となり、機体の懸吊能力の 80% 以上を利用可能とした。また、スライダー機構によってパラフォイルを収縮させることで、揚力を低減し、ヘリコプターへのピッティングモーメントを軽減する。その一方、3GMAR ではパラフォイルが自律制御を行うことは想定されていないため、風などの外乱やパラフォイルの初期値のずれによりパラフォイルがヘリコプターから離れた方向に移動する可能性がある。したがって空中回収の成功は、ヘリコプターの性能及びパイロットの技術に依存している。(Dean et al., 2005)

1.2.2 Vector Field 法を用いたパラフォイルの誘導則

空中回収でのパラフォイルの誘導に関しては、VF 法 (Vector Field 法) に基づく経路追従手法が提案されている。VF 法では、パラフォイルが参照経路に追従するためのベクトル場を生成することで、

風の外乱が存在する場合であっても安定した追従が可能となる。図 1.2 に、横軸に x 方向、縦軸に y 方向をとった場合の、VF 法に基づくパラフォイルの誘導則による軌道例を示す。

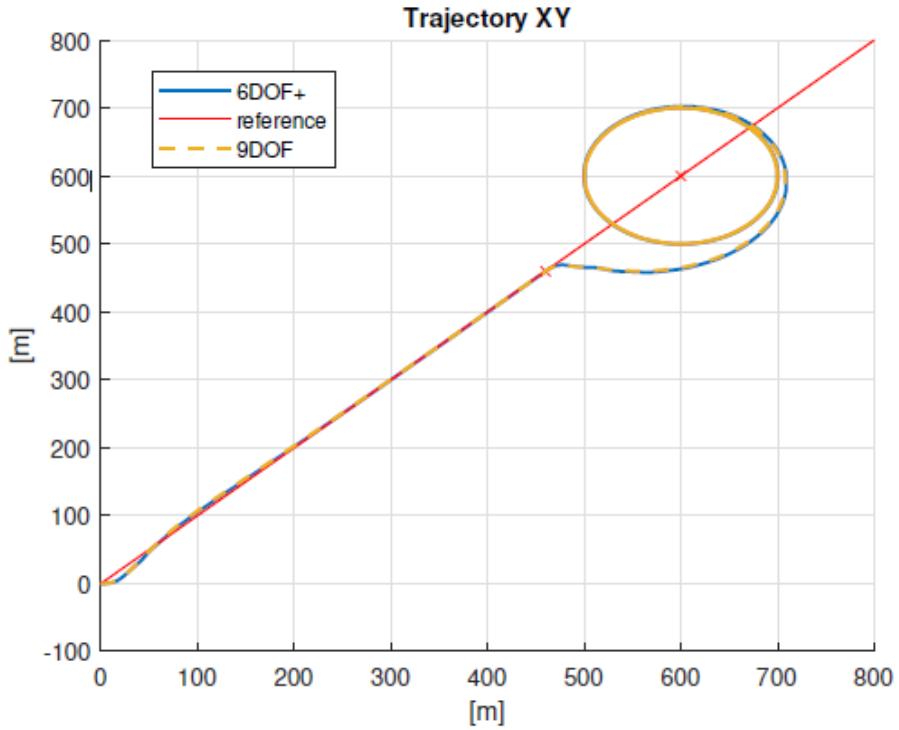


Fig. 1.2 Vehicle trajectory for a combined maneuver (straight-line and orbit)(Fari, Grande, 2021)

この手法を空中回収に適用する場合、2つの課題が存在する。第一に、Farira の研究では直線及び円軌道の追従が示されているが、空中回収に適した軌道計画がなされていない点である。空中回収においては、パラフォイルは動力を持たずに滑空飛行を行うため、初期高度と会合高度の差がそのままパラフォイルの持つエネルギーになる。したがって、パラフォイルの高度エネルギーを過不足なく消費するような軌道計画を行う必要がある。

第二に、VF 法での制御パラメータ調整の煩雑さが挙げられる。VF 法では、参照経路に対するパラフォイルの位置ずれを低減するために、複数の制御パラメータを調整する必要がある。これらのパラメータは、風速や風向きなどの外乱条件に応じて決定されるべきであるが、その方法が示されていない。したがって、空中回収において VF 法を適用するためには、ゲインの数を減らせるよう VF 法の修正が必要である。(Fari, Grande, 2021)

1.3 研究目的

空中回収の成功率を向上させるためには、ヘリコプターが回収しやすいよう、パラフォイルが自律的に適切な会合点へ到達するための軌道を設計し、風の影響下でもその軌道に追従する誘導則が必要である。

そこで、本研究では、空中回収に適した軌道計画手法の構築及び、VF 法の修正によるパラフォイル

の誘導則の評価を目的とする。

第2章 パラフォイルモデル

2.1 パラフォイルの仕組み

この節では、パラフォイルの基本的な仕組みについて説明する。パラフォイルは、展開可能な柔軟構造を有し、端部の形状を変形させることで姿勢の変更及び軌道制御が可能な落下傘を指す。パラフォイルの実機を正面から見た様子を図 2.1 に示す。

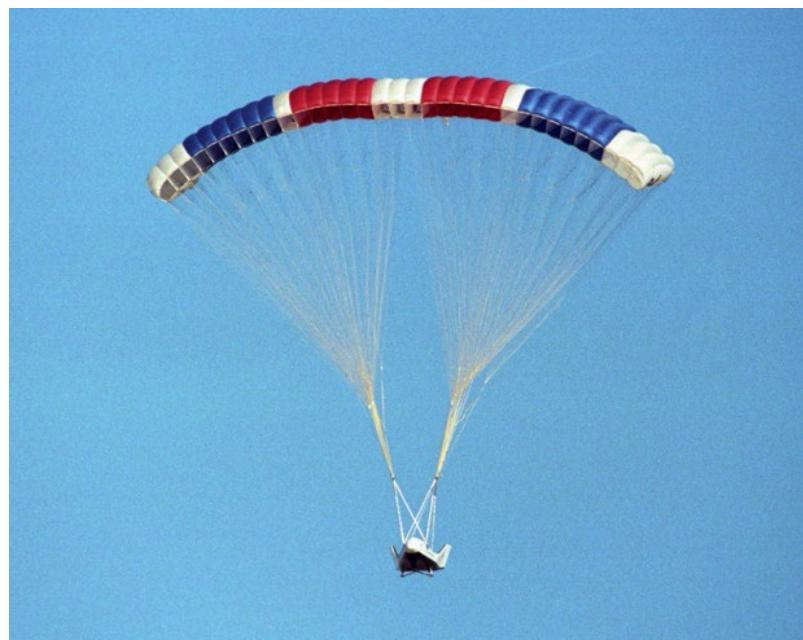


Fig. 2.1 The X-38 prototype of the Crew Return Vehicle is suspended under its giant 7,500-square-foot parafoil during its eighth free flight on Thursday, December 13, 2001.(NASA, 2001)

パラフォイルはキャノピー、ペイロード、そしてテザーから構成されている。パラフォイルのキャノピーは、翼型断面を有し、揚力を発生させることで滑空飛行を実現する。ペイロードは、パラフォイルに吊り下げられた物体であり、テザーはキャノピーとペイロードを接続する。パラフォイルは前進時にキャノピーが空気を取り込み、空気流のせきとめ圧（ラム圧）でセルを膨らませて翼形状を保持する。パラフォイルは減速や降下に用いられるパラシュートと比べてアスペクト比が大きく、端面が翼型形状であるため滑空飛行が可能となる。

パラフォイルの制御は、主にテザーの端部を引くことで行われ、テザーの片端を引く非対称制御とテザーの両端を引く対称制御の 2 通りの制御方法を使い分ける。非対称制御では、例としてテザーの右側を引くとキャノピーの右後部が下がることでバンク角が発生し、向心力が働くことで左旋回が可能となる。対称制御では、両端のテザーを引くことでキャノピーの後縁が下がり揚抗比が変化することで前進速度を制御できる。

2.2 6自由度モデルの説明

本章では、パラフォイルの詳細なダイナミクスをコンピュータ上で表現するための6自由度モデルについて述べる。実際のパラフォイルの運動では、テザーで接続されたキャノピーとペイロードが相互に干渉しながら運動するので、パラフォイルのモデルを構築するにあたり、キャノピーとペイロードの拘束条件によって自由度が異なる。キャノピーとペイロードが単一の剛体として接続された6自由度モデルは誘導・航法・制御(GNC: Guidance, Navigation, and Control)システムのダイナミクスを表現する上で最小次数のモデルである。8-9自由度の高次のモデルではキャノピーとペイロードの相対運動を表現でき、揺れに対する安定性の応答の解析に使用できる一方、GNCシステムの解析を行う上で解析が複雑になる。本研究では、空中回収のために計画された軌道へのパラフォイルの誘導性能を評価することが目的であるため、川口やの研究を参考に6自由度モデルを採用した。(川口, 2023)

2.2.1 座標系とモデルの定義

本モデルでは、ペイロードは剛体として扱うが、キャノピーは入射角 Γ (キャノピーとペイロードの相対角)を通して、システムに対してキャノピー上の回転中心を中心回転できるものとする。本モデルは以下の3つの座標系を持つ。

- 慣性座標系($O_I - X_I Y_I Z_I$): 原点 O_I は地上の任意の点、 X_I 軸は北、 Y_I 軸は東、 Z_I 軸は下方向とする。
- 機体座標系($O_B - X_B Y_B Z_B$): 原点 O_B は全システムの質量中心、 X_B 軸は機体正面、 $X_B - Y_B$ 面はシステム対称面とする。
- 空力座標系($O_A - X_A Y_A Z_A$): 原点 O_A はキャノピーの空力中心位置(前縁から $0.25\bar{c}$)、 X_A 軸はキャノピー正面、 $X_A - Z_A$ 面はキャノピー対称面とする。

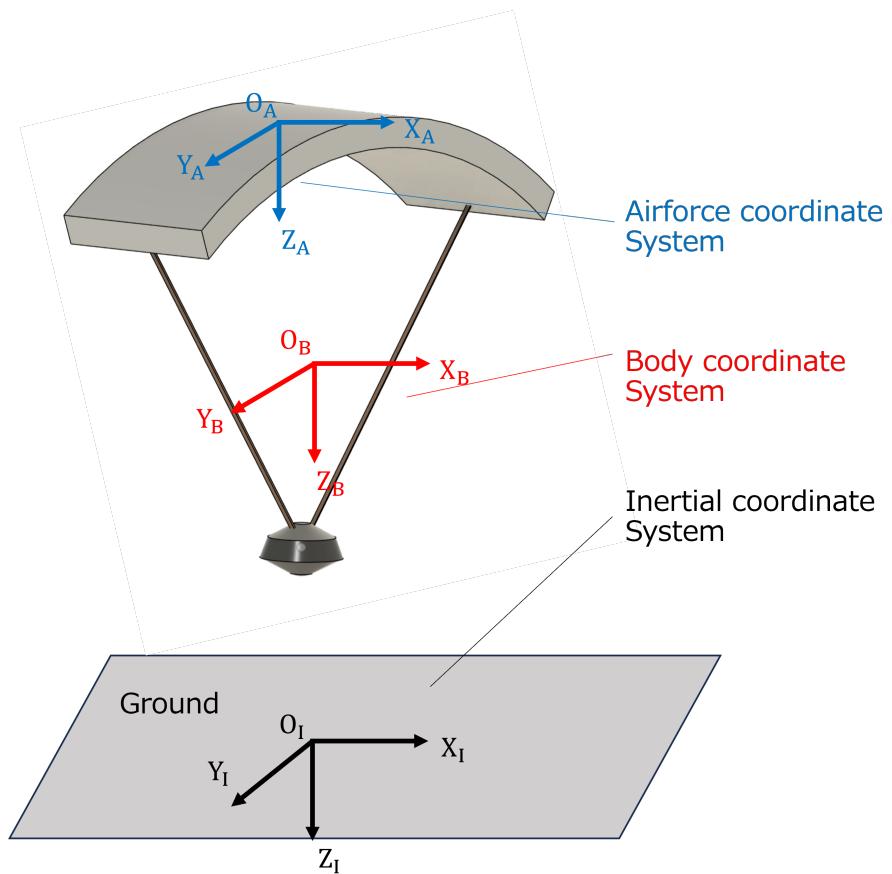


Fig. 2.2 Parafoil Model.

また、運動を表現するにあたりペイロードの質量中心に点 S を定義する。このシステムでは、全システムの質量中心において 3 つの並進運動 (3DoF) と回転運動 (3DoF) の合計 6 自由度でモデル化される。図 2.3 機体座標系から見た時の角速度を示す。

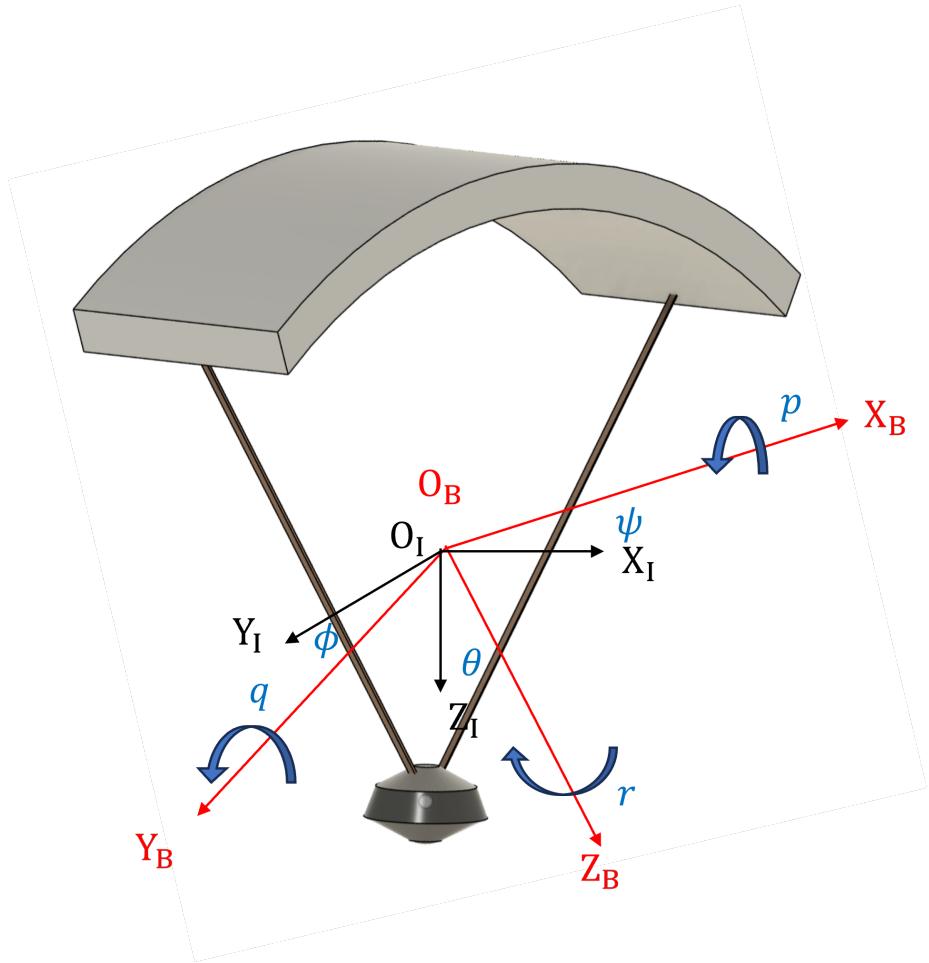


Fig. 2.3 Parafoil Euler angle.

2.2.2 パラフォイルの運動方程式

6自由度のパラフォイルモデル運動方程式は、全システムの質量中心における3つの慣性位置成分 $[x, y, z]^T$ および3つのオイラー角 $[\phi, \theta, \psi]^T$ により、

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = [T_{IB}]^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

で表される。

ここで、 $\sin(\alpha) \equiv s_\alpha$, $\cos(\alpha) \equiv c_\alpha$, $\tan(\alpha) \equiv t_\alpha$ とする。また、 $[T_{IB}]$ は慣性座標系から機体座標系への変換行列であり、

$$[T_{IB}] = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & s_\phi c_\theta \\ c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

で表される。

非線形運動方程式は、全システム質量中心において力とモーメントを合計し、並進運動量と角運動量を定義することにより得られる。並進運動の方程式は

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m}(F_W + F_A + F_S) - S_\omega^B \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

回転運動の方程式は

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = [I_T]^{-1} \left\{ M_A - S_\omega^B [I_T] \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right\} \quad (2.5)$$

ここで、 S_ω^B は機体軸における角速度のクロス積行列であり以下に示される。

$$S_\omega^B = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

また、 $[I_T]$ は全システムの慣性モーメントであり、キャノピー・ペイロードの慣性モーメントを平行軸の定理を用いて足し合わせたものである。

$$S_{a \cdot b}^A \times \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 & -r_z & r_y \\ r_z & 0 & -r_x \\ -r_y & r_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

2.3 力の定義

式 (2.4) の線形運動量は、重力項 F_W 、キャノピーとペイロードに生じる空力項（キャノピー F_A 、ペイロード F_S ）によって定義される。重力項は式 (2.8) で表され、全システム質量中心に生じる。

$$F_W = [T_{IB}] \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

2.3.1 キャノピーの空力

キャノピーの空力項を定義する前に、キャノピー座標系における空力速度 $[u_A, v_A, w_A]^T$ 及び角速度 $[p_c, q_A, r_A]^T$ をキャノピーの入射角 Γ と大気風を考慮して定義する。

$$\begin{bmatrix} u_A \\ v_A \\ w_A \end{bmatrix} = [T_{BC}] \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - [T_{IB}] \begin{bmatrix} V_{WX} \\ V_{WY} \\ V_{WZ} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$$\begin{bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{bmatrix} = [T_{BC}] \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$[T_{BC}]$ は機体座標系からキャノピー座標系への変換行列である。

$$[T_{BC}] = \begin{bmatrix} \cos \Gamma & 0 & -\sin \Gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Gamma & 0 & \cos \Gamma \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

キャノピー座標系における空力角は以下で定義される。キャノピーの合成空力速度は $v_A = \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + w_A^2}$ である。

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w_A}{u_A} \right) \quad (2.12)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v_A}{v_A} \right) \quad (2.13)$$

キャノピーに生じる空力項 F_A は、キャノピーの空力座標系の原点に作用し、式 (2.14)～式 (2.16) で表される。

$$F_A = \frac{1}{2} \rho v_A^2 S_C [T_{BC}]^T [\mathbf{T}_{AC}] \begin{bmatrix} -C_D \\ C_Y \beta \\ -C_L \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha^2} \alpha^2 + C_{D\delta_a} \delta_a + C_{D\delta_s} \delta_s \quad (2.15)$$

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_a} \delta_a + C_{L\delta_s} \delta_s \quad (2.16)$$

ここで、 $[\mathbf{T}_{AC}]$ は空力中心からキャノピー座標系への変換行列であり、迎角 α によって定義される。

$$[\mathbf{T}_{AC}] = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

2.3.2 ペイロードの空力

ペイロードに作用する空力項は形状抗力によって定義され、キャノピーと同様にペイロードにおいても大気風の要素を考慮した空力速度 $[u_S, v_S, w_S]^T$ を用いる。ペイロードの合成空力速度は $V_S = \sqrt{u_S^2 + v_S^2 + w_S^2}$ である。

$$F_S = -\frac{1}{2}\rho V_S S_S C_{DS} \begin{bmatrix} u_S \\ v_S \\ w_S \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$$\begin{bmatrix} u_s \\ v_s \\ w_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + S_\omega^B \begin{bmatrix} \Delta x_p \\ \Delta y_p \\ \Delta z_p \end{bmatrix}_S \right) - [T_{IB}] \begin{bmatrix} V_{WX} \\ V_{WY} \\ V_{WZ} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

2.4 モーメントの定義

式 (2.5) の角運動量は、質量中心に生じるモーメント \mathbf{M}_A 、キャノピーとペイロードに生じる空力モーメント（キャノピー $S_{CP \cdot B} \times F_A$ 、ペイロード $S_{CS \cdot B} \times F_S$ ）によって定義される。質量中心に生じるモーメント \mathbf{M}_A は式 (2.20) で表される。

$$\mathbf{M}_A = \frac{1}{2}\rho v_A^2 S_C [T_{BC}]^T \begin{bmatrix} b \cdot C_l \\ c \cdot C_m \\ b \cdot C_n \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$$C_l = C_{l\phi}\phi + C_{lp}\frac{p_c b}{2V_A} + C_{l\delta_a}\frac{\delta_a}{d} \quad (2.21)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}\frac{q_A c}{2V_A} \quad (2.22)$$

$$C_n = C_{nr}\frac{r_A b}{2v_A} + C_{n\delta_a}\frac{\delta_a}{d} \quad (2.23)$$

ここで d はブレーキラインの作用点間距離、 b はスパンである。

また、操舵量に関して非対称ブレーキ δ_a および対称ブレーキ δ_s は左右の操舵量 δ_R, δ_L を用いて以下で表される。

$$\delta_a = \delta_R - \delta_L \quad (2.24)$$

$$\delta_s = \min(\delta_R, \delta_L) \quad (2.25)$$

以上を全システム中心で合計することで、式 (2.4), (2.5) が構成される。

第3章 軌道計画

3.1 アルゴリズムの概要

本章では、空中回収においてパラフォイルを会合点へ到達させるための軌道を計画する方法について述べる。ヘリコプターがパラフォイルと協調して飛行するためには、パラフォイルが会合点において特定の高度と速度で到達する必要がある。(Dean et al., 2005) また、空中回収ではヘリコプターは備え付けのフックを用いてドローグパラシュートを懸架するため、ドローグパラシュートが風によって揺れずに安定するためには、パラフォイルは風上方向へ滑空しながら会合点に向かう必要がある。そのため、本研究ではパラフォイルが会合点において特定の高度と速度で到達し、かつ風上方向へ進入するような軌道を計画する。

本研究では、図 3.1 に示すように 3 つの Phase に分けてパラフォイルの軌道を設計した。(Rademacher, 2009)

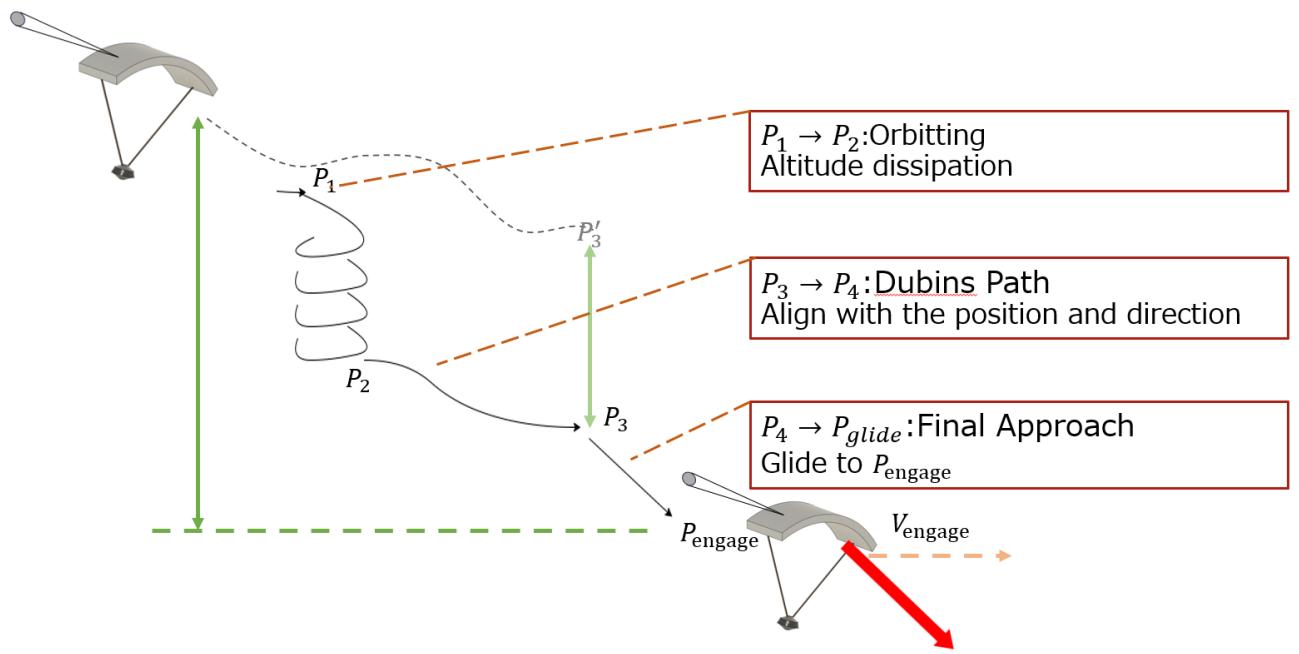


Fig. 3.1 Trajectory Planning of MAR.

Phase1 では、余分な高度の消費を行う。パラフォイルが円旋回を続けることで、会合点 P_{engage} の上空を通過することを防ぐ。Phase2 では、次節で述べる Dubins Path を用いてパラフォイルを風上方向に進入させる。得られた最短経路に対して、必要な高度を消費するために旋回半径を調整しながら軌道を延長する。Phase3 では、パラフォイルを会合点に向けて風上方向に直進させる。

3.2 軌道計画で使われる簡易的な運動モデル

軌道計画の段階では、パラフォイルの詳細な 6 自由度モデルを用いるのではなく、パラフォイルを質点とみなし、定常滑空を行うと仮定したモデルを用いて計算を行う。

パラフォイルの状態ベクトルを $\mathbf{x} = [x, y, \psi, h]^T$ とし、対気速度 V 、飛行経路角 γ （降下角）、旋回半径 R を用いると、時間 t に関する運動方程式は

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \psi \quad (3.1)$$

$$\dot{y} = V \cos \gamma \sin \psi \quad (3.2)$$

$$\dot{\psi} = \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (3.3)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (3.4)$$

と表される。

軌道計画において、水平位置の変化と高度の変化を直接結び付けるために、独立変数を時間 t から消費高度 τ に変換する。 τ は飛行開始時の高度 h_0 からの低下分として $\tau = h_0 - h$ と定義される。軌道計画においては、この関係性を基礎とし、パラフォイルが水平方向に移動したときに消費される高度を計算している。パラフォイルが定常飛行だと仮定すると、旋回時の様子は図 (3.2) に示すようになる。

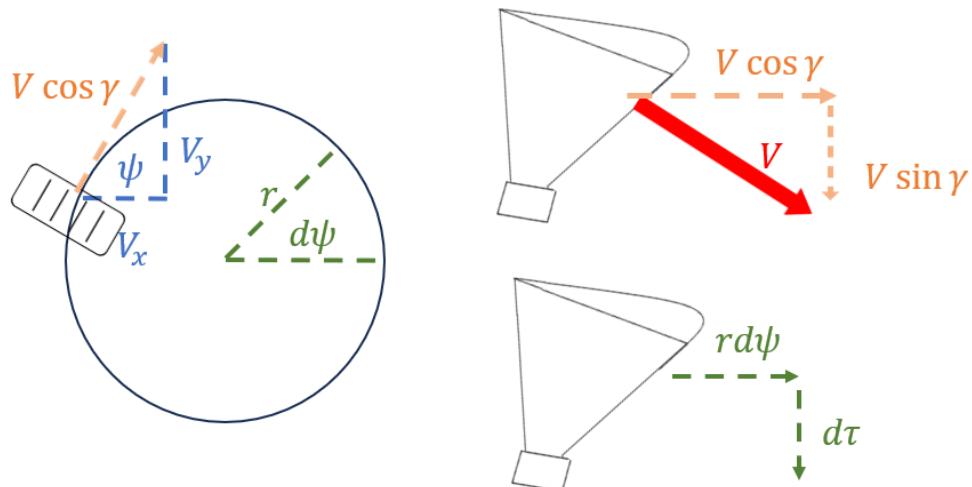


Fig. 3.2 Steady-state spiral descent of Parafoil.

揚抗比 L/D は一定であり、飛行経路角 γ は以下のように表される。

$$\frac{L}{D} \cos \phi = \frac{V \cos \gamma}{V \sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma} \quad (3.5)$$

$d\tau = -\dot{h}dt = -V \sin \gamma dt$ より,

$$\frac{dx}{d\tau} = \frac{L}{D} \cos \phi \cos \psi \quad (3.6)$$

$$\frac{dy}{d\tau} = \frac{L}{D} \cos \phi \sin \psi \quad (3.7)$$

$$\frac{dx}{d\tau} = \frac{L}{D} \cos \phi \frac{1}{r} \quad (3.8)$$

と表される。

3.3 Dubins Path の解析的解法

3.3.1 Dubins Path の概要

ここでは Phase2 の軌道計画に用いられる Dubins Path について説明する。軌道計画の Phase2 では開始位置 P_2 と終了位置 P_3 の水平位置に加えて進行方向が指定されているため、単純な直線経路ではなく、指定された開始位置と終了位置および進行方向を満たす軌道を求める必要がある。Dubins Path とは、始点と終点の位置および方位が与えられたときに、始点と終点を直進か一定曲率のカーブを組合せて結ぶ経路のことであり、最小旋回半径の制約下で最短経路を求める問題である。(Rademacher, 2009) 図 3.3 に Dubins Path の一例を示す。

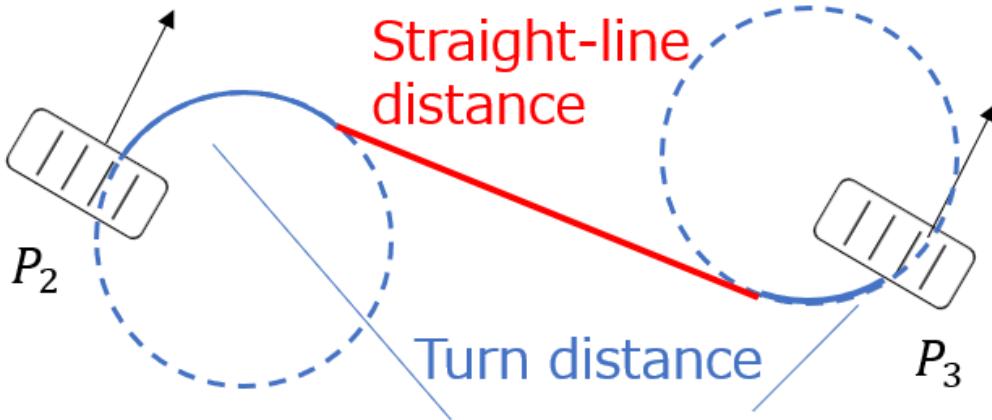


Fig. 3.3 Concept of Dubins path.

Dubins Path では、始点 $S = (x_s, y_s, \psi_s)$ から終点 $E = (x_e, y_e, \psi_e)$ への最短経路を、数値探索ではなく幾何学的な解析解として求めている。

3.3.2 座標変換と正規化

計算を簡略化するため、問題を最小旋回半径 R で正規化し、始点が原点 $(0, 0)$ かつ方位 0 となるような局所座標系へ変換する。

まず、始点から終点への相対ベクトルを計算し、始点方位 ψ_s だけ回転させる。

$$\Delta x = x_e - x_s \quad (3.9)$$

$$\Delta y = y_e - y_s \quad (3.10)$$

$$x' = \Delta x \cos \psi_s + \Delta y \sin \psi_s \quad (3.11)$$

$$y' = -\Delta x \sin \psi_s + \Delta y \cos \psi_s \quad (3.12)$$

始点と終点のユークリッド距離 $D = \sqrt{x'^2 + y'^2}$ を旋回半径 R で除し、正規化距離 d を得る。

$$d = \frac{D}{R} \quad (3.13)$$

次に、始点・終点をつなぐ直線の方位 $\theta = \text{atan2}(y', x')$ を基準として、始点および終点の相対方位 α, β を定義する。

$$\alpha = \mod(-\theta, 2\pi) \quad (3.14)$$

$$\beta = \mod((\psi_e - \psi_s) - \theta, 2\pi) \quad (3.15)$$

3.3.3 各モードの経路長計算

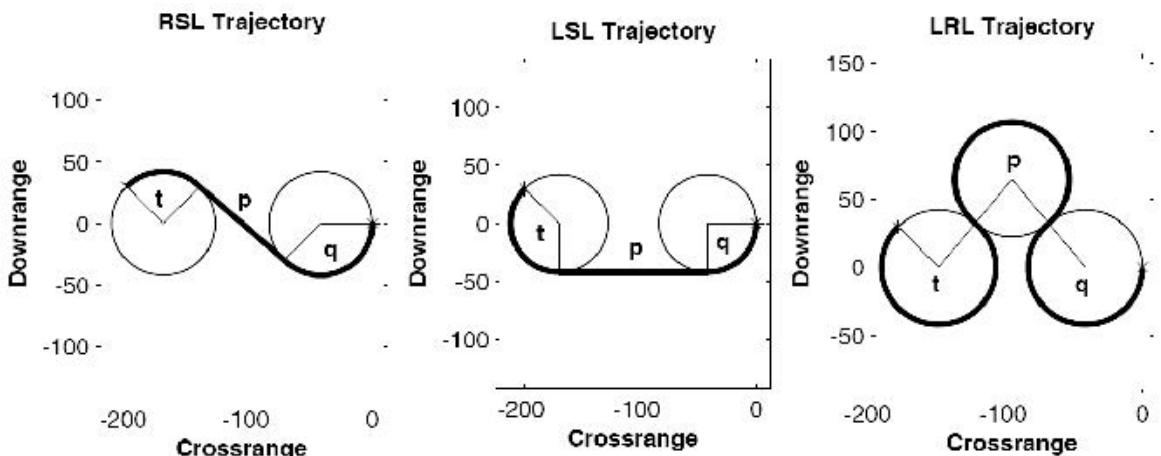


Fig. 3.4 Three of the six Dubins paths. (Rademacher, 2009)

正規化された空間において、経路は「第1旋回区間（長さ t ）」「直線区間（長さ p ）」「第2旋回区間（長さ q ）」の3要素で構成される。これらはすべて無次元化された長さ（角度）である。主要な4つのCSC (Curve-Straight-Curve) モードにおける構成要素は以下の通り計算される。なお、計算結果が実数解を持たない（ルートの中が負になる）場合、そのモードは幾何学的に成立しない。

外共通接線を用いる LSL (Left-Straight-Left) 経路の式は

$$p = \sqrt{2 + d^2 - 2 \cos(\alpha - \beta)} \quad (3.16)$$

$$t = \mod(\text{atan2}(\cos \beta - \cos \alpha, d + \sin \alpha - \sin \beta) - \alpha, 2\pi) \quad (3.17)$$

$$q = \mod(\beta - \text{atan2}(\cos \beta - \cos \alpha, d + \sin \alpha - \sin \beta), 2\pi) \quad (3.18)$$

に示すとおりである.

LSL と同様に外共通接線を用いるが, 旋回方向が逆となる RSR (Right-Straight-Right) 経路の式は

$$p = \sqrt{2 + d^2 - 2 \cos(\alpha - \beta)} \quad (3.19)$$

$$t = \text{mod} (\alpha - \text{atan2}(\cos \alpha - \cos \beta, d - \sin \alpha + \sin \beta), 2\pi) \quad (3.20)$$

$$q = \text{mod} (-\beta + \text{atan2}(\cos \alpha - \cos \beta, d - \sin \alpha + \sin \beta), 2\pi) \quad (3.21)$$

に示す通りである.

内共通接線を用いる LSR (Left-Straight-Right) 経路の式は

$$p = \sqrt{-2 + d^2 + 2 \cos(\alpha - \beta)} \quad (3.22)$$

$$t = \text{mod} (-\alpha + \text{atan2}(-\cos \alpha + \cos \beta, d + \sin \alpha + \sin \beta), 2\pi) \quad (3.23)$$

$$q = \text{mod} (-\beta + \text{atan2}(-\cos \alpha + \cos \beta, d + \sin \alpha + \sin \beta), 2\pi) \quad (3.24)$$

に示す通りである.

LSR の対称形である RSL (Right-Straight-Left) の式は

$$p = \sqrt{-2 + d^2 + 2 \cos(\alpha - \beta)} \quad (3.25)$$

$$t = \text{mod} (\alpha - \text{atan2}(\cos \alpha - \cos \beta, d - \sin \alpha - \sin \beta), 2\pi) \quad (3.26)$$

$$q = \text{mod} (\beta - \text{atan2}(\cos \alpha - \cos \beta, d - \sin \alpha - \sin \beta), 2\pi) \quad (3.27)$$

に示す通りである.

3.3.4 最適経路の選択

上記の各モードについて総コスト $L_{total} = |t| + |p| + |q|$ を計算し, 最小となるモードを選択する. 最終的な物理空間での経路長は $L_{phy} = L_{total} \times R$ となる.

3.4 経路コストと物理的制約

求めた幾何学的経路長を, 高度消費コストに換算する. 幾何学的長さ (旋回角 t, q , 直線長 p) から, 消費高度としての総コスト τ_{path} は次式で求められる.

$$\tau_{path} = |R \tan \gamma(t + q) + (p \cdot R) \tan \gamma_G| \quad (3.28)$$

ここで, γ_G は対地滑空角である. また, シミュレーション実装上の重要な物理的制約として, 旋回半径 R は固定値ではなく, 真対気速度 V_{TAS} に依存する変数として扱う.

$$R(h) = \frac{V_{TAS}(h)^2}{g \tan \phi_{max}} \quad (3.29)$$

ここで ϕ_{max} は最大バンク角である. 高高度では空気密度低下により V_{TAS} が増大するため, バンク角を固定しておくと旋回半径 R も増大する. 本システムでは初期高度における R 一定になるように, バンク角を高度降下に応じて浅くするようにしている.

3.5 Phase1 での旋回回数の計算

Phase1 では、パラフォイルの高度が会合点から離れないように、余剰高度を消費するための旋回回数を計算する。Phase1 でのパラフォイルの旋回回数を η 、すべての Phase でのパラフォイルでの消費高度を τ_{total} とすると、

$$\tau_{total} = \tau_{2 \rightarrow 3} + \tau_{3 \rightarrow \text{glide}} + \eta \cdot 2\pi R \tan \gamma \quad (3.30)$$

となる。このとき η は、初期高度差と τ_{total} が等しくなるように計算される。

3.6 反復法による風外乱補正 (Iterative Wind Correction)

風がある場合、対地座標系における位置 \mathbf{P}_g は、対気座標系における位置 \mathbf{P}_a と風速ベクトル \mathbf{W} を用いて記述される。

$$\mathbf{P}_g(t) = \mathbf{P}_a(t) + \int_0^t \mathbf{W} d\tau \quad (3.31)$$

目標地点 $(0, 0)$ に着地するためには、対気座標系での目標点 \mathbf{T}_{air} を風上側へオフセットさせる必要があるが、必要なオフセット量は飛行時間 T に依存し、飛行時間は経路に依存するという循環関係にある。

本実装では、以下の反復アルゴリズム (Shooting Method) によりこれを解決している。

3.6.1 Iterative Wind Correction Algorithm

1. 初期推定として、対気目標点を地上目標点と同一に設定する。

$$\mathbf{T}_{air}^{(0)} \leftarrow \mathbf{T}_{\text{target}}$$

2. 以下の手順を最大回数 N_{\max} まで繰り返す。

- (a) 現在の対気目標点 $\mathbf{T}_{air}^{(k-1)}$ へ向けた経路 (Loiter + Dubins) を計画する。
- (b) 経路に基づき、高度ごとの $V_{TAS}(h)$ を考慮した正確な飛行時間 t_{actual} を計算する。
- (c) 時間 t_{actual} に基づく総ドリフト量 \mathbf{D} を算出する。

$$\mathbf{D} = \mathbf{W} \cdot t_{\text{actual}}$$

- (d) 理想的な対気目標点 $\mathbf{T}_{\text{ideal}}$ を算出する。

$$\mathbf{T}_{\text{ideal}} = \mathbf{T}_{\text{target}} - \mathbf{D}$$

- (e) 誤差 ϵ を評価する。

$$\epsilon = \|\mathbf{T}_{\text{ideal}} - \mathbf{T}_{air}^{(k-1)}\|$$

- (f) もし ϵ が閾値未満であれば、収束とみなしてループを終了する。

(g) 対気目標点を更新する.

$$\mathbf{T}_{\text{air}}^{(k)} \leftarrow \mathbf{T}_{\text{ideal}}$$

この手法により, 旋回中の沈下速度変化 (バンク角による L/D 低下) や, 高度による風速・密度の変化を含めた, 物理的に整合性の取れた解を得ることができる.

3.7 風上着陸 (Wind-Up Landing)

最終進入 (Final Leg) において対地速度を最小化するため, 着陸方位 ψ_f は風向と正対するように自動設定される.

$$\psi_f = \text{atan2}(-W_y, -W_x) \quad (3.32)$$

この ψ_f を Dubins Path の終端条件として与えることで, どのような風況であっても安全な着陸経路が生成される.

3.8 クロゾイド曲線適用時の軌道補正手法

前節で述べた風補正アルゴリズムでは, Dubins Path に基づく単純な幾何学的経路長を用いて軌道計画を行っている. しかしこの方法では, 直進区間と旋回区間の接続点でバンク角が瞬時に変化するため, 慣性モーメントや機体の横滑りを無視できない実際のパラフォイルでは追従が難しいと考えられる. そのため, 本システムでは Thierry らの研究を参考に, Dubins Path の各旋回区間にクロゾイド曲線を適用し, 曲率及びバンク角を滑らかに遷移させた. (Fraichard and Alexis, 2004).

クロゾイド曲線とは, 曲率が曲線長に比例して変化する曲線であり, 鉄道や道路の線形設計において, 直線区間と円曲線区間を滑らかに接続するために用いられる. 図 3.5 にクロゾイド曲線を用いた Dubins Path の概念図を示す.

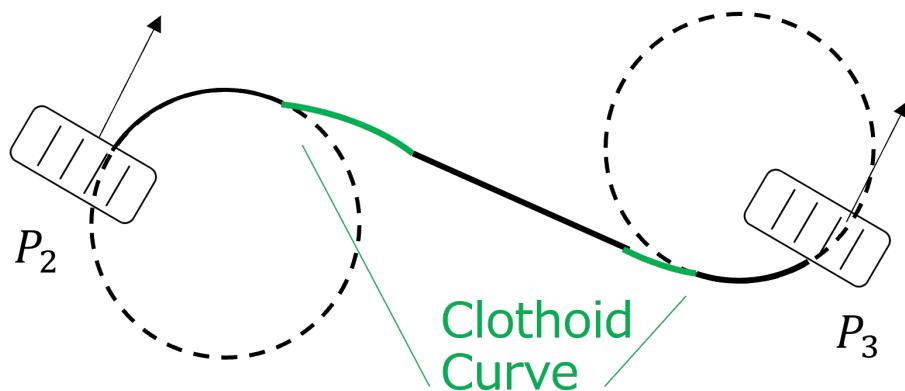


Fig. 3.5 Concept of Dubins path with clothoid curves.

クロゾイド曲線を導入する場合, Dubins Path の接点にそのままクロゾイド曲線を接続すると, 物理的な飛行時間および到達位置に誤差が生じる. この誤差を減らすため, クロゾイド曲線への移行を, Dubins Path の接点から一定距離前で開始するように調整している.

先行距離 L_{lead} は、現在の対気速度 V と目標バンク角 ϕ_{cmd} から算出される遷移所要距離に基づき決定される。

$$L_{lead} = \frac{1}{2} \cdot \frac{V|\phi_{cmd}|}{\dot{\phi}_{max}} \quad (3.33)$$

この補正により、クロゾイド曲線は Dubins Path の内側をショートカットする形で描かれ、旋回終了時に幾何学的経路上の直線と滑らかに合流する。風によるドリフト量 $\mathbf{D} = \mathbf{W} \cdot t$ を正確に予測するためには、正確な飛行時間 t の見積もりが不可欠である。クロゾイド区間ではバンク角の変化により対気速度の水平成分 $V_h = V \cos \gamma$ が変動するため、単純に距離と速度の比をとるだけでは時間を算出できない。

そこで、風補正ループの内部において、以下の手順で物理シミュレーション（ドライラン）を実行する。

1. **幾何学的解の導出:** 現在の目標点に基づき、Dubins Path (L_{geom}) を算出する。
2. **高速物理積分:** L_{lead} を適用したクロゾイド軌道を生成し、数値積分によって終端までの正確な所要時間 t_{actual} を計測する。
3. **ドリフト更新:** 計測された t_{actual} を用いて風によるドリフト量を再計算する。

$$\mathbf{D}_{new} = \mathbf{W} \cdot t_{actual}$$

4. **目標点の修正:**

$$\mathbf{T}_{air}^{(k+1)} = \mathbf{T}_{target} - \mathbf{D}_{new}$$

3.9 定常旋回時の制御量の導出

定常旋回中において、機体座標系のヨーレート r とバンク角 ϕ の間には、遠心力と揚力の水平成分の釣り合いから以下の運動学的関係が成り立つ。

$$r = \frac{g}{V} \sin \phi \cos \theta \quad (3.34)$$

ここで、 g は重力加速度、 V は対気速度、 θ はピッチ角である。

$$\delta_a = -\frac{bC_{n_r}}{2C_{n_{\delta_a}}} \frac{g}{V(t)^2} \cos \theta(t) \sin \phi_{ref}(t) \quad (3.35)$$

第4章 誘導方法

4.1 誘導則の概要

本章では、軌道計画で作成した参照軌道に対してパラフォイルの6自由度モデルを追従させるための誘導則について述べる。

誘導では、パラフォイルが参照経路に追従するためのベクトル場を生成する。VF法を基本とし、パラフォイルを定常旋回周りで線形化した。これによりゲインの数を減らし、所望の経路に追従させるための制御量の理論式を得る。VF法での誘導の概略を図4.1に示す。

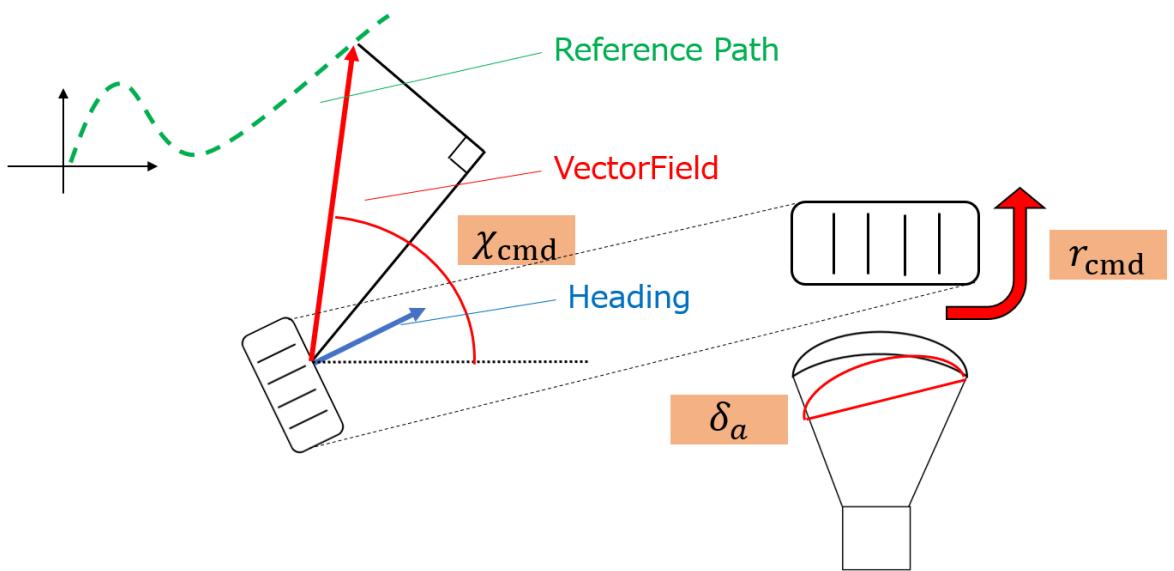


Fig. 4.1 Concept of Vector Field method.

具体的には、参照経路に対するクロスレンジ誤差を基に目標対地コース角 χ_{cmd} を生成し、さらにその時間変化率を計算して、パラフォイルの目標ヨーレートである r_{cmd} を得る。最後に、目標ヨーレートに基づき制御入力 δ_a を算出する。

4.2 コース角 χ_{cmd} の導出

4.2.1 ロイター前後で共通する理論式の導出

本節では、取得した参照経路に対してパラフォイルが追従するための目標対地コース角 χ_{cmd} を求める。Fariらの研究では参照経路を直線と円に限定しているが、本研究では軌道計画の段階でクロゾイド曲線を導入しているため、一般の曲線に適用できるよう χ_{cmd} の式を拡張する。(Fari, Grande, 2021) 手順としては、ロイター前後で共通する理論式を導出した後、円旋回を繰り返すロイター特有の理論式を求める。図4.2に、ベクトル場の幾何学的な構成を示す。

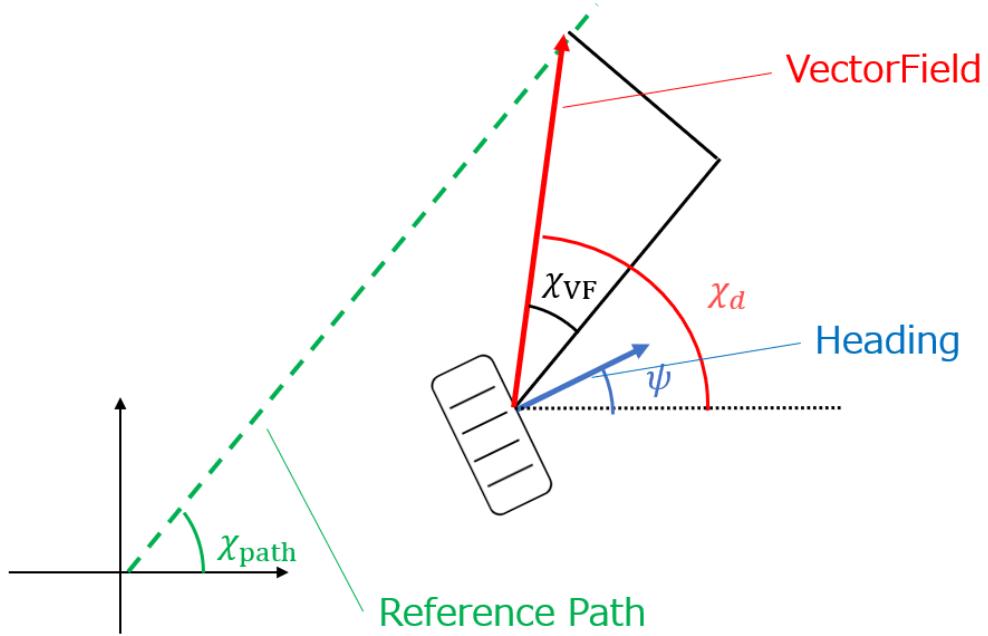


Fig. 4.2 Geometric construction of the vector field.

簡単のため参考経路を直線で表しているが、実際にはクロソイド曲線を含む任意の曲線を指す。

パラフォイルと参考経路を結ぶベクトル場において、参考経路と平行な成分を e_{py} 、垂直な成分を e_{LOS} とし、これらが結ぶ三角形の偏角を χ_{VF} 、参考経路の接線方位角を χ_{path} とする。このとき e_{py} が長いほどパラフォイルは現在地から遠くの参考経路を目指すことになるため、 e_{LOS} は前方注視距離と等しい。また、 χ_{VF} が大きいほど参考経路に対して垂直に近い角度でに進入することになる。この議論は参考経路の曲線形状を問わず成り立つため、ロイター前後で共通する理論式を導出できる。 $\chi_{path} \rightarrow \pi/2$ のとき、 $\chi_{path} - \chi_{cmd} \rightarrow \chi_\infty$ を満たすように、

$$\chi_{VF} = \frac{\pi/2}{\chi_\infty} (\chi_{path} - \chi_{cmd}) \quad (4.1)$$

とする。式 (4.1) と直角三角形の関係より、 e_{py} の逆数を k_{VF} とすると、 χ_{cmd} は

$$\chi_{cmd} = \chi_{path} - \chi_\infty \frac{2}{\pi} \tan^{-1}(k_{VF} e_{py}) \quad (4.2)$$

と書ける。右辺第 2 項は、誤差 e_{py} が大きい場合には $\mp \chi_\infty$ となり、誤差がゼロに収束するにつれて 0 に漸近する補正項である。

4.2.2 ロイター時の理論式

ここではロイター時の χ_{path} 及び e_{py} を求める。機体位置から旋回中心への方位角を ψ_{pos} 、円の半径を R_{ref} 、パラフォイルの現在位置と円の中心との距離を d とする。 χ_{path} は、円軌道の接線方向であるため、 $sigma_{dir}$ を旋回方向を表す符号（反時計回り: +1、時計回り: -1）として、

$$\chi_{path} = \psi_{pos} + \sigma_{dir} \frac{\pi}{2} \quad (4.3)$$

で表される。ロイター時には、パラフォイルと円の中心との距離を半径誤差 e_r を χ_{cmd} を求める上で用いたいので、

$$e_y = e_r = d - R_{ref} \quad (4.4)$$

とする。

以上から、ロイター時には χ_{cmd} は、接線方向 $\psi_{pos} \pm \pi/2$ に対し、半径誤差に応じた補正を加えたものとして

$$\chi_{cmd} = \psi_{pos} + \sigma_{dir} \frac{\pi}{2} + \chi_\infty \frac{2}{\pi} \tan^{-1}(k_{loiter} e_r) \quad (4.5)$$

で表される。機体が円の外側 ($e_r > 0$) にある場合は内向きのベクトルが生成され、内側にある場合は外向きのベクトルが生成される。

4.3 機体座標系ヨーレート r_{cmd} の導出

4.3.1 目標コースレート $\dot{\chi}_{cmd}$ の導出

実際の制御器に入力されるのは、目標コース角の時間変化率（コースレート） $\dot{\chi}_{cmd}$ である。式 (4.2) を時間微分することで、

$$\dot{\chi}_{cmd} = \dot{\chi}_{path} + \frac{d}{dt} \left(-\chi_\infty \frac{2}{\pi} \tan^{-1}(k_{VF} e_{py}) \right) \quad (4.6)$$

という関係式を得る。ここで、経路追従項 $\dot{\chi}_{path}$ について

$$(R_{ref} - e_y) \cdot \dot{\chi}_{path} = V_g \cos(\chi_{cmd} - \chi_{path}) \quad (4.7)$$

となる。また、右辺第 2 項の微分を実行すると、最終的に

$$\dot{\chi}_{cmd} = \kappa_{ref} s_f V_g \cos \tilde{\chi} - \frac{2\chi_\infty}{\pi} \frac{k_{VF} V_g \sin \tilde{\chi}}{1 + (k_{VF} e_{py})^2} \quad (4.8)$$

ただし、 $\tilde{\chi} = \chi - \chi_{path}$ は方位誤差、 $\dot{e}_y = V_g \sin \tilde{\chi}$ は誤差変化率である。

4.3.2 目標コースレート $\dot{\chi}_{cmd}$ の導出

Mission モードと同様に、式 (4.5) を時間微分してコースレートを求める。まず、接線方向の変化率（旋回角速度）は幾何学的に次式となる。

$$\dot{\psi}_{tan} = \frac{V_g \sin(\chi - \psi_{pos})}{d} \quad (4.9)$$

これに補正項の微分を加えることで、以下の誘導則が得られる。

$$\dot{\chi}_{cmd} = \dot{\psi}_{tan} + \frac{2\chi_\infty}{\pi} \frac{k_{loiter} \dot{e}_r}{1 + (k_{loiter} e_r)^2} \quad (4.10)$$

ここで、 $\dot{e}_r = V_g \cos(\chi - \psi_{pos})$ である。この $\dot{\chi}_{cmd}$ を次節の風補正ロジックへの入力 $\dot{\chi}_{cmd}$ として用いる。

4.3.3 偏流角 η の算出

風速ベクトルを $\mathbf{w} = [w_n, w_e]^T$, 目標とするコース方位を χ_{cmd} とする。風の三角形 (Wind Triangle) の幾何学的関係より, 目標コースに乗るために必要な偏流角 η は次式で逆算される。

$$\sin \eta = -\frac{\|\mathbf{w}\|}{V_g} \sin(\chi_{cmd} - \chi_w) \quad (4.11)$$

ここで, χ_w は風向である。これにより, 機体が確保すべき真の目標方位角は

$$\psi_{cmd} = \chi_{cmd} + \eta \quad (4.12)$$

となる。

4.3.4 偏流角変化率 $\dot{\eta}$ の予測

旋回中において, 機首方位の変化に伴い風との相対角が変化するため, 偏流角 η も時間的に変動する。目標コースレート $\dot{\chi}_{cmd}$ を実現するために必要な機首レート $\dot{\psi}_{req}$ は, 式 (4.12) を時間微分することで

$$\dot{\psi}_{req} = \dot{\chi}_{cmd} + \dot{\eta} \quad (4.13)$$

パラフォイルが風がある中で旋回する際に, V_g が無視できるほど小さいと仮定すると, $\dot{\psi}_{req}$ は

$$\dot{\psi}_{req} = \frac{V_g}{V_a \cos \eta} \dot{\chi}_{cmd} \quad (4.14)$$

ここで, 速度ベクトルの微分関係から, $\dot{\eta}$ は $\dot{\chi}_{cmd}$ を用いて

$$\dot{\eta} \approx \left(\frac{V_g}{V_a \cos \eta} - 1 \right) \dot{\chi}_{cmd} \quad (4.15)$$

と導かれる。

4.4 偏流角補正と目標ヨーレートの導出

前節で算出された目標コースレート $\dot{\chi}_{cmd}$ は, 対地速度ベクトルが描くべき軌道の曲率を表している。しかし, パラフォイルの操舵は機体軸におけるヨーレート r を直接の操作対象とするため, 風の影響による偏流と座標変換を考慮して指令値を変換する必要がある。

最後に, 慣性空間での回転速度である $\dot{\psi}_{req}$ を, 機体座標系の回転速度 r_{cmd} に変換する。オイラー角の運動学的微分方程式より, ヨーレート r と方位角変化率 $\dot{\psi}$ の関係は次式で表される。

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (4.16)$$

ここで, 定常的な旋回においてはピッチレートの影響 $q \sin \phi$ が小さいと仮定し, 上式を r について解くことで, 最終的な目標ヨーレート r_{cmd} が得られる。

$$r_{cmd} = \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \dot{\psi}_{req} = \frac{\cos \theta}{\cos \phi} (\dot{\chi}_{cmd} - \dot{\eta}) \quad (4.17)$$

式 (4.15) を式 (4.17) に代入すると, 最終的な制御則は以下の形にまとめられる.

$$r_{cmd} = \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \left[\dot{\chi}_{cmd} - \left(\frac{V_g}{V_a \cos \eta} - 1 \right) \dot{\chi}_{cmd} \right] \quad (4.18)$$

本手法により, 幾何学的なコース追従要求 $\dot{\chi}_{cmd}$ は, 風の動的な影響と機体姿勢を厳密に考慮した上で, 物理的な操作目標値 r_{cmd} へと変換される.

4.5 制御量の導出

ここでは制御量 δ_a を導出する. 定常旋回中は角加速度が発生しないため, 2.5 で $\dot{r} = 0$ とすると,

$$C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_r} \frac{br}{2V} = 0 \quad (4.19)$$

となる. したがって式 (4.18) を式 (4.19) に代入し, 操作量 δ_a について整理すると, 目標バンク角 ϕ_{ref} を実現するために必要な制御入力 δ_a は

$$\delta_a = -\frac{bC_{n_r}}{2C_{n_{\delta_a}}} \frac{1}{V(t)} \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \left(2 - \frac{V_g}{V_a \cos \eta} \right) \dot{\chi}_{cmd} \quad (4.20)$$

で与えられる.

4.6 定常旋回周りの線形化式を用いた δ_a の補正

ヨー方向の回転運動方程式は

$$I_{zz} \dot{r} = M_{ext,z} - (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega})_z \quad (4.21)$$

で記述される. ここで, 右辺第 2 項は慣性カップリング項であり, 主としてロールレート p とピッチレート q の干渉を表す.

4.6.1 微小擾動による線形化

定常旋回状態からの各状態量の微小変化を $\delta u, \delta w, \delta \phi, \delta r$ とすると, モーメントの変化量 $\delta M_{ext,z}$ および慣性項の変化は以下のように近似できる.

$$\delta M_{ext,z} \approx A_u \delta u + A_w \delta w + A_r \delta r + B_{\delta a} \delta \delta a \quad (4.22)$$

$$\delta(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega})_z \approx A_q \delta q \approx A_q r \delta \phi \quad (4.23)$$

ここで, 各係数は機体諸元および飛行状態から解析的に決定され,

$$B_{\delta a} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{b}{d} C_{n_{\delta a}} \quad (4.24)$$

$$A_r = \frac{1}{4} \rho V S b^2 C_{n_r} \quad (4.25)$$

$$A_q = (I_{yy} - I_{xx}) p \quad (4.26)$$

$$A_u = \frac{1}{4} \rho b r u C_{n_r} + \rho u C_{n_{\delta a}} \frac{\delta_a}{d} \quad (4.27)$$

$$A_w = \frac{1}{4} \rho b r w C_{n_r} \quad (4.28)$$

で表される。以上の関係を式 (4.21) に代入し、修正操作量 $\delta\delta a$ について解くと、最終的な補正項 $\Delta\delta a$ は

$$\Delta\delta a = -\frac{1}{B_{\delta a}} \{ A_u \Delta u + A_w \Delta w + (A_q r - A_r q) \Delta \phi \} \quad (4.29)$$

で求められる。この補正項を式 (4.20) に加えることで、バンク角の変化に対する追従応答が明確になり、旋回半径の膨らみを抑制する。

第 5 章 解析モデル

本解析では、空中回収の投下試験を参考にパラフォイルの初期条件および会合時の条件を決定した。
(Dean et al., 2005)

Table 5.1 Initial condition

| | |
|--|-----------------------|
| Initial Coordinate [m] (x_I, y_I, H) | (0.0, 0.0, 3660) |
| Angular Velocity [rad/s] (p, q, r) | (0.0, 0.0, 0.0) |
| Euler Angle [degrees] (ϕ, θ, ψ) | (0.0, 0.0, 0.0) |
| Landing Target [m] (x_I, y_I, H) | (10.0, 200.0, 2673.0) |

表 5.2 に幾何学的パラメータを示す。

Table 5.2 Geometric parameters of the parafoil system.(Ligan et al., 2023)

| Parameter | Value |
|-------------------------|-------|
| Mass of canopy [kg] | 0.5 |
| Mass of payload [kg] | 4.0 |
| R [m] | 1.9 |
| d [m] | 0.1 |
| b [m] (Span) | 3.0 |
| c [m] (Chord) | 1.0 |
| Rigging angle [degrees] | 7.0 |

表 5.3 にパラフォイルの空力係数を示す。

Table 5.3 Aerodynamic parameters of the parafoil system.(Ligan et al., 2023)

| Parameter | Value |
|----------------------------------|----------|
| $C_{L0}[-]$ | 0.5 |
| $C_{L\alpha}[\text{rad}^{-1}]$ | 1.7190 |
| $C_{L\delta_a}[\text{m}^{-1}]$ | 0.0001 |
| $C_{D0}[-]$ | 0.2 |
| $C_{D\alpha^2}[\text{rad}^{-2}]$ | 0.7 |
| $C_{D\delta_a}[\text{m}^{-1}]$ | 0.0001 |
| $C_{m0}[-]$ | 0.1397 |
| $C_{m\alpha}[\text{rad}^{-1}]$ | -1.4308 |
| $C_{mq}[(\text{rad/s})^{-1}]$ | -0.2251 |
| $C_{l\phi}[\text{rad}^{-1}]$ | -0.04 |
| $C_{lp}[(\text{rad/s})^{-1}]$ | -0.08 |
| $C_{l\delta_a}[\text{m}^{-1}]$ | -0.00001 |
| $C_{nr} [(\text{rad/s})^{-1}]$ | -0.012 |
| $C_{n\delta_a}[\text{m}^{-1}]$ | -0.00008 |

初速度及び迎角は、式 (2.22) が 0 となる条件から求めた。ヘリコプターがパラフォイルを捕獲する際の条件を示す。3GMAR では、ヘリコプターはパラフォイルと水平方向及び鉛直方向に 15m 離れた状態で協調飛行を行うので、設定した会合点と 6DoF シミュレーションでの会合点の相対距離の大きさを d_{err} とすると、安定した会合を行うためには d_{err} が 15m 付近に収まる必要がある。

第 6 章 結果及び考察

6.1 クロゾイド曲線の有効性の検証

軌道計画において、クロゾイド曲線を用いた場合と用いない場合のシミュレーション結果を比較した。このとき誘導則は、定常旋回を仮定して導出した式 (3.35) を用いた。図 6.1, 6.2 にそれぞれのシミュレーション結果を示す。

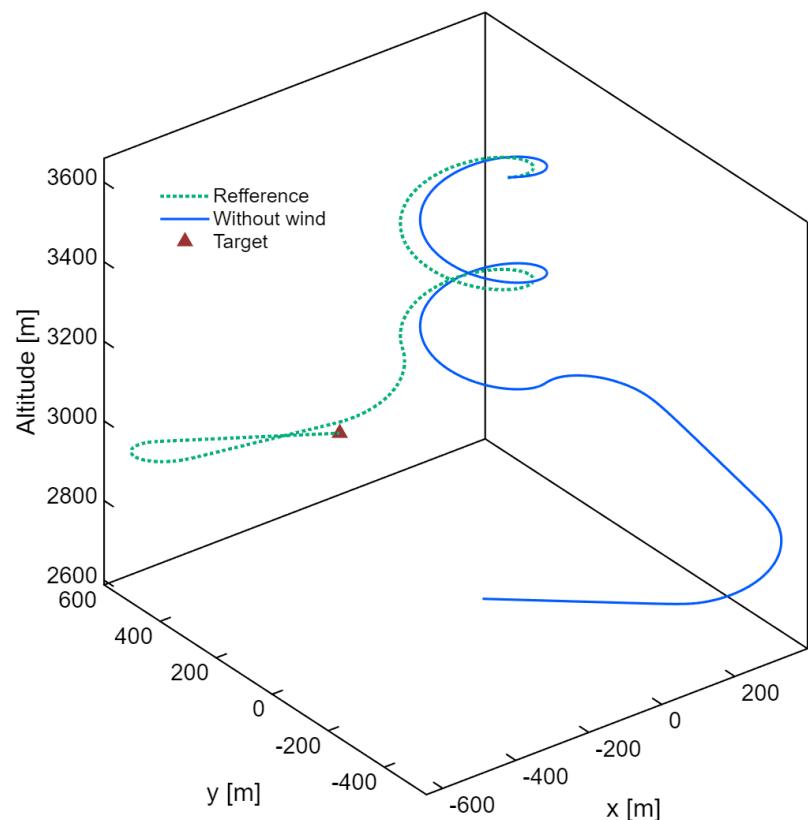


Fig. 6.1 Simulation result without clothoid curve smoothing.

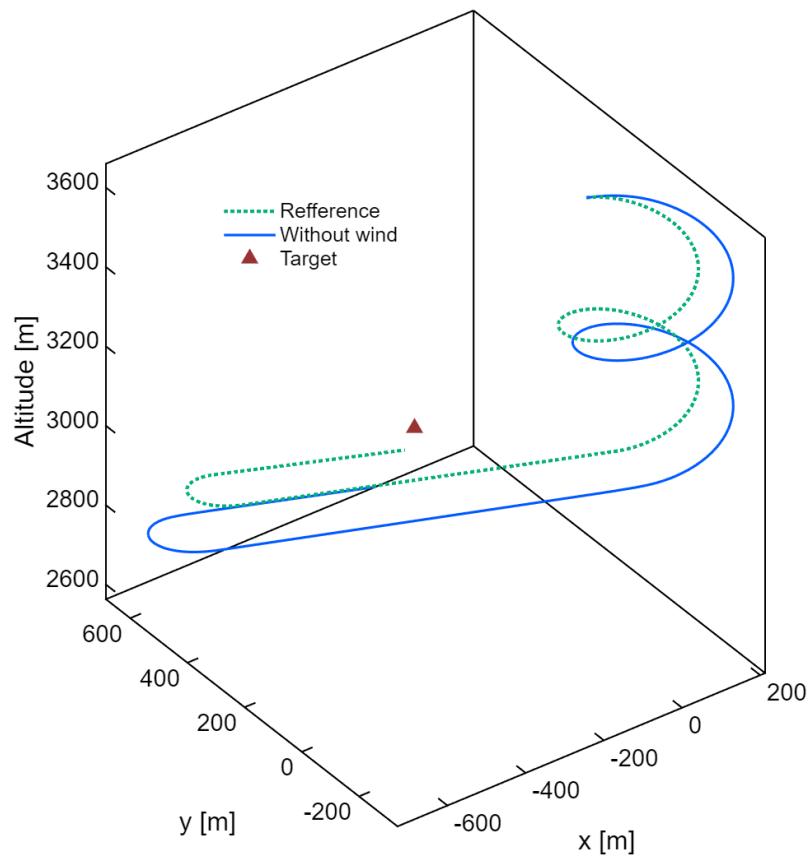


Fig. 6.2 Simulation result with clothoid curve smoothing.

それぞれの XY 平面上の飛行軌道を図 6.3, 6.4 に示す。

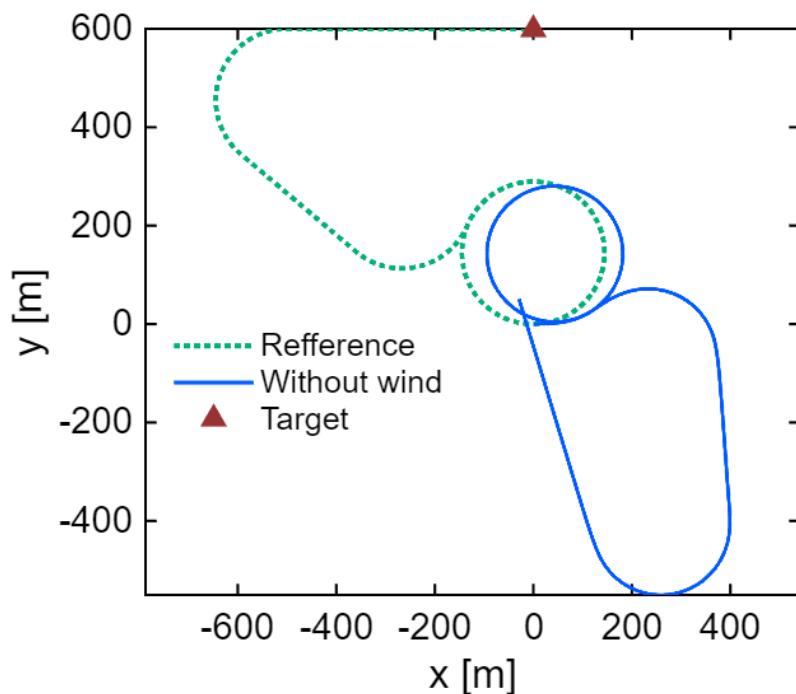


Fig. 6.3 Simulation result without clothoid curve smoothing.

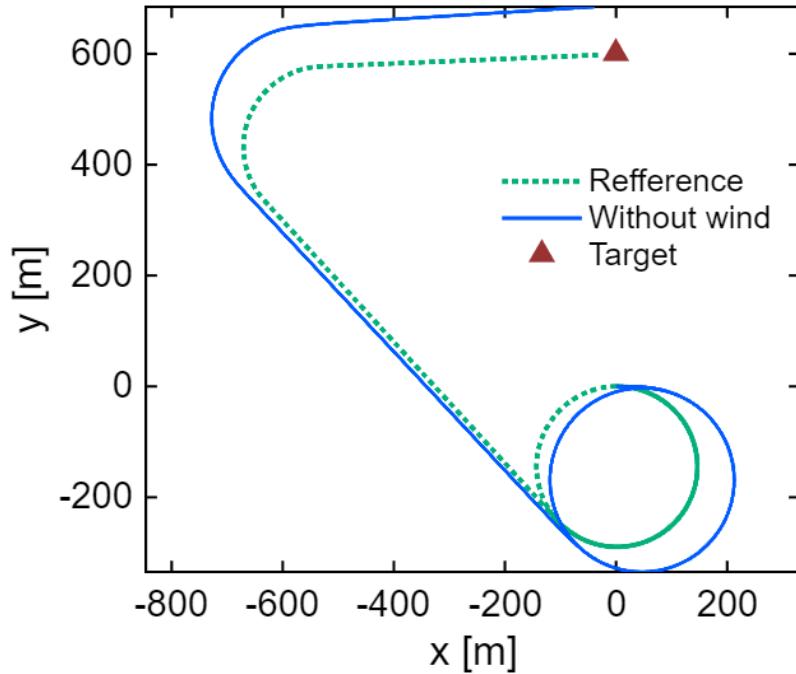


Fig. 6.4 Simulation result with clothoid curve smoothing.

図 6.3 より、クロゾイド曲線を用いない場合、Phase2 に移行した直後に大きなオーバーシュートが発生し、参照経路から大きく逸脱していることが分かる。このことは、6DoF シミュレーションにおいて、旋回と直進を切り替える際に操舵入力が急激に変化した際、パラフォイルの慣性により操舵応答が遅れ、目標バンク角に追従できないことが原因であると考えられる。一方、図 6.4 より、クロゾイド曲線を用いた場合、旋回開始直後のオーバーシュートが抑制され、クロゾイド曲線を導入していない場合と比較して参照軌道に対して良好な追従性が得られていることが分かる。しかし、クロゾイド曲線の導入を導入した場合でも、Phase2 にて直進から円旋回に移行してからは参照軌道と実際の軌道で偏差が発生し、ファイナルアプローチ区間では偏差が増加する傾向にある。これは、定常旋回を仮定した誘導則が、参照軌道の誤差を能動的に補正する機能を持たないことが原因だと考えられる。

6.2 VF 法に基づく誘導則の適用

本解析では、軌道計画時に考慮していない風 V_{wind} が吹いた場合、VF 法によって軌道を維持できるか検証することを目的とした。無風の条件で軌道計画を行い、6DoF シミュレーションではパラフォイルが $V_{wind} = [0, 01][\text{m/s}], [1, 1][\text{m/s}]$ を受けるという条件で解析を行った。

クロゾイド曲線を用いた軌道計画に対し、VF 法に基づく誘導則を適用したシミュレーション結果を図 6.5 に示す。ここで、図の凡例は Refference が参照軌道、Without wind が無風での 6DoF シミュレーションでのパラフォイルの飛行軌道、With wind が風が吹いたときの 6DoF シミュレーションでのパラフォイルの飛行軌道、Target が会合点を表す。

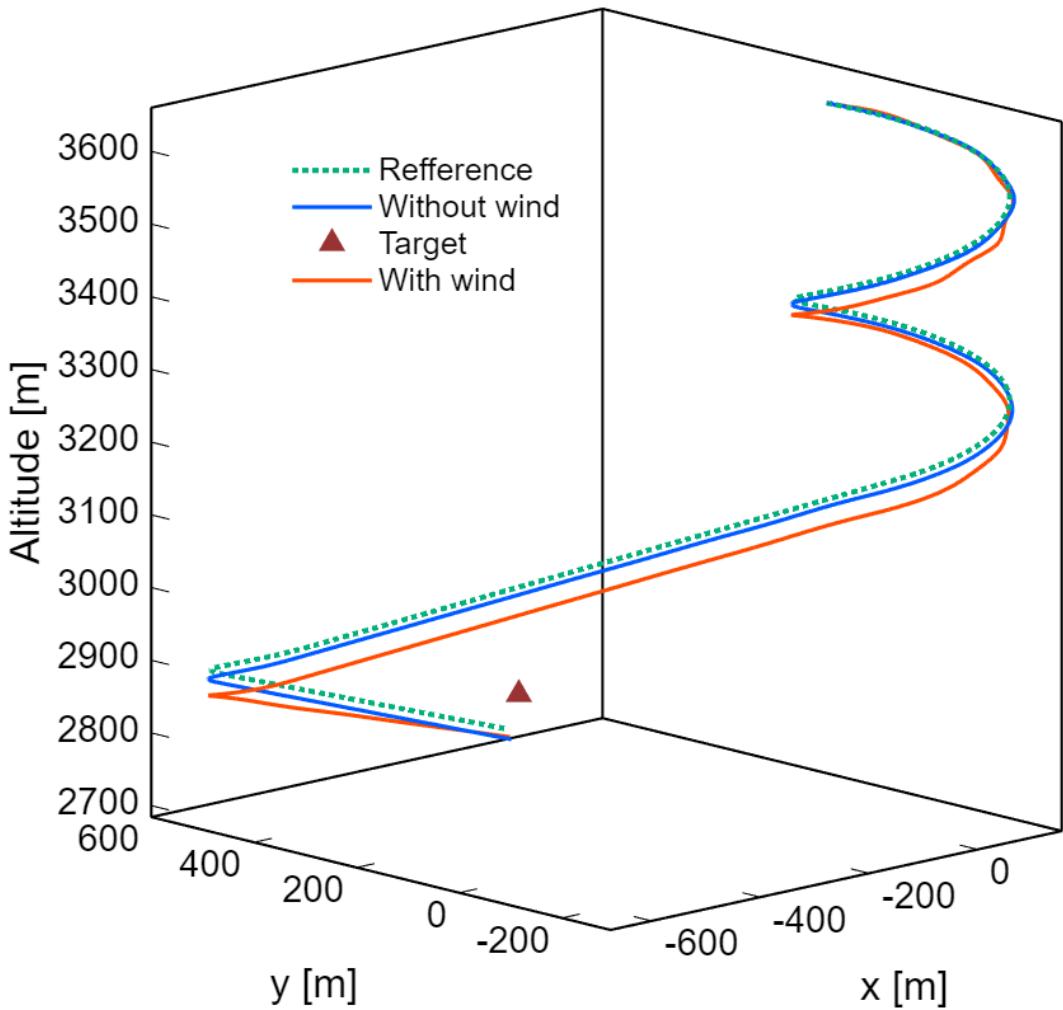


Fig. 6.5 Simulation result with Vector Field method.

シミュレーションの結果の 2 次元プロット及び水平方向, 鉛直方向の誤差を図 6.6 に示す.

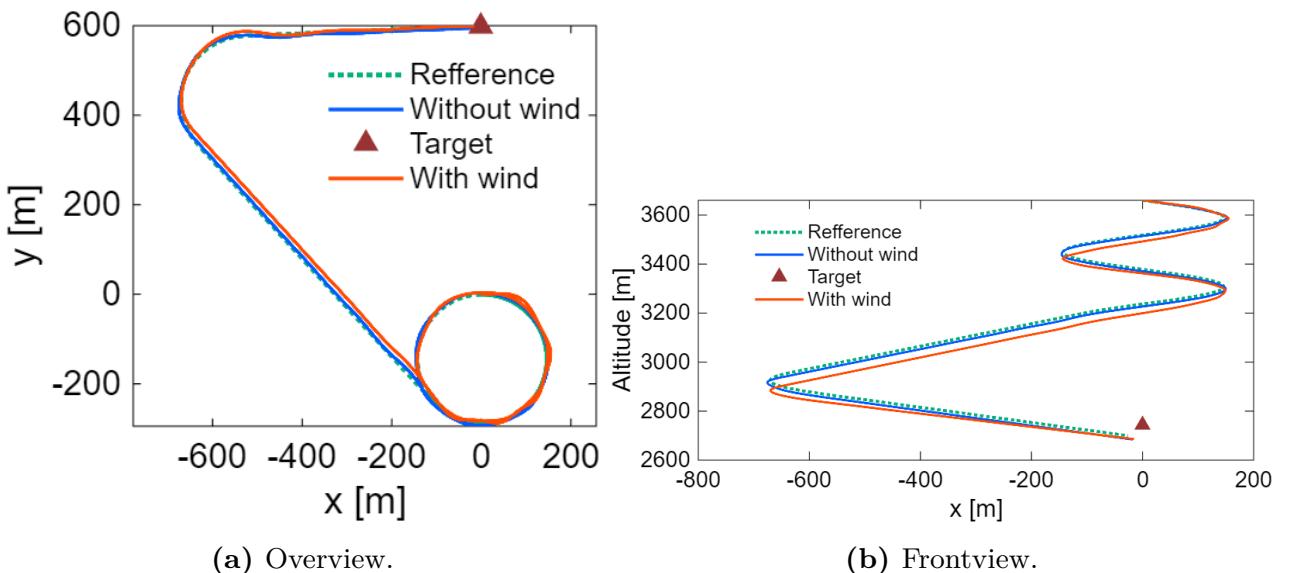


Fig. 6.6 2D trajectory plots and error with Vector Field method.

無風の場合に $d_{\text{err}} = 61.75\text{m}$, 風がある場合に $d_{\text{err}} = 58.65\text{m}$ であった. 図 6.6a より, VF 法に基

づく誘導則を適用した場合、風が吹いている場合でも参考軌道に対して水平方向には良好な追従性が得られていることが分かる。その一方、図 6.6b より、鉛直方向には参考軌道からの乖離が見られる。鉛直方向の誤差の原因を調べるために、参考軌道と 6DoF シミュレーションの水平位置のずれ及び鉛直位置のずれの時間変化を比較した。シミュレーションの結果の水平方向、鉛直方向の誤差の時間変化を図 6.6 に示す。

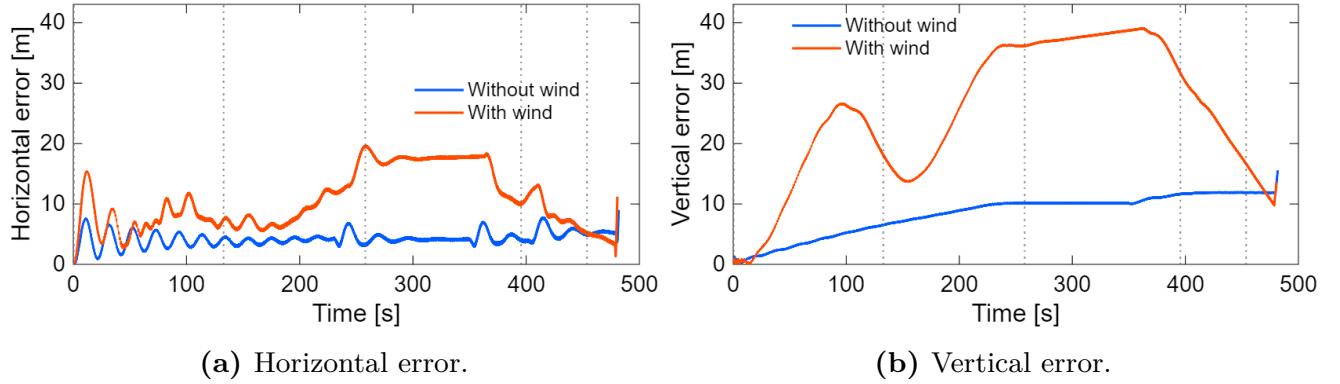


Fig. 6.7 2D trajectory plots and error with Vector Field method.

このとき、図 6.7 の縦線は、軌道計画においてある Phase からその次の Phase に移行した時刻を表す。時刻の速いほうから Phase1 での旋回、Phase2 の旋回、同 Phase の直進、旋回、Phase3 での直進への移行を示している。

図 6.7a より、水平方向の誤差について考察する。風の有無にかかわらず、phase2 での直進に入るまでは誤差は 10m 前後であるが、直進時は 20m/s 近くでほぼ一定の値を示す。風があるとき、 V_{wind} の風向は 45° であり、直進時はパラフォイルの進行方向に対してほとんど真横を向いている。旋回から直進に移行する際に偏流角 η の変化は大きくなるが、式 (4.15) では、 $\dot{\eta}$ の式を近似的に求めているので、直進時における偏流角の変化を十分に補正できていないと考えられる。また、式 (4.20) 及び式 (4.29) において、定常偏差の積分に対する補正項が存在しないため、直進時における偏流角の変化に対して十分に追従できていないことも原因であると考えられる。

次に、鉛直方向の誤差について考察する。図 6.7b より、鉛直方向の誤差は旋回中に周期的に変動し、Phase2 での直進区間で一定になった後、会合点にたどり着くまで減少するという傾向が確認された。これは水平方向の誤差と同様に、旋回運動時にパラフォイルに対する風向が時間とともに変化することが原因だと考えられる。水平方向の対地速度は向かい風ほど減少し、追い風ほど増加するため、旋回中に対地速度が周期的に変動する。本解析では鉛直方向に風は受けないので、風の有無が降下速度に影響を与えないが、対地速度が変化することで、降下角が変化し、鉛直方向の誤差が発生すると考えられる。 d_{err} が 15m 前後であれば安定した会合が可能になるため、本解析では安定した会合が難しいといえる。

6.3 軌道の再計画による誘導性能の変化

本解析では、風がある場合に軌道の再計画を行い、6DoF シミュレーションを実施した。再計画は、シミュレーション開始から 30 秒後に行い、その時点でのパラフォイルの位置と速度を初期条件とし

て、目標地点は変えずに新たな参照軌道を生成した。再計画後の軌道を用いて、VF 法に基づく誘導則を適用したシミュレーション結果を図 6.8 に示す。

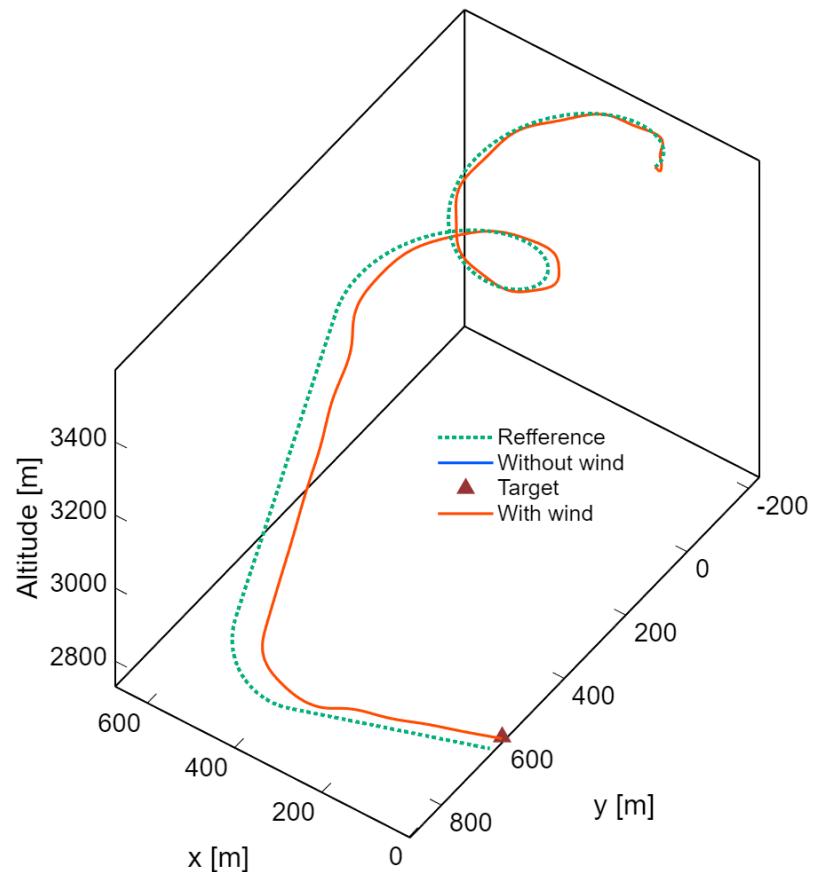


Fig. 6.8 Simulation result with Vector Field method and trajectory replanning.

図 6.9 に再計画後のシミュレーションの結果の 2 次元プロットを示す。

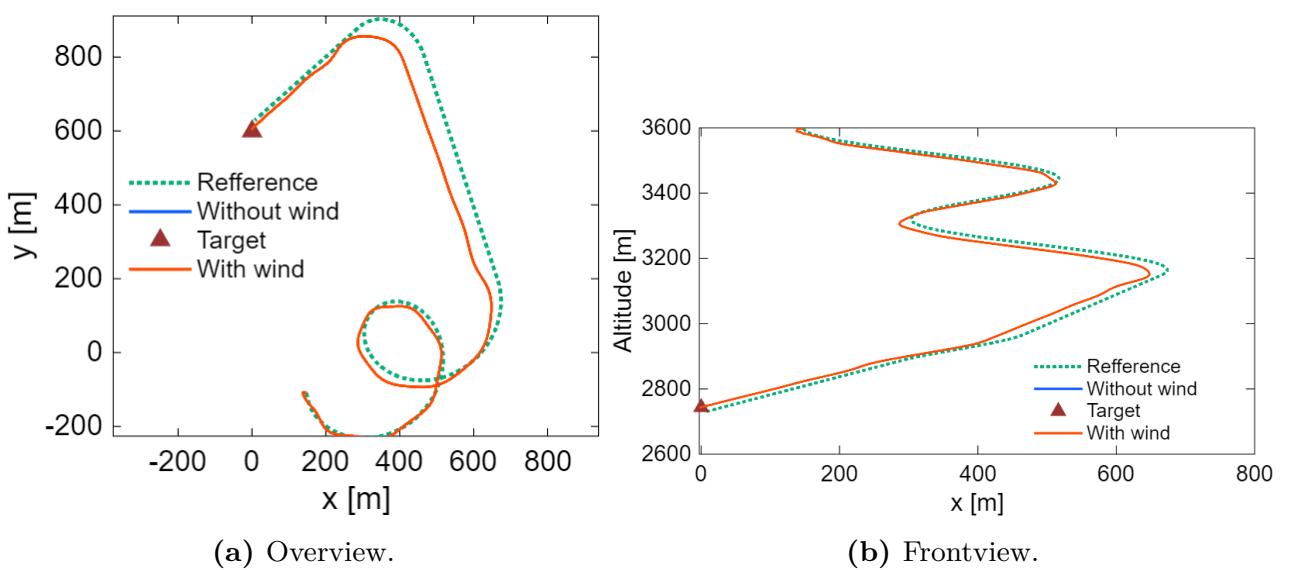


Fig. 6.9 2D trajectory plots and error with Vector Field method and trajectory replanning.

このときは $d_{\text{err}} = 4.50\text{m}$ であった. 図 6.10 に再計画後のシミュレーションの結果の水平及び鉛直方向の誤差の時間変化を示す.

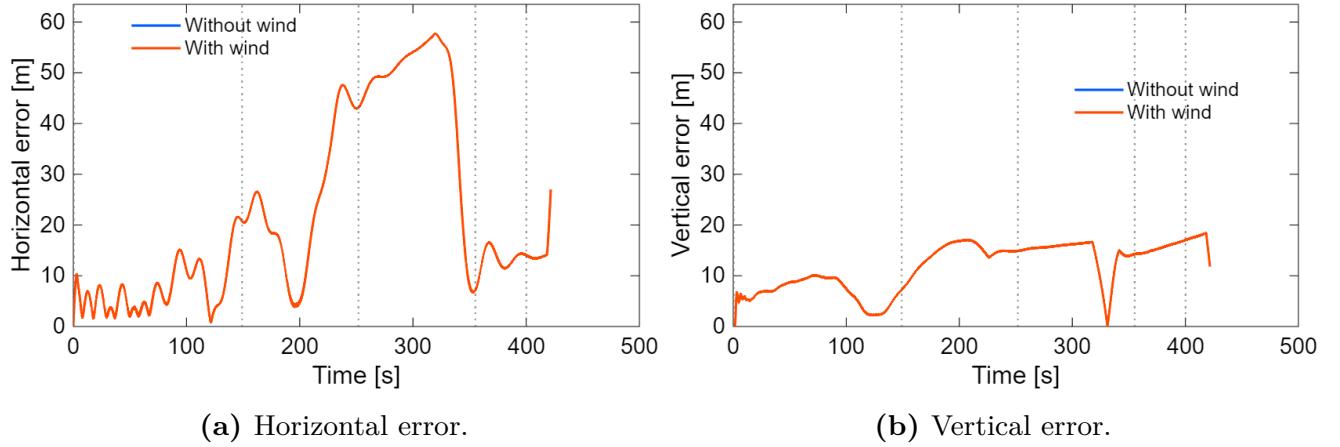


Fig. 6.10 2D trajectory plots and error with Vector Field method and trajectory replanning.

図 6.10a より, 再計画時には水平方向の誤差は Phase2 の直進時に 50m まで増加したが, それ以降は 20m 前後まで減少する傾向を示した. 横風が吹いているときに水平方向の誤差が大きくなるのは, VF 法によるパラフォイルの誘導は計画風から見た座標系で行われるため, 慣性系からみた座標系では定常偏差が風によって引き伸ばされたことが原因だと考えられる. このことは, ファイナルアプローチではパラフォイルが風上方向に進むため, 偏流角が小さくなり, 式 (4.15) に基づく偏流角の補正が有効に働いたことが要因であると考えられる.

図 6.10b より, 鉛直方向の誤差は再計画前に 40m 近くまで増加していたが, 再計画後は 20m 以下に抑制されていることが分かる. $d_{\text{err}} = 4.50\text{m}$ まで減少しており, ヘリコプターの会合条件を満たしていることからも, 軌道の再計画により, 対地速度と対気速度の変化が参照軌道に反映され, ファイナルアプローチでの参考軌道に対する追従性能が向上したといえる.

軌道の再計画を行った場合でも, 風がある場合における水平方向及び鉛直方向の誤差は完全には解消されなかった. これは, VF 法の導出過程での誤差や, 積分項の不足に加えて, クロゾイド曲線を導入する際の計算誤差が原因だと考えられる. 無風時に $d_{\text{err}} = 61.75\text{m}$ であったことからも, 計画された軌道と会合点の誤差はクロゾイド曲線の計算によって生じていると考えられる.

第7章 結論及び展望

7.1 結論

本研究では、空中回収に適した軌道計画手法の構築及び、VF法の修正によるパラフォイルの誘導則の評価を目的とした。その結論として以下の知見が得られた。

1. クロゾイド曲線を緩和曲線として導入することで、操舵量の急激な変化を抑制してパラフォイルの追従性能を向上させられる。その一方、Dubins Path 単体の場合と比べて計算誤差が大きいので、参照軌道と会合点自体に誤差が生じる。
2. VF法を修正し、軌道の再計画を行うことで、ゲインチューニングの手間を大幅に減らしたうえで、空中回収を目的に計画された軌道に会合点との誤差が4.50mになるまで追従させられる。その一方、VF法には積分項が存在しないため、横風が吹いたときに定常偏差が残り続ける結果となった。

7.2 展望

今後の展望としては以下の内容が挙げられる。

1. 直線と円旋回を補間する緩和曲線について、クロゾイド曲線以外も検討すること。
2. VF法で定常偏差を抑制する方法を検討すること。
3. 実際の風速のデータを用いて誘導及び軌道計画を行うこと。
4. 軌道計画に用いたデータとシミュレーション時の風に違いがある時に、実際の風を推定する方法を導入すること。
5. ヘリコプターの運動モデルを構築し、パラフォイルと協調した軌道計画及び誘導を行うこと。

謝辞

本研究を進めるにあたり、多くの方々より温かいご支援を賜りましたことに、心より感謝申し上げます。指導教員である小笠原宏教授には、ご多忙の中、本研究に対しご指導ご鞭撻を賜りましたこと、深く感謝申し上げます。

また、小笠原研究室の先輩方には、研究で悩んでいる時などに様々なご助言及びご支援をいただきました。特に、同じ空力パラフォイル班の先輩の後藤颯太氏、田代健人氏、渡辺哉仁氏には、研究の進め方やパラフォイルの特性など、多岐にわたるご指導をいただき、研究を有意義なものにできました。システム班の小松大祐氏、徳永雄介氏には、解析手法や論文の書き方などについてご指導をいただきました。心より感謝申し上げます。

研究室の同期である足立栞音氏、清岡建伍氏、志満津樹氏、田中颯氏、中野誠氏、山川直樹氏とは、日々切磋琢磨し、時に励まし合い時に議論を重ねながら共に成長することができました。この時間がなければ、研究をやり遂げることはできなかったと感じております。

所属しているアカペラサークルの仲間たちには、大会と研究の両立を様々な局面で支えてくださった上、研究の合間に一息つける時間を提供してくださったことに感謝申し上げます。

最後に、暖かな家庭を築いてくださった上、故郷を離れて一人で暮らしているときにも心配の言葉をかけてくださった両親へ心より感謝申し上げ、謝辞とさせて頂きます。

2026年1月26日

舟木 悠太

参考文献

Dean S. Jorgensen, Roy A. Haggard, Glen J. Brown, The Past, Present, and Future of Mid-Air Retrieval, 18th AIM Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar(2005), pp.1-8.

Stefano Farì, Davide Grande, Vector Field-based Guidance Development for Launch Vehicle Re-entry via Actuated Parafoil, International Astronautical Congress, Dubai, United Arab Emirates(2021), pp. 1-14.

The National Aeronautics and Space Administration, The X-38 prototype of the Crew Return Vehicle is suspended under its giant 7,500-square-foot parafoil during its eighth free flight on Thursday, December 13, 2001, from <<https://www.nasa.gov/image-detail/amf-ec01-0339-146/>>. (参照日 2024年1月2日)

川口康太, 複数の風情報を用いたパラフォイル回収システムの誘導性能評価, 修士論文 (2023), pp. 6-13, p.30.

Ligan Zhao, Jin Tao, Hao Sun, Qinglin Sun, Dynamic modelling of parafoil system based on aerodynamic coefficients identification, Automatika Journal for Control, Measurement, Electronics, Computing and Communications(2023), p.p.291-296.

Branden J. LacyBranden James Rademacher, In-flight trajectory planning and guidance for autonomous parafoils, Ph.D. Dissertation, University of Minnesota(2009), p.p.23-39.

Thierry Fraichard, Alexis Scheuer, From Reeds and Shepp's to Continuous-Curvature Paths, IEEE TRANSACTIONS ON ROBOTICS, VOL. 20, NO. 6, DECEMBER 2004(2004), p.p.1026-1030.