

災害監視小型固定翼無人機の自動回収システム —設計コンセプトとシミュレーション—

牧 緑^{*}, 竹田 繁一^{**}, 石川 和敏^{*}

Automatic Recovery System for Fixed-Wing Mini UAV Aiming Disaster Monitoring - Design Concept and Simulations -

Midori MAKI, Sigeichi TAKEDA and Kazutoshi ISHIKAWA

Abstract— This paper describes the development of an automatic recovery system for a fixed wing mini UAV around 4kg. The proposed approach/landing scheme consists of a horizontal guidance for headwind approach and a stall landing. A prototype aircraft (SAFE-F1) has been developed mainly for safe landing with low speed and high angle-of-attack. The guidance and control law has been designed by additive override commands to a baseline controller using dynamic inversion. The study is still in preliminary stage, however the simulation examples show the effectiveness of the proposed recovery concept.

Key Words: Unmanned Aerial Vehicle, Automatic Recovery, Stall Landing

1. 背景と目的

最近 10 年あまりで、UAV (= Unmanned Aerial Vehicle 無人航空機) を、軍事目的だけでなく、民生部門においても積極的に活用しようとする動きが世界的に活発になっている。特に GPS 技術の普及と低価格化、MEMS 技術の進歩が小型無人機の自動航行を容易にした。模型飛行機に自動飛行制御装置とカメラなどを搭載して、空撮、監視業務 (河川・道路監視、危険地域監視、災害時映像取得) などに有効活用されることが期待されている。世界の無人機開発およびその利用動向については、たとえば文献 1) を参照。

JAXA (宇宙航空研究開発機構) 無人機・未来型航空機チームでも、質量 4 kg 程度の小型固定翼機を用いた上空からの災害監視無人機システム SAFE-BIRD (SAFE = Smart Autonomous Flying Eye) の開発を進めている。各自治体の消防署などで運用できる規模で、特殊専門員を必要としないシステムを目指している。特に、発進から回収までの全自動化、安全性の確保、ならびに運用性向上 (耐風、遠距離運用、悪気象条件など) を重要な研究開発課題と位置づけている。現在、試作機を用いて、運用コンセプトの技術的成

立性を確認するための飛行実証を進めているところである。

UAV の自動発進、自動ウェイポイント飛行については技術的に大きな困難を伴うものではないが、回収オペレーションの自動化は必ずしも容易ではない。滑走路など固定翼の標準的な進入/着陸を可能とするインフラが整っている地域はわずかである。災害監視無人機システムを実用に供するためには、郊外であれば小規模の公園や空き地、あるいは小中学校の校庭程度のスペース、都市部であれば建物の屋上程度の狭いスペースでの回収が可能でなければならない。回収時の対人安全確保、機体損傷を最小限に抑えるという観点から、できるだけ低速で回収できることが望ましい。

従来、滑走路を前提とすることができない場合、固定翼無人機用の回収はパラシュートあるいは垂直ネットによるものがほとんどである。ただし、パラシュートは風次第で落下分散域が拡大してしまい、さらにはパラシュート開傘機構自体の信頼性向上に大きなコスト増を伴う。垂直ネットあるいはスカイフックを用いた回収では、回収ポイントへの精密

*宇宙航空研究開発機構 無人機・未来型航空機チーム 三鷹市大沢 6-13-1

**航空宇宙技術振興財団 仙台市泉区泉中央 1-16-6

(Received April 1, 2011)

誘導が必要になる。GPS 精度では十分でないことが多いので、捕捉の最終段階ではラジコンを用いた遠隔操縦を必要とするのが実情である。完全自動化には追加の精密誘導装置が必要である。VTOL機の開発、あるいはパラフォイルで落下位置を制御することなども考えられるが、いずれも推進器やアクチュエータ関連の大幅な重量増を伴い、ミッション機器搭載用のペイロードは消えてしまい、航続距離の短縮も余儀なくされる。その他、機体規模が 5kg 程度以下であればディープストール方式も有効であるが^{2), 3)}、機体損傷を防ぐためにはエアバッグを採用するなど工夫が必要である。

以上の背景の下、JAXA災害監視無人機開発チームでは、回収のための専門要員あるいは地上システム支援を必要としないという意味でできるだけ自律的に、かつ安全性を考慮してできるだけ低速で、指定された領域内に着陸できる方式を検討している。被災地初動監視ミッションを達成できる機体として、全備質量 4kg 程度(ミッションペイロード 0.3kg 以上)、最高速度 25m/s 程度の固定翼機を考え、7m/s 程度の低速、対地降下角 30 度程度で、水平姿勢を維持しながら、直径 50m 程度のスペースへ着陸できることを目標とした⁴⁾。現在、これらのシステム仕様を考慮に入れた新規の小型固定翼機を試作し飛行実証を進めているところである。本稿では、当固定翼機的设计・空力特性の概要、および回収フェーズの誘導制御方式、シミュレーション結果など、飛行実証に向けた解析結果をまとめ報告する。

2. ミッションの概要

災害監視無人機システムにおける小型固定翼無人機のミッションについて概要を述べる。地方自治体などの防災担当部署を想定ユーザとし、大規模災害発生初期のレスキュー活動などに必要な被害状況の取得を行うことを目的とする。概要は以下の通りである。

- (1) ミッション: 発災後速やかに、あらかじめ指定した地点/地域の画像を取得し提供できること。
- (2) 監視要求: 日中および夜間の監視が可能なこと。地上分解能 30cm 以下。監視範囲は運用地点から 30km 程度。監視時間は 1 時間。
- (3) 気象条件: 風速 10m/s 以下。雨量 10mm/時以下。気温: -10~40°C
- (4) 運用が簡便で特殊な技能訓練を必要としないこと。
- (5) 安全性: 人体頭部衝突時、致命傷を与えないこと。

3. 機体概要と空力特性

3.1 概要

2 章で述べたミッション要求を満足すべく、一人で持ち運び出来、手投げ発進も可能な固定翼無人機として、総質量 4kg、スパン 2m 規模の機体実現を目標とした。また、狭いエリアからの離着陸を可能とするため、発進にはカタパルトの使用、着陸は高迎角アプローチからの胴体着地を採択することにした。それにより、機体形態を“脚”なし、高翼とした。また、衝突時の安全性を考慮してプロペラを機体後部に配置するプッシュタイプを採用した。胴体は強度を向上させ、発進用フックや着地用スキッド、フックを装着した。機体の三面図を Fig. 1 に、機体諸元を Table 1 に、質量構成を Table 2 に示す。

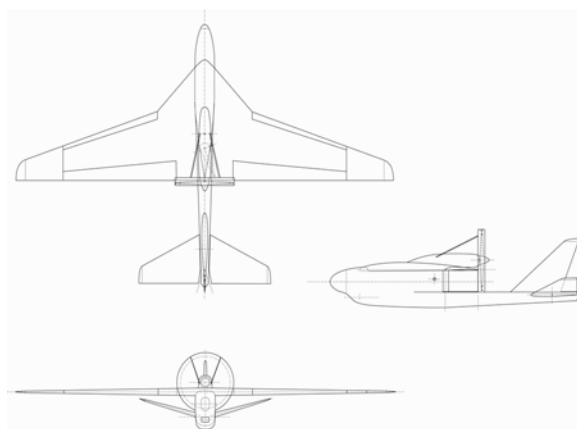


Fig. 1 Three-View of SAFE-BIRD-F1

Table 1 Configuration (SAFE-BIRD-F1)

項	目	値等
主翼	主翼面積	0.75 m ²
	主翼幅	2.29 m
	MAC	0.3547 m
	アスペクト比	7.0
水平尾翼	面積	0.156 m ²
	スパン	0.80 m
垂直尾翼	面積	0.096 m ²
	スパン	0.35 m
胴体	全長	1.5 m
	最大幅	0.12 m
	最大高さ	0.24 m
質量等	最大質量	4.0 kg
	モータ	HP-Z3025-10
	プロペラ	APC 12×8

Table 2 Breakdown of Total Mass

項目	質量比率
構造	48%
バッテリー	20%
推進系	8%
アビオニクス	8%
ミッション	8%
パラシュート	8%

3.2 安全性の追求

4kg の機体が人頭に衝突しても致命傷とならないためには、7m/s の低速アプローチ飛行が必要であるとの解析結果がある。最新の検討結果は文献⁵⁾を参照。そのため、主翼面積は同規模の機体に比して約2倍の大きさとし、高揚力装置（後縁フラップと前縁ドループ）を採用している。さらに、有人機とは逆に主翼付け根前部を機首方向に張り出し（ストレークと呼ばれる）デルタ翼を形成して高迎角時の揚力を確保し、主翼失速後の揚力急減少を防ぐことを狙った。万が一機体損壊等で飛行不可能な非常時でも、無人の落下許容域にできるだけ低速で落下させるために、パラシュートを装備し、機体水平状態で7m/s 以下の降下率で降下させることを目標にした。さらに、低速時の機体制御と操縦性確保のために、外翼を全可動型のエルロンとし、エレベータも全可動型として高迎角での流れ剥離状態でもロールやピッチのコントロールができることを狙った。

3.3 地上撮影の考慮

災害監視ミッションの第一は被災地の空中撮影にある。機体がバンクを取った場合、特に旋回飛行中に機体位置直下を撮影するためには、カメラアングルをバンク角に合わせてコントロールする必要があるが、むしろ機体をバンクなしで飛行させる方が簡便である。機体の横滑りによって容易に旋回（Skid-to-turn）させるため、追加の操舵面：SFAS（Side Force Augment Surface）を胴体重心位置直後に取り付けている。

3.4 空力性能

風洞試験を行い、空力特性を取得した。縦3分力については Fig. 2 を参照。Fig. 2 において、 C_L , C_D , C_m はそれぞれ揚力係数、抵抗係数、ピッチングモーメント係数を、 T_c は推力係数、 δf はフラップ舵角を示している。高揚力装置であるフラップを当初の単純フラップからファウラータイプのフラップへ設計変

更した結果、頭下げモーメントが大きく、低速時の静的釣合飛行のためにはエレベータ操舵量が 30°以上必要となった。

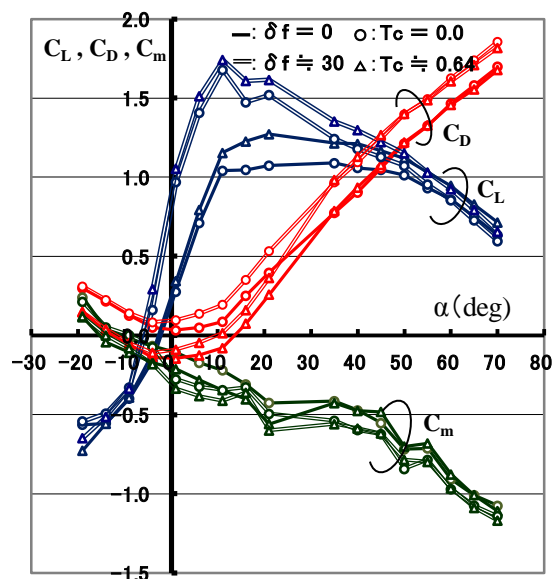


Fig. 2 Three Longitudinal Coefficients (δf : Flap Deflection, T_c : Thrust Coefficient)

4. 搭載アビオニクスの概要

搭載アビオニクスとして、JAXA で開発された機上ユニットと、Xsense 社製小型 AHRS (=Attitude Heading Reference System) を用いている。機上ユニットは CPU 基板、センサ・インターフェース基板、および電源基板を3層構成で一つのユニットとしてまとめることにより、小型軽量化、ノイズ低減化が図られている。機上ユニットの概要は Table 3 を参照。

Table 3 SAFE-BIRD-F Onboard Unit

基板	概要
CPU 基板	SH2A-DUAL (480MIPS×2) 13g
センサ インターフェース基板	ジャイロ・加速度計 静圧/動圧センサ GPS モジュール デジタル入出力 PWM 信号入出力 シリアル入出力 61g
電源基板	バッテリー 2 重系可 3.3V, 5V, 12V 供給能力 120W 125g

ジャイロ、加速度計、磁方位センサ、GPS、静圧センサは機上ユニットと AHRS の双方に配置され 2 重系を構成している。また、動圧モジュールは機上ユニット上に 2 個配置され、それに対応して総圧管を機首に 2 本備えている。

5. 回収時誘導制御系要求性能

無人機回収用誘導制御系設計の目標値となる要求性能を以下のように定義した。以下の条件における具体的な数値は暫定値であるが、対人衝突安全(文献 5 を参照)と、地方自治体レベルでの運用可能性を考慮した、実用性重視の観点から妥当な目標値と考えている。

【設計要求】 最大風速 5m/s (暫定値) の風環境下で、以下の 2 つの条件を満足すること。

- (1) 接地時対地速度が 8m/s (暫定値) 以下であること。
- (2) 指定された直径 50m の円領域内に着地すること。ただし、周辺の高さ 15m の障害物をクリアすること。(4 章の Fig.6 を参照。本条件の数値は、小中学校の校庭規模がおおむね 2500m² 以上であること、校舎の高さはおおむね 15m であることにもとづくものである。)

風速制限 5m/s は気象条件の要求(2章)を満足せずスペック不足である。実用性の観点からは 10m/s 程度を許容することはミニマムの目標と考えられる。本論文では、第一ステップとして、許容風速を小さ目に設定し、確実に着陸要求を満足できる誘導制御系のプロトタイプを設計し、その技術的成立性を確認する。つぎのステップとして、その応用発展という形で、風速 10m/s を許容する誘導制御方式への拡張を図る。

4. 誘導制御

4.1 基本的な考え方

ミッション飛行では、機体胴体下部固定カメラからの取得画像の質を劣化させないように、エルロン操舵によりロールを抑えた飛行を基本とする。したがって、旋回は揚力ベクトルを旋回方向にバンクさせる通常航空機が用いる方法(Bank-to-Turn)ではなく、横滑りにより発生される横力ベクトルを利用する方法(Skid-to-Turn)を用いる。ミッション飛行における誘導は、指定されたウェイポイント間の直線経路追従を基本とする。ウェイポイント到達判断、経路追従のロジックについては、たとえば著者らが用いている方法が文献 6 に示されてい

る。

一方、回収フェーズ低速領域では、飛行不安定化を防ぐという観点からロール運動を極力抑える。低速領域では舵効きが低下するが、本システムではプロペラ後流を利用してラダーの効きを確保する。このため、進入/降下時もプロペラは低中速回転域以上を積極的に活用する。低速領域では、横位置制御の応答が鈍く、着陸最終局面での大幅な修正は困難である。そこで、可能な限り風に正対し、横風成分のない状態で降下を開始することを基本とする。対地衝突安全の観点からも、接地時対地速度をできるだけ抑えることができる向風進入が有効である。

4.2 水平面誘導の方法

小型無人機では、迎角、横滑り角といったエアデータを正確に計測することはできない。また、実用化を目指すシステムなので、回収エリアでの風情報についての地上支援を前提としない。しかしながら、低速高迎角領域では舵効きが大きく低下し、横・方向の運動が不安定化しやすいので、できる限り向風で進入/降下することが必要である。そのための方法として、常に機首を着地ターゲットに向けるよう制御しながら、低速飛行する。いったんターゲット上空を通過させ、再び目標ポイントに接近させれば、その過程で自動的に風に概ね正対することになる。ミッション飛行のように飛行経路を制御するのではなく、低速飛行で風に流されることがポイントである。概念図を Fig.3 に示す。図中左上の青矢印が風を表し、目標点より左上が風上、右下が風下である。横風なしの理想的な進入経路を中央の緑のラインで示している。機速に対して風速が相対的に大きいほどすばやく最適な進入経路に接近する。

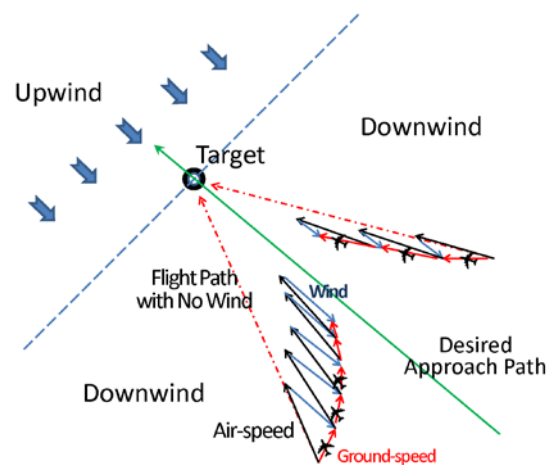


Fig. 3 Headwind Approach Using No Wind Info.

4.3 対地経路角制御の方法

本機のような 4 kg 程度の小型機では、ペイロードの制約から、精度の良い高度計を搭載することはできない。したがって、引き起こしとそのタイミングにより接地速度と沈下率を制限値以下にするような進入/着陸方式の採用は難しい。

Fig.4 に、風洞試験データにもとづいて得られた、いわゆる V- γ 線図 (対気速度 vs 飛行経路角)を示す。図中の 3 本のラインは、それぞれ低速(4000 回転)、中速(6000 回転)、高速(7500 回転)時、フラップ舵角 30 度で実現可能な平衡点を表している。いずれの曲線も、なだらかな左上がりの領域がいわゆるフロントサイド⁷⁾で、低速領域に向かうと現れる急勾配部分は失速領域である。図中の点 A, B, C に対応する状態量を Fig.5 に示す。これらの点ではエレベータ舵角が飽和(後縁上げ方向最大 50 度)しており、その意味で実現可能な平衡点の終端となる。

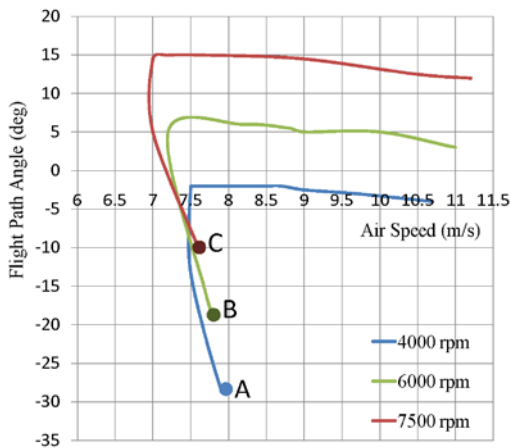


Fig.4 Airspeed vs Flight Path Angle

	θ (deg)	α (deg)	γ (deg)	V (m/s)	δe (deg)
A	6	34	-28	8.0	50
B	16	35	-19	7.8	50
C	23	33	-10	7.6	50

Fig.5 Terminal Equilibrium Points A, B and C

Fig.4 からわかるように、降下時経路角をより広い領域にわたって制御するためのひとつの方法は、モータを低速設定として、ピッチ角を制御 (Fig.4 で 4000rpm の曲線上を上下に移動) することが考えられる。しかし、失速領域でのピッチ角制御の応答は遅く、さらにピッチ角の変化が経路角の変化に反映されるまでの遅れを積

算すると 13 秒程度となることがわかった。したがって、着陸最終フェーズで予測される約 20 秒間の制御としては得策ではない。ここでは別の方法として、エレベータ舵角を 50 度に跳ね上げて、モータ設定値の調整により経路角を制御することを考える。これは状態 A, B, C を適時に切り替えることに相当する。

まず、ノミナルの進入経路を Fig.6 に示すように設定する。すなわち、Fig.4 中の状態 A での降下を基本として、モータ回転数を低速に設定、エレベータを後縁上げ方向(機首上げ方向)最大に変位させる。このとき、無風であれば、経路角はマイナス 28 度なので、15m 越えの高度マージンを 8m 確保すれば、ターゲットポイントは円領域端から 7m の地点となる。降下開始高度は機体位置に応じて自動的に決まる。向風が強いほど対地経路角が深くなるので、その場合はモータ回転数を中速、あるいは高速の設定に切り替えることにより、経路を浅くし、目標経路角 28 度付近に近づけることが可能である。モータ回転数を高速にした場合、向風 5m/s で経路角がほぼマイナス 28 度となる。ターゲット領域端の 15m 越えを終えた後は、経路は深くなっても構わないので、モータを低速設定に固定するのが得策である。

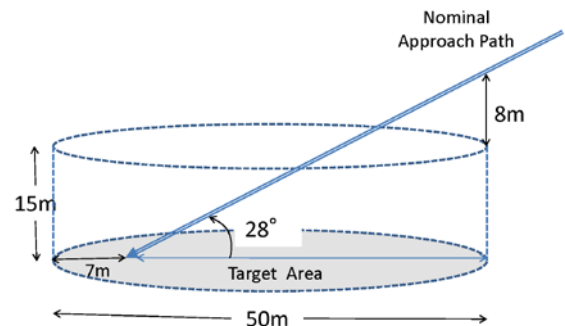


Fig. 6 Target Landing Area and Nominal Approach Path

4.4 誘導制御プログラムの構造

誘導制御ブロックは災害監視固定翼無人機用に著者らによって開発されたダイナミック・インバージョンをベースにした方式⁸⁾を用いる。Fig.7 にブロック図を示す。図中、 δ はエルロン、エレベータ、ラダーの操舵量を表し、それらをまとめたベクトルを u とする。 P, Q, R は 3 軸角速度を表し、それらをまとめて y_R と書く。 ϕ, θ, ψ は姿勢角、 χ, V, γ は進行方位、速度、経路角、 X, Y, H は位置と高度を表している、それぞれまとめて y_A, y_V, y_P と書く。 D は各変数間のダイナミクスを表している、 D^{-1} は D の入出力を逆にたどる操作を示している。目標とする飛行経路 w_P と機体位置 y_P より必要な速度ベクトルが計算でき、それを速度コマンド w_V として実際の速度情

報と比較することにより姿勢角のコマンド w_A が計算できる。さらに、姿勢角コマンドを実現するための角速度コマンド w_R が決まり、最後に角速度コマンドを実現するための操舵量 u が計算される。ダイナミック・インバージョンによるコントローラは、タイムスケールによる分割を利用したシーケンシャルなコマンド生成器と考えることができる。

この構造を利用して、目的に応じて各コマンド信号を書き換ええることにより、制御系の機能拡張が容易に実現できる。災害監視無人機システムは、発進から回収までの全自動化を目指しており、自動発進⇒ミッション飛行⇒自動回収の 3 つのモードが用意されている。自動発進モードでは姿勢を保持して安全高度まで上昇することが目的であり、安全高度に到達すれば指定されたポイントをとどるミッション飛行に移行する。ミッション飛行終了後は指定された地点への自動着陸モードに移行する。その他、非常事態によるミッション中断、帰還、障害物回避⁹⁾、半自動半マニュアルの簡易型手動操縦⁸⁾など、無人機に必要なあらゆる機能拡張がこの構造をベースに構築可能である。位相余裕、ゲイン余裕など、制御系としての最低限のロバストネス確保は、図中のループ内に無駄時間要素、時間遅れ系などを挿入して各ブロック内のゲインを調整すれば容易に考慮できる。線形システム制御理論にもとづく伝統的な制御系設計方式と比べて、機能が豊富な割に設計の

見通しが良く、設計時間を大幅に短縮できる。

以下に基本制御ブロック(Fig.7 中の点線部)の設計手順を簡単に示す。

(手順 1) Fig.7 左上端に示される Loop#1(最も応答が速いダイナミクス)に着目し、ジャイロ出力 y_R が適切なステップ状コマンド信号 w_R に追従するように D_R^{-1} 内のゲインを調整する。この際、ループ内に時間遅れ要素とゲイン変動要素を挿入しても発振しないようにすることで、適当な位相余裕とゲイン余裕を確保する。同時に立ち上がり時間、整定時間など時間応答特性も評価する。また、高周波の振動モードを増幅しないよう制御入力帯域を十分小さくすることにも注意する。

(手順 2) Fig.7 の Loop#2(2 番目に応答時間が短いダイナミクス)に着目し、姿勢角計測値 y_A がステップ状コマンド信号 w_A に追従するように D_A^{-1} 内のゲインを調整する。位相余裕、ゲイン余裕の確保、時間応答を望ましいものとする事への配慮は手順 1 と同様である。

(手順 3) 同様に、注目するループを外側に広げていくながら、 D_V^{-1} 、 D_P^{-1} 内のゲインを調整する。結果として Fig.7 の点線で囲まれた部分が基本コントローラとなる。最もアウトーループのセンサ出力 y_P に含まれる機体位置情報は GPS 信号として得られるが、更新周期が 1Hz あるいは 4Hz であるのでその遅れも考慮して高ゲインになりすぎないように注意する。

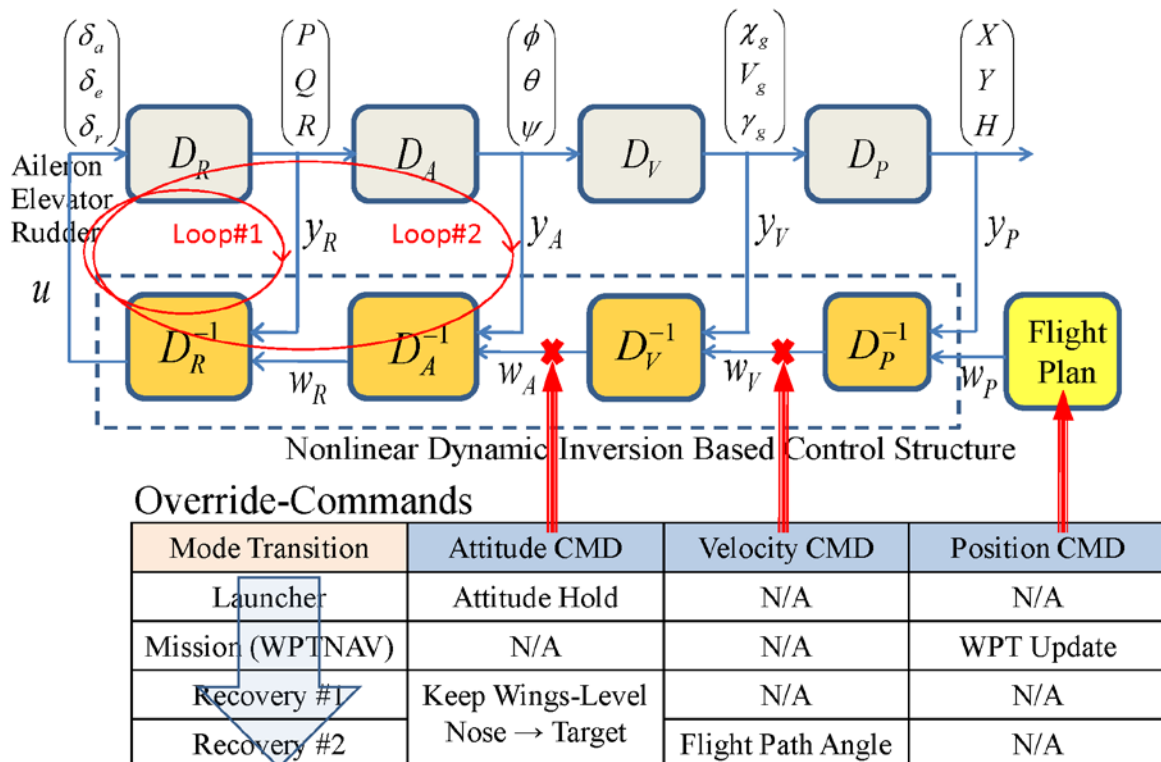


Fig. 7 Control Block Diagram and Mode Transition

5. シミュレーション

提案した自動回収コンセプトと誘導制御系設計の有効性を6自由度シミュレーションにより確認した。結果の飛行軌跡は Fig.8 を参照。風は MIL-F-8785C で定義されるウインドシアモデルと連続突風モデル⁷⁾を用いた。数値例では南北方向を主成分とするおおむね 4~5m/s の北風となっている。着地目標エリア(直径 50m の円領域)を赤で示している。

高度 70m 付近でスロットルを中速に絞り、フラップを 30 度に設定、高度を保持しながら機首をターゲット方向に制御し 10m/s 程度の低速で飛行する(Recovery #1)。このフェーズでは飛行経路の制御は行わず、風に流されることによって向風で進入ができるようにする。本数値例では、ターゲットを中心とした半径 122m の円領域に入り、いったん出て、再び円領域に入るといった飛行を行っている。Fig.8 より、自動的に向風での進入になっていることが確認できる。なお、122m という距離は本数値例での暫定値であり、Fig.6 において飛行経路を水平方向に 100m のばしたポイントでの降下開始を考慮したもので、エレベータ跳ね上げ操舵、スロットル設定の変更による過渡状態の遅れも適当に見積もり考慮に入れている。

122m の円領域を通過したタイミングで、エレベータを最大舵角機首上げ方向に跳ね上げ、モータを低速設定にすることにより失速域で降下を開始する(Recovery #2)。風の影響で経路角が深くなる場合は、モータ回転数の設定を上げて望ましい経路から大きくはずれないようにする。15m の障害物越えを確認できたら経路は深くなって構わないので低速設定に固定する。

回収フェーズを通して、プロペラ後流を利用してラダーの効きを維持するために、モータは停止しない。また、いずれのフェーズでもウイングレベルを維持するようエルロンを操舵している。Recovery #2 では完全に失速域に入っているが、プロペラ後流を利用したラダー操舵により方位制御性能が維持されている。ただし、プロペラ後流を利用できないエルロンの効きは劣化しているため、特に地面付近で ±10 度程度の比較的大きなロールが現れやすい。

なお、シミュレーションモデルの誘導制御ループ内には時間遅れ要素(GPS 信号 1 秒+遅れ集積 0.15 秒)を挿入、サーボモータを適当な時定数の一次遅れ系とするなど、制御系としての基本的な安定余裕は確保されるようゲインを選定している。Fig.8 に示すよ

うに、いずれの進入ケースも、着地許容域内で着地していることがわかる。図中の緑の点は高度 15m の位置を示したものであり、この点が着地許容領域内(赤円内部)にあることは、15m の障害物をクリアしていることを意味する。

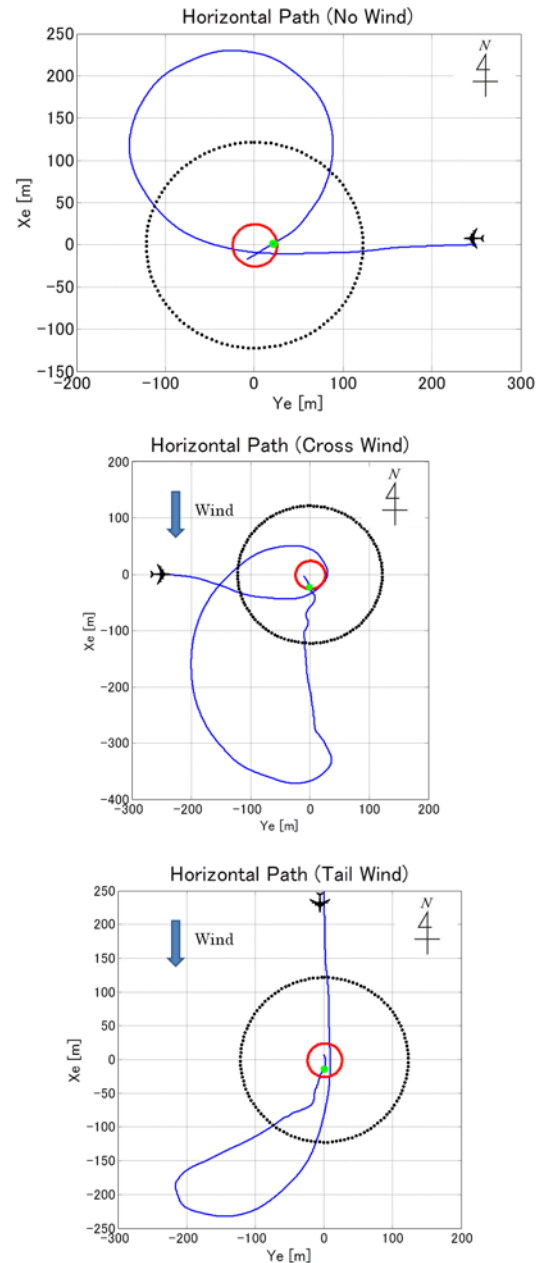


Fig. 8 Horizontal Flight Path (Typical 3 Cases)

また、接地時対地速度は無風ケースが 8m/s、その他の風ケースはいずれもほぼ 6m/s であった。一例として横風進入の場合の各飛行状態量の変化を Fig.9 に示す。Fig.9 において、機体姿勢が不規則に振動し、その結果として操舵入力にも 1Hz 程度の振動が現れてい

る。これは連続突風モデルにおいて、風の乱れの影響が、適当なパワースペクトル密度をもつ伝達関数を通じたノイズ出力として、機体角速度に対する等価不規則外乱として印加されていることによる。

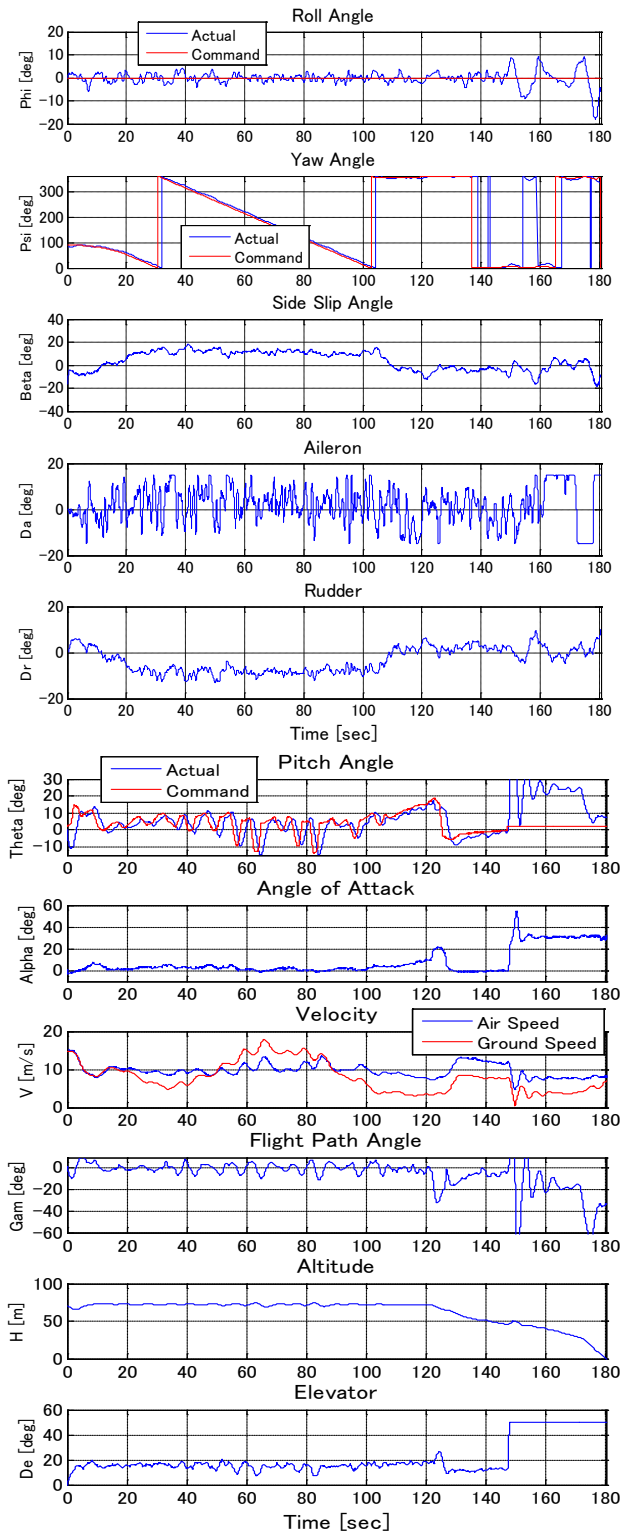


Fig. 9 Time Histories in the Cross Wind Case

6. まとめ

本論文では、現在 JAXA 無人機・未来型航空機チームにおいて、災害発生後初動時の映像情報収集用途として開発中の、固定翼小型無人機の自動回収についての取り組みを報告した。今年度中に飛行実証を行い、結果を報告する予定である。今後の課題を以下にまとめる。

- (1) 風条件などケース数を増やしてシミュレーションを行い、回収時要求性能がどれほどの信頼性で達成できるのか評価する。さらに、要求を満足しないケースに対してその原因を調査し、誘導制御ロジックの改良により対応できるかどうか検討を行う。
- (2) 指定エリアに着陸不可能と判断された場合のアボート処理（着陸復航など）を追加する。
- (3) GPS 精度を補う何らかの精密誘導機能を追加し、より狭いターゲット領域に着地させる。水平ネット、あるいはクッションをその領域に展開すれば、機体の損傷を避けることが可能となる。
- (4) 高迎角でのエルロン効き低下を回復するための方法を検討する。ひとつの方法として、全可動型であることを利用して、高迎角降下時はエルロンの中立点を風方向にシフトして操舵を行うことが考えられる。
- (5) 水平尾翼を T-Tail 化することにより、水平尾翼をプロペラ後流に入れ、エレベータの効き増加を図る。これにより、胴体着陸の際の水平尾翼損傷も防ぐことができる。

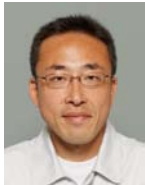
参考文献

- 1) Unmanned Aircraft Systems –The Global Perspective- 2010/2011 8th Edition: Blyenburgh & Co, June (2010)
- 2) 谷口, 成岡, 土屋, 鈴木: 小型 UAV 適用を目的としたディープストール着陸法の解析と実験, 第 46 回飛行機シンポジウム (2008)
- 3) W. J. Crowther, K. Prassas: Post Stall Landing for Field Retrieval of UAV s, 14th Bristol; International Unmanned Air Vehicle Systems Conference, April (1999)
- 4) 石川: 災害監視用小型電動固定翼無人機の飛行試験, JAXA 航空プログラムニュース, No.18 (2010)
- 5) 村山, 石川: 小型無人飛行機の対人衝突に関する基礎試験, 第 48 回飛行機シンポジウム (2010)
- 6) 牧, 塚本, 元田, 石川: JAXA 小型無人機プロトタイプ 2 の飛行制御 –薩摩硫黄島における梅雨観測実験– 第 43 回飛行機シンポジウム (2005)

- 7) 加藤, 大屋, 柄沢 : 航空機力学入門 東京大学出版会 (1982)
- 8) 牧, 武居, 石川 : 無人航空機の簡易手動飛行操縦装置の開発, 計測自動制御学会産業論文集, Vol. 8, No. 11, pp. 90 - 98 (2009)
- 9) M. Maki and K. Ishikawa : Autonomous Collision Avoidance for Mini UAV: Flying Through Mountain Corridor for Disaster Monitoring. , AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA2010-7732, Toronto, Canada, August (2010)

[著者紹介]

牧 緑 (正会員)



1994年電気通信大学電子情報学専攻博士後期課程修了, 同年同大学助手. 2000年より2002年までウエスタンオンタリオ大学客員研究員. 2002年より(独)宇宙航空研究開発機構, 現在に至る. 災害監視無人機システムの開発, 飛行制御, 飛行の自律化に関する研究に従事. 博士(工学)

竹 田 繁 一



1945年生. 兵庫県出身. 1968年大阪府大工学部航空工学科卒. 同年新明和工業入社し飛行艇の研究開発に従事. 1999年系列会社へ転籍. 2000年通信・放送機構 MRC へ出向後, 2002年旧航技研に入所, 成層圏プラットフォームプロジェクトに従事. 2008年JAXAを退職し, 現在財団法人航空宇宙技術振興財団に所属

石 川 和 敏



1983年東京工業大学制御工学科卒業, 同年航空宇宙技術研究所入所, 実験用航空機による技術実証, 宇宙往還機の研究開発業務などに従事. この間1995年より1996年までDLR客員研究員. (独)宇宙航空研究開発機構, 無人機・未来型航空機チーム無人機システム技術セクションリーダーとして, 現在に至る.