無人航空機における耐故障性を考慮した知的飛行制御システムの設計*

小林 雄太^{*1}, 高橋 正樹^{*2}Design of Intelligent Fault-Tolerant Flight Control System
for Unmanned Aerial VehiclesYuta KOBAYASHI^{*3} and Masaki TAKAHASHI^{*3} School of Science for Open and Environment Systems, Keio University,
3-14-1 Hiyoshi, Kohoku-ku, Yokohama-shi, Kanagawa, 223-8522 Japan

This research aims at proposing an intelligent flight control system which makes unmanned aerial vehicles tolerant of actuator faults. The proposed system can detect, identify and accommodate the faults automatically. To make the unmanned system downsizing and low-cost, this study focuses on keeping the redundancy by software approach. The purpose of this study is to establish the systematic learning-based design method of control system with the evaluation function based on control purpose. The proposed technique adds to normal flight control system (Navigation, Guidance, and Control) with detection, identification, and accommodation mechanisms. Each mechanism consists of neural network. In this study, the availability of the proposed system is verified by six-degree-of-freedom nonlinear simulation. In the simulation, it was assumed that an unmanned aerial vehicle is in steady flight and the elevator fault (lock-in-place) is happened. Under various conditions, the proposed technique can evaluate the flight condition and decouple the broken actuator and generate a new flight path. Then, it can achieve the stable flight in spite of the actuator fault.

Key Words: Unmanned Aerial Vehicle, Fault-Tolerance, Neural Network, Actuator Fault

1. 結 言

近年, 世界的に無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) が注目を集めている。UAV は, 搭乗員に関する安全性などを考慮する必要がなく, 容易に小型化・低コスト化を図れる。したがって, 災害地における監視活動といった様々な分野に適用することが可能であると考えられている。しかし, 一方でシステムの信頼性が低いことや, 不測の事態に対して迅速に対処することができないことなど, 課題も存在する。こうした課題に対して, 小型・低コストをその特徴に有する UAV においては, 安全な運用のために多くのアクチュエータやセンサを搭載することは望ましくない。そこで, 機体の状態を評価し, 必要に応じて対策を講じるといった機能を有するシステムが必要になっており, ソフトウェアの観点から様々な研究が行われている⁽¹⁾⁻⁽³⁾。

故障の検出に関して, Guillaume Ducard ら⁽⁴⁾に代表

されるような MMAE (Multiple-Model Adaptive Estimation: 多数モデル型適応的推定) を用いた手法や, Mohammad Azam ら⁽²⁾によるシステムパラメータを用いた手法などが提案されている。しかし, これらの手法は, 想定される各故障に対する多数のモデルやパラメータを必要とするため, アルゴリズムの複雑化や想定される故障以外に関しては, 検出することができないといった問題点を抱えている。また, Jovan D. Bošković ら⁽³⁾の提案においては, 突風などの自然外乱と故障とを識別することが扱われている。しかし, この手法に関しても想定される外乱をはじめからパラメータとして取り込んでしまっているため, 様々な自然外乱を考慮した設計にはなっていない。つまり, オンボードへの搭載を考慮した単純なアルゴリズムであり, さらに突風などの自然外乱と故障とを根本的に区別することができるシステムが求められているといえる。

そこで, 本研究では, 機体の故障や突風などの自然外乱による影響を判別し, 状況に応じた対応を行う機能を有する知的飛行制御システムを提案する。提案する制御系では制御対象のダイナミクスに基づいた評

* 原稿受付 2008 年 12 月 5 日。

^{*1} 学生員, 慶應義塾大学大学院理工学研究科 (〒223-8522 横浜市港北区日吉 3-14-1)。^{*2} 正員, 慶應義塾大学理工学部システムデザイン工学科。
E-mail: kobayashi@yt.sd.keio.ac.jp

価機構を導入し、その評価情報に基づいて自律的に飛行経路を生成することで柔軟な対応の実現を目指す。また、制御系を構成する各機構はニューラルネットワーク (NN: Neural Network) を用いて構成し、制御目的に基づいた評価関数を設定し、学習的に設計することで体系的な制御系設計法を提案する。本手法の有効性をシミュレーションを通して検証する。

2. 航空機の運動

本研究では、図1に示すダブルデルタ翼型の UAV を対象とし、その座標系は表1に定義される通りである。航空機の運動方程式は、ニュートン力学に基づいて導かれ、6 自由度非線形運動方程式は次式のようになる。

$$\begin{aligned} X &= m(\dot{U} + QW - VR + g \sin \Theta) \\ Y &= m(\dot{V} + UR - PW - g \cos \Theta \sin \Phi) \\ Z &= m(\dot{W} + PV - UQ - g \cos \Theta \cos \Phi) \\ L &= \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR(I_z - I_y) - PQJ_{xz} \\ M &= \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)J_{xz} \\ N &= \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(I_y - I_x) + QRJ_{xz} \end{aligned} \quad (1)$$

式(1)において、 X, Y, Z はそれぞれ重力成分を除いた外力項 (空気力, 推力) の 3 軸成分であり、 Φ, Θ, Ψ は各軸周りのオイラー角である。本研究では、シミュレーションにおいては、式(1)の厳密な非線形モデルを用い、制御器の設計には、式(1)を線形化したモデルを利用する⁽¹²⁾。航空機ダイナミクスにおける各パラメータは風洞試験により得られた空力特性をベースとして求めた。風洞試験で測定することができなかったパラメータに関しては加藤らの非線形関数を用いた推定手法⁽⁴⁾によって推定したものを用いた。また、ダブルデルタ翼型の UAV においては、エレベータ舵角 δ_e 、エルロン舵角 δ_r は次式のようにして各エレボン舵角として実現される。

$$\begin{aligned} \delta_{el_1} &= \delta_{el_2} = \frac{1}{2}(\delta_e + \delta_a) \\ \delta_{er_1} &= \delta_{er_2} = \frac{1}{2}(\delta_e - \delta_a) \end{aligned} \quad (2)$$

Fig.1 Body Axis

3. 耐故障システム

本研究において提案する耐故障性を考慮した知的飛行制御システムのブロック線図を図2に示す。提案手法は故障検出・故障同定・適応策の3つの部分から構成される。

3・1 故障検出 故障検出では、突風などの自然外乱と故障とがそれぞれ機体に与える影響を識別することを旨とし、本研究ではダイナミクスへの影響という点に着目する。この際、理想的な状態量を推定する機構が必要となるため、状態量を推定する推定器 (Estimator) を設計する。次に、ダイナミクスへの影響を考慮した検出器 (Detector) を設計する。推定器により理想的なダイナミクスが獲得されるため、検出器では観測値と推定値との誤差情報などから飛行状態を評価する。

3・2 故障同定 故障同定では、故障発生箇所を同定するために、各アクチュエータのコマンドおよび操舵量を入力とする同定器 (Identifier) を設計する。一般に、故障同定には、コマンドと操舵量の誤差情報に対してある閾値を設定するという手法が取られる。しかし、この手法では、閾値を決めるのは、設計者自身であり、試行錯誤的な作業になることは避けられない。そこで、本研究においては、NN の持つ非線形写像能力を利用することで、柔軟な対応の実現を目指す。

3・3 適応策 適応策としては、まず同定された故障箇所に応じて、残されたアクチュエータを最大限利用するためにコマンドを再分配することが挙げられる。制御系からのコマンドをアクチュエータに送る際の分配行列を決定する分配器 (Distributor) を設計し、故障発生箇所によって分配行列を切り替える。次に、評価機構による評価を基に、飛行安定性・ミッション軌道への追従性の両面を考慮した飛行経路を自律的に生成するための飛行経路生成器 (Flight Path Generator) を設計する。本研究では、これら2つの機構を用いることで、飛行状態・故障箇所に応じて自律的に適応策を講じる機構を提案する。

Table 1 Coordinate System and Symbol

	Velocity & Angular velocity	External force & Moment	Distance
Forward	U	X	x
Starboard	V	Y	y
Down	W	Z	z
Roll	P	L	
Pitch	Q	M	
Yaw	R	N

Fig.2 Block Diagram of Proposed Flight Control System

Fig.3 Longitudinal Guidance System

Fig.4 Lateral-directional Guidance System

Fig.5 Longitudinal Control System

Fig.6 Lateral-directional Control System

Fig.7 Structure of Estimator Neural Network

Fig.8 Structure of Detector Neural Network

Fig.9 Structure of Identifier Neural Network

Fig.10 Structure of Flight Path Generator

4. 各コンポーネントの詳細設計

4・1 誘導・制御系 本研究においては、バンク角コマンド生成時に微分値の制限を設けることで、ロール角速度の増大を防止し、縦と横・方向の連成運動の発生を抑制している⁽¹³⁾。したがって、誘導・制御系においては、機体の運動を縦と横・方向に分けて考え、縦の誘導系、横・方向の誘導系、縦の制御系、横・方向の制御系の4つに分離して設計している。制御器は、ロバスト制御の一手法として知られている多数遅れモデル多数設計点(MDM/MDP: Multiple Delay Model And Multiple Design Point Approach)法⁽⁵⁾により設計したものをを用いる。縦の誘導系、横・方向の誘導系、縦の制御系、横・方向の制御系それぞれのブロック線図を図3～図6に示す。

4・2 推定器 (Estimator) 推定器は、フィードフォワード型の NN の非線形写像能力を利用して、UAV の非線形なダイナミクスを近似的に実現する。1 サンプル前の機体の状態量および舵角コマンドから、次サンプリング時の状態量を推定する。

推定器は図7に示すように、3層 NN で構成されており、入力層 15、隠れ層 18、出力層 9 となっている。図4において、添え字 *obs* は観測値、*cmd* はコマンド、*est* は推定値をそれぞれ表す。各層における伝達関数は、式(3)から式(5)に示す通りである。

$$f_i = \text{tansig}(net_i) \quad (3)$$

$$f_j = \text{tansig}(net_j) \quad (4)$$

$$f_k = \text{purelin}(net_k) \quad (5)$$

ただし、 tansig , purelin はそれぞれ次の式(6)、式(7)に示す正接シグモイド関数、線形関数である。

$$f(x) = \frac{2}{1 + \exp(-2 \cdot x)} - 1 \quad (6)$$

$$f(x) = x \quad (7)$$

式(3)から式(5)において、 net_i , net_j , net_k は、それぞれ入力層、隠れ層、出力層への入力である。

また、NN の学習には BP (Back Propagation : 誤差逆伝播法) を適用し、教師信号には、6 自由度非線形シミュレーションにより得られた飛行データを用いる。

4・3 検出器 (Detector) 検出器は、ダイナミクスへの影響を考慮し、突風などの自然外乱と故障とが機体に与える影響を識別する。入力情報としては、ダイナミクスに関する情報として推定値と観測値との間の誤差情報を採用する。また、飛行状態を評価する項目として、誘導系からのコマンドと観測値との間の誤差情報およびバンク角の微分値を用いる。

検出器は、入出力特性が未知なことから、図8に示すような入力層 10、隠れ層 20、出力層 1 の3層 NN をその構造として採用する。各層における伝達関数は、以下に示す通りである。

$$f_i = \text{purelin}(net_i) \quad (8)$$

$$f_j = \text{tansig}(net_j) \quad (9)$$

$$f_k = \text{purelin}(net_k) \quad (10)$$

また、NN の学習には、明示的な教師信号が存在しないことから、GA (Genetic Algorithms : 遺伝的アルゴリズム) を適用する。GA では、結合重みをコード化したものを 50 個体用意し、適応度比例戦略とエリート保存を併用し、ランダムな交叉、突然変異を繰り返し、適応度の高い個体を獲得する。

シミュレーションケースとしては、水平定常飛行中に異なる方向から突風が発生する場合の3ケース、および左エレボン1の各角度への固着が発生する故障9ケースの計12ケースを各個体について採用し、適応度関数は、以下に示す式(11)の通りである。

$$J = \begin{cases} 0 & (t_d < t_{failure}) \\ \exp(-a_d \cdot (t_d - t_{failure})) & (t_d \geq t_{failure}) \end{cases} \quad (11)$$

式(11)において、 t_d , $t_{failure}$, a_d は、それぞれ検出時間、故障発生時間、検出器評価定数であり、故障発生後すぐに検出しているほど高い評価を行っている。

また、突風ケースに関しては、故障と誤検出した際に適応度関数の値を0としている。

4・4 同定器 (Identifier) 同定器は、アクチュエータへのコマンドおよび操舵量の情報を用いて故

障箇所を同定する。各アクチュエータに図9に示すようなNNを配置し、各々の出力から故障発生箇所を判断する。

同定器の構造は、図9に示すような入力層3、隠れ層18、出力層1の3層NNとなっている。各層における伝達関数は、検出器と同じものである。

NNの学習には、GAを適用する。シミュレーションケースとしては、水平定常飛行中に発生する左エレボン1の各角度への固着故障9ケースを採用し、適応度関数は、以下に示す式(12)の通りである。

$$J = \begin{cases} 0 & (t_i < t_{failure}) \\ \exp(-a_i \cdot (t_i - t_{failure})) & (t_i \geq t_{failure}) \end{cases} \quad (12)$$

式(12)において、 t_i , $t_{failure}$, a_i は、それぞれ同定時間、故障発生時間、同定器評価定数であり、故障発生後すぐに同定しているほど高い評価を行っている。

4・5 分配器 (Distributor) 分配器は、検出器、同定器からの出力を基に分配行列を切り替えることで、制御系からの昇降舵、補助翼、方向舵コマンドを5つのアクチュエータに分配し、故障舵面を切り離す。分配行列の切り替えアルゴリズムは、故障箇所情報を基にして、故障舵面へのコマンドをゼロとし、残された舵面を最大限に利用することが可能となるコマンドを生成するというものである。

4・6 飛行経路生成器 (Flight Path Generator) 飛行経路生成器は、誘導系と並列に配置され、エレボン故障が発生した際に、飛行安定性・目標軌道追従性両面を評価した新たな飛行経路を生成する。

一般に、旋回方式には、バンク角を利用したものと横滑り角を許容するものの二種類が存在し、誘導系においては、前者を採用している。したがって、本飛行制御システムにおける誘導系は、横滑り角を0に抑え、バンク角による旋回を実現することから、横滑りへ影響を与えるラダーの故障に対しては、ある程度ロバストであるといえる。しかし、その一方で、バンクへの影響を与えるエレボンの故障に対しては、通常の誘導系はそのロバスト性が極めて低いと考えられる。そこで、飛行経路生成器では、後者の横滑りを許容する方式を採用し、バンクを抑えることで、エレボン故障の際にラダーを生かした旋回の実現を目指す。一般に横滑り角の発生は抗力増加を生むため、エネルギーの面からも横滑りを許容することは不利であるが、エレボン故障という緊急時においては、まず何よりも機体の安全確保ということを優先する必要があることから、

本研究においては、横滑りを許容する飛行経路生成器を設計している。

飛行経路生成器では、以下に示すような形式で所望の横滑り角コマンドを求める。

$$\beta_{ref}' = K_{\beta} \cdot \beta_{ref\ standard} \quad (13)$$

ここで、 $\beta_{ref\ standard}$ は、ミッション軌道における旋回飛行を実現した際の横滑り角コマンドの値である。飛行経路生成器においては K_{β} を求めることで故障の度合いに応じて、旋回半径を変化させた新たな経路を生成する。このとき、入出力特性が未知であるため、飛行経路生成器の構造には、図10に示すNNを採用する。飛行経路生成器は、入力層6、隠れ層1、出力層1の3層NNで構成される。入力には、検出器、同定器からの出力値を一定時間積分したものを採用している。また、各層における伝達関数は、以下に示す通りである。

$$f_i = \frac{1}{2} \{ \tanh(\text{net}_i - \text{shift}_i) + \tanh(\text{net}_i + \text{shift}_i) \} \quad (14)$$

$$f_j = \exp(\text{net}_j) \quad (15)$$

$$f_k = \text{purelin}(\text{net}_k) \quad (16)$$

式(14)は、対称複シグモイド関数⁽⁶⁾と呼ばれるものであり、 shift_i は、それぞれの正接シグモイド関数を平行移動する幅を表す。

また、NNの学習には、GAを適用する。シミュレーションケースとしては、水平定常飛行中に左エレボン1が各角度へ固着する故障が発生し、その後、旋回を行うという7ケースを採用し、各シミュレーションにおいては以下のような終了条件を与えた。

A) $120 < \psi[\text{deg}] < 300 \cap x[\text{m}] < -500$

B) $\text{height} < 0.18$

C) $\alpha[\text{deg}] < -4.9 \cup 29 < \alpha[\text{deg}]$

D) $\beta[\text{deg}] < -9.9 \cup 9.9 < \beta[\text{deg}]$

また、式(17)に示す適応度関数に加えて、前述した終了条件についても評価し、A)以外の理由でシミュレーションが終了した場合は、安定性が失われているため適応度をゼロとする。

$$J = a_{ref1} \cdot \exp(-a_{ref2} \cdot |Y_{ref}' - Y_{ref}|) + \exp\left(\frac{\text{time}_{stable}}{(\text{time-failure time})}\right) \quad (17)$$

ここで、 a_{ref1} , a_{ref2} , Y_{ref} , Y_{ref}' , time , time_{stable} , failure time はそれぞれ目標軌道追従性に関する定数、ミッション軌道におけるy方向目標値、飛行経路生成

器によって生成された y 方向目標値, シミュレーション時間, ミッション高度からの誤差が一定距離に抑えられている時間, 故障発生時間である. 適応度関数においては, 新たな軌道がミッション軌道に近いほど, また, 高さ方向の飛行の安定性が高いほど, 高い評価を与えており, 軌道への追従性と飛行の安定性をいずれも評価している.

5. 検証

5・1 条件 本研究では, 提案する耐故障飛行制御システムの有効性を 6 自由度非線形シミュレーションによって検証し, 評価する. 6 自由度非線形シミュレーションでは, 機体モデル, 外部環境モデル, 誘導・制御則を数学モデルとして取り込んでいる. 機体モデルにおけるアクチュエータ特性には, 位置および速度制限のある 2 次遅れ系で近似されたモデルを用い, センサ特性は, 静的にも動的にも誤差のない理想状態を仮定している. 外部環境モデルとしては, 風のみを採用し, 定常風モデルは, JAXA が実験を行った小型自動着陸実験機のシミュレーションに用いられた MIL-F-9490D 規定に基づき, 機体規模の違いを考慮した定数に乗じることで構築する⁷⁾.

また, シミュレーションにおけるアクチュエータ故障のモデルとしては, Jovan D. Bošković⁸⁾らが採用していた故障モデル³⁾の中でも, 特に機体への影響が大きい Lock-in-place, Hard-over, Float などの舵面の固着を用いる. 誘導・制御則については MDM/MDP 法によって設計した誘導・制御系を採用している.

シミュレーションとしては, UAV に課せられる様々なミッションの中でも, 災害地上空を一定高度で旋回

し, 監視するという状況を想定する. その際のミッション軌道を図 11 に示す. 本ミッションでは, 高度 30m を速度 20m/s で飛行し, x 軸正方向より定常風を受けるものとする.

本シミュレーションにおいては, 定常風に乗ずる定数を一定時間 (3 秒間) 大きくし, その風向を変化させることで突風を表現する⁹⁾. また, 故障としては, NN の学習に用いた左エレボン 1 の固着だけでなく, 学習には用いていないラダーの固着を扱う. 突風, 故障条件を表 2 にまとめる. 本シミュレーションにおいては, 比較手法として, MDM/MDP 法を用いて設計を行った誘導・制御系により構成された飛行制御システムの結果を記載している.

5・2 結果 上記の条件で行ったシミュレーションの中で, 左エレボン 1 が角度 9 度に固着する場合を扱った際の飛行経路および, バンク角, 横滑り角, 操舵の時刻歴を図 12 から図 18 に示す. また, 提案手法の各舵の固着故障に対する有効範囲を表 3 に示す.

さらに, 左エレボン 1 が角度 9 度に固着する場合の検出・同定・適応機構の結果に関して示す. 図 19 と図 20 に検出器, 同定器からの出力値を示す. 図 21 はエレボンの固着角度と飛行経路生成器により生成された新たな y 方向目標値との関係を示している. また, 図 22, 図 23 に故障, 突風それぞれの際の速度 u , 角速度 q に関する観測値と推定値との間のコヒーレンス関数を示す. 最後に, NN の学習には利用していないラダーが 8 度に固着した場合の飛行経路および操舵の時刻歴を図 24, 25 に示す.

5・3 評価 図 12 から図 18 より, エレボンが固着する故障が発生した際に, 通常のシステムでは, バンク角を利用した旋回コマンドを生成し, 旋回時にエレボンをを用いていることがわかる. 一方, 提案手法では, 故障発生直後の水平定常飛行中に冗長エレボンをを用いて機体を安定化させ, その後, 横滑り角を利用したコマンドを生成し, 旋回時にラダーを用いていることがわかる. その結果, 提案手法では, 墜落することなく旋回することが可能となっている.

ここで, 図 12, 14, 16, 18 において, 旋回後の直線飛行 (150 秒以降) 時に, 特に振動が多くなっている問題について考察する. これらの振動はいずれも約 0.067Hz となっており, 故障という機体性能が劣る状況において, 旋回飛行から直線飛行に移る際に発生した振動が共振していることがその原因として挙げられる. このとき, 縦・横・方向それぞれの飛行モードの固有振動のうち, 縦の短周期モードおよび横・方向

Fig.11 Mission Trajectory

Table 2 Conditions of disturbances

Condition	Time	Direction
Gust①	15s	From y minus
Failure	30s	
Gust②	90s	From x plus

のダッチロールモードがいずれも共振を引き起こす要因となり、各図に示される振動が生じていると考えられる。しかし、これらの振動については、本設計において安定性として重視した4・6に示す、迎え角、横滑り角の領域にはいずれも到達していないことから、許容範囲であるとしている。

また、図24、25より、ラダー故障に対しても、提案手法は、機体への影響の少ないバンク角を利用したコマンドを生成し、エレボンを利用することで、旋回を実現していることがわかる。つまり、提案手法は構成されるNNの学習に用いた箇所とは異なるアクチュエータにおいて発生した故障に対しても、検出・同定を正確に行い、安定した飛行を保持していると言える。

以上より、提案手法は、2つの旋回方式の長所を生かすことで、エレボン故障の際はラダーを生かした旋回を行い、ラダー故障の際はエレボンを生かした旋回を行い、表3に示す範囲においてその有効性が確認された。

ここで、今回の各NNの学習では、水平定常飛行において発生する故障を想定しており、シミュレーションにおいても、故障を検出・同定し、安定化を図るという一連の動作は水平定常飛行中に行われている。そして、機体が安定化された後に旋回飛行を始めているため、水平定常飛行において安定化を図ることが可能な表3に示す範囲の故障においては、今回は右旋回の結果のみを掲載したが、左右いずれの旋回においても安定した飛行が実現可能である。また、本システムの設計方法は、学習の範囲を広げることで、様々な飛行状態においても適用可能な汎用性のある設計指針になっていると言える。

一方、図19は、検出器からの出力であり、縦軸は飛行状態を評価した値を示している。この結果より、検出器は突風による影響を故障と誤検出することなく、故障のみを識別できていることがわかる。本検出器は、NNの学習において、複数の方向からの突風を考慮しているため、今回のシミュレーションでは特に影響の大きい横風突風を採用しているが、他方向からの突風に関しても誤検出することなく、故障を識別可能となっている。

また、図22、図23より、突風の場合に比べ、故障の場合の方が、コヒーレンス関数が1に近い値を取っている周波数帯域が広い。つまり、突風などの外乱と故障との違いは、ダイナミクスを保持しているかどうかであり、その点に着目することで正確な検出が可能となっている。

次に、図20は各舵に並列に配置した故障同定器の出力値の時刻歴であり、故障箇所の評価を行っている。この結果より、同定器からの出力は、故障が発生している舵面のみが異常値を示していることがわかる。したがって、同定器からの出力より故障の同定を行うことが可能であると言える。

また、図21は横軸にエレボン固着の固着角度、縦軸に飛行経路生成器によって新たに生成された飛行経路のy方向目標値を示している。図21より、飛行経路生成器によって生成される新たな目標軌道におけるy方向目標値は、故障の度合いに応じて、大きく緩やかな旋回を行う結果となっている。

ここで、本研究においては、定常状態と固着状態との舵角の誤差の絶対値が大きいほど故障の度合いが大きいとみなしている。飛行安定性のみを優先すれば、全ての固着角度において、より大きく緩やかな旋回を行わせることになってしまう。しかし、本研究では、評価関数に、ミッション軌道との誤差を小さくするという項目を加えているため、飛行安定性、ミッション軌道追従性の両面を考慮した飛行経路を生成することが可能となっている。

以上より、故障によるダイナミクスの変化に着目し、その中でもエルロン・エレベータいずれの役割も担うことから機体への影響が特に大きいと考えられるエレボンの故障を想定し、設計を行った本システムは、学習外の故障に対してもその有効性を示したといえる。全ての故障を想定して設計するといった方法も考えられるが、システムが複雑化し、設計の規模も大きくなってしまいうことから、前述した指針での設計を行い、より簡易なシステムによって、対応し得る可能性を示した。

Fig.12 Flight Path (Left elevon 1 fault)

Fig.13 Bank Angle (Normal System)

Fig.14 Bank Angle (Proposed System)

Fig.15 Sideslip Angle (Normal System)

Fig.16 Sideslip Angle (Proposed System)

Fig.17 Actuator Motion (Normal System)

Fig.18 Actuator Motion (Proposed System)

Fig.19 Output of Detector Neural Network

Fig.20 Output of Identifier Neural Network

Fig.21 Target Value Generated by Flight Path Generator

Fig.22 Coherence Function, u

Fig.23 Coherence Function, q

Fig.24 Flight Path (Rudder fault)

Fig.25 Actuator Motion (Rudder fault)

Table 3 Effective Area of the Proposed System

Fault position	Elevon	Rudder
Range of movement [deg]	-13~13	-8~8
Effective area[deg]	-13~9	-8~8

6. 結 言

本研究では、近年世界中で注目が集められている UAV を対象にした耐故障飛行制御システムの設計を目的とした。具体的には、突風などの外乱と故障を識別し、故障の程度に応じて飛行安定性を保つことを最優先するような飛行経路を自律的に生成するシステムの確立を目指し、推定器、検出器、同定器、分配器、飛行経路生成器を設計した。また、6 自由度非線形シミュレーションを通して、その有効性を示した。シミュレーションでは、水平定常飛行中に NN の学習に用いた左エレボン 1 がある角度に固着する故障、および学習には用いていないラダーの故障を扱った。本シミュレーション条件下において、提案手法が、学習の有無に関わらず、故障の検出・同定・適応を行い、安定飛行を保つことが可能であることを示した。以上より、提案手法は、システムを複雑化することなく、故障と突風による影響を識別し、アクチュエータ故障が発生した際にも、故障に対して自律的に対処し、飛行を継続し得る可能性を示したといえる。また、本手法は、学習の規模を拡張することで、より広範囲に利用可能な設計指針であるといえる。

文 献

- (1) Guillaume Ducard and Hans P. Geering, Efficient Nonlinear Actuator Fault Detection and Isolation System for Unmanned Aerial Vehicles, *AIAA, Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No.1 (2008), pp. 225-237.
- (2) Mohammad Azam, Krishana Pattipati, Jeffrey Allanach, Scott Poll, and Ann Patterson-Hine, In-flight Fault Detection and Isolation in Aircraft Flight Control Systems, *Aerospace Conference, 2005 IEEE*, (2005), pp. 3555- 3565.
- (3) Jovan D. Bošković, Sarah E. Bergstrom, and Raman K. Mehra, Robust Integrated Flight Control Design Under Failures, Damage, and State-Dependent Disturbances, *AIAA, Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No.5 (2005), pp. 902-916.
- (4) Kanichiro Kato, Akio Oya, and Kenzi Karasawa, Introduction of Aircraft Dynamics, *University of Tokyo Press*, (1982).
- (5) Taro Tsukamoto, Masaaki Yanagihara, and Takanobu Suito, Feasibility Study of Lateral/Directional Control of Winged Re-entry Vehicle with Split Elevons, *Technical Report of National Aerospace Laboratory*, Vol. 1379 (1999).
- (6) Akihiko Shimura and Kazuo Yoshida, Non-Linear Neuro Control for Active Steering for Various Road Condition, *The Japan Society of Mechanical and Engineers*, Vol. 67, No. 654(2001), pp. 407-413.
- (7) NAL/NASDA ALFLEX Group, Flight simulation model for Automatic Landing Flight Experiment (Part I : Free Flight and Ground Run Basic Model), *Technical Report of National Aerospace Laboratory*, Vol. 1252 (1994).
- (8) Kohichiro Yoshida, kazumichi Mototsuna and Yasushi Kumakura, Elementary knowledge of marine technology, *Seizandou*, (1994)
- (9) Masaki Takahashi, Teruma Narukawa and Kazuo Yoshida, Robustness and Fault-Tolerance of Cubic Neural Network Intelligent Control Method : Comparison with Sliding Mode Control, *The Japan Society of Mechanical and Engineers*, Vol. 69, No. 682(2003), pp. 1579-1586.
- (10) Toshinari Shiotsuka, Kazusige Ohta, Kazuo Yoshida and Akio Nagamatsu, Identification and Control of Four-Wheel-Steering Car by Neural Network, *The Japan Society of Mechanical and Engineers*, Vol. 59, No. 559(1993), pp. 708-713.
- (11) Brian L. Stevens and Frank L. Lewis, Aircraft Control and Simulation 2nd Edition, *JOHN WILEY & SONS, INC.* (2003)
- (12) Tsuyoshi Hatake, Junichiro Kawaguchi, and Tatsushi Izumi, Control in Aerospace, *CORONA PUBLISHING CO., LTD.* (1999).
- (13) Ryoji Katayanagi, Aircraft Dynamics and Control, *Morikita Publishing Co., Ltd.* (2007)