

## 論文・報告

# 小型自律飛行機のための飛行制御検証ツールの開発

## ～UAV Hardware In the Loop System の開発～

### On the Hardware In the Loop System of Unmanned Air Vehicle

金平 徳之\*<sup>1</sup>  
Noriyuki KANEHIRA

池田 俊雄 \*<sup>1</sup>  
Toshio IKEDA

赤坂 剛史 \*<sup>2</sup>  
Takeshi AKASAKA

川角 祐一郎 \*<sup>3</sup>  
Yuichiro KAWASUMI

小型自律飛行機(Unmanned Air Vehicle, 以下「UAV」という)の商品化に当たっては、信頼性の確保が大きな課題である。特に、自律制御システムの信頼性検証に関しては、さまざまな飛行状態を想定した実機テストが必要となるため、試験項目が膨大な量となる。一方で、実機の飛行は天候や場所の確保という外的要因に左右されるため、実際に実施可能なテストの総量は限定されてしまうのが実情である。この様な状況を踏まえ、UAVの商品化にあたり、当事業部では飛行制御プログラムを仮想的に検証するツール、HILS(Hardware In the Loop System)を開発した。開発に当たっては、主要なモジュールに市販品あるいはフリーウェアを採用することで開発コストの低減に努めた。本稿では、自律飛行機用 HILS のシステム内容とその開発状況を説明する。

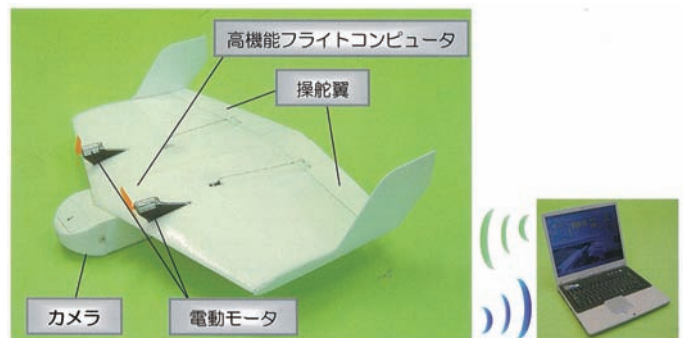
キーワード：UAV, HILS, モデルベースド, 飛行シミュレータ

## はじめに

当社では 60cm 級と 150cm 級の 2 種類の UAV の製品開発を継続して行っている<sup>1)</sup>。これらの UAV は無尾翼であることを特徴としており、手投げ発進後、あらかじめプログラムされた地点に沿って自律飛行し、搭載されたカメラによって上空から地上の様子を観察、ミッション終了後は指定された地点へ自動着陸する。図 1 に開発中の 2 種類の UAV の外観を示す。この機体に搭載されている制御用フライトコンピュータ及び地上ステーションは日立製作所が専用に開発したものである。当社では飛行体ハードウェア開発、制御ソフトウェアの開発を担当している。

UAV の商品化に当たっては、信頼性の確保が大きな課題となっている。特に、自律制御システムの信頼性検証に関しては、さまざまな飛行状態を想定した実機テストが必要となるため、試験項目が膨大な量となる。一方で、実機の飛行は天候や場所の確保という外的要因に左右されるため、実際に実施可能なテストの総量は限定されてしまうのが実情である。

この様な状況を踏まえ、UAV の商品化にあたり、当事業



60cm 級 600C の外観



150cm 級 1500B の外観

図1 当社で開発中の UAV

\*1 川田工業(株) 機械システム事業部ロボティクス部設計課 課長

\*2 川田工業(株) 機械システム事業部品質保証部

\*3 ゼネラルロボティクス(株)

部では飛行制御プログラムを仮想的に検証するツール、HILS(Hardware In the Loop System)を開発した。そこで本稿では、自律飛行機用 HILS のシステム内容とその開発状況を説明する。

### 1. HILS の概要

まず UAV の運用の流れについて説明する。UAV システムは地上装置と飛行体から構成される。飛行計画は地上ステーション上の PC で作成し飛行体内の CPU に転送する。発進後は飛行体内の CPU によって自律的に飛行制御を行いミッションを遂行する。地上ステーションからは無線通信によって機体の状況を監視しており、プログラムの変更や機体状況のモニタは随時可能である。

飛行体内における自律飛行制御プログラムのフローを図 2 に示す。CPU ボードには飛行体の制御に必要なセンサが備えられており、図 2 の処理はすべて飛行体内に搭載された 1 枚の CPU ボード上で行われる。

さて、システムの検証段階では、図 2 の B に相当するアルゴリズム及びプログラミングの検証に加え、CPU ボー

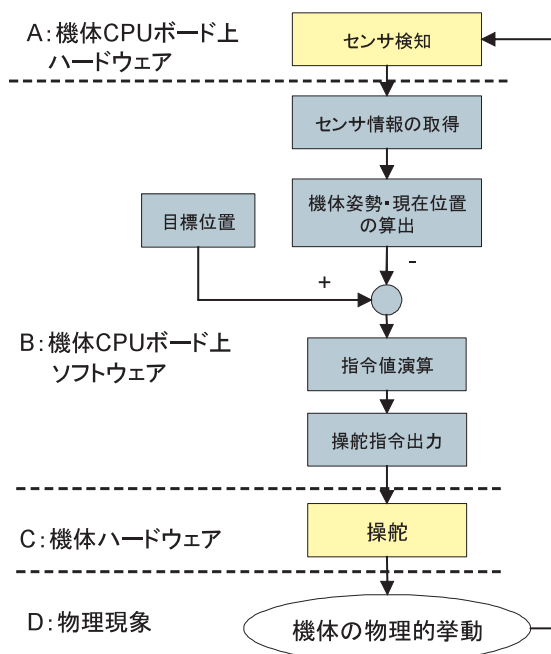


図2 飛行体における自律制御プログラムフロー

ド自体の動作異常というハードウェアに起因するトラブルの検証も必要である。また、システムにはセンサ系統にトラブルが生じた場合の異常処理プログラムが含まれており、それらの異常処理が正常に働くことを確認するための検証も必要である。そこで、図 2 における A, C, D の部分を別コンピュータ上で実現し、仮想的に飛行状態を模擬する環境を構築したものが HILS である。図 3 に HILS の実際の構成を、図 4 に HILS と自律制御プログラムとの関係を示す。

図 3 に示されるように HILS はフライトシミュレータ、実機フライトボード、グラフィックシステムの 3 つの構成要素からなる。以下ではこれらの 3 つの構成要素について説明を行う。

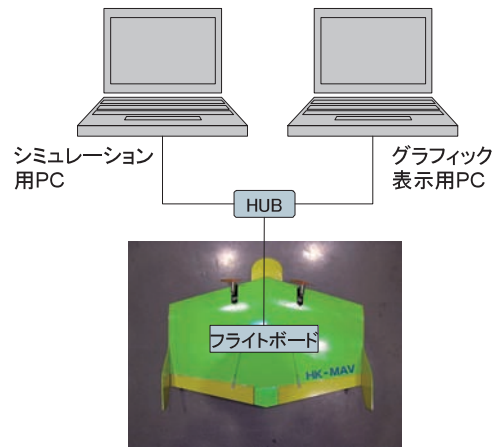


図3 HILS の構成

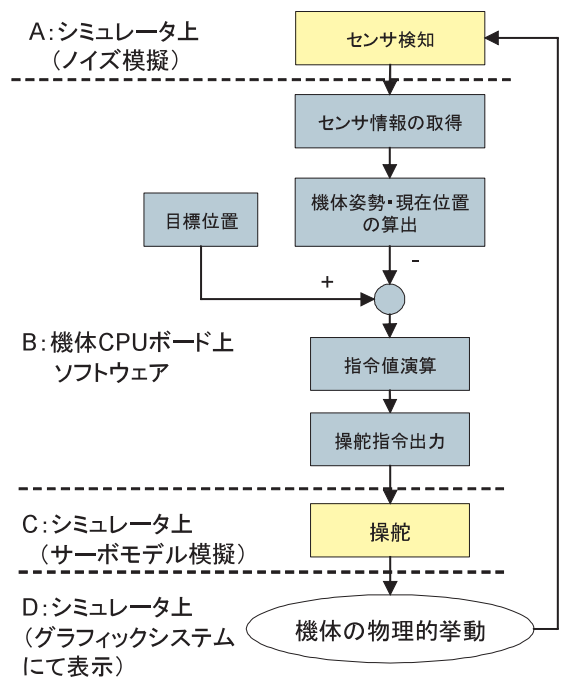


図4 HILS と自律制御プログラムの関係

### 2. HILS の開発

HILSは数値演算処理ソフトウェアパッケージMatlabをベースに開発を行った。シミュレータとグラフィックシステムについては市場にて入手可能なソフトウェアにカスタマイズを加えることで当社独自の機能に対応させた。これにより開発期間の短縮と一定の品質の確保を両立させることが可能となった。今回HILS構築に際して実施に開発を行った部分は以下の部分である。

- ・シミュレータのカスタマイズ

・フライトボード-シミュレータ-グラフィックシステムの統合

## 2. 1. シミュレータのカスタマイズ

下記に今回の開発でシミュレータに対して行ったカスタマイズの内容を示す。

### ① 風洞試験結果の適用

基本とする市販のシミュレータパッケージは線形化された空気力を用いて6自由度の運動方程式を積分する。この方式では、失速という非線形現象を模擬することができない。そこで、**図5**に示すように、風洞試験の結果をテキストファイルとして直接運動方程式の入力に代入できるように変更した。**図5**の風洞試験結果は600C(**図1**)のデータを引用している<sup>2)</sup>。

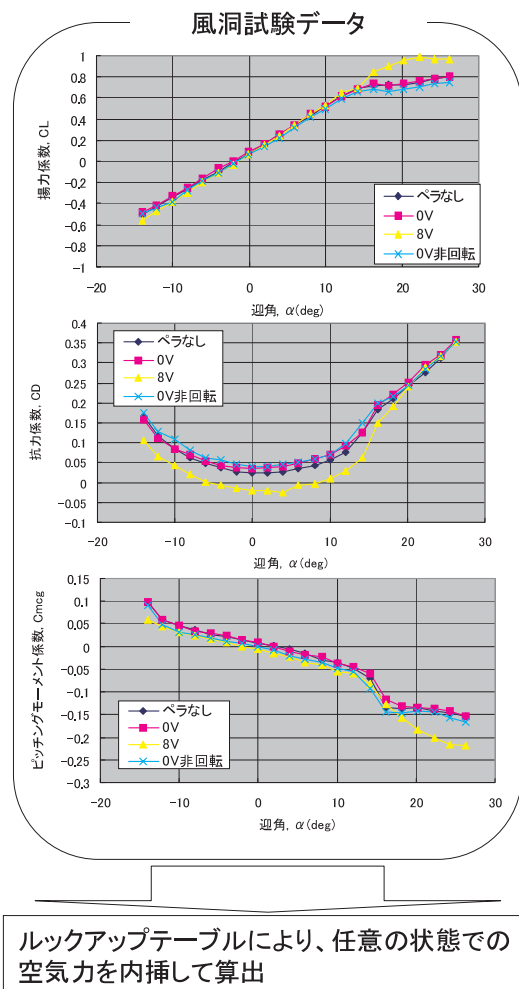


図5 風洞試験で得られた空気力の利用

### ② プロペラ推力モデルの導入

プロペラの特性は進行率によって変化する。飛行速度や回転数が変化すると推力や抗力も変化する。このモデルを模擬できるように、風洞試験あるいは数値計算で得られたプロペラ特性カーブを入力できるように変更した。

### ③ モータモデルの導入

プロペラトルクに応じてモータ回転数が変化する様子を模擬するため、モータモデルを導入した。モータモデルは以下のように定式化することができる<sup>3)</sup>。

$$T = k_T i$$

$$V = k_E \omega + Ri$$

ここで、各記号は以下の通りである。

$T$ : 負荷トルク

$\omega$ : モータ回転数

$i$ : 電機子電流

$V$ : 端子間電圧

$R$ : 端子間抵抗

$k_T$ : トルク定数

$k_E$ : 回転数定数

飛行速度と前出のプロペラ特性から負荷トルクが決まると、第一式より電流が求まる。この電流値と印加電圧値から第二式を用いて回転数を決定する。

$k_T$ ,  $k_E$ などのモータ特性値は、別途行ったモータベンチでの特性把握試験により求めた。

### ④ バッテリーモデルの導入

バッテリーの電圧は残容量に従って徐々に低下し、ある電圧に達すると急激に降下する。放電特性の一例を**図6**に示す<sup>4)</sup>。モータの回転数はバッテリーの電圧に比例するため、1回のフライト中でも同じ指令値に対し回転数が変わる。この現象を模擬するため、実際に用いるバッテリーの放電特性カーブを用い、放電容量に応じて出力電圧が変化するモデルを模擬できるように変更を加えた。

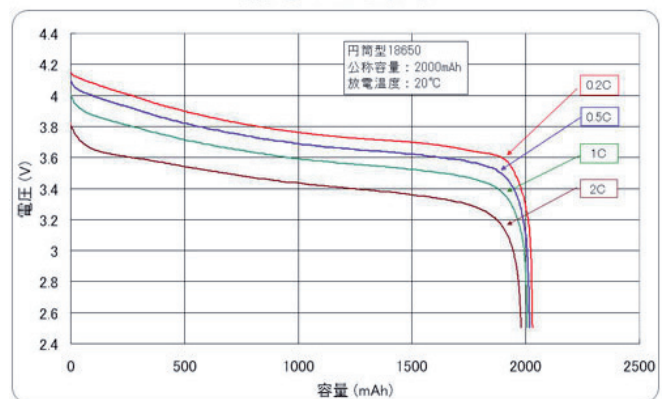


図6 バッテリー特性の一例

### ⑤ バンジ離陸モデルの導入

機体の離陸は、手投げまたはバンジ方式によって行う。バンジ方式とはゴムが縮む力を利用してUAVを発進させる離陸方式である。バンジ方式では、加速度が大きいため、加速度計の出力が大きくなり姿勢推定のアルゴリズムに影響を与える。姿勢推定アルゴリズム内ではこの現象に対応するため、離陸用の姿勢推定ルーチンを別に作り、例外処理として対応するようにしている。このアル

ゴリズム検証用として、シミュレータにバンジ離陸モデルを導入した。具体的には、離陸時、以下の外力 $F_B$ によって機体を引っ張るモデルを導入した。

$$F_B = k_B(x_0 - x) \quad \text{for } x \leq x_0$$

$$F_B = 0 \quad \text{for } x \geq x_0$$

ここで、 $k_B$ はバンジーゴムのばね定数、 $x_0$ はバンジーゴムの初期引っ張り長さ、 $x$ は離陸後の機体の進行距離である。

以上のカスタマイズを加えたフライトシミュレータシステムの全ブロック図を図7に示す。このように、飛行体自身のモデルだけでなく、高度、風速という環境条件、及びセンサノイズというボード条件も本シミュレータシステムによつての構築が可能である。

## 2. 2. フライトボード-シミュレータ-グラフィックシステムの統合

2.1で説明したシミュレータとグラフィックシステム及び実機フライトコントロールボードをEthernetにより接続しシステムを統合した。システムを完全に模擬するためには、シミュレータとフライトコントロールボード間のリアルタイム性を確保する必要もあるが、今回の場合、制御周期がEthernetによる通信周期よりも十分に遅いため、通常のUDPプロトコルにて通信を行っている。図8に構築された実際のHILSの様子を示す。

## 3. 飛行体パラメータの推定

2節で説明したカスタマイズにより、HILSのシミュレータに対しては飛行体固有の数々のパラメータが設定可能

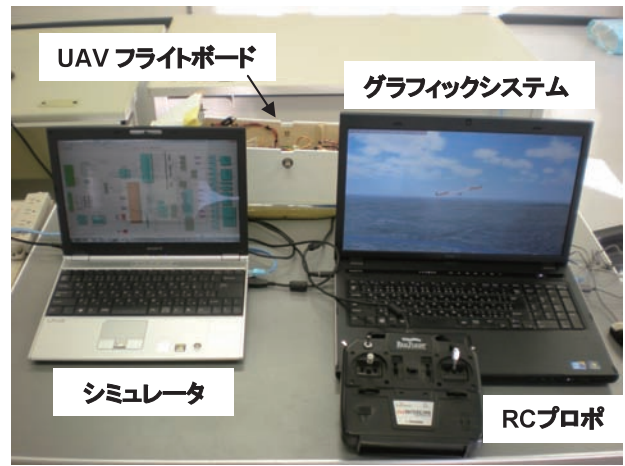


図8 HILSの実際の様子

となった。飛行体の飛行特性は風洞試験により取得することができるが、一般にソフトウェア開発とハードウェア開発は並行して行われる。つまり、HILSを使用する段階では、ハードウェア開発が終了していないことが多い。そこで、本節では飛行体設計段階で機体特性を推定する方法について説明する。

飛行体の運動を決定するための主な因子としては、質量、重心位置、主翼及び尾翼の翼型、平面形、胴体形状、推進システムの配置が挙げられる。また、空気密度、飛行速度という飛行条件によつても飛行特性は変化する。この飛行特性は一般に空力微係数<sup>5)</sup>によつて記述される。当社では、この空力微係数を決定するに当たり、DATCOMとAVLの2つのツールを用いている。

DATCOMは1975年から1977年にかけて米空軍とMcDonnell Douglas社によつて編纂された航空機の空気力

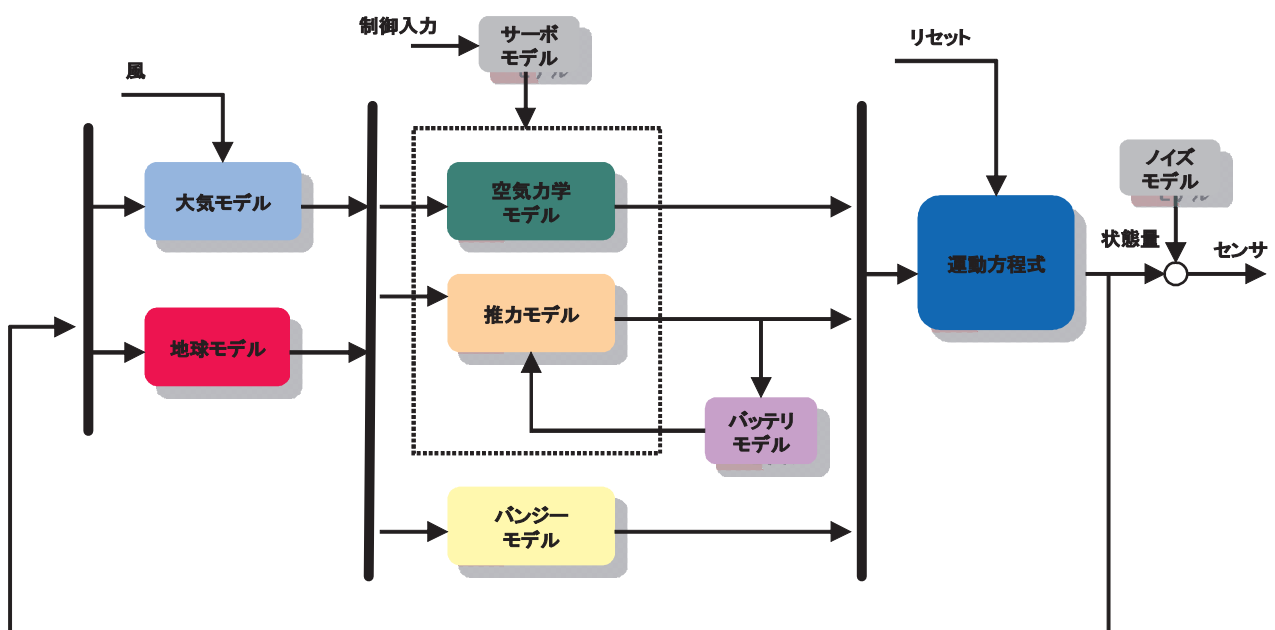


図7 フライトシミュレータシステムのブロック図

の推定法についてのマニュアルである。その後この内容はコンピュータプログラム化され、Digital DATCOMと呼ばれるようになっていく。当社でもこのDigital DATCOMを用いて空気を推定した。本ツールの特徴は、理論値と経験値の両方に基づいて方法論を展開しており、失速後の非線形な空気力現象も推定できるという点にある。但し、DATCOMは有人機サイズの航空機を対象としているため、翼スパンが数メートルのオーダーである小型UAVの特性を推定しようとすると、現実と推定値との間に乖離が少なからず存在する。また、基本的には無尾翼機を対象としたツールではない。

AVL (Athena Vortex Lattice) はMITのMark Drelaにより開発されたフリーウェアである<sup>6)</sup>。渦格子法を用い、線形化された空気を様々な機体の姿勢について算出することが可能である。無尾翼や胴体、ナセルのモデルを作ることにも可能である。図9にAVLでモデル化した無尾翼機体の形状を示す。なお、この図の作成に当たっては、Cloud Cap Technology社のGUIアプリケーションを利用している<sup>7)</sup>。AVLを用いれば、翼上面の揚力分布も算出することができ、構造設計のためのデータとして用いることができる。一方で失速以降の非線形領域を推定することはできない。

当社でのUAV開発に当たっては、DATCOMとAVLの両方のツールを用いた。算出された両者の値を比較し、不一致

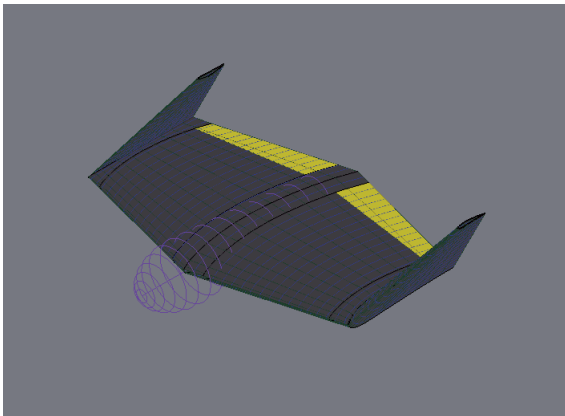


図9 AVL 解析のためのモデル化

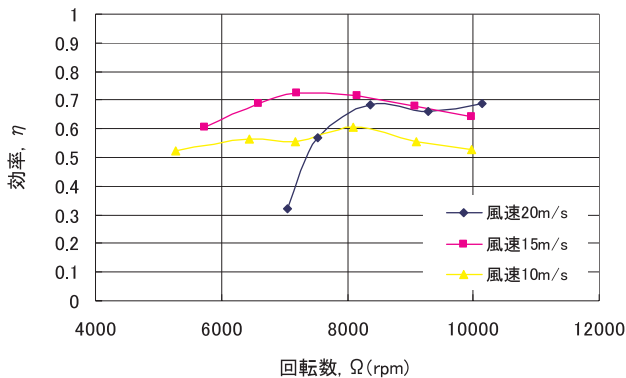


図10 プロペラ特性の例



図11 官能評価の様子

が見られるものについては、これまでの経験則を当てはめ妥当な数値を再推定した。

プロペラの特性は、2007年度から2009年度にかけて独立行政法人JAXAとの共同で開発した性能推定法を用いて推定する。図10に算出したプロペラ特性の一例を示す。

飛行体の設計時点においては、以上の方法により機体特性を推定し、HILSのパラメータとする。飛行体が製作された後は、シミュレータの精度を高めるため、実機を用いて空力微係数を同定する方法をとる。まず、迎え角と揚力や抗力の関係等、機体の静的特性は風洞試験データを利用する。これらのデータは2節で述べたように、直接シミュレータデータとして用いることができるようになっている。一方、ピッチング角速度による揚力の変化量( $CLq$ )などの動的特性は、通常の風洞を用いた試験では取得することができない。そこで、最終的な空力微係数の同定については、ラジコンパイロットによって実機とシミュレータの両方を操縦してもらい、官能的な評価を行いながら、空力微係数の調整を行ってシミュレータモデルの精度調整を行った。パイロットがシミュレータを用いて操縦している様子を図11に示す。

#### 4. HILS の運用と今後の展開

開発されたHILSはソフトウェアのテストプロセスに投入され、テストの効率化に寄与している。また、実飛行試験で生じた問題点をHILSにより再現することで、原因の迅速な抽出とデバッグにも威力を発揮している。

今後のHILSの展開として商業的価値も含めて考えられる応用分野を列記する。

- 高度な制御系の開発  
飛行機を専門としない制御エンジニアであっても、本ツールを用いて高度な制御系の開発が比較的容易に行える。失速制御や画像データを用いた飛行制御の制御測開発に有効なツールとなる。
- 実機運用前のシミュレーションツールとしての活用  
気象条件、バッテリー条件等を定義することで、プログラムした飛行計画が実際にはどのような飛行

になるかを前もってシミュレートすることができる。これにより、危険性の回避、効率的な飛行ポイントの作成等が可能になる。

- 機体運用トレーニングツールとしての活用  
飛行ポイントの作成方法や運用方法の習得トレーニングツールとして、機体を飛行させることなくトレーニングを行うことが可能である。

## 5. おわりに

本稿ではUAVのソフトウェア開発環境として構築したHILSの概要を説明した。この開発に当たっては、主要なモジュールに市販品あるいはフリーウェアを採用することで開発コストの低減に努めた。本システムの開発に要した開発期間は約3カ月である。今後は、実機でのフライト試験データを用いたモデルの同定を行い、シミュレータモデルの高精度化を図ることで、UAV開発支援ツールとしての価値を向上させていく予定である。

### 参考文献

- 1) 赤坂, 田辺, 戸塚: 飛行ロボットHK-MAVシリーズの製品開発, 川田技報Vol. 25, 2006.
- 2) 田辺, 赤坂, 戸塚他: 携帯型飛行体60cm 級実験機の機体及び誘導制御ロジック設計, 第43回飛行機シンポジウム講演予稿集, 2005.
- 3) 広瀬茂男: ロボット工学, 裳華房, 1996.
- 4) ベイサン社, リチウムイオン電池の話,  
[http://www.baysun.net/ionbattery\\_story/lithium10.html#story10](http://www.baysun.net/ionbattery_story/lithium10.html#story10)
- 5) 東昭, 航空工学(II), 裳華房, 1989.
- 6) <http://web.mit.edu/drela/Public/web/av1/>
- 7) <http://www.cloudcaptech.com/aboutus.shtm>