

# リファレンス・ボードで ハードウェアを知ろう(応用編)

——機構系を制御する

岩橋正実

メカトロニクス機器制御ソフトウェアの開発事例として、ここでは風洞を制御するソフトウェアを作成します。仕様書やマニュアルからソフトウェア仕様を読み取り、プログラムを作成していきます。具体的には、パルス信号の生成と送信、アナログ信号の受信、LEDへの表示やシリアル経由のパソコンへの表示といった機能を実現します。  
(編集部)

ここでは、模型飛行機用の風洞(名づけて「超低音速風洞」、写真1)を制御するソフトウェアを開発します。この装置は、模型飛行機や低高度観測ロケット<sup>注1</sup>などの空気力学的な特性を測定することを目的としています<sup>(1)</sup>。試験対象は、長さが5cm～40cm程度の小型の飛行体であり、実際の飛行速度と同程度の気流を発生させて試験体の揚力を計測します。

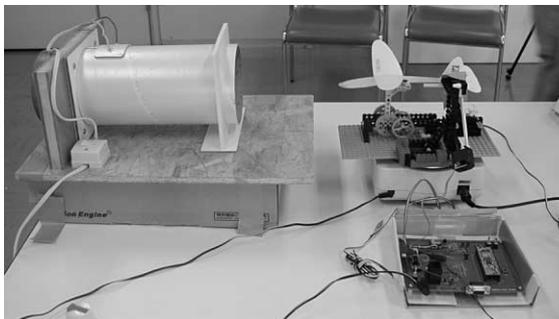


写真1 風洞の外観

左側の送風機から風を送り、台座上に固定した測定対象(模型飛行機)の揚力を電子てんびん(はかり)で計測する。

注1: 低高度観測ロケットとは、100～200m程度の高度からの地上観測を目的とした小型ロケットである(筆者らが現在開発中)。開発の第1段階として、2004年7月に浜名湖畔で開催される「組込みシステム技術に関するサマワーショップ(SWEST)」にてロケットを打ち上げ、軌道のデータ(緯度、経度、高度)を測定する予定。このロケットの風洞試験にも、今回開発したシステムを利用する。

## 1 システムの要求仕様

以下に、システムの要求仕様をまとめます。なお、誌面のつごうにより、今回開発したプログラムと直接関係しない部分は省略することにします。

### ● ピッチ角を変化させてそれぞれの物理量を計測する

この装置では風速4～30m/s程度の送風機を使用します。空気流に対する試験体のピッチ角(迎え角)を変化させて、いくつかの空気力学データを取得します(飛行機の場合、揚力曲線と抗力曲線を求める。ロケットの場合、ピッチ角をパラメータとして機速に対する抗力を求める)。

ソフトウェアからは、試験体のピッチ角を制御します。また、大気温度、風速、荷重(揚力、抗力)などの物理量を

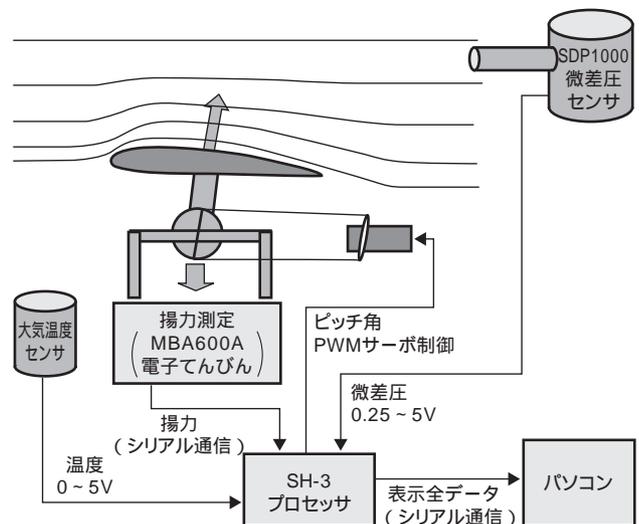


図1 風洞の制御模式図

CPUからパルス信号を送ることにより、飛行機のピッチ角を制御する。また、計測した各種データをシリアル通信経由でパソコンに取り込めるようにする。

| パルス信号<br>(ms)    | サーボ・モータ<br>の軸角度(度) | ピッチ角<br>(度) |
|------------------|--------------------|-------------|
| 0.62             | -40                | -5          |
| 1.28<br>(ニュートラル) | 0                  | 0           |
| 1.68             | +30                | +15         |

表1 ピッチ角と対応するパルス信号

計測します(図1)。

### ● ピッチ角はパルス信号で制御

ピッチ角を変えるしくみとして、試験体を保持する装置にアクチュエータ(サーボ・モータ)を取り付けてあります。このサーボ・モータは、決められたインターバルを持つパルス信号を受け取ると、モータの軸をパルス幅に対応した角度まで回転させ、試験体のピッチ角を変えます(表1)。

なお、以下の点に注意が必要です。

- 表1のパルス信号値は概略値なので、システム立ち上げ時点で変更可能とすること。
- インターバルは14msを使用する。この値は一般的にアクチュエータ固有の最適値なので、ハードウェア構成が決まれば変更する必要はないが、10ms～30msの間で可変とすること。

### ● 物理量はアナログやシリアルで取得

大気温度、風速、荷重を計測するための詳細が、以下のように指定されています。

#### 1) 大気温度

試験体の設置された半径30cm以内の空気温度を測定します。測定範囲は0～30℃、測定誤差は±0.5℃です。

測定周期は5s(秒)以下とします(今回は空気比重を求めするための温度計測であり、その変動周期は30sなのでこの程度で十分)。具体的には、500ms周期で測定を行い、10回の平均値を5s間の温度とします。計測には半導体センサを利用します。センサ出力は絶対温度に比例したアナログの電圧信号なので、A-Dコンバータで値を取り込み、電圧を温度に変換します。

#### 2) 風速

試験体の中心軸より10cm離れた位置で、動圧と静圧の差圧を測定して風速を求めます。測定範囲は0～20m/s、測定誤差は±0.5m/sです。

測定周期は0.5sとします。500ms周期で測定を行い、過去2回の風速のランニング・アベレージ<sup>注2</sup>を取って、風速の毎秒の瞬時値とみなします。計測には市販の微差圧センサを使用します。センサ出力はアナログの電圧信号なので、A-Dコンバータで値を取り込み、電圧を風速に換算します。

#### 3) 荷重

試験体を固定している台座を含めた全体の重量を、電子てんびん(はかり)で測定します。これを気流発生時の荷重と比較して、揚力(もしくは抗力)を求めます<sup>注3</sup>。測定範囲は0～100g、測定の分解能は0.1gです。

測定周期は1sとし、過去4回の荷重のランニング・アベレージを取って、揚力(または抗力)の毎秒の瞬時値とみなします。計測には専用の高精度電子てんびん<sup>注2</sup>を用います。電子てんびんからは、シリアル・ポートに重量の読み取り値が出力されます。

## 2 制御ソフトウェアの開発

要求仕様と開発ボード(SH7727 Solution Engine)が手に入る時期が、筆者が想定していたよりもずいぶん遅れることがわかりました。リスクを最小限に抑えるため、想定可能な要素技術を先行評価し、開発ボードとできるだけ共通の部品を持つ別開発ボードの上であらかじめ動作を確認しておくことにしました。

ソフトウェアの開発も2段階に分けて実施しました。第1段階としては、取得したデータを開発ボード上のLEDに出力(表示)します。第2段階としては、データをシリアル・ケーブル(RS-232-C)経由で外部機器(パソコンなど)に出力する機能を付けます。これにより、外部機器との組み合わせ試験でトラブルが発生した場合でも、LEDに出力できれば、少なくとも動作は確認できます。このように、最悪の事態の回避を考慮して開発を進めました。

注2: ある時刻*t*に得られたデータを*D<sub>t</sub>*とすると、このデータのみを観測値*V<sub>t</sub>*とするよりも、少し以前の時刻*t-1*に得られたデータ*D<sub>t-1</sub>*との平均を*t*における観測値*V<sub>t</sub>*とみなしたほうが有効な場合がある。この平均値*V<sub>t</sub>=(D<sub>t</sub>+D<sub>t-1</sub>)/2*は、観測動作を続けながら得られる平均値なので、ランニング・アベレージと呼ばれる。なお、計算式はかならずしも2項平均とは限らず、観測の目的や性質によって項の数が変わる。

注3: 揚力を測定するか抗力を測定するかは、電子てんびんに対する試験体の姿勢と気流の向きによって決定される。飛行機の場合、試験体を水平に置き、気流も水平方向に流すので、揚力の測定となる。ロケットの場合、試験体を垂直に置き、気流も垂直(下から上)に流すので、(重力に対する)抗力の測定となる。