K3-50

模型飛行機を用いた飛行実験環境の構築

Development of Flying Test System by Model Air Plane

○神谷僚一[1]，大友洋平[1]，大竹智久[2]，村松旦典[2]
*Ryoichi Kamiya[1], Yohei Otomo[1], Tomohisa Ohtake[2], Akinori Muramatsu[2]

Abstract: This study aims to develop a flying test system for using various measurements about fluid engineering. Considering cost and safety, we chose a model airplane to construct onboard measurement system. The measurement system is based on microcomputer, Arduino, and has some sensors to measure fundamental flying data; axial acceleration, angular rate, magnetic bearing, air speed, pitch and yaw angle. Some telemetry sensors, in addition, are included in the system to acquire some pieces of real-time information for safety flight.

１．はじめに

近年，災害時における地上観測を目的とした小型無人航空機が盛んに開発されている．これらの航空機は従来の有人の航空機に比べて飛行速度が遅く小型であるため低レイノルズ数領域を飛行している．低レイノルズ数領域では層流剥離泡などを伴う複雑な流れ場を形成することが報告されており[1)]，現在も研究が進められている．

現在，低レイノルズ数領域の流れ場に関する研究のほとんどは風洞を用いた実験か数値計算による流体解析によって行われている．一方で，飛行実験により風洞実験や数値計算の結果を評価する研究は少ない．飛行実験は実際に飛行機を飛ばすという性質から，コスト，安全性，法律による制限を受けやすいと言える．本研究では低コストで安全性を確保しやすく，法律による制限を受けにくい小型のラジコン模型飛行機にセンサ類を搭載し，飛行実験機を製作することを目的としている．飛行実験機には機体の基本的な情報として姿勢，速度，高度，加速度，角速度を取得する計測システムを実装する．また，本紙では飛行実験に使用する機体や，センサ類，自作したピトー静圧管の校正結果について報告する．

２．飛行実験機の概要

２-１）模型飛行機

飛行実験に使用する模型飛行機には市販のモーターグライダーを用いる．機体は全長 1130 mm，翼幅 2630 mm，質量約 1.5 kg である．この飛行機は無線コントローラー（プロポ）で操縦可能となっている．上空までは機首に搭載したブラシレスモータでプロペラ動力を発生させて上昇する．プロペラはモーターの回転を止めると風圧で胴体側に折れるようになっており，滑空時にはプロペラ後流の影響が小さくなるようになっている．データを取得する際は，動力を切り滑空状態で計測を行う．製作した模型飛行機の写真を Fig.1 に示す．

Fig.1 Model airplane

２-２）計測システム

計測システムの概略図を Fig.2 に示す．実験機には機体の姿勢，速度，加速度，高度，昇降度を取得するセンサ類を搭載している．センサはマイコン（Arduino）に管理されるオンボードセンサと，プロポの通信機能を利用するテレメトリセンサの二つに分かれる．Arduino に管理されるセンサは圧力センサ（SENSIRION SDP-610），９軸加速度センサ（LSM9DS0），可変抵抗を使用した風向計の３つがある．圧力センサと加速度センサはデジタルセンサであり，Arduino において I^2C 通信を利用することで信号線の共有化を行い，将来のセンサ拡張の簡易化を計っている．飛行中にセンサが取得したデータは Arduino 基盤上に取り付けられたマイクロ SD カードに逐次保存され，着陸した後に回収する．テレメトリセンサとして，対地速度計，高度計，昇降度計を備えた「SBS-01G（双葉電子工業株式会社）」を使用する．テレメトリはプロポの電波を使用してデータ送信を行うため，対地速度，高度，昇降度はリアルタイムで計測が可能となる．また，リアルタイム計測と同時に SD カードにデータを保存できる．機体に搭載されたオンボードセンサの配置を Fig.3 に示す．Arduino は機体前方に設置している．加速度センサは

１：日大理工・学部・航宇　２：日大理工・教員・航宇

Arduino の基板上に搭載した．圧力センサはユニバーサル基盤上に搭載されており，ピトー静圧管から伸びる圧力管が接続される．風向計はピッチ角計とヨー角計の二つを摺動軸が直交するように設置した．

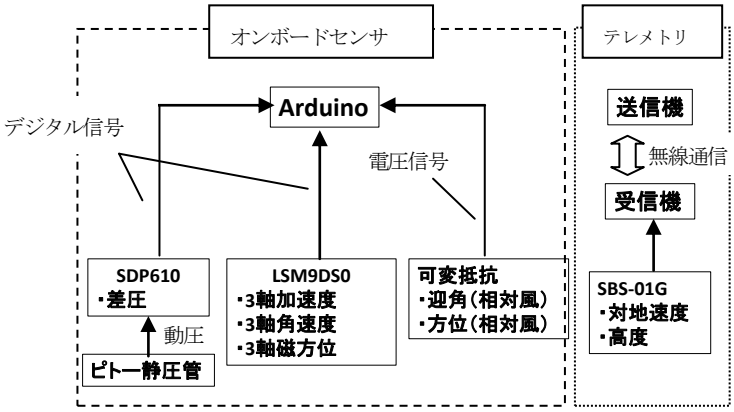

Fig.2 Schematic diagram of the measurement system

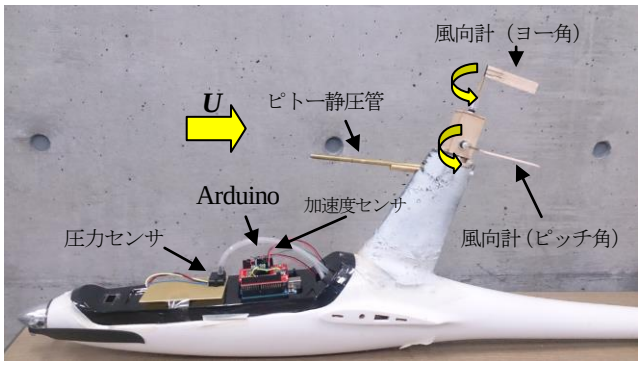

Fig.3 On board sensors

２−３）　姿勢および加速度

機体の姿勢は加速度センサと風向計を用いて計測する．加速度センサは機体軸に対して３軸加速度，３軸角速度，３軸磁方位を計測可能であり，計測した加速度から機体のピッチ角とロール角を計算する．風向計はポテンションメータの摺動軸を真鍮パイプで延長し，先端にバルサ材の平板翼を取り付けた物である．平板翼は風見効果により相対風に追従して摺動軸が回転することで，ポテンションメータの可変抵抗を変化させる．そのため，ポテンションメータの出力電圧から相対風に対する機体のピッチ角とヨー角を計測することができる．出力電圧はアナログ信号として Arduino に送られ，入力電圧を 5 V に設定した時の角度の分解能は 0.6 deg.となる．

２−４）　対気速度計

機体の対気速度は圧力センサとピトー静圧管を用いて計測する．圧力センサの精度は 0.1 Pa であるため速度の分解能はおおむね 0.5 m/s 程度となる．ピトー静圧管は真鍮を用いて文献[2] を参考に製作した．全長 144 mm，静圧孔は先端から 48 mm の位置で 8 つの穴が周方向に等間隔に開いている．機体形状による圧力変化の影響を低減させるため，キャノピー後方の胴体上部 150 mm に水平尾翼と水平に取り付けた（Fig.3）．ピトー静圧管を取り付けた台座は断面形に NACA0018 を用いた中空の構造翼であり，GFRP を使用して成形した．ピトー静圧管及び圧力センサの較正実験を行った結果を Fig.4 に，動圧 q を用いた角度特性の結果を Fig.5 に示す．これらの結果から，較正値は 1.03 で，ピッチ角，ヨー角ともに迎角-12 deg.〜12 deg.の範囲で動圧との誤差が 1%以内で計測できることが分かった．

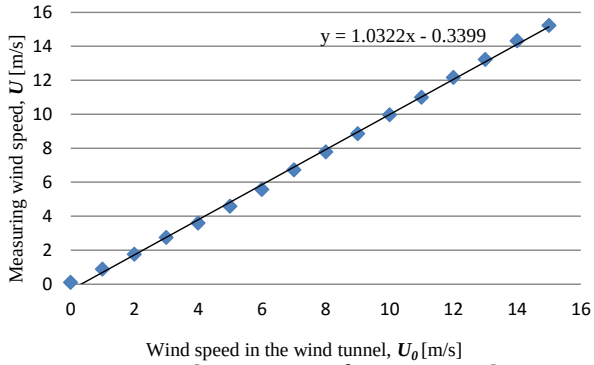

Fig.4 Characteristic of pitot-static tube

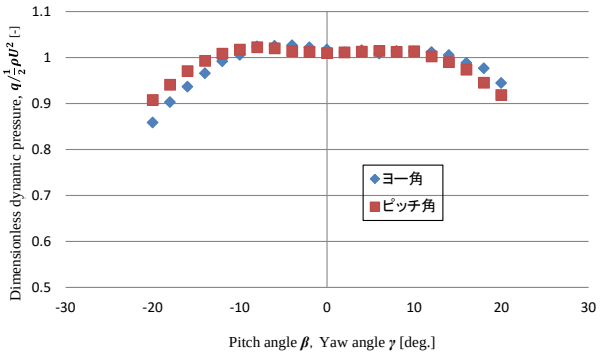

Fig.5 Wind direction effect on dynamic pressure of the pitot-static tube (pitch angle, yaw angle)

3.　まとめ

無線操縦可能な模型飛行機に，飛行中の機体の基本的情報である対気速度，姿勢，加速度，角速度を取得するセンサ類を搭載し，飛行実験環境を構築した．今後は，製作した模型飛行機を実際に飛行させ飛行中の各データ測定および評価を行っていく．

参考文献

1）李家賢一:“翼型上に生ずる層流剥離泡”，ながれ，22(2003), pp.15-22.

2) William H. Rae, Jr. and Alan Pope :“Low-Speed Wind Tunnel Testing”, John Wiley and Sons, Inc. , 1984 , pp.103.