MEMS IMU と一周波 GPS による姿勢推定の精度検証

東京理科大学　学生会員　○西　宏治郎
元東京理科大学　非会員　鈴木　拓也
東京理科大学　正会員　佐伯　昌之

1. はじめに

空中重力測定では一般的に，航空機等に搭載した重力計で重力異常を計測する．この時，より低高度・低速度で重力を計測できれば，より高分解能・高精度に重力異常を検出できる可能性がある．そのため，ラジコンヘリコプターの様な，低い高度を低速度で移動できるキャリアーを用いた重力探査システムの開発が進められている[1)]．

ラジコンヘリコプターを用いた空中重力測定では，最大積載重量の制限のためジンバル機構を搭載することが難しく、重力計はキャリアーに固定されてしまう．そのため，重力計はキャリアーと共に傾斜し，重力の分力と水平加速度による慣性力の分力を共に計測することになる．その補正を行うため，重力計の正確な姿勢を同定することが要求される．

この問題に対して，著者等は，MEMS(Micro Electro Mechanical Systems)加速度・ジャイロセンサを搭載したIMU(Inertial Measurement Unit)と一周波 GPS(Global Positioning System)を使用した，軽量・低消費電力の姿勢計測装置を試作し，INS/GPS 複合航法アルゴリズムにより装置の姿勢を推定することを試みてきた[2)]．空中重力測定では，仮に重力異常を 1mgal の分解能で計測するためには，姿勢角は最低でも 0.1° 程度の精度が必要となる．そこで，本研究では，姿勢角の要求精度を 0.1° と定め，MEMS IMU と一周波 GPS を用いた姿勢計測装置の精度を検証した．

2. 姿勢計測装置の構成

姿勢計測装置は，一周波GPS受信機，MEMS IMUにより構成した．一周波 GPS 受信機には Novatel 社製の OEM-Star を使用し，これにアンテナ GPS-701-GG を接続した．MEMS IMU は 3 軸加速度，3 軸ジャイロセンサを搭載した多摩川精機社製の小型 3 軸慣性センサユニットを使用した．本研究では，これらのセンサから出力されるデータをノート PC に保存し，後処理で解析して精度を検証した．

3. MEMS IMU のケーシングによる効果

INS/GPS 複合航法では，短時間の動きは IMU で計測される加速度と角速度のデータを積分して推定される．ここで問題となるのが，センサのバイアス成分であり，バイアス成分を精度よく補正しないと，積分結果が発散する．そのため，バイアス成分はGPSにより推定される位置とIMUにより推定される位置が等しくなるように決められる．通常 IMU の計測値のバイアス成分のふらつきは小さく，INS/GPS 複合航法では定数として扱われる．

本研究ではまず，使用したMEMS IMUセンサのバイアス成分がどの程度ふらつくかを検証した．

実験では，IMU を静止させるために三脚に固定し，ケースに入れてデータを取得した後，同位置でケースを外してデータを取得した．尚，実験中はほぼ無風状態であり，穏やかな日であった．両条件における IMU の観測データの例として，x 軸まわりの角速度の時系列を図 1 に示す．赤線が IMU にカバーを付けた場合，緑線は IMU にカバーをはずした場合である．

図 1 より，IMU がケースに入っている場合はバイアスが安定するのに対し，ケースに入ってないと，バイアスが大きくふらつくことがわかる．また計測値の分散の値はケース無しの場合，加速度 $6.22\times10^{-4}[m^2/s^4]$，ジャイロ $8.69\times10^{-3}[rad^2/s^2]$ であるのに対して，ケース有りの場合は，加速度 $1.60\times10^{-4}[m^2/s^4]$，ジャイロ $2.38\times10^{-4}[rad^2/s^2]$と分散の値もケースに入れることで小さくなった．このことより，気温が安定し，無風だと思われるような状態においても IMU はケースに入れなければ，バイアス成分は安定しないことが確認できた．

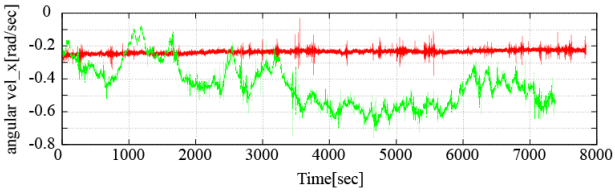

図 1　静止した状態におけるジャイロの計測値の一例

4. 姿勢角推定の精度検証実験

姿勢計測装置の精度を検証するためには，姿勢の真値を把握することが不可欠となる．本研究では，姿勢が既知の状態を実現するために，約 4m のレールを作成し，その上を姿

キーワード：一周波 GPS，MEMS IMU，INS/GPS 複合航法，姿勢角推定
連絡先：〒278-8510　千葉県野田市山崎 2641　東京理科大学理工学部土木工学科　構造工学研究室　TEL：0471241501(ex4075)

勢計測装置が滑るような実験装置を作製した．図2にその様子を示す．レールの両側には，高さ調整ができるように20cm 間隔にネジを付けており，本実験では roll 角が常に 0 になるように微調整した．また，傾斜角に変化を出すため，レールは中央で約 1 度 pitch 角方向に折り曲げている．また，調整後には，分解能 0.1° の傾斜計を用いて傾斜角を測定した．姿勢計測装置の真値は，上記の傾斜角の測定値を 1 次関数で結んだ線から求めた．

実際の空中重力測定ではラジコンヘリコプターは，ほぼ一定の姿勢で移動し，その最大傾斜角は約 10° である．そこで，これを再現するために傾斜角を約 0°，5°，10° に固定できるキャリアーを用意し，これを上述のレール上を往復させてデータを取得した．移動速度もラジコンヘリコプターを想定し，低速(0.2m/s)，中速(0.4m/s)，高速(2m/s)の 3 種類で行った．データ取得は，まずセンサをある傾斜角に固定し，レールの一端に静止させた状態で30分程度データを取得した．その後，低速で 1 往復させて静止させ，次いで中速，高速とそれぞれ 6 往復ずつ行った．この一連の動作によりおおよそ 1 時間程度の連続データが得られた．

INS/GPS 複合航法アルゴリズムによる解析では，姿勢角の初期値は，傾斜計で測定した値を入力した．また，加速度・ジャイロバイアスの分散値には，十分小さな値を設定した．

推定結果の一例として，傾斜角 5° の場合の pitch 角の推定結果を図3に示す．上から低速，中速，高速の結果である．グラフ横軸はデータ取得開始からの経過時間，縦軸はセンサの pitch 角を示す．赤線は真値となる傾斜角，緑線は推定された姿勢角である．

図4より pitch 角の推定値は真値と同じように推移していることがわかる．また，pitch 角の推定結果の内，移動中の標準偏差の2倍値(信頼区間95%)を計算したところ，傾斜角5°かつ低速の場合 0.88°，中速の場合 0.10°，高速の場合 0.196° であった．尚，傾斜角 0°，10° の場合と roll 角についてもほぼ同様な結果が得られた．ただし，本実験では傾斜計の分解能が 0.1° しかなかったため，より高分解能な傾斜計を用いて真値を同定できれば，さらに分散の値が小さくなる可能性はある．

以上より，高速における結果以外は要求精度 0.1° を達成できたといえる．また高速時における精度の悪化は，図 4 で始動の際に推定値と真値が大きくずれていることから，移動時に生じる加速度が関係していると考えられる．本実験ではレールの長さが短いことから，高速移動時に非常に大きな加速度が生じたため，精度が悪化したと考えられる．

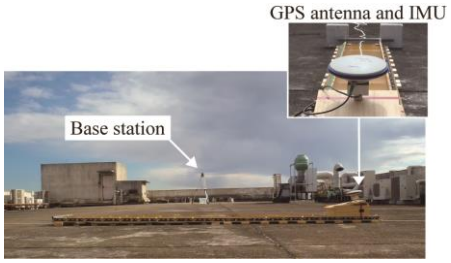

図 2 精度検証実験の様子

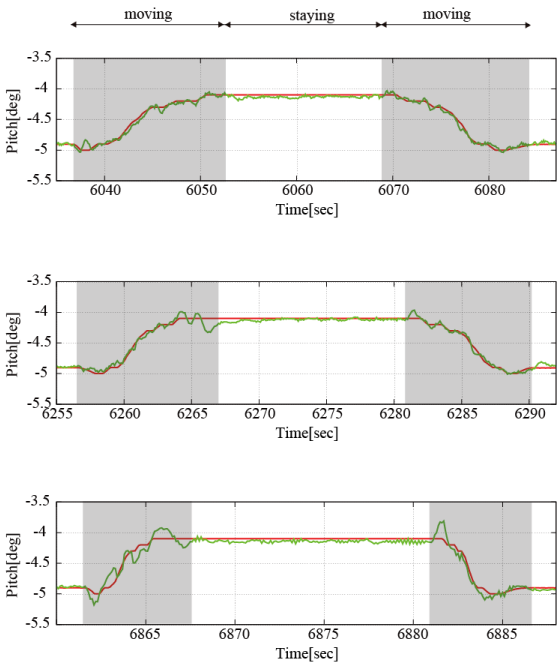

図 3 pitch 角の推定結果

5. まとめ

本研究では，MEMS IMU と一周波 GPS 受信機を用いた姿勢計測装置を使用し，姿勢角の推定を試みた．

推定精度向上のため，センサのケーシングによる効果を検証した．その結果，ケースによってバイアスが安定することが確認できた．

また姿勢計測装置の精度を検証するため，姿勢角が既知の状態で精度検証実験を行った．その結果，本実験においては大きな加速度が生じなかった 0.2～0.4m/s で移動させた場合，0.1° 程度の精度で姿勢角が推定できることを確認した．

参考文献

(1) 盛川仁：高精度地盤構造推定のための微動・重力・磁気の統合観測システムと同時逆解析法の開発，日本学術振興会，科学研究費助成事業データベース，2011 年度研究実績報告書

(2) 大澤英里，鈴木拓也，佐伯昌之：一周波GPSとIMUを用いた位置・傾斜角推定の精度検証，理論応用力学講演会講演論文集，62nd，2013