

小型・高速応答加速度センサーシステムの開発 Development of a measurement technique for high response acceleration system

北川 一敬[†], 丹野 英幸^{††}
K. Kitagawa[†], and H. Tanno^{††}

Abstract: The aim of the study is to develop a small system and high response acceleration system for forces measurement of rocket, cornering force and impulse of crash car and hypervelocity testing for space vehicle. The acceleration system is mounted on the front nose of pet rocket and accelerated to a speed up to 4G for the experiment. During the experiment, which will last approximately one minute, acceleration data for the rocket is recorded. Results show that rocket axial acceleration increases as axial force increases. The hypervelocity testing for space vehicle will be planed a wind tunnel experiment of ground tests performed in the HIEST high-enthalpy shock tunnel facility.

1. はじめに

自動車等の加速度を計測する場合、ピエゾ圧電方式センサー、チャージアンプおよびオシロスコープを組み込み実機に搭載する必要がある。但し、センサー、アンプ、オシロスコープなどは非常に高価であるため、加速衝突実験などの取り扱いに細心の注意を払う必要があり、またランニングコストが非常に高くなる場合がある。自動車衝突試験、ロケット飛行時の力計測、風洞試験では、試験体に積込める測定器が有効であると考えられる。

小型ロケットの高度測定では、一定区間離れた地点から角度を測定し、打ち上がった高さに換算する2点法や3点法という方法、またはドップラーレーダなどを使った方法をとっている。通常の小型ロケットの高度計測は、目視領域であれば前者の方法が用いられるが、人為的な誤差も発生しやすい。また、測定にあてる人員が必然で、

少人数で行う場合の実験・研究には向いていないと考えられる。そこで、小型ロケット本体に加速度計を搭載して、外付けのフラッシュメモリにデータを蓄積し、リーダを使ってデータをメモリ上に転送し、機体回収後、パソコンを使ってデータを転送する方法を考えた。しかし、小型のシステムは既製品がなく、もし、あったとしても、かなり高価になると思われる。そこで、自作によるこのシステムの製作を行い、小型加速度センサシステムの開発と測定と必要人員の削減と、データの誤差の低減を目的とする。

過去に本研究室は、モデルロケット用小型加速度計測システムの開発を行った経験がある。その経験から宇宙航空研究開発機構(JAXA)と共同でロケット、飛翔体等の実験機に搭載可能寸法 W50×H50×L50 mm を目指し、小型・高速応答の加速度センサーシステムの開発と安価で信頼性の高いシステムの構築を行った。

[†] 愛知工業大学 工学部 機械学科 (豊田市)

^{††} 宇宙航空研究開発機構(JAXA) 先進技術研究 GL (角田市)

2. 実験装置

加速度計の低コスト・小型・軽量化のために、加速度

センサにはモジュールのみを使用し, ユニバーサル基板, またはプリント基板を用いて作成する. 電源も 9V 電池よりもさらに小型のものを選択する. また加速度の測定軸を増やし, 3 次元的な測定を行えるようにする.

加速度センサからのアナログデータをデジタルデータに変換する必要があるため, A/D 変換機能を用いた. さらに, パソコンとシリアル通信をし, 変換されたデータをパソコンに取り入れるために USART 機能を取り入れた. 以上の条件より PIC16F873 を用い, BASIC 言語によりプログラミングを行った.

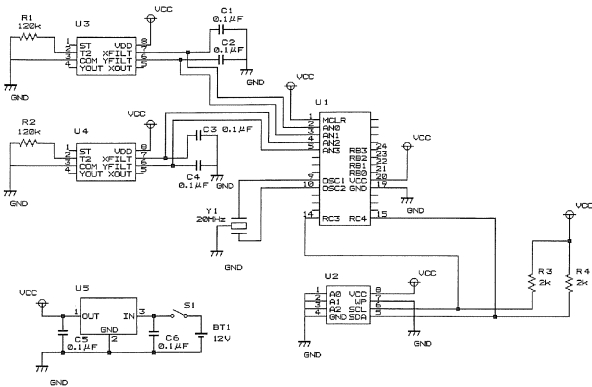


Fig.1 小型加速度センサシステムの回路図

Fig.1 は加速度計の回路図を示す. PIC16F873 を使用し, AN0 から AN3 までの 4 つのアナログ入力チャンネルに, 加速度センサの電圧値のアナログ出力が接続されている. PIC に送られたアナログデータは, PIC 内の A/D 変換機能によってデジタルデータに変換され, 外付け EEPROM へと送られる. PIC 及び外付け EEPROM は IC ソケットに実装されており, 着脱可能となっている.

3. 実験方法

Fig.2(a)は平常時の加速度センサ部の構成, Fig.2 (b)は加速度印加時のセンサ部を示す. Fig.2(a)において, シリコンウエハ上にビームと呼ばれるばねがあり, そのばねに 42 組のセンタプレートと呼ばれる板が付けられている. これはウエハ上に浮いた形で取り付けられていて, そのセンタプレートに対してウエハ上に固定されたプレートが対照的に配置されている. センタプレートと固定

プレートはそれぞれ同間隔になっており, 両プレート間に電流を流すことによって, プレートをコンデンサとして動作させている.

Fig.2 (b)において, センサに加速度が加わると, ばねに力が加わりセンタプレートが加速度と反対方向に移動する. すると固定プレートとの間隔が変わり, それによってセンタプレートと固定プレート間の容量が変化する. この容量変化により加速度を検出している.

Fig.3 はセンサから復調部までの回路を示す. センサの固定プレートに対して発振器から 1 MHz のパルスを入力する. そのとき, それぞれの固定プレートに対して逆相のパルスを入力する. 加速度が加わっていない場合, 容量 C_{S1} と C_{S2} は同じになるため, センタプレートに加えらるるパルスは逆相で打ち消され, 一定値となって出力される.

Fig.4 はセンタプレートでの加算の概略図を示す. 加速度が加わった場合は, C_{S1} と C_{S2} の値が異なるため, 容量の分それぞれのパルス波の位相がずれてくる. このずれによって, センタプレートで加算される電圧が変化する.

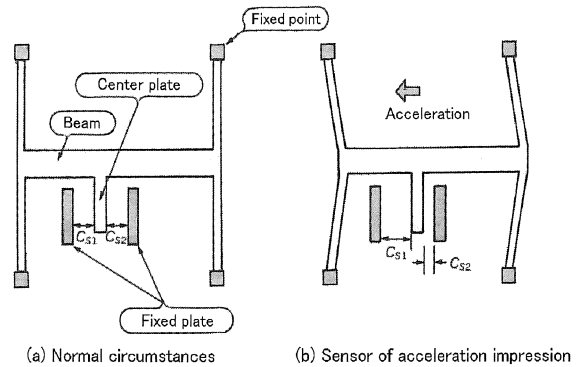


Fig.2 加速度センサ内部構造の概略図

復調器は, 基本の 1MHz のパルス幅に同期して電圧を得る. これにより, 加速度方向が正方向であれば+方向, 180度反転していれば-方向に電圧が出力される. また, その他の必要のない信号は外部のコンデンサを通して取り除かれる. これにより, プレート間の容量差を電圧値として出力することができる. この復調された信号は

電圧値として OP アンプに入り，外部に出力されるとともに，抵抗 (3 MΩ) を通してフィードバックされる。

なお，出力値は電源電圧 +5 V 単一で使用できるようになっており，加速度ゼロの状態 ($C_{S1}=C_{S2}$) 1.8 V になるようになっており，19 mV/G で出力され，最大振幅 ±50 G のとき ±0.95 V が出力される。

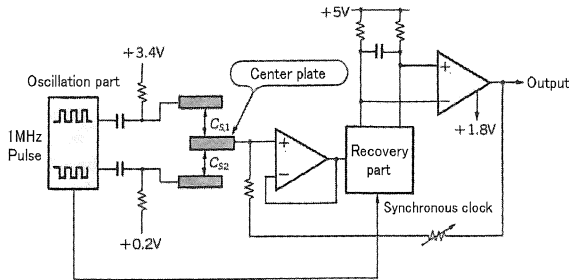


Fig.3 センサから復調部までの回路図

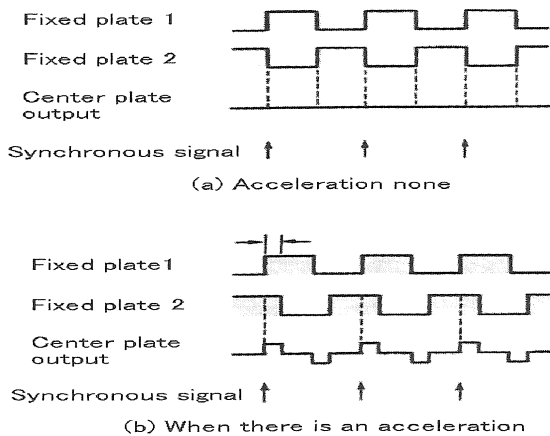


Fig.4 センタプレートでの加算の概略図

4. 実験結果及び考察

本実験で製作した加速度計は，一軸 10 ms 間隔でその瞬間にセンサにかかっている加速度を記録する．各軸に対して順次 10 ms ごとで記録するため，一軸の測定間隔は 30 ms となる．このデータを利用して到達高度を求める．X 軸と Y 軸は機体の傾斜として扱う予定であったが，角度成分としての分解能が低く，軸全体の回転運動と傾斜角を見分けることが困難なため断念した．Z 軸は機体

自体の加速度とする．加速度を時間で積分すると速度になり，速度を時間で積分すると変位になる．これを利用し，ペットボトルロケットの高度を求める。

実験前の加速度計測は以下の仮定の基で行った。

- ① 発射と同時に上向きの加速度が発生する。
- ② 到達高度において重力のみがかかる。
- ③ 下降時は自由落下で重力と等しい加速度がかかる。
- ④ 着地した際，進行方向逆向きの加速度がかかる。

最も特徴的な加速度があらわれるのは，発射時と着地時であると考えられる．本実験では 5 回の測定を行ったが，発射時から着地時までのデータが記録されていたのは 5 回目の測定だけであった．3 回目はデータが記録されておらず，1・2・4 回目は発射時の加速度は記録されていたが，着地時の加速度は記録されていなかった。

Fig.5 はペットボトルロケット発射実験の加速度の時間履歴を示す．X・Y 軸は今回の実験においては必要がない．仮定より Z 軸のみを対象として考える．6 秒過ぎからの加速度一定のデータは，地面に落下したためである．22 秒過ぎからの加速度の変化は，機体を持ち上げて加速度計を取り出し，スイッチを切るまでの間である．Fig.6 は Fig.5 の 0～7 秒に拡大した結果を示す．Fig.6 から，機体の動きは，まず a 点において発射され，b 点までの 180 ms 間に最大 4.5 G の加速度がかかる．その後 c 点までは，水と空気を放出し終えて推力を失ったため，重力により加速度が減っていく．d 点で重力とつりあって到達高度に達する．発射の瞬間である a 点から到達高度である d 点までの時間は 1350 ms である。

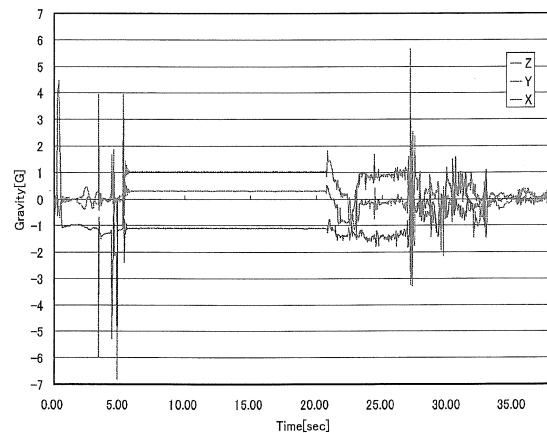


Fig.5 ペットボトルロケットの加速度の時間履歴

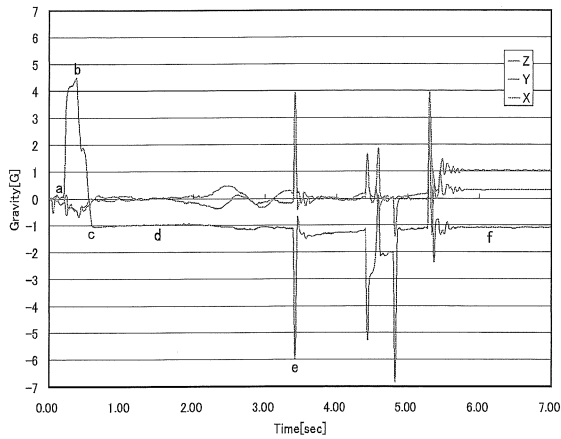


Fig.6 ペットボトルロケットの加速度の時間履歴
d点以降 1800 ms 間自由落下で落ちてくる。そして発射後 3200 ms 後の e 点で着地し, 進行方向逆向きに約 6 G の加速度がかかる。その後バウンドして f 点で地面に落ち着く。機体が垂直に打ち上がった場合, 到達高度では速度が, 0 m/s になっている。加速度の積分の結果, 速度が 0 m/s になった時間を到達高度とする。

Fig.7 は到達高度までの加速度を, Fig.8 は到達高度までの速度の変化を, Fig.9 は到達高度までの変位を示す。

Fig.7 から a-b 間において急激に加速度が上昇している事がわかる。これはロケット発射直後にロケット内に蓄えられた水が勢いよく噴出していることを示しており, 発射後 30 ms の b 点において 35.7 m/s^2 の加速度を検出している。b-c 間ではさらに加速度が上昇し, 発射後 180 ms の c 点で最大加速度 44.0 m/s^2 を示している。よってこの点で水の噴出量は最大である。その加速度は c-d 間では加速度が減少しているが d 点で加速度が再び上昇し 18.7 m/s^2 を示している。この原因としては水の粘性が影響していると考えられる^[1]。ロケットのタンク内の水が少なくなると水の粘性によってスムーズに水が噴射されず空気も外へ放出されるため加速度の減少が起きた。d-e 間では加速度はさらに減少し加速度は 0 となる。この時点でロケットの推進力による上向きの加速度と重力による下向きの加速度がつりあっていることを示す。e-f 間で加速度はマイナスとなり重力の力が強くなっていることがわかる。そして f-g 間では加速度は -1 G となりロケット内に蓄えられた推進力を使い切り, 重力の下向きの加速度のみを受け発射後 1350 ms に速度が 0 となり, 到達高度へと達すると推測する。

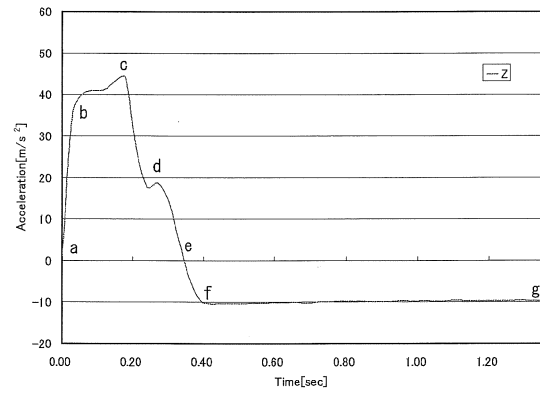


Fig.7 Z 軸の加速度の時間履歴

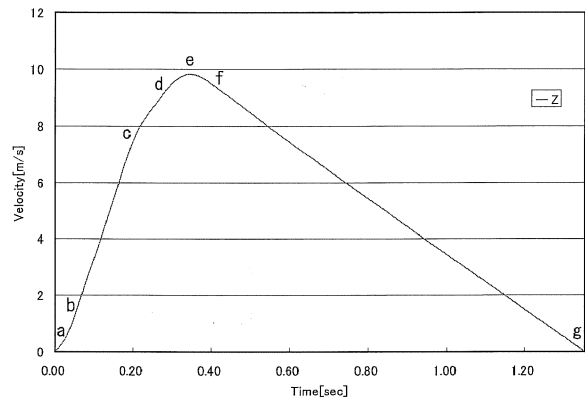


Fig.8 Z 軸の速度の時間履歴

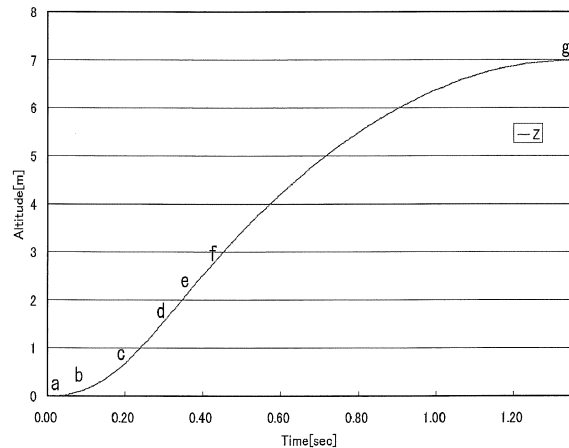


Fig.9 Z 軸の高度の時間履歴

Fig.8 から a-b 間では加速度の傾きが急なため速度の傾きも大きくなっており, b 点での速度は 0.54 m/s である。b-c 間では速度が急激に伸び, c 点で 7.77 m/s である。これは加速度が高い値を維持しているため速度の伸びがよいと考える。c-d 間では加速度が減少しているため速度の傾きが減少しているが, 加速度自体はプラスであるため

速度は伸びている。d-e間でも速度は伸び続け、e点の速度は9.80 m/sで最高速度となっている。e-f間では重力による下向きの力が強くなるため速度は減少する。f-g間では加速度は-1 Gでほぼ一定となっているため速度グラフの傾きも一定のまま減少し速度が0となった瞬間、到達高度となる。

Fig.9から、今回打ち上げのペットボトルロケットの到達高度は6.99 mとなった。

5. まとめ

本研究では小型ロケット用加速度計測システムの改善という目的のため、前年度で製作されたシステムの改良を行った。

本研究によって得られた結果の要約を以下に示す。

(1) 加速度計について

加速度センサを用いて加速度計の製作を行い、ペットボトルロケットに搭載して加速度を測定した。

ハードウェアの面は、センサをモジュール化して使用し、電源の容量を増やした。また基板2枚を立体構造にする事によってセンサを保護するとともに、本体を小型化することが出来た。加速度センサは、はじめ2 G加速度センサを使用していたが、ペットボトルロケットでの測定で2 G加速度センサでは測定範囲を超えてしまうために10 G加速度センサを搭載した。

ソフトウェアの面は、プログラムの改良により測定間隔を昨年度よりも短くする事が出来た。またEEPROMへ記録するデータも小さくし、データの書き込める量を増やした。これによりEEPROMの搭載個数が減少し、ハードウェアの小型化にもつながった。

(2) EEPROM リーダについて

本装置はPicBasicProを用いプログラムの製作を行った。このプログラムについては状況に応じて変更が可能であり、プログラム言語もBasicのみではなくアセンブラやC言語も使用することができ、製作者のアイディア次第ではより使いやすいものにすることが出来る。プログラムを変更してもPICやEEPROMの使用ピンは変わ

らないため回路を変更せずとも使用可能である。

本研究で使用したEEPROMは24LC256である。ペットボトルロケット発射実験では、測定間隔も長く、ペットボトルロケットの飛行時間は今回の実験では約4秒であるが、分解能の低いデータ型で測定したため十分な容量を確保することが出来た。しかし、モデルロケットや高速飛行実験での測定では、マイクロ秒の測定時間と縦軸解像度12から14bitのスペックが必要であり、分解能の高い加速度システムを更に開発する必要がある。

謝辞

本研究は、平成20年度 愛知工業大学総合技術研究所プロジェクト共同研究BとJAXA共同研究テーマ「風洞模型内蔵用小型データロガーの開発」の助成を受けた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- [1] 後閑哲也, 「C言語によるPICプログラミング入門」, 技術評論社, 2003年
- [2] 後閑哲也, 「改訂版 電子工作のためのPIC16F活用ガイドブック」, 技術評論社, 2004年
- [3] 栗原哲郎, 「加速度センサの動作原理と応用回路」, トランジスタ技術SPECIAL No.66, CQ出版, 2002年
- [4] 久下洋一, 「アマチュア・ロケットィアのための手作りロケット完全マニュアル」, 誠文堂新光社, 2000年
- [5] 太田貴之, 梅村章, 「水ロケットにおける飛行最適条件の研究」, 日本航空宇宙学会論文集, 第49巻574号, 2001年