

ハイブリッドロケットの抵抗低減とスロッシングを考慮した安定性評価 Drag reduction of hybrid rocket and stability evaluation with considering sloshing

三上拳（神奈川大・学）・高野敦（神奈川大）

Ken Mikami and Atsushi Takano

1. 緒言

近年、大学での超小型衛星開発が盛んである。しかし、それらは大型ロケットに相乗りで打ち上げられるため、その機会は限られている。そこで超小型衛星を安価かつ迅速に打ち上げるための超小型ハイブリッドロケットの開発に取り組んでいる。

本研究では機体の抵抗を減らし、より高高度を目指すため低抵抗フィンスターの開発を行った。

加えてハイブリッドロケット打ち上げ実験において機体が蛇行する現象が見られた。この原因究明のため、タンク内の液体酸化剤の揺動（スロッシング）を考慮した飛行シミュレーションの製作を行った。

2. ハイブリッドロケットの抵抗低減

2.1 機体全体の抗力係数

昨年度の機体全体の抗力係数を見直すと各部分の抗力係数は表1の値であった⁽¹⁾。表1から最も抗力係数が高いのは、ノーズコーン・ボディチューブである。

しかしノーズコーンやボディチューブのサイズはシステム設計上の制約で決まっており、抗力係数を大きく減少させるのは難しいため、次に抗力係数が高いフィンスターの改良に取り組んだ。

表1 昨年度機体の抗力係数

	抗力係数
ノーズコーン、ボディチューブ	0.331
フィンスター	0.137
ねじ	0.079
フィン	0.028
ランチラグ	0.022
合計	0.597

2.2 フィンスターの抗力係数

図1に昨年度のフィンスターを示す。フィンスターの抗力係数を詳しく見ると、ボディチューブ固定部の抗力係数 $C_{D_{fb}}$ 、フィン固定部の抗力係数 $C_{D_{fs}}$ 、胴体との干渉抗力係数 $C_{D_{int}}$ の和であり⁽²⁾、それぞれ抗力係数を表2に示す。

フィンスターの中でも一番抗力係数が高いボディチューブ固定部の抗力係数を小さくするため、ボディチューブ固定部の断面積を小さくすることを検討した。

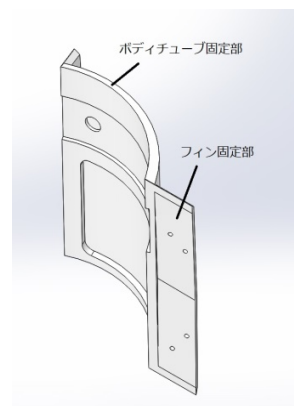


図1 昨年度フィンスター

表2 フィンスターの抗力係数

ボディチューブ固定部抗力係数 $C_{D_{fb}}$	0.103
フィン固定部抗力係数 $C_{D_{fs}}$	0.010
胴体との干渉抗力係数 $C_{D_{int}}$	0.024
合計	0.137

そのためボディチューブ固定部の厚みを昨年度の5mmから図2のように3mmに薄くした。この結果抗力係数は0.042（全体の7%）減少し、シミュレーション上で最高高度が約160m向上した。



図2 フィンスター変更点

2.3 新規フィンスターの強度試験

3Dプリンタにより新規フィンスターを製作したが、今年度のフィンスターは昨年度のものより2mm薄くしたため強度計算を行った。その結果文献⁽³⁾に記されている3Dプリンタの材料強度以上の力を受ける可能性があることがわかった。しかしこの強度は3Dプリンタの特定の材料積層条件による最悪の場合の強度なので、これを避けて製作されているフィンスターの強度を試験により確認した。飛行中にフィンが受ける最大荷重は速度または揚力係数が最大時の揚力から計算した。シミュレーションの最大速度367m/s（マッハ1.1）よりも十分大きい578m/s（マッハ1.7）を最大速度として揚力

を求めた結果 132N であった。また文献⁽⁴⁾を参考に揚力係数最大時の揚力を求めた結果 8.9N であった。以上より最大速度時の揚力を最大荷重とし、その荷重 132N にフィンステアが耐えられるか、図 3 のようにフィンに荷重をかけて試験を行った。その結果、最大で 159N の荷重をかけても壊れなかったため飛行中のフィンステアの破損はないと判断した。

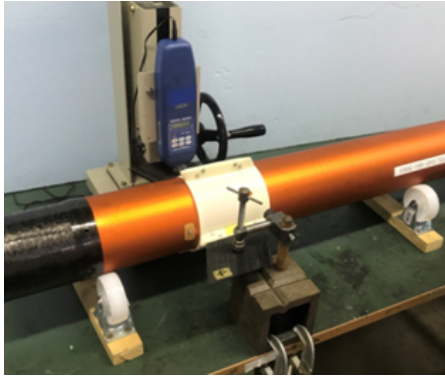


図3 フィンステア強度試験

3. 打ち上げ実験

新規フィンステアの飛行実証を目的に打ち上げ実験を行った。打ち上げ及び機体回収に成功し、最高到達高度は 4779m を記録した。しかし飛行時間履歴から二段目分離のパラシュートが開かず弾道落下したと考えられ、回収後の機体は大きく破損していた。フィンステア及びフィンは機体についておらず、フライト後のフィンステアを回収することが出来なかった。



図4 蛇行の様子

また打ち上げ直後、図 4 のように機体が蛇行した。この原因としてフライト中にフィン及びフィンステアが破損や脱落したことが考えられた。そのため地上カメラの映像を観察したが、動画に映っている範囲ではフィン及びフィンステアの脱落は確認できず、発射点付近での落下物も確認できなかった。

他に考えられる蛇行の原因としてタンク内の液体酸化剤の揺動（スロッシング）により、機体の重心が変化することが考えられた。そこでスロッシングの影響を評価するためスロッシングを考慮した飛行シミュレーションを製作した。

4. スロッシングを考慮したシミュレーション

4.1 スロッシングのモデル化

スロッシングによるモーメントを文献⁽⁶⁾に基づいた飛行シミュレーションに組み込むことを考えた。

スロッシングを飛行シミュレーションに組み込むた

め、文献⁽⁶⁾を参考にスロッシングを振り子に近似して 2 次元モデル化し数式で表す方法を用いた。この方法は円筒タンク内の液体の質量をスロッシング部の質量と、タンクに対して移動しない静止質量に分け、スロッシング部の質量のみを振り子に近似する方法である。

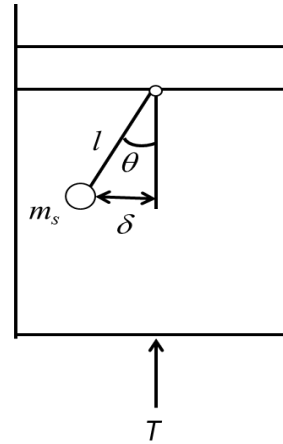


図5 スロッシングの振り子モデル

4.2 スロッシングによるモーメント

スロッシングにより重心が動きモーメントが生まれ、機体の姿勢に影響を与えると考えた。

スロッシングによるモーメント M_s は、スロッシングによる重心の変化 l_{cg} と推力 T により次式で表される。

$$M_s = l_{cg} T \quad (1)$$

l_{cg} は重心を求める式より

$$l_{cg} \delta = \frac{m_s \delta}{m} \quad (2)$$

と表される。 m は機体全機質量である。さらに δ は次式で計算できる。

$$\delta = l \sin \theta \quad (3)$$

図 6 のように機体が傾いた時、その傾きを考慮した θ を求めるために振り子の運動方程式を解く必然がある。推力、重力による加速度を用いて運動方程式を立

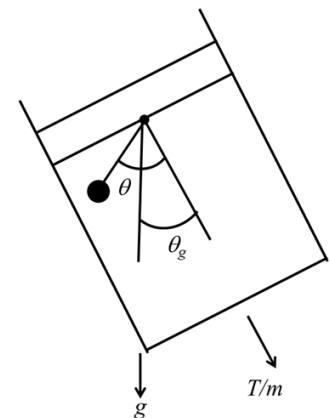


図6 機体が傾いた時のタンク

$$m_s l \ddot{\theta} = -m_s \frac{T}{m} \sin \theta - m_s g \sin(\theta - \theta_g) \quad (4)$$

となる。式 7.1.2.4 を、 θ の初期値を射角としルンゲクッタ法で解いた。

以上の計算を飛行シミュレーションに組み込んだ。

4.3 スロッシング解析結果

スロッシングを組み込んだシミュレーションで解析を行った。図 7 に示すように振り子が振動していることが確認できる。それにともない図 8 の重心の変位も振動していることが確認できる。しかし変位が大きい

ところでも 10^{-4} m 程度と非常に小さいことがわかった。

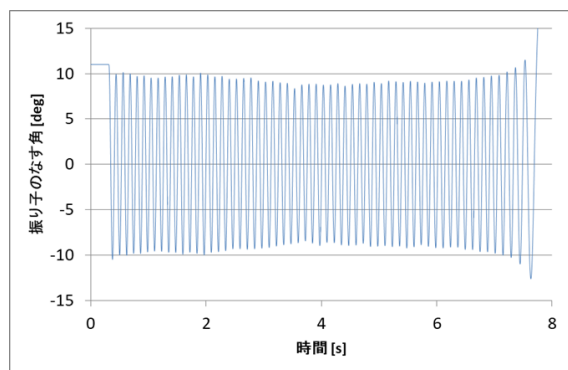


図7 振り子のなす角の時間変化

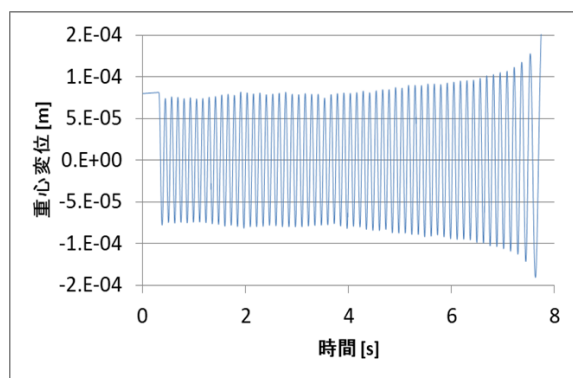


図8 重心変位の時間変化

スロッシングを考慮した場合と考慮していない場合それぞれの時間対姿勢角のグラフを比較したものを図9に示す。同様に飛行経路についてスロッシングを考慮した場合と考慮していない場合を比較したものを図10に示す。図9,10のようにスロッシングを考慮した場合と考慮していない場合のグラフはほぼ重なっており、機体姿勢や飛行経路への大きな影響は見られなかった。また、発射直後スロッシングの有無に関係なく約 3° 傾くことがわかった。

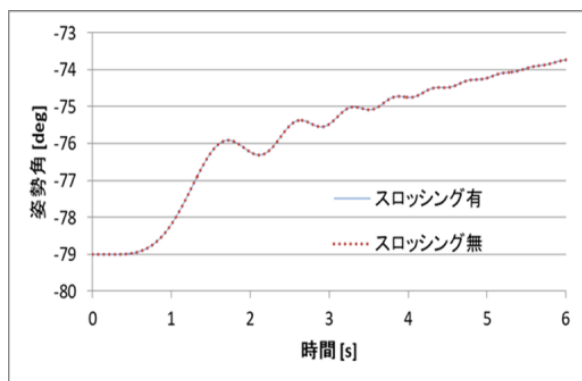


図9 時間対姿勢角

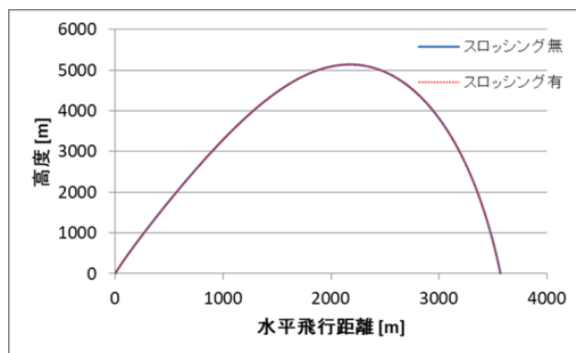


図10 飛行経路

スロッシングの影響を確認するため重心の変位を100倍にして解析を行った。その結果の時間対姿勢角を図11に、飛行経路を図12に示す。これらの結果から、スロッシングによる高周波の振動が確認できたが機体姿勢に与える影響は小さかった。

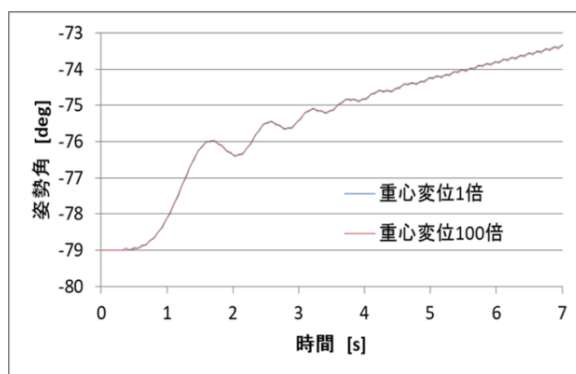


図11 重心変位 100 倍の時の時間対姿勢角

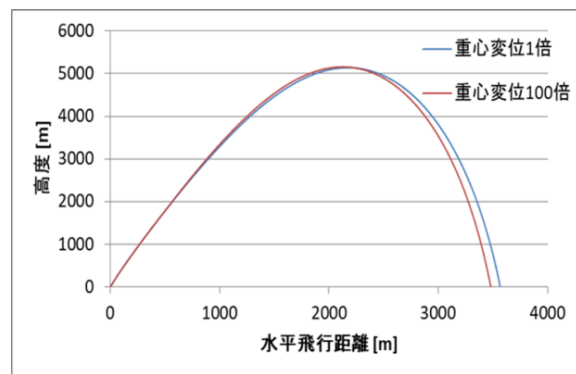


図12 重心変位 100 倍の時の飛行経路

5. スロッシング以外の原因の検討

シミュレーション上での発射直後の約 3° の傾きは実際の蛇行時の傾きより小さいが、実際の打ち上げでもこの傾きが蛇行の原因となった可能性があるため原因を検討した。

5.1 横風の影響

横風の影響を確認するため、風速 1m/s, 0.1m/s, 0.001m/s で解析を行い比較した結果を図13に示す。尚、実際の打ち上げ時の風速は 0m/s であったが、本シミュレーションでは風速 0m/s では解析が行えない。図から

風速が小さくなると、最初の傾きも小さくなるが風速 0m/s 付近でも約 3°傾くことがわかった。

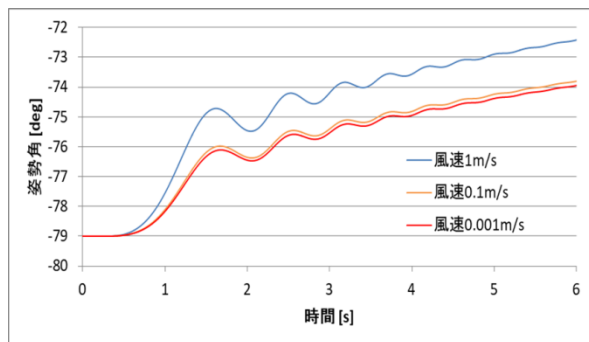


図 13 横風の影響

5.2 機体安定性の影響

機体安定性の評価に次式で表される F_{ST} を用いた。

$$F_{ST} = \frac{(\text{圧力中心}) - (\text{機体重心})}{(\text{機体全長})} \times 100 \quad (5)$$

F_{ST} が 10~17 であれば機体が安定するとされ、当研究室機体は酸化剤充填時に 10 となるよう設計した。機体の安定性 F_{ST} は適切であったか確認するため、シミュレーション上で圧力中心位置を変え F_{ST} が 5, 10, 20 の場合について解析を行った。その結果を図 14 に示す。いずれの安定性でも発射直後の約 3°の傾きは起こっているため、安定性の過多や不足が原因ではない。

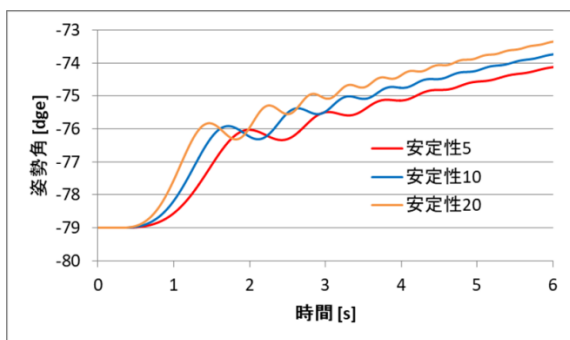


図 14 安定性 F_{ST} による機体姿勢への影響

5.3 ランチャ長さの影響

今後この事象を改善するための方策を念頭に、ランチャの長さにより発射直後の機体姿勢に影響があるか検討した。実際のランチャ長さ 5 m に対して、10 m の場合と極端に長くした 30 m の場合について解析を行った。その結果を図 15 に示す。ランチャの長さを 10 m にしてもほとんど影響は見られなかった。また、ランチャ長さを極端に長くしてもあまり傾きが小さくならないことがわかった。

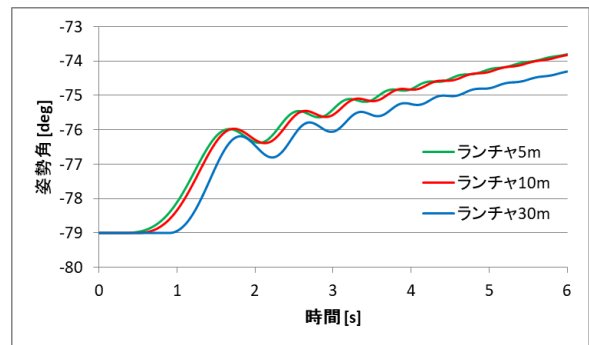


図 15 ランチャ長さによる機体姿勢への影響

5.4 重力加速度の影響

重力加速度の影響を確認するため、図 16 に示す推力 T と重力 mg により生まれる傾き α を計算した。その結果 $\alpha = 1.25^\circ$ であった。3°には満たないが発射直後の傾きの原因として重力加速度が考えられる。

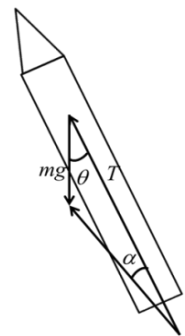


図 16 推力と重力による傾き

6. 結論

ハイブリッドロケットの抵抗低減を目指し開発したフィンスターは 7%の抵抗低減に成功した。しかし打ち上げ後の機体についておらず、着水時の衝撃で破損した可能性がある。

スロッシングを考慮したシミュレーションでは打ち上げ実験時の機体の蛇行は現れなかった。このことから蛇行はスロッシングが原因ではないと判断した。

蛇行は今回検討していない局所的な横風や、重力など様々な要因が重なって起きた可能性がある。

参考文献

- 1) 川島, 小森, ハイブリッドロケットのフィン設計と飛行シミュレーション, 神奈川大学卒業論文, 2016 年
- 2) 久下洋一, 手作りロケット完全マニュアル, 誠文堂新光社, 2007 年
- 3) 佐藤, 堀内, 3D プリンタを利用した応力対応型トラス構造, 神奈川大学卒業論文, 2014 年
- 4) 牧野光雄, 航空力学の基礎, 産業図書株式会社, 1995 年
- 5) 戸川隼人, 石黒登美子, 山本浩通, スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム, 航空宇宙技術研究所, 1968 年
- 6) H. Norman Abramson, The Dynamic Behavior of Liquids in Moving Containers, 1966