

音速を超える超小型ハイブリッドロケットの抗力係数の推算

Estimation of drag coefficient and stability derivatives for micro hybrid rocket exceeding sonic speed.

○遊栗鈺 (神奈川大・学), 中尾仁 (神奈川大・学),

高野敦 (神奈川大), 喜多村竜太 (神奈川大)

Liyu You (Kanagawa University), Jin Nakao (Kanagawa University),

Atsushi Takano (Kanagawa University), Ryuta Kitamura (Kanagawa University)

1. まえがき

近年, 超小型人工衛星開発が盛んに行われ, それらを安価かつ迅速に打ち上げるため, 当研究室では超小型ハイブリッドロケットの開発を行っている. その開発の中で, 大型化して音速を超える速度になったため, 安定微係数や抗力のマッハ数に対する変化を推算が必要となった. そこで, DATCOM^[1]による圧力中心 $x_{a.c.}$ と安定微係数 C_{mq} を求めた. 打ち上げ試験から得たフライト実績とシミュレーション結果と比較し, DATCOM^[1]による推算の妥当性を確認した. また亜音速 ($M=0.6$), 遷音速 ($M=1.2$), 超音速 ($M=1.6$) の抗力係数も DATCOM^[1]から推算し, それらの値を簡易的な方法で求めた抗力係数と比較し DATCOM^[1]から得た値の信頼性を確認した.

2. 圧力中心と安定微係数

2.1 機体概要図

図 1 に機体概要図を示す. L は機体全体の長さであり, d は胴体直径, s はフィンの垂直高さ, c_{re} はフィンの根本長さ, c_t はフィンの先端長さ, A は後退角, l_n はノーズの長さ, l_f は胴体前半の長さ, $l_{c.g.}$ はノーズ先端から重心の位置, $x_{a.c.}$ は空力中心の位置を表す.

これらの幾何学的な寸法と DATCOM^[2]に掲載されている数表を用いて安定微係数を計算している.

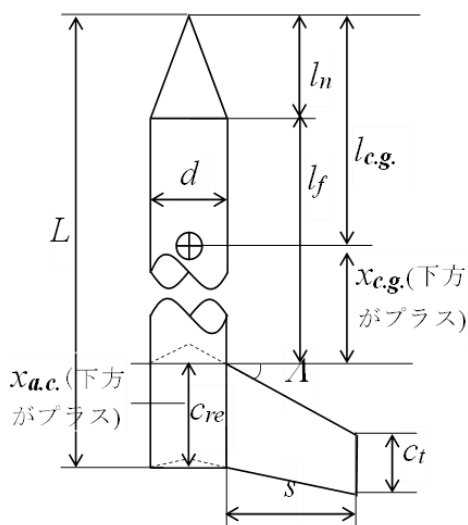


図 1 機体概要図

2.2 圧力中心 $x_{a.c.}$

圧力中心とは, 空気力を圧力中心に定義したとき迎え角により圧力中心まわりのピッチングモーメントが変化しない点のことである.

図 2 は圧力中心の説明図である. 機体全体の圧力中心 $x_{a.c.}$ は, ノーズ, フィン及び胴体の空気力を考慮して求めた (図 2 では胴体を省略している).

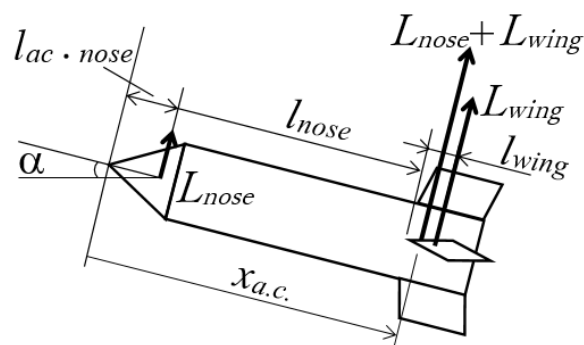


図 2 圧力中心の説明図

2.3 安定微係数 C_{mq}

2021 年度機体の飛行シミュレーション解析を行うため, 従来の計算では亜音速までしか適用できないため, 遷音速, 超音速に適用できる DATCOM^[1]での安定微係数の推定を行い, 飛行シミュレーションを行った. 安定微係数 C_{mq} (機首頭上げモーメント係数 C_m の頭上げ角速度 q に対する変化率) の説明図を図 3 に示す.

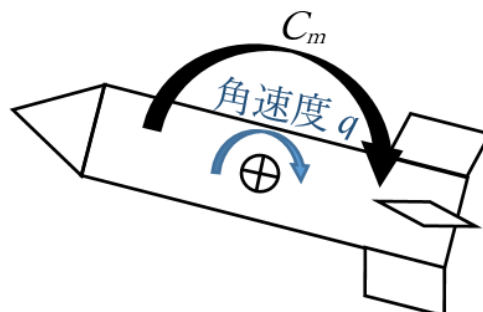


図 3 安定微係数の説明図

2.4 圧力中心と安定微係数の計算結果

亜音速, 遷音速, 超音速の場合に圧力中心と安定微係数の結果が表 1 と表 2 に示す. 今年の解析

飛行中の大部分が亜音速領域であることから亜音速の空力中心と安定微係数の値を採用した。

表 1 圧力中心の計算結果

	亜音速	遷音速	超音速
空力中心	3.222	3.227	3.741

表 2 安定微係数の計算結果

	酸化剤なし	酸化剤あり	燃烧終了
亜音速	-1.911	-2.746	-3.133
遷音速	-1.278	-1.637	-1.783
超音速	-2.808	-3.551	-3.878

3. 簡易的な方法による抗力係数の推算

簡易的な方法による抗力係数の推算は、マッハ数 $M=0.8$ の時の抗力係数 C_D を基準として文献[2]に掲載されていた弾丸のマッハ数に対する抗力係数 $Mach_C_D$ のグラフの値を比例で乗じて求めた。まず、 $M=0.8$ のときの抗力係数 C_D を Excel の計算シートを用いて計算した結果、 $C_D=0.60$ と求めた。

この数値を基準に文献[2]の $Mach_C_D$ のグラフの値を比例で乗じた。それにより、図 4 に示す結果が得られた。

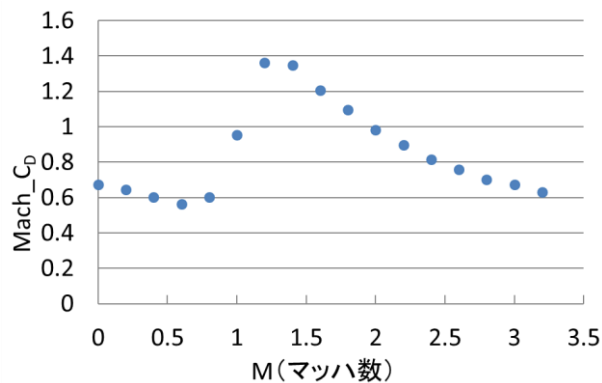


図 4 $Mach_C_D$ のグラフ

4. 飛行シミュレーション

文献[3]より剛体の 6 自由度の運動方程式を用いた飛行シミュレーションを行った。

2章で算出した亜音速・遷音速・超音速の圧力中心と安定微係数を使い、シミュレーションを行った。その結果を図 5 から図 10 に示す。3 ケースとも落下分散の結果に大差がなかったため、今回のシミュレーションではマッハ数によってプログラム上で安定微係数を変える必要はないことが確認できた。

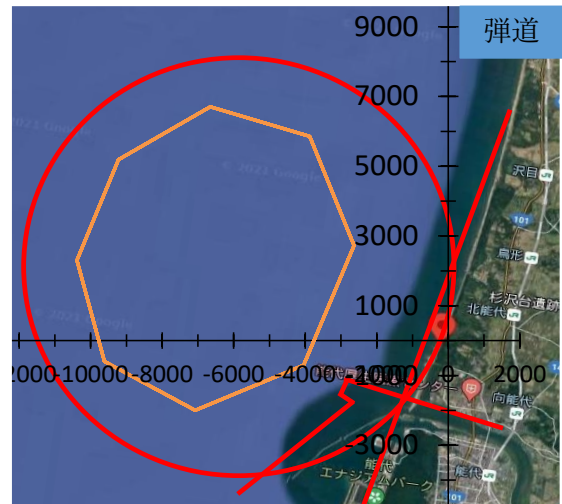


図 5 亜音速の落下分散 (弾道落下)

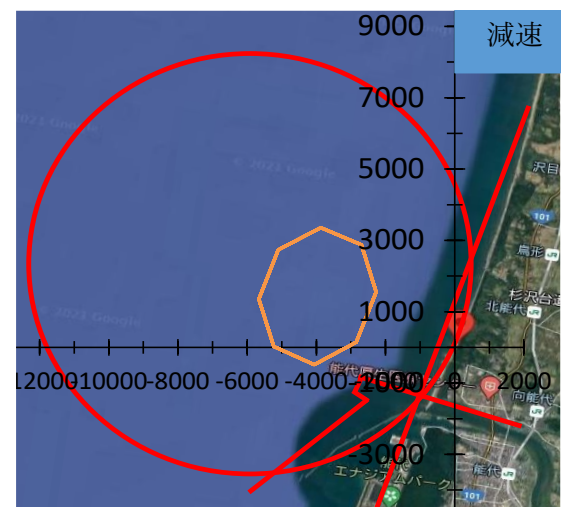


図 6 亜音速の落下分散 (減速落下)

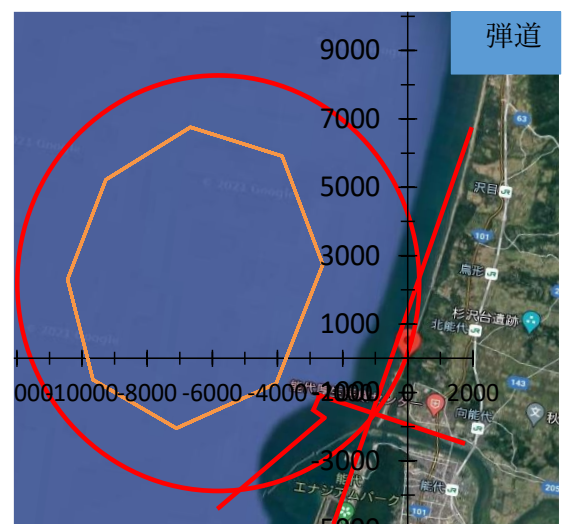


図 7 遷音速の落下分散 (弾道落下)

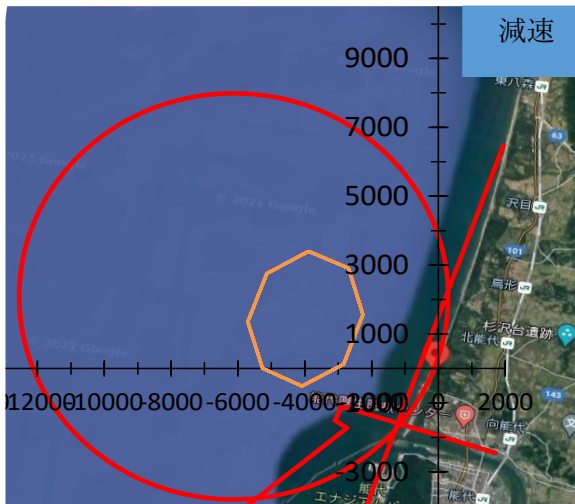


図 8 遷音速の落下分散 (減速落下)

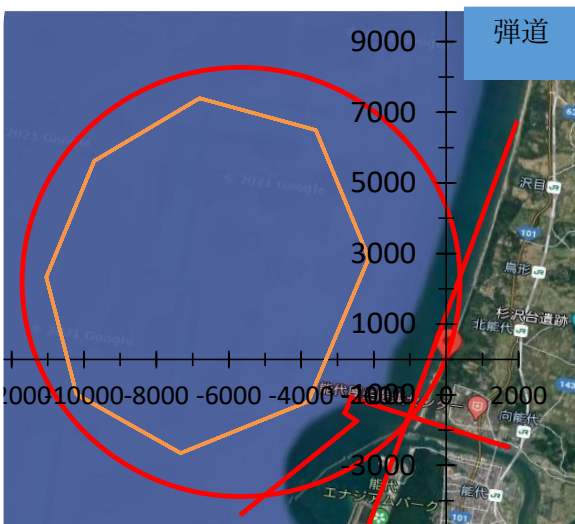


図 9 超音速の落下分散 (弾道落下)

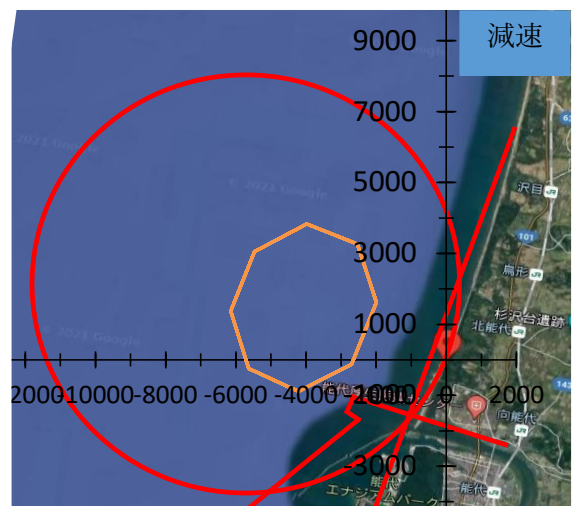


図 10 超音速の落下分散 (減速落下)

5. 打ち上げ試験

2021年9月19日に行われた打ち上げ試験のフライト実績と打ち上げ直前解析との比較を行った。条件はいずれも打上角 77° 、方位角 174° で行われた。フライト実績と打ち上げ直前解析の時間に対

する高度のグラフを図8に示す。なお、高度の実測値は文献[4]より気圧から換算している。

結果として、高度の実測値がシミュレーションの弾道落下の結果と酷似しているため、今回の打ち上げは弾道落下で着水したと考えられる。

また、図9に打ち上げ直前シミュレーションの結果から得た時間に対する機体の Mach 数のグラフを示す。機体の速度は音速を超え $M=1.33$ まで到達したことがシミュレーションの結果から分かった。

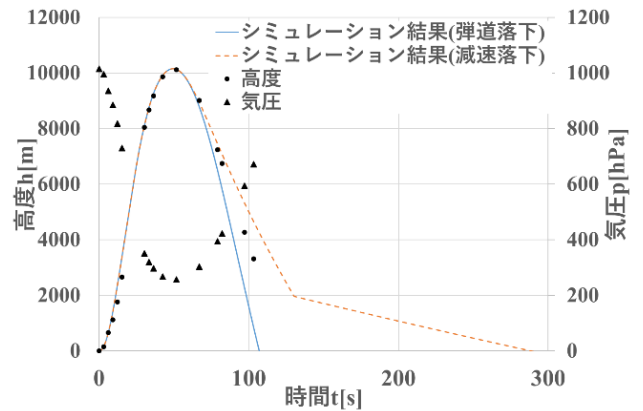


図 8 シミュレーションとフライト実績の比較^[5]

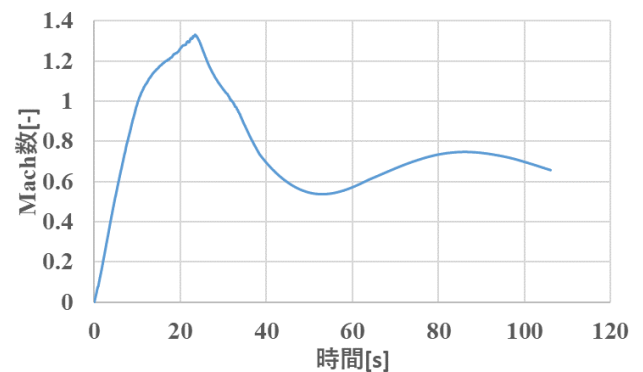


図 9 シミュレーションの機体のマッハ数

6. 抗力係数 C_D

表3に抗力係数の計算結果の比較を示す。ただし、簡易的な方法で推算した抗力係数は DATCOM^[1]と比較するため、ねじ部の抗力係数を除いている。同表より DATCOM^[1]の抗力係数の推算は安定微係数と同様に、機体の寸法形状を用いて推算できることが分かった。また、DATCOM^[1]と簡易的な計算結果と比較すると、亜音速と超音速の計算はよく一致し、信頼できる結果が得られた。一方で遷音速の値は差が大きく、計算を見直しが必要があるといえる。

表 3 抗力係数の計算結果

	亜音速	遷音速	超音速
簡易的な推算	0.481	1.084	0.961
DATCOM	0.464	0.605	0.893

7. 結言

亜音速, 遷音速, 超音速の落下分散の結果より, 圧力中心と安定微係数の妥当性が確認できた.

また, DATCOM^[1]による抗力係数と簡易的な方法で推算した抗力係数を比較し, 亜音速と超音速の結果が一致し, 信頼できる結果が得られた.

参考文献

- [1] R. D. Finck, USAF STABILITY AND CONTROL, DATCOM, April 1978.
- [2] 牧野光雄, 航空力学の基礎 (第2版), 産業図書株式会社 (1989), p.13.
- [3] 戸川隼人, 石黒登美子, 山本浩通, 航空宇宙技術研究所資料, 航空宇宙技術研究所, (1968) p.1.
- [4] 渡邊舜也, 他, 分離機構の信頼性試験, 宇宙輸送シンポジウム, (2021)
- [5] 高野 敦, 他, 高度 15km を目指したハイブリットロケットの打ち上げ結果, MoViC2021, (2021)