

接地摩擦を考慮した小惑星探査機 MUSES-C の 運動シミュレーション

Contact Dynamics Simulation of the MUSES-C Spacecraft with a Friction Model

吉田 和哉

Kazuya Yoshida

東北大学 大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻,

Dept. of Aeronautics and Space Engineering, Tohoku University

キーワード： 惑星探査 (Planet Exploration), 小惑星 (Asteroid), サンプル採集 (Sample Return Mission), 接触
ダイナミクス (Contact Dynamics), クーロン摩擦 (Coulomb Friction)

連絡先： 〒 980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01 東北大学 大学院 工学研究科 航空宇宙工学専 吉田和哉
Tel: (022)217-6992, Fax: (022)217-6992, E-mail: yoshida@astro.mech.tohoku.ac.jp

1. はじめに

文部省宇宙科学研究所では, 太陽系内の微小天体である小惑星の一つに軟着陸しその表面からサンプルを持ち返る探査衛星 (MUSES-C)¹⁾ の開発を進めている. 本発表では同衛星が小惑星に touch-down し, 離陸上昇するシーケンスについてダイナミクスシミュレーションを行った結果を報告する.

2. MUSES-C 計画の概要

2.1 小惑星

小惑星とは, 主に火星と木星の間に多数散在する微小天体であり, 太陽系創生時の残留物であるともいわれている. 具体的にサンプルを採取してその組成を明らかにすることは, 科学的にきわめ

て意義が大きい. さらに小惑星には地球上には稀にしか存在しない鉱物を多く含んでいる可能性も高く, 将来の資源としての利用価値も考えられる. MUSES-C 計画ではこれらの謎を解明するため, 無人探査機により小惑星から直接サンプルを採集し地球へ持ち帰ることを目指している.

探査の候補は平均的な小惑星であり, その大きさは 1 Km 程度でいびつな岩塊のような形をしていると予想される. それ自身の引力は非常に小さく, 探査機はフリーフライング状態で接近し, 表面にコンタクトし, 安全に上昇/帰還しなければならない.

2.2 小惑星探査衛星 MUSES-C

MUSES-C の概観を図 1 に示す. 同衛星はおおよそ 400 kg の衛星本体上にイオン推進エンジン, 太陽電池パネル, 通信用アンテナ等を持ち, また姿勢

制御のためのリアクションホイール，ガスジェットスラスタを持つ．小惑星表面にコンタクトしサンプルを採取するためのサンプラホーン，およびサンプルを地球に再突入させるためのリエントリーカプセルが取り付けられている．

同衛星は，西暦 2002 年（予定）に M-V ロケットによって打ち上げられた後，イオン推進により 1 年 8 ヶ月かけてターゲットとなる小惑星に接近し，約 2 ヶ月かけて表面の計測，サンプリングを行い，2 年 2 ヶ月かけて地球に帰還する．

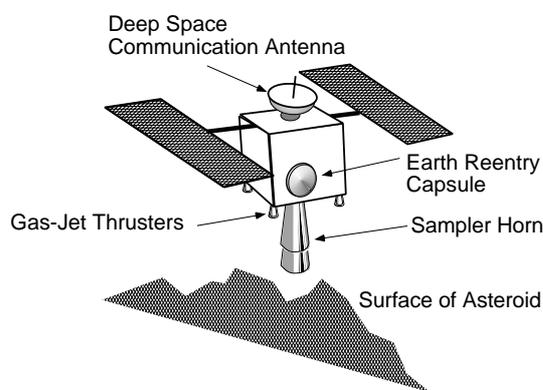


Fig. 1 MUSES-C の概略図

2.3 サンプルの採取方法

小惑星表面においてサンプルを採取する方法について代表的なもの 3 つを図 2 に示す．

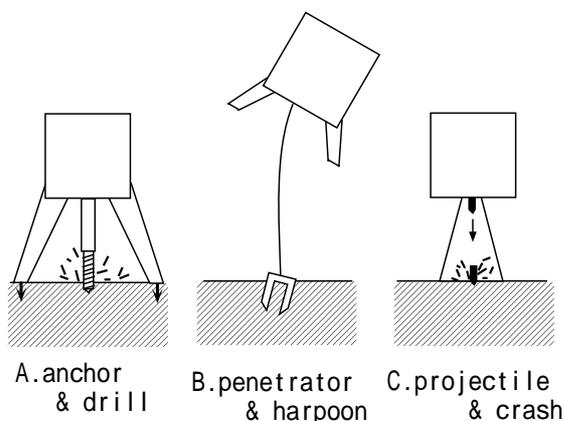


Fig. 2 サンプル採取法

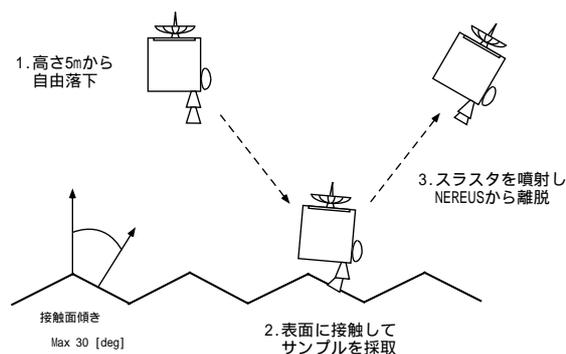


Fig. 3 タッチダウンシーケンス

MUSES-C では C. の方法が採用される．これは，弾丸状のプロジェクティルを高速度で射出し表面を破碎し，反射してくる破片をホーン状の筒の中に回収する方法である．ホーンが 1 秒程度表面に接していれば，サンプルの採集が可能である．

2.4 タッチダウンシーケンス

小惑星に最終接近しサンプル採集を行うシーケンスは，以下のようにまとめられる．

- 1) 対象小惑星に接近した探査機は，光学観測により着地点を決定し，着地点上空にて小惑星自転と同期した周回運動を保ちつつ，降下する．
- 2) 小惑星表面から 5 m 上空の地点で一旦相対停止し，微小重力によりゆっくりとした自由落下を行う．小惑星引力が $10^{-4}g$ (g は地球重力加速度) とすると，およそ 100 秒後に 0.1 m/s の速度で表面に接触する．
- 3) サンプラホーン先端が表面に接触すると同時にプロジェクティルを発射し，その直後には破片がホーン上部に跳ね返ってくる．探査機はホーン接触の反動で上昇速度を持つが，離脱を確実にするためスラスタ噴射により上昇運動を制御する．

この一連のシーケンスの中で、本研究では探査機が惑星表面に接触する瞬間のダイナミクスに注目する。

3. 接触ダイナミクスのモデル化

ダイナミクスシミュレーションには、本研究室で開発を進めている汎用多体系の定式化²⁾を用いた。サンプラーホーンが小惑星表面に接触する部分については、点接触を仮定し以下のような定式化を行った。

接触点が接触面の法線方向に δz だけ変形したとすると、その瞬間の接触力は、部材の変形モデルに基づき

$$F_z = f(\delta z, \delta \dot{z}) \quad (1)$$

と表される。ここでは線形粘弾性モデルを用いる^{?)}。また接触接線方向についてはクーロン摩擦を仮定し、摩擦係数 μ 、接触相対速度の入射角 η を用いて

$$F_x \leq \mu \cos \eta F_z \quad (2)$$

$$F_y \leq \mu \sin \eta F_z \quad (3)$$

$$\tan \eta = \frac{c v_{cy}}{c v_{cx}} \quad (4)$$

とモデル化する。

ダイナミクスの数値計算においては、摩擦力によって減速された物体が停止する瞬間、および摩擦により物体の運動が拘束される状況の取り扱いに特別な注意をはらう必要がある。ここでは、以下のようなアルゴリズムを用いた。まず摩擦力の上限値すなわち等号関係

$$F_x = \mu \cos \eta F_z \quad (5)$$

$$F_y = \mu \sin \eta F_z \quad (6)$$

を用いて動力学計算を行い、摩擦力によって接触点が加速されたり、接触するリンクの運動エネルギーが増加することがないかをチェックする。もし加速や増加が起きているならば、それらがな

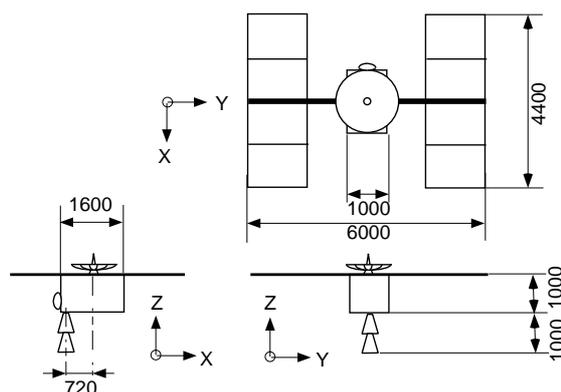


Fig. 4 MUSES-C の基本設計図 (検討中のものであり最終図面ではない。)

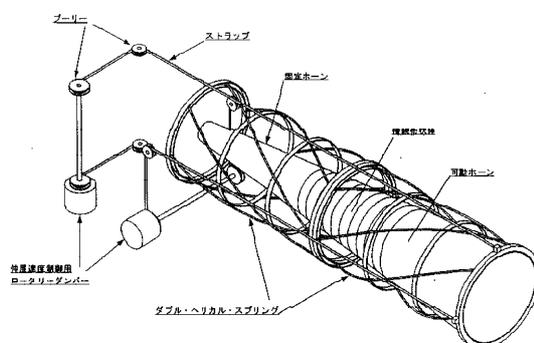


Fig. 5 ヘリカルスプリングを用いたホーン取り付け案

くなるまで2分法によって摩擦力を小さくする処理を行う。

4. MUSES-C モデルおよびシミュレーション

検討中の MUSES-C の形態 (図 4) および表 2 に示す基本パラメータを用いてシミュレーションを行った。

サンプラー部については、上下2段のホーンに分割し、上段ホーンは機体に直接取り付けられ、下部ホーンは図 5 のようなヘリカルスプリングを用いて、コンプライアンスを持たせて取り付けられることが検討されている。

シミュレーション結果の一例を図 6 に示す。同

Table 2 Simulation Parameters

mass of main body [kg]	m_0	409
moment of inertia [$\text{kg}\cdot\text{m}^2$]	$I_{0_{xx}}$	300
	$I_{0_{yy}}$	230
	$I_{0_{zz}}$	430
attaching point of the sampler horn from the centroid of main body [m]	d_x	-0.72
	d_y	0.02
	d_z	-0.50
mass of sampler horn [kg]	m_1	1.0
moment of inertia [$\text{kg}\cdot\text{m}^2$]	$I_{1_{xx}}$	1.0
	$I_{1_{yy}}$	1.0
	$I_{1_{zz}}$	1.0
compliance of the horn [N/m]	K_s	100
damping of the horn [Ns/m]	D_s	4.3
compliance of the asteroid [N/m]	K_w	10000
damping of the asteroid [Ns/m]	D_w	17.0
friction coefficient	μ	0.5
inclination of the surface [deg]	$theta$	0

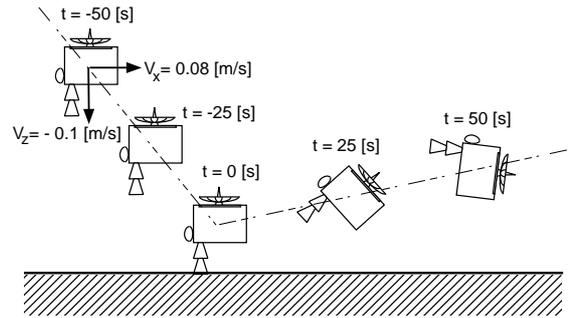


Fig. 7 クリティカルな結果の例

図では探査機が平坦な小惑星表面に対して $v_x = 0.08[m/s]$ および $v_z = 0.10[m/s]$ の相対速度をもって接地した場合の接触点の位置，接触点に作用する力，および探査機の姿勢変化の時間プロファイルを示している．

接触点は，はじめ地面を引きずるように $+x$ 方向に移動し，その後 $-x$ 方向に引き戻される．これに伴い摩擦力の向きが切り替わっている．

また，接触点（サンプラーホーン）が機軸上に取り付けられていないために，地面からの反力によって探査機の姿勢（ピッチ角）が大きく変動してしまう．これは力学上当然の現象であるが，衛星の設計上やむをえないところである（機体底面の中央には，打ち上げロケットとの接合部がある．）接地の条件によっては図7のように，衛星がほぼ横倒しになる可能性もシミュレーション結果は示している．ガスジェットスラストの併用により，接地・サンプリング後はなるべく早く安全高度を確保することが検討されている．

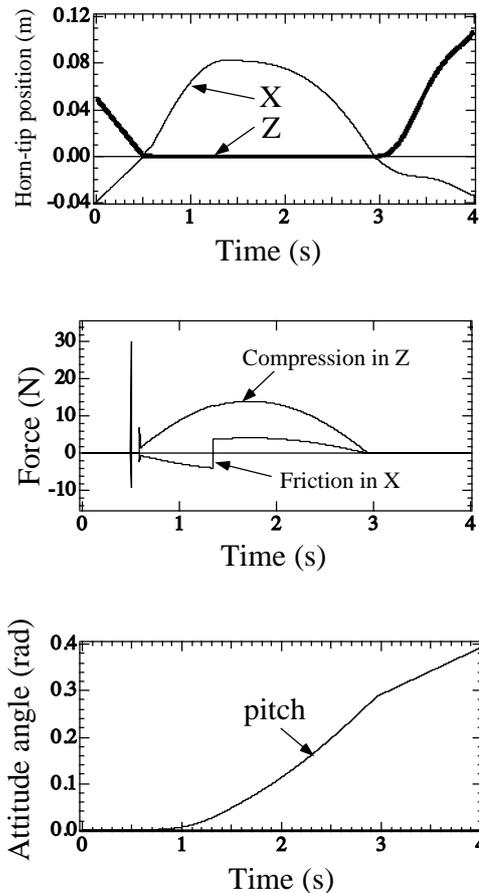


Fig. 6 シミュレーション結果の一例

5. あとがき

MUSES-C は西暦 2002 年の打ち上げを目指して設計の最終段階にきている．シミュレーションも，接地面の凹凸を考慮するなどの現実的な条件に対して実施されなければならないだろう．接近最終速度，接触点の傾斜や摩擦の条件によっては，接触点を中心に衛星にモーメントが働き，タッチ

ダウンの後に十分な上昇をせず横倒しになってしまふ場合も観察されている．ミッションを成功に導くためには，重大な回転運動を生じることなく安全に衛星が接地・上昇できる条件を明確にしていかなければならない．

参考文献

- 1) 宇宙科学研究所 小惑星探査計画ワーキンググループ，「小惑星探査計画 (MUSES-C) 提案書」，1996.
- 2) 吉田，The SpaceDyn:ダイナミクス計算のための MATLAB ツールボックス，計測と制御，Vol.38, No.2, pp.138-143, 1999.
- 3) 吉田，平岡，小惑星探査衛星 MUSES-C のダイナミクスシミュレーション，計測自動制御学会東北支部第 174 回研究集会，174-19, pp.1-4, 1998.