

地球接近小惑星探査衛星

鹿島朝日高等学校 3年生 難波鷗介

概要

近年実証が進んでいる即応打ち上げ可能な小型ロケットを利用して超小型探査機を打ち上げ、地球に接近する小惑星をシスルナ空間でフライバイしカメラを用いた科学観測を行う。ターゲットとする小惑星は即応打ち上げ可能なロケットの特徴を生かし地球に近づかないと発見できないような未発見の小型小惑星を狙う。また、エクストラサクセスとして衛星の軌道投入に使うキックステージを小惑星に衝突させるインパクト実験を通して小惑星の物性情報を収集しプラネタリーディフェンスに貢献する。

探査機システムの概要

探査機システム全体は図1に示すように衛星本体とキックステージ/衝突機から構成される。衛星本体はコメットインターセプター探査機B1の設計をベースにしている。彗星向けの科学機器を降ろし小惑星用にマルチバンドカメラを搭載した。WACはNACおよびMBCと45度傾けて搭載されており常時画角に小惑星をとらえ続けることで光学航法を行う。NAC、MBCはキックステージ衝突時の撮影にも挑戦する。

キックステージはGEO-Xの設計をベースにしており推進剤の増量を計画している。探査機全体のシスルナ空間までの加速と独立した宇宙機としてインパクト実験に使用される。双方の主要な搭載機器の一覧を表1にまとめた。

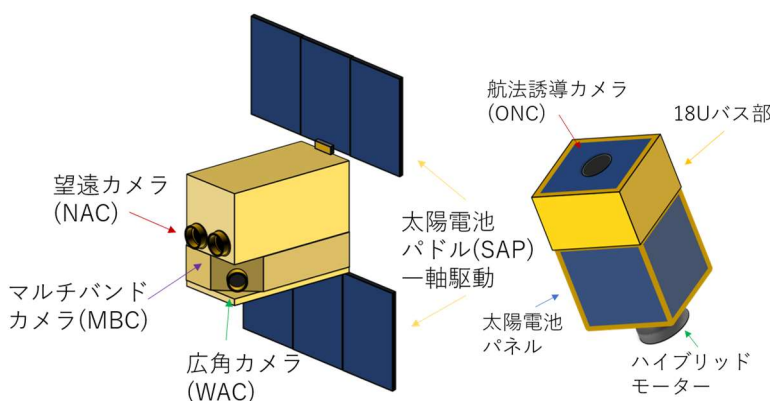


図1 衛星本体およびキックステージ/衝突機

表1 本体及びキックステージ/衝突機の搭載機器

搭載機	機器名	説明	搭載機	機器名	説明
本体	オンボードコンピュータ(OBC)	衛星全体の制御用のコンピュータ	衝突機	OBC	キックステージ用独立コンピュータ
本体	太陽電池パドル(SAP)	一軸回転式太陽電池パドル	衝突機	SAP	太陽電池パネル
本体	バッテリー(BAT)	リチウムイオン電池	衝突機	電力制御分配器(PDCU)	PDUとPCUを統合し軽量化した機器
本体	電力制御機器(PCU)	電力配分の制御回路	衝突機	RW	
本体	電力分配器(PDU)	電力の分配を行う回路	衝突機	STT	
本体	リアクションホイール(RW)	内部のホイールを回転させることで姿勢を変更する機器	衝突機	SS	
本体	スタートラッカー(STT)	星を検出し内蔵の星図と照らし合わせることで姿勢を測る装置	衝突機	XHGA	(オプション)
本体	太陽センサ(SS)	太陽を検出し姿勢を測る装置	衝突機	XLGA	テレメトリ送信・コマンド受信アンテナ
本体	Xバンド高利得アンテナ(XHGA)	高速通信用アンテナ	衝突機	光学航法カメラ(ONC)	光学航法用誘導カメラ
本体	Xバンド低利得アンテナ(XLGA)	低速通信用アンテナ	衝突機	ハイブリッドキックモーター(HKM)	科酸化窒素を用いたハイブリッドモーター
本体	広角カメラ(WAC)	他と45度違う向きに設置されているカメラ視野角103x103deg			
本体	望遠カメラ(NAC)	科学観測と光学航法に用いるカメラ 視野角3.5x2.6deg			
本体	マルチバンドカメラ(MBC)	小惑星やイジェクタの物性を調べるためのカメラ			
本体	MLI内蔵ダストセンサ	MLIに触れたダストを検出する科学機器			

探査ターゲット分析

探査対象とする小惑星の分析をNASAのNEO Earth Close ApproachesとIAU Minor Planet Centerのデータを用いて行った。図2からは26等級前後より最接近-20日より前に見つかる例が増えることがわかった。米軍およびFIREFRY社は指令後27時間でのAlphaロケットの打ち上げを行っておりRocket Lab社も追従しようとしているためこれらのサービスを利用すればシスルナ空間への遷移時間(100時間程度)を考慮しても十分間に合うことができると考えられる。よって26等級より明るい小天体をターゲットとすることにした。

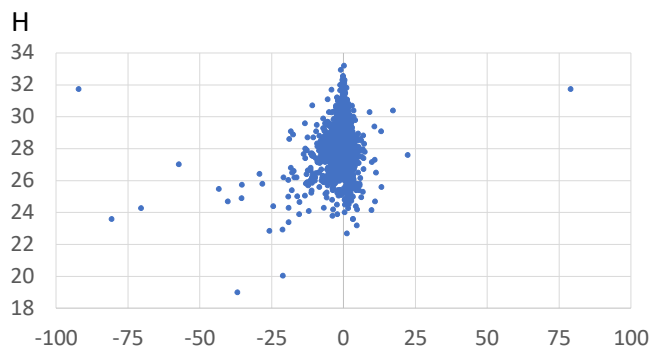


図2 小惑星の発見日時から最接近日時の差と等級の関係

軌道計画の検討

月軌道より内側を通過する小惑星に必要な Δv を計算した。まず打ち上げに想定するelectronロケットのパーキング軌道に投入可能なペイロード質量を図4を参照して確認した。ペイロード質量は軌道傾斜角によって変化しSSOをのぞくと400 km円軌道で270 kg(40deg)~220kg(80deg)程度である。NEOは多様な軌道傾斜角で地球に接近することが分かっている。ここでは探査システムを小惑星と同じ軌道面に投入することとしSSOを除くと図のうち最も能力の低くなる80度においても投入可能な質量であるキックステージを含む220kgのシステムを検討する。まずロケットから切り離された後の探査機の高度400 kmのパーキング軌道における軌道速度 v_1 を求める。円軌道速度の公式より

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$$

ここでは μ は地球の重力定数 $3.986004 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ は地球中心と衛星との距離で6778kmとする。

$$v_1 = \sqrt{\frac{3.986004 \times 10^5}{6778}} \cong 7.669$$

よって高度400kmの軌道速度は7.669 kmである。続いてこのパーキング軌道からフライバイに向けてスルナ領域に遠点を伸ばしていくマヌーバを行う。ここでは遠点は385000 kmを検討する。従って目標軌道の軌道長半径 a は次のように求まる。

$$a = \frac{400 + 385000 + 6378}{2} = 195889$$

楕円軌道の公式より

$$v_2 = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)}$$

$$= \sqrt{3.986004 \times 10^5 \times \left(\frac{2}{6778} - \frac{1}{195889} \right)} \cong 10.751$$

よってフライバイ軌道への必要増速量(Δv)は

$$v_2 - v_1 = \Delta v$$

$$10.751 - 7.669 = 3.082$$

これより必要な Δv は約3082 m/s(3.082 km/s)となった。一方でキックステージが制約された質量の下で達成できる最大の Δv をツィオルコフスキーの式より求めた。 I_{sp} は300sと仮定した。またコメットインターセプター子機B1とGEO-X衛星の資料を基に衛星本体、キックステージそれぞれの乾燥重量を30 kgと40 kgと見積もった。

$$\Delta v_{max} = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right)$$

$$= 300 \times 9.81 \times \ln \left(\frac{220}{70} \right) \cong 3370$$

これにより必要 Δv が十分であると考えられる。

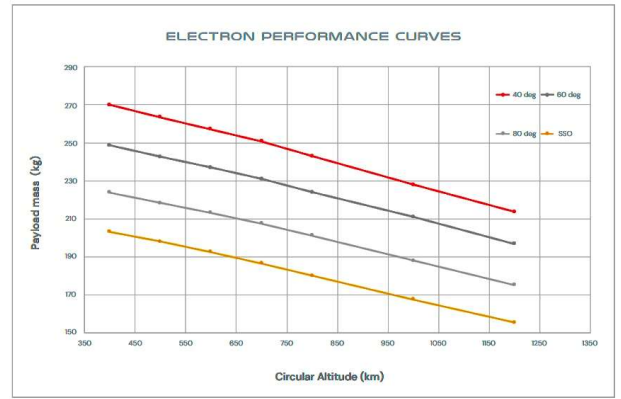


図4 electronロケットの能力カーブ
Rocket Lab PAYLOAD USER'S GUIDEより

インパクト実験の影響予測

図5に示すようにフライバイフェーズで行う分離後の独立制御キックステージを用いたインパクト実験は小惑星側的高速追突(8~35km/s)に起因する相対速度と衝突体の質量が大きい(Dry mass 40kg~)影響ではやぶさ2/SCI(2km/s x 2kg)よりもダイナミックなものになると考えられる。さらに地球近くの空間で実施されるため地上の望遠鏡での観測が容易である。衝突閃光の観測やイジェクタの分光観測でサイエンス成果が期待できる。プラネタリーディフェンスの観点ではこのような実験の影響予測はkinetic impactというキーワードで世界中で研究されている。NASAのDART missionでは衝突実験を通してDimorphosの軌道を軌道の接線方向に約2.70mm/s減速させることに成功している。これは事前の予想より大きな変化でイジェクタが多く噴出したことに由来していると考えられている。

1LD以内の距離で追突した小惑星の最接近速度の平均は12.045km/sである。DARTの衝突速度6.1km/sの2倍程度である。そのため重さは $\frac{1}{10}$ 以下であるもののエネルギーとしては半分程度の威力が期待できる。

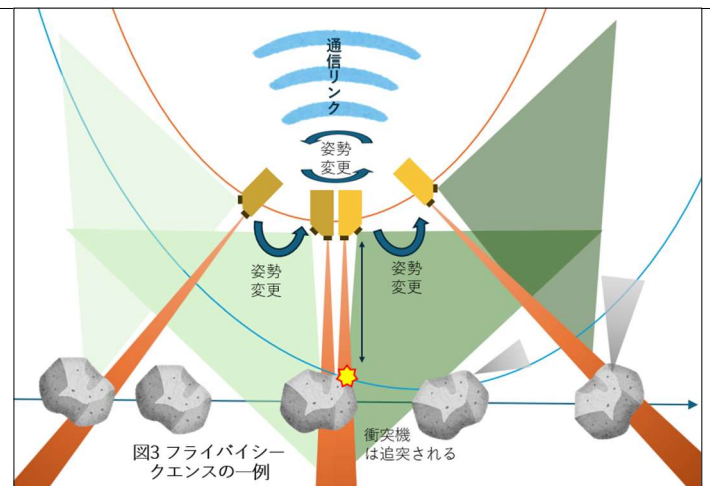


図5 フライバイシミュレーション