第32回衛星設計コンテスト

アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

1. 作品情報·応募者情報

作品名(20文字以内) 氷衛星への超小型衝突探査機ICICLEs

副題(自由記入)

Impact Crater Investigation program Complementary to Large missions on Europa and Enceladus 学校名:東京科学大学、総合研究大学院大学、東京大学、北海道大学、慶應義塾大学、中央大学

2. ミッションの概要

氷衛星エウロパ、エンケラドスは生命の存在が示唆され、複数の大型ミッションが予定されている。本 ミッションでは、イプシロンSロケットで打ち上げた150kg級の超小型探査機自体を「インパクタ」とし てそれぞれの氷衛星に超高速で衝突させる。形成された人エクレーターをそれぞれエウロパ・クリッ パーとエンケラドス・オービランダーの観測機器で観測する。これにより、表面から地下にかけた物質 科学的構造や、それを作り出す天体の物質循環を理解し、天体のハビタビリティを制約する。

3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

(a)背景と目的

木星の衛星エウロパや土星の衛星エンケラドスなどの 氷衛星は、表面が氷で覆われており、内部に液体の水 からなる海洋を持つ。天体表層—内部間の物質輸送 (図1)や内部の海底熱水活動の存在から、生命の誕 生・生存可能性(ハビタビリティ)が議論されてい る。現在、ハビタビリティの調査のための大型ミッ ションが多数計画されている。これらの探査は主に表 面からの観測・分析を行うが、地下の空隙などに関し て得られる情報には限りがある。またその表面は様々 な変質・改変の影響を受けている(図1)。そのた

め、それらの影響と重ね合わせて表面・地下の物質科学



図1 木星衛星エウロパの物質循環

的構造を明らかにすることが重要である。本ミッションは、 氷衛星へのインパクタ型超小型探査機の高速衝突により生成される人エクレーターから、天体表面・ 地下の物質科学的な制約を行うことを目的とする。超小型探査機は人エクレーター形成のみを行い、 形成後の観測は大型ミッションの観測機器により行う想定をしている。

(b) 重要性

氷衛星は液体の水と熱・物質の非平衡環境という生命の生存に必須な要素を備えていることから、 地球外生命探査において重要な探査候補地である。本ミッションにより明らかになる氷の物質科学的 構造、それを作り出す内外からの物質供給の理解は、天体システムとしての物質循環や相互作用、そ して天体のハビタビリティの理解に繋がる重要性を持つ。

(c) 技術的、社会的意義等

本ミッションの技術的意義は、高リスク・ハイリターンなミッションを低コストで実現することで ある。外惑星領域のインパクタミッションは高精度な誘導制御技術が求められるため、高コストな大 型ミッションでは実現が難しい。ここで、低コストで打ち上げ可能なイプシロンSロケットを用いて超 小型探査機を打ち上げることで、「氷衛星衝突のための誘導制御」などの新しい技術に挑戦できる。 さらに本ミッションは、ソーラーセイル、超小型探査機など、日本が世界に先駆ける既存技術を積極 的に利用しており、日本の深宇宙探査技術の強みをさらに伸ばすことができる。また、人工クレー ターの観測を他国の大型探査機で行うことで、他国のサイエンス成果を拡大することにも繋がり、宇 宙探査における新たな国際協力の形を提案できる。 (a) システム

本ミッションは、木星の氷衛星エウロパと土星の氷衛星エンケラドスに、インパクタとして超小型 探査機を衝突させ、人エクレーターを作る。ここで、エウロパ衝突とエンケラドス衝突は、設計を共 通化した別の探査機で行う。エウロパ探査のミッションシーケンスを以下の図1に示す。

- A. イプシロンSロケットとキックステージで探査機を打ち上げ、図2に示す金星-地球-地球スイン グバイを駆使して推進剤をほぼ使わずに木星まで探査機を送る。
- B. エウロパとの衝突直前にカメラでエウロパ表面を撮影し、DSN (Deep Space Network) に画像 データを送信する。衝突位置の詳細な情報を推定する。
- C. エウロパに探査機が衝突する。人エクレーターが形成され、エジェクタ(衝突放出物)が生じる。
- D. B. で得られた衝突位置情報を用い、エウロパ・クリッパー(2024年打上げ、2030年木星到着) で人エクレーターの形状(径と深さ)とエジェクタを観測する。

エンケラドス衝突探査の場合、エンケラドス・オービランダー(2038年打上げ予定、2045年土星到着 予定)で観測を行う。



図1 インパクタ探査機による人エクレーター作成のミッションシーケンス 画像出典:地球、木星、エウロパ、エウロパ・クリッパー(NASA/JPL)、イプシロンSロケット(JAXA)



- (HGAアンテナ) 直径2.1m
- 軌道制御能力: 270 m/s (RCS)、推進剤重量は15 kg (isp = 200 s、0.4 N)
- 発電能力 : 360 W@9 au (面積75m²の薄膜太陽電池)
- 通信能力 : 20 kbps@9 au (HGAアンテナ)



- B. 地球から離れた外惑星領域での探査機の定常運用技術(熱制御・電力・通信)
- C. 衝突直前に画像データを取得し、迅速に処理して地球に送信する、衝突運用技術
- D. 高速で氷衛星に衝突させるための高精度誘導制御技術
- E. 氷衛星に可能な限り大きなクレーターを生成するためのインパクタの設計

F. 探査対象の天体を地球由来の生命や物質から保護するための惑星保護基準を遵守

解析書ではA, B, C, E, Fについて、国内外の先行研究を基に検討し概念設計を行った。また本ミッションの目的が達成可能か判断するため、E, Fに関連して、数値流体計算コード「iSALE」を用いて実現可能性を検討した。一方で、Dは現段階では検討が完了していないため、今後取り組むべき課題である。

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性

- 本ミッションの主な独創性は以下にある。
 - 探査機自体をインパクタとする人工クレーター形成と大型探査機の観測機器による詳細なフォローアップ観測の組み合わせで、大型探査ミッションにおけるサイエンス成果を補完
 - 高速通信とより大きなクレーター形成を両立する、アンテナ/インパクタの兼用という設計方針
 - 衝突地点の詳細な推定を可能にする、衝突運用手法の創出
 - 超高速衝突時の熱を利用した惑星保護についての定量的な検討

他にも独創的な点として、軌道制御をほとんど行わない、マルチスイングバイによる外惑星領域への航行や、過去探査機における技術成果の定量的な応用による、日本未踏の外惑星領域探査についての現実的な概念設計を行っている。

(b)得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

得られる成果は、天体の表層から地下の物質科学的構造の制約である。形成される人エクレーターの形状の観測的制約から、その形成に必要な表層・地下のレゴリス層(微粒な氷の層)の厚さやその空隙率、焼結層といった物質科学的構造が制約される。その結果、その特性を形成してきた天体の物 質循環や進化のプロセスへの理解が深まり、地球外の海洋やそこでの生命の生存可能性に関して、より詳細に理解することができる。

また、本ミッションはイプシロンSを用いて超小型インパクタ探査機を打ち上げる低コストミッショ ンのため、高頻度の探査プログラムに適している。はやぶさ2やDeep Impactのような従来の中型以上 の探査機によるインパクタ探査では、一度の探査につき一つの衝突クレーターを形成していた。しか し、そのクレーターにより得られる情報が、必ずしもその天体を代表するわけではないという課題が あった。一方で、本ミッションを基盤とした高頻度のインパクタ探査プログラムが実現すれば、ある 探査対象天体について、複数地点でのインパクタ探査が可能となる。また、この探査プログラムはエ ウロパやエンケラドスに限らず、天王星衛星のアリエルや海王星衛星トリトンなどの氷衛星やケレス などの準惑星、彗星などの多様な天体に対しても適応可能である。

これにより、従来の探査手法だけでは知りえなかった氷天体の環境の多様性について非常に詳細な 情報が得られ、人跡未踏の海洋天体を比較検討する「比較海洋天体科学」が創出される。

以上

第32回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

氷衛星への超小型衝突探査機ICICLEs

Impact Crater Investigation program Complementary to Large Missions on Europa and Enceladus

東京科学大学、総合研究大学院大学、東京大学、北海道大学、慶應義塾大学、中央大学 野崎舜介 中澤淳一郎 大上耕平 福王悠星 平井大源 髙橋聖輝 高井陸 小松龍世 王方成 岩﨑礼華

オブザーバー 瀬尾海渡

1. 序論

1.1. 背景とミッションの目的

「宇宙に生命は存在するのか」という問いの鍵 を握るのが、木星衛星エウロパや土星衛星エンケ ラドスなど、内部に海を持つ氷衛星である。これ らの海は熱や物質の非平衡環境を持ち得ることか ら、ハビタビリティ=生命の存在可能性が活発に 議論されている[1-5]。氷衛星表面から地下数m~ 数十m(以下、表層と記述)は、微隕石の衝突や 噴出プリュームの堆積など内外からの擾乱によっ てレゴリス層が形成されている[6,7]。これらの物 質に加えて、荷電粒子や太陽光によって、複雑な 化学的変質も経験している[8,9,10]。表層の物質 科学的・化学的情報は、天体スケールの物質循 環、さらにはハビタビリティの理解に繋がる。

地球外生命の可能性に駆動され、エウロパ・ク リッパーやJUICE、エンケラドス・オービランダー のような大型ミッションが計画・実施されている [11-13]。しかし、これらの探査は表面の観測・分 析が主となり、レゴリス層の厚みや空隙率等、表 層環境の制約は限られる[14]。そこで本ミッショ ン(図1)では表層の物質科学的特性を制約する ことを目的とし、超小型探査機をインパクタとし てエウロパあるいはエンケラドス表面へ高速衝突 させる。形成された人工クレーターを、それぞれ を対象とする大型ミッションの探査機によりフォ ローアップ探査を行う。レゴリス層など表層構造 がクレーター形態に影響を与えることから、人工 クレーター形態の観測により表層の物質科学的特 性が制約される。また氷に含まれる塩や有機物の 分析からは天体の物質循環の洞察が得られる。こ れらの探査により、表層の物質科学的・化学的構 造の理解が可能となる。

1.2. ミッションの意義

本ミッションの意義は超小型で低コストな探査 機で人エクレーターを作成することで、他の大型 ミッションのリモート観測では限界がある氷衛星 の表層の詳細な構造を制約することである。これ までの衝突を伴う探査機は、インパクタと観測機 器が同じ探査機に搭載されていたため、大型、高 コスト、複雑となっていた。本ミッションでは、 観測を他の大型ミッションに託すことで、インパ クタを中心とした超小型、低コスト、シンプルな 探査機を設計する。これらの設計を、工学要求が 最も厳しい外惑星領域で行うことで、多様な天体 にも応用できる汎用ミッションになる。既存の大 型ミッションの理学目標を強化するだけでなく、 得られる地下構造の情報は着陸探査機の位置選定 にも有用となる。



図1 本ミッションの概要図。イプシロンSロケットを用いた打ち 上げ後、1.対象天体表面に探査機を衝突させる。2. 形成され るクレーター、放出されるエジェクタを、3. フォローアップ 探査となる大型ミッションの探査機(例えばエウロパ・クリッ パー)により観測・分析する。



図3 土星(エンケラドス)までの軌道

2. ミッション概要

2.1. ミッションの内容

探査機はイプシロンSロケットで打ち上げられた 後、キックステージ(KS)を使用して地球圏を脱 出する。ここで初期運用を行い、薄膜太陽電池を 展開する。その後、金星・地球・地球スイングバ イにより、ほぼ軌道制御無しで木星圏または土星 圏に到着する(図2、3)。軌道投入と同時に衝突 運用に入り、エウロパまたはエンケラドスに超高 速で衝突させる。形成したクレーターや放出され たエジェクタを、それぞれエウロパ・クリッパー (2030年木星圏到着予定)、エンケラドス・オー ビランダー(計画中)の機器で観測する。

2.2. ミッション要求

本ミッションのサクセスクライテリアを表1に 示す。フルサクセスは、エウロパおよびエンケラ ドスにおける人エクレーター径の制約である。こ こから、その径を持つクレーターを作りうる表層 構造が制約される。エウロパ・クリッパー搭載の EIS (Europa Imaging System) カメラは高度50 km m/pixの解像度、高度測定は50 で0.5 cm精度 [14, 15]、エンケラドス・オービランダーのカメラ は高度30 kmで0.4-1.4 m/pixの解像度、高度測定 3. ミッション設計 は10 cmの精度[13]であり、いずれも数m以上のク レーターを観測できる[16,17]。しかし、クレー ターとフォローアップ探査機との位置関係、及び 不確かな表層構造に依存するクレーター形状の不 確定性から、クレーターの詳細な形態の観測はエ クストラサクセスとした。

加えて、各天体に対する大型ミッションに合わせ た固有のエクストラサクセスも設定した。エウロ パでは、赤外分光カメラMISE(Mapping Imaging Spectrometer for Europa。最高分解能7.5 m/pix) でのクレーター組成分析により、クレーター底部 や側面の有機物や塩の組成制約を行う。また、ダ スト質量分析器SUDA (SUrface Dust Analyzer) に よる氷エジェクタ組成の分析も期待される。これ らの観測・分析を通した表層・地下の物理化学構 造の理解から、エウロパ内外における物質循環お よび進化への制約が期待できる。

エンケラドスでは、カメラおよび高度計を用いた レゴリス層の厚さと密度の推定をエクストラサク セスとする。レゴリス層の物質科学的情報とプ リューム堆積速度モデル[17]により、物質循環や 表層環境の進化に示唆が得られる。また、探査機 の着陸地点決定にも重要な知見を提供する。

2.3. 工学要求

上記の理学要求の達成のために、工学面では探 査機そのものをインパクタとして対象天体に衝突 させることで人工クレーターを作るための技術を 確立する。そのためのサクセスクライテリアを表2 に示す。JAXAが単独での外惑星探査経験を持たな いことを踏まえ、ミニマムサクセスは150 kg級の 超小型探査機での深宇宙航行、フルサクセスは対 象天体への衝突により大型ミッションで観測が可 能な数十m級の人エクレーターの形成、エクストラ サクセスはピンポイント衝突とした。フォロー アップ探査を担う大型ミッション探査機のフライ バイ地域は概ね決定されており、これらの探査機 が観測を低高度で観測を行う地域にクレーターを 作成することが望ましい。二種類のカメラによる 自律的なフィードバック制御で衝突誘導を行うこ とで、目標地域への衝突を目指す。

3.1. 軌道設計

軌道設計の要求は、イプシロンSロケットで土星 と木星に探査機を運ぶことである。イプシロンSロ ケットとKSを使用した場合の打ち上げ能力は、170 kg で C_3 =16 km²/s² (V_{inf} =4 km/s) である [18] 。さらに探査機に搭載できる推進剤に限りがある ため、地球・金星マルチスイングバイを駆使した 推進剤不要の軌道を設計した:

- (A) ①地球-金星、②金星-地球、③金星-地 球、④地球-木星、⑤地球-土星のランベー ル問題を解き、各惑星を出発・到着する時 の探査機と惑星の相対速度の大きさVinfを 求める。また、③と④5の間に、地球−地 球の2年・3年同期軌道を組み込む。
- (B) 各惑星スイングバイ前後でVinfが一致する 軌道を選択する。
- (C) (B) の軌道の中で、スイングバイ高度が 200 km以上になる軌道を選択する。
- (D) (C) の軌道の中で、土星または木星到着 時のVinfが最大かつ大型ミッションの期間 に衝突ができる軌道を選択する。
- (E) 木星と土星進入時のVinfから、エウロパと エンケラドスの衝突速度を求める。

以上の設計で求めた軌道が、図2と図3である。 エウロパ衝突速度は最大35.4 km/s(木星との相対 速度は21.75 km/s)、エンケラドス衝突速度は最 大32.0 km/s (土星との相対速度は19.4 km/s) と なる。

ミッション目標	フルサクセス	エクストラサクセス(上段:エウロパ、下段:エンケラドス)
エウロパ・クリッパー やエンケラドス・オー ビランダーなどと共 同し、天体表面から	天体近傍からの可視カメラに よる観測から、クレーターの 存在を確認する。その径の制 約から、天体表面・地下にお ける最低限の物質科学的情 報を得る。	 ・カメラの近接観測により、クレーターの径と深さを制約する。 ・ダスト分析計により、エジェクタ粒子の組成分析を行う。 ・赤外分光観測から、人エクレーターの化学組成情報を得る。 ・物質科学的・組成的制約を、エウロパ内部・木星圏における物質循環の情報 と組み合わせ、エウロパの天体システムとしての物質進化の知見を得る。
地下の物質科学的 特性を調べる		 ・カメラ・高度計により人エクレーターの詳細形状を制約する。 ・形状から得られた物質科学的構造を、プリュームによる物質供給の情報と 組み合わせ、内部海と関連したエンケラドスの物質循環や進化の知見を得る。

表1 天体毎の理学目標とサクセスクライテリア

表2 工学目標とサクセスクライテリア

ミッション目標	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
探査機自体をインパクタとして	深宇宙における150 kg級	対象となる天体に探査機を	クレーターの形成位置をインパクタからの
外惑星領域の氷衛星に衝突さ	超小型探査機の航行を成	衝突させ、直径数10mのク	撮像データにより高精度で推定。
せる技術を確立する。	功させる。	レーターを形成する。	対象天体の特定領域に衝突させる。

3.2. 衝突運用

理学目標の達成のため、(i)探査対象天体との相 対速度を大きくすることでより大きなクレーター を作ること、(ii)作成したクレーターの位置を正 確に推定することの二点が求められる。そのため 探査機が天体に衝突する直前は、例として木星圏 では、以下のような衝突運用を行う(図4)。

 (I)木星圏では、図4のように対象天体の公転を 利用し衝突速度を上昇させる軌道をとる。(II)木 星圏に到達した探査機は、HGA (ハイゲインアンテ ナ)を太陽・地球方向に指向する姿勢をとる。
 (III)t=-3000 sから自律制御を開始する。
 (IV)t=-3000~-39 sの間は、衝突位置推定のた め、エウロパを撮影し、データを地上にダウンリ ンクする。(V)t=-12 sにダウンリンクを終了す る。(VI)t=0 sにエウロパに衝突する。

図5.3 前方中心部の拡大 図5.4 後方中心部の拡大

図5 本ミッションで提案する探査機の概要図

3.3. 探査機の設計

探査機の外観を図5に、各系の機器の質量と消費 電力を表3に示す[18,19]。衝突運用(3.2項)実現 のため、人エクレーターを作成するインパクタ、 衝突位置推定のための光学系、それらのシステム を外惑星領域で実現するバス系を設計する。

4章にて詳述するように、同重量ではインパクタ の表面積が大きい程クレーター径が大きくなるこ とが分かっている。加えて、衝突位置推定のため には衝突の直前まで対象天体の写真を撮影しダウ ンリンクする必要があり、そのために利得の高い 大型のアンテナが必要になる。そこで本ミッショ ンでは、イプシロンSロケットに搭載可能な範囲で HGAを大型化し、同時にHGAをインパクタとして利 用する。また、外惑星領域からの通信強度を確保 し、高レートでの通信に必要な電力をカバーする ため、ペロブスカイト太陽電池を使用した。以下 で各機器の要求と設計を説明する。

図4 衝突運用概要図。エウロパを例とする。 木星・エウロパ画 像 (NASA/JPL)

3.3.1. バス系

3.3.1.1. 通信系

通信系の要求は、木星・土星圏において20 kbps で画像及びHKデータの送信能力を持つこと(3.3.2.2項)と、捜索運用時の通信方式の確保であ る。要求達成のために、インパクタを兼ねた送受 信両対応のHGAアンテナ1基[20](開口直径2.1 m[21]、焦点距離73 cm、ビーム幅0.3 deg)、MGA アンテナ[22]を2基(開口直径0.15 m)、LGAアン テナ[22]を2基(開口直径0.13 m)[20,23]搭載す る。またこれらは全てXバンドを用いる。地上局は DSN (Deep Space Network)[24]や美笹深宇宙探査 用地上局を用いる。初期運用と地球スイングバイ ではLGAを用い、金星スイングバイ、コースティン グではMGAを用い、衝突運用ではHGAを用い、受信 強度を-130 dBmで要求を達成する。この時の送信 電力は土星で142W、木星で50Wとなる。

3.3.1.2. 姿勢軌道制御系

RW1機でスピン軸回転数の変更を、本体上面と下 面に取り付けたRCSでスピン軸を含めた2軸制御を 行う。航行中はSTTとスピン型太陽センサで姿勢推 定を行い、DSNを用いて位置と速度を求める。金星 スイングバイ時は膜面を太陽方向にすることで膜 面の高温を回避する。HGAのビーム幅は0.3 deg、 土星圏での地球の視野角は4.5 μradであることか ら、姿勢制御要求は0.6 degとなる。また 高い回 転数は衝突位置推定に必要となる対象天体の表面 写真撮影を影響する(3.3.2.2項を参照)ため、衝 突運用中はRWでIKAROSでの低スピンレート運用の 実績のある0.055 rpm[25]までスピン軸の回転数を 3.3.1.5. 電源系 下げる。衝突運用では地球指向で通信を行うため エウロパから姿勢が10 deg程度ずれる。撮影への 影響はカメラの2軸ジンバルで吸収する。また、 10deg程度の衝突断面積の減少がクレーター形成へ 及ぼす影響は十分無視できる。

3.3.1.3. 推進系

軌道設計では推進剤不要としたため、推進系の 要求は姿勢制御と軌道の微修正である。RCSは、 isp=200s、0.4Nのコールドガススラスタとし、推 進剤搭載量は△V=270 m/sに必要な15kgとする。ロ ケット分離時の擾乱を、角度誤差3deg、角速度誤 差5deg/sとするとそれぞれ29g、6g消費する。

3.3.1.4. 熱系

表3 探査機搭載機器の質量と金星/木星圏での電力収支

系	質量 kg	コンポーネント	個数	質量 kg	金星 フライバイ (日陰時) 電力 W	木星 衝突運用 電力 W
電源系	8	薄膜太陽電池	1	5	0.00	649.59
		Li-ion電池	1	2	720.00	0.00
		電力制御ユニット	1	1	3.05	3.05
通信系	8	X-band HGA	1	0	0.00	60.26
		X-band MGA	2	0.5	68.26	0.00
		X-band LGA	2	0.5	0.00	0.00
		X-TRP	1	2	16.40	16.40
		パワーアンプ	2	2	68.26	60.26
DHU系	4	DHU	1	4	20.00	20.00
	10.1	ドライバユニット	1	6	30.24	30.24
姿勢軌道 制御系		太陽センサ	1	0.1	0.60	0.60
		STT	1	3	10.00	10.00
		RW(Z軸のみ)	1	1	15.00	15.00
化学推進 系	35	RCS	1	20	0.00	0.00
		推進薬	1	15	0.00	0.00
ミッション 系	6	NAC	1	5	15.00	15.00
		WAC	1	1	6.00	6.00
構造系	83.8	バス系筐体重量	1	3.20	0.00	0.00
		インパクタ(HGA)		80.60	0.00	0.00
熱制御	15.1	ヒーター制御装置	1	5	0.00	30.00
		電気計装	1	10	0.00	0.00
		ヒーター	1	0.1	0.00	60.00
合計	170	発電合計			720.00	649.59
Dry質量	155	消費合計			252.81	326.82
Wet重量	170				467.19	322.78

要求は最も厳しいリチウムイオンバッテリの温度 条件[18,26]を元に、平衡温度を高温側で50°C以下 (金星スイングバイかつ日照)、低温側で0°C以上 (土星圏で日陰) に収めるように一点解析を行っ た。低温最悪条件(土星圏、日照なし)では60 W のヒータを利用することで2.8°C、高温最悪条件 (金星スイングバイ時、全日照、通信のために地 球指向で内部発熱が72 W)では49.8℃と要求範囲 内に収まることがわかった。アンテナ面の表面特 性はアルミニウム ($\alpha/\epsilon = 0.17/0.06$)、バス 面の表面特性は銀蒸着テフロン (α/ϵ = 0.08/0.8)を使用する。

要求は衝突運用時、日陰時の消費電力を賄うこ とである。衝突運用時の消費電力は最大326 Wであ るため、ペロブスカイト太陽電池を用いると、必 要な太陽電池の面積は75 m²と計算される[27]。ま たこの大面積を達成するためにCFRPブームを使用 した薄膜セイルに太陽電池セルを、表は全面、裏 側も部分的に貼り付ける。日陰は金星、地球スイ ングバイで発生し、それぞれ最大27分、21分であ るため、必要なバッテリー容量は最大で47 Whであ る。土星運用時の太陽電池発電量の減少を補うた めに、電池容量は360 Whとした。また、本ミッ ションは5年以上の長期ミッションであるため、太 陽電池やバッテリーの劣化に伴う電圧変動に対し て安定化を行うため28V系安定化バスを採用する。

3.3.2. ミッション系

3.3.2.1. HGA兼インパクタ

後述する衝突シミュレーションの結果より(4 章)一定重量のインパクタでは密度が低く、表面 積が大きい程クレーター径が大きくなる。そのた め、インパクタの材質として金属の中で比較的低 密度なアルミニウムを選んだ。また大型化は高利 得に有利である。以上より大型化と材質の要求点 が共通するアンテナとインパクタを一体化するこ ととした。現設計ではアンテナ兼インパクタに割 り当てられる重量は50 kgであるため、アンテナは 開口直径2.1 m、焦点距離73 cm、厚さ8.8 mmと し、これらの要求に応えている。

3.3.2.2. 光学系

姿勢制御用としてWAC(ワイドアングルカメ ラ)、衝突地点推定用としてNAC(ナローアングル カメラ) [27]を搭載する。WACは視野角90 deg、ピ クセル分解能767 μrad/pix、解像度2048 x 2048 pixであり、探査対象天体が10 pix以上となるt= -3000 s以降の衝突運用にて自律制御を行う。一方 で、NACは視野角1 deg、ピクセル分解能120 μrad/pix、解像度144 x 144 pix、露光時間は10 msであり、仰角方向に1軸のジンバル機構を持つ。

NACの撮像データは1枚0.53 Mbとなる。3.3.1.1 項より通信レートを20 kbpsとすると、1枚の送信 に26.5 sかかる。t=-12 s までダウンリンクを行 う場合[29]、探査対象天体までの距離は840 kmと なる(図6)。NACは1軸ジンバル機構により方向を 決定し、対象天体の衝突予定位置を1.46 km四方で 撮影する。一方、3.3.1.2.項より衝突運用時のス ピン軸回りの回転数0.055 rpmを元に計算すると NACの視野は0.475 pix変化する。840 km地点でス ピンにより生じる位置推定のずれは48.5 mに過ぎ ない。得られる画像により制約される推定衝突位 置は、大型ミッション探査機によるクレーター識 別に活用される。例としてエウロパ・クリッパー

のEISカメラは最近接フライバイ時、2km幅でエウ ロパの表面を走査して撮影する[14, 15]。この幅 は推定衝突位置の精度よりも広いため、一度のフ ライバイで得られる画像によりクレーターが観測 されることが期待される。

図6 最終撮影時の姿勢制御要求と衝突位置推定精度(エンケラ ドス画像:NASA/JPL-Caltech)

4. 実現可能性の評価

本ミッション提案では、人エクレーターの形成 とその観測により天体の表層・地下構造の制約を 目指す。そのため、ある表層構造に対しどのよう な形状のクレーターが生じ得るのかをあらかじめ 検討する必要がある。同時に、地球由来の物質を 外部天体に落とすことになるため惑星保護の観点 からも検討が必要である。本章では、数値流体計 算コードiSALEを用いた、インパクタの検討、表層 環境の評価及び惑星保護について述べる。さら に、衝突により生じるエジェクタがフォローアッ プ探査機本体に及ぼす影響についても評価する。

4.1. iSALE2Dによる衝突計算

多様な表面構造を持つ天体への探査機の衝突に より生じる人エクレーターの形状を評価するため に、iSALE (Impact Simplified Arbitrary Lagrangian Eulerian) [30-32]を用いて衝突計算 を行った。iSALEは物質の構成方程式と流体方程式 により衝突現象を計算する。本計算では、金属イ ンパクタが、レゴリス層を持つ氷衛星表面に垂直 に衝突する状況を模擬した。

4.2.インパクタの検討

まずはインパクタの形状や材質の検討を行うた め、等重量だが密度の異なるインパクタを衝突さ せた場合のクレーター形成を計算した(補足資料 :【I-1】)。その結果、インパクタ密度が低く、 衝突面積が大きいほど形成されるクレーター径が 大きくなることが分かった。一般的に、インパク タの密度が下がると衝撃圧力が低下し、クレー ター径が小さくなると考えられる。しかし本結果 は、圧力低下の影響よりも密度の低下に伴い断面 積が大きくなる影響が卓越することを示してい る。従って、インパクタとしては低密度な平板が 望ましいと考えられ、本ミッションのインパクタ 設計基準とした(3. 3. 2. 1項)。

一方で、インパクタの衝突速度とクレーター径の関係性に関して別条件の計算結果より(補足資料:【I-2】)クレーター径は衝突速度の0.5乗に比例することが分かった。これより、様々な要因で衝突速度が想定から多少変化した場合でも、クレーター径の変動は比較的小さいと考えられる。

4.3. 表層環境の評価

計算リソースの観点から、インパクタは直径 0.42 m、厚さ0.3 m、重量110 kg の円筒型アルミ ニウム(密度2700 kg/m³)とした。重量は3.3項に て述べた探査機重量よりも軽く、またこの条件は インパクタのアスペクト比が1に近く平板形状とは

図7 iSALEを用いた衝突計算結果。(a) 初期条件概念図。 (b-e) 異なるレゴリス層厚・空隙率での条件検討結果(衝突 0.48 ns後の形態を図(a) の左半分のみ示す)。

言えないため、4.2項の結果より保守的な計算と なっている。この条件で、探査対象天体の表層環 境として推定される様々なパラメータを変更し、 衝突計算を実施した結果、多様な形状のクレー ターが生じた(図7,補足資料:【I-1~3】)。

例えば、レゴリス層の空隙率が25%の場合と70% の場合では上空から観測されるクレーター直径は それぞれ約15 mと約5 mと(図7b, c)異なる。よっ て理学側のフルサクセスである、クレーター径の 制約から、最低限の物理的な情報が得られうる。 また、空隙率が25%程度の場合は、工学側のフルサ クセスである直径数10mのクレーターの形成は十分 達成可能であることが示された。

また、本ミッションで形成されるクレーターの 形状は、エウロパ・クリッパーの搭載する可視カ メラEISおよび高度計、エンケラドス・オービラン ダーの搭載する可視カメラおよび高度計(2章) により、容易に分解できる。ここから、大型ミッ ションによる、低高度の観測が実現すれば、エク ストラサクセスであるレゴリス層の空隙率(補足 資料【S-1】)や厚さ(補足資料【S-2】)、焼結 層の有無(補足資料【S-3】)等の詳細な物理的情 報が得られる。また、空隙率が25%で、レゴリス層 が5mの場合には、基盤層を露出させることができ (図7b)、このクレーターの赤外観測により、理 学側のエクストラサクセス一つである、地下の化 学的情報を得られる可能性がある。一方で、イン パクタの80%がクレーター底部に残留することで、 分光観測に影響を及ぼすことも考えられる。表面 スペクトルからインパクタ成分を減算するなどの 処理が必要となる。

なお、今回のiSALE計算では、衝突時に150 GPa 以上の圧力がかかると見積もられた。アルミニウ ムは106GPaで完全に溶融するため[33]、本インパ クタは完全流体として取り扱うことができ、イン パクタの変形・破損は無視できる。また、計算上 では太陽電池膜は考慮しておらず、これを加える とクレーター径が増加する可能性がある。しか し、探査機本体との重量と面積の違いから、太陽 電池膜が天体内部に輸送する単位面積あたりの運 動エネルギーは、探査機筐体が与えるエネルギー の5.4×10⁻⁵倍程度と見積もられる。このことか ら、太陽電池膜のクレーター径への影響は探査機 本体と比較して無視できる。

4.4. 惑星保護

宇宙探査では、探査対象の天体を地球由来の生 命や物質から保護する惑星保護が求められる。国 際規定ではエウロパやエンケラドスのような氷天 体への着陸ミッションに関する着陸探査に関する 明確な基準は未だ制定されておらず、まさに方針 が定められている最中である。氷天体への探査に 関して、内部海への汚染の確率が1.0×10⁻⁴以下と いう遵守すべき汚染確率の数値は定められている が、着陸探査を実施した例は未だなく、着陸探査 において汚染確率の要求を満たす標準的なアプ ローチは確立されていない。[34]。バイオバーデ ンの低減によって汚染確率の要求を達成するには 探査機全体を滅菌することが必要である。

我々の提案では、打ち上げ前のバイオバーデン (微生物汚染量)の低減と管理、飛行中の紫外線 による殺菌、エウロパ衝突時の熱による殺菌に よって探査機全体の滅菌を達成する。打ち上げ時 のバイオバーデンの許容値は現有する最も厳しい カテゴリ-IVc(火星における特別領域にアクセス するミッション)の基準を参照し管理を行い、探 査機全体のバイオバーデンは2.0×105、探査機表 面のバイオバーデンは30、密度は3.0×10⁻² per m² になると推定した[35]。この基準を満たすため に、ISO8クリーンルーム内での組み立てやIPAふき 取り、乾熱殺菌処理でバイオバーデンを低減す る。探査機が格納されるフェアリングにおいて も、IPAによるふき取りを行い、バイオバーデンの 低減、管理を実施する。打ち上げ時にフェアリン グから探査機表面への再汚染が起こる可能性が考

えられるが、汚染量は1.0×10⁴程度になると mars2020ミッションの結果を元に推定した[36]。

地球から木星圏までの航行期間には探査機の表面は太陽紫外線により殺菌されると考えられる。 地球圏での太陽紫外線の強度を118 W/m²とする [37]。紫外線の強度は光源からの距離の二乗に反 比例して減少するため、5.2AUの距離にある木星で の紫外線強度は4.4×10⁻⁴W/cm²になると推定した。 仮にエウロパへの航行期間に、この強度の紫外線 に曝され続けたとすると探査機表面の積算照射量 は62×10³ j/cm²になる。この積算照射量では、打 ち上げ時にフェアリングから再汚染された場合に も探査機表面を滅菌できる[38,39]。

iSALEにより、図7bの場合の衝突に際して探査機 が経験する温度変化を解析したところ、最低 9,700°Cの熱を1 ms程受けると推定された(図8,補 足資料: 【P-1】)。この熱による殺菌効果を微生 物の熱殺菌処理の指標として用いられるD値とZ値 を用いて検討した。D値はある温度条件で生菌数を 0.1倍にするために必要な処理時間、Z値はD値が 0.1倍になるのに必要な温度変化である。500°Cに おけるD値は41.7 ms、衝突加熱と類似した乾熱殺 菌処理のZ値は21°Cである[40,41]。この値を用い て9,700°Cでの殺菌時間D値を算出すると41.7× 10⁻⁴³⁹ msとなった。1 msでは400桁以上の殺菌効果 があるため、探査機全体を十分に滅菌できる。

図8 iSALEを用いた衝突計算結果。直径0.42 m、厚み0.3 mのア ルミニウムインパクタを、30 km/sで空隙率25%の氷に衝突させ た時の、インパクタのうち最も経験温度の低い、衝突点の逆側 の点が経験する温度の時間変化。

4.5. 上空へ散らばるエジェクタの影響

iSALEの計算結果から、宇宙空間に飛び出す固体 粒子は、もともと氷地殻を構成していた氷粒子が 主体となる。エジェクタのうち第一宇宙速度を超 える粒子は探査機に衝突する可能性がある。これ ら氷粒子が、探査機を破壊する可能性を評価する ために高度45-55 kmでの空間密度と粒径分布[42] を検討した。その結果、エウロパでは約10⁻¹⁶ kg/m³、エンセラダスでは約10⁻¹⁵ kg/m³と密度が非 常に低く、粒径の中央値は1.29 µmと小さい。しか

し、極めて低頻度で存在するcmオーダーの粒子も 存在するため、探査機にバンパの搭載が必要とな る可能性がある。

5. 本ミッションの今後の展開と課題

本ミッションで提案した1つのクレーターだけ では、天体全体の代表的な情報を得られるとは限 らない。今後の展開としては複数探査機(インパ クタ)の同時または連続的な衝突により、1つの天 体に複数のクレーターを作成することで、表層環 境の空間的違いを明らかにできる。またトリトン など他の氷衛星や小惑星、彗星も対象になり得 る。例えばESAとJAXAが共同で進める長周期彗星探 査計画Comet Interceptor [43]への適用により、 空隙率や焼結層の制約から彗星の形成史・進化史 に対する新たな知見が得られると期待される。

6. まとめ

イプシロン等の小型ロケットにより「インパク タ」の役割を果たす170 kgの超小型探査機を打ち 上げ、エウロパとエンセラダスに超高速で衝突さ せることで人工クレーターを形成するミッション を提案した。探査機は、インパクタ、衝突位置を 正確に推定するための光学系、それらのシステム を外惑星領域で実現するためのバス系から構成さ れる。数値流体計算コードiSALEの計算結果と合わ せることで、これらの設計により理学、工学、惑 星保護要求が達成されることが示された。

7. 補足資料

様々な条件にてiSALEで行ったシミュレーション 結果の動画を事務局許諾のもと掲載する。 (URL: https://youtu.be/o3gaG-54MKo)

8. 謝辞

iSALEの 開 発 者 で あ るGareth Collins, Kai Wünnemann, Boris Ivanov, H. Jay Melosh, Dirk Elbeshausenの各氏に感謝いたします。また 本ミッションの設計にあたり、三桝裕也様、須崎 祐多様、尾崎直哉様、木村駿太様にご協力いただ

きました。ここに深く御礼申し上げます。

9. 引用文献

McKinnon, W. B., et al., (2009) Europa: Perspectives on an Ocean World. in Europa (eds. Pappalardo, R. T. et al.) 697.

[2] Kattenhorn, S.A. and Prockter, L.M. (2014) 'Evidence for subduction in the ice shell (a) Further and the second of t

[3] Hsu, H.-W. et al. (519(7542), pp. 207-210.

(J) G(V) (42), pp. 207 210. [4] Gable, M. et al., (2020) Enceladus, In Planetary Astrobiology (V. MEadows et al. eds), pp. 217-246, Univ. of Arizona, Tucson.

[5] McKay, C.P. et al. (2008) 'The possible origin and persistence of life on Enceladus and detection of biomarkers in the plume', Astrobiology, 8(5), pp. 909-919. [6] Costello, E.S. et al. (2021) 'Impact gardening on Europa and repercussions for

[6] Costerio, E.S. et al. (2021) Impact gardening on Europa and repercussions for possible biosignatures', Nature Astronomy, 5(9), pp. 951-956. [7] Martin, E.S. et al. (2023) Measurements of regolith thicknesses on Enceladus: Uncovering the record of plume activity', Icarus, 392, p. 115369. [8] Fischer, P.D., Brown, M.E. and Hand, K.P. (2015) 'SPATIALLY RESOLVED SPECTROSCOPY OF EUROPA: THE DISTINCT SPECTRUM OF LARGE-SCALE CHAOS', AJS; American journal of sociology, 150(5), p. 164.

[9] Bagenal, F. and Dols, V. (2020) 'The space environment of Io and Europa', Journal of Geophysical Research, [Space Physics], 125(5), p. e2019JA027485.

[10] Paranicas, C. et al. (2007) 'Europa's near-surface radiation environment' Geophysical research letters, 34(15). [11] Grasset, O. et al. (2013) 'JUpi

'JUpiter ICy moons Explorer (JUICE): An ESA mission to orbit Ganymede and to characterise the Jupiter system', Planetary and space science, 78, pp. 1-21

[12] Phillips, C.B.et al. (2014) 'Europa clipper mission concept: Exploring Jupiter's ocean moon', Eos. 95(20), pp. 165-167.
 [13] MacKenzie, S.M. et al. (2021) 'The Enceladus Orbilander Mission Concept: Balancing

Return and Resources in the Search for Life', The Planetary Science Journal, 2(2), p. 77. [14] Daubar, I.J. et al. (2024) 'Planned Geological Investigations of the Europa Clipper Mission', Space science reviews, 220(1), p. 18. [15] Turtle, E.P. et al. (2023) The Europa Imaging System (EIS) Flight Instruments in

Spacecraft and Environmental Testing for Europa Clipper. The Woodlands, Texas. ui.adsabs.harvard.edu (54th Lunar and Planetary Science Conference).

[16] Wang, Y. et al. (2020) "The minimum confidence limit for diameters in crater counts", lcarus, 341, p. 113645.

Guinto F, Hards, GH, D. Hodo. [17] Southworth, B.S.et al. (2019) 'Surface deposition of the Enceladus plume and the zenith angle of emissions', Icarus, 319, pp. 33-42. [18] はやぶさプロジェクトチーム (2018)." はやぶさ2情報源.

"https://fanfun.jaxa.jp/countdown/hayabusa2/files/sat33_fs_22.pdf(Accessed: 7 July 2024). [19] 宇宙科学研究所(n.d.)." 小型ソーラー電力セイル実証機

IKAROS" .https://www.isas.jaxa.jp/missions/spacecraft/current/ikaros.html(Accessed: 7 July 2024).

[20] JPL(2017)." Article 16 Juno Telecommunications Revision A: Addition of Operations from Early Cruise through First Months of Operation. Five Science Orbits (Sept. 2012-May 2017)".https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso16_Juno_RevA.pdf(Accessed: 7 July 2024)

[21] 宇宙航空研究開発機構(2020)."イプシロンロケット H3ロケットとのシナジー対応開発の取り 組み状況について

https://www.mext.go.jp/content/20200519-mxt_uchukai01-000007456_13.pdf(Accessed: 7 July 2024)

[22] Vacchione JD, Kruid RC, Prata A, Amaro LR, Mittskus AP. Telecommunications antennas for the Juno Mission to Jupiter. In2012 IEEE Aerospace Conference 2012 Mar 3 (pp. 1-16). IEEE.

[23] JPL(n.d.)."High-Gain

Antenna".https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/spacecraft/instruments/hga/(Accessed: 7 July 2024).

[24] JPL (n. d.). "Deep Space Network Now" https://eyes.nasa.gov/dsn/dsn.html (Accessed: 7 July 2024)

[25] 宇宙科学研究所 (n. d.)."低スピンレート・逆スピン運用 ~逆回転にかける逆転の芽~ https://www.isas.jaxa.jp/feature/special_isues/ikaros/09.html (Accessed: 7 July 2024). [26] Ochoa, H. et al. (2018) 'Europa clipper thermal control design'. Available at: https://ttu-ir.tdl.org/items/6b8aa792-3bb0-4c8e-ab79-8d0635713ae6. (Accessed: 7 July 2024). [27] Dawson S, Stella P, McAlpine W, Smith B. JUNO photovoltaic power at Jupiter. In10th International Energy Conversion Engineering Conference 2012 Jul 30 (p. 3833) [28] Kameda, S. et al. (2021)"火星衛星探査計画MMX TENGOO/OROCHI開発状況報告

https://jaxa.repo.nii.ac.jp/record/47903/files/SA6000163092.pdf(Accessed: 7 July 2024). [29] Amsden, A. A.et al. (1980). SALE: A simplified ALE computer program for fluid flow at all speeds. https://doi.org/10.2172/5176006. [30] Ivanov, B.A.et al. (1997) 'Implementation of dynamic strength models into 2D

hydrocodes: Applications for atmospheric breakup and impact cratering', International journal of impact engineering [Preprint]. Available at:

https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0734743X97875112.

[31] Wünnemann, K. et al. (2006) 'A strain-based porosity model for use in hydrocode simulations of impacts and implications for transient crater growth in porous targets' Icarus, 180(2), pp. 514-527.

[32] Kminek, G. et al. (2019) 'THE INTERNATIONAL PLANETARY PROTECTION HANDBOOK 'Available

https://cosparhq.cnes.fr/assets/uploads/2021/02/PPOSS International-Planetary-Protection-H andbook_2019_Space-Research-Today.pdf

[33] Pierazzo E, Vickery AM, Melosh HJ. A reevaluation of impact melt production. Icarus. 1997 Jun 1:127(2):408-23.

[34] Kminek G. (2012) "ESA planetary protection requirements, Technical Report ESSB-ST-U-001," European Space Agency, Technical report ESSBST-U-001. [35] NASA. (2022). 'NASA-STD-8719.27, Implementing Planetary Protection Requirements for

Space Flight.' Available at:https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/Baseline/O/NASA-STD-87192

-Baseline.pdf

[36]Cooper, M. (2023). 'Planetary Protection Implementation and Verification Approach for the Mars 2020 Mission'. Astrobiology, 23(8), 825-834.

137]森一之&宮崎英治(2013)「高分子材料を中心とした宇宙用材料の耐宇宙環境性評価」. 日本ゴム協会誌 [Online] 86 (12), 367-372. [38]Kimura, S. et al. (2023) 'Bacterial and fungal bioburden reduction on material surfaces using various sterilization techniques suitable for spacecraft decontamination'.

Frontiers in microbiology vol. 14, 2023, pp. 1253436-1253436, [39] Cortesao, M. et al. (2020) Aspergillus niger Spores Are Highly Resistant to Space Radiation'. Frontiers in microbiology, 11, 560-560.

https://doi.org/10.3389/fmicb.2020.00560

[40] Clark, B.C. (2004) "Temperature-time issues in bioburden control for planetary protection", Advances in space research: the official journal of the Committee on Space

Research , 34(11), pp. 2314-2319.

[41] Flax, B. et al. (2022) 'Dry heat sterilization modelling for spacecraft applications', Journal of applied microbiology, 133 (5), pp. 2893-2901.

[42] Dohnanyi J. S. (1969) Collisional model of asteroids and their debris. Journal of Geophysical Research. 15:74(10):2531-54.

[43] Snodgrass, C. and Jones, G. H. (2019) 'The European Space Agency' s Comet Interceptor lies in wait', Nature communications, 10(1), p. 5418.