

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

画像情報による宇宙機の航法技術に関するサーベイ
A Survey of Vision-based Navigation Technology for Spacecraft

石田 貴行, 井上 博夏, 松本 祐樹, 狩谷 和季

ISHIDA Takayuki, INOUE Hiroka, MATSUMOTO Yuki and KARIYA Kazuki

2020年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1 序論	2
1.1 背景	2
1.2 TRN 技術年表	2
1.3 TRN 技術分類	4
1.3.1 重力の大きさによる分類	4
1.3.2 科学データの有無による分類	5
2 本文書の役割	6
3 各国の TRN 技術動向	6
3.1 探査プロジェクト	6
3.1.1 アメリカ	6
3.1.1.1 Deep Space1	6
3.1.1.2 MER	8
3.1.1.3 OSIRIS-REx	9
3.1.1.4 Mars 2020	10
3.1.2 ヨーロッパ	10
3.1.2.1 Rosetta	10
3.1.2.2 JUICE	12
3.1.2.3 Phobos Sample Return Mission	12
3.1.2.4 Luna-27	13
3.1.3 日本	13
3.1.3.1 はやぶさ, はやぶさ 2	13
3.1.3.2 SLIM	15
3.1.4 中国	16
3.1.4.1 Chang'e	16
3.2 技術実証プロジェクト	17
3.2.1 PL and HA domain	17
3.2.2 LION	19
3.2.3 ATON	20
3.2.4 Landstel	21
3.2.5 NPAL	22
4 将来展望	22
参考文献	23

画像情報による宇宙機の航法技術に関するサーベイ

石田 貴行^{*1}, 井上 博夏^{*2}, 松本 祐樹^{*1}, 狩谷 和季^{*3}

A Survey of Vision-based Navigation Technology for Spacecraft

ISHIDA Takayuki^{*1}, INOUE Hiroka^{*2}, MATSUMOTO Yuki^{*1}, KARIYA Kazuki^{*3}

ABSTRACT

Navigation technology is essential for spacecraft, and is a technique to get the state such as the position, velocity, and attitude of spacecraft itself. Generally, ranging from ground stations or inertial navigation systems are used to obtain such information of spacecraft. However in recent mission such like small body exploration in deep space, the navigation accuracy is insufficient. In such missions, technologies for safe and accurate access to the target bodies are required. Vision-based navigation technologies are often used in such missions, and has been demonstrated in many missions such as asteroid exploration and asteroid flyby. In recent years, many missions that aim to land predetermined landing point precisely have been planned based on abundant scientific data of the moon and Mars. Vision-based navigation technologies are also very useful in these missions. This paper summarizes the results of surveys of domestic and overseas exploration projects or technology demonstration projects on vision-based navigation technology for spacecraft.

Keywords: Terrain Relative Navigation, Optical Navigation, Precision Landing

概要

航法技術は宇宙機に不可欠な技術であり、宇宙機自身の位置や速度、姿勢といった状態量を知るための技術である。宇宙機のそうした情報を知ろうとした場合、一般的には地上局からのレンジングや慣性航法装置などが使われるが、深宇宙の小天体を探査するミッションなどでは航法精度が足りない場合がある。このようなミッションでは、対象天体に安全かつ高精度に接近するための技術が求められる。画像情報を用いた航法技術はそうしたミッションで使われることが多く、これまでも小惑星探査や小天体フライバイなど多くミッションで実証されてきた。さらに近年では月や火星の豊富な科学データをもとにあらかじめ決めた着陸地点に高精度で着陸するミッションも多く立案されている。そうしたミッションでも画像を用いた航法技術は大いに有用である。本稿は、画像情報を用いた宇宙機の航法技術全般について国内外の探査プロジェクトないしは技術実証プロジェクトのサーベイを行い、その結果をまとめたものである。

doi: 10.20637/JAXA-RM-19-005/0001

* 2019年11月29日受付 (Received November 29, 2019)

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第一研究ユニット (Research Unit I, Research and Development Directorate)

^{*2} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 月惑星探査データ解析グループ
(Lunar and Planetary Exploration Data Analysis Group, Institute of Space and Astronautical Science (ISAS))

^{*3} 総合研究大学院大学 物理科学研究科 宇宙科学専攻
(Department of Space and Astronautical Science, School of Physical Sciences, The Graduate University for Advanced Studies, SOKENDAI)

1 序論

1.1 背景

航法とは自身の位置や姿勢といった状態量を知るための技術である。航法技術の歴史は古く、人類は天体情報から自身の向きを知る天文航法を身につけ、地磁気の性質を利用した方位磁石を発明した。このように航法技術を利用し自らの状態量を知るためには、天体情報や地磁気に関する事前知識が必要であり、また天体を観測するための目や地磁気情報を得るための方位磁石など、センサも必要である。

科学の発展に伴い、航法のための様々なセンサが開発された。位置を決定するためのセンサとしては Light Detection and Ranging (LIDAR)、Global Positioning System (GPS)、ドップラーレーダなどがあり、姿勢を決定するためのセンサとしてはスタートラッカ、太陽センサ、地球センサなどがある。また、光学カメラのように処理次第で位置と姿勢を同時に推定することが可能なセンサもある。

近年の宇宙分野では、各国で公的機関だけでなく民間企業も巻き込んで様々な挑戦的なミッションが検討、実施されている。中でも、宇宙探査では生命の起源ひいては森羅万象を明らかにするべく、天体の近傍で詳細観測するミッションや天体にタッチダウン・着陸してサンプルを採取、地球に持ち帰るミッション等が行われている。このようなミッションを成功させるためには、対象天体に安全かつ高精度に接近するための技術が求められており、そのためには宇宙機自身の位置や姿勢を精度良く知るための航法技術が必要である。

高精度な航法を実現するために、近年研究されているのが地形相対航法 (Terrain Relative Navigation; TRN) と呼ばれる航法技術である。TRN とはあらかじめ地形情報を地図として準備し、観測した地形を地図と照合することにより自身の位置を決定する手法である。TRN に用いられるセンサには光学カメラのようなパッシブセンサもあれば、LIDAR のようなアクティブセンサもある。

しかしながら宇宙探査を対象とする場合、TRN を使うと言ってもあらかじめ十分な地形情報が得られるとは限らない。例えば、はやぶさ2のように地球からはるか遠くの深宇宙の天体を対象とする場合、その天体が存在すること自体は事前にわかっているが、到着するまで詳細な地形情報はわからない。また、月などの地球から近い天体を対象とする場合は事前にある程度詳細な地形情報は手に入るものの、重力の影響が大きい地上を介さずオンボードで相対的な航法値を計算することが求められる。このように TRN ひとつとっても、着陸対象や着陸条件、また計算リソースなどのミッション制約条件によって用いられる TRN 技術も変わる。

現在、世界各国で様々な TRN 技術が検討されているが、各プロジェクトがどのような制約条件のもと、どのような TRN 技術が採用されているかについてまとめられた文書はない。そこで、本論文では TRN 技術を用いている国内外の探査プロジェクトないしは技術実証プロジェクトについて、ミッションの前提やその前提の下でのアプローチを調査した結果を示す。

1.2 TRN 技術年表

光学画像を宇宙機の航法に用いるという発想は、惑星探査の初期から存在していた。画像には対象物と宇宙機の両方の情報が含まれており、特にパッシブセンサによる取得画像は惑星間における航法と地形相対航法において、長く使用されてきている。近年ではパッシブ/アクティブの両方のセンサにおいて、可視に限らない様々な波長の光による画像を用いた航法技術が存在する。

最も初期における画像航法では、星空の背景に対して天体(惑星、月や小惑星)が写る画像を使用して、宇宙機の姿勢や相対位置を知る手法が主であった。これは光学航法 (Optical Navigation: OpNav) と呼ばれ、画

像内に存在する天体の明るい地平線を基に背景の星空を測量することによる、六分儀の原理を用いている。実際に Gemini, Apollo や Skylab のような最初期の有人探査プログラムでは宇宙六分儀を使用して手動で光学航法が実施された。ここでの目的は、将来の光学航法のための理論的・実践的な基礎を築くものであった。

無人ミッションにおける OpNav では、1969 年の Mariner 6, 7 における火星へのミッションにて初めて試験された [1]。その後 1971 年の Mariner 9 の航法において初めて実際に使用され、1979 年の Voyager 1, 2 における木星フライバイにおいて、ミッション達成のための技術要求として初めて達成された。それ以来、OpNav は Galileo や NEAR などの惑星、月、小惑星や彗星への航行技術として広く使用されている。過去の多くの無人ミッションにおいては、光学画像は地球へと送信され、電波追跡によるデータと共に地上で処理されている。

これら地上を介して航法値を得る OpNav が成功を取めたものの、フライバイ観測などでは特にリアルタイムで OpNav で実施することが求められた。特に 90 年代後半からは Deep Space1 や Stardust など小惑星や彗星に接近して観測を行うミッションが多く立案され、光学観測にむけてリアルタイムで航法値を把握するために、OpNav のアルゴリズムは機上での実行が必要とされた。2001 年の Deep Space1 による観測時に初めてオンボードの OpNav が実行され [2]、その後も同様の手法で複数のミッションにて自律的な OpNav が実行されている。

近年ではこれらの探査ミッションの成功をもとに、より詳細な観測を行う探査計画が数多く計画されている。すなわち、小天体の精密観測や着陸探査のように宇宙機自身が対象天体により接近するフェーズを経ることとなる。そのような場合では、撮影された画像は天体表面で埋まってしまうこととなり、従来の OpNav のように天体と背景の星をリファレンスとして航法値を得ることはできなくなる。したがって、画像中の輝度あるいは地形特徴を用いたランドマークによる OpNav、すなわち本文中で TRN と呼ぶ航法技術が開発されることとなった。最初の TRN は 2004 年の Mars Exploration Rover (MER) ミッション (3.1.1.2項) で実施され、画像中の輝度特徴を追跡することによって着陸機の水平方向速度を自律的に推定することに成功した。一方で画像処理の複雑さから、その処理回数は降下中に複数回という頻度に留まった。また、はやぶさミッション (3.1.3.1項) では降下時間に猶予が存在するために、地上を介した TRN が実施されている。

このように、画像を用いた航法技術は多くの過去の探査による実践と共に発展してきており、現在ではより高度な画像処理技術を伴って実施されるものとなってきている。図 1 に、現在までの画像航法を用いた主なミッションを、その技術種別ごとにまとめたものと、画像処理技術を年表にしたものを示す。なお、これら画像を用いた航法処理技術の呼称としては多くの別称が存在 (vision-based navigation, visual navigation や optical navigation など) するものの、ここでは六分儀的な horizon-based なものを OpNav, landmark-based なものを TRN と呼ぶこととしている。さらに、それぞれ地上を介した操作を経るものを classic, 自律的なものを autonomous と分類している。

その機能や適用範囲から、TRN は従来の OpNav と比較して計算量が多い傾向にあり、現在の宇宙機環境における計算機能力では自律的に航法処理を行うことに課題が存在する。今日では、技術の発展や過去の探査による観測対象の高解像な観測要求を受けて、重力天体や土星以遠の天体への着陸探査への機運が高まっており、地形情報があらかじめ得られない場合に安全かつ高精度に着陸するためには、自律的な TRN 技術が必須のものとなってきている。その達成には、探査対象天体の地形・環境に対する理解や各ミッションに合わせたサブシステムとしての TRN の実施方法など、全方面的な知識に基づく技術開発が必要となる。

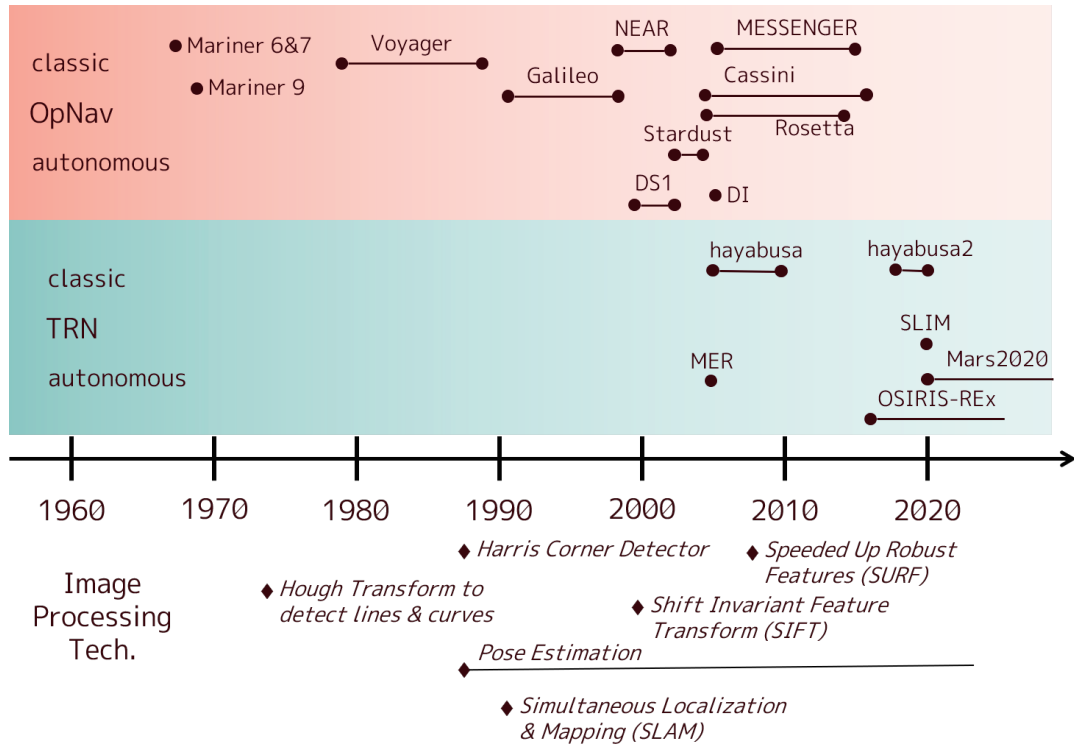


図1: 画像航法を使用した探査ミッションと主な画像処理技術の年表

1.3 TRN 技術分類

全ての天体、全ての環境に対して汎用的に使える TRN 技術というものには存在せず、その天体の性質やミッション目的などに応じて最適な TRN 技術を開発することが実際のミッションにおいては肝要になる。ここでは、以降の章で紹介する TRN 技術を大別するために、まずは TRN の方針に最も影響を与える「重力の大きさ」と「科学データの有無」という2つの観点で大きく分類する。図2に主要な天体、すなわちこれまでに着陸した主な天体および今後着陸の可能性がある主な天体の重力と TRN に利用可能な科学データの探査機打上げ時点での有無の関係を示す。この図からわかるように、これまでも多くの着陸探査が行われてきた月や火星のように地球から近くかつ目立つ天体ではこれまで多くの探査機が観測を行っており、高分解能データが存在する。一方で各種の小惑星のような天体では、これまでほとんど詳細観測が行われていないため科学データがほとんど存在しないものも多い。リュウグウやイトカワのような小惑星について事前に得られるデータは地上からの観測により得られるデータのみで、TRN に用いるような地形データは探査機の到着後に観測を行い取得している。

1.3.1 重力の大きさによる分類

天体着陸における TRN を考えたとき、重力の大きさでその方針は大きく変わる。重力の大きい天体の場合降下開始から着陸までの時間が短くなるため、一般的に地球から遠隔操作による着陸を行うことは困難である。そのため、そうした天体で TRN による高精度着陸を実現するためには、自律的な処理が必要になる。例えば、JAXA が開発を進める Smart Lander for Investigating Moon (SLIM, 3.1.3.2項) は月への高精度着陸

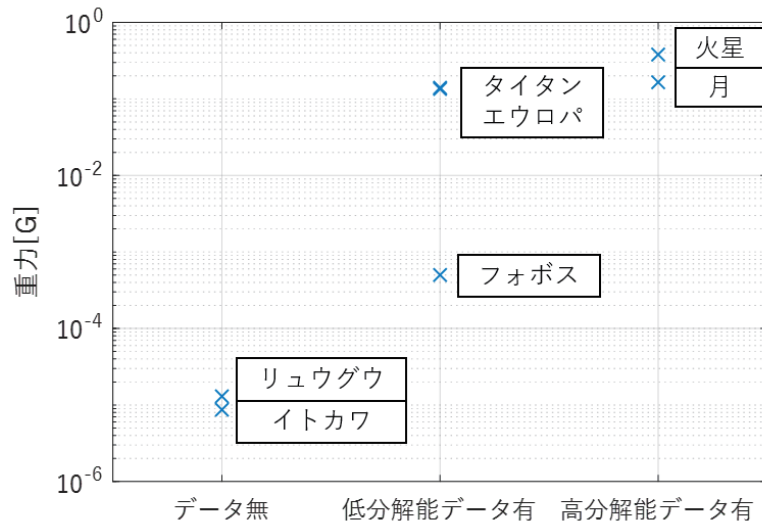


図2: 主要天体の重力と科学データの関係

を目的としているが、航法カメラによる撮像画像から月表面上のクレータを画像処理によって抽出し、あらかじめ整備したクレータマップと照合することにより自身の位置を高精度に推定する画像照合航法技術を開発している。その他、NASA/JPLによる火星探査プロジェクト Mars 2020 (3.1.1.4項)では画像を用いた自律的な位置推定および障害物回避を火星着陸において計画している。火星ではクレータが少ないため、Mars 2020ではコントラストの強い地形などの汎用的な特徴を使い地図と照合を行う技術を開発している。

一方重力の小さい天体、特に小惑星のような天体では重力天体と異なり、降下開始から着陸までの時間を長く取れることが特徴である。そのため、ある程度の高度までは地上からの遠隔操作による TRN が可能である。微小重力天体への着陸としてははやぶさ、はやぶさ 2 の実績 (3.1.3.1項)がある。これらの探査機では、降下の際、航法カメラによる画像を地上へダウンリンクする。その画像からオペレータが抽出した特徴とあらかじめ周回観測により得た地形特徴を地上のオペレータが位置合わせし、探査機の位置を得ている。このように、重力の違いによって、自律的である必要があるか、そうでないかの違いがあり、この点は TRN の設計に大きな影響を与える。

画像処理の観点でも重力の違い、すなわち天体サイズの違いは大きな影響を与える。月のように天体サイズが大きい場合、一般的に着陸降下時のように低高度で撮像した際は撮像画像中に写る地形は、地形の凹凸を除けば二次元平面に仮定することが可能である。そのため、月や火星で TRN を行う場合は多少の精度を犠牲にすれば二次元平面での画像処理に近似できるため、軽い処理で十分になる。一方小惑星のように天体サイズが小さい場合は降下中の画像の中に天体の全体像が写るか、そうでなくても地形の大部分が画角に収まることになる。そうした場合は上記のような二次元平面を仮定することはできず、三次元であることを前提として位置合わせを行う必要がある。

1.3.2 科学データの有無による分類

重力の他に TRN の設計に大きな影響を与える項目として、打上げ時点での科学データの有無がある。月や火星はすでに数多くの探査機が観測を行い、豊富な科学データが存在する。そのため、月や火星に高精度着陸

を行う場合は、あらかじめそれらのデータを使って TRN の開発・検証を行うことが可能である。例えば、月ではクレータを使うといったような有用な地形特徴をあらかじめ知ることができ、設計に反映させることが可能である。

一方科学データに乏しい天体ではそういった検討をあらかじめ行うことは困難である。特に小惑星のような天体の場合は事前の科学データが存在しない。もちろん高精度着陸を行うということは高精度に着陸場所を指定する必要があり、そのためには高精度な科学データが必要なため、探査機が到着後、科学データを得る必要がある。この場合困難になるのは、有用な地形特徴を事前に検討できないことである。例えば、はやぶさ・はやぶさ 2 の場合は目標天体が微小重力天体であることを利用し、地上のオペレータを介した航法を行っている。人間のパターン認識能力は非常に高いため、時間的余裕がある場合はこうした運用が可能となる。さらに、高度が低くなって地上のオペレータを介した運用が困難となるフェーズでは、あらかじめ天体表面に落としたターゲットマーカを目印に降下を行う。このような人工的なランドマークを生成する方法は未知天体に着陸する場合において非常に有効である。その他の方法として、OSIRIS-REx (3.1.1.3項) では観測フェーズで取得した地形データを探査機に保存しておき、TRN を行うタイミングでオンボードで画像を生成、航法カメラで取得した画像と比較することで自身の位置を知る手法を開発している。このように、科学データの有無によって事前に TRN に有用な地形特徴が設計できるか否かの違いがあり、この点も TRN 設計に大きな影響を与える。

図 2 にあるように、月や火星、小惑星はそれぞれの天体の特徴を利用した TRN の手法がこれまで提案されているが、今後研究開発がより進んでいくと考えられるのが、フォボスやタイタンといったような、小惑星よりは大きいが高分解能データが存在しない惑星における TRN と考えられる。そうした天体に高精度に降りようとする場合、着陸機と別に観測機を同時に打上げ、高精度な観測データを得る方法や、重力が小さければ小惑星と同じように人工のランドマークを作ってそれを目印にする方法もあるだろう。これからの研究開発が期待される。

2 本文書の役割

本文書の役割は、大きく 2 つある。ひとつは、これから TRN に関する技術を開発する技術者に対して共通した知見を与え、達成すべき目的に対して適切な TRN 技術を開発する際の指針となることである。もうひとつは、これから TRN に関する研究を始めようとする研究者に対して、統一した技術背景を与えることである。

3 各国の TRN 技術動向

3.1 探査プロジェクト

3.1.1 アメリカ

3.1.1.1 Deep Space1

地球近傍において、宇宙機が任意の時間にどの位置に存在するのかを決定して経路を制御する航法は、一般的に Ground-in-the-loop で実行され、その軌道決定のためのデータは次のように得られる。

- 2-way Doppler : 地上局から宇宙機までの視線方向速度を得る。
- 2-way Range : 地上局から宇宙機までの視線方向距離を得る。
- Delta-Differential One-way Range (Delta-DOR) : 赤経・赤緯を得る。
- 光学画像 : 慣性基準に対する宇宙機と天体間の角度を得る。

これらのデータを用いて、地上にて軌道6要素（とその他のパラメータ）を求める。その後、所望の時間において軌道誤差を修正するためにマヌーバが計算され、宇宙機に送信される。現状、Deep Space Network (DSN) では、カッシーニミッションにおけるフライバイにおいて km オーダでのターゲッティングや、火星における着陸を数十 km の誤差円で達成することが可能である。

一方で地上を介した航法においては、往復伝搬遅延の存在や計算処理時間によって航法のアップデートに時間がかかるため、目標へのターゲッティングが不可能なことによるサイエンスミッション機会の損失や燃料の増加等を招き、また重力環境下での数百 m オーダの高精度な着陸は難しくなる。したがって、往復伝搬遅延や人的ミス排除、航法アップデート期間の短縮、直近のデータ利用を可能とするため、地上を介さない機上での自律的な航法システムが開発された。最初期の例としては 1998 年の Deep Space 1 において開発された AutoNav[3] と呼ばれる自律航法システムが存在し、その後4つのミッションにおいて使用された。これは主としてフライバイ時の彗星の追跡とインパクトの使用に用いられた。

AutoNav のシステムでは地上を介した手法と同様のデータを用いることが可能となっているが、キャリブレーション等の必要性から自己完結したデータを用いることがより簡単のため、現在は光学データのみを使用することに基づいている。これを OpNav[3] とよぶ。小惑星や彗星を対象とする際、対象天体は遠くて形状が把握できないケース、遠いが形状は把握できるケース、カメラ画角内にしっかりと収まるケースに分類でき、前二者では背景の星を参照した航法、後者では地形特徴を用いた航法を用いる。

星を参照する (stellar referenced) OpNav では、視差に基づいて宇宙機のパラメータを推定する。画角内の予想される位置から実際に観測された位置の差異は、対象天体と宇宙機の相対位置の誤差か、カメラ方向の誤差に起因する。カメラ視線ベクトルが対象天体を向いているとき、その画像内に既知の星が存在すれば、後者の誤差を除去できる。1つの星が存在するとき、赤緯と赤経が算出可能であり、2つ以上の星が存在するとき、加えて視線方向の回転角を算出可能である。対象天体が遠くの場合は、このようにして各パラメータを推定する。

地形相対の OpNav では、対象天体の周回中にランドマークを抽出し、それを元にして撮影画像からより高精度な相対位置を推定する手順を執る。このような画像処理に加えて、AutoNav には軌道決定・マヌーバの計画および実行の機能を含んでいる。画像処理ではカメラ画角内の星や天体を自動で識別し、天体が画像中心となるように処理する (centerfinding)。軌道決定フィルタでは、宇宙機の完全な航法値を得るために、画像と他の情報（推力や姿勢）を組み合わせる。そして、基準の軌道に宇宙機を再設定するため、事前に設定された時刻にマヌーバが実行される。

この AutoNav は次に示す5つのミッションにて使用された。

- Deep Space 1 (cruise and flyby of comet Borrelly)
- Stardust (flyby of asteroid Annefrank and comet Wild 2)
- Deep Impact (Impactor and flyby spacecraft imaging for comet Tempel 1)
- EPOXI (flyby of comet Hartley 2)
- Stardust NExT (flyby of comet Tempel 1)

Deep Space 1 では AutoNav によって惑星間航行とフライバイを制御する予定だったが、航法カメラの画像に迷光による異常が発生、カメラ感度が想定より悪い、カメラ歪みが異常でモデル化が困難、といった問題が発生した。ソフトウェアの修正を行うために対象天体に到着する2ヶ月前まで AutoNav は検証不可能であった。実検証では、カメラ異常の問題から軌道の推定値は期待していたよりは良いものの事前解析よりは精度が悪いことが示されたが、計画通りにマヌーバが実行された。結果としては、AutoNav の cosmic ray spoofing

(放射線による異常か)によって最初の接近は失敗した。その後、誤差修正機能をアップデートし、AutoNavは次の接近まで航行中に制御を行った。次の接近にて、アプローチの32分前にAutoNavのフライバイ運用が開始され、2.5分前まで天体の追跡は正常に実行された。ここでは、52枚の撮影画像中42枚が天体を中心に捉え、最高46 m/pixの解像度の画像が得られた。Deep Space 1におけるAutoNavのより詳細な実施内容についてはJPLのテクニカルレポート[2]を参照のこと。

Stardustでは、まず小惑星Annefrankの追跡試験を行い、成功を収めた。続いて、Wild 2へのフライバイ30分前に地上ベースで対象との相対位置を初期化した後、10分前に軌道情報を初めて更新した。4分前にカメラ視線ベクトルを天体に合わせ、最終的に追跡は成功した。

Deep Impactでは、Deep Space 1で用いられたバージョンの修正版が使用された。インパクトと機体それぞれにAutoNavが搭載され、運用された。インパクトでは、衝突の2時間前にナビゲーションを開始し、15秒間隔で撮影した画像を10分間蓄積し、軌道決定を行った。同時に、機体は天体方向を向くように制御され、衝突の瞬間を撮影した[4]。

EPOXIとStardust NExTはDeep ImpactとStardustの継続ミッションであり、それぞれのAutoNavソフトウェアの変更は無く、いずれのミッションも成功した。

これらの他に小惑星Erosの探査を行ったNEARミッションがあり、ここには基本的にはDeep Space 1と同様のOpNavが搭載されていた。しかしながら想像以上にErosが明るいため背景の星が見えず、正しく航法を行えないことが判明したため、表面のクレータをランドマークとしてErosとの相対位置を推定した。

Erosのクレータデータの整備方法は、まず、Erosの形状モデルを球面調和関数で記述し、そのモデルを用いてErosのリムプロファイルを予測し、次に、クレータを円で近似して、形状モデル上に手作業で配置するというものであった[5]。

3.1.1.2 MER

MERにおけるDescent Image Motion Estimation System (DIMES)[6, 7]は2003年にNASA/JPLが打ち上げた2機の無人火星探査機、MERに搭載されたTRN技術である。

MERは火星大気を用いてパラシュートで降下、逆噴射の上、エアバッグで着陸する。着陸時、DIMESにより横方向速度をカメラ画像から推定し、補正することでMERを安全に着陸させる役割がある。DIMESでは着陸機の位置推定は行わず、速度推定のみが行われる。パラシュートで降下中、高度1400~2000 mの間で3回撮像し、その2枚ずつの画像同士の比較から水平速度を推定する。

DIMESは本来MERへ搭載の予定はなかったが、開発後半フェーズにおいて急遽搭載された技術である。MERの開発中に、降下時の横方向速度が場合によっては着陸にクリティカルな影響を及ぼす可能性があることが判明した。本来であればドップラーレーダ等速度測定センサを搭載すべきであるが、新しいセンサを搭載できるフェーズを過ぎていた。その際、偶然カメラI/Fが余っていたため、それを使うことで速度推定を行う必要がでてきて、DIMESが開発された。半ば急ごしらえであるため、DIMESは既存の技術を組み合わせて作られた。

DIMESは火星特有の着陸に特化した方法とも言える。本手法では各画像間に十分なオーバーラップがあることを前提としており、パラシュートなどでおおよそ垂直に降下することを前提としている。

DIMESに対する入力、降下中の画像ペア・姿勢・高度である。姿勢・高度情報から入力された画像ペア同士のオーバーラップを算出した後、Harris Interest Operatorを用いて一方の画像からコントラストの強い地形を抽出する。その地形の小パッチをテンプレートとして、もう一方の画像中でテンプレートマッチングを

行う。その際、姿勢・高度情報を用いて画像ペアをそれぞれ射影変換し、スケールと視線方向を一致させている。MERには高度計が搭載されており、そこから得られた高度情報をDIMESに用いている。パラシュートの想定される最大横方向速度からテンプレートマッチングの探索範囲はおのずと決まり、マッチングの結果、相関値のピーク位置と画像の撮像間隔から横方向速度が求まる。画像ペア中のテンプレートは2組抽出しており、1つのテンプレートがマッチングに失敗してももう片方のテンプレートマッチングが成功すれば速度が推定できる仕組みになっている。DIMESのフィールド試験については[8]に詳述されている。

当時、宇宙用のFPGAのリソースは非常に限られており、DIMESでもリソースを削減するため各種の画像処理を画像全体でなくテンプレートに関する領域に限定するなど、様々な工夫が行われた。

DIMESは着陸運用時に横方向速度の推定に成功し、MERは無事着陸した。世界で初めて宇宙探査で実用化した画像照合航法として非常に重要な技術といえる。これらのミッションにおけるDIMESの結果については[9, 6]に詳述されている。

3.1.1.3 OSIRIS-REx

OSIRIS-RExはNASAによって2016年9月8日に打ち上げられ、小惑星BennuからTouch and Go (TAG)方式でサンプルリターンを行う予定のミッションである。OSIRIS-RExの工学的なミッション要求は2 cm/sより小さい速度誤差で目標のTAGサイトの半径25 m以内に着陸させることである。そのために、TAGフェーズはTAG本番までに2回のリハーサルが設けられている。まず初めに、事前に定義された”Checkpoint”と呼ばれるTAGサイトの上空125 mの地点まで降下するリハーサルを行う。その後”Matchpoint”と呼ばれるTAGサイトの上空55 mの地点まで降下するリハーサルを行い、ホバリングを行いながら、TAGサイト付近の高解像度の画像を撮像する。

メインのオンボード航法にはFlash LIDARを用いた航法を想定している。しかし、Flash LIDARの開発が難航したこともあり、バックアップという位置づけでNatural Feature Tracking (NFT)と呼ばれるTRN技術も採用している[10]。このNFTはNASAとLockheed Martin社が共同で開発を進めてきた画像照合航法システムで、探査機内に搭載された形状モデルからレンダリングした画像と実際に撮像された画像同士の相関をとることで探査機の位置と姿勢を推定する方法である。

NFTで用いられる3次元形状モデルはOSIRIS-REx Laser Altimeter (OLA)によるモデルとStereo Photoclinometry (SPC)によるモデルがある。OLAモデルはSPCモデルと比べて標高精度が高い一方で、1回の通過で6 [deg]×6 [deg]の領域しかスキャンできない。逆に、SPCモデルはピクセル単位で標高を出すため、OLAモデルと比べて地形の完成度が高いが、急勾配を表現しづらいアルゴリズムとなっている。形状モデルの精度を高めるために、2つの手法を用いて互いにイタレーションを繰り返している。

また、必要な形状モデルの分解能は降下するにつれて高くなるため、OSIRIS-RExでは、形状モデルの要求を分解能で定義せず、全てのNFT特徴量が、一次ピークに対して与えられた相関ピクセル誤差および相関閾値を満たし、かつ、すべての二次相関ピークは相関閾値より低い値をとるように形状モデルを定義している。そうすることで誤ったマッチングを受け入れないようにしている。そのため、NFT特徴量は地上解析で一次ピークが十分立ち、二次ピークが十分低いものを抽出してカタログ化しアップリンクしていると考えられる。以上の計算はすべてdigital video recorder (DVR)のXilinx FPGA上で行われる[11]。

3.1.1.4 Mars 2020

Lander Vision System (LVS)[12] は NASA/JPL で研究開発が進められている画像航法技術であり、NASA/JPL が 2020 年に打上予定の Mars 2020 プロジェクトの着陸機に搭載される予定である。Mars 2020 は火星着陸およびローバミッションだが、LVS はそのミッションにおいて高精度な着陸と障害物検知を行う役割を持つ。Mars 2020 では火星突入時にエアロブレーキング後、パラシュートで減速する。減速の後、カメラで地表を撮像し、あらかじめ搭載された地形マップと照合する。必要があればスラスタを用いて水平移動を行い、直径 10 km 以下の誤差円内に着陸することを目指している。また、LVS には障害物検知の機能も含まれている。パラシュート降下中に探査機直下周辺直径 300 m 以内の領域に危険な障害物が認められた場合、スラスタにより水平移動を行い障害物を回避する。MER-DIMES の開発に関わっていた人物も LVS に携わっており、LVS はその系譜と言える。

従来の火星着陸ではパラシュートで減速を行うため大気による減速度の誤差が大きく、結果として着陸誤差円が大きくなってしまい精密な着陸が困難であった。それでも Curiosity にかけてセンサ精度の向上などにより精密にはなってきたが、それにも限界がある。その着陸精度を大きく上げる技術が Range Trigger[13] であり、これによりパラシュートを開くタイミングの時刻精度を向上することになる。従来は火星着陸降下において着陸機が所定の速度に減速されたタイミングでパラシュートを開いていたものを、着陸目標点に対する探査機の相対的な位置に応じてパラシュートを開くものである。この技術により従来よりも倍以上の精度で着陸することを目指している。

LVS に不可欠なものが Mars Reconnaissance Orbiter (MRO) である。MRO は NASA が 2005 年に打ち上げた火星周回機であり、LVS は MRO によって得られた着陸領域の詳細な地形データをもとに着陸地点の選定およびマップの作成を行っている。MRO の高解像度カメラ (High Resolution Imaging Science Experiment; HiRISE) の最高分解能は 30 cm/px であり、月周回機である Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) の 50 pm/px よりも解像度が高い。

LVS による位置推定は”Course Landmark Matching”と”Fine Landmark Matching”の2つのフェーズに分かれる。Course Landmark Matching では撮像された画像をオルソ化した後、Interest Operator にて複数の特徴点を選定し、特徴点周辺パッチと搭載された火星のオルソ画像地図と周波数領域でマッチングする。マップの作成方法については [14] が詳しい。Fine Landmark Matching では、撮像された画像内からより多くの特徴点を同様の Interest Operator で選定し、空間領域でマッチングする。Interest Operator には改良された Harris Operator が用いられており、直交方向に高い輝度勾配を持つ領域を選定するように作られている。こうした処理は全て Virtex-5 FPGA 上で行われ、処理結果は LEON3 CPU に渡される。CPU では拡張カルマンフィルタによる航法フィルタを用いて着陸機の位置を 60 m 以下の精度で得る事が可能である。[15] に誤差バジェット分析結果が記述されている。LVS のフィールド試験結果については [16]、障害物検知については [17] に記述がある。

3.1.2 ヨーロッパ

3.1.2.1 Rosetta

Rosetta は 2004 年 3 月 2 日に ESA によって打ち上げられた探査機である。世界で初めて彗星に着陸することを目指したミッションであり、2014 年に着陸機 Philae を Churyumov-Gerasimenko 彗星に着陸させることに成功した。

Rosetta の近傍運用フェーズは以下のように大きく 5 つに分かれており、主に彗星の検知、周回中の相对航法、さらに彗星の三次元形状モデルの作成のために画像航法を行っている。

1. Approach phase
2. Characterization phase
3. Global mapping phase
4. Close observation phase
5. Surface science package delivery phase

1 の Approach phase での主な目的は、彗星を見つけ、宇宙機-彗星間の相対速度を減少させながら、彗星に向かって誘導することである。このフェーズではまだ画像から彗星の特徴はわからないため、彗星中心の観測のみが行われている。2 の Characterization phase では、彗星の重力ポテンシャル、ランドマーク位置、彗星の自転情報および形状の初期推定を行うことが目的である。このフェーズの作業はミッションの終わりまで継続されるが、初期段階が終わると、正確な航法を実現するために 3 の Global mapping phase に入る。ここでは、より低い高度に移行して詳細なランドマーク観測を行う。そして、3 のフェーズで作成したマップから彗星表面上の着陸機の着陸地点候補が選定され、その地点をより詳細に観測するために、4 の Close observation phase が行われる。そして最後に、5 の Surface science package delivery phase（着陸機の投下およびモニタリングフェーズ）がある。

Rosetta には 4 つのカメラが搭載されている。この中で航法用に使われるのは基本的に 2 台のカメラであるが、アプローチフェーズや着陸機を運ぶ間は科学観測用の狭角カメラ (narrow-angle camera; NAC) も航法に使用される。さらに航法ロバスト性確認のために科学観測用の広角カメラ (wide-angle camera; WAC) の画像データも用いられる。ただし、データリンクバジェットの影響で、カメラによる航法用画像を受け取るまでには、早くても 1 時間はかかる。

Rosetta の近傍運用フェーズでの画像航法では、大きく二つの課題がある。一つは、対象の彗星の事前情報がかかなり少ないという点で、もう一つはアウトガスにより短時間で表面特徴が大きく変化する、という点である。Rosetta にはこれらの課題があるため、NASA の Gaskell らが考案した maplet に基づく手法ではなく、GUI 上で手でランドマークを識別する方法を採用し、Rosetta 用の GUI ツールを開発した [18]。ただし、実運用時に用いるツールでは、手動での識別にはかなりの作業負荷がかかるため、maplet による手法も使えるように設計された [19, 20]。

近傍での画像航法プロセスはいくつかのステップで構成されている。まずポインティングと露光時間の設定を行い、次にランドマークの地図を手動で作成する。その際、それぞれのランドマークの数を最大にし、表面をできるだけ均一に覆うようにする。その後、彗星固定座標系でのランドマーク座標と宇宙機の位置がバンドル調整により再構成される。バンドル調整の初期値には、4 点・5 点アルゴリズムを使って得た値を用いている [21]。

Rosetta の画像航法は周回中がメインなため、そのフェーズでは彗星全体が見える軌道上実画像と画像生成ツールにより生成した画像間のテンプレートマッチングを行う。これは軌道や姿勢の推定誤差の影響を取り除くためである。その後で手動あるいは maplet により抽出したランドマークマッチングを行うことでマッチング精度を上げる工夫を行っている。

3.1.2.2 JUICE

Jupiter Icy Moons Explorer (JUICE) は ESA が主導する大型木星氷衛星探査計画であり、欧州各国をはじめ、日本や米国が参加する史上最大級の国際太陽系探査計画である。2022 年にアリアン 5 ロケットで打ち上げ予定で、2029 年に木星系に到着、2032 年に木星の衛星であるガニメデ周回軌道に投入され、2033 年の 6 月にミッションを完了する予定である [22]。

JUICE では、軌道決定誤差を小さくするために、木星衛星のフライバイ前後で画像航法を行う。そのために、スタートラッカやジャイロセンサ、加速度センサの他に航法カメラなどの Guidance, Navigation, and Control (GNC) 機器の搭載が予定されている。

当初、JUICE では、観測画像を地上にダウンリンクし、テンプレートマッチングで画像航法を行う方法が検討されていたが、木星衛星の高度な事前情報が必要になるため、現在では、オンボードでリムマッチングやスタートラッキングにより航法値を得る方法がベースラインとなっている。

リムトラッキングでは、衛星が画角いっぱいに入るとリムを検出できなくなるため、最接近中は測定できない、という制約がある。また、スタートラッキングは、接近するにつれて衛星のサイズが大きくなり、検出できる星の数が少なくなる、という制約がある。さらに、リムトラッキング画像処理は探査機内のソフトウェアで行い、画像処理時間は 30 秒以内である。

以上の制約のもと、リムトラッキングアルゴリズムはリム形状の予測・セグメントごとに内挿・セグメントごとにエッジ検出・推定結果の更新の 4 つのステップで行う設計となっている [23]。

3.1.2.3 Phobos Sample Return Mission

Phobos Sample Return Mission (PSR) は、ESA と ROSCOSMOS が共同で研究開発を進めている宇宙探査ミッションであり、2024 年に打ち上げが予定されている。元々、Phobos からのサンプルリターンミッションとして、ESA は Phootprint という名前で、ROSCOSMOS は Boomerang という名前で独立に検討を進めていた。しかし、両機関ともに Phobos からのサンプルリターンミッションは長期的な目標である火星からのサンプルリターンのための中期的なミッションとして位置付けており、いくつかの点で類似していたため、2013 年に火星や他の太陽系天体のロボット探査に関する協力協定を結んだ。Phobos 観測の前に、Deimos の詳細観測を行うシナリオになっている。

Phobos は重力が小さいが、火星との距離が極端に近く、火星の重力が無視できないため、三体問題を考えなければならない。そのため、Phobos への着陸は小惑星や彗星、また重力天体への着陸とは異なる側面がある。その中で、PSR は工学的には 50 m の精度でピンポイント着陸することを目標としている。

また、PSR では、探査機の位置推定にカメラ、高度計、加速度計を用い、姿勢推定には太陽センサ、スタートラッカ、ジャイロを用いている。そのため、PSR では位置推定にのみ画像航法技術を用いている。PSR で用いられているこの画像航法は、Enhanced Relative Navigation (ERN) [24] と呼ばれており、画像内で検出された ORB 特徴点を事前に準備したランドマーク地図とマッチングさせ、得られた対 (ランドマークの 3D 位置と対応する画像内の 2D 座標) に基づいて、Perspective n-Point (PnP) 問題を解くことによって探査機の位置を計算する手法である。プロジェクト用に生成された地図は、着陸地点エリアの 78 枚の画像から計算された 500 個のランドマークから構成されている。

PSR では、ホバリングありの降下とホバリングなしの直接降下する場合は検討されており、それぞれに対しての検証を行っている。結果的に、ホバリングありの降下では、1000 枚の中再現度画像でモンテカルロシミュ

ュレーションにおいて 20% の画像が水平位置精度の要求を満たさなかった。これは、照明条件の変化による特徴量のドリフトが原因と考えているが、より実際のミッションに近い高再現度の画像では要求を満たしたため、アルゴリズムは妥当であると結論付けている。

3.1.2.4 Luna-27

Luna-27 はロシアが開発中の月探査機だが、そこに ESA が開発中の着陸航行システムである Precise Intelligent Landing using On-board Technology (PILOT) が提供される予定である。PILOT は月面上の着陸地点に安全かつ正確に着陸するための技術である。

Roscosmos/ESA 共同の月探査ミッションでは月の南極近辺を探査するために、段階を踏んで複数の探査機を打ち上げる予定である [25]。各探査機では、PILOT 以外にも ESA が貢献する要素技術を順に実証していく方針である [26]。

Luna-25 では、PILOT-D と呼ばれる着陸に特化したヨーロッパ製のカメラが搭載されている。Luna-27 では、この PILOT-D で撮像された画像データを最大限に活用するシナリオとなっている。PILOT は降下中にクレータのようなランドマークを認識し、それらを事前に宇宙機に搭載されているランドマーク地図と照合することにより、航法を行う。また、PILOT では着陸機の数推定精度を高めるために、カメラに写る地形の運動推定結果も用いる。

Roscosmos が計画している月探査計画は南極付近をターゲットにしているため、厳しい太陽条件でも影響を受けないように、タッチダウン 2 分前から LIDAR を使用して地形の詳細な解析を開始する。

3.1.3 日本

3.1.3.1 はやぶさ、はやぶさ 2

はやぶさおよびはやぶさ 2 は JAXA によってそれぞれ 2003 年、2014 年に打ち上げられた小惑星探査機である。いずれも小惑星サンプルリターンを目指したミッションであり、はやぶさは 2005 年に小惑星イトカワへ軟着陸、2010 年にサンプルリターンを成功させた。はやぶさ 2 は 2019 年に小惑星リュウグウへ軟着陸を成功させ、2020 年帰還を目指している。

はやぶさ 2 に代表されるような小惑星に対するピンポイント着陸の大きな特徴は、対象天体の重力が微小な点である。小惑星では降下速度を数 cm/s 程度に抑えることができ、大きな伝搬遅延がある中でも地上を介した画像航法が可能となる。例えば、はやぶさ 2 の目的地である小惑星 RYUGU は地球から最大 3.6 億 km 離れるため、通信の伝搬遅延は往復で最大 40 分になる。

はやぶさおよびはやぶさ 2 ではこのような伝搬遅延の中、小惑星表面の安全な場所へタッチダウンする必要があるため、Ground Control Point Navigation (GCP-NAV)[27, 28] とよばれる画像を用いた航法技術が使われている。GCP-NAV ははやぶさで開発され、はやぶさ 2 でも同様の技術が使われている。はやぶさ 2 には広角カメラである Optical Navigation Camera (ONC)-W1 が搭載され、主に ONC-W1 を用いて画像航法が行われた。

もうひとつ、はやぶさおよびはやぶさ 2 の着陸運用で特徴的な技術がターゲットマーカ (target marker; TM)[29] を用いた誘導である。TM はいわば人工のランドマークであり、これを天体の表面に投下、トラッキングすることで未知天体に対してもロバストなピンポイント着陸が可能になる。これは高度数 10 m まで降りる着陸リハーサルが可能な微小天体特有の技術と言える。ここでは、主にははやぶさ 2 の GCP-NAV、および TM を用いた着陸について述べる。

高度 20 km がホームポジション (home position; HP) であり、そこからタッチダウン (touchdown; TD) シーケンスが始まる。TD シーケンス中、着陸に用いられるセンサの組み合わせは高度 30~40 m 地点を境に 2 つに分けられる。うち、GCP-NAV が用いられるのは HP から高度 30~40 m 地点までの接近フェーズである。TM はそこから着陸までの間の最終降下フェーズに使われる。

接近フェーズでは小惑星を直下に見ながら降下する。その際、姿勢は既知とし、水平方向の位置誤差を GCP-NAV で、垂直方向の位置誤差を LIDAR で推定し、地上を介したフィードバック制御を行う。高度 30~40 m 以下になると地上からのコマンドによる制御では時間がかかるため墜落の恐れがあり、TM とレーザーレンジファインダ (laser range finder; LRF) を用いた自律制御に変わる。最終降下フェーズでは TM のトラッキングにより水平方向の位置誤差を推定、垂直方向の位置誤差を LRF で測定し、自律でフィードバック制御を行う。

接近フェーズにおいて用いられる GCP-NAV には主に 4 つのステップが存在する。

1. ノミナル軌道の生成
2. 探査機位置・速度推定
3. 探査機位置・速度予測
4. 制御量計算

ノミナル軌道の生成では、GCP-NAV の最終時刻での位置、速度を初期条件として探査機の運動を逆伝搬させることによってノミナル軌道を計算し、この軌道に沿って降下するためのフィードフォワード ΔV の時系列データを事前に求め、探査機搭載メモリに保存する。このノミナル軌道に対する垂直方向のずれを、LIDAR の計測値をカルマンフィルタで処理した推定値から計測し、その差分をフィードバックすることで制御を行う。

水平方向位置はダウンリンクされた画像中から、岩やクレータといった視覚的に目立つ特徴点 (Ground Control Point; GCP) を手動で抽出し、事前の観測フェーズの情報からあらかじめ構築した GCP マップと重ね合わせ、地上オペレータによる画像マッチングを行った結果として推定する。小惑星イトカワのサンプルリターンを行ったはやぶさでは、イトカワ上に最終的に 75 個の GCP が設定された。その際、着陸する面は 50 m 四方で 1,2 個の GCP が存在するように設定された。

ツールを用いた位置推定の後、画像・コマンドの伝送時間、オペレータの作業時間の総和を考慮した上で、撮像時間からコマンドが探査機に到着するまでの時間分の予測を行う。具体的には、ノミナル軌道と位置・速度予測値の差分をフィードバックして地上で制御量を計算、必要 ΔV 量を噴射時間指定値とともに探査機にアップロードする。

地上を介した制御ループには様々な時間遅延が存在する。はやぶさ 2 の例 [30] では、まず画像のダウンリンクに 20 分、オペレータによる GCP-NAV および ΔV の計算に 25 分、コマンドアップリンクに 20 分かかり、撮像からコマンド到達まで実に 65 分を要する。さらに、画像は 10 分ごとに撮像されるため、地上では複数のオペレータが並列して GCP-NAV を行うことになる。このように地上を介したループは非常に時間がかかり、オペレータの多大な労力を必要とするものの、人間が画像マッチングを行うため、小惑星という未知天体に対してもロバストな着陸が可能になる。

最終降下フェーズでは、地上を介した制御では時間が足りないため、探査機の自律降下が必要になる。そこで、はやぶさ 2 では TM を使ったタッチダウンを行った。TM ははやぶさで開発された、直径 10 cm の球体表面に再帰反射シートを貼り付けたものであり、入射した光を入射方向にそのまま反射する特性がある。

はやぶさ、はやぶさ 2 の探査機にはフラッシュランプが搭載されているため、フラッシュを使って撮像すると TM が明るく光って写る。ただし、TM に似た明るい岩などの影響を避けられないため、フラッシュ照射時

と非照射時の画像の差分を取り、二値化・ラベリング処理により周辺地形の影響を除いて TM を抽出している。画像から得られた水平方向の位置情報と LRF から得られる地表との相対距離情報をもとに探査機位置姿勢をカルマンフィルタで推定、制御系にフィードバックを行う。

3.1.3.2 SLIM

SLIM は JAXA が開発中の小型月着陸実証機であり、2021 年度打上予定である。SLIM は JAXA として初めてとなる月着陸実証機であり、重力天体における高精度着陸技術の実証機でもある。月面での高精度着陸を実現するため SLIM は月面を航法カメラで撮像、クレータを抽出し、あらかじめ搭載されたクレータマップとオンボードで照合することで自身の位置を高精度に推定する。JAXA ではこの技術を開発中であり、これを画像照合航法 [31] とよぶ。画像照合航法により、SLIM は誤差 100 m 以下の高精度着陸を目指している。また、画像照合航法には障害物検知機能も含まれており、高さ 15 cm 以上のボルダーなどの障害物を検知し、回避することが可能である。

SLIM は徐々に月周回軌道の高度を落とした後、高度 15 km から動力降下を開始する。動力降下開始前にも数度月面の撮像を行い、探査機位置・速度を補正する。動力降下中はメインエンジンによりブレーキングを行うが、フェーズ中に数回慣性飛行を行い、その間に航法カメラを直下に向け撮像し、位置を高精度推定する。その後、水平速度が十分に落ちたところで垂直降下フェーズに入る。垂直降下フェーズでは徐々に垂直速度を落としながら撮像を行い、画像照合を二度、障害物検知を地表から高度 50 m の段階で一度行う。最終的に神酒の海に軟着陸する予定である。

画像照合航法ではクレータを用いた画像照合を行うが、それを可能とした要因のひとつに月面の観測データが豊富になったことが挙げられる。かぐやや NASA/LRO による月面観測により月の地表データは豊富に得られ、これによって、あらかじめ降下軌道中のクレータマップを作成することができるようになった。場所によって最高 50 cm/px 程度の可視光画像が得られ、一部領域では数 m 分解能の地形標高情報も利用可能である。

画像照合航法はクレータ抽出とクレータマッチングのフェーズに分かれる。クレータ抽出 [32] は画像航法の前段にあたる処理であり、ここではあらかじめ大量のクレータ画像を用いて主成分分析を行いその第一主成分をクレータのテンプレート画像として用いて、テンプレートマッチングを行う。画像照合航法ではこの主成分を用いて小さいサイズのクレータに限って抽出することで、計算量の小さいまま十分な数のクレータを抽出できる。

クレータ抽出の後段にあたるのがクレータマッチング [33, 34] である。クレータマッチングでは前段で得られた撮像画像中のクレータとあらかじめ整備したクレータマップの照合を行う。画像照合航法ではクレータの位置情報のみを用いており、サイズなどの特徴量はマッチングの際用いていないため、パターンマッチングによりマップ中の撮像画像位置を求めている。クレータ同士を結ぶ線の傾きや長さから候補を絞り込み、最も多くのマップクレータと一致したクレータの組み合わせから水平位置・高度を算出する。クレータマップ作成の際には降下運用時の太陽高度を模擬した画像を用いるが、その模擬画像と実画像にはクレータの様相に差異があることが予想される。画像照合航法ではクレータの位置情報のみ用い、その他の特徴量を用いないこと、また線分情報から探索を行っていることから実画像との差異による誤検出・未検出に強いアルゴリズムとなっている。なお、万が一オンボード処理が不調に終わった場合に備え、JPG 圧縮画像をリアルタイムにダウンリンクし、その画像を使った地上系による画像処理も計画されている。通信には一定の時間がかかるため、実際の運用で用いた場合は相当な運用制約があるが、月は他天体と比べ距離が近いので、こうした地上を介した処理も不可能ではない。

垂直降下フェーズでは地表から高度 50 m で月面を撮像し、障害物検知を行う。障害物検知では撮像画像中の局所領域の分散から画像全体の平坦度マップを作成し、そこから安全・非安全の二値マップを作る。二値マップ中から、着陸までの航法誘導誤差に応じた SLIM のフットプリントのサイズを考慮して最も安全度の高い領域を求める。

3.1.4 中国

3.1.4.1 Chang'e

嫦娥 3 号 (Chang'e 3) は中国国家航天局によって 2013 年 12 月 2 日に打ち上げ、12 月 14 日に月面の雨の海に着陸した月探査機で、着陸機と探査車で構成される。嫦娥 3 号において、画像処理技術を用いた航法としては障害物検知が実施された [35]。

嫦娥 3 号では、高度が 2.4 km から 100 m の Approaching phase において、地表面画像による疎な障害物検知・回避を実施した。この疎な障害物回避の目的は、大きな障害物を回避することであり、次のフェーズで行う密な障害物検知・回避のための、比較的安全な着陸可能地点を提供することである。この障害物回避時の月面の画像はイメージセンサで得られ、1 m 以上のクレータや石などの大きな障害物が画像処理コンピュータで検出される。Approaching phase 中に着陸地点がカメラの視野 (field of view; FOV) に存在するよう、ランダは 45 deg の落下軌道を取り入れ、徐々に再選定された着陸地点に近づく。最終的に、着陸機は再選定された着陸地点の上 100 m の高さに達する。

その後、Hovering phase へと移行した着陸機は、速度と姿勢変動がゼロのまま、対地高度 100 m でホバリングする。ここでの目的は、レーザイメージングセンサを利用して 50×50 m の領域の数値標高モデル (digital elevation model; DEM) を作成することであり、その後、供出された DEM から 20 cm 以上のクレータと 10 m あたり 8 deg の傾斜を検出して、着陸点を決定する。

続く Hazard-avoidance phase では、前段で検知した障害物を避ける。ここで、ランダは高度 100 m から 30 m まで 1.5 m/s の垂直速度で降下する。

そして、Low-velocity descent phase に入る。ここでの目的は、水平方向速度を変えることなく姿勢を月表面法線方向に揃えることである。スラスタのプルームによるダストの影響で、高度が約 20 m 以下では測定機器に影響を与えるため、レーザ測距センサ・マイクロ波測距センサ・速度計がシャットダウンされ、慣性航法装置 (inertial measurement unit; IMU) のみが位置・速度・姿勢の計測に採用される。ランダは、この間に高度 30 m から 2 m まで、2 m/s の一定速度で降下する。実際の降下では 2.88 m に達した際シャットダウン信号を発生し、エンジンとスラスタはオフになった。最後に、自由落下により着陸を行い、無事成功した。

これら着陸フェーズの概要は Shuang ら [35] に詳しい。また着陸機に対する要求は Zezhou ら [36] を参照した。

画像を用いた疎な障害物検知における仕様・要求は次の通りである。

- 8bit-gray, 1024×1024 px, FOV 45 deg の画像を使用する。
- 高度 2.4 km - 100 m の間に連続的に撮影する。
- 最終的に 1 m の大きさの凹凸を検出する。

この条件に対して、次のような方策が取られた。

月の岩の形状は円・長方形となり、高さは代表直径の 1/2 となる。また標準アルベドは 14 - 22 % である。したがって、障害物となるボルダーの特徴としては、

- 表面は背景よりも2倍の明るさとなる。
- 明確な陰影をもつ。
- コントラストが強く、エッジとして表現される。
- エッジの法線方向は、太陽方向ベクトルと一致する。

と仮定できる。またクレータの特徴としては、

- 明るい領域が太陽に面した部分に現れる。
- 影の領域は完全に暗くなり、円弧を描く。

と仮定できる。これらの障害物特徴を考慮し、続く手順による障害物検知を実施した。

1. ヒストグラム解析
2. K-means 法によるクラスタリングを用いた閾値決定
3. より明るい・暗いテクスチャによる障害物認識（二値化）
4. エッジの検出
5. 閉領域を非安全として Hazard Map の生成

続いて、ここで求めた二値の障害物マップについて、安全を確保すべき領域について障害物の分布や密度を評価することにより、目標となる地点を選定した。より詳細な手順については HongHua ら [37] に詳しい。

上述の通り、疎な障害物検知の後、Hovering phase においてはイメージングライダーによる密な障害物検知が実施された。この時における仕様・要求は次の通りである。

- 高度 100 m において DEM を取得する。
- 20 cm の大きさの凹凸、8 deg 以上の斜面を検出する。

この条件に基づき、センサによって供出された DEM に対して次の手順で障害物を検知している。

1. 姿勢と速度の補正を行い、生データから垂直の DEM に変換する。
2. 最小二乗法で一定区域の斜面を構築する。
3. 局所領域の平均勾配を斜面から計算する。
4. 平均勾配との差から、障害物の高さを求める。
5. 螺旋状のトラバースによって安全領域を求める。

これらの各障害物検知に関して、地上に送信されたデータに基づいた評価では、どちらも要求を満たし実施された [37]。

3.2 技術実証プロジェクト

3.2.1 PL and HA domain

NASA には、月惑星への着陸の際の航法誘導制御の実証ミッションを行う専門ドメイン”Precise Landing (PL) and Hazard Detection and Avoidance (HA)”が存在する。このグループでは、探査機の着陸技術を高精度着陸技術と安全な着陸技術を合わせて、能動的な（自由落下ではなく、制御を加えた）着陸技術として、それぞれの技術を実証するプロジェクトを進めている。また、ここで培った技術を将来の着陸ミッションへ

ードバックすることをグループの目的としている。

ここでは、このグループの活動として実施されている実証ミッション ALHAT と COBALT を紹介する。

ALHAT

安全な着陸技術の実証ミッションとして、Autonomous precision Landing and Hazard Avoidance Technology (ALHAT) がある。ALHAT は、近年の惑星着陸ミッションの需要に対して、高精度なソフトランディング技術として、これまでにない新しい GNC のハードウェア、ソフトウェアの開発を目的とし、将来の月面着陸に資する技術開発を目的として 2006 年 10 月に NASA に正式に認められたプロジェクトである。

ALHAT のプロジェクト初期の概要については、[38, 39] に記載されている。[38] では、初期開発項目として、

- 障害物検出センサ開発
- 地形マッピングと着陸地点選定
- 自律障害物回避

の 3 つを挙げていた。障害物検出では、LIDAR によって得られた複数枚の画像でモザイク処理を行い、そこから標高マップを作成する。標高マップからラフネスマップと斜度 (勾配) マップを生成し、Hazard Detection and Avoidance (HDA) アルゴリズムによって危険な領域を検出し、安全度マップを生成する。

これらの達成のため、開発された ALHAT システムは民生品を含む複数の機器で構成されている。それぞれの機器についての開発や実験結果の論文が多数投稿されている。

結論として ALHAT の達成した項目は、

- 安全な着陸のための自動で高精度な知覚ベースのリアルタイムシステム
- 日中または夜間着陸に適用可能な LIDAR センサの使用
- サブメートルでハイフィデリティーな地形の再構築
- ランダスケールの表面特徴量に対する有効な勾配と地形の粗さの評価
- ランダのサイズに対する粗いハザード評価
- センサノイズとナビゲーションの不確実性を考慮した着陸地点選定の安全性評価

である。

ALHAT プロジェクトによる最大の成果の 1 つとして、非常に高精度なレーザ高度計が開発されたことが挙げられる。開発された高度計は、信号の到着時間測定器を用いて、5 cm 精度で数十 km 高度から複数レンジの測定が可能である。複数のレーザを使用することで、障害物によって信号の伝達が阻まれた場合にも測定が可能となるメリットがあり、実際の試験でも雲や塵などの影響が想定される高高度な条件で実証されている。このレーザセンサの開発は、NASA Langley Research Center が行っており、[40] で実験結果がまとめられている。

ALHAT の実験は、ヘリコプター、固定翼航空機だけでなく、NASA Johnson Space Center によって開発されたロケット推進の飛行体 (Morpheus: モルペウス) による実験など、複数回にわたる試験が行われており、厳しい熱的、機械的な条件にも耐え得ることが証明されている。ヘリコプターによる試験は 2012 年 12 月、ロケット推進飛行体による試験は 2014 年 3 月に実施された。その結果については [40] に紹介されている。Kennedy Space Center (KSC) の模擬月面フィールドで実験では、地表を LIDAR でスキャンし、地表面上のハザードを自動検出し、このハザードを回避するように着陸する試験が行われた。

COBALT

高精度着陸技術は、一般に TRN として知られており、様々な研究が存在する。Over view としてまとめ

られている論文として [41] が挙げられる。この高精度着陸技術を実証するミッションとして CoOperative Blending of Autonomous Landing Technology (COBALT) がある。COBALT は約 2 年間のミッションで、2017 年に飛行試験を実施した。実験機には、IMU をはじめとする航法誘導に関わるセンサなどのペイロードが搭載された。

ミッションでは、

- TRN
- Navigation Doppler LIDAR (NDL) velocimeter
- Navigation algorithm (IMU + TRN image + NDL velocity +range)

の技術を実証する実験を行い、それぞれの精度解析結果が発表されている [42, 43, 44]。ミッションシーケンスは、高度 500 m まで上昇し、そこから 25 m/s まで減速降下を行い、LVS, NDL, IMU による誘導を行うというものである。高度 100 m 付近で、NDL と IMU の誘導モードに入り、高度約 5 m まで降下した後、最後は IMU のみで誘導する。打ち上げ地点からの水平方向移動距離は約 300 m ほどである。

3.2.2 LION

Landing Inertial and Optical Navigation (LION) は ESA が開発中の高精度月面着陸を目的とした画像航法技術である。LION は ESA の将来の月着陸ミッションに向け、2011 年頃から研究開発が始まり、その後 ESA の Lunar Lander Mission の高精度着陸技術として開発された。本ミッションでは高度 100 km より動力降下を開始し、3 km 程度より垂直降下を開始するシーケンスを組んでいる [45]。Lunar Lander Mission は 2018 年に打ち上げることが予定されていた月南極高精度着陸ミッションだったが、予算不足により 2012 年に開発がホールドされた。

LION の目的は月面への 100 m 精度の高精度着陸であるが、その主な特徴は 4 つある。

- クレータなどの特定の地形特徴を使わない、一般化された特徴によるマッチング
- マップ画像に対する大幅なスケール変化への対応
- 照明変化に対するロバスト性
- 凹凸が激しい（二次元平面仮定ができない）地形への対応

また、LION では実ミッションを考慮し、安価で実績のある単眼光学カメラをベースにしている。一方で、LRO/MRO の高解像度地形情報が存在することを前提としており、現状では月および火星が LION のターゲットとなる。

LION では拡張カルマンフィルタを含んだアーキテクチャを研究開発している [45, 46]。画像処理によって抽出したマップ-撮像画像間の対応点から機体位置を推定する場合は、一般的には PnP 問題を解く必要があるが、LION では得られた対応点群（インライア）の情報をそのまま拡張カルマンフィルタの観測として使うことが特徴である。

あらかじめ用意する特徴点マップが三次元であることも LION の特徴である [45, 47]。事前に軌道上画像と DEM から特徴点を抽出し、その三次元位置をマップとして保存する。特徴点としては Harris のコーナー特徴をスケール不変とした Harris-Laplace 特徴を用いており、それぞれの特徴点は位置 X, Y, Z, Harris-Laplace 特徴のスケール, Harris Cornerness の 5 要素で特徴量を表す。特徴量にスケール不変のものを用いることで、動力降下時の高高度から低高度までロバストな手法としているのが特徴である。

また、LION は 3D 地形に対応するため、対応点のマッチングをカメラ座標上で行っている点が大きな特徴

である。カメラ内部パラメータは既知であるため、慣性航法の位置・姿勢の初期推定値があればマップ特徴点をカメラ座標上に投影することが可能である。初期推定値と真値に大きなずれがなければマップ特徴点と画像上特徴点の差は画像座標上では2次元の移動量となるため、従来の2次元でのマッチング手法を用いることが可能となる。

動力降下時、航法カメラで撮像した画像から同様に Harris-Laplace 特徴を抽出するが、スケールと Cornerness でマップ特徴点との対応候補をある程度絞った後に「Shape Context Signature」と「一般化ハフ変換」のアプローチでさらに対応点を絞り込む。Shape Context Signature では周辺に対応点候補との幾何関係から、一般化ハフ変換では対応点候補を全て仮説として移動量を算出した場合のヒストグラムを求め、その中のピークを移動量とする。SIFT や SURF などの輝度値を使った特徴量は照明変化に対して弱いため、LION ではこうした幾何関係を用いた手法を用いている。これらの手法で得られた対応点群はまだアウトライアを含んでいるため、RANSAC を用いてアウトライアを除去する。そうして得られたインライアを上述の拡張カルマンフィルタに入力することで、探査機の状態を推定する。以上のアプローチの具体例は [48] に記載がある。

本手法の検証実験は、月南極を模した屋内テストベンチ (VisiLab) 上で実際のカメラを使って行っている [45, 49]。この検証では模擬画像生成ソフトウェアで生成したマップ画像と実際のカメラで撮像した画像を使った検証を行った。

3.2.3 ATON

Autonomous Terrain-based Optical Navigation (ATON) は DLR が 2010 年に開始した研究開発プロジェクトであり、惑星・月・小惑星・彗星への安全かつ高精度な着陸を行う光学航法の実現を目的としている。ATON は特定のミッションのための技術ではなく、純粋な技術研究である。主な関連グループとしては DLR の Navigation and Control Systems グループ、Simulation and Software Technology グループがある。

ATON では特定のプロジェクトを対象としていないため、典型的な着陸探査シナリオを前提に研究開発を進めている。また、対象天体や搭載するセンサについても前提を置いており、その例を以下に挙げる。

- 大気のない惑星を対象とする（光学的影響を排除するため）
- あらかじめ高精度な地形データが利用できる
- IMU, スタートラッカ (star tracker; STT), 高度計, 単眼モノクロカメラ, フラッシュライダが利用できる

以上の条件より、まずは月をターゲットに研究開発を進めている。

ATON は、カルマンフィルタをベースとして航法フィルタへは IMU, STT を入力とし、それと別にカメラによる特徴追跡 (Feature Tracker), クレータ航法 (Crater Navigation), 影マッチング (Shadow Matching) が入力になる [50]。また、高度計とフラッシュライダを利用した 3D マッチング (3D matching) も入力としている。ここではクレータ航法 (Crater Navigation; CNav) について述べる。2018 年時点のフライト試験では CNav と IMU を組み合わせたフィルタで実験を行っている。

CNav では、月面画像からクレータの明暗を利用してクレータを抽出する。輝度値がしきい値より大きい画素と小さい画素を抽出、それぞれをセグメンテーションする。その際に、しきい値を徐々に変えていくことで明暗それぞれの領域を抽出する。抽出された明暗領域の重心は近接するもの同士でグラフとして接続され、その向きのヒストグラムから太陽方向が推定される。それによりクレータと思われるグラフを絞り込み、クレータとして抽出する。原理的には MSER (Maximally stable extremal regions) 検出アルゴリズムと近いもので

あるが、クレータ抽出に合わせて計算を単純化しているため、計算負荷が軽いアルゴリズムとなっている。クレータマップとのマッチングには Efficient-PnP アルゴリズムを用いる。これらのクレータ抽出、カルマンフィルタの詳細は [51, 52] に記述がある。

2018 年時点で実装されているのは IMU による伝搬部分と CNav であり、そのハイブリッド航法の実験が Testbed for Robotic Optical Navigation (TRON) およびヘリコプターで行われている [53, 50]。壁面に典型的な月面地形を削り出した模型を配置し、レール上に配置されたアームとそれに接続されたカメラを用いて航法の試験を行う。また、ライトにより任意の太陽条件を模擬することが可能である。

屋外実験では、ヘリコプター下部に各種センサを搭載しており、GroundTruth の取得には衛星測位システムを用いている。300×300 m 程度の実験フィールドには、人工的な模擬クレータが 80 個配置している。CNav はクレータの明暗をもとに抽出するため、模擬クレータは明と暗を強調したものになっている。

3.2.4 Landstel

2009 年頃からフランス国立科学研究センター (CNRS) が検討している高精度のピンポイント着陸のためのアプローチを Landmark Constellation matching (Landstel)[54] と呼ぶ。慣性航法のみだけでは相対的な状態推定しか行えないことから、画像を用いた手法を取り入れることを考えている。しかしながら、画像そのものを用いた手法ではメモリや計算負荷の問題があるため、画像からランドマークを抽出してマッチングを行う手法を提案している。

この手法では、事前に取得した衛星のオルソ画像と探査機の撮影した画像から抽出したランドマークの地理情報をマッチングすることで異なる日照条件に対してもロバストにしている。ここでランドマークとは、ハリスのコーナー特徴点であり、NASA の火星着陸ミッションにも用いられた特徴量である。

システムは 3 つのコンポーネントで構成されており、それぞれ Visual Odometer, Landstel system, 拡張カルマンフィルタである。Visual odometer では、探査機の速度と姿勢を推定し、Landstel で推定した絶対位置情報と拡張カルマンフィルタでフュージョンすることにより、高精度な推定値を算出する。

Landstel のアルゴリズムは 5 つのステップから成り立っている。ステップ 1 とステップ 2 は、降下中の画像から得られる情報を抽出して変換することで、オフラインで DEM とオルソ画像 (geo-image) から抽出したランドマークとの類似度を最大化する処理である。

ステップ 3 では、降下中の画像から特徴を抽出し、ステップ 4 で Initial landmark の特徴と比較する。ここでは、全ての Initial landmark と比較するのではなく、その中から高度や姿勢から予想されるマッチング候補リストを作成し、そのリストの中のランドマークと比較する。ステップ 5 では、マッチングした特徴点のリストにいくつかのアフィン変換をかけて、一番多くのマッチング数が出た変換を用いて最終的なマッチング結果を出力する。

この手法は 3.2.2 項の LION のアルゴリズムの先駆けとなる研究である。マッチング候補を絞るための工夫などが引き継がれている。

アルゴリズムの検証には PANGU[55] が用いられている。一例として高度 8 km, 軌道傾斜角 30 度, 500 m/sec で火星大気圏へ突入のフェーズをシミュレーションしている。初期位置誤差は $15 \times 15 \text{ km}^2$ で、降下フェーズはパラシュート開傘からタッチダウンまでの 65 秒間である。この間に 65 枚の軌道上の画像を取得する。

また、シミュレーション領域は $32 \times 32 \text{ km}^2$ で 20 craters/km^2 である。この領域内で geo-image と降下中の画像のマッチングを行うが、探査機の高度によって geo-image の解像度を変化させることで高精度なマッチングが可能となる。

シミュレーションでは、geo-image と降下中の画像の日照条件の違いに対するロバスト性の検証も行われて

おり、Azimuth を 0 度から 40 度刻みで 320 度まで変化させ、Elevation を 1 度か 10 度それぞれのパターンで 18 通りの日照条件でマッチングを行なっている。12 種類の軌道に対して、それぞれの日照条件でシミュレーションを行っており、計 216 ケース検証している。結果的に、精度は初期推定誤差範囲 $15 \times 15 \text{ km}^2$ に対して、 $10 \times 10 \text{ m}^2$ 以下の範囲で位置が推定できる精度を達成した。慣性航法システムと組み合わせることによって、マッチングできなかつた場合の推定誤差の蓄積が抑えられることも実験で確認している。

3.2.5 NPAL

Navigation for Planetary Approach and Landing (NPAL)[56] は ESA で 2001 年に検討が始まったプロジェクトである。このプロジェクトの目的は、vision-navigation のブレッドボードモデルの実現と、その先のフライト実験のための準備である。特に、画像処理技術については、NASA の DIMES の手法の一般化したものであり、200 ほどの特徴点を抽出して視野角が 70 度のカメラで 20 Hz ほどの処理を行うものである。NPAL のブレッドボードモデルのカメラスペックは、 $13 \times 13 \times 8 \text{ cm}$ サイズで、重量は 500 g、消費電力は 2 W、通信リンクは 100 Mbit/sec である。実装に重きをおいたプロジェクトであるため、内容の詳細については割愛する。

4 将来展望

本稿では、画像による宇宙機の航法技術についてこれまで探査プロジェクトで実装された技術、また研究や地上実験されてきた技術について述べた。OpNAV や TRN は計算量や精度が異なる光学航法であるが、対象天体や目的に応じて使い分けられてきた。近年、ナビゲーションに対する要求精度の高い探査プロジェクトが増えていることや計算処理能力の向上から、TRN 技術の需要も高まっている。しかしながら、全ての環境に対して汎用的な TRN 技術というのは現状存在せず、ミッションごとに対象天体や目的に応じて開発されている。

一方で、TRN 技術は既存データの利用や光学センサ開発など、共通するノウハウが存在する。プロジェクトごとに新規で開発する部分と、共通知識を効率的に組み合わせることができれば、より将来探査へのさらに高精度な技術開発に繋がると考えられる。実際に、NASA や ESA では TRN 技術研究を専門に進めるグループが存在しており、その他のバス技術と同様に重要技術として認識されていることがわかる。共通する TRN 技術を複数プロジェクトで利用する計画もあり、技術継承の観点からも整理が進んでいる。

日本においても、微小重力天体からのサンプルリターンミッションや、月へのピンポイント着陸など、高度な TRN 技術を必要とするプロジェクトを進めていく中で、プロジェクトを跨いで技術検討する枠組みが必要であると考ええる。

また、将来の TRN 技術の革新的な進化として考えられるのは、人工知能技術の発展によるものである。近年のニューラルネットをはじめとする機械学習技術の発展は画像分野で特に顕著に見られており、衛星画像もその例外ではない。しかしながら、現状は地球周回衛星から撮影された画像の解析などへの適用に留まっている。今後、TRN 技術へ応用ができれば、画像やその他のセンサ観測値から直接探査機の位置や姿勢を出力するようなネットワークが学習され、ミッションごとに適切な特徴量やマッチング手法を検討する必要がなくなり、汎用的な TRN 技術として確立される可能性もある。実用化までのハードルは程高いが、実証実験として小型や超小型衛星などで行うことができるのではないかと考える。このように、これからも TRN 技術はさらに発展の余地がある比較的新しいバス技術であると言える。日本の惑星および小天体探査の開発と共にさらなる発展を遂げることを望む。本稿がその礎になれば幸いである。

参考文献

- [1] T. C. Duxbury and W. G. Breckenridge, “Mariner mars 1969 optical approach navigation,” in *8th Aerospace Sciences Meeting*, 1970.
- [2] J. Riedel, S. Bhaskaran, S. Desai, D. Hand, B. Kennedy, T. McElrath, and M. Ryne, “Autonomous optical navigation (Autonav) DS1 technology validation report,” Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Tech. Rep., 2000.
- [3] D. Neil and B. Shyam, “Autonomous deep space navigation,” <https://nescacademy.nasa.gov/>.
- [4] D. G. Kubitschek, N. Mastrodemos, R. A. Werner, B. M. Kennedy, S. P. Synnott, G. W. Null, S. Bhaskaran, J. E. Riedel, and A. T. Vaughan, “Deep impact autonomous navigation: the trials of targeting the unknown,” in *29th Annual AAS Guidance and Control Conference*, 2006.
- [5] W. Owen Jr, T. Wang, A. Harch, M. Bell, and C. Peterson, “Near optical navigation at Eros,” in *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, 2001.
- [6] A. Johnson, R. Willson, Y. Cheng, J. Goguen, C. Leger, M. Sanmartin, and L. Matthies, “Design through operation of an image-based velocity estimation system for Mars landing,” *International Journal of Computer Vision*, vol. 74, no. 3, pp. 319–341, 2007.
- [7] Y. Cheng, A. Johnson, and L. Matthies, “MER-DIMES: a planetary landing application of computer vision,” in *IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR’05)*, vol. 1, 2005, pp. 806–813.
- [8] A. Johnson, R. Willson, J. Goguen, J. Alexander, and D. Meller, “Field testing of the mars exploration rovers descent image motion estimation system,” in *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2005, pp. 4463–4469.
- [9] Y. Cheng, J. Goguen, A. Johnson, C. Leger, L. Matthies, M. S. Martin, and R. Willson, “The Mars exploration rovers descent image motion estimation system,” *IEEE Intelligent Systems*, vol. 19, no. 3, pp. 13–21, 2004.
- [10] D. A. Lorenz, R. Olds, A. May, C. Mario, M. E. Perry, E. E. Palmer, and M. Daly, “Lessons learned from OSIRIS-REx autonomous navigation using natural feature tracking,” in *IEEE Aerospace Conference*, 2017.
- [11] B. J. Bos, M. A. Ravine, M. Caplinger, J. A. Schaffner, J. V. Ladewig, R. D. Olds, C. D. Norman, D. Huish, M. Hughes, S. K. Anderson, D. A. Lorenz, A. May, C. D. Jackman, D. Nelson, M. Moreau, D. Kubitschek, K. Getzandanner, K. E. Gordon, A. Eberhardt, and D. S. Lauretta, “Touch and go camera system (TAGCAMS) for the OSIRIS-REx asteroid sample return mission,” *Space Science Reviews*, vol. 214, no. 1, p. 37, 2018.
- [12] A. E. Johnson, Y. Cheng, J. Montgomery, N. Trawny, B. E. Tweddle, and J. Zheng, “Design and analysis of map relative localization for access to hazardous landing sites on mars,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2016.
- [13] S. Dutta and D. W. Way, “Comparison of the effects of velocity and range triggers on trajectory dispersions for the Mars 2020 mission,” in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2017.
- [14] Y. Cheng, A. Ansar, A. Johnson, R. Otero, and N. Williams, “Making an onboard reference map from MRO/CTX imagery for Mars 2020 lander vision system,” in *International Planetary Probe Work-*

- shop, 2018.
- [15] S. Mohan, P. Brugarolas, D. Way, N. Trawny, A. Stehura, S. Dutta, J. Montgomery, A. Johnson, and A. Chen, “Terrain relative navigation performance in Mars 2020,” in *International Planetary Probe Workshop*, 2016.
 - [16] A. E. Johnson, Y. Cheng, J. F. Montgomery, N. Trawny, B. Tweddle, and J. X. Zheng, “Real-time terrain relative navigation test results from a relevant environment for mars landing,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2015.
 - [17] P. Brugarolas, J. Casoliva, A. Johnson, S. Mohan, A. Chen, A. Stehura, D. Way, and S. Dutta, “On-board terrain relative safe-target selection for the M2020 mission,” in *International Planetary Probe Workshop*, 2016.
 - [18] D. S. Antal-Wokes, F. Castellini, and S. Kielbassa, “Rosetta : imaging tools, practical challenges and evolution of optical navigation around a comet,” in *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, 2015.
 - [19] R. P. de Santayana, M. Lauer, P. Muñoz, and F. Castellini, “Surface characterization and optical navigation at the Rosetta flyby of asteroid Lutetia,” in *International Symposium on Space Flight Dynamics*, 2014.
 - [20] R. P. de Santayana and M. Lauer, “Optical measurements for Rosetta navigation near the comet,” in *Proceedings of the 25th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD)*, 2015.
 - [21] N. Mastrodemos, B. P. Rush, and W. M. Owen, “Optical navigation for the Rosetta Mission,” in *Advances in the Astronautical Sciences Guidance, Navigation and Control 2015*, vol. 154, 2015, pp. 803–819.
 - [22] G. Jonniaux, K. Kanani, M. Chapuy, and P. Regnier, “Guidance, navigation and control for the ESA JUICE mission,” in *2nd ESA GNCISB Conference*, 2015.
 - [23] G. Jonniaux, K. Kanani, P. Regnier, M. Chapuy, and D. Gherardi, “Maturing vision-based navigation technologies for JUICE,” in *International Planetary Probe Workshop*, 2016.
 - [24] A. Bidaux-Sokolowski, J. Lisowski, P. Kicman, O. Dubois-Matra, and T. Voirin, “GNC design for pinpoint landing on Phobos,” in *10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, 2017.
 - [25] UK Space Agency, “Europeans: Once explorers, always explorers –esa’s space exploration plans,” in *UK Space Conference*, 2017.
 - [26] European Space Agency, “ESA’s plans for lunar exploration,” in *Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group*, 2014.
 - [27] 照井冬人, 津田雄一, 尾川順子, 三榎裕也, “小惑星探査機「はやぶさ2」の航法誘導制御における自動・自律機能”, 人工知能学会誌, vol. 29, pp. 327–334, 2014.
 - [28] H. Morita, K. Shirakawa, T. Kubota, T. Hashimoto, and J. Kawaguchi, “Hayabusa’s real-time landmark tracking navigation for descents and touching-downs,” in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 2006.
 - [29] T. Hashimoto, T. Kubota, S. Sawai, J. Kawaguchi, and M. Uo, “Final autonomous descent based on target marker tracking,” in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 2006.
 - [30] A. Fujii, Y. Yamamoto, H. Takeuchi, T. Takahashi, Y. Takei, T. Yamaguchi, N. Ogawa, G. Ono, Y. Mimasu, K. Yoshikawa, F. Terui, T. Saiki, S. Nakazawa, and Y. Tsuda, “Hayabusa2 ground

- operation systems for asteroid proximity operation,” in *15th International Conference on Space Operations*, 2018.
- [31] 石田貴行, 狩谷和季, 福田盛介, 鎌田弘之, “クレータを特徴点とした画像照合航法の実装に向けた最適化と精度評価”, 宇宙科学技術連合講演会講演集, 2017.
- [32] 岡田怜史, 中浜優佳, 森部美沙子, 鎌田弘之, 狩谷和季, 高玉圭樹, 石田貴行, 福田盛介, 澤井秀次郎, 坂井真一郎, “主成分分析によるクレータ座標・サイズの検出とその評価”, 航空宇宙技術, vol. 17, pp. 61–67, 2018.
- [33] 狩谷和季, 石田貴行, 澤井秀次郎, 木下智雄, 梶原邦弘, 岩佐修, 福田盛介, “高精度月着陸のためのクレータで構成する線分情報を用いた位置推定手法とその評価”, 航空宇宙技術, vol. 17, pp. 79–87, 2018.
- [34] 石井晴之, 村田暁紀, 上野史, 辰巳嵩豊, 梅内祐太, 高玉圭樹, 原田智広, 鎌田弘之, 石田貴行, 福田盛介, 澤井秀次郎, 坂井真一郎, “相似な三角形に基づくクレータマッチングによる SLIM 探査機の自己位置推定とその精度向上”, 航空宇宙技術, vol. 17, pp. 69–78, 2018.
- [35] S. Li, X. Jiang, and T. Tao, “Guidance summary and assessment of the Chang’e-3 powered descent and landing,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 53, no. 2, pp. 258–277, 2016.
- [36] Z. Sun, T. Zhang, H. Zhang, Y. Jia, H. Zhang, J. Chen, X. Wu, and Z. Shen, “The technical design and achievements of Chang’E-3 probe,” *Scientia Sinica Technologica*, vol. 44, no. 4, pp. 331–343, 2014.
- [37] H. Zhang, J. Liang, X. Huang, Y. Zhao, L. Wang, Y. Guan, M. Cheng, J. Li, P. Wang, J. Yu, and L. Yuan, “Autonomous hazard avoidance control for Chang’E-3 soft landing,” *SCIENTIA SINICA Technologica*, vol. 44, no. 6, pp. 559–568, 2014.
- [38] C. D. Epp and T. B. Smith, “Autonomous precision landing and hazard detection and avoidance technology (ALHAT),” in *IEEE Aerospace Conference*, 2007.
- [39] S. A. Striepe, C. D. Epp, and E. A. Robertson, “Autonomous precision landing and hazard avoidance technology (ALHAT) project status as of May 2010,” in *International Planetary Probe Workshop*, 2010.
- [40] D. F. Pierrottet, F. Amzajerjian, and B. Barnes, “A long-distance laser altimeter for terrain relative navigation and spacecraft landing,” in *SPIE 9080, Laser Radar Technology and Applications XIX; and Atmospheric Propagation XI*, 2014.
- [41] A. E. Johnson and J. F. Montgomery, “Overview of terrain relative navigation approaches for precise lunar landing,” in *IEEE Aerospace Conference*, 2008.
- [42] J. M. Carson, C. Restrepo, C. Seubert, and F. Amzajerjian, “COBALT: Development and maturation of GN&C technologies for precision landing,” *NASA Fact Sheet*, 2016.
- [43] J. M. Carson, C. R. Seubert, F. Amzajerjian, C. Y. Villalpando, C. Bergh, T. V. O’ Neal, E. A. Robertson, G. D. Hines, and D. F. Pierrottet, “COBALT: a payload for closed-loop flight testing of lander GN&C technologies on terrestrial rockets,” in *AIAA SPACE*, 2016.
- [44] C. I. Restrepo, J. M. Carson, F. Amzajerjian, C. R. Seubert, R. S. Lovelace, M. M. McCarthy, T. Tse, R. Stelling, and S. M. Collins, “Open-loop performance of COBALT precision landing payload on a commercial sub-orbital rocket,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2018.
- [45] J. Delaune, G. Le Besnerais, T. Voirin, J. L. Farges, and C. Bourdarias, “Visual-inertial navigation for pinpoint planetary landing using scale-based landmark matching,” *Robotics and Autonomous*

- Systems*, vol. 78, pp. 63–82, 2016.
- [46] A. I. Mourikis and S. I. Roumeliotis, “A multi-state constraint kalman filter for vision-aided inertial navigation,” in *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2007, pp. 3565–3572.
 - [47] J. Delaune, G. Le Esnerais, M. Sanfourche, T. Voirin, C. Bourdarias, and J. L. Farges, “Optical terrain navigation for pinpoint landing: Image scale and position-guided landmark matching,” *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 144, pp. 627–643, 2012.
 - [48] J. Delaune, G. Le Besnerais, M. Sanfourche, A. Plyer, J. L. Farges, C. Bourdarias, T. Voirin, and A. Piquereau, “Camera-aided inertial navigation for pinpoint planetary landing on rugged terrains,” in *International planetary probe workshop*, 2011.
 - [49] T. Voirin, J. Delaune, G. Le Besnerais, J. L. Farges, C. Bourdarias, and H. Krueger, “Challenges of pinpoint landing for planetary exploration : the LION absolute vision-based navigation system step-wise validation approach,” in *International Planetary Probe Workshop*, 2013.
 - [50] S. Theil, N. Ammann, F. Andert, T. Franz, H. Krüger, H. Lehner, M. Lingenauber, D. Lüdtkke, B. Maass, C. Paproth, and J. Wohlfeil, “ATON (Autonomous Terrain-based Optical Navigation) for exploration missions: recent flight test results,” *CEAS Space Journal*, vol. 10, no. 3, pp. 325–341, 2018.
 - [51] B. Maass, H. Krüger, and S. Theil, “An edge-free, scale-, pose-and illumination-invariant approach to crater detection for spacecraft navigation,” in *7th International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis (ISPA)*, 2011, pp. 603–608.
 - [52] N. Ammann and F. Andert, “Visual navigation for autonomous, precise and safe landing on celestial bodies using unscented kalman filtering,” in *IEEE Aerospace Conference*, 2017.
 - [53] G. F. Trigo, B. Maass, H. Krüger, and S. Theil, “Hybrid optical navigation by crater detection for lunar pin-point landing: trajectories from helicopter flight tests,” *CEAS Space Journal*, vol. 10, no. 4, pp. 567–581, 2018.
 - [54] B. Van Pham, S. Lacroix, M. Devy, M. Drieux, and T. Voirin, “Landmark constellation matching for planetary lander absolute localization.” in *5th International Conference on Computer Vision, Imaging and Computer Graphics Theory and Applications*, 2010, pp. 267–274.
 - [55] S. M. Parkes, I. Martin, M. Dunstan, and D. Matthews, “Planet surface simulation with PANGU,” in *8th International Conference on Space Operations*, 2004.
 - [56] G. Bodineau, C. Boléat, G. Flandin, B. Frapard, B. Polle, and S. Mancuso, “Vision navigation for european landers and the NPAL project,” *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 40, no. 7, pp. 395–400, 2007.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-19-005

JAXA Research and Development Memorandum

画像情報による宇宙機の航法技術に関するサーベイ

A Survey of Vision-based Navigation Technology for Spacecraft

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 2020年2月27日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

