



VENTURE
MOON

Mission 2 “SMBC x HAKUTO-R VENTURE MOON”

技術要因分析の報告会

Technical Cause Analysis



ispace

 i s p a c e

代表取締役CEO & Founder

袴田 武史

Takeshi Hakamada

6/6時点

発生事象の速報

以下の事象が発生

- ランダー姿勢はほぼ垂直となった
- レーザーレンジファインダー、（以下LRF）での有効な測定値の取得が遅れていた
- 月面着陸に必要な速度までに減速できていなかった
- その後ランダーからのテレメトリが途絶した

結果

- 月面へハードランディングした可能性が高いと判断
- Success 9「月面着陸」の達成困難とミッション終了を判断

本日（6/24）時点

技術的な要因分析のご報告

技術的要因分析

- テレメトリ解析に基づく発生事象の解説
- 技術的な要因を「**LRFのハードウェア異常**」と特定
- 本異常が発生した背景として**可能性が高いものを絞り込み**、今後の対策を検討
- 後続ミッションへの影響**を分析

追加情報

- NASA⁽¹⁾の月周回衛星による画像の公開
- 通信途絶地点は、目標座標から南に約282m、西に約236mの地点と確認

今後

後続ミッションへの反映

今後のアクション

- 試験計画を見直しの上、異常発生背景として可能性が高いものを、**後続ミッションの開発計画の中で検証・実行**していく
- 第三者専門家を含む「**改善タスクフォース**」を立ち上げの上、後続ミッションにむけた開発上の対策を検討する予定
- 後続ミッションの開発においては、これまで以上にJAXAを始めとする第三者の助言を仰ぎ、更なる技術力の向上を図る

(1) National Aeronautics and Space Administration、アメリカ航空宇宙局

 i s p a c e

ミッション2 開発統括

EVP of Japan Engineering Office

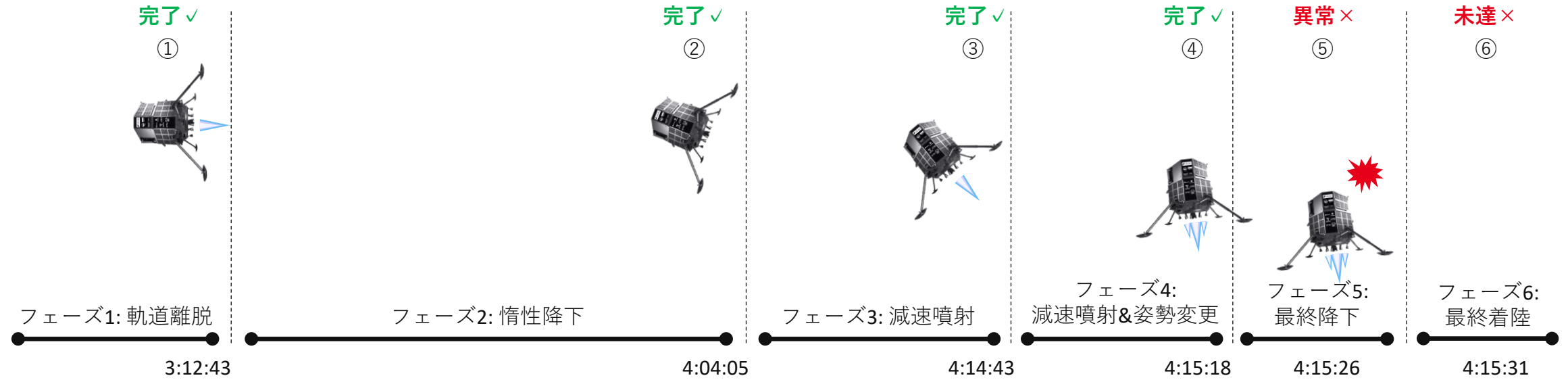
日達 佳嗣

Yoshitsugu Hitachi

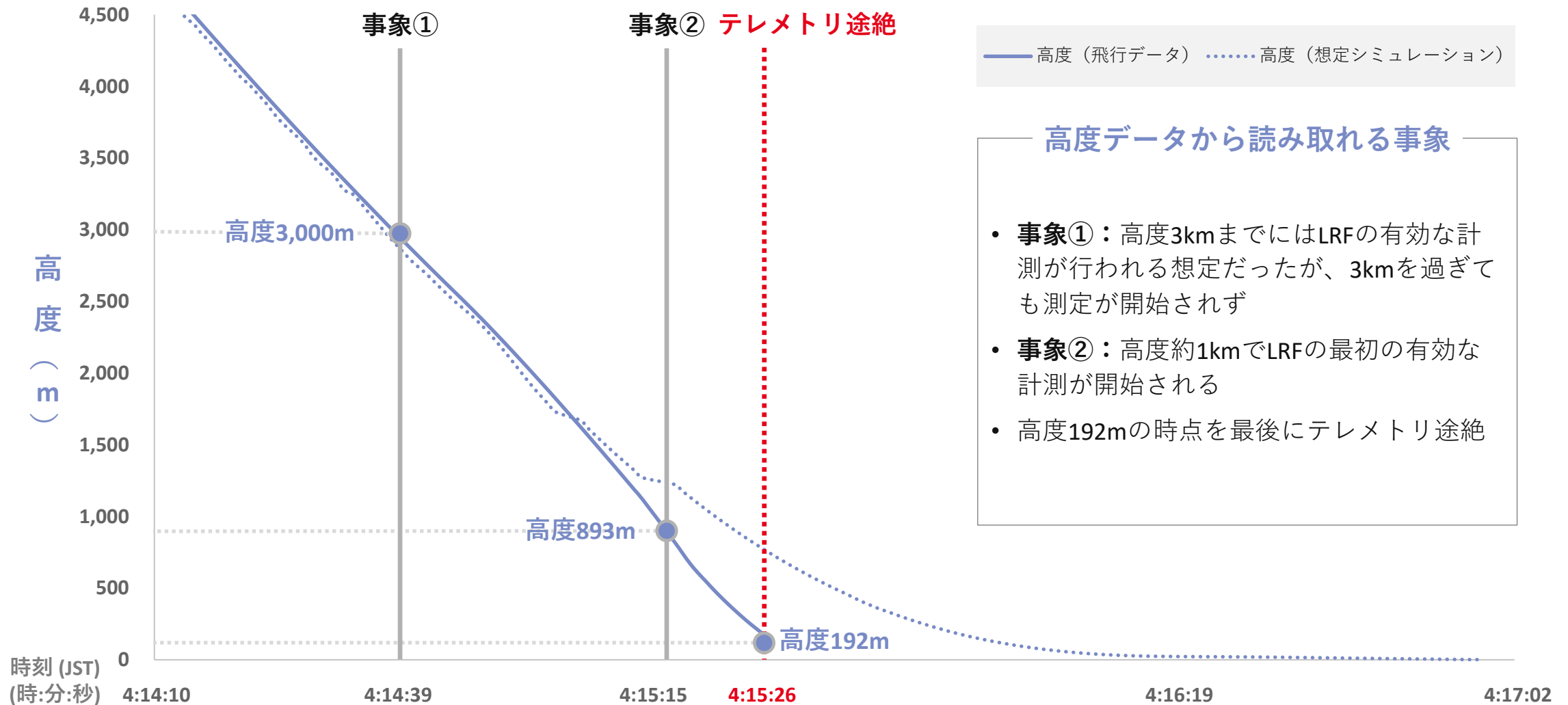
ミッション2に関する 技術的な要因分析のご報告

ランダーはフェーズ4を完了し、垂直姿勢を確立した状態で降下を続けたものの、着陸予定時刻の約2分前に最終降下途中でテレメトリが途絶

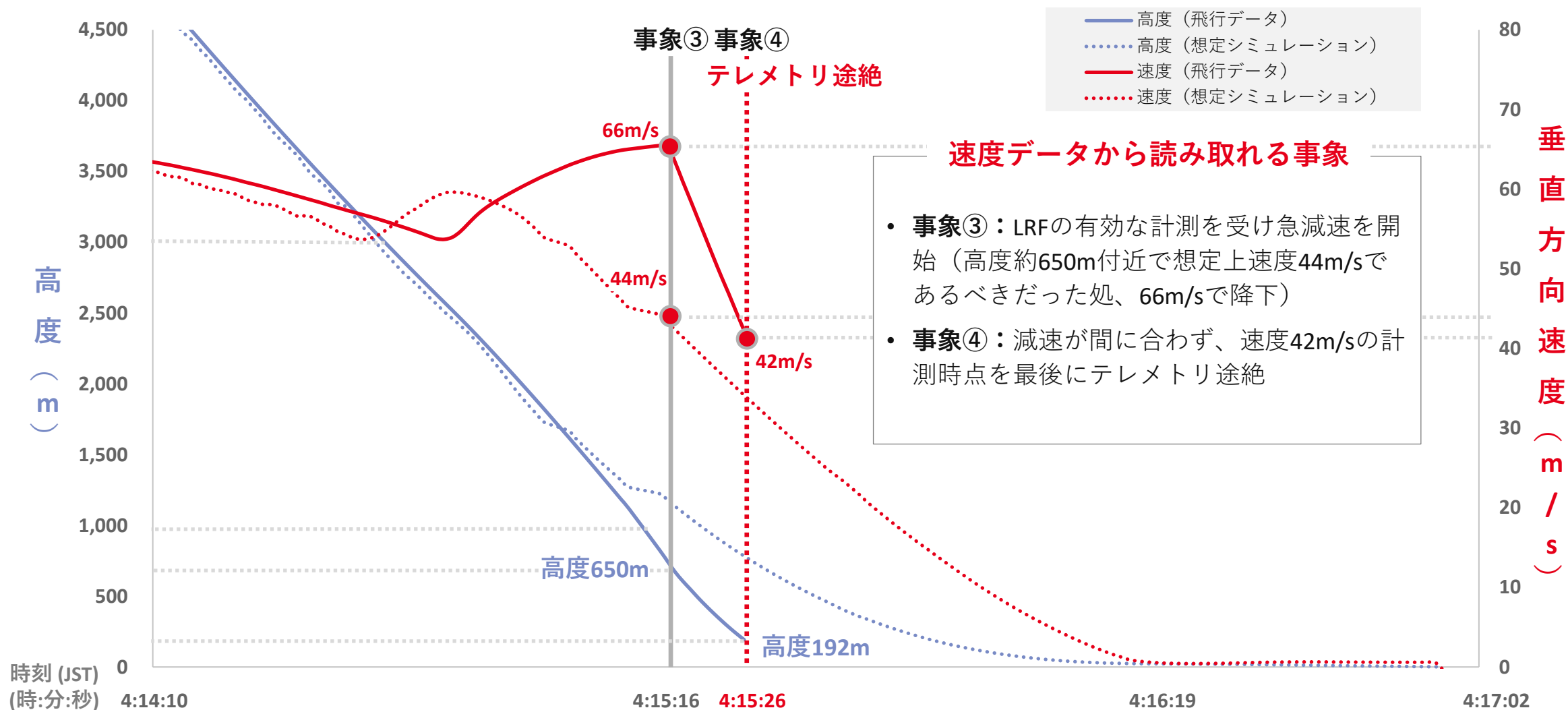
①	2025/6/6 3:10:32 (JST)	完了✓	軌道離脱マヌーバを実施し、軌道離脱フェーズ（フェーズ1）を完了
②	2025/6/6 4:04:05 (JST)	完了✓	惰性降下フェーズ（フェーズ2）を完了
③	2025/6/6 4:14:43 (JST)	完了✓	減速噴射フェーズ（フェーズ3）を完了 着陸誘導制御の制御モードが「Terminal Approach」に遷移し、遷移時は高度約2.8km、垂直速度約63m/s
④	2025/6/6 4:15:18 (JST)	完了✓	減速噴射及び姿勢変更フェーズ（フェーズ4）を完了
⑤	2025/6/6 4:15:26 (JST)	異常×	テレメトリが途絶。その時点の高度は約192m、垂直速度は約42m/s
⑥	2025/6/6 4:15:31 (JST)	未達×	月面への衝突推定時刻。最終着陸の未達



当初の計画では最低でも高度3km地点までにLRFの測距が開始されるべきところ、高度約1km付近まで有効な計測が開始されず。その後高度192mを最後にテレメトリが途絶



LRFの有効な測定開始を受け急減速を開始したものの、想定より早い速度からの減速だったため、最終的に減速が間に合わずランダーは月面にハードランディングをしたものと考えられる



NASA⁽¹⁾月周回衛星の撮影により、目標着陸地点付近に新たな地形変化（直径約16mのクレーター）を確認

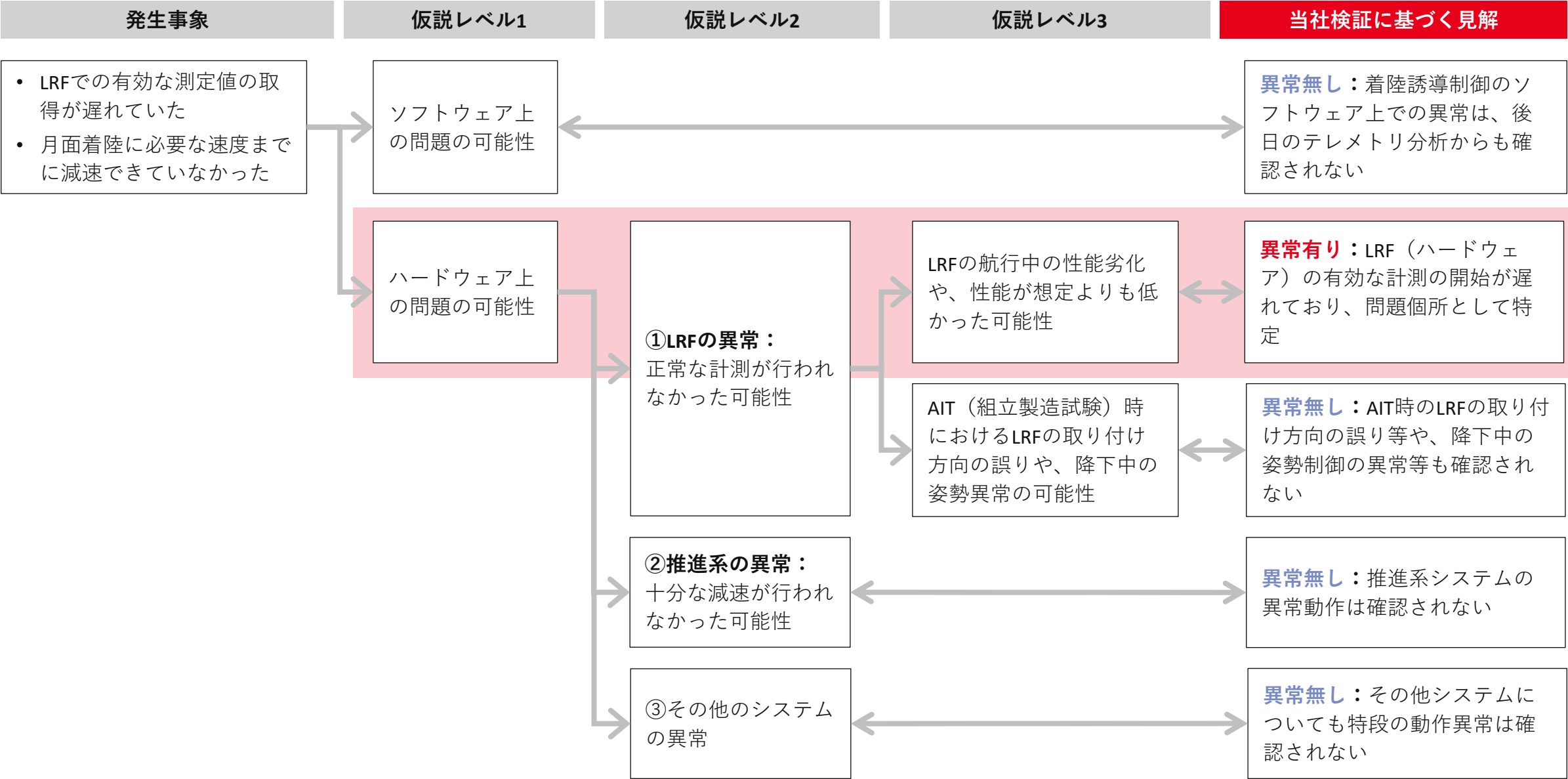


衛星データから読み取れる事象

- 北緯60.44度・西経4.6度の地点に衝突
- クレーター上の地形変化（直径約16m）が確認される
- 衝突地点は、目標着陸地点から南に約282m・東に約236mの地点

(1) National Aeronautics and Space Administration、アメリカ航空宇宙局
(2) LRO：Lunar Reconnaissance Orbiter、NASAの月周回衛星

以下の検証プロセスを踏まえ、技術的要因を「LRFのハードウェア異常」と特定



「LRFのハードウェア異常」が起きた背景としては以下の4事象の可能性が有る

想定される事象	想定される詳細事象	当社の見解	
降下時のLRF性能が事前の想定よりも悪かった可能性		事前に把握していた着陸地点のアルベド（反射率）特性は想定内であったものの、実際のレゴリスに想定外の特性があった可能性を否定できない	直接要因の可能性 有
	月表面からの反射が想定よりも低かった可能性	- M1時に比べ、レーザーの入射角が比較的浅かったことがアルベド（反射率）の低減に影響した可能性を否定できない - M1時のLRFよりもレーザー出力が比較的弱かったことがアルベド（反射率）の低減につながった可能性を否定できない	直接要因の可能性 有
	降下中の速度が速すぎてLRFの有効な測定ができなかった可能性	事前の野外試験の結果を踏まえると、高い速度での性能が想定よりも悪かった可能性を否定できない	直接要因の可能性 有
	降下中の振動による影響により有効な測定ができなかった可能性	高度1km以下では降下中であっても計測ができている	直接要因の可能性 無
航行中にLRFが故障・性能劣化した可能性	宇宙環境（放射線・真空・温度・熱サイクル特性等）による影響が生じた可能性	- 熱真空試験・熱サイクル試験では性能劣化は認められていない - 放射線試験では、極端に強いレベルのケースで性能劣化を確認しており、月ミッションで想定している被曝量からは想定しにくいものの、可能性として完全な除外が難しい	直接要因の可能性 有
	その他外部要因による影響（コンタミや打ち上げ時の振動等）が生じた可能性	- 事前の熱真空試験では性能劣化が認められていない 2つのレーザー測距計が同じ計測結果を出している - PRカメラは問題なく動作している	直接要因の可能性 無

高速度におけるLRF性能については、当社は以下の複数の試験を実施の上、製造メーカーからの情報も参考に、高度約3kmまでは十分に測距可能と判断

アルベド条件 (反射率)		静的性能	動的状態での性能劣化	最終的な動的性能 ※高度3-10kmで時速250-720km (70-200m/s)
想定内の ケース： 0.1~0.3 着陸地点の事前 想定値は0.2	メーカー情報	仕様値： 最大14kmまでの測距が可能	- 試験： 時速320km (88.8m/s) で1.5kmまでの測距性能が、速度によって劣化しないことを確認⁽¹⁾ - 更に高速移動時の劣化： 最悪の想定として、静的性能から30%劣化し得るとメーカーから回答あり	動的状態での性能劣化： メーカー回答から更に保守的に置いた 60%劣化 (x40%)
	当社	野外試験（高尾山・東京湾）： 最大約7.5kmまでの測距が可能なことを確認	航空機などを用いた実測試験を検討したものの、現実的な試験計画を立案できず、下記試験で代替	静的性能： 当社試験で確認できた 7.5km
想定以下の ケース： 0.05~0.1	当社	- 野外試験（八王子）： 最大約4.5kmまで測距が可能なことを確認 - 野外試験（富士山・宝永山）： 最大約3.0kmまでの測距が可能なことを確認	- 野外試験（城里テストセンター）： 時速200km (55.5m/s) で約1.5kmまでの測距性能が、速度によって劣化しないことを確認⁽¹⁾ - 野外試験（富士山・宝永山）： 環境が整備されておらず実施が困難であり断念	3km

(1) 試験実施の制約の関係から1.5kmを超える範囲での検証実施は断念

ミッション1で軟着陸失敗の原因がソフトウェアであったのに対し、ミッション2ではハードウェアの問題。共に高度測定に関する点は同じであるもののその要因は異なり、ミッション1の問題は再発していない

主要比較項目	ミッション1	ミッション2
原因箇所	ソフトウェア（降着制御系アルゴリズム）	ハードウェア（LRF）
原因	地形の影響による高度推定の誤り	- LRFの有効データの取得タイミングの遅れ - 上記の結果、十分な速度の減速が間に合わなかった
背景	- クレータ地形の考慮漏れ - 着陸点までのアプローチパス上の地形とソフトウェアの検証への取り込みが不十分	- LRF性能（飛行中の劣化や使用条件による影響の可能性） - LRFの動的環境での性能の把握が不十分 - 月面レゴリスのアルベド（反射率）特性など不確定要素の影響
結果（着陸時の挙動）	- 高度約5kmで目標速度0m/sのホバリングを継続 - その結果、推薬が枯渇し高度約5kmから自由落下	- 高度約1kmで想定より高い速度が保持され減速を継続 - その結果、減速距離が短く、月面へ衝突 - 終端速度は、約50~72km/h（約14~20m/s）と推定
先行ミッションからの改善点に対する評価	N/A	- 着陸点手前のアプローチパス上の地形による影響なし - 最終降下フェーズにおける推定高度誤差は想定内 - アルゴリズム改善箇所の動作は正常

 i s p a c e

CTO

氏家 亮

Ryo Ujiie

後続ミッションへの反映と影響

ミッション2の技術要因分析を踏まえ、以下2つの改善策を実施する方針

改善策①

LRFを含む着陸センサの検証戦略・計画の見直し

- 外部からの支援（詳細次項）も含め、現在のLRFの実測・野外試験計画を見直し、高速度・低アルベド（低反射率）条件下での検証方法について、先行事例との比較を用いて具体的に改善
- LRF以外の着陸センサについても、外部からの支援と先行事例を用いて、同様に検証計画の再評価と改善を実施
- ミッション2で使用したLRFの再試験の結果も踏まえ、ミッション3・4で使うLRFの検証計画を改善

改善策②

LRFを含む着陸センサの選定・構成・運用の見直し

- LRFを含む着陸センサの選定基準（宇宙での利用実績含む）について、外部からの知見も積極的に入れ込んだ改善を実施し、より信頼性の高いセンサ調達を実現
- ミッション3・4以降では、新たな着陸センサ（画像航法カメラ、LiDAR⁽¹⁾など）も使用するが、より着実に着陸を実現できるセンサの構成と運用方法を再検討

(1) Light Detection And Rangingの略であり、レーザ光を使ったレーダのこと

後続ミッションの開発を進めるにあたり、更に以下2つのより広範な強化策を実施する方針

第三者専門家を含む「改善タスクフォース」の立ち上げ

- 本日までの技術検証に基づき、第三者の専門家を含むタスクフォースを立ち上げの上、後続ミッションに向けた開発上の対策を検討する予定
- JAXA・NASA等の宇宙機関における現職及び経験者を含む人選が進行中

宇宙航空研究開発機構（JAXA）からの技術支援の拡張

- これまでも当社は第三者からの助言等を適宜仰いで開発を進めてきたものの、今後はJAXAを中心に、より一層の取り込みを実施することで、開発現場における更なる技術力の向上を目指す方針
- 当社はJAXAとの間でこれまでの開発実績を通じて有する月探査関係技術に係る覚書を締結し、既に2025年よりミッション4のランダー開発に関して協議し技術協力が始まっている状況
- JAXAがSLIMでの実績を通じて有する着陸シーケンス等に関する技術支援、情報提供などを通じて、次回ミッションでの着陸成功の確度を向上させたい方針

後続するミッション3及びミッション4には、財務面で一定の影響が見込まれるものの、現時点で開発スケジュールへの影響はない。また当社が開示している業績見通し等へ与える影響も現時点では限定的

財務面への影響

以下2点の理由から、現時点の合理的な見通しとして**ミッション3及び4の合算で最大15億円程度の開発費用増**が見込まれる

- 主にLRF等の着陸センサの再選定（宇宙空間での実証実績があり、より品質が高いもの）に係る調達費用増
- 試験計画の見直し及び拡充に係る費用増

但し、ミッションの開発期間に亘って段階的に計上されることから、今期の業績見通しの修正を要する影響はない想定

開発スケジュールへの影響

LRF等の着陸センサの再選定と調達のリードタイム、試験計画の見直し及び拡充を踏まえた開発計画の見直しを行った結果、**現時点ではミッション3及び4共に現行スケジュールへの影響はない⁽¹⁾**

(1) 既に開示済のAgileとのエンジン共同開発に伴うミッション4のスケジュールへの影響は別途精査中

成果①

二度の月周回までの確かな輸送能力を実証

ミッション1に続き、Success 8（月周回軌道上でのすべての軌道制御マヌーバの完了）まで成功させ、月周回までの輸送能力に再現性があることを実証

成果②

2つのミッションを通じて異なる条件下での着陸シーケンスデータを獲得

ソフトウェアの問題で最終的に高度約5kmから自由落下し軟着陸失敗となったミッション1の経験を活かし、ミッション2ではソフトウェアは設計通り機能し、着陸姿勢を維持した状態で降下できていたことを確認。

2つの異なる条件下での着陸シーケンスデータを獲得できた

成果③

目標着陸地点との差は1km圏内。誘導制御機能を実証

撮影された衛星画像から、ランダーの月面衝突地点は目標着陸地点座標から南に約282m・東に約236mの地点であり、最終降下フェーズまでの誘導制御性能は想定通りであったことを確認

成果④

ミッション1と比して開発・運用面で飛躍的効率化

ランダー開発期間：約40%短縮

- M1と同モデルの活用により、Non-Recurring Engineering Task（一度限りの設計・開発工程）を抑制
- M1から学んだ経験を基に、製造・組立・試験の手順が改善され、開発中の不具合が減少し、調達品の納期管理も改善

ランダー開発コスト：約50%削減

- M1と同モデルの活用により、Non-Recurring Engineering Cost（一度限りの設計・開発コスト）を抑制
- M1から学んだ経験を基に、より効率的なプロジェクトマネジメントを実施しエンジニアの稼働時間が削減された（人件費の抑制）

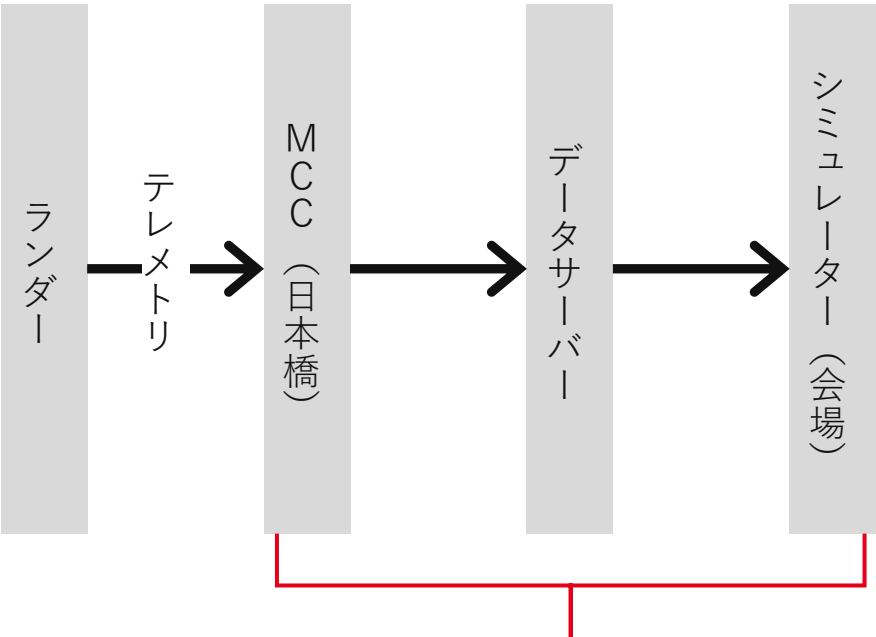
打上げ後から初期運用フェーズ完了までの期間：約60%削減

- M1から学んだ経験をM2にフィードバックすることで、初期運用フェーズ完了までの運用を改善
- 打ち上げロケットからの分離後、想定していた最も早いタイミングで初期運用フェーズを完了し、非常にスムーズな運用を実現

APPENDIX

シミュレーターに表示されたデータは、実際に当社管制室（以下、MCC）で受信されたテレメトリの正確なデータに基づくものだが、テレメトリが欠損した際は独自に補間して表示する設計であった

データの流れ



MCCで受信したテレメトリをシミュレーターに反映させる間に数秒の誤差が生じることから、シミュレーターでは数秒毎にテレメトリを表示する設定

実際のテレメトリ（垂直高度）とシミュレーター上の補間

時刻	実際の テレメトリ (m)	シミュレーター 表示 (m)	時刻	実際の テレメトリ (m)	シミュレーター 表示 (m)
4:15:08	1,311	1,311	4:15:19	548	
4:15:09	1,246		4:15:20	488	
4:15:10	1,181		4:15:21	433	
4:15:11	1,116		4:15:22	380	
4:15:12	—		4:15:23	329	329
4:15:13	—	992	4:15:24	—	
4:15:14	—		4:15:25	235	
4:15:15	824	824	4:15:26	192	以降、テレメトリの途絶
4:15:16	746		4:15:27	—	
4:15:17	671		4:15:28	—	52
4:15:18	606	606	4:15:29	—	

MCCにてテレメトリが取得できない時には、過去5周期分のデータから線形処理をして値を補間する設定。
→ 高度192mが正確な最終テレメトリ