



MOMO2号機 打上実験 調査結果報告書 (第1報)

2018年8月9日
インターステラテクノロジズ株式会社

目次

- 本資料概要
- 実験概要
- 推力途絶の原因調査
 - 取得データ一覧
 - 推力途絶の直接原因
 - メインエンジン周辺データ
 - 姿勢制御スラスタ周辺データ
 - 姿勢制御スラスタ挙動の追実験
 - 考察
- 今後の原因究明計画
- MOMO3号機の開発方針
- 結論
- 付録

本資料概要

本資料は、2018年6月30日にインターステラテクノロジズ株式会社（以下IST）が北海道大樹町で実施した観測ロケット「MOMO2号機」の打上実験において、打上げ直後に推力が途絶し、機体が落下した事象の原因を調査した結果、現時点までにわかっていることをまとめたものである。

下記のような状況が進行し推力が途絶した可能性が高い。

- ・ 2号機での新規要素である姿勢制御用スラストの燃焼器が設定範囲外で動作した
- ・ 姿勢制御用ガスの温度が設計値を大幅に上回り、配管が溶融した
- ・ 漏れた高温ガスがバルブ駆動系配管を焼損しエタノール供給が止まった

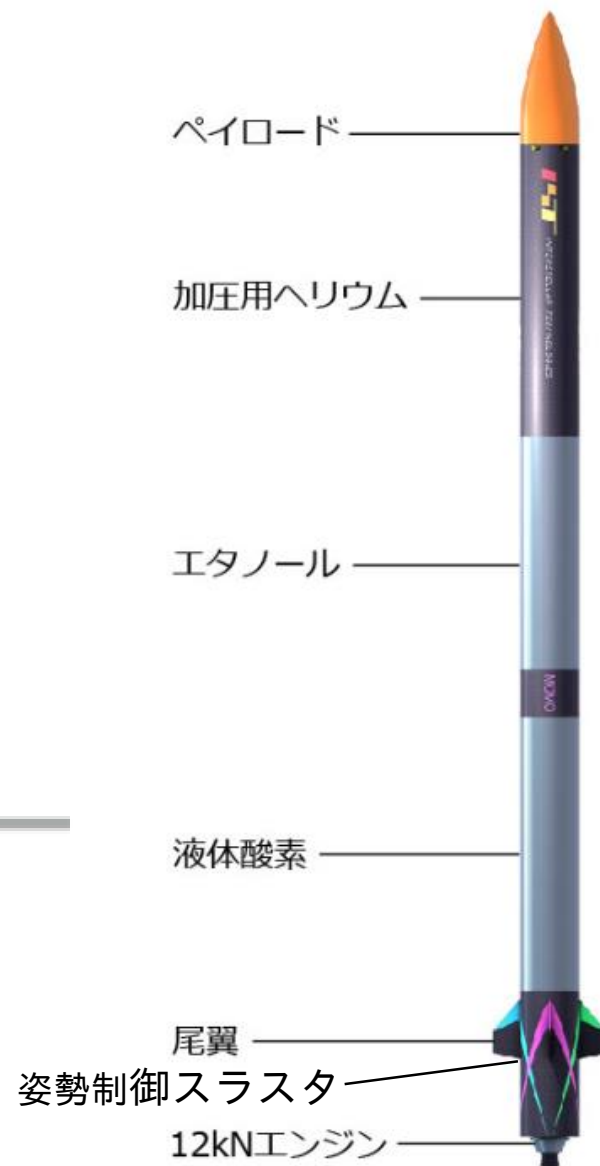
実験概要

実験項目

- ・ 宇宙空間への到達実証
- ・ 機体・エンジンの飛翔環境での実証
- ・ 姿勢制御実証
- ・ 通信実証

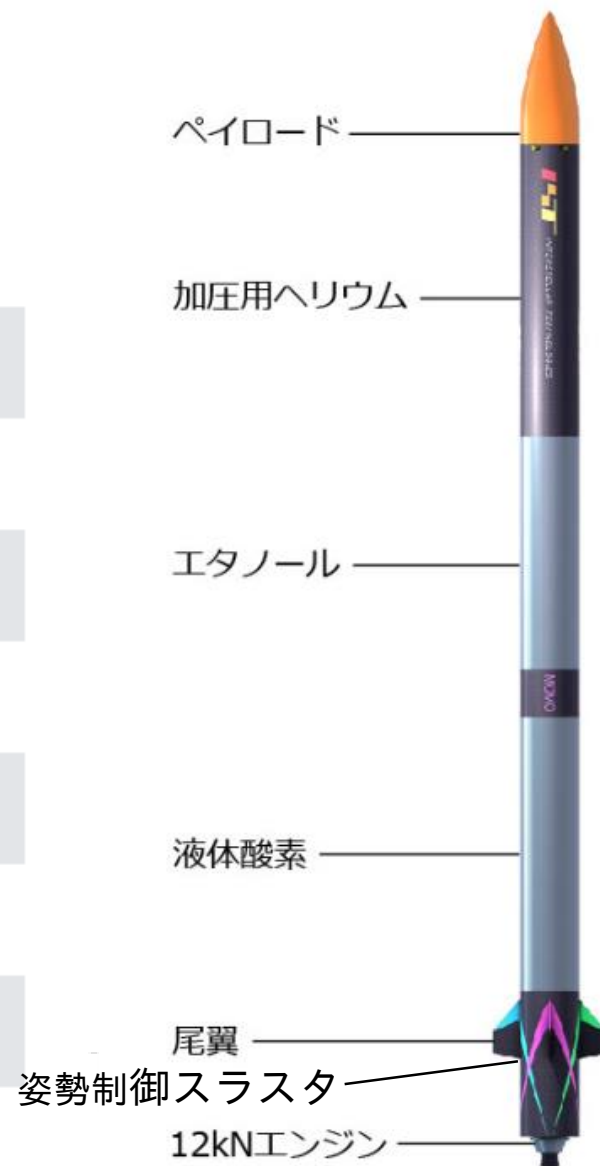
商業化後のアプリケーション

- ・ 微小重力環境での科学実験
- ・ 高層大気の観測
- ・ イベント/エンターテイメント

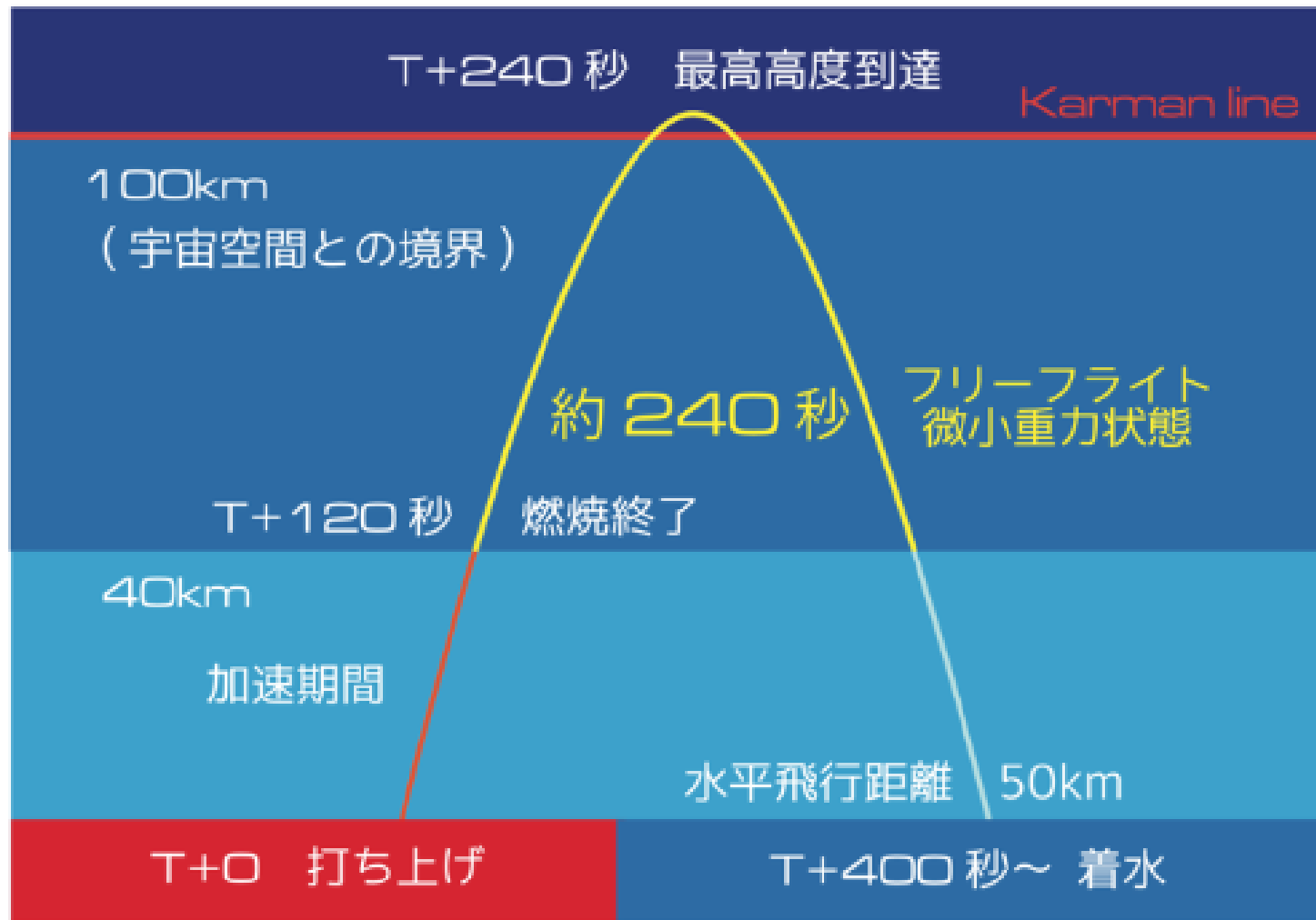


実験概要

推進方式	液体燃料ロケット
エンジンサイクル	ガス圧送式
推進剤	エタノール／液体酸素
エンジン冷却	アブレーション冷却
推力	12 kN (1.2トン)
全備重量	1150 kg
機体大きさ	10m - Φ 500 mm
目標到達高度	100 km



実験概要



実験概要

打上日時: 2018年6月30日 5:30 (日本時間)

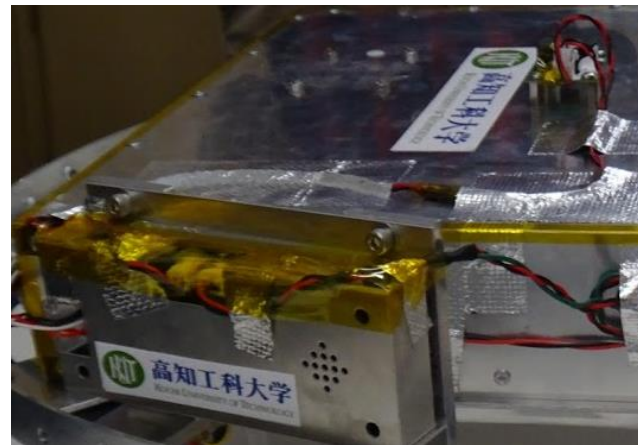
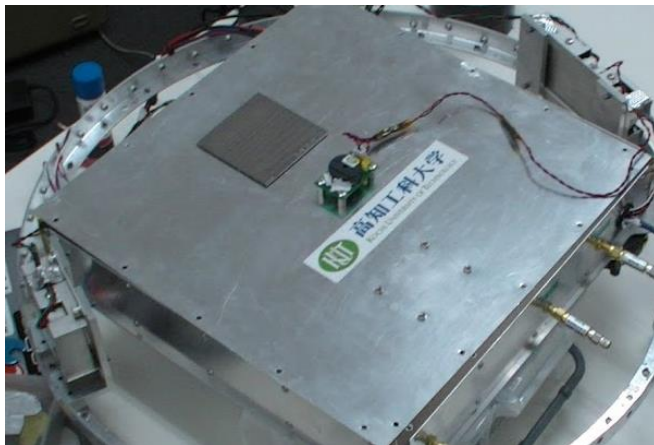
打上場所: 北海道大樹町ロケット射場

$42^{\circ}30'22.1''\text{N}$ $143^{\circ}27'23.3''\text{E}$

ペイロード機器:

インフラサウンドセンサー (超低周波音マイク)

高知工科大学宇宙地球探査システム研究室 (山本真行教授)



実験概要

【時系列事象】

《2018年6月29日》

21:00 翌日5:00を打上予定時刻として作業開始

《6月30日》

04:29 警戒区域に船舶を確認したため、打上げを5:30に延期

05:26 打上げ前最終Go/NoGo判断により打上実施決定

05:30 エンジン点火、離昇 離昇の4秒後に高度20mで推力が途絶
落下開始後約2秒で機体が接地、タンクが破裂し推進剤が地上で燃焼を開始

05:46 一時的に打上指令所を大樹町宇宙交流センターSORAへ移動

07:41 残存推進剤の鎮火を確認

09:15 液体酸素超低温貯槽（CE）安全確保

10:00 大樹町経済センターで記者会見を実施

12:48 機体周辺の安全確保作業開始

13:18 安全確保完了

推力途絶の原因調査

-取得データ一覧-

《少なくとも離昇から接地まで取得されていたデータ》

- ・ UHF/Lバンド/Cバンド テレメトリデータ

推進系: 各バルブ指令/動作状況、各部圧力/温度、エンジンカメラ映像

航法系: GPS座標(2系統)、3軸加速度、3軸角速度

制御系: ジンバル指令角/動作角、姿勢制御スラスト指令角/動作角

無線系: コマンド受信強度

電源系: 各部電源電圧

構造系: 各部CFRP外装 振動/歪み

取得データ(OpenMOMO)はGitHubにて後日公開予定

- ・ 映像データ (地上カメラ9機、ハイスピードカメラ3機)
- ・ 静止画連続写真データ
- ・ 飛散物位置

推力途絶の原因調査 －推力途絶の直接原因－

- ・映像データにより、推力途絶まで構造の破壊は見られなかったため、まず推進系データを中心に調査

ID	名称	種類	作動開始	作動終了
V-8	EA加圧補弁	空圧弁	手動(シーケンス前)	
V-10, 13	加圧	空圧弁	-6	120.5
V-11	LOX加圧補弁	空圧弁	手動(シーケンス前)	
V-15	EA大気開放	空圧弁	-20	121
V-16	LOX大気開放	電動弁	-20	121
V-18	LOX充填・ドレン	電動弁	手動(シーケンス前)	
V-21	点火酸素	空圧弁	-12	1
V-26	LOX MV	電動弁	-6	120.5
V-29	EA MV	空圧弁	0	120
V-31	GGG EA MV	空圧弁	-3.5	121

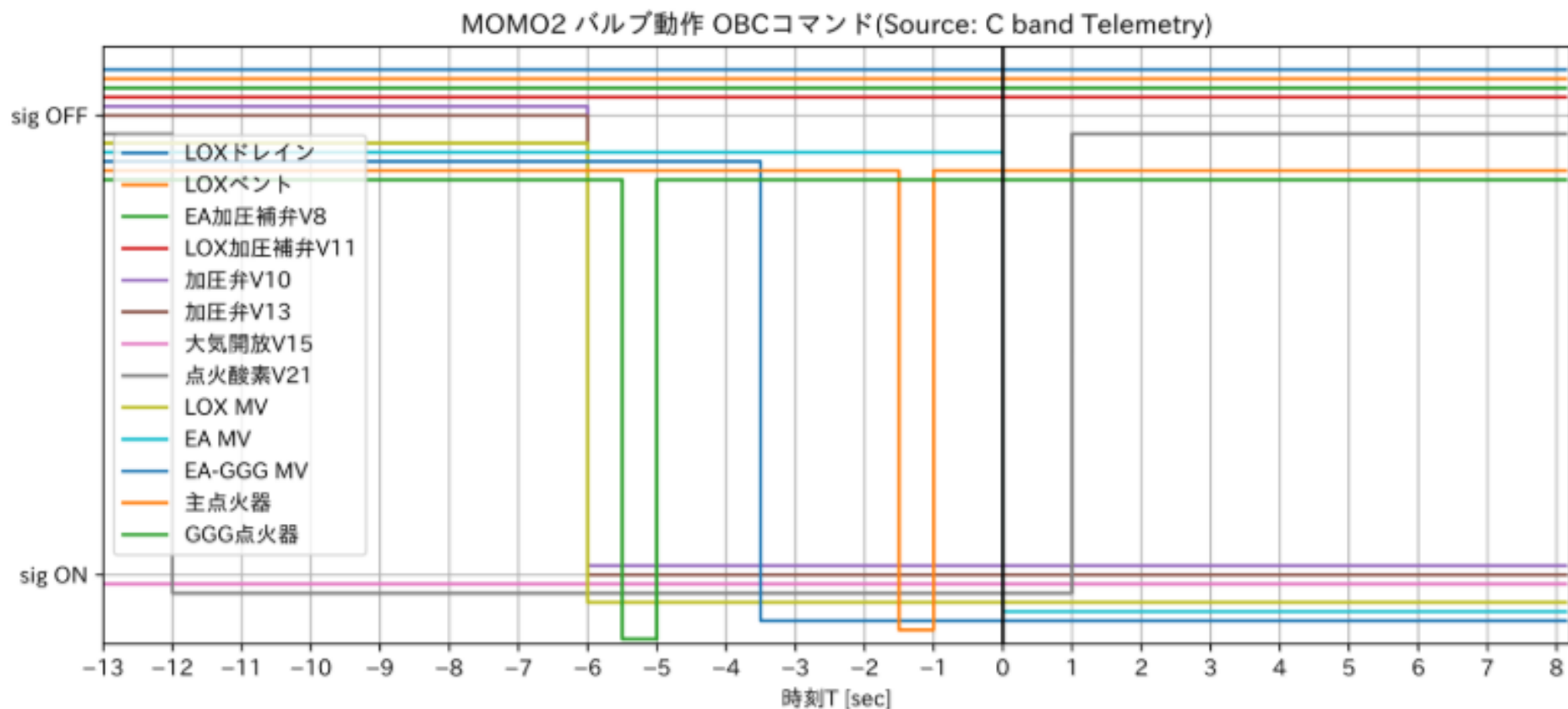
注: GGG＝姿勢制御スラスタ用ガスジェネレータ

MV＝メインバルブ（主弁）

EA＝エタノール、LOX＝液体酸素

推力途絶の原因調査

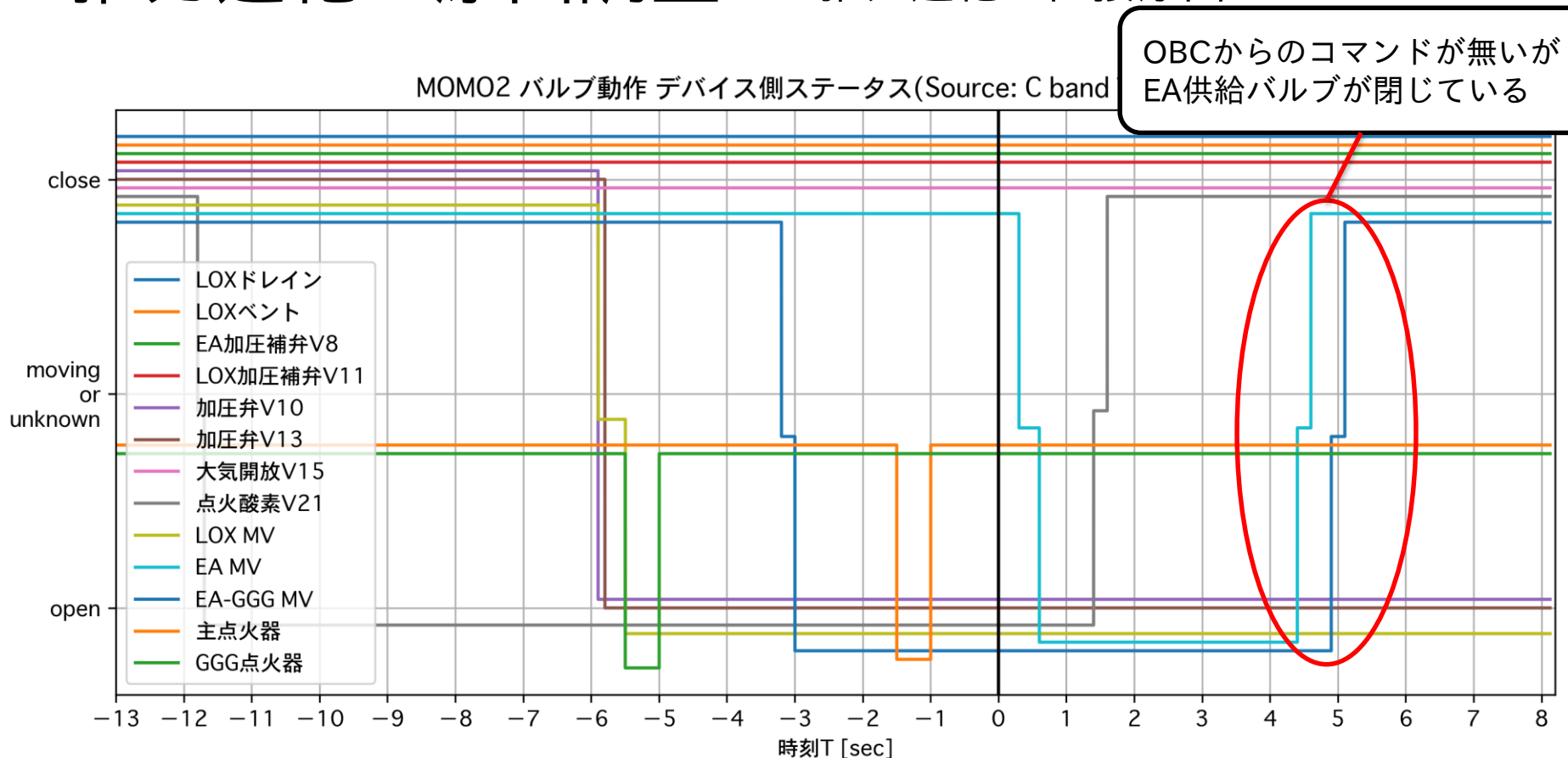
—推力途絶の直接原因—



搭載コンピュータ(OBC)からの指令は予定通り

推力途絶の原因調査

－推力途絶の直接原因－

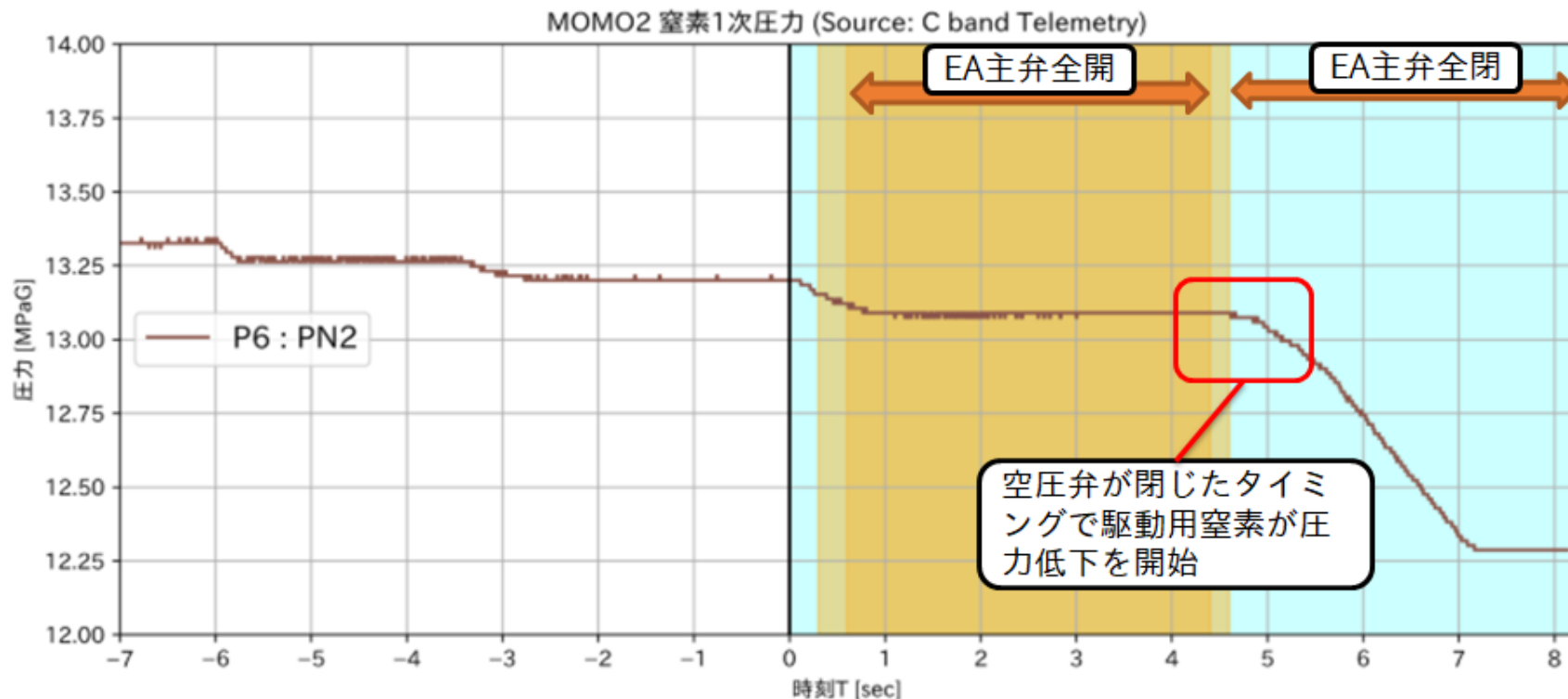


OBC指令に反してEA MV(空圧弁)が閉、次いでEA-GGG MV (空圧弁)も閉

※ T=0 はOBCのEA MV Open指令の送信時刻、実動作まで約0.5秒必要

推力途絶の原因調査

－推力途絶の直接原因－

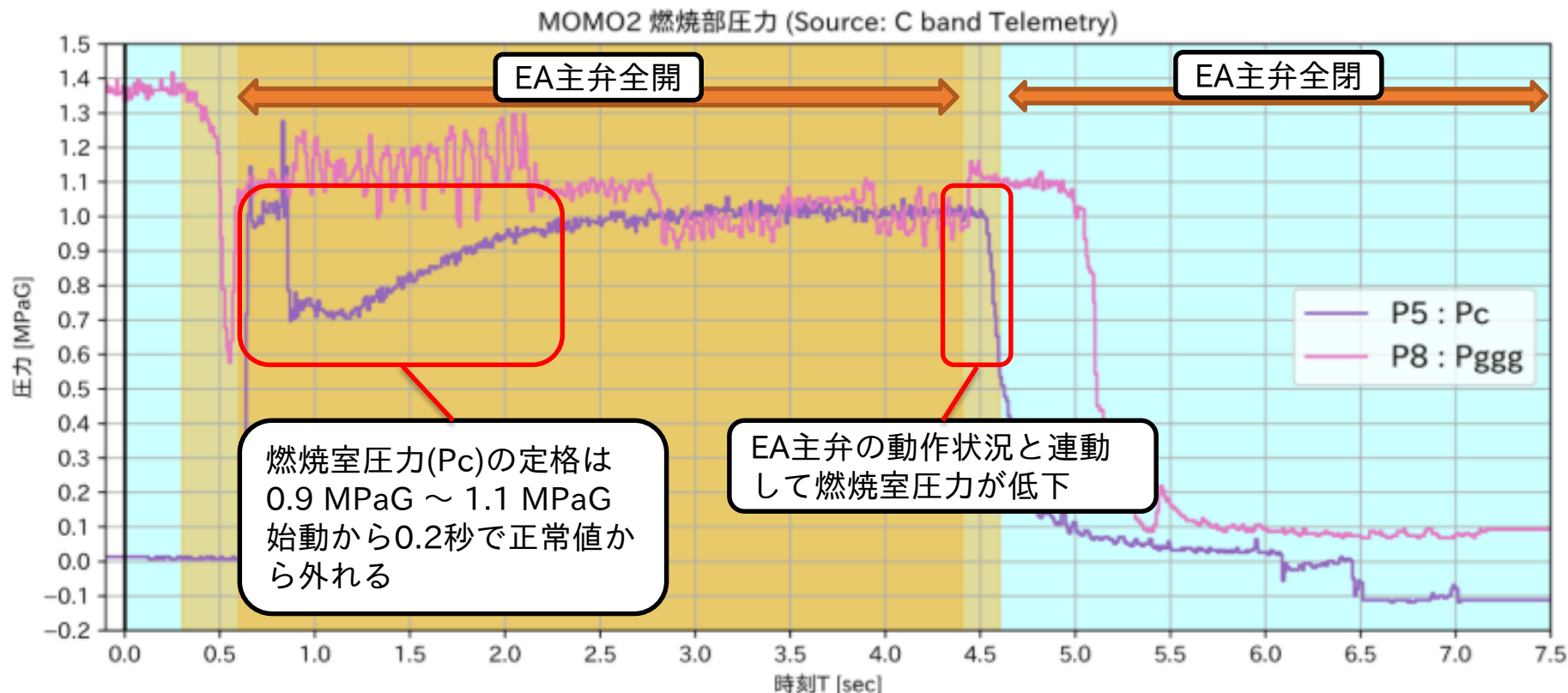


- ・ 空圧弁(EA MVおよび GGG-EA MV)の閉じたタイミングと、駆動用窒素が圧力低下(通常バルブの動作時以外には低下しない)を始めたタイミングが一致しているため、**駆動圧喪失によりバルブが閉じたと判断**

※空圧弁は駆動圧を喪失するとバネの力で閉じるノーマルクローズ仕様

推力途絶の原因調査

–メインエンジン周辺データ–



- ・ 推力途絶は圧力データとバルブ動作とが整合する
 - ・ メインエンジンの圧力計測値が始動直後約7割ドロップ
- 以上の現象が、実際の機体の挙動と整合するか映像データで検証

推力途絶の原因調査

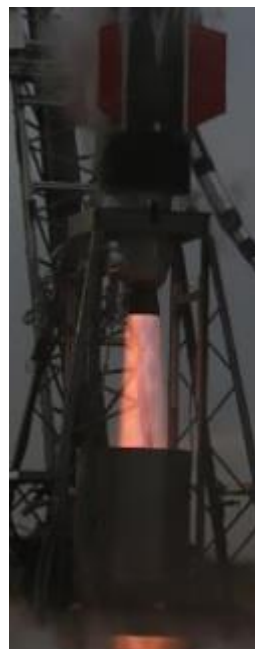
－メインエンジン周辺データ－



T+0.63s



T+0.96s



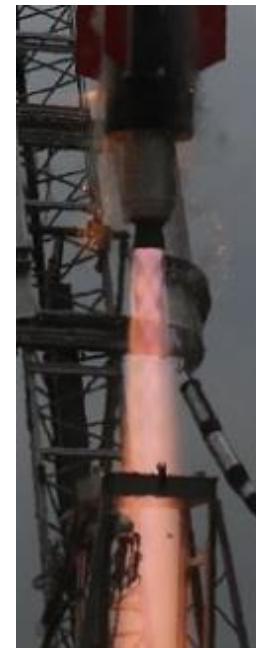
T+1.30s



T+1.63s



T+1.96s



T+2.30s

メインエンジン火炎からは圧力低下の兆候を読み取れず

推力途絶の原因調査

－メインエンジン周辺データ－



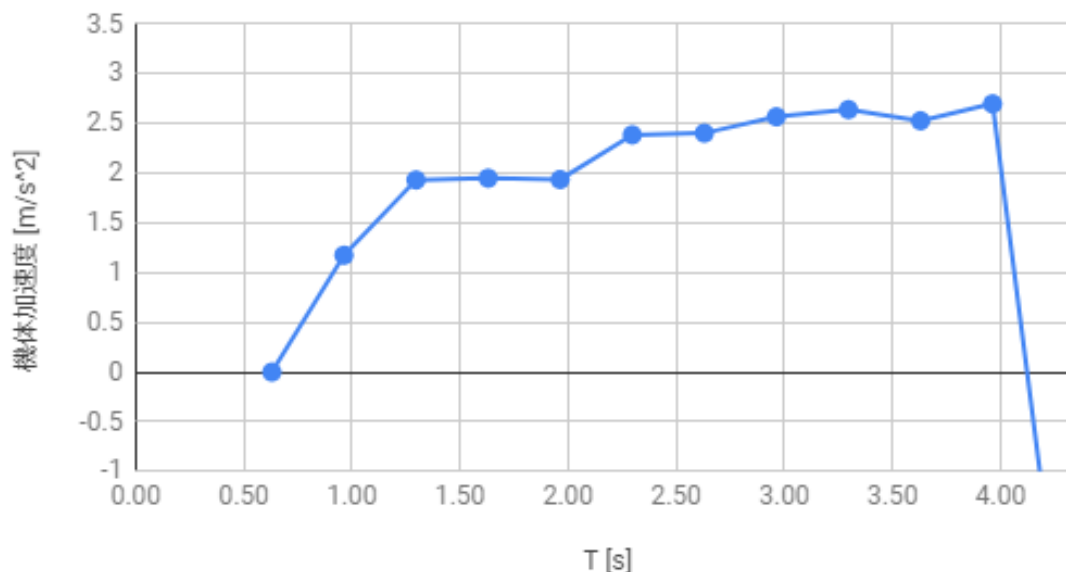
回収されたメインエンジンの4方向写真

映像: どの方向からの映像でもエンジンからの火炎漏洩は確認できず
回収エンジン: 映像に映っていないフランジ周辺からは、推力が途絶する
ような漏洩の痕は確認できず

推力途絶の原因調査

－メインエンジン周辺データ－

機体加速度 [m/s²]とT [s]



・固定カメラ連続写真から機体加速度を推定した結果、搭載加速度センサの値ともほぼ合致した

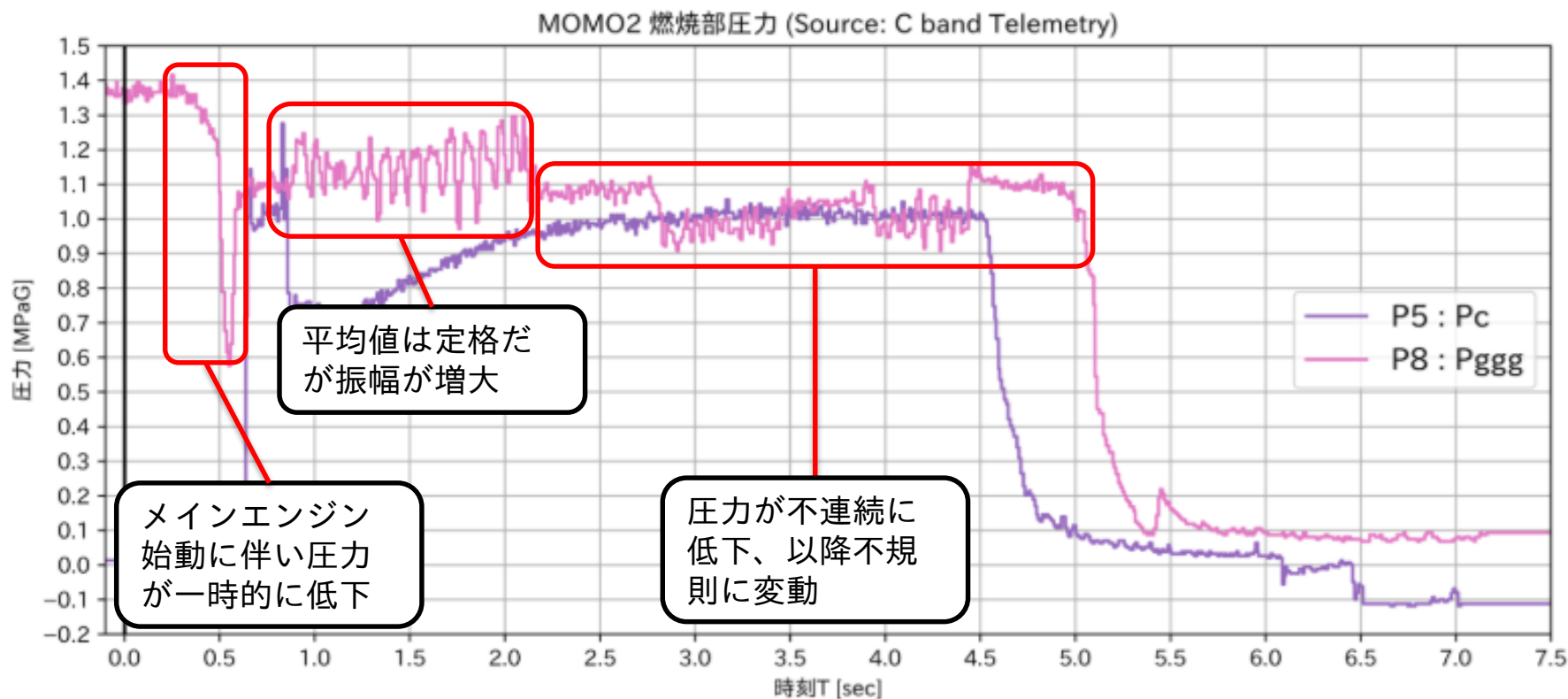
以上の結果は推力が定格で出ていたことを支持

メインエンジン圧力低下は、計測系の一時的異常動作の可能性が高い
つまり推力途絶(≒主弁閉じ)までエンジンは正常動作していた可能性が高い

推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ周辺データ—

姿勢制御スラスタの圧力履歴に着目

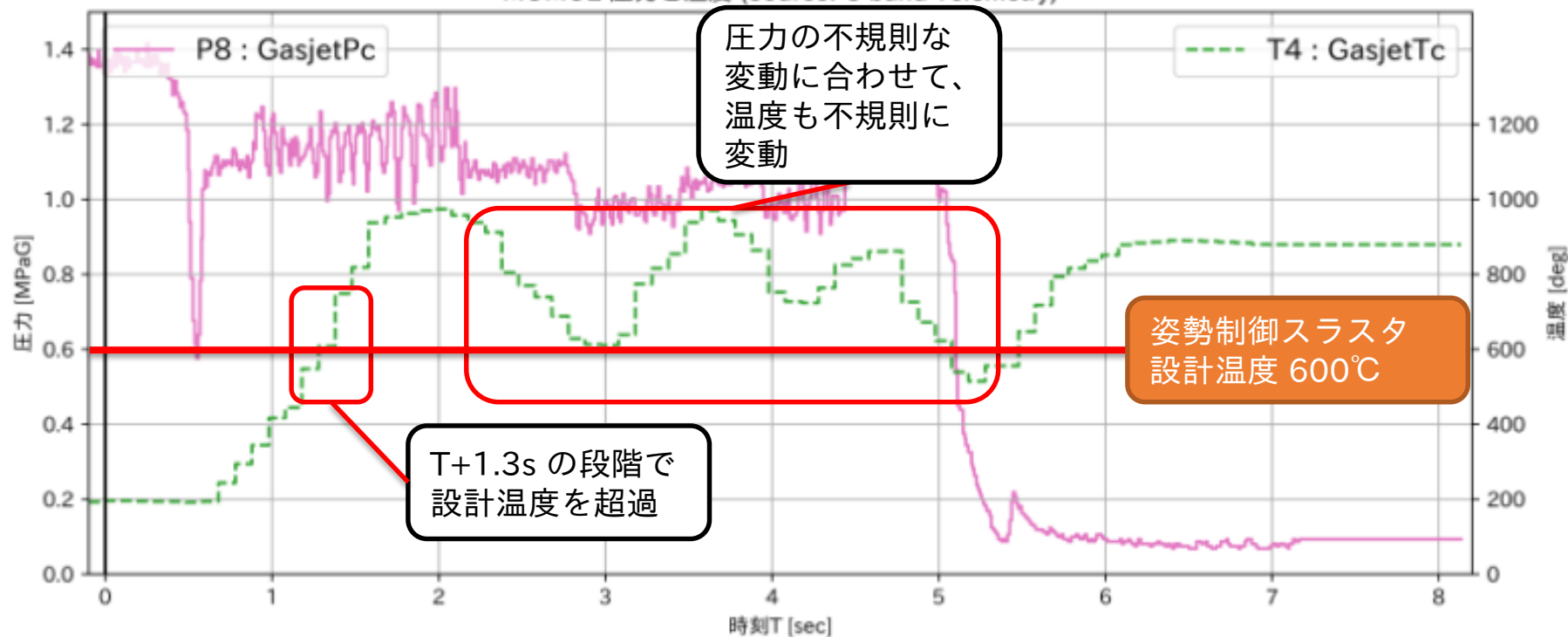


推力途絶の原因調査

–姿勢制御スラスタ周辺データ–

姿勢制御スラスタの温度履歴に着目

MOMO2 圧力と温度 (Source: C band Telemetry)



推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ周辺データ—

映像から確認できるスラスタ周辺の異常事象



T+1.97s
片側のノズル
から火炎



T+2.03s
両側のノズル
から火炎



T+2.16s
ノズルから
大きな火炎

スラスタ燃焼室
圧力の低下時刻とほ
ぼ一致



T+2.19s
エンジン下
に火炎を確認

推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ周辺データ—

回収したスラスタ周辺の配管部品など（点線は未発見配管）



分岐部継手が溶損

回収されたスラスタ
燃烧器と下流配管

推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ周辺データ—

ここまでの調査により、以下のような現象が順次起こったことにより推力途絶した可能性が高いと判明した。

1. 姿勢制御スラスタに何らかの異常が発生し、生成ガスが設計温度600℃を大幅に上回る高温になった
2. 高温になったガスによって、配管が焼損し、高温ガスが姿勢制御スラスタ配管周辺に噴出した
3. EA MV 駆動用のエアチューブが噴出した高温ガスにより焼損し、窒素が抜け、EA MV が閉じた
4. EA MV が閉じたことにより燃料のエタノールの供給が止まり、エンジンの推力が途絶、機体が墜落した

推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ挙動の追実験—

- ・ 打上げ前の地上燃焼実験で得られていたデータでは、スラスタのガス温度が大幅に上昇した現象を定量的に説明できず
- ・ 燃料の流量減と酸素の流量増が同時に起こっていないと説明が付かない設計点よりも高温側(=酸燃比 O/Fが高い側)の地上燃焼実験データが不足していたため、データ取得と原因の再現を目的として7月23日より追実験を行った。

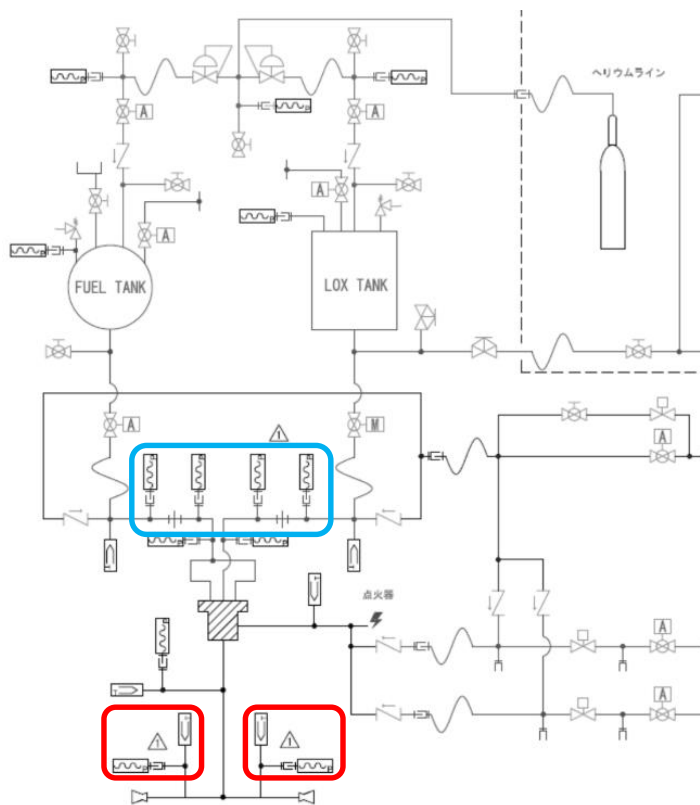
【実験条件】

燃焼室圧力: 1.25 MPaG 固定
(配管破損前の燃焼室圧力)
変化パラメタ: O/F (押し圧で調整)
温度測定点: チャンバ下流温度
(実機と同様)に加え、分岐後
配管温度も測定
流量測定: オリフィス流量計



推力途絶の原因調査

–姿勢制御スラスタ挙動の追実験–



供試体周辺配管系統図

【実機からの変更点】

- ・ 燃焼室下流配管の温度、圧力測定点を追加
- ・ インジェクタ上流にオリフィス流量計を追加

圧力	PTP	タンク元圧
	PFT	F側押し圧
	POT	O側押し圧
	PFTI	F側タンク圧力
	POTI	O側タンク圧力
	PPFL	F側オリフィス上流圧
	PFL	F側オリフィス下流圧
	PFI	F側インジェクタ圧
	POI	O側インジェクタ圧
	Pc	燃焼室圧
温度	TIG	点火器温度
	TFI	F温度
	TOI	O温度
	TOIW	O配管外壁温度
	Tc	燃焼ガス温度
	TTube_S	曲げ管温度S
	TTube_N	曲げ管温度N

圧力・温度計測点

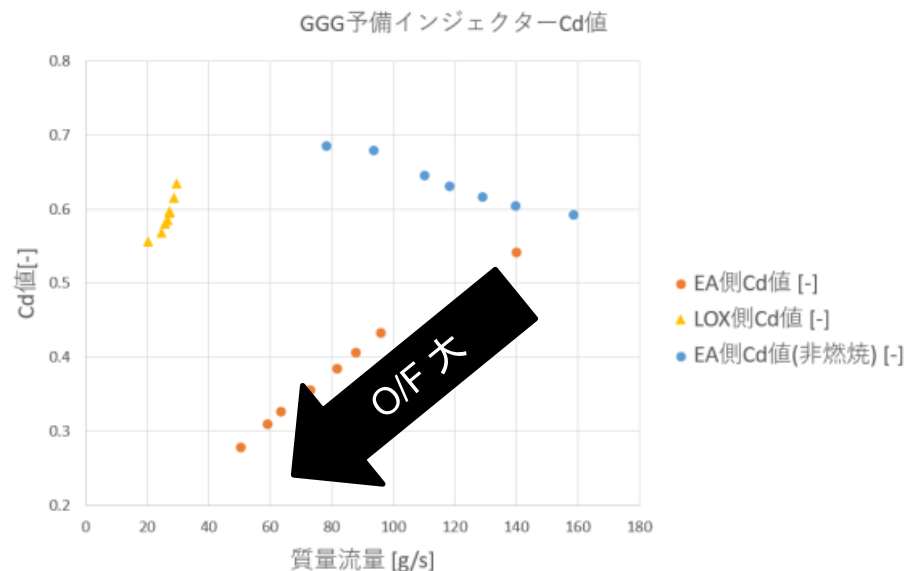
- ・ 各インジェクタ圧と燃焼室圧力の差および各インジェクタ面積を用いて、インジェクタCd値を算出、評価

推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ挙動の追実験—

【実験結果】

- ・ O/F上昇に伴いEA側Cd値が減少し、O/F 1.0 で配管が溶損した
- ・ 温度が上昇するほどEAが流れにくくなり、温度が高くなるとさらに温度が上がりやすくなる特性がインジェクタにあった
- ・ 同じ流量でも、燃焼時と実液流し試験とではCd値が異なるため、燃焼時特有の現象で、マニホールド流れのみに由来するものではない



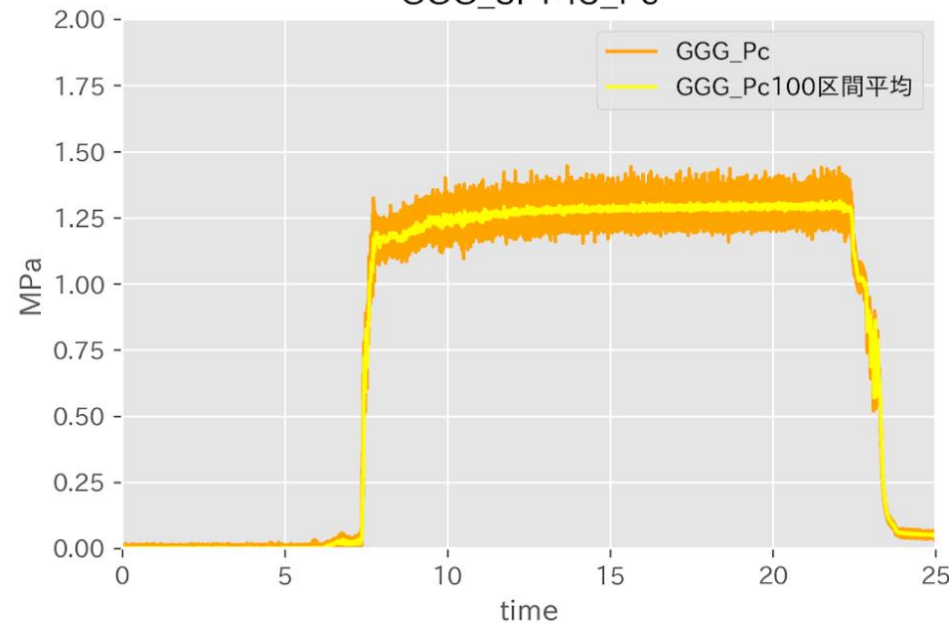
推力途絶の原因調査

—姿勢制御スラスタ挙動の追実験—

【実験結果】

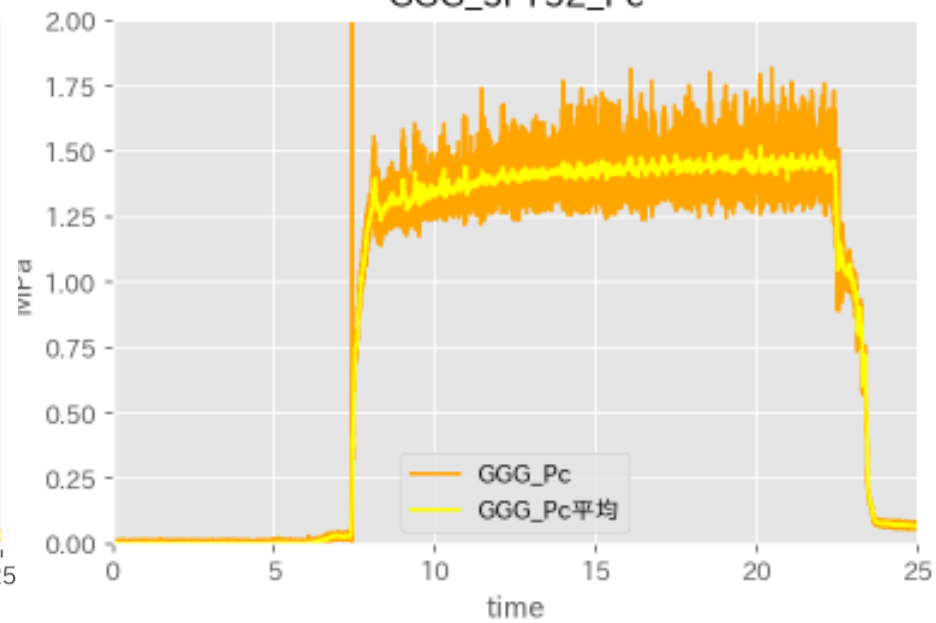
- ・ 高O/F条件で燃焼室圧力変動が増大する現象が再現された (O/Fはノミナルで 0.25)

GGG_SFT43_Pc



O/F 0.23

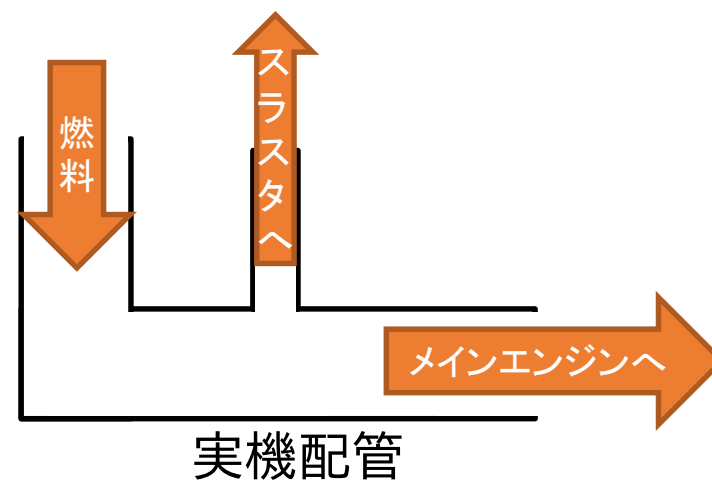
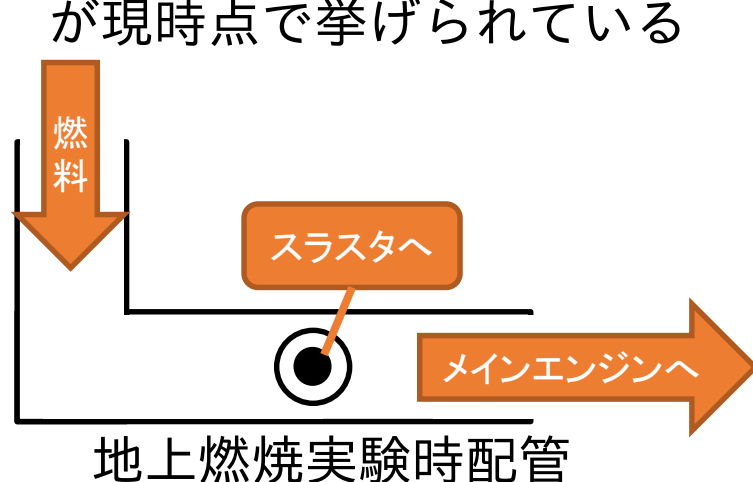
GGG_SFT52_Pc



O/F 0.43

推力途絶の原因調査 －考察－

- ・ 追実験の結果から、チャンバ下流温度を元にしてO/Fを仮定すると
燃料側の流量変動だけでフライト時の大幅な温度上昇が説明可能
- ・ フライト前の地上燃焼実験と比べ、燃料側で流量が減少していた可能性が高い
- ・ スラスタの燃料側で流量がずれた原因は検証中、あり得る可能性は
 - スラスタへの燃料配管分岐方向が地上と機体で異なる
 - 地上燃焼と合わせるための配管圧力損失設計のずれが現時点で挙げられている



推力途絶の原因調査 －考察－

姿勢制御スラストの温度異常について、追実験の結果以下のことが判明した。

- ・ 酸燃比(O/F)が高くなるほどエタノールが流れにくくなる
というインジェクタの特性があった
- ・ 設計時点における燃料側の流量低下が、上記の特性により
更なる燃料の流量低下と、それに伴う温度上昇を引き起こした可能性が高い
- ・ 設計時点における流量低下は、主に配管形態によるものと考えられるが、詳細を現在調査中

今後の原因究明計画

今後、原因究明のために少なくとも下記のような検証作業を予定している。

- ・ 溶損配管が内部から溶損したことを確認 (方法未定)
- ・ 実機と全く同じ配管での水流し/実液流し実験により配管形態の違いによる流れ方の定量評価
- ・ 上記の水流し/実液流し実験でフライト時の現象を定量的に説明できない場合、実機と同様の配管を再現して再現実験(燃焼実験)を実施

最終的に、本資料のストーリー以外の可能性も全て検証した上でFTA (フォルトツリー解析)を行う。

MOMO3号機の開発方針

現在、MOMO2号機の原因究明と並行して、MOMO3号機の開発を進めている。

2号機失敗の原因とみられるスラスタ周辺の開発方針(特に配管設計)について、以下のように決定している。

- ・ スラスタへの供給配管は、メインエンジンの始動状況に強く依存するメインエンジン流路からの分岐ではなく、推進剤タンクから独立して供給する
- ・ スラスタ燃焼器の上部配管系統にマニホールド等の流量バッファ部を作るなど、スラスタ供給配管の過渡的な流量変化に対するロバスト性を向上させる

MOMO3号機の開発方針

また、前掲の開発方針の妥当性検証と、推進系に存在する他の潜在的リスクの排除を目的として、下表のように試験計画を変更した。

実施試験	試験架台	試験目的	2号機実施	3号機実施
メインエンジン領収試験	横置き架台	製造したエンジンの領収	○	○
姿勢制御スラスタ領収試験	横置き架台	製造したスラスタの領収	○	○
実機配管系統燃焼試験	縦置き架台	推進系の設計の妥当性確認	×	○
実機領収燃焼試験	縦置き架台	推進系に限らない、全系の設計妥当性確認	×	○
フルドレスリハーサル1	ランチャ	エンジン始動までのリハーサル 地上系を含む全ハードウェアの動作試験	△ (エンジン始動は 実施せず)	○
フルドレスリハーサル2	ランチャ	エンジン始動までのリハーサル (ただし推進用ガスの消費を伴う作業は除く) 全ハードウェアの最終動作確認	○	○

結論

MOMO2号機の打上げ実験では、下記のような状況が進行し推力が途絶した可能性が高い。

- ・ 新規要素の姿勢制御スラスタ用燃焼器が、初期条件のずれと、温度上昇を加速させるようなインジェクタ特性により設計範囲外の温度となった
- ・ 過度に温度が上昇したスラスタガスが配管を溶融させた
- ・ 漏れたスラスタガスが空圧バルブへの窒素供給チューブを焼損し、燃料エタノールの主弁が閉じ、メインエンジンが停止した

この現象に対し、MOMO3号機では以下のような対策を実施する予定である。

- ・ 配管設計を再実施し、メインエンジンの作動や、過渡的な流量変化の影響を受けにくい設計とする
- ・ 実機を用いた燃焼実験で、潜在リスクを含め事前にトラブルを洗い出す

付録

原因究明に用いたMOMO2号機の打上げ動画は、下記で公開されている。

通常速度動画

<https://www.youtube.com/watch?v=RJ4LK50TwVs>

高速度カメラ映像(株式会社フォトロン様協力)

上から https://www.youtube.com/watch?v=J11R_fVi1-o

下から https://www.youtube.com/watch?v=Jkaf1HQ_nN4