

D-SEND#2飛行異常の原因究明結果と JAXAの取り組み状況

～第42回航空科学技術委員会 説明資料～

2013年8月に実施したD-SEND#2試験における飛行異常の原因究明結果及び対策方針と、その後のJAXAにおける取り組み状況についてご報告致します。

1. D-SENDプロジェクトの概要	P.6
2. 第1回飛行試験の発生事象	P.7
3. 原因究明調査の結果	P.8
4. 再試験に向けた取り組み状況	P.13
5. 今後の予定	P.15
参考資料1～7	P.16～P.25

2014年 3月11日
JAXA航空本部

1. D-SENDプロジェクトの概要

目的： 「静かな超音速旅客機」の実現に必要な鍵技術である低ソニックブーム設計概念で設計された機体の飛行実証（参考資料2, 3）

- 目標：
- ①非軸対称供試体による先端/後端の低ソニックブーム設計効果の実証
 - ②低ブーム波形取得技術の確立
 - ③低ブーム伝播解析技術の検証



← スウェーデン宇宙公社(SSC)エスレンジ宇宙センター敷地内



【諸元】
全長:7.9 m
重量:1.0 t



2. 第1回飛行試験の発生事象

○2013年8月16日 14:10(日本時間): 気球放球

①同日19:55: 機体を気球から分離(高度約30km)

②分離37秒後: 引き起こし(迎角5度→12度)開始
(高度23km、マッハ数1.2)
機体にロール及びピヨー運動が発生

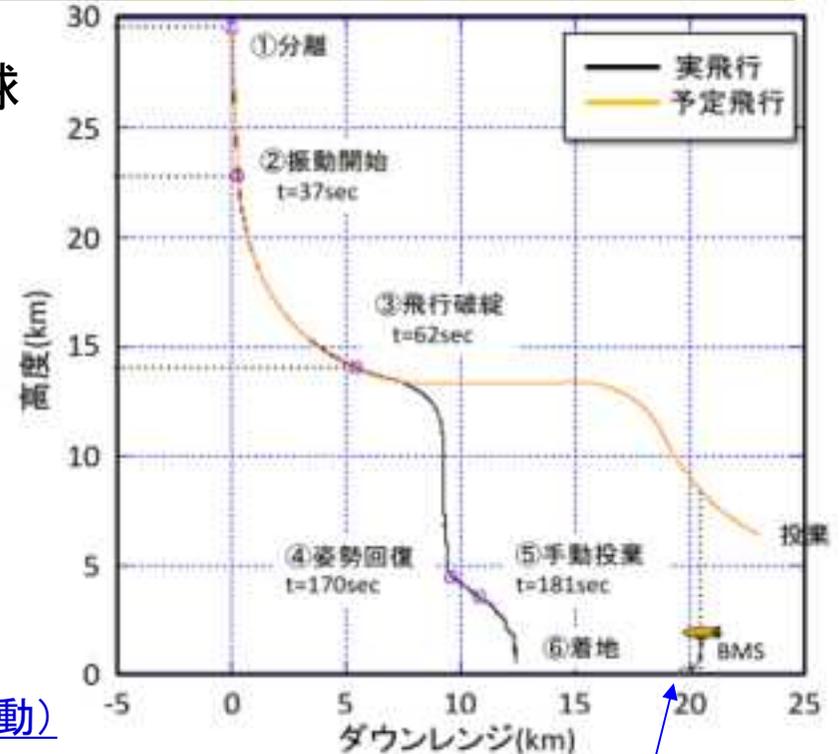
③分離62秒後: 姿勢制御不能(飛行破綻)
(高度14km、マッハ数1.5)

・同120秒後頃: 引き起こし時の機体上面から発生した
ソニックブームを計測(BMS*は正常に作動)

④分離170秒後: 再度機体姿勢が回復し、制御ができるよ
うになり、計測点(BMS*)に向かって滑空

⑤分離181秒後: 通常終了手順に従い、投棄コマンド送信

⑥分離220秒後: エリア内に着地
(計測地点の手前約8km)



*BMS: Boom Measurement System(ソニックブーム計測システム)

エスレンジ実験場(スウェーデン)

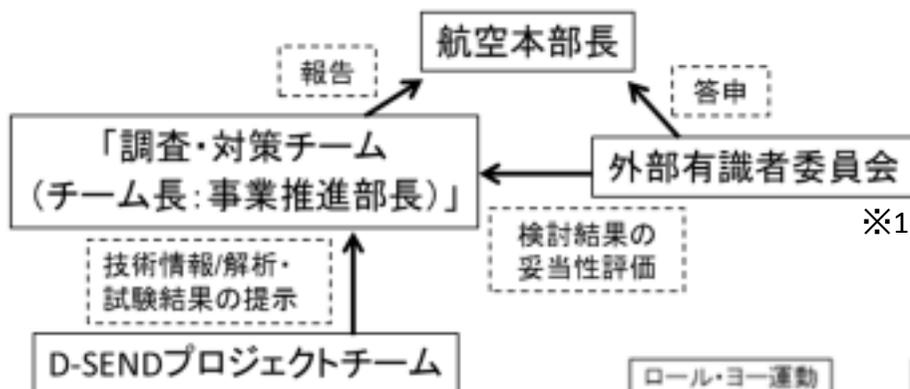
3. 原因究明調査の結果(1/5)

(1) 経緯

- 2013年8月16日: 飛行異常を踏まえて、調査・対策チームを立ち上げ
原因究明調査に着手
- 2013年10月18日: 原因特定および対策提言のための外部有識者委員会設置
(第1回開催)
- 2013年12月:
 - ✓ 第4回外部有識者委員会で、原因の特定と、再試験の確実な成功に向けた対策について提言
(対策方針: 制御則の十分な安定余裕確保、基準軌道の再検討、空力モデルの改修)
 - ✓ 調査・対策チームで、直接原因とその背景要因を洗い出し、全ての課題を抽出したものと結論。対策方針の妥当性も確認。
- 2013年12月以降:
 - ✓ 上記提言と課題抽出を受けた対策の詳細化作業を実施中
 - ✓ 確実に成功するために必要な技術的な対策を講じているところ

3. 原因究明調査の結果(2/5)

(2) 調査体制: 下図の体制で実施



※1) D-SEND#2飛行異常原因・対策確認委員会:

→調査・対策チームの検討結果の妥当性を、専門性を有する第三者の視点から確認

(委員長) 宮沢与和 (九州大学)

(委員) 浅井圭介 (東北大学)、片柳亮二(金沢工業大学)、米本浩一(九州工業大学)、李家賢一(東京大学)

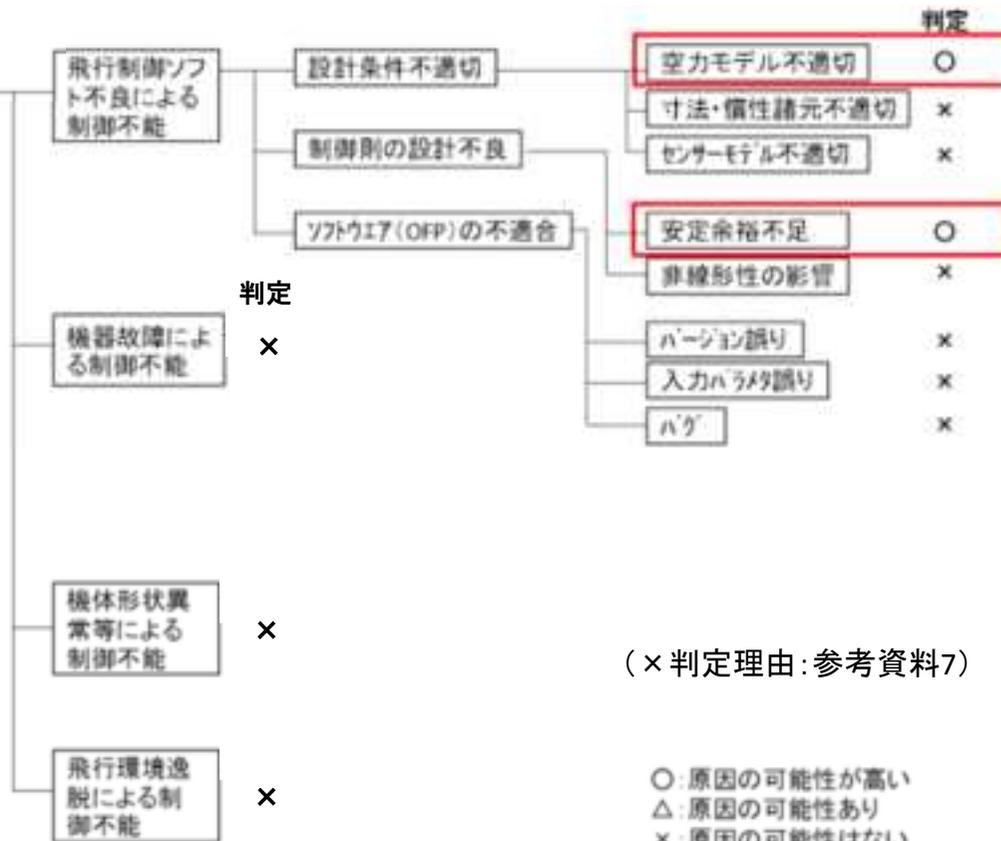
(3) 調査概要

・FTA※2(右図)により、原因に繋がる不具合事象を検証した結果、飛行異常の発生原因を「空力モデル不適切」「安定余裕不足」の2項目に特定した。

※2) Fault Tree Analysis: 故障の木解析

・落下した機体を回収し点検したところ、外形に異常な点は見られず、飛行中の構造破壊はなかったことを確認した。

ロール・ヨー運動増幅による飛行破綻
(FTAの頂上事象)



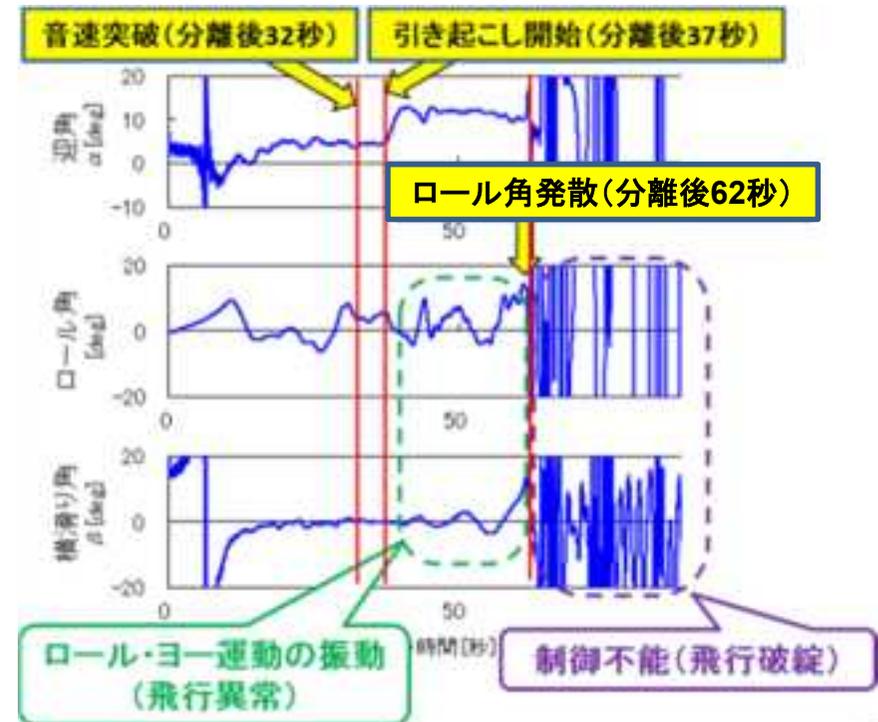
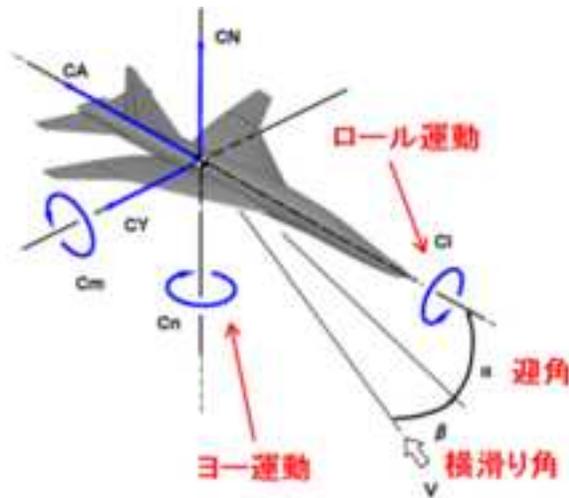
(×判定理由: 参考資料7)

○: 原因の可能性が高い
△: 原因の可能性あり
×: 原因の可能性はない

3. 原因究明調査の結果(3/5)

(4) 飛行破綻に至る現象の説明

- 飛行制御プログラムに組み込まれている機体モデルの空力特性^{※1}を使って算出された機体のロール角加速度と**実機の値^{※2}**との間に**大きな差異があった**ため、ロール運動を制御する**適切なエルロン操舵^{※3}**指令が与えられず、**ロール運動の振動が収束しなかった**。
- このロール運動の振動がヨー運動に影響し、結果的に**横滑り角(β)を制御するラダー操舵^{※4}**を打ち消すことになって、**横滑り角(β)が徐々に発散する動作**となった。最終的には、分離後62秒で機体振動を制御し切れなくなり、飛行破綻に至った。



- ※1 風洞試験やCFDによって得られる、機体が受ける空気力の特性(速度、迎角、横滑り角、レイノルズ数等環境によって変化する)
- ※2 テレメータに基き推定した実飛行時の値
- ※3 2つの可動式水平尾翼(スタビレータ)を逆方向に回転させることによりロール運動を与える操舵
- ※4 垂直尾翼後部の可動翼(ラダー)を動かすことで機首を左右に振る(ヨー)運動を与える操舵

3. 原因究明調査の結果(4/5)

(5) 飛行異常の原因

原因①: 制御則の安定余裕不足

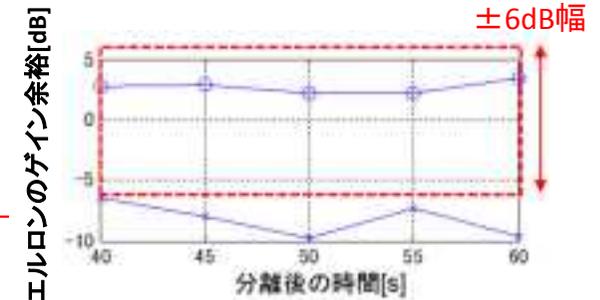
- 機体に高い運動性が求められるミッション※1の性質上、俊敏に飛行できる先進的な制御手法を用い※2、多くの誤差を考慮してシステムを総合的に評価できるモンテカルロシミュレーションで誤差耐性が評価されたが、**ブーム計測成功率を上げるパラメタの最適化の過程で、姿勢制御の安定余裕※3が少ない※4 飛行制御プログラム**となった。

※1 超音速で機体姿勢を引き起こし、BMS上空へ適切な速度と角度で向かって飛行

※2 機体モデル(空力モデルを含む)を用いて現在の操舵状態での角加速度の推定値を考慮することで制御性能を上げる方式

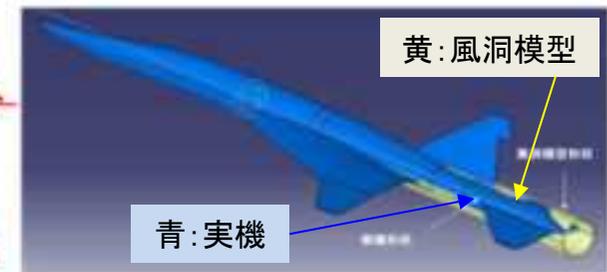
※3 舵の状態にかかわらず姿勢を安定に保つことができる制御能力の範囲

※4 従来の制御則における一般的な設計基準のゲイン余裕 $\pm 6\text{dB}$ (空気力が想定の半分~2倍になっても正常に制御可能)に比べて小さい、という意味(飛行後解析で最小 2dB を確認)。



原因②: 空力モデル不適切 (参考資料6)

- 機体モデルの**空力特性のうちロール及びヨー特性の一部において、設計条件を超える実機との差異があった**。その主要因は、風洞試験において模型を固定する支持装置を胴体後部に装着する必要性から、**胴体後部形状を実機と異なる形状にしていたが、特にそのロール・ヨー特性への影響の考慮が不足していたこと**にあった。



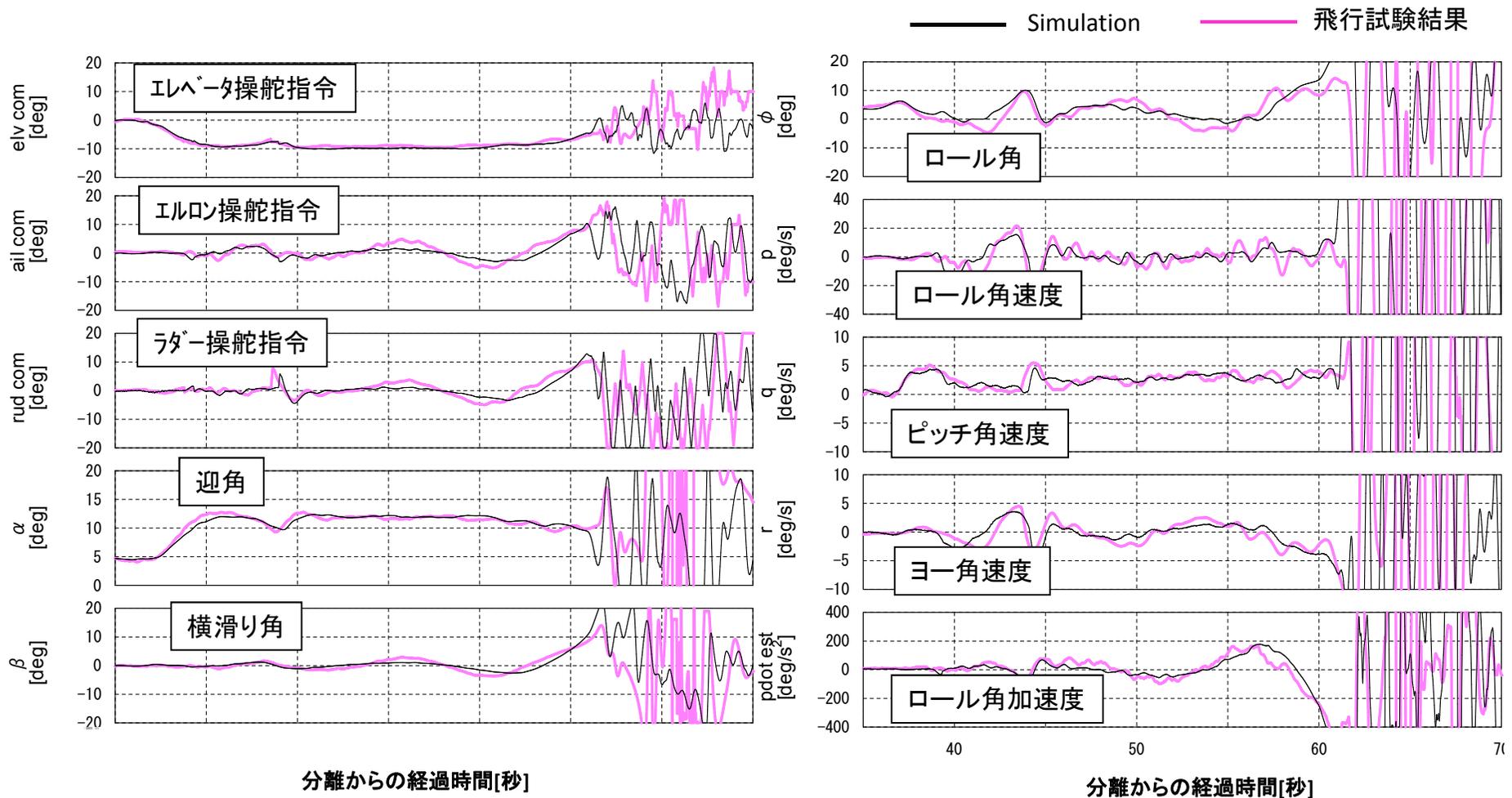
実機と風洞模型の後部形状の比較

以上より、**姿勢制御の安定余裕が少なかった**ところに、飛行制御プログラムに組み込まれていた**空力特性の一部の実機との大きな差異**が影響した結果、機体特性が不安定となり、ロール運動及びヨー運動の増幅を引き起こし、飛行破綻に至った。

3. 原因究明調査の結果(5/5)

(6) 原因究明結果の妥当性

○分析結果をもとに見直した空力特性と1回目試験の飛行制御プログラムを用いて飛行シミュレーションを実施し、分離後37秒以降の振動と、62秒後の制御不能(飛行破綻)の状態がほぼ再現した。



4. 再試験に向けた取り組み状況(1/2)

再試験においては飛行異常の再発防止のみならず、確実な成功を達成するため、その他の全ての技術的な項目についても再検討も実施中。それらの対策と現状は以下の通り。

(1) 再発防止の対策

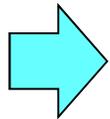
調査・対策チームによる原因究明・対策方針の結論に対応し、下記を実施。

対策A: 姿勢制御に十分な安定余裕を持つ飛行制御プログラムへの改修 対策中

- これまでの航空機設計において確立された姿勢制御に対する安定余裕の設計基準(ゲイン余裕 $\pm 6\text{dB}$ 以上等)を確保する飛行制御プログラムに改修する。

対策B: 機体モデルの空力特性の見直し 対策完了

- 追加の風洞試験及びCFD解析を行い、実機と大きな差異を生じないようなモデルを再構築する。
- 過去の開発機例を考慮して、実機と空力モデルとの誤差を再設定する。



既に空力モデルの見直し(改修)は完了。第1回目飛行試験の空力データ(特にモーメント特性)と比較して良好な一致を確認。また飛行試験時の制御プログラムを用いて飛行シミュレーションを行い、飛行破綻を再現できたことから改修した空力モデルは実機の特性を表現できているものと判断。

対策C: 上記①②の対策を講じた上で、計測成功率との関係から、必要に応じて飛行軌道の再検討、及びそれらに伴う飛行誘導プログラムの改修を実施する。 ほぼ対策完了

対策D: チェック体制(技術、管理、コスト)の強化等、不具合の再発防止のための対策を講じる。 対策中

4. 再試験に向けた取り組み状況(2/2)

(2) 試験目的の意義の再確認

- 先端/後端ブーム低減設計概念の飛行実証は依然として世界初であり、その価値は不変
 - ・他国において同種の飛行実証計画は具体化されていない。
- 2015年中にICAO/SSTG^(※1)に技術提供できれば、ICAOのブーム基準策定検討への貢献は十分可能
 - ・現在、ICAOのブーム基準策定計画(2016年2月)に変更はない。(参考資料4, 5)

※1 超音速タスクグループ:ブーム基準策定の技術的検討を担当

(3) JAXAにおける対策の実施状況

- 調査・対策チームが定めた下記の再発防止対策(前頁A~D)を実施中

①誘導制御則の改修(前頁 対策A, C)

- ・姿勢安定性を優先的に確保済み。今後は飛行軌道に沿った最適化を行い、誘導制御則を確定する予定。

②チェック体制の強化(前頁 対策D)

- ・技術審査体制の強化案としてJAXA外および多本部の専門委員並びに製造メーカーの参加を導入済み
- ・航空本部の特別点検チームによる独立な点検を実施中

- 上記に加え、確実な試験実施に向け、下記を追加対策として実施中

③テレメータの再点検

- ・全飛行フェーズのデータを詳細に点検し、各機器の健全性と機能を確認中。

④試験実施計画の再検討

- ・第1回目試験の経験を踏まえ、運用手順の見直し、不具合対策、レッスンズ・ラウンドを反映中。

⑤リスクの洗い出しと識別の再見直し

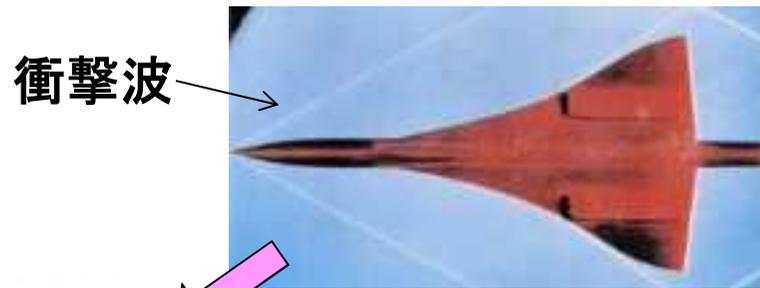
- ・現在のリスクと今後の対策において想定しうる新たなリスクを洗い出し。

5. 今後の予定

- 上記の再試験に向けた取り組みについて技術的な準備が整った段階で、JAXAとして再試験の可否について決定する予定。

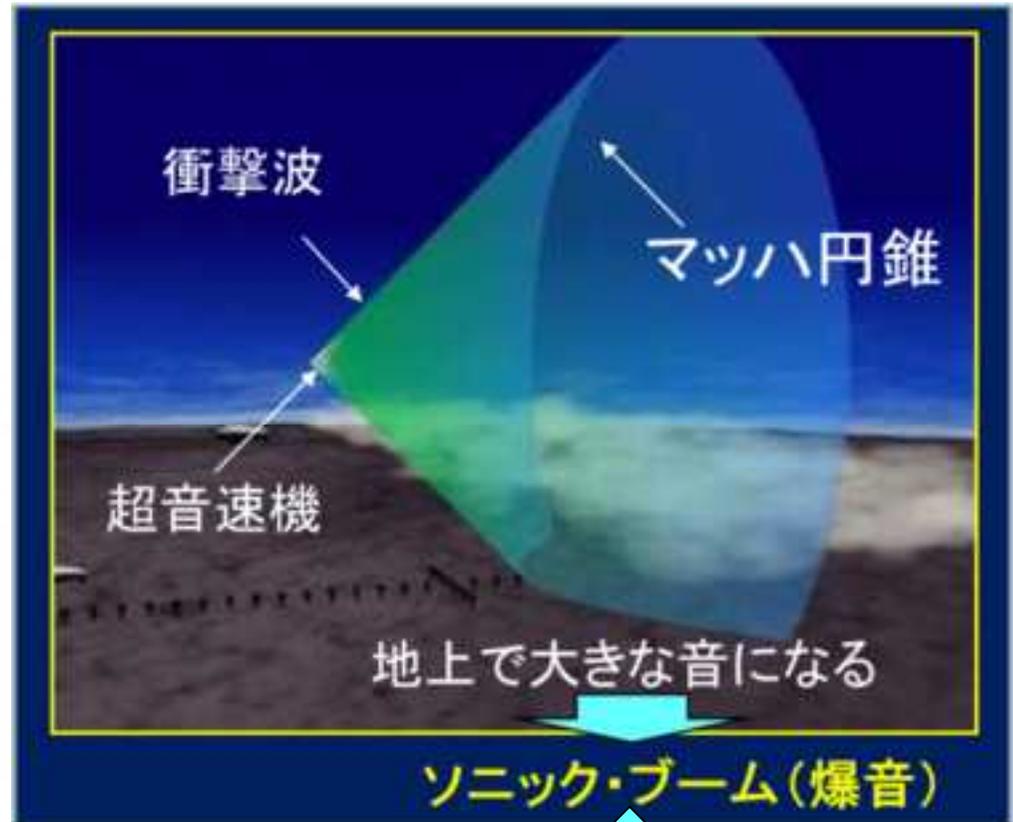
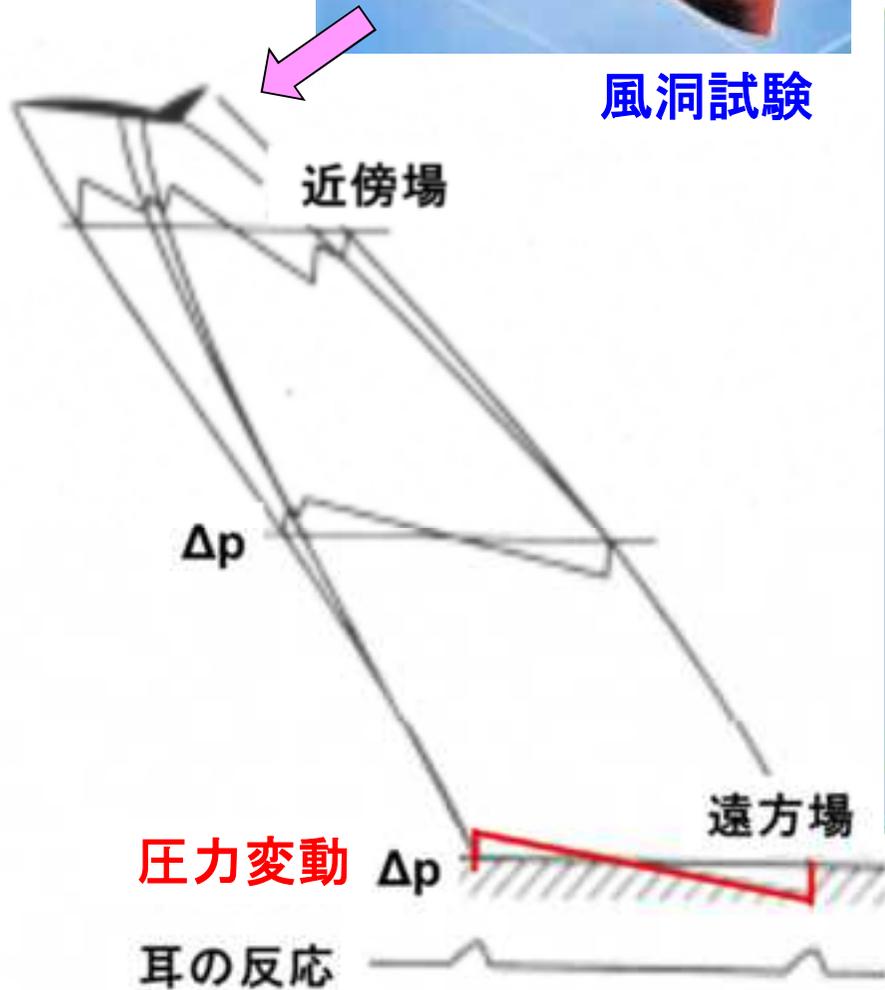
參考資料

参考資料1. ソニックブーム現象



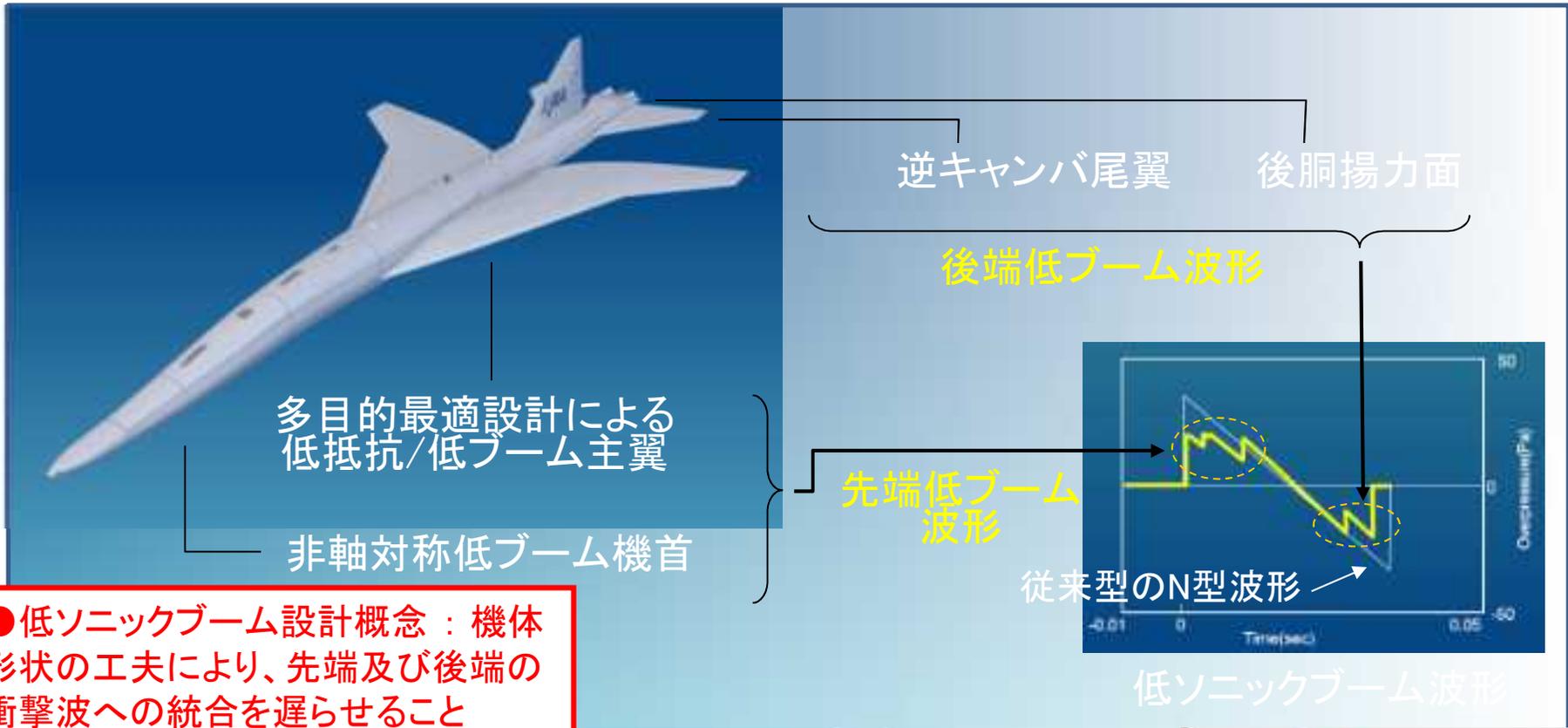
風洞試験

●超音速機から発生する衝撃波は、地上までの伝播過程において、先端及び後端の衝撃波に統合され、その衝撃波が地上に到達すると2回の急激な圧力上昇を発生。これは衝撃音(爆音)として感じられる(ソニックブーム現象)。

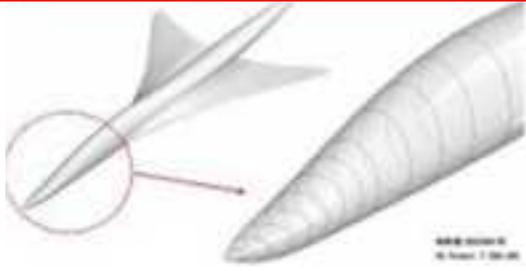


2回の衝撃音

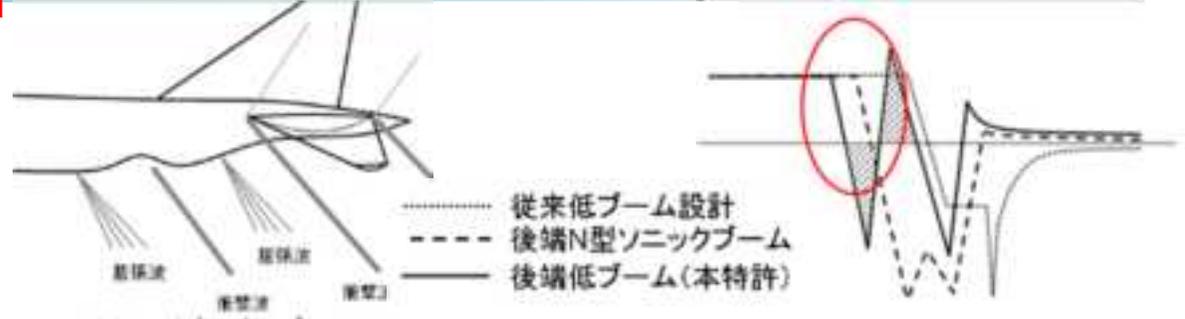
参考資料2. 低ソニックブーム設計概念



●低ソニックブーム設計概念：機体形状の工夫により、先端及び後端の衝撃波への統合を遅らせること



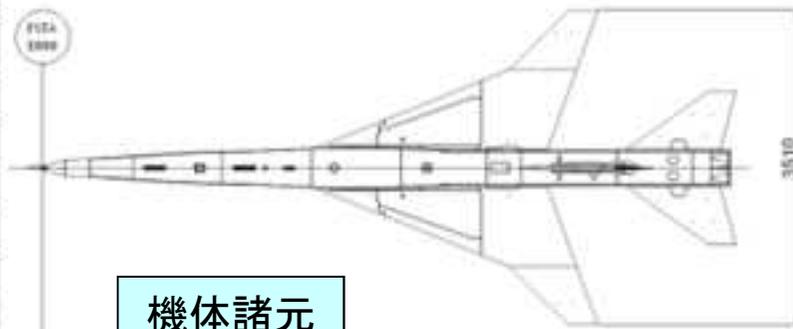
【先端ブーム低減設計コンセプト】
特許3855064号 / US Patent 7309046



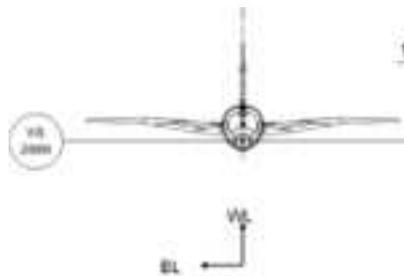
特許5057374号
【後端ブーム低減設計コンセプト】

参考資料3. D-SEND#2機体の概要

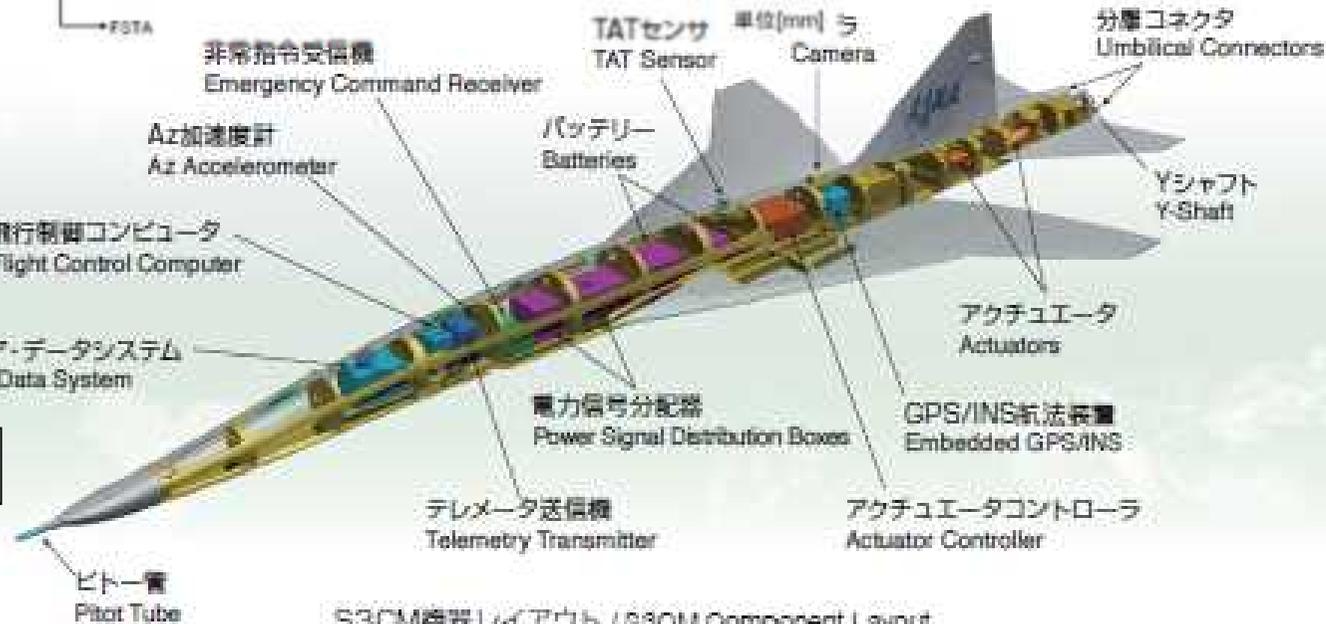
項目	諸元
全備重量	1000kg
主翼面積	4.891m ²
主翼平均空力翼弦長	1.812m
主翼幅	3.510m
全長 (ヒト含む)	7.813m
スタビレータ舵角	±20°
ラダー舵角	±20°



機体諸元



搭載装備品



S3CM機器レイアウト / S3OM Component Layout

参考資料4. 飛行試験時期について

○プロジェクトの意義の再確認、および飛行試験の制約

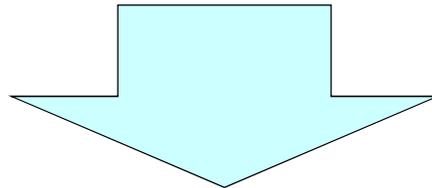
D-SENDプロジェクトの意義は以下の通り。

「低ブーム設計コンセプトの実証」と「空中計測ブーム技術の実証」により、世界初の先端/後端ブーム低減設計コンセプトの飛行実証し、ICAOのブーム基準策定検討へ貢献（参考資料5）

- ・現在、ICAOのブーム基準策定計画（2016年2月）は変更なし。
2015年までにSSTG※1にデータを提供し、議論に参加していることが重要。

※1 超音速タスクグループ:ブーム基準策定の技術的検討を担当

⇒2014年中に飛行試験を成功させれば、その意義と価値は不変である。



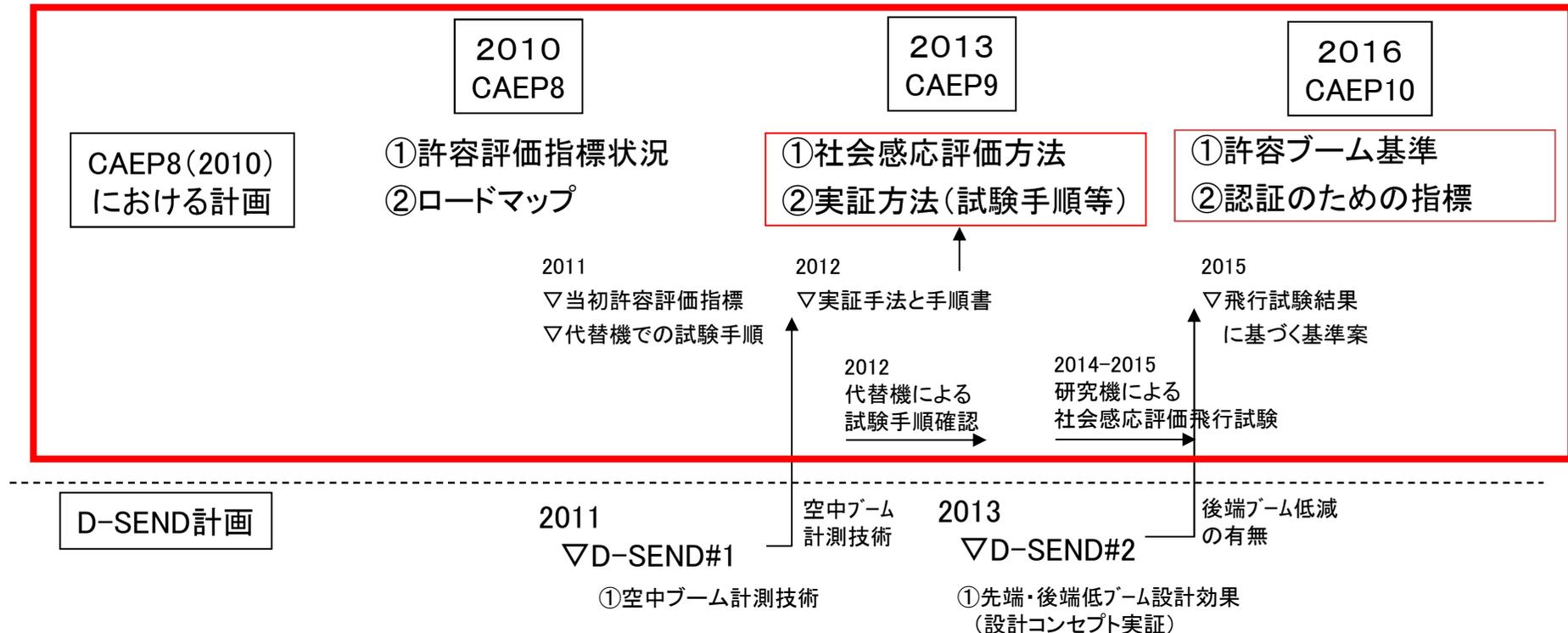
- ・試験は8月末までに実施することが必要。
(SSC※2の気球実験可能期間が5~8月。D-SEND試験の風条件は7~8月が望ましい)

※2)スウェーデン宇宙公社

参考資料5. ICAO/CAEPブーム基準策定計画

○ICAOソニックブーム基準策定計画とD-SENDプロジェクトとの関係

- ICAOでは、CAEP10(2016年2月)においてソニックブーム環境基準策定を計画しており、ロードマップは計画時(2010年)のままで変化なし。
- 下記のD-SEND計画は移行審査時(2011年1月)のものであるが、CAEPとの関係は1年遅れでも成立。



参考資料6. 空力モデルの改修結果の妥当性(1/2)

○空力モデル不適切

再風試及びCFD解析に分析を通し、以下①～③の空力モデルの補正の必要性が明らかとなった。補正後※の空力モデルの妥当性は、飛行シミュレーションにおいて飛行破綻を再現できたことで確認された。

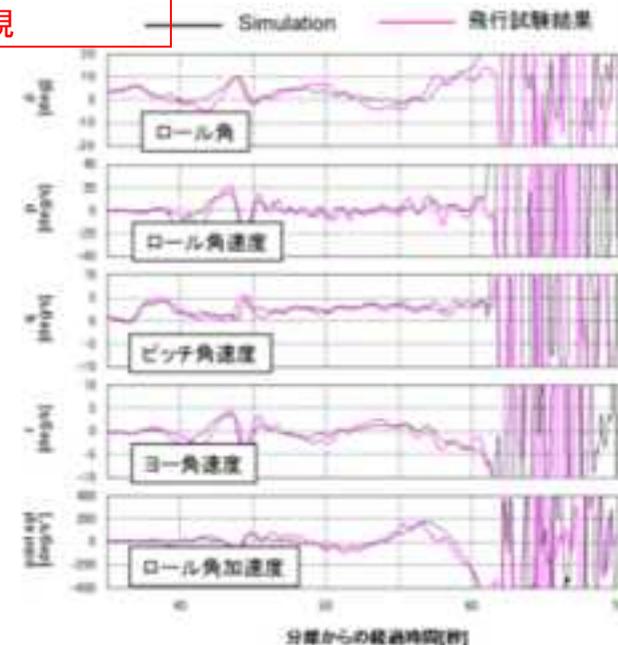
分離から37秒以降の「約1秒及び10秒周期の振動状況」と、約62秒後の「飛行破綻」を再現

再現シミュレーション

- ①風試データ再処理(寄与率:約3割)
- ・天秤・スティングたわみの β 方向成分の補正の追加
 - ・横・方向特性における気流の傾き $\Delta\beta$ を考慮
 - ・ローリングモーメントCIの多項式近似精度の向上

- ②風試模型の影響の除去(寄与率:約6割)
- ・風試模型の後部形状(試験上の制約)の実機との差異に対するCFD補正の追加

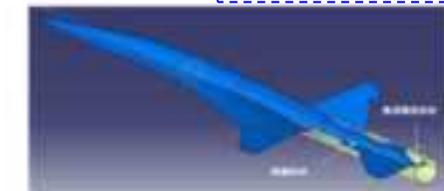
- ③付加物(ピトー管等)の影響の補正(寄与率:約1割)
- ・風試で得られた付加物有り/無しを考慮



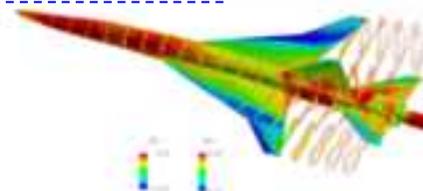
※) M, α, β , 舵角毎の6分力値の約9万点の総データ点数のうち、約3千点のみを改修

後部形状の差異とCFD比較(②)

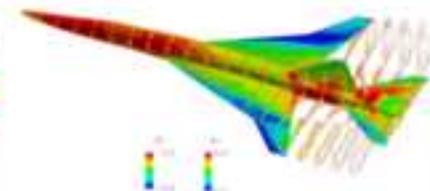
機首ピトー管の模擬(③)



実機と風洞模型の後部形状の比較



風試模型形状(模型支持有り)

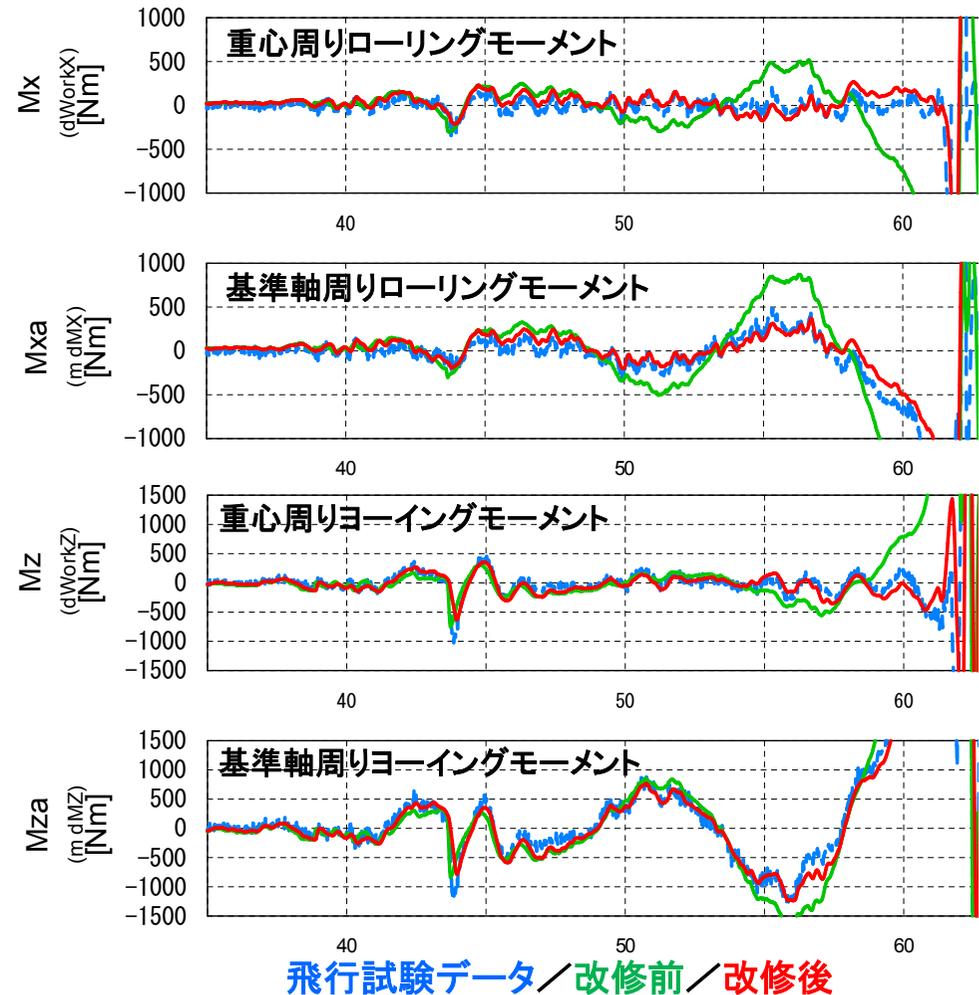
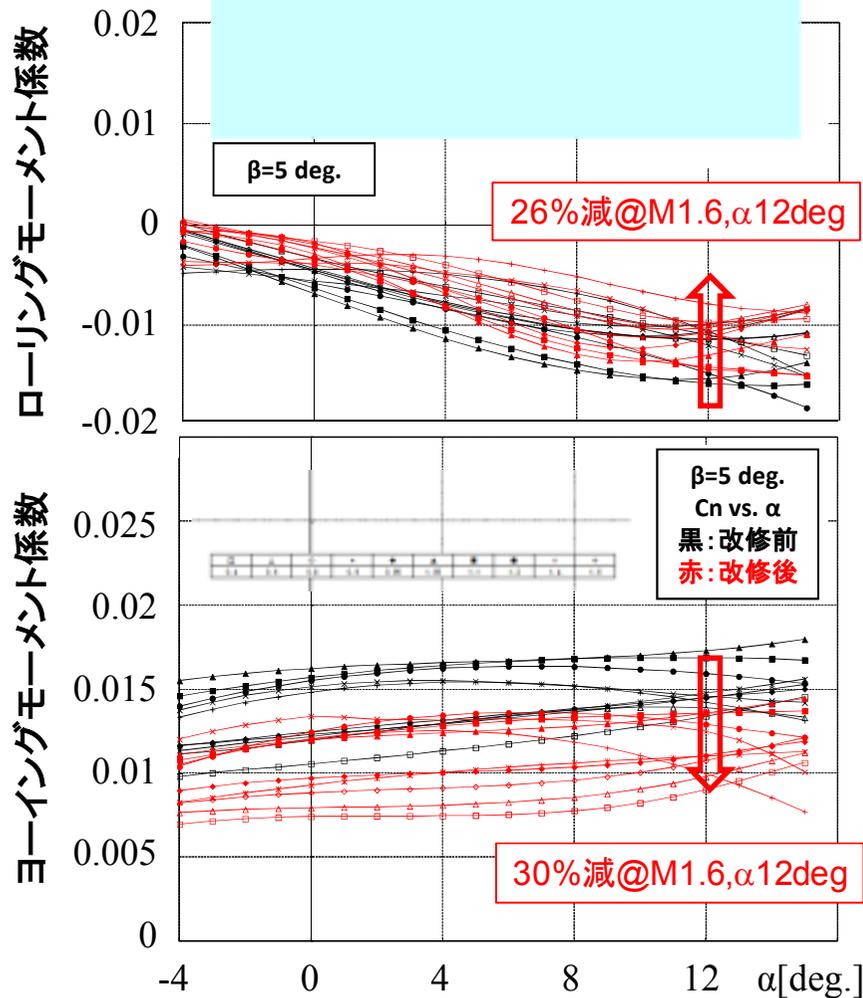


実機形状(模型支持無し)

参考資料6. 空力モデルの改修結果の妥当性(2/2)

○空力モデル(ノミナル)の改修効果(左図)と飛行試験データとの比較(右図)

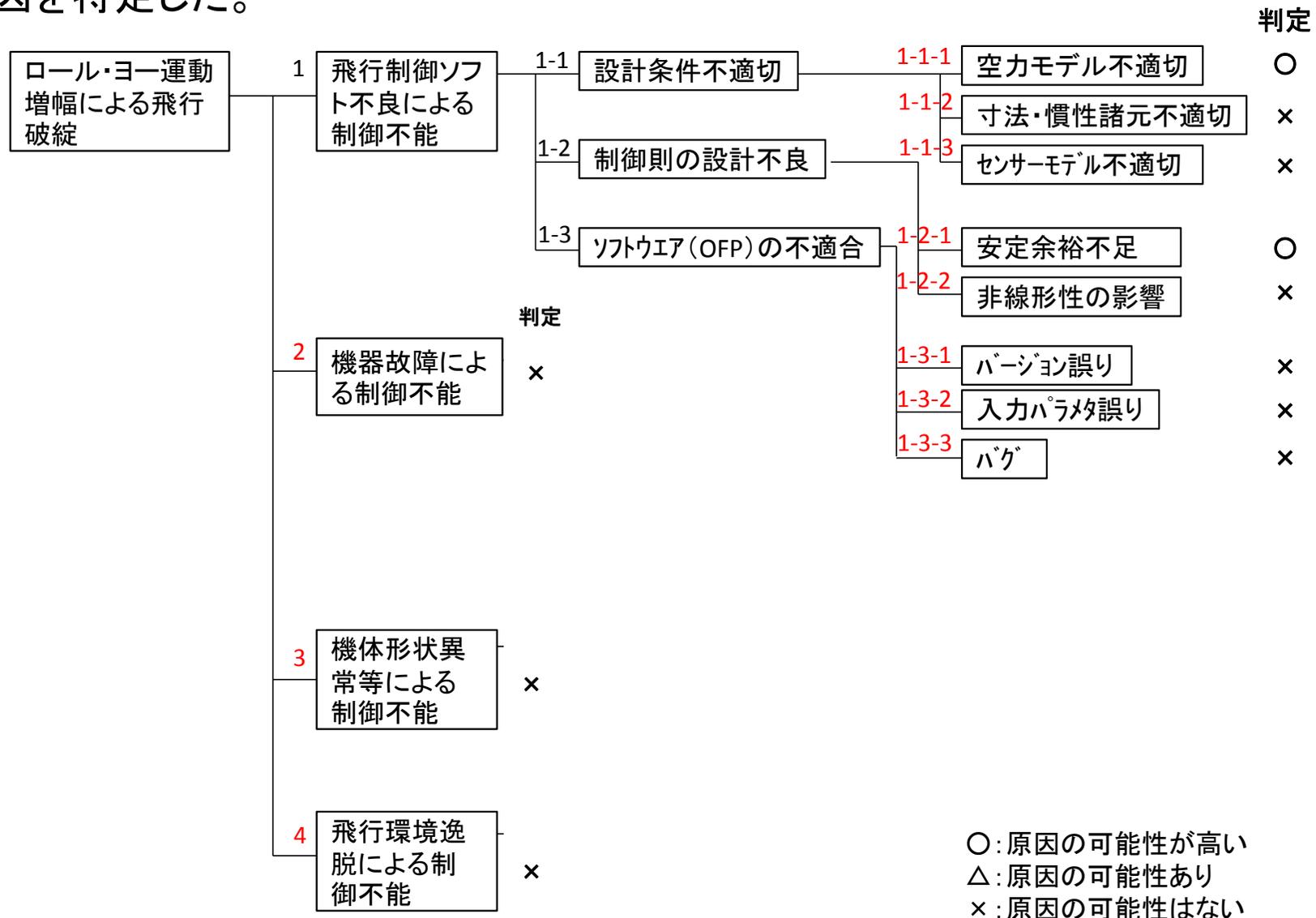
ロール、ヨー基本特性: 過大評価分を修正



重心及び基準軸周りのローリング/ヨーイングモーメントの良好な一致を確認(青線と赤線)

参考資料7. FTA各要因の判定結果概要(1/2)

○外部有識者委員会での議論を通して、FTAの整理を進めた結果、以下の通りを原因を特定した。



参考資料7. FTA各要因の判定結果概要(2/2)

No.	要因	判定	検討結果
1-1-2	寸法・慣性諸元不適切	×	寸法、形状、重心位置は飛行前に計測し正常を確認済み。慣性モーメント、慣性乗積については、CAD上で誤差量を含め再確認した結果、問題は認められなかった。
1-1-3	センサーモデル不適切	×	ADSから算出するマッハ数の誤差を再検討したが、影響は小さく、飛行異常の原因とはならないことを確認した。またADS(エアデータセンサ)、EGI(GPS管制航法装置)、Az(垂直尾翼方向機体加速度)センサの設計モデルについても問題ないことを確認した。
1-2-2	非線形性の影響	×	非線形6自由度シミュレーション(モンテカルロシミュレーション)で、飛行の成立性を確認済み。
1-3-1	バージョン誤り	×	飛行前点検で正しいバージョンの搭載プログラムが動作していることを確認済み。
1-3-2	入力パラメータ誤り	×	飛行前点検で、正しいパラメータファイルが入力されていることを確認済み。
1-3-3	バグ	×	テレメータで取得した誘導制御データには問題が無いことを確認済み。
2	機器故障による制御不能	×	FLCC、ADS、EGI、アクチュエータ、バッテリー等について、テレメータデータを元に正常に動作したことを確認した。
3	機体形状不良等による制御不能	×	飛行試験直前の形状計測及び、回収した機体の状態を確認し、機体形状不良はなかったことを確認した。
4	飛行環境逸脱による制御不能	×	飛行試験時の風、気温、気圧データ及びテレメータデータを確認し、飛行環境を逸脱していないことを確認した。