



第8回 EFD/CFD 融合ワークショップ



平成 28 年 2 月 9 日(火)
@秋葉原コンベンションホール

超音速実験機D-SEND#2開発における EFD/CFD活用と融合技術への期待



牧野好和

宇宙航空研究開発機構
航空技術部門 D-SENDプロジェクトチーム



発表概要



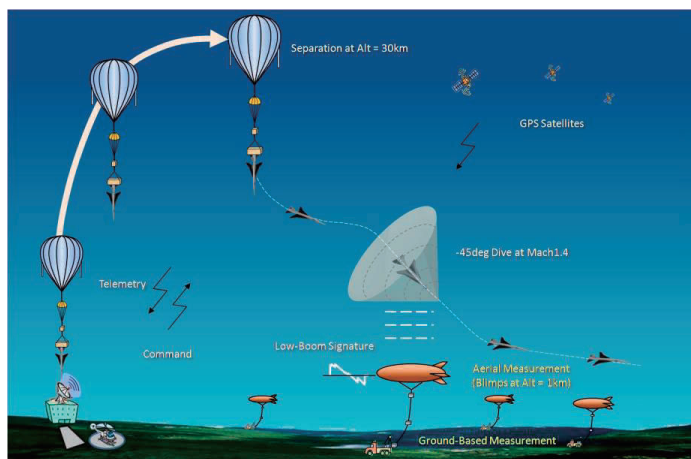
JAXA航空技術部門では、将来航空輸送のブレークスルーとしての超音速旅客機の実現を目指して「静かな超音速旅客機」の実現に必要な鍵技術であるソニックブーム低減設計技術の獲得を目的としたD-SENDプロジェクトを推進しており、2013年8月に無推力実験機D-SEND#2の第1回飛行試験を、2015年7月に第2回飛行試験を実施したが、第1回飛行試験では飛行途中で空力特性モデルと誘導制御プログラムの不整合により飛行不良を引起し、第2回飛行試験では成功裏に飛行するも飛行後詳細解析において、実機の空力特性がモデルとは異なっていた可能性が示唆されている。

本講演では、CFD解析と風洞試験を組み合わせで構築したD-SEND#2の空力特性モデルの何が問題であったのかについて紹介し、将来的なデータ融合技術の活用への期待を述べる。

D-SEND#2飛行試験概要



低ブーム設計された3次元機体形状モデルを高度30kmから落下させて自律飛行により計測地点まで誘導し、発生するソニックブームの計測により、低ブームコンセプトの有効性を確認する。試験機は推進システムを持たず、差動式のスタビレータによるエレベータ／エルロン操舵とラダーによる操舵を行う試験機であり、燃料タンクや降着装置、パラシュート等の回収装置も持たないため飛行中に重心移動が生ずることもない。また、離着陸を行うこともないので、主翼にフラップもなくスピードブレーキも装備していない。



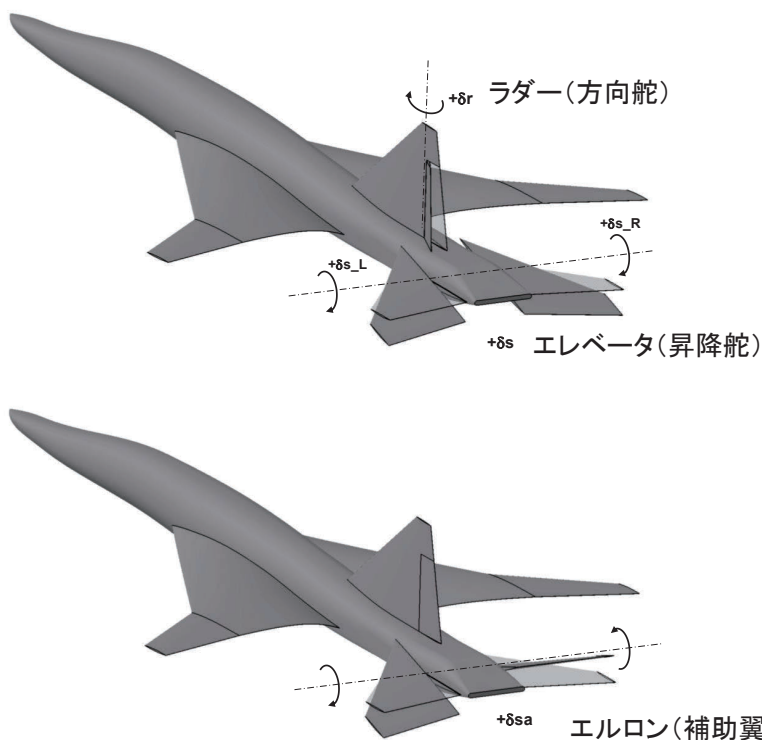
D-SEND#2 Drop Test Image

S3CM(S-cube Concept Model)

- W=1000kg
- LxDia.xSpan=7.7m×0.48m×3.5m
- $C_L=0.12$ (M=1.3, H=8km)
- Swing=4.92m²
- EGI(INS+GPS)



D-SEND#2舵角定義





D-SEND#2空力特性モデル定義



7 空力係数適用範囲

各空力データテーブルは、飛行マッハ数 (M)、迎角 (α)、横滑り角 (β)、スタビレータエレベータ操舵舵角 (δs)、スタビレータエルロン操舵舵角 (δsa)、ラダー舵角 (δr)、動圧から構成される。各空力データの適用範囲は下記の通り。

$<M>$

$M=0.0\sim 1.7$

$<\alpha>$

$\alpha=-10^\circ \sim +15^\circ$

$<\beta>$

$\beta=-10^\circ \sim +10^\circ$

$<\delta s, \delta sa, \delta r>$

$\delta s=-20^\circ \sim +20^\circ$

$\delta sa=-20^\circ \sim +20^\circ$

$\delta r=-20^\circ \sim +20^\circ$

$<\text{動圧}>$

動圧=0kPa~80kPa

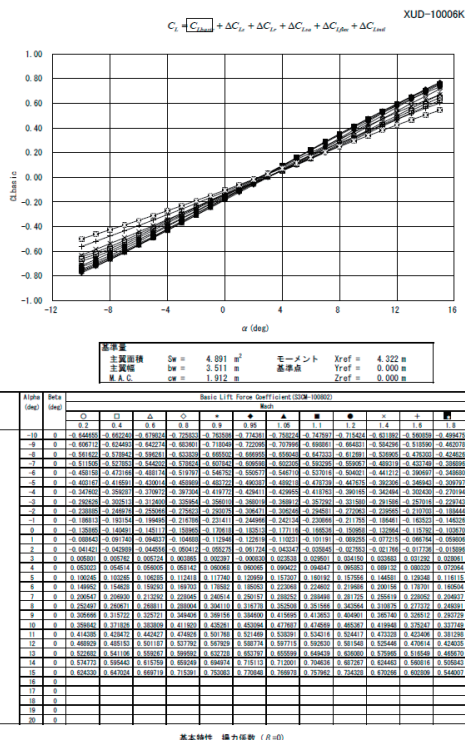
$<\text{垂直方向加速度}>$

$A_z=-44.13\sim +44.13\text{m/s}^2$

項目	空力係数	定義
基本特性	$C_{x\text{basic}}$	【任意の M, α, β 】 基本的空力特性 $x=L, m, Y, n, l$
		【任意の M, α, β 】 $C_{x\text{basic}} = C_{Dp} + C_{Dfric} + C_{Dmisc}$
スタビレータ： エレベータ操舵特性	ΔC_{xs}	【任意の M, α, β 】 $\Delta C_{xs} = (C_x) \delta s - (C_x) \delta s=0$ $x=L, D, m, Y, n, l$
ラダー操舵特性	ΔC_{xr}	【任意の M, α, β 】 $\Delta C_{xr} = (C_x) \delta r - (C_x) \delta r=0$ $x=L, D, m, Y, n, l$
スタビレータ： エルロン操舵特性	ΔC_{xsa}	【任意の $M, \alpha, \beta, \delta s$ 】 $\Delta C_{xsa} = (C_x) \delta sa - (C_x) \delta sa=0, \delta s$ $x=L, D, m, Y, n, l$
空力弾性効果	$\Delta C_{x\text{flex}}$	【任意の $M, \alpha, \text{動圧}$ 】 $\Delta C_{x\text{flex}} = (C_x) \text{flex} - (C_x) \text{basic}$ $x=L, D, m$
慣性力変形効果	$\Delta C_{x\text{intl}}$	【任意の $M, \alpha, \text{垂直方向加速度 } A_z$ 】 $\Delta C_{x\text{intl}} = (C_x) \text{intl} - (C_x) \text{basic}$ $x=L, D, m$
スタビレータ・ヒンジモーメント	C_{hs}	【任意の $M, \alpha, \beta, \delta s$ 】 右舷で定義
ラダー・ヒンジモーメント	C_{hr}	【任意の $M, \alpha, \beta, \delta r$ 】



空力特性モデル定義



各分力を構成する項それぞれに対して
12Mach \times 26 α (312点) のテーブルを作成。

CL: 146シート
CD: 148シート
Cm: 146シート

CY: 120シート
Cn: 124シート
Cl: 124シート

計800シート⇒25万点(～1万ポラー)

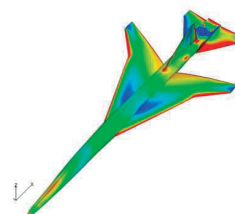


D-SEND#2空力特性モデル構築



機体開発で必要となる空力特性モデルは、機体開発フェーズに合わせて詳細化した。

基本設計フェーズ		
項目	設定方法概要	
基本特性	縦特性はTAS NS解析の結果に基づき推算 横・方向特性はTranair※の結果に基づき推算 下記補正項を定義 ・表面摩擦抵抗補正（レイノルズ数効果） ・雑抵抗補正（突起物、ギャップ等） ※Boeing社開発の市販フルポテンシャル流体解析コード	
操舵特性	スタビレータ	Tranairの結果に基づき推算
	ラダー	Tranairの結果に基づき推算



詳細設計フェーズ		
項目	設定方法概要	
基本特性	縦特性はTAS NS解析の結果に基づき推算 横・方向特性は 全機風洞試験（遷音速、超音速） の結果に基づき推算 下記補正項を定義 ・表面摩擦抵抗補正（レイノルズ数効果） ・雑抵抗補正（突起物、ギャップ等）	
操舵特性	スタビレータ	全機風洞試験（遷音速、超音速） の結果に基づき推算
	ラダー	全機風洞試験（遷音速、超音速） の結果に基づき推算



全機超音速風洞試験



JAXA 1m×1m超音速風洞

単位レイノルズ数: 約23, 25million ($M=1.4, 1.6$)

模型変角: スイープモード(変角速度を毎秒 2°)

データ取得時間: 約20秒 ($\beta=0^\circ$ α スイープ)、約40秒 ($\beta=5^\circ$ α スイープ)

通風間隔: 15~20分(模型形態変更、シーケンス変更を除く)

模型支持: ストラット式スティングポッド

横特性取得: ピッチ角(θ)とロール角(ϕ)の組み合わせ

β 一定でのスイープモード計測が可能→効率的なデータ取得ができる。

通風日数: 6日

ブロー数: 約80

(約13ブロー/日)

形態数: 14形態

80ポラー(×6分力)



空力D/P: 25万点(～1万ポラー)



$\beta=5^\circ$ 一定での α スイープ



全機遷音速風洞試験



JAXA 2m×2m遷音速風洞

使用カート: 第4カート

風洞総圧: $P_0=80\text{kPa}$

単位レイノルズ数: 約3.2~10.5million ($M=0.2\sim1.4$)

模型変角: ピッチ & ポーズ

データ取得時間: 約10分 (迎角 $\alpha=-10^\circ \sim 20^\circ$, 2° 刻み)

模型支持: ストラット式スティングポッド

横特性取得: ピッチ角 (θ) とロール角 (ϕ) の組み合わせ

通風日数: 9日

Run数: 19Run

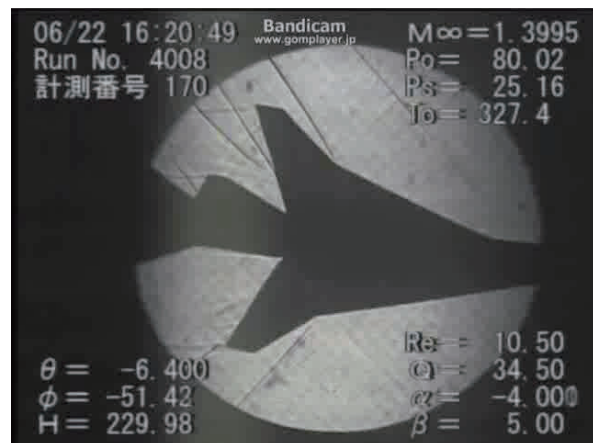
(26point × 10Mach/Run)

形態数: 13形態

約5000点 (×6分力) のデータ



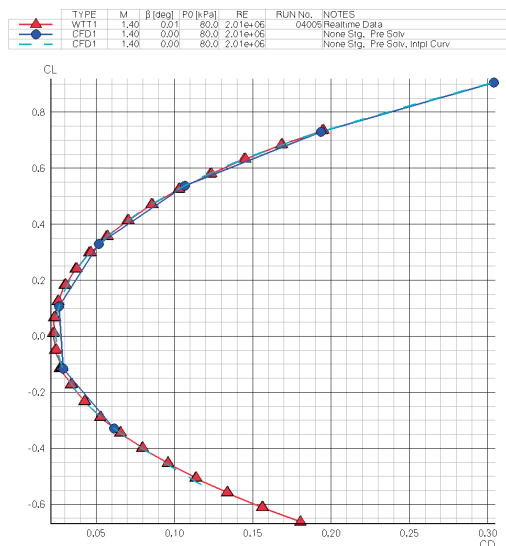
空力D/P: 25万点 (～1万ポラー)



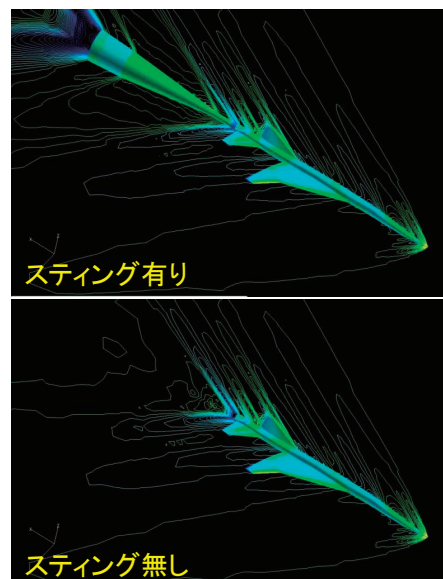
ハイブリッド風洞適用



D-SEND#2全機遷音速風洞試験にはハイブリッド風洞を適用した。通風中に取得データ(温度補正前)をリアルタイムにモニタリングでき、事前に実施したCFD解析結果との比較も可能。事前のCFD解析では模型支持スティング有無の解析を行い縦特性への影響を評価した。



ハイブリッド風洞リアルタイムデータモニタリング



Hexagrid/FaSTAR解析結果例

D-SEND#2 第1回飛行試験



2013年8月16日 D-SEND#2第1回飛行試験実施



整備中のD-SEND#2供試体

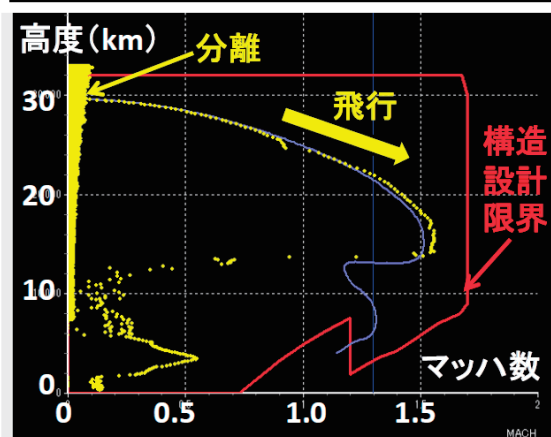
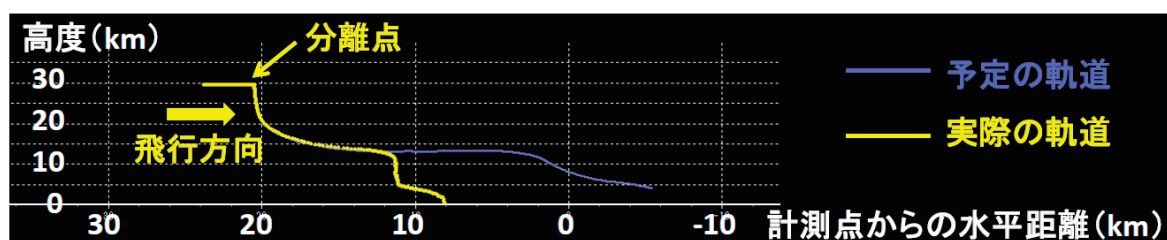


D-SEND#2供試体(懸吊時)

D-SEND#2 第1回飛行試験

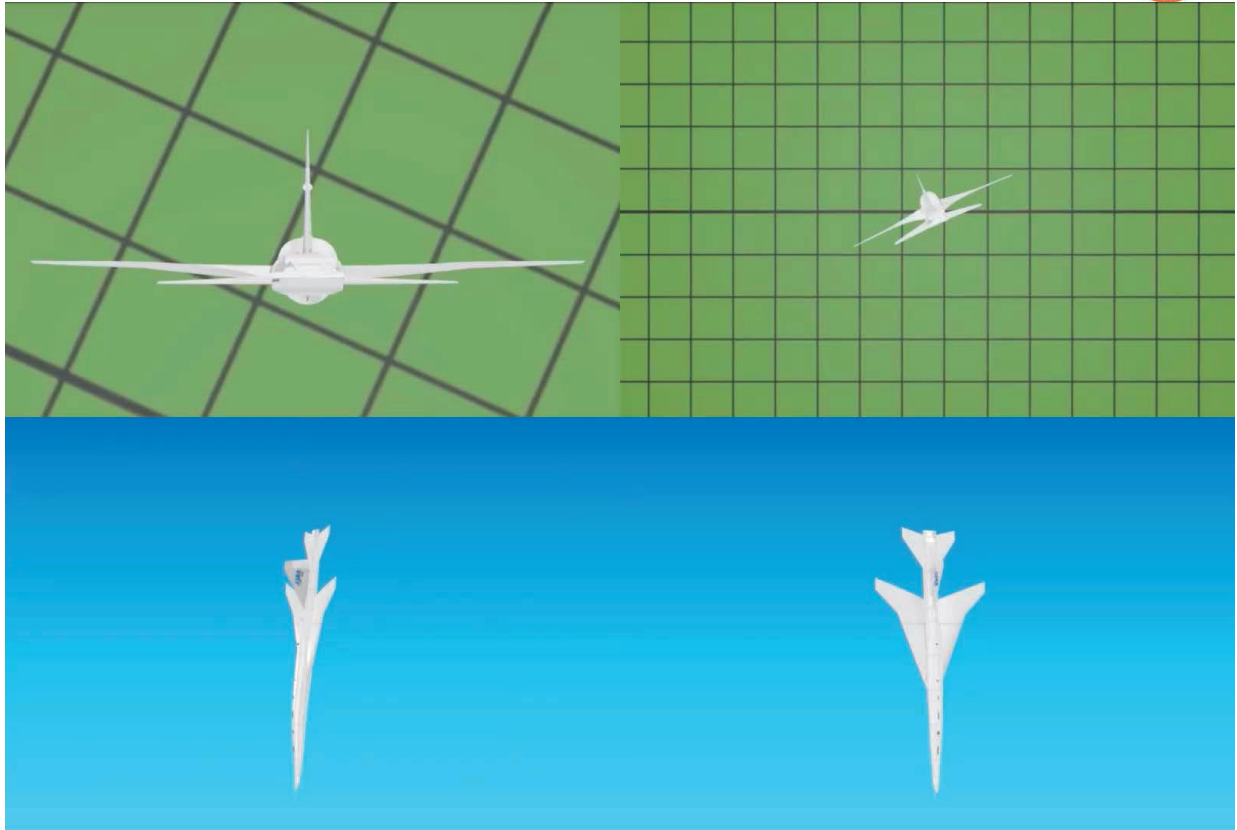


飛行データ

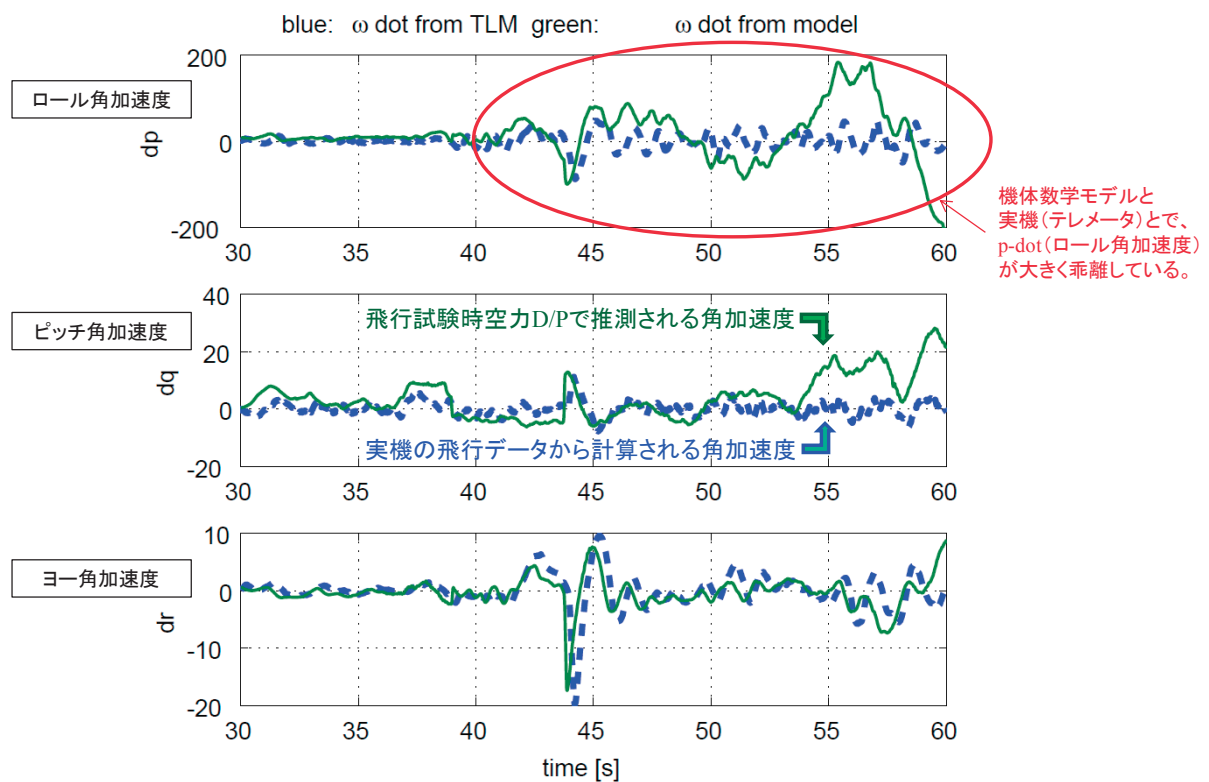




第1回飛行試験再現アニメーション



飛行試験時空力データパッケージの問題点



原因究明(故障の木解析)

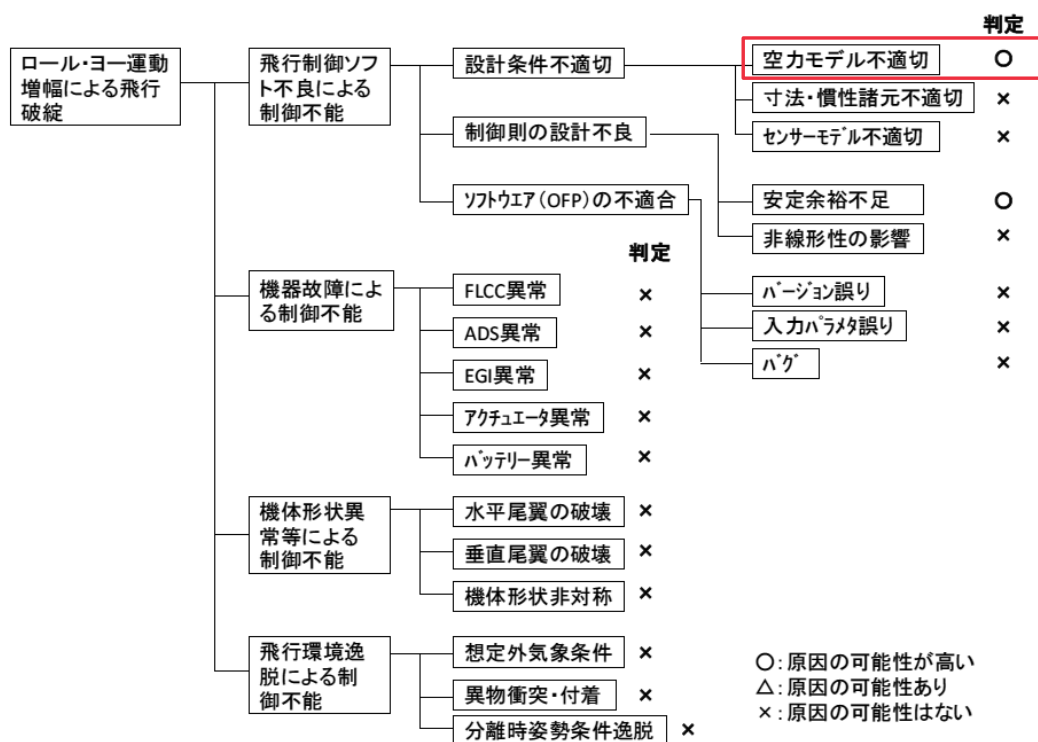


図 2. 1-1 飛行異常の FTA

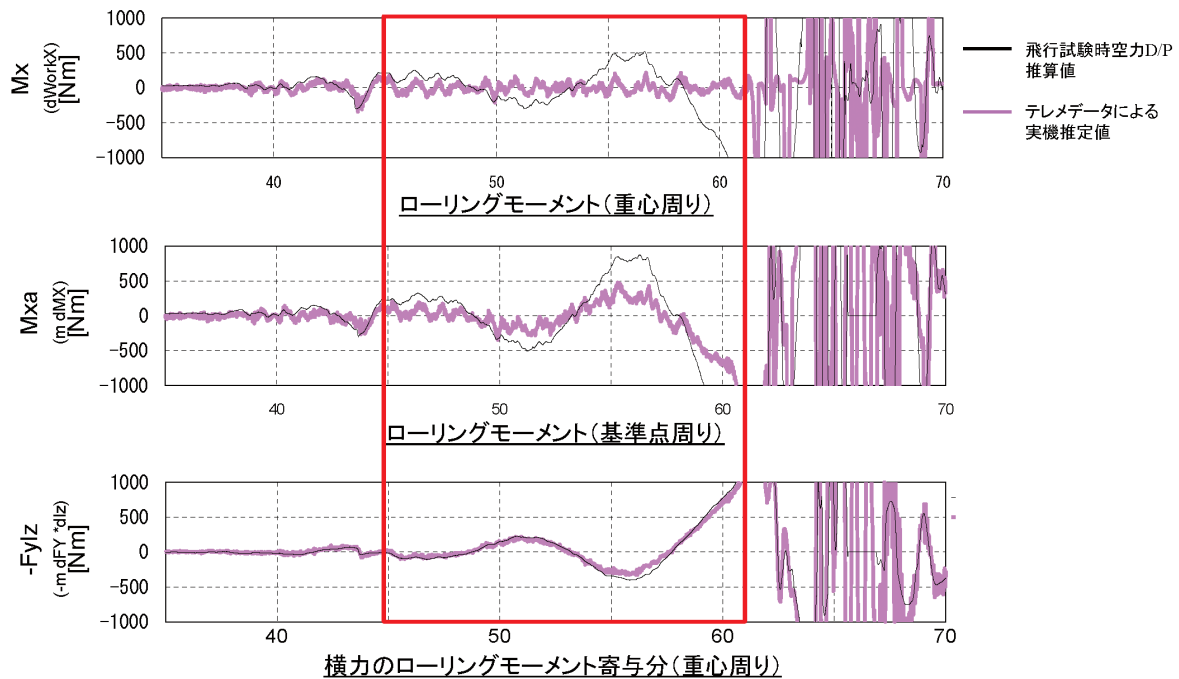
原因究明(故障の木解析)



No.	要因	判定	検討結果	エビデンス
0	ロール・ヨー運動増幅による飛行破綻	—	—	
1	飛行制御ソフト不良による制御不能	—	—	
1-1	設計条件不適切	—	—	
1-1-1	空力モデル不適切	○	<ul style="list-style-type: none"> 飛行データを評価した結果、搭載プログラムが操舵指令を決定するために算出しているロール角加速度の推定値が、ロール角速度の変化率と整合していなかった。ロール角加速度の推定値は、空力モデルを使って算出されており、空力モデルと実機のローリング特性の差異により、ロール制御が適切に行われなかった可能性がある（3.1 項参照）。 空力モデルの妥当性について、風洞試験と CFD 解析により、検証を実施した結果、機基本特性の過大評価が判明した。 他機例と比べて誤差を過小評価していた。 	XUD-13004 「D#2 飛行異常原因究明調査中間報告書」図 3. 1-2 DST-SY13-027A 「D-SEND#2 空力モデル横基本特性検証」 DST-SY13-028A 「D-SEND#2 空力モデルスタビ舵効き特性検証」 DST-SY13-029 「D-SEND#2 空力モデルラダー舵効き特性検証」 DST-SY13-082 「D-SEND#2 第 2 回飛行試験に向けた空力誤差モデル（案）」
1-1-2	寸法・慣性諸元不適切	×	<ul style="list-style-type: none"> 寸法、形状は、現地での検査で正常だったことが確認されている。 重心位置は国内で計測して、正常だったことを確認している。現地では国内と同じ状況と判断している。 慣性モーメント、慣性乗積については、CAD 上での積み上げ計算及び、誤差量を再確認した結果、問題はなかった。 	#1002 コンター計測記録記録（手順書：P-FT-23000） 航2品 13No3319 供試体-1002号機検査成績書 S3TD2K-3329 慣性乗積の符号確認結果



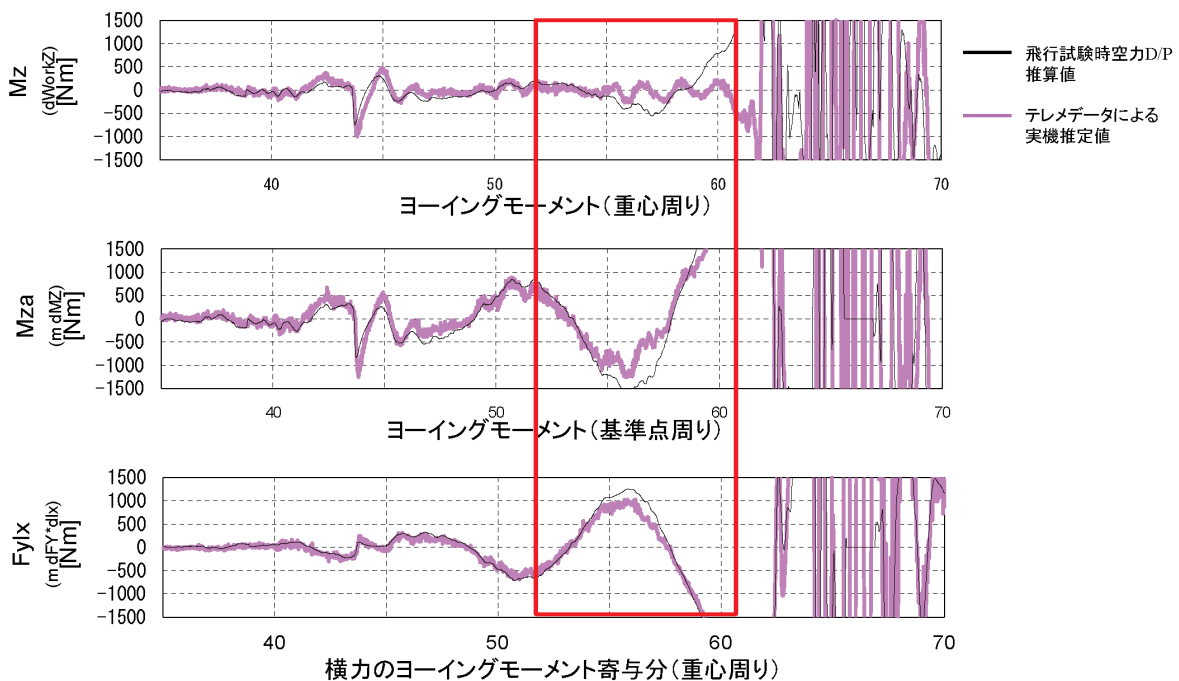
飛行試験時空力データパッケージの問題点



テレメータ(実機)ではCIとFYが打ち消し合っているが、飛行試験時空力D/P推算はCIが過大であり、重心周りのローリングモーメントがテレメータ推定値と合っていない。

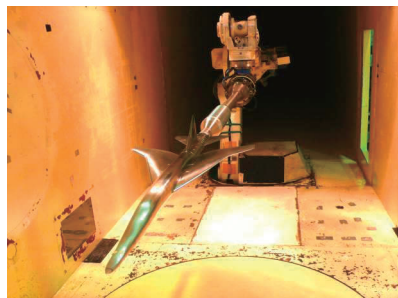


飛行試験時空力データパッケージの問題点

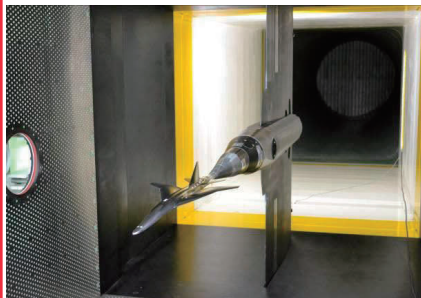


ローリングモーメントほど顕著ではないが、ヨーイングモーメントに関しても飛行試験時空力モデル推算とテレメータとの間に差異が見られる。

D-SEND#2全機風洞試験



JAXA 2mx2m低速風洞

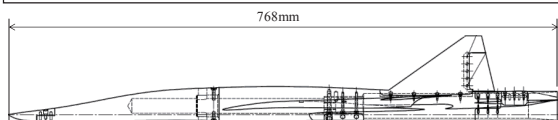


JAXA 2mx2m遷音速風洞

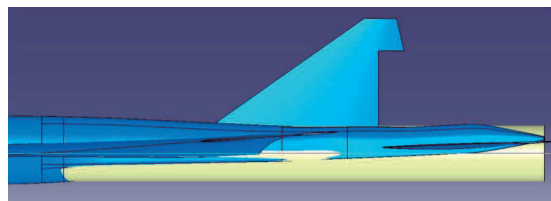


JAXA 1mx1m超音速風洞

D-SEND#2 (S3CM) 10%全機風試模型



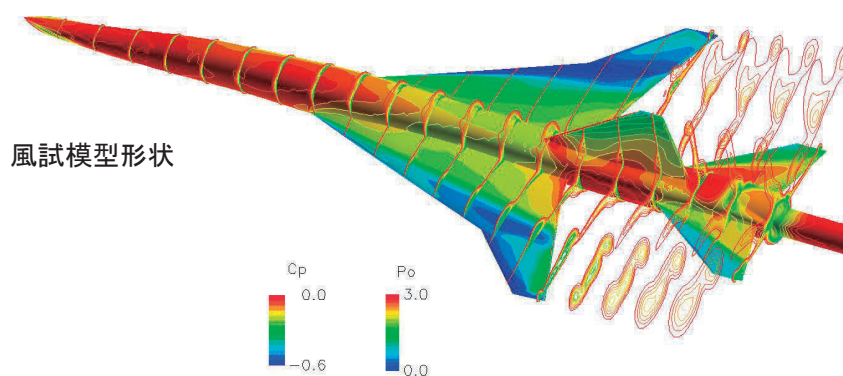
- ラダー舵角(0,10,20,30deg)
- スタビレータ舵角(0,±10, ±20, ±30deg)



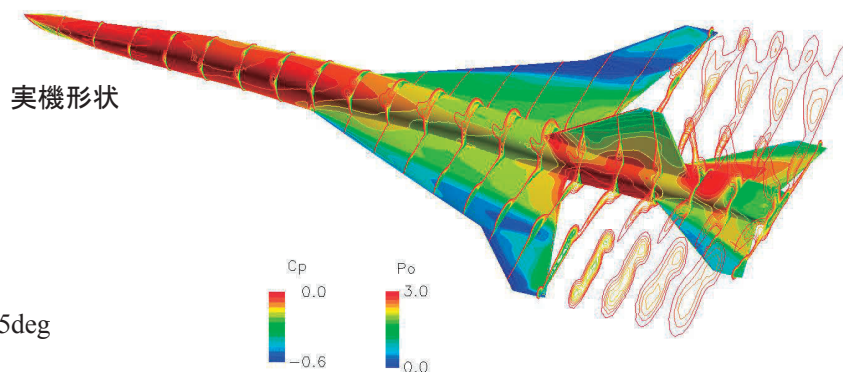
模型後胴部修正

風試模型形状の影響

風試模型形状



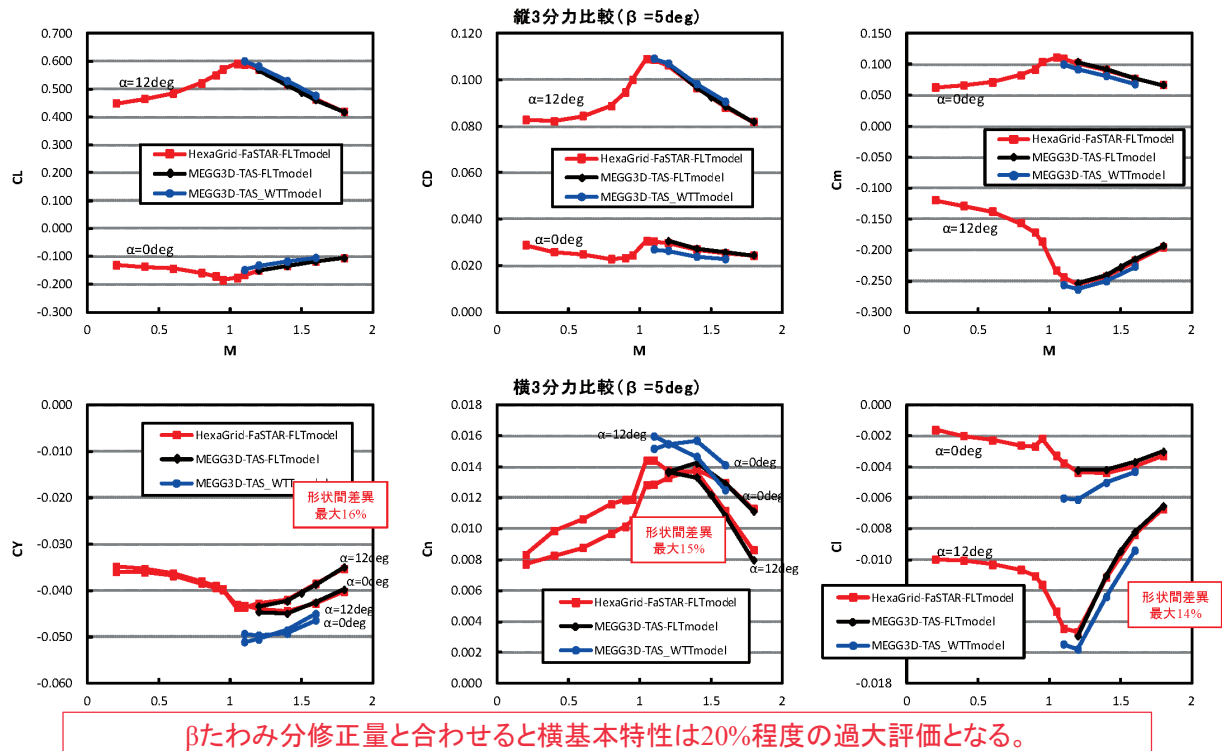
実機形状



基本形態
M=1.4, $\alpha=12\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$



風試模型形状の影響



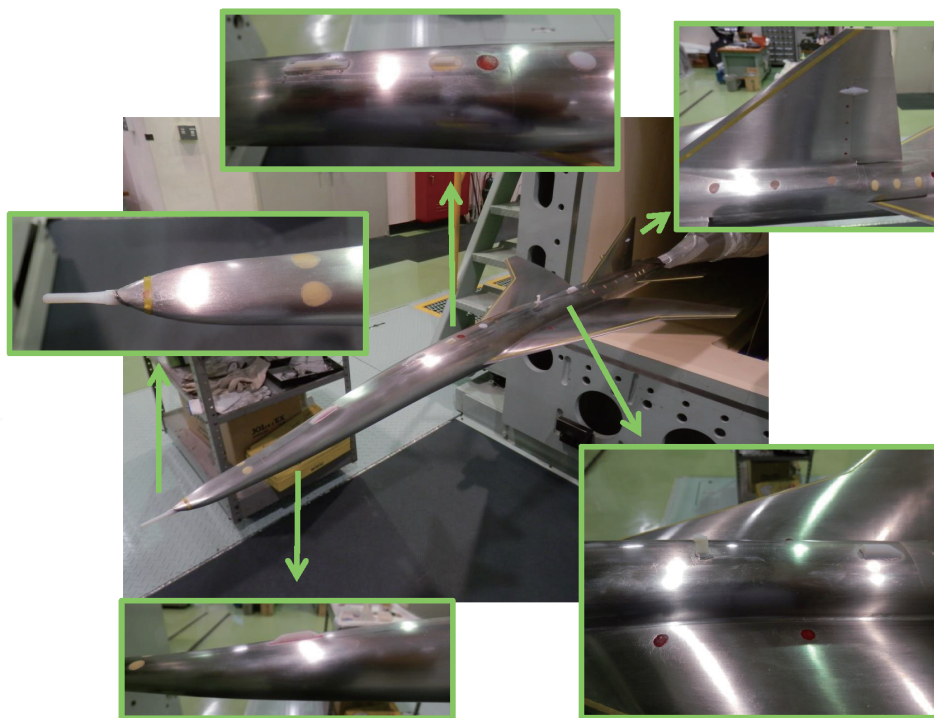
飛行試験時空力データパッケージの問題点



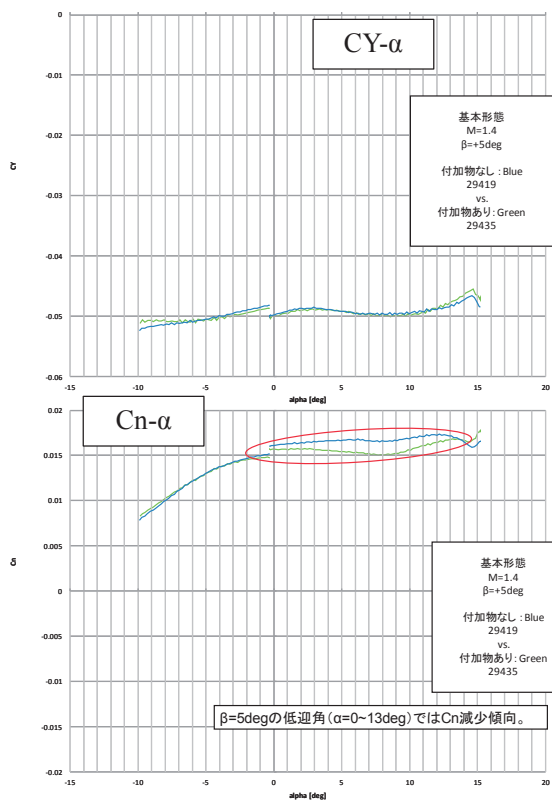
NS解析と比較したところ、ノミナル空力モデルの見誤りが判明。全機風洞試験において実機形状と風試模型形状との差異分を修正しなかったことが主たる原因である。

項目	空力係数	評価	備考
横3分力基本特性	Cybasic	問題となったM=1.2~1.6, $\alpha=12^\circ$ 付近で最大15%程度過大評価していた可能性	これらの差異は、横基本特性誤差の範囲に入っているが、誤差をバイアス（横滑り角 β によらず一定の誤差）として与えているため、CY, Cn, Clの勾配に関しては誤差範囲を逸脱している。
	Cnbasic	問題となったM=1.2~1.6, $\alpha=12^\circ$ 付近で最大30%程度過大評価していた可能性	
	Clbasic	問題となったM=1.2~1.6, $\alpha=12^\circ$ 付近で最大26%程度過大評価していた可能性	
エルロン操舵特性	ΔCY_{sa}	空力モデルは最大 $\Delta CY = +0.01/\delta sa = +10 \text{ deg}$ 程度のモデルであったが、CFDはほぼニュートラル	舵効き誤差推算における舵面ギャップ量の過小評価により、上記の差異は誤差範囲を逸脱している。
	ΔCn_{sa}	空力モデルは最大 $\Delta Cn = -0.01/\delta sa = +10 \text{ deg}$ 程度アドバースヨー特性であったが、CFDはほぼニュートラル	
	ΔCl_{sa}	問題となったM=1.2~1.6, $\alpha=12^\circ$ 付近で5%程度過大評価していた可能性	
ラダー操舵特性	ΔCyr	5%程度過小評価していた可能性。	舵効き誤差推算における舵面ギャップ量の過小評価により、上記の差異は誤差範囲を逸脱している。
	ΔCnr	3%程度過小評価していた可能性	
	ΔClr	絶対値は小さく空力モデルとCFDはほぼ同じ。	

項目	概要	単位
ピトー管	・数量：1 ・位置：胴体先端	mm
GPSアンテナ	・数量：1 ・位置：胴体上面	mm
I A I センサ	・数量：1 ・位置：胴体上面	mm
デレメータ・アンテナ	・数量：2 ・位置：胴体上面、胴体下面	mm
トランスポンダ・アンテナ	・数量：1 ・位置：胴体上面	mm
(備考)	トランスポンダ・アンテナ デレメータ・アンテナ GPSアンテナ T A T センサ ピトー管 デレメータ・アンテナ	
項目	概要	単位
空宙指令受信アンテナ	・数量：4 ・位置：胴体上面、胴体下面	mm
C C D カメラ	・数量：1 ・位置：胴体上面	mm
ラダーセンサ・パルス	・数量：1 ・位置：後部翼端	mm
アンテナ・カメラ・センサー・カメラ・センサー・カメラ・センサー	・数量：アンテナ・カメラ・センサー・カメラ・センサー・カメラ・センサー ・位置：後部翼端	mm
(備考)	空宙指令受信アンテナ C C D カメラ ラダーセンサ・パルス アンテナ・カメラ・センサー・カメラ・センサー・カメラ・センサー	

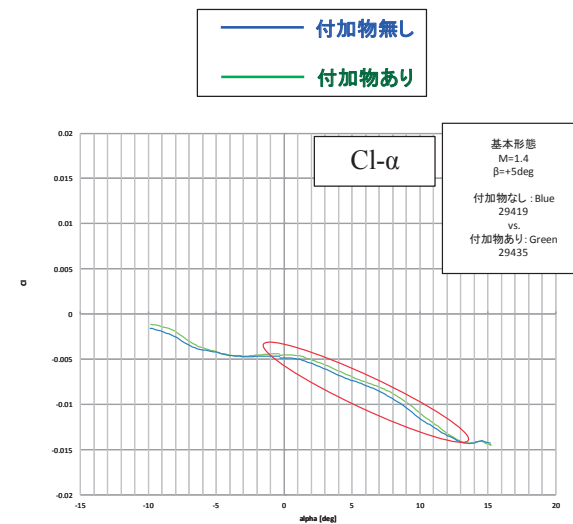


付加物(3Dプリンタ製作部品)



付加物の影響は主として横・方向基本特性に現れた。
(操舵形態でもほぼ同等の変化量と傾向が確認されている。)

→横・方向基本特性をM=1.4における付加物効果量で修正
(マッハ数の影響は無視するが、付加物効果をα方向に平均化することによりM=1.4におけるα方向依存が他のマッハ数に影響しない様にする。)



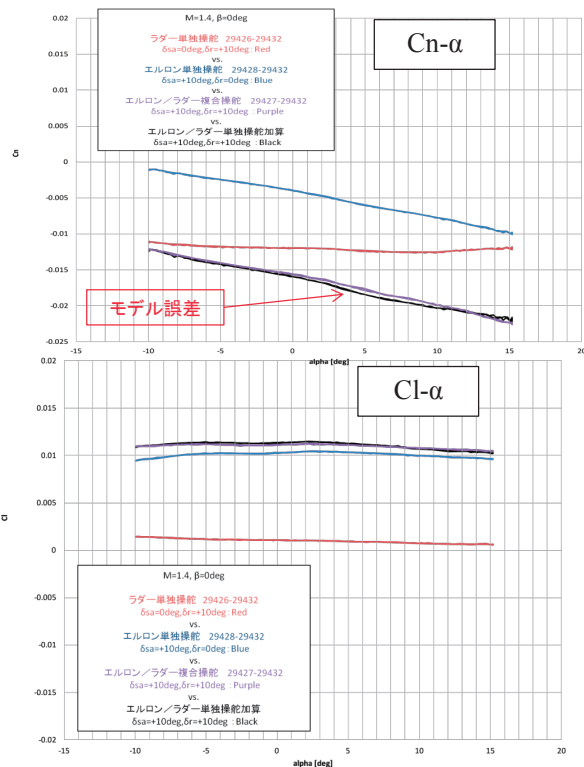
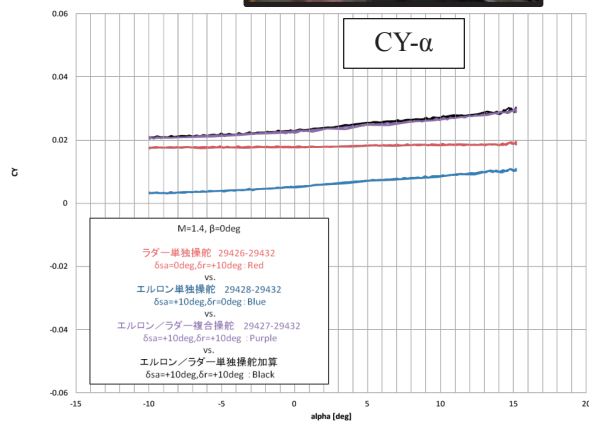
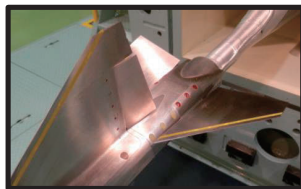
空力データパッケージの改修



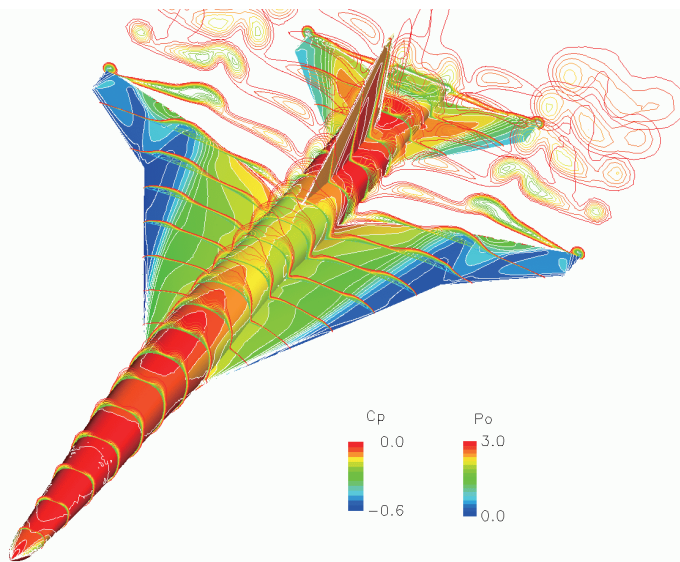
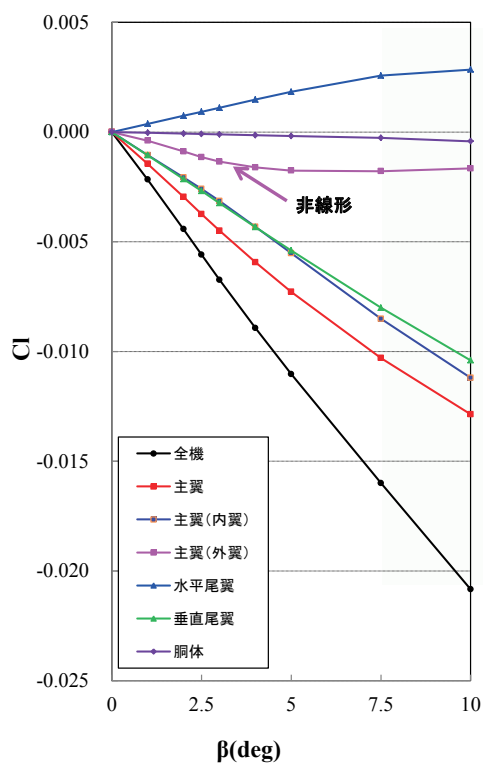
項 目		飛行試験時空力D/P設定方法	空力D/P改修方法
基本特性	縦特性	TAS NS解析(半載解析)により推算し、下記モデルを追加定義 ・表面摩擦抵抗モデル(濡れ面積推算、Re数補正) ・雑抵抗モデル(突起物、ギャップ等) 横滑り角に対する変化分は 全機風洞試験 (遷音速, 超音速)の結果から推算	
	横・方向特性	全機風洞試験 (遷音速, 超音速)の結果から推算	全機風洞試験 (遷音速, 超音速)及び対策超音速風洞試験結果から風試ベースモデルを構築(β 方向たわみ角反映、器差補正実施) FaSTAR及びTAS NS解析(両舷解析) の結果に基づき風試ベースモデルを修正 付加物(ビトー管、アンテナ、TAT、カメラ等)の影響を対策超音速風洞試験結果に基づき修正
操舵特性	縦特性	全機風洞試験 (遷音速, 超音速)の結果から推算	
	横・方向特性	全機風洞試験 (遷音速, 超音速)の結果から推算	全機風洞試験 (遷音速, 超音速)及び対策超音速風洞試験結果から風試ベースモデルを構築(β 方向たわみ角反映、器差補正実施) FaSTAR NS解析(両舷解析) の結果に基づき風試ベースモデルを修正
空力弾性効果		NASTRAN解析による弾性変形量の影響をCFD解析により推定(主翼+後胴+スタビ)	
慣性力変形効果		NASTRAN解析による慣性力変形量の影響をCFD解析により推定	
動安定特性		DATCOM法及び他機例データ	
ヒンジモーメント		ラダーはTranair解析、スタビレータはTAS解析の結果に基づき推算	

ノミナルモデル改修
エルロン・ラダー複合操舵効果

対策超音速風試においても、エルロン単独操舵とラダー単独操舵を実施し、それらの線形足し合わせとエルロン/ラダー複合操舵試験結果とを比較した結果、目立った複合操舵効果(干渉効果)は見られなかった。



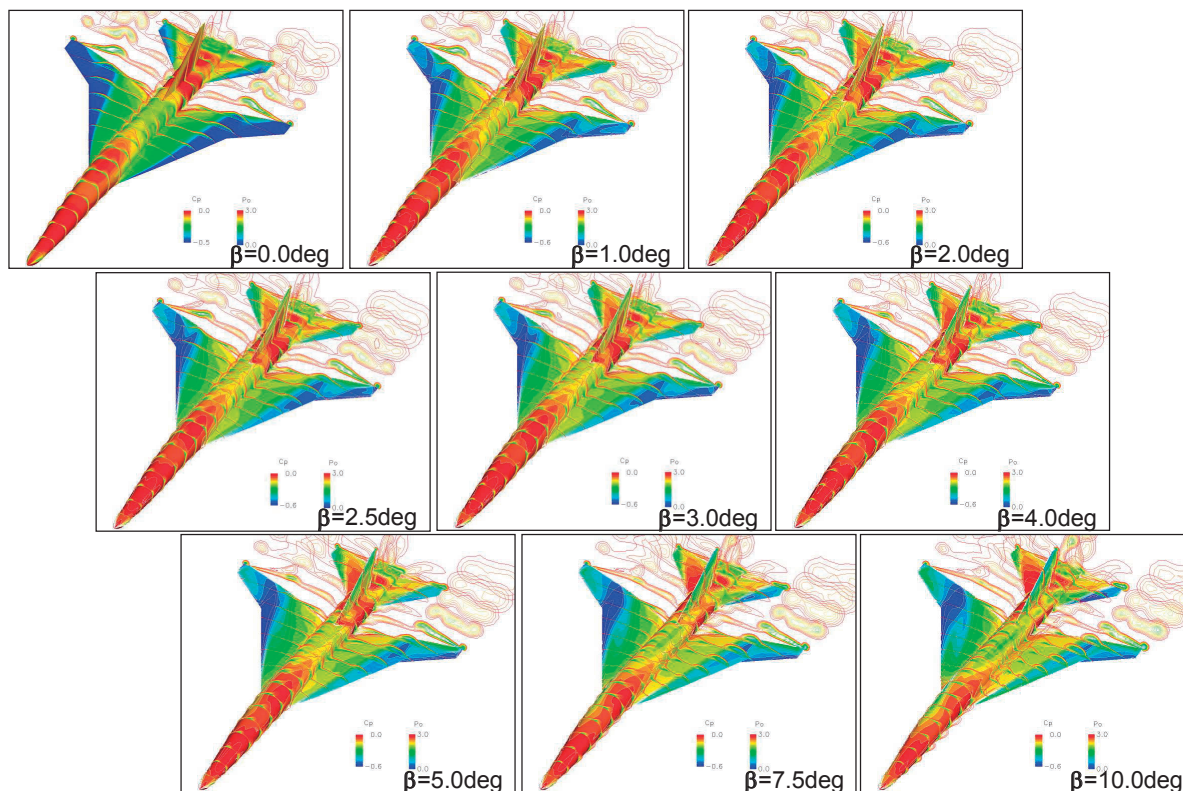
ノミナルモデル改修

流れ場検討:横滑り方向非線形性, $\alpha = 12\text{deg}$ 

風上側主翼外翼前縁超音速前縁化

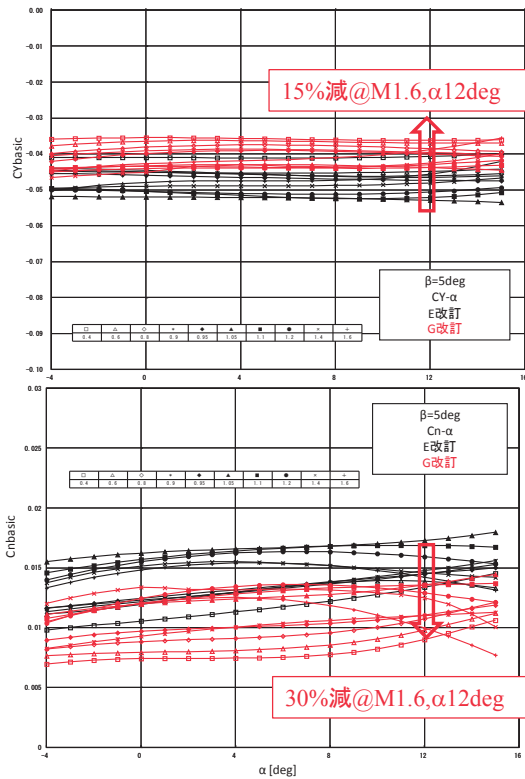
→前縁付着流→渦揚力低下

ノミナルモデル改修

流れ場検討:横滑り方向非線形性, $\alpha = 12\text{deg}$ 



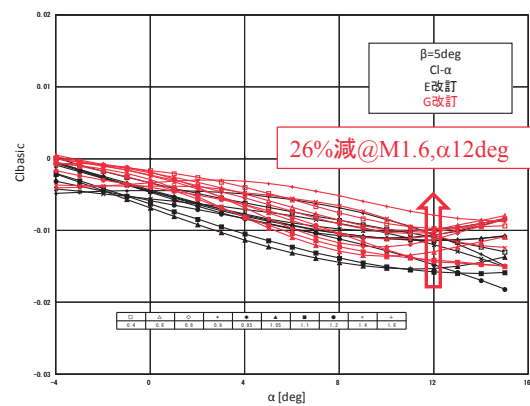
ノミナルモデル改修 飛行試験時空力D/Pとの比較



横・方向基本特性 (CY_{basic} , Cn_{basic} , Cl_{basic}) の
過大評価分を修正。

主原因(寄与率)

- ・模型後部形状 (6割)
- ・ β 方向たわみ分修正 (2割)
- ・付加物効果 (1割)
- ・補間次数 (Cl) (1割)



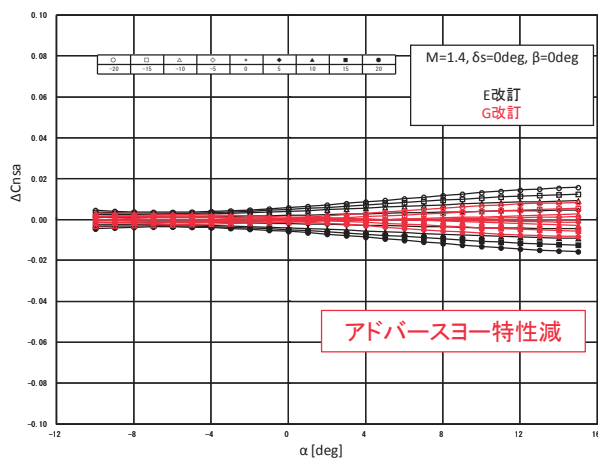
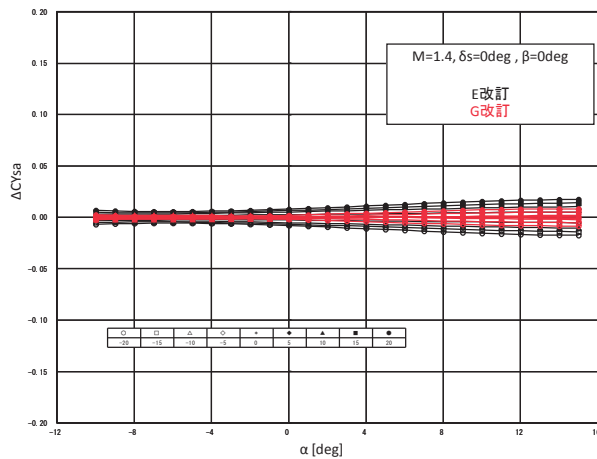
ノミナルモデル改修 飛行試験時空力D/Pとの比較



エルロン舵効き特性 (ΔCY_{sa} , ΔCn_{sa}) のアドバースヨー過大評価分を修正。

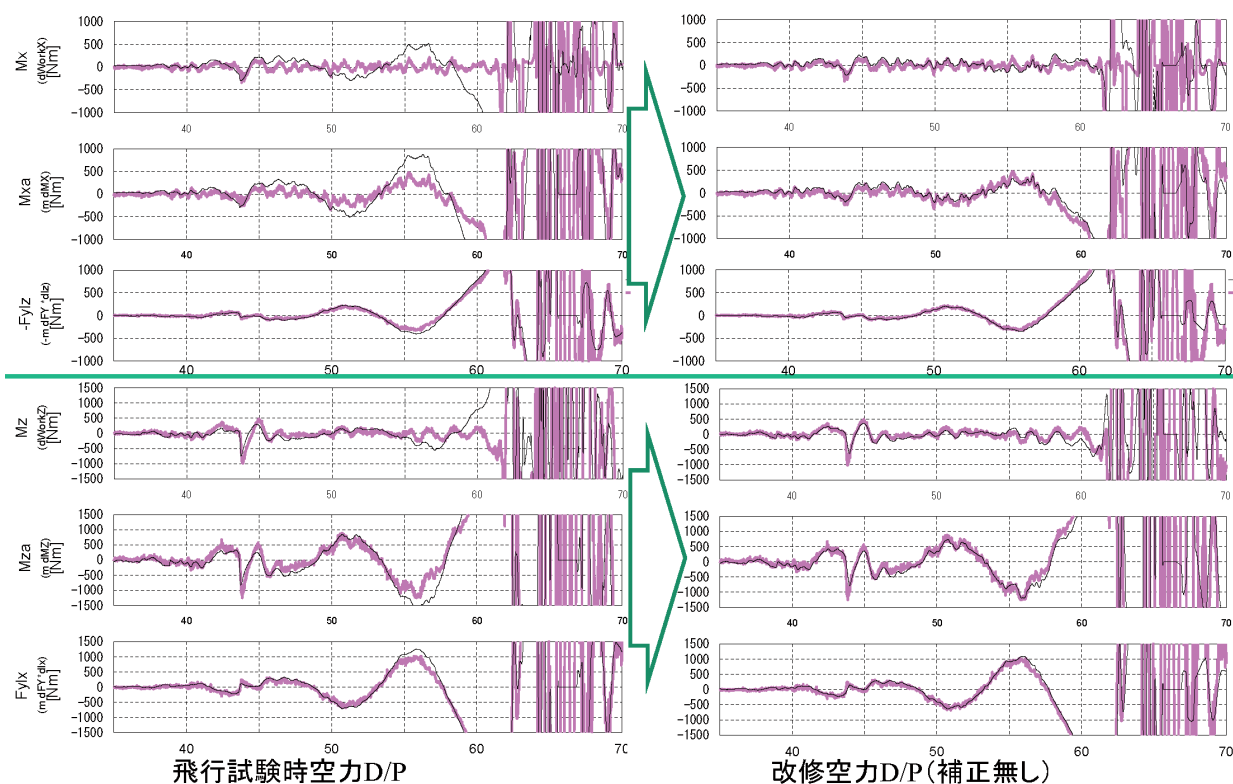
主要因

- ・エルロン／風試模型後胴部干渉効果

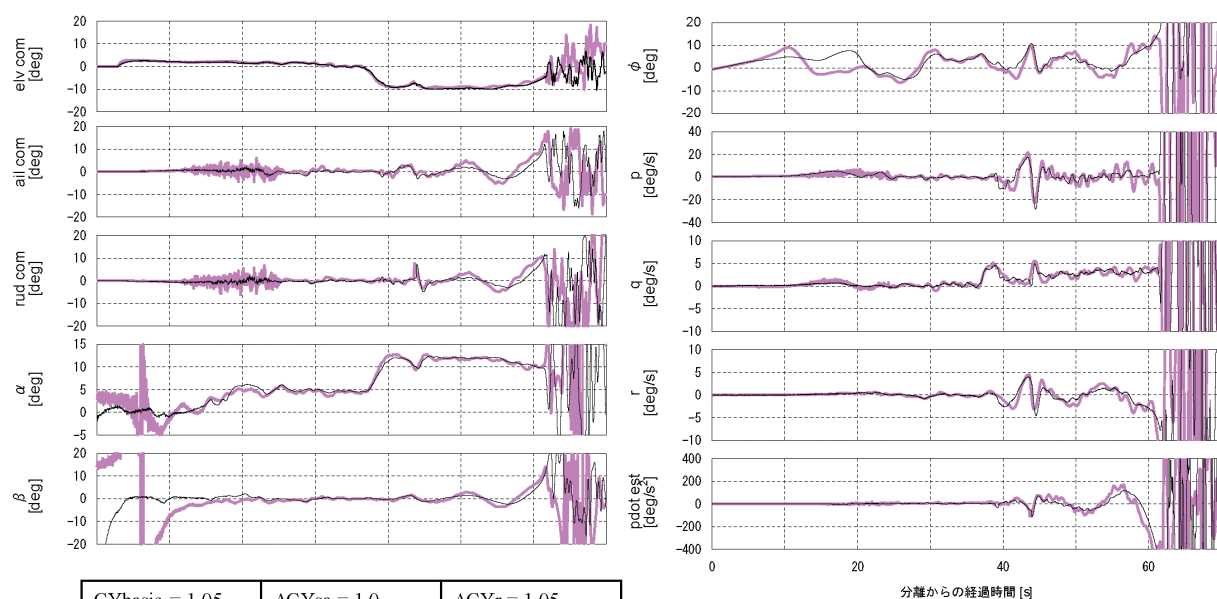




ノミナルモデル改修 飛行試験データとの比較検証



飛行再現シミュレーションによる検証



CYbasic = 1.05	$\Delta CY_{sa} = 1.0$	$\Delta CY_r = 1.05$
Cnbasic = 0.95	$\Delta Cn_{sa} = 1.0$	$\Delta Cn_r = 1.05$
Clbasic = 0.94	$\Delta Cl_{sa} = 1.06$	$\Delta Cl_r = 1.0$

改修空力D/P(補正あり)

空力モデルに5%程度の変化を与えることで飛行破綻が再現可能。



D-SEND#2 第2回飛行試験

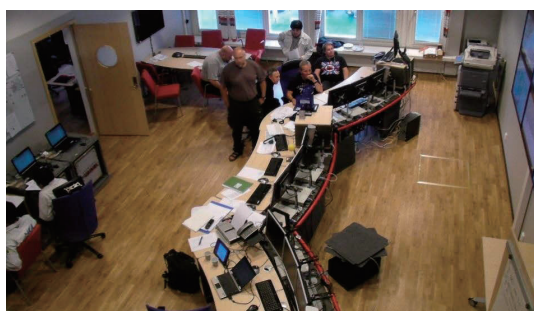


2015年7月24日 第2回飛行試験実施

Science Center



Operation Center



Heliport



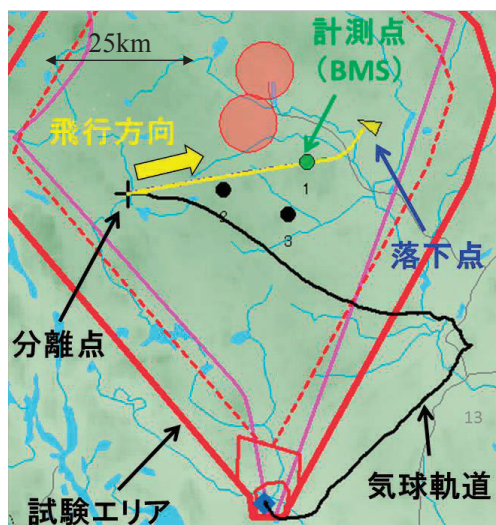
Dome (作業エリア)



JAXA
D-SEND#2飛行試験

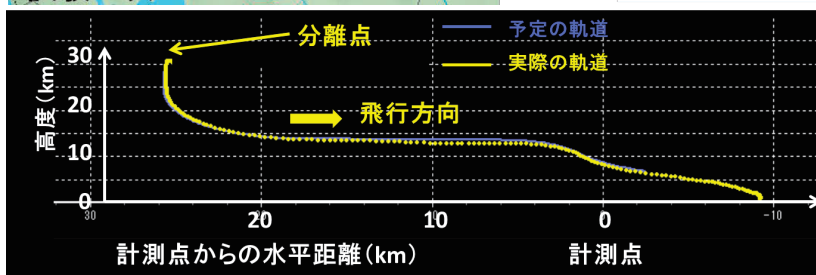
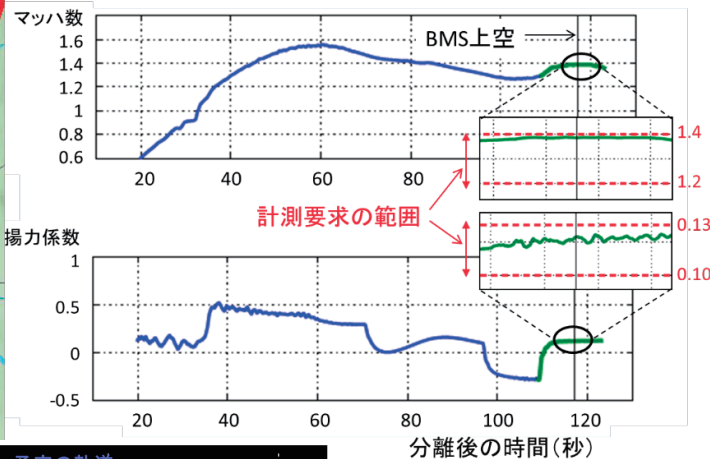


第2回飛行試験



D-SEND#2第2回落下試験

2015年7月24日@Swedenエスレンジ実験場



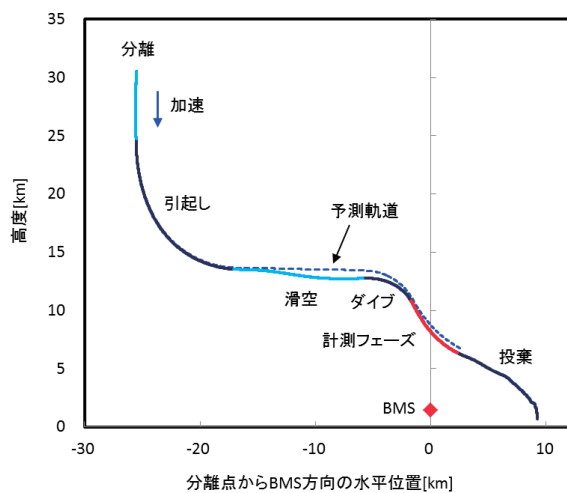
- 試験機はBMS上空を通過 (左上図)
- 飛行状態(マッハ数, 揚力係数)は計測要求の範囲内 (右上図)

第2回飛行試験

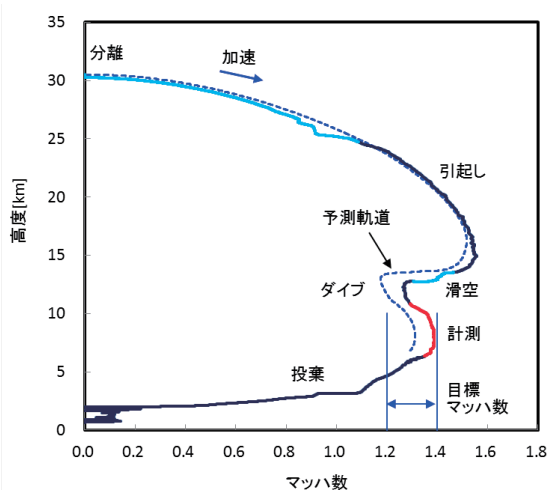


- マッハ数が予測より高かった。
→ 空力特性モデルがCDを過大評価していた。

縦断面



高度-マッハ数線図

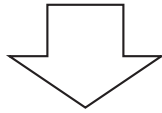


空力特性モデル評価結果

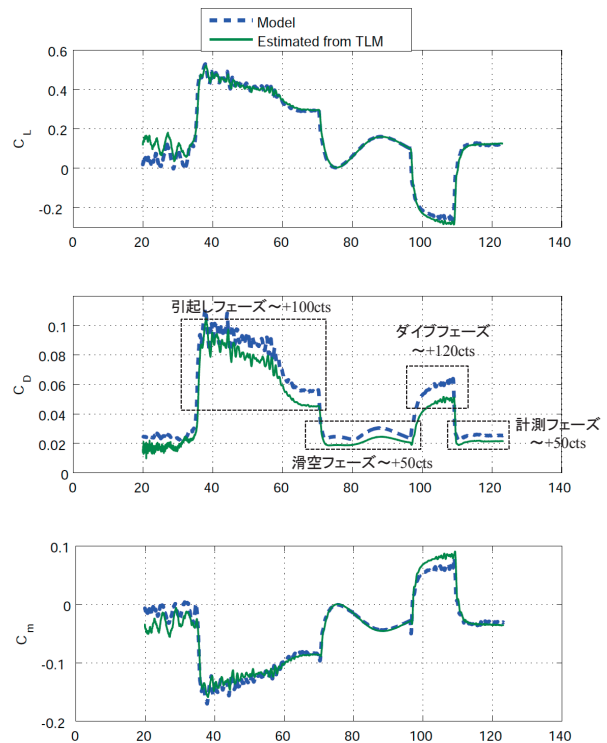


空気力推定結果(CD過大評価)

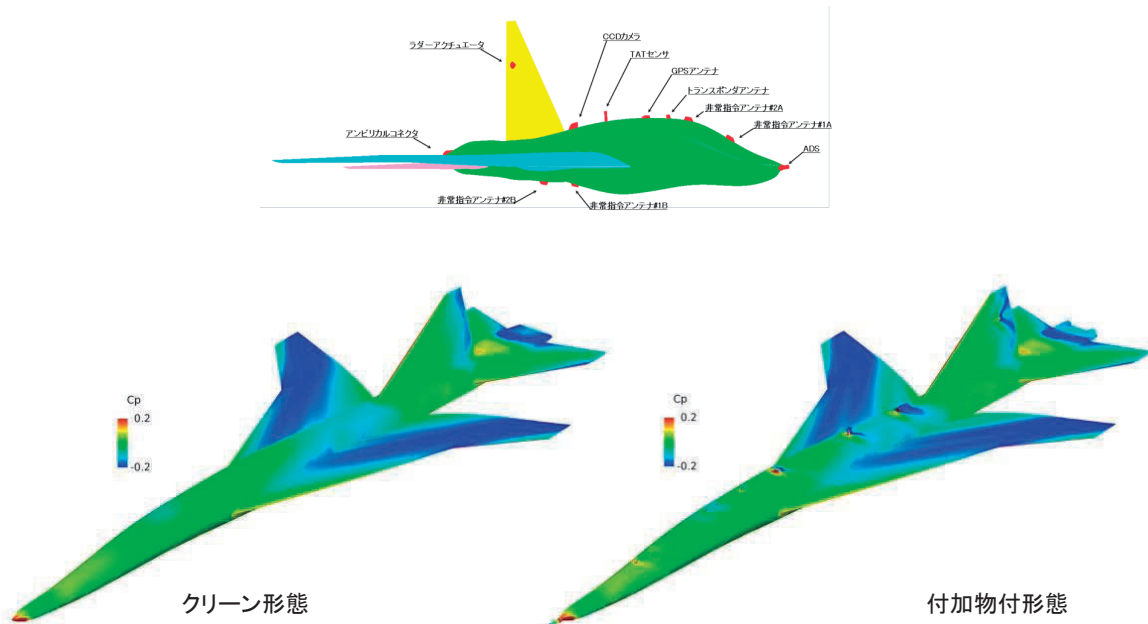
- 空力モデルは飛行推定空力係数に対して、ほぼ全てのフェーズにおいてCDが過大評価されている。滑空フェーズと計測フェーズにおいては平均的に50cts程度過大評価しており、引き上げフェーズ及びダイブフェーズではそれに付加してさらにそれぞれ50cts、70cts程度過大評価しているものと思われる。



- 飛行後CFD解析検証の結果、主として雑抵抗、エレベータ操舵効果、空力弾性効果においてCDを過大評価していたことが判明した。



付加物付形態CFD解析



CFDの解析能力が向上した現在、空力特性モデル構築におけるEFD/CFDの役割については設計当初に十分検討すべきである。

(機体／推進系統合評価、Re数効果、低速空力性能、HLD、非定常現象、等)

- D-SEND#2飛行結果による評価を通じて、空力特性モデルの構築と課題について述べた。
- 2013年の第1回飛行試験の飛行不具合を受け、追加風洞試験／CFD解析により空力特性モデルを改修し、2015年の第2回飛行試験では成功裏に飛行試験を実施することができた。
- 短期間の機体開発スケジュールへの対応もあり、当初空力特性モデル構築においてはEFD/CFD、および簡易空力モデルを適切に組み合わせ合わせて効率的な開発を実施したつもりでいたが、一支持形態での全機風試や、限られたCFD解析ケースなどの問題により第1回飛行試験に失敗し、プロジェクト期間が延びる結果となり、また2回の飛行試験が1回になってしまったことは反省点である。
- 今回の反省から今後の空力特性モデル構築においては、EFD/CFDの適切な役割分担を図るとともに、新しいデータ融合技術の活用について検討してゆきたい。



関係各位のご協力に感謝します。