

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

第 1 回 EFD/CFD 融合ワークショップ
The 1st Workshop on Integration of EFD and CFD

開催日 : 平成 20 年 2 月 26 日

開催場所 : 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

調布航空宇宙センター

2010 年 1 月
January 2010

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. 緒言.....	1
2. プログラム.....	3
3. 発表資料	
1. JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み.....	5
渡辺 重哉 (JAXA)	
2. 計測との融合による流れの実現象のリアルタイムシミュレーション.....	17
早瀬 敏幸 (東北大流体研)	
3. 後方乱気流の計測融合シミュレーション.....	33
大林 茂 (東北大流体研)	
4. 複雑な流体のCFD: 実験で分かること、分からないこと.....	43
松尾 亜紀子 (慶應大)	
5. EFD/CFDはLennon-McCartneyでなければならない.....	63
佐宗 章弘 (名大工)	
6. VIDELICETにおけるEFD/CFDデータの並置化.....	71
藤代 一成 (東北大流体研)	
7. 風洞実験ベースの極超音速機形状最適化は可能か?.....	85
鈴木 宏二郎 (東大新領域)	
8. Beyond the Hybrid Wind Tunnel.....	95
真保 雄一 (三菱重工業)	
9. 航空機設計における風洞試験とCFD解析の活用について.....	105
越智 章生 (川崎重工業)	
10. 航空機メーカーの視点からのEFD/CFD融合について.....	115
磯 英雄 (富士重工業)	

The 1st Workshop on Integration of EFD and CFD

第1回EFD/CFD融合ワークショップ

緒言

JAXA総合技術研究本部では、風洞試験・計測技術（EFD: Experimental Fluid Dynamics）とCFD技術を空力ツールの両輪として、研究開発を行ってまいりましたが、近年のCFDの相対的な技術レベルの向上に伴い、両者の融合の重要性がより高まってきているものと考えております。その一環として、風洞技術開発センター及び計算科学研究グループが中心となって、風洞試験に対してCFDを強く連携させたツール（仮称：デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞）の構築に向けた検討を開始したところです。

一方、単なる比較検証を超えた本当の意味でのEFDとCFDの融合に関する研究は、世界的に見ても、いろいろな研究者、技術者が試行錯誤を行っているのが現状ではないかと考えております。このような状況を打開するための一助として、この方面で先駆的な研究をされている大学の先生方および日頃EFD、CFD両者を実機開発に活用されている航空機メーカーの技術者の方々をご招待し、研究紹介とディスカッションを通じた情報/意見交換を行う場を設けることとし、2008年2月26日に第1回EFD/CFD融合ワークショップをJAXA航空宇宙技術研究センターにて開催致しました。

本特別資料では、ワークショップ当日の発表資料をそのまま収録致しました。本資料が今後のEFD/CFD融合技術の発展に少しでも役立てば幸いです。

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部
風洞技術開発センター
渡辺 重哉

第1回 EFD/CFD 融合ワークショップ プログラム

- 1 日時：平成 20 年 2 月 26 日(火) 13:00～18:15
- 2 場所：JAXA 航空宇宙技術研究センター 空力 2 号館 3F 大会議室
- 3 議事次第
 - 13:00～13:05 開催の挨拶(JAXA: 薄一平)
 - 13:05～13:35 JAXA における EFD/CFD 融合に向けた試み(JAXA: 渡辺重哉)
 - 13:35～14:00 計測との融合による流れの実現象のリアルタイムシミュレーション
(東北大: 早瀬敏幸)
 - 14:00～14:25 後方乱気流の計測融合シミュレーション(東北大: 大林茂)
 - 14:25～14:50 複雑な流体のCFD:実験で分かること、分からないこと
(慶應大: 松尾亜紀子)
 - 14:50～15:15 EFD/CFD は Lennon-McCartney でなければならない
(名古屋大: 佐宗章弘)
 - 15:15～15:40 VIDELICET における EFD/CFD データの並置化(東北大: 藤代一成)
 - 15:50～16:15 風洞実験ベースの極超音速機形状最適化は可能か?
(東京大: 鈴木宏二郎)
 - 16:15～16:40 EFD と Flight Dynamics の融合(東北大: 浅井圭介)
 - 16:40～17:00 Beyond the Hybrid Wind Tunnel(MHI: 真保雄一)
 - 17:00～17:20 航空機設計における風洞試験と CFD 解析の活用について
(KHI: 越智章生)
 - 17:20～17:40 航空機メーカーの視点からの EFD/CFD 融合について(FHI: 磯英雄)
 - 17:40～18:10 全体ディスカッションー真の EFD/CFD 融合を実現するためには?ー
 - 18:10～18:15 閉会の挨拶(JAXA: 重見仁)

以上

JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み

～ 数値流体シミュレーション連携による風洞の情報化～

EFD: Experimental Fluid Dynamics (実験流体力学; 風洞試験)

CFD: Computational Fluid Dynamics (数値流体力学)

宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

総合技術研究本部

風洞技術開発センター、計算科学研究グループ

渡辺重哉、加藤裕之、口石茂、青山剛史
村上桂一、橋本敦、藤田直行、岩宮敏幸

EFD/CFD融合研究会 @ JAXA ARC

Feb. 26, 2008



0

発表内容

- 背景、動機
- 「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」(風洞情報化システム)構想
 - 目的、コンセプト
 - 段階的技術開発目標
 - 要求機能・仕様
 - システム構成
 - 運用シーケンス
- ハイブリッド風洞の主要研究開発要素
 - デジタル風洞
 - 流体画像計測の高速データ処理技術
 - EFD/CFD融合技術
- 全体開発スケジュール
- 開発体制
- まとめ



1

空力予測ツールとしてのEFD、CFDの課題

■EFD side:

- ✓**実飛行条件との差異**: レイノルズ数、一様流乱れ/非一様性、風洞壁/模型支持の存在、模型変形等
⇒ 部分的に補正を実施しているが、精度面で不十分。
- ✓**計測量の制約**: 通常、力/圧力のみ。付加的に流れの可視化、詳細表面圧、速度場、遷移位置等の計測を実施
⇒ 流れ場の理解、問題発生時の原因究明が困難
- ✓**実験全体のリードタイムが長い**(模型製作等)

■CFD side:

- ✓**信頼性に不安**(特に乱流、遷移、剥離、反応性流等)
⇒ 常に実験による検証が必要
- ✓高忠実度解析では**計算時間が長い**(データ生産性が低い)
- ✓(改善されつつあるが)**計算格子生成に熟練が必要**、かつ長期間を要する

両者の課題を相補的に解決するための統一的平台はできないか？

EFD/CFD比較検証の課題 (1/2)

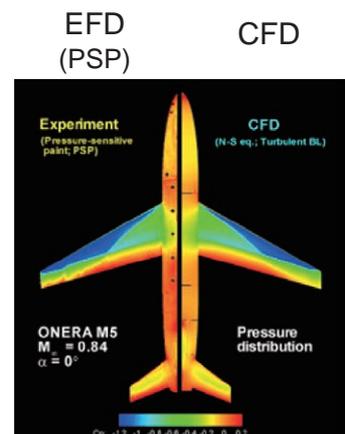
Ex) 悪い比較の例 (数値は架空)

風洞設定精度によるズレ

	EFD	CFD (事前)
マッハ数	0.904	0.9
レイノルズ数	2.1×10^6	2.0×10^6
迎角	2.6° (天秤、ステイティングたわみ含む)	2.0° (設定迎角)
模型形状	模型設計形状 + 空力荷重による変形	模型設計形状
境界条件	風洞壁、模型支持あり	一様流中に模型だけ存在
境界層遷移点位置	自然遷移 or 遷移点固定	全面層/乱流 or 遷移点固定 or 遷移点予測
データの不確かさ	CD: ±0.0005	???

計測していない
と位置不明

評価方法
未確立



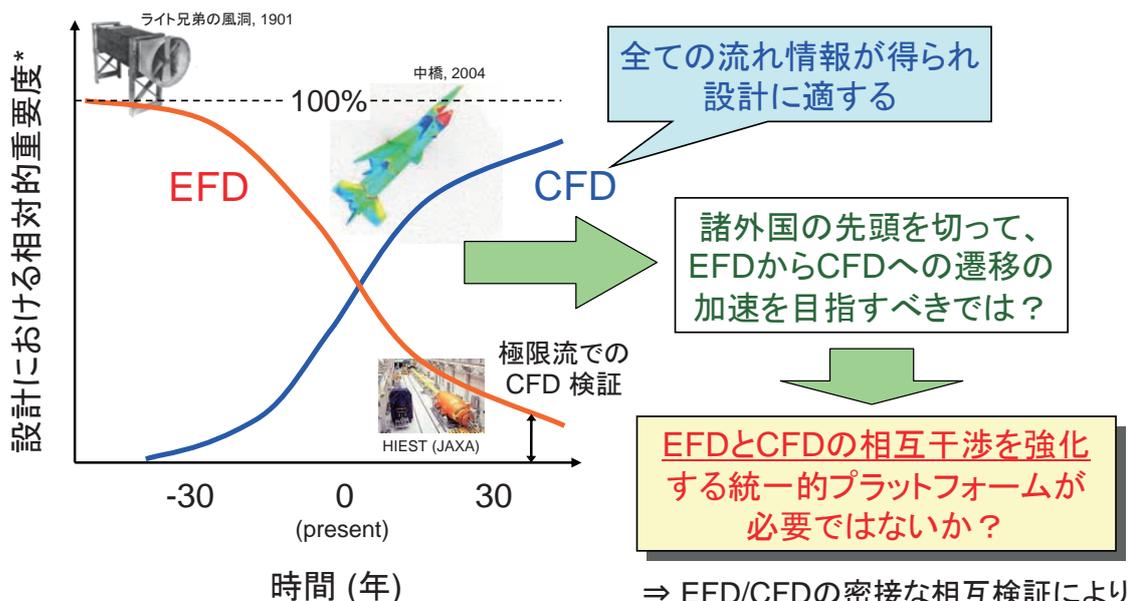
- | | |
|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> •天秤/ステイティングたわみあり •模型変形あり •壁/支持あり •自然遷移 | <ul style="list-style-type: none"> •天秤/ステイティングたわみなし •模型変形なし •支持のみあり •全面乱流 |
|---|---|

EFD/CFD比較検証の課題 (2/2)

- **環境条件**の不一致(気流条件、姿勢角、境界条件[風洞壁、模型支持、模型形状等]、データ点、遷移点位置)
- データの**不確かさ**情報の欠如: 計測精度、格子依存性、乱流モデルの影響等
- **可視化環境**の差: 異なった可視化ソフト、表示環境(カラーバー等)の差
- **CFD検証用実験データ**の不足: 全ての環境条件、計測精度情報が揃い、かつ精度、計測の種類が十分な実験データは限られる。
- **タイムスパン**の違い: 一般にEFD(風洞試験)は準備期間が長く、実験時間は短い。CFDは逆。
- 両者の**意思疎通**の不足: 双方の状況、課題が理解されていない。

EFD/CFD両データが管理された状態で生産され、対等に比較検証可能なプラットフォームの整備が必要ではないか？

EFD vs CFD: 空力設計における重要性

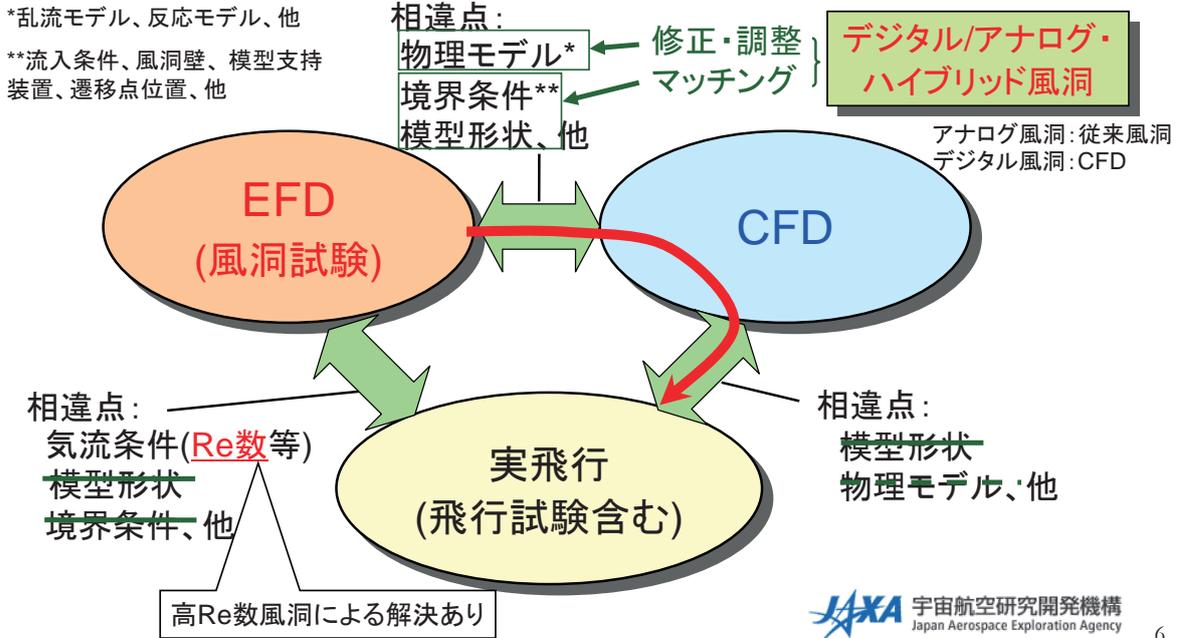


⇒ EFD/CFDの密接な相互検証により
精度、効率両面でEFDを凌駕する
CFDの実現に貢献

* 実機開発用空力設計データの取得割合が設計における相対重要性を決めるというイメージ

実飛行条件における空力特性予測

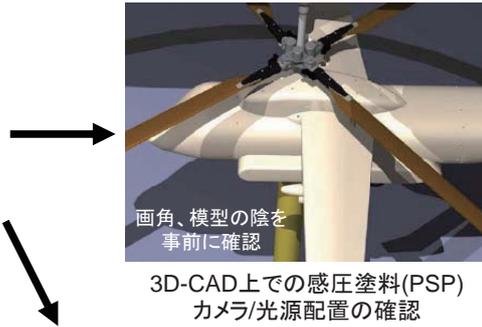
空力設計での空力特性予測におけるEFD/CFDの役割(あるべき姿):
実飛行条件における特性を正確かつ効率的に予測



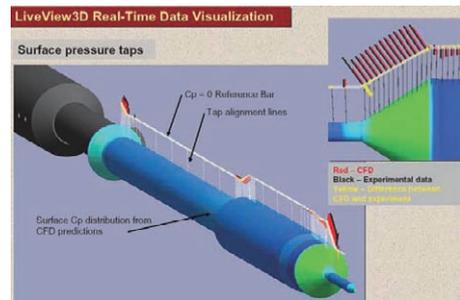
NASA Langley: Virtual Diagnostics Interface (ViDI) System

R. Schwartz, G. Fleming 2008

- 特徴、機能:
 - 3D-CADベースの仮想実験診断システム
 - ✓ 仮想モックアップによる風洞試験・計測計画の最適化・効率化
 - ✓ CFDと風試結果のリアルタイム比較/可視化(LiveView3D)
 - 世界の実用風洞では同レベルの実用的なシステムは見当たらない。



- 課題: **JAXAハイブリッド風洞の優位点**
 - 風試とCFDデータフォーマットの不統一、内挿機能の脆弱さ等によりデータ比較が煩雑
 ⇒ **風試/CFDデータフォーマット統一等**
 - CFDは二義的(いつもCFD結果があるわけではない) ⇒ **事前CFDの常時実施**
 - CFDと実験データの融合機能を持たない(単なる比較止まり) ⇒ **EFD/CFD融合技術の開発**



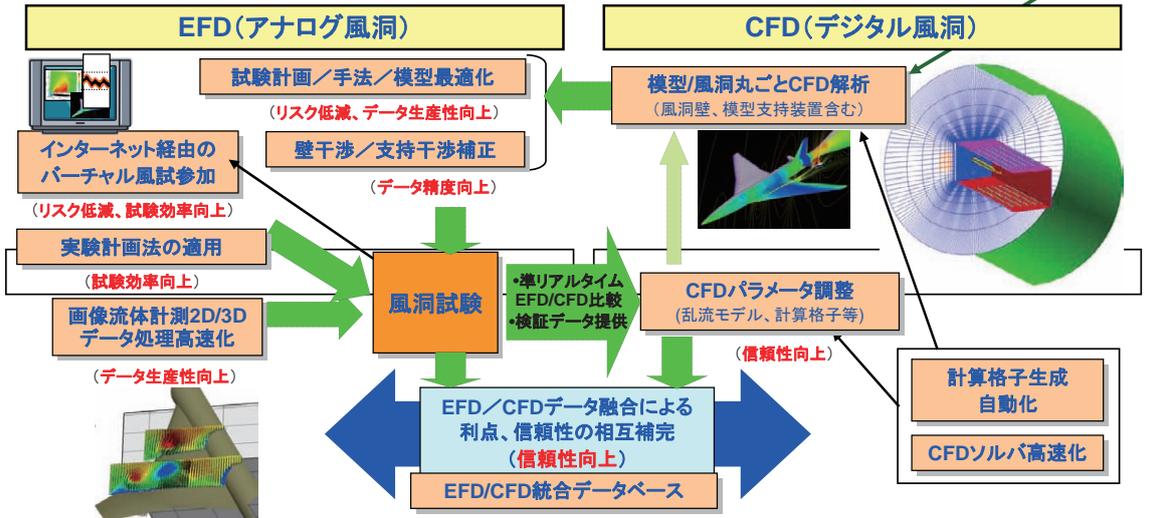
表面圧力分布のEFD/CFDリアルタイム比較

デジタル／アナログハイブリッド風洞： 目的とコンセプト

目的

- EFD/CFDデータ融合による風洞、CFD両者の有用性の向上
EFD: Experimental Fluid Dynamics(実験流体力学)、CFD: Computational Fluid Dynamics(計算流体力学)
- 航空・宇宙機の設計時間/コスト/リスクの低減、設計データ精度/信頼性の改善
⇒ 国産旅客機研究開発等のJAXAプロジェクト、産業界への貢献の増進

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞のコンセプト



実験/シミュレーション融合の成功例を作り、他分野へ展開

航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

8

段階的技術開発目標

時期	マイルストーン	EFD		CFD			cf. 計算機処理速度(現状比)
		風洞試験時間(現状比)	2次元/3次元計測データ処理時間(PIVの場合)	CFD計算時間(NS)(模型+風洞一体計算@TWT1)	自動格子生成	風試対応CFD(対全風試ケース)	
5年後	ハイブリッド風洞の完成(TWT1主対象) CFD設計重要度 = 約50%	- 10% (事前CFDによる実験計画最適化、圧力孔数半減、HM*計測削減等)	10分/ケース (GPU等の利用により現状の処理速度10~100倍)	1時間/ケース* (or 10時間/10ケース)	単純全機+風洞への適用	20% (事前) *目標設定根拠は参考参照	14倍 (次期スパコン、135TFLOPS; H20年度から段階的に稼動) *現状は9.5TFLOPS
10年後	ハイブリッド風洞適用領域拡大(LWT1等の低速風洞へ) CFD設計重要度 = 約60%	- 20% (CFDによる風試の代替進展)	1分/ケース (準リアルタイム処理 = カ/圧力計測とほぼ同レベル)	10分/ケース	複雑全機(高揚力装置等)+風洞への適用	100% (事前)	100(~1000)倍
20年後	ハイブリッド風洞リアルタイム化(風試時間=CFD計算時間@TWT1) CFD設計重要度 = 約80%	- 50% (CFDによる風試の代替加速)	10秒/ケース (リアルタイム処理)	10秒/ケース (リアルタイム計算)	同上	100% (事前 and リアルタイム)	10000(~100000)倍

*HM: ヒンジモーメント / LWT1: 6.5m x 5.5m低速風洞 / TWT1: 2m x 2m低速風洞

★ 20年後を見据えると他の方向性(動特性、全飛行経路解析等)とのバランスが必要

JAXA 宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

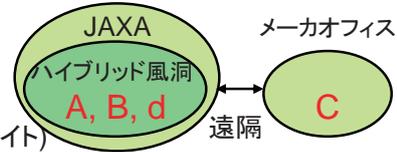
9

デジタル／アナログハイブリッド風洞: 要求機能・仕様 (1/2)

■前提条件:

- 対象ユーザ:

- (主要) A. JAXA国産機/静粛超音速機プロ担当者
- B. 航空宇宙機メーカ風洞試験担当者(オンサイト)
- C. 航空宇宙機メーカ空力設計者(オフサイト)
- (その他) d. JAXA研究者、その他メーカ技術者等の全風試ユーザ



- 対象風洞: JAXA 2m×2m遷音速風洞(ユーザニーズが最も高いため)を主対象

■ユーザ要求と機能・仕様との対比(1/2)

ユーザ要求	機能・仕様
風洞試験の効率化、リスク低減	✓ 事前CFD解析に基づく 模型製作/実験計画の最適化 ✓ 実験計画法 の活用による風試計画の効率化 ⇒ 自動格子生成かつ高速CFD(NS)解析能力 (1時間/ケース; 全風試ケースの1/5程度について事前解析実施)
風洞試験データの 高精度化(不確かさ情報含む) 信頼性向上	✓ 事前CFD解析に基づく 高精度風洞壁干渉/支持干渉補正 ✓ 同一条件での 風試/CFDデータに基づく最も確からしい空力特性推定(不確かさデータを含む) ⇒ 高精度CFD要求に対応するため、既存TAS*コードの組込みも実施

*TAS: Tohoku University Aerodynamics Simulation

デジタル／アナログハイブリッド風洞: 要求機能・仕様 (2/2)

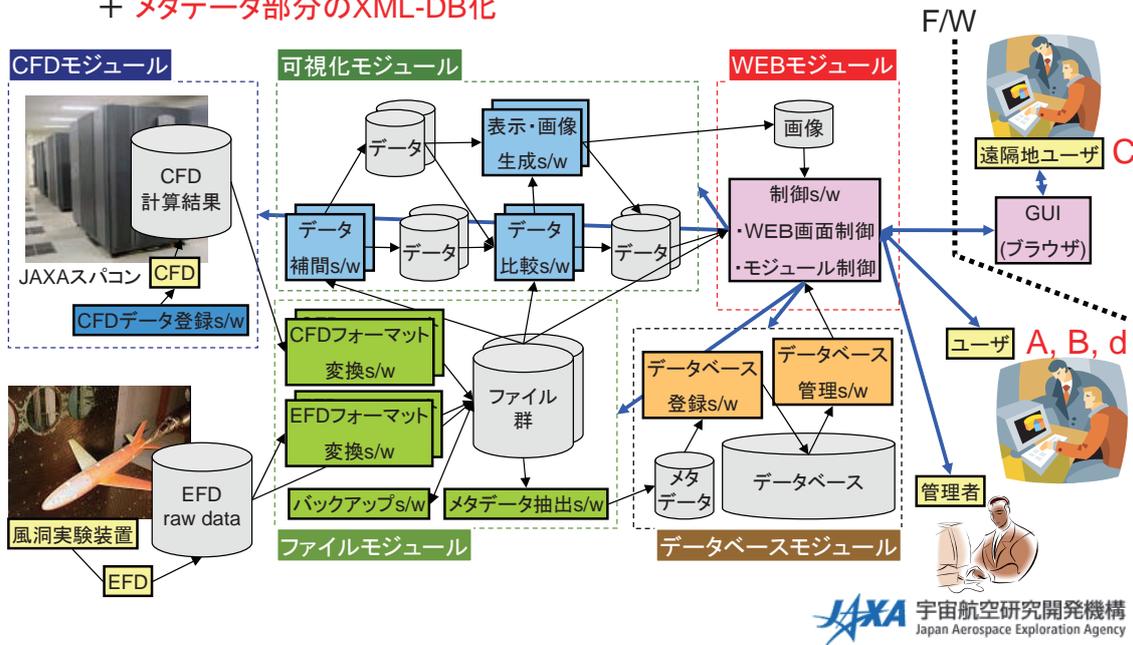
■ユーザ要求と機能・仕様との対比(2/2)

ユーザ要求	機能・仕様
風試データ妥当性の準リアルタイム*確認(判断の迅速化による手戻り防止) ⇒ 開発スケジュールがタイトな旅客機開発では必須 *「データ取得後10分以内」と定義	✓ 風試/CFDデータの 準リアルタイム可視化、比較機能 : データ内挿、一致度の定量化、データマイニング等 ✓ Internet経由のヴァーチャル風試参加(リアルタイムデータ閲覧) ✓ 流体画像計測データ[空間速度場計測(PIV*)等]の処理時間短縮 (PIVの場合、10分/ケースへ) *Particle Image Velocimetry (粒子画像流速測定法)
CFD技術の向上	✓ 風試データに基づく CFDパラメータ調整、格子の最適配置 ✓ 模型変形計測のCFD格子への反映 ✓ 風試/CFDの統合データベース化 ✓ レイノルズ数依存性風試/CFD解析の常時実施 (注: ハイブリッド風洞運用要領に反映) ⇒ 実機特性推定技術向上
データセキュリティの確保 データの保全	✓ セキュリティ管理機能 ✓ 復旧支援機能、データバックアップ/リストア機能等

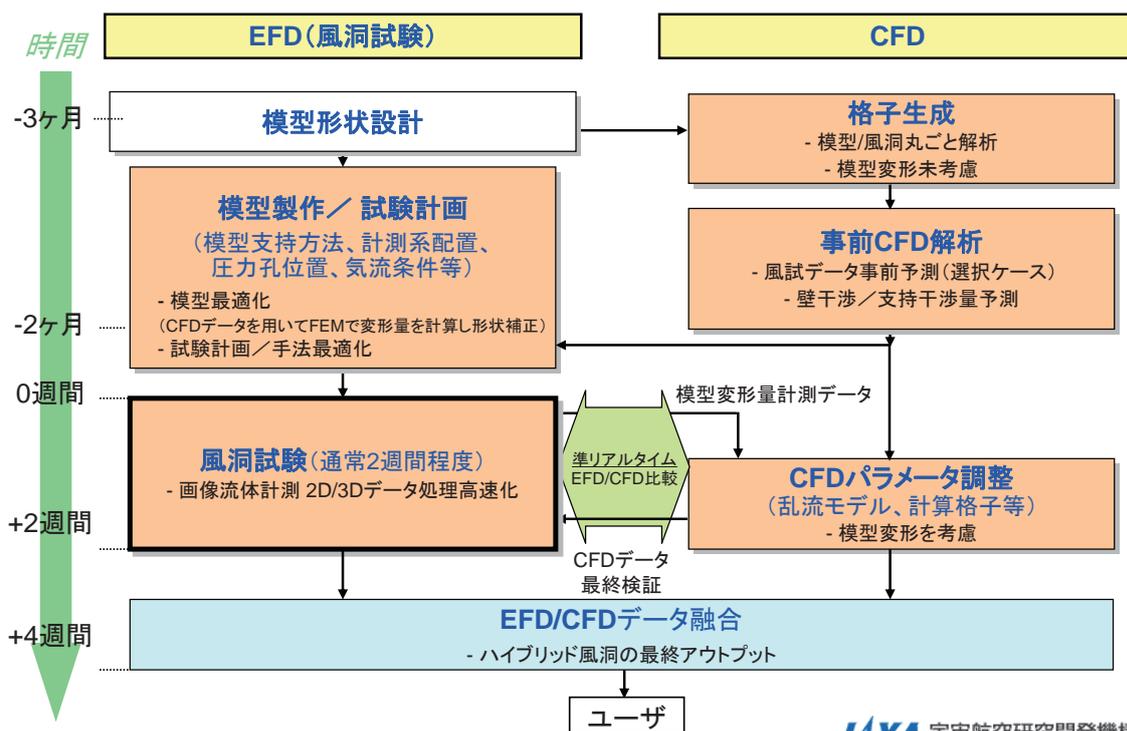
デジタル／アナログハイブリッド風洞：システム構成

■ソフトウェア構成(例)

- 機能別のモジュール構成。ユーザとはWebモジュールを介し接続。
- 自己記述型フォーマット(HDF5等)によるEFD/CFD実データのフォーマット統一化
+ メタデータ部分のXML-DB化

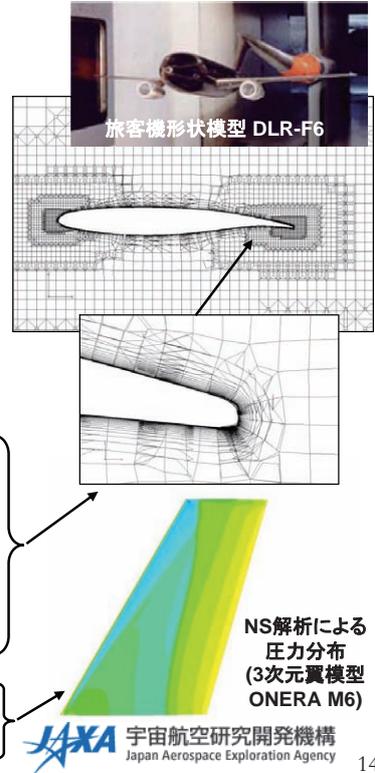


デジタル／アナログハイブリッド風洞：運用シーケンス



デジタル風洞の開発

■ デジタル風洞の要件



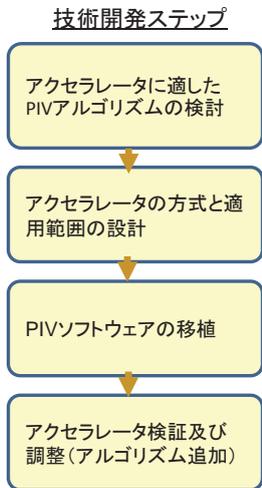
■ 直交格子を用いた自動格子生成の実現性

- ✓ 約10分でPCを用いて航空機周りに1000万点の格子を自動的に生成可能。
- ✓ 所望の場所(翼面上及び後縁付近等)に格子を集めることが可能。現在実機開発に使用されているTASコード用の非構造格子と同程度の格子品質を同等の格子点数で実現できる。
- ✓ 境界層に細かい格子を使用した場合、実験と良く一致する圧力分布が得られた。

流体画像計測の高速データ処理技術

空間速度場計測(PIV)、詳細表面圧力計測(PSP)等の画像計測データ処理を高速化することにより、アナログ風洞のトータルなデータ生産性を飛躍的に向上

Ex) PIVデータ処理の高速化

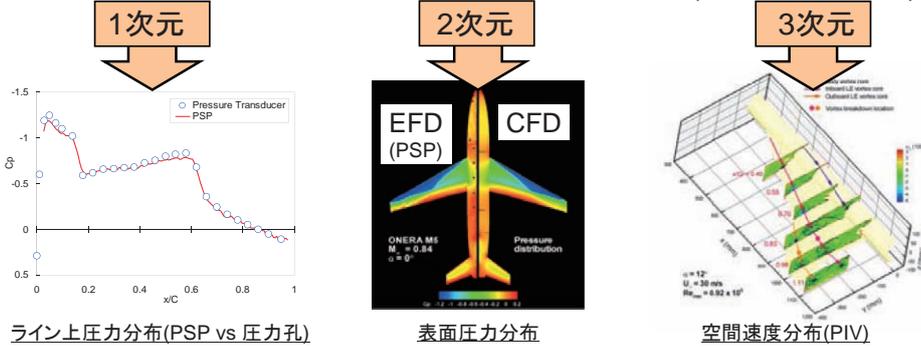


アクセラレータ: GPGPU(汎用目的グラフィックプロセッサ)またはCell(IBM/東芝/Sonyが開発した高性能CPU)を候補として検討予定

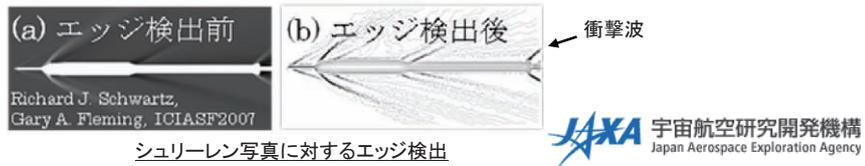
EFD/CFD融合技術 (1/2)

データ比較技術

- 目的:
 - ・風洞試験進行に合わせた即時の判断を助ける。
 - ・比較を通じてEFD/CFD双方の技術課題を明確化、解決する。
- 「定量的」比較: 1~3次元データの一貫性の定量化技術(内挿技術を含む)



- 「定性的」比較: 特徴点抽出、エッジ検出、テンプレートマッチング等の可視化技術による流れの特長(渦、剥離線、衝撃波等)の強調化

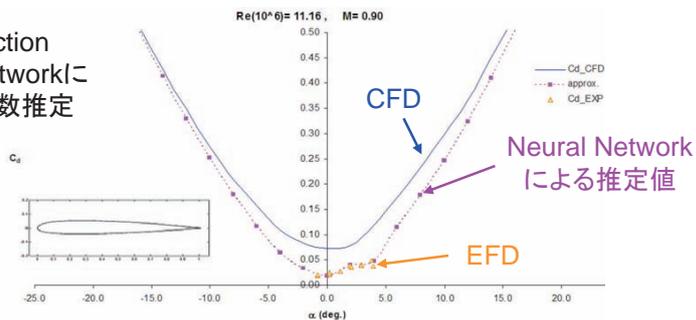


EFD/CFD融合技術 (2/2)

データ融合技術

- EFD/CFDデータに基づく最も確からしい空力特性の推定

Ex: SFA (Sequential Function Approximation) Neural NetworkによるSC1085翼型の抗力係数推定 (Meade 2004)

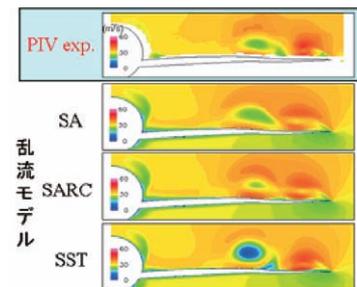


EFD⇒CFD

- 乱流モデルの最適選択、各種パラメータの調整
- 計算格子の最適化

CFD⇒EFD

- 模型/風洞統合CFD解析による高精度な風洞壁/支持干渉補正(2~3次元データを含む)
- CFD/PIVによる揚力、抗力成分分解(後流積分)
- 事前CFDによる最適かつ効率的な模型設計、風洞試験・計測計画策定

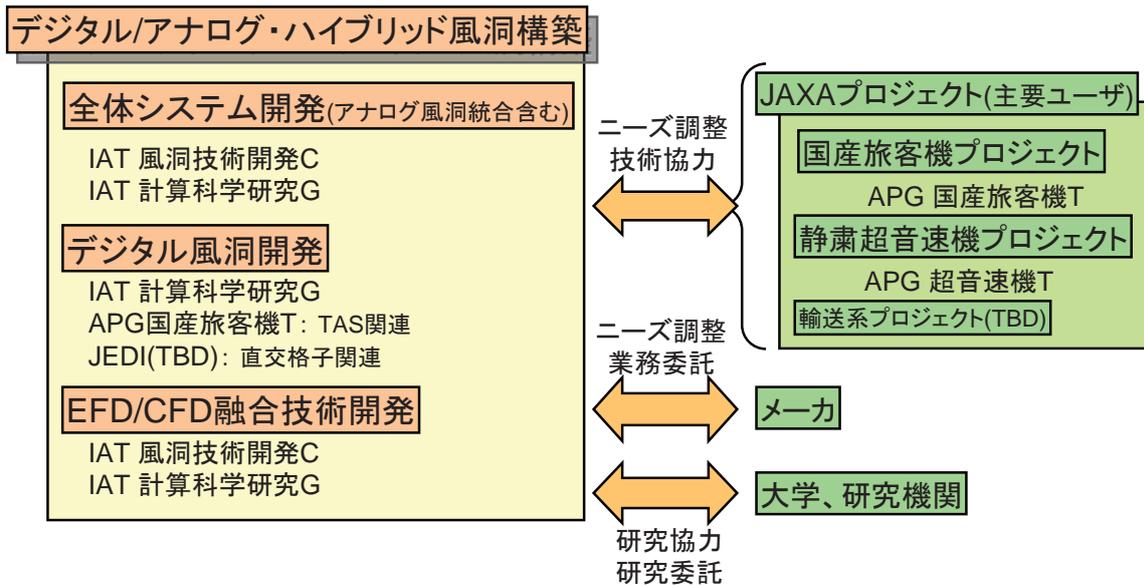


EFD(PIV)データによる乱流モデルの選択 (クラークアロー翼周りの速度分布)

全体開発スケジュール

作業項目	2008		2009		2010		2011		2012		作業内容
	FY20	FY21	FY21	FY22	FY22	FY23	FY23	FY24	FY24		
① 概念検討	←→										全体システム及びデジタル風洞ソフトウェアに関する概念検討を行う。
② 設計		←基本→	←詳細→								全体システム及びデジタル風洞等のサブシステムの基本設計、詳細設計を行う。
③ 製作			←→								デジタル風洞、EFD/CFD出力統合表示装置等を含む風洞情報化試行システム(ソフト+ハード)の製作を行う。
④ 検証							▼試行システム完成				試行システムに対して検証試験を行い、システムの機能・性能を確認する。
⑤ 試運用、評価							←→				試行システムの試運用を実施する中でシステムの評価を行い、改良点を洗い出す。
⑥ 高度化									←システム完成		システムの不具合の改修、改良(機能追加、高精度化等)を行い、システムを高度化する。

開発体制



*IAT: 総合技術研究本部
 APG: 航空プログラムグループ
 JEDI: 情報・計算工学センター

まとめ

- JAXAでは、EFD/CFD融合による風洞の情報化事業として、「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」の開発に着手する。
- 主要研究開発項目：
 - ✓EFD/CFD融合技術(比較/可視化、壁/支持補正、風試最適化、データ融合等)
 - ✓デジタル風洞(自動格子生成+高速ソルバー)
 - ✓流体画像計測の高速データ処理(PIV等)
- EFD/CFD融合技術がハイブリッド風洞の付加価値を高めるキー。
- 産学官の密接な連携により、新しい分野であるEFD/CFD融合技術の効果的、効率的な発展を目指したい。

参考：5年後のCFD所要時間目標の設定

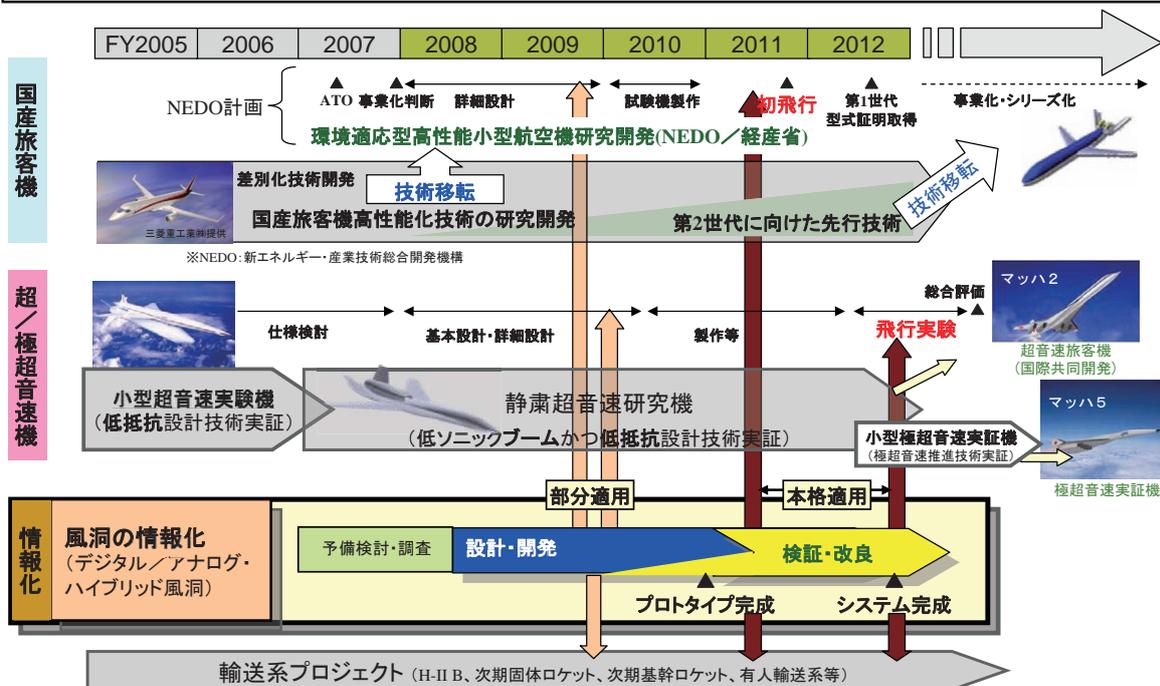
- 前提条件：
 - 事前CFD解析を形状決定後1ヶ月(実働20日)で終了
⇒結果を模型製造設計、風試計画に反映(2ヶ月間)
 - 全試験ケースのうち主要な1/5について事前CFD実施
 - 風試期間：2週間 @TWT1 (通風 8日間；200ケース/日)
- CFD所要時間目標値：
 - 事前解析ケース数 = 200ケース/日 x 8日 x 1/5 = 320ケース
 - 1ケース当たり所要時間 = 20日/320ケース = 1.5時間/ケース
⇒ 格子作成期間、verificationのための解析、データチェック等を考慮し、目標値として【1時間/ケース】を設定
(注: 10時間/ケースを10ケース並列で計算しても良い。ただし、将来的に風試と並行してリアルタイム計算する場合は、並列計算は不可)

参考：ハイブリッド風洞における模型変形考慮方法

ステップ	模型変形 ○：考慮 ×：考慮せず	模型変形の扱い
風試模型形状設計	×	場合によっては、実機飛行時変形を考慮して形状設計をする場合もあり ^{注)}
事前CFD	×	模型形状設計結果をそのまま使用
風試模型製造設計	○	事前CFDデータに基づき推算した風試時空力荷重を用いて模型構造FEM解析を行い、風試時模型変形を推算。その結果から、 風試時形状が模型形状設計時形状と一致するように形状設計。
風洞試験	○	変形量は 風試時に直接計測 (模型製造設計時の推算結果とは一般に若干異なる;また、風試条件により異なる)
風洞試験対応CFD (風試と並行して実施)	○	風試時に計測した変形を考慮した格子で解析 ⇒ 風試と同一形状での比較が可能

注) 模型形状設計時に実機飛行時変形が考慮されている場合には、模型製造設計時のFEM解析で風試時の形状が実機飛行時形状に一致するように設計することになる。

参考：航空分野の技術開発シナリオ



【緊急性】 H23年度実施予定の国産旅客機の飛行試験で想定される空力関連のトラブルシュートを短期間で確実に行い、実機開発スケジュールをキープするためには、ハイブリッド風洞のプロトタイプをH22年度までに完成させ適用することが必要

計測との融合による流れの実現象の リアルタイムシミュレーション

EFD/CFD融合研究会

2008年2月26日

東北大学流体科学研究所
流体融合研究センター

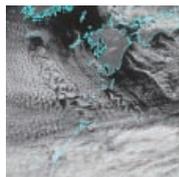
早瀬敏幸

1

背景

流れの実現象の再現が重要な分野

- 気象予報



高知大学
ホームページ

- 流れの制御



- 医療支援

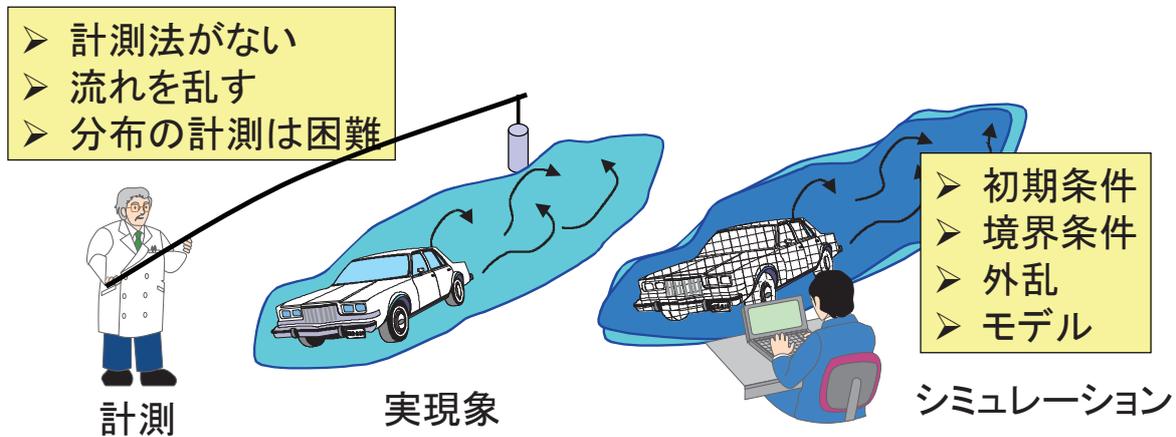


- 大規模システムの異常同定



2

流れの実現象の再現は難しい



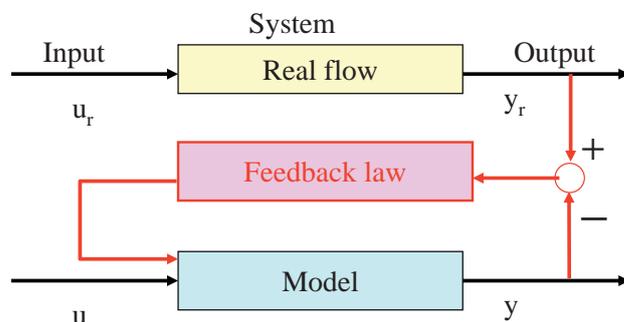
3

計測とシミュレーションの融合

- ティホノフ正則化 (逆問題: 航空)
 - PIVとCFDの融合 (変分法: 可視化計測)
 - 4次元同化手法 (変分法、内挿: 気象)
 - ニューラルネットワーク (逆問題: 流れの制御)
 - カルマンフィルタ (オブザーバ: 気象、航空宇宙、…)
- => 計測融合シミュレーション (オブザーバ+CFD)

4

計測融合シミュレーションの構造



	モデル	フィードバック設計	
オブザーバ	線形微分方程式	極配置	Luenberger (1964)
カルマンフィルタ	線形微分方程式	最適設計	Kalman (1960)
計測融合シミュレーション	CFD モデル	試行錯誤	

5

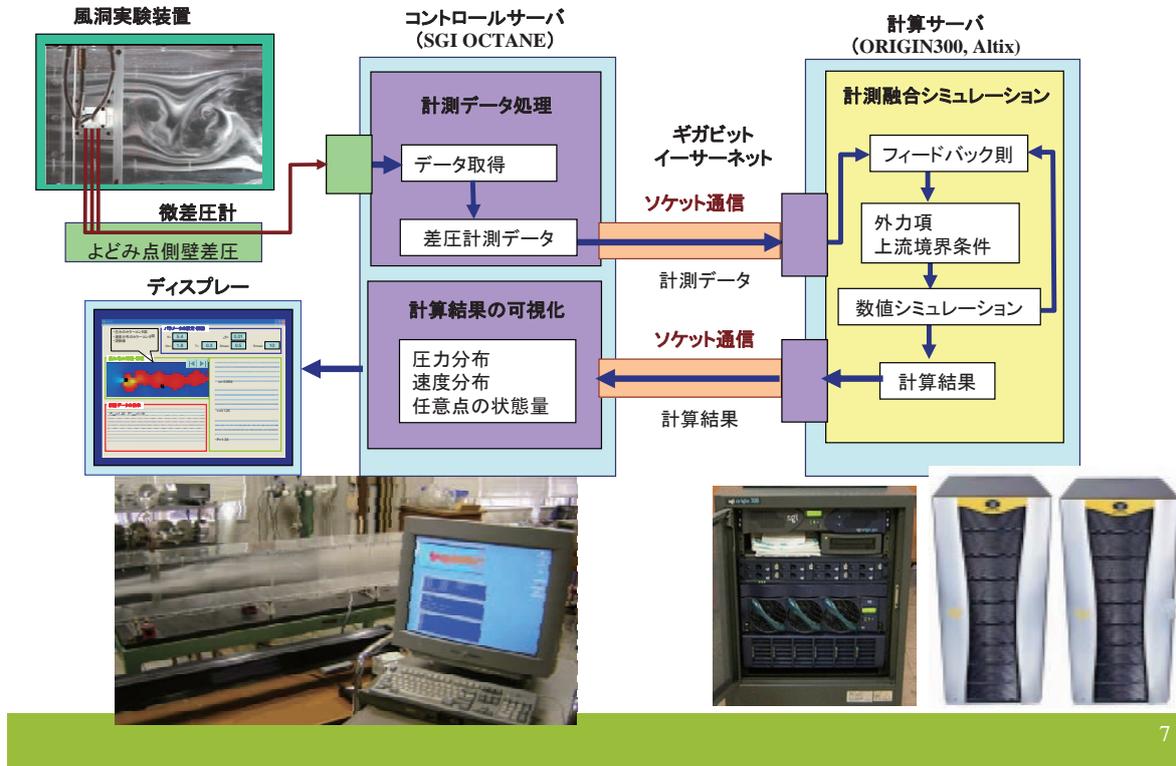
1) カルマン渦列(ハイブリッド風洞)

- a) 角柱表面の圧力計測(3点)をフィードバック
- b) 角柱周囲のPIV計測(~数100点)をフィードバック



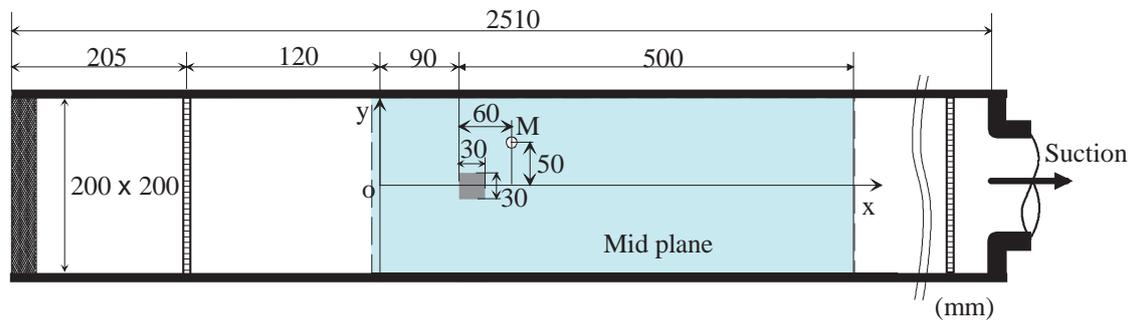
6

ハイブリッド風洞の構成(圧力計測フィードバックの場合)



7

風洞実験装置



実験条件

$$R_e = 1200$$

$$U_m = 0.6 \text{ m/s}$$

8

2次元計測融合シミュレーション

ナビエ・ストークス方程式

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial T} = -\text{grad}P - (\mathbf{u} \cdot \text{grad})\mathbf{u} + \frac{1}{Re} \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f}$$

連続式

$$\text{div} \mathbf{u} = 0$$

境界条件

上流: 一様流 ($u=U_b$)

下流: 自由流出、対流流出

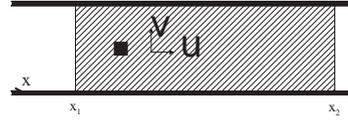
固体壁: 粘着条件

初期条件

速度0

フィードバック信号

$$\mathbf{f}, U_b$$



Domain $L_x \times L_y$	20D×7D
Grid points $n_x \times n_y$	60×21
Time increment h_t	0.001s
Width of square cylinder D	0.03m
Mean velocity U_0	0.6m/s
Reynolds number Re_0	1200
Residual at convergence	1×10^{-3}
CPU time for one time step with ORIGIN 2000 (1 cpu)	0.2s

9

フィードバック則

出力変数

$$\begin{pmatrix} P_{AS}^* \\ P_{BS}^* \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P_A^* - P_S^* \\ P_B^* - P_S^* \end{pmatrix}$$

平均速度の推定

$$U_e = K_e \sqrt{2P_m^* / \rho}$$

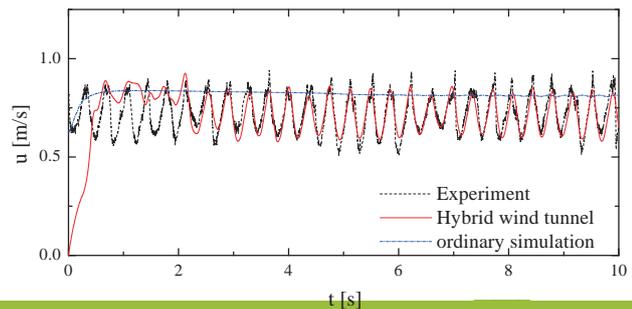
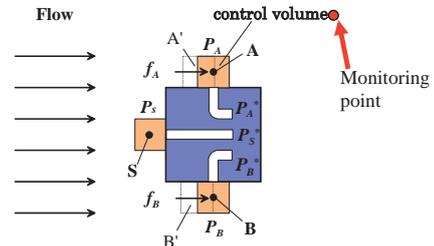
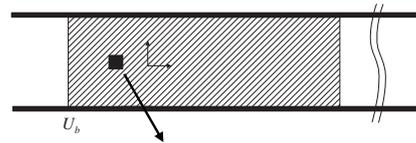
$$P_m^* = -\frac{P_{AS}^* + P_{BS}^*}{2}$$

フィードバック則

$$\begin{pmatrix} f_A \\ f_B \end{pmatrix} = -KA_c \begin{pmatrix} P_{AS}^* - P_{AS} \\ P_{BS}^* - P_{BS} \end{pmatrix}$$

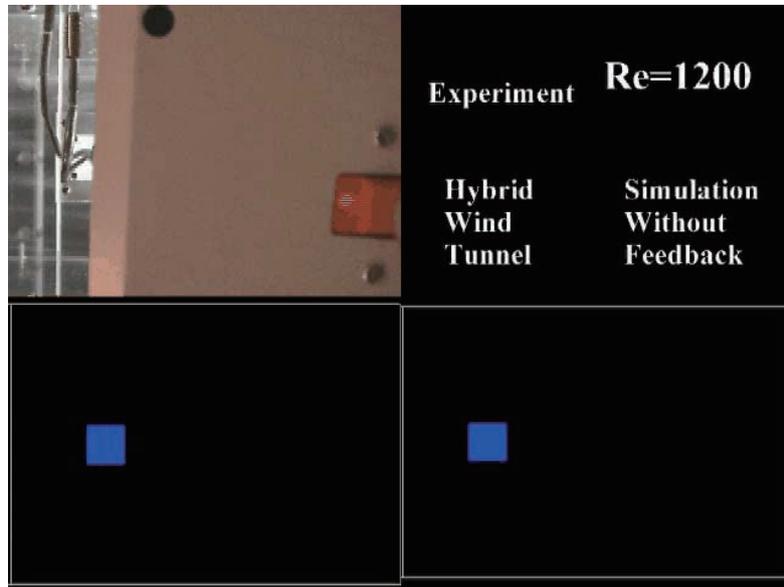
$$U_b = \frac{1}{1 + T_c s} U_e$$

$$K=1.8, K_e=0.54, T_c=0.3s$$



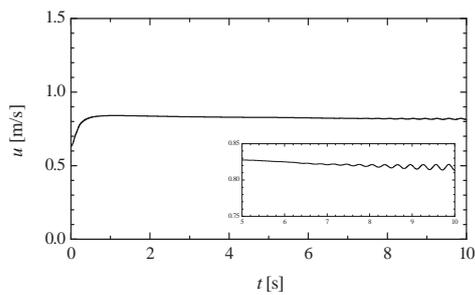
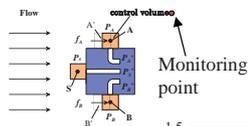
10

流脈線の比較

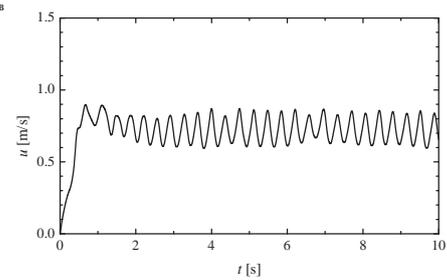


11

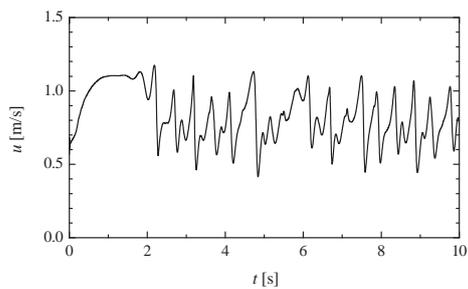
モニタ点の主流方向速度 u_1



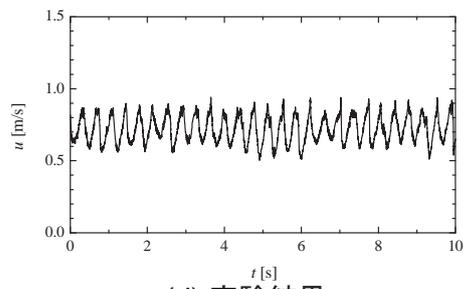
(a) 通常のシミュレーション (20 × 60)



(c) 計測融合シミュレーション (20 × 60)



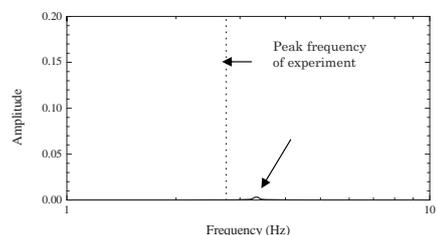
(b) 通常のシミュレーション (80 × 240)



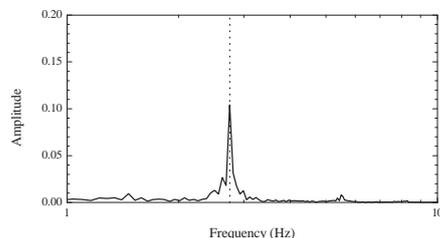
(d) 実験結果

12

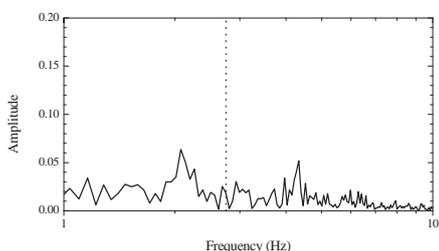
モニタ点の主流方向速度 u_1 の周波数解析



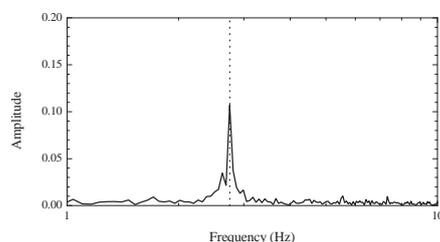
(a) 通常のシミュレーション (20 × 60)



(c) 計測融合シミュレーション (20 × 60)



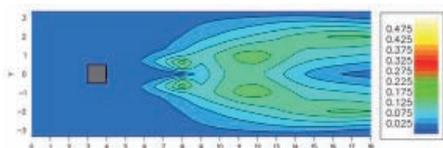
(b) 通常のシミュレーション (80 × 240)



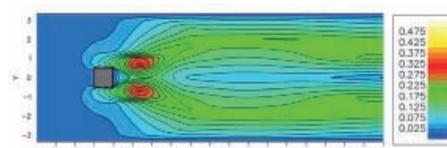
(d) 実験結果

13

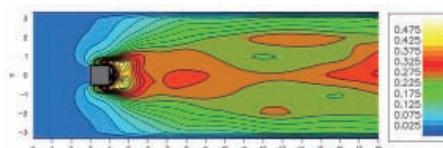
主流方向速度 u_1 の変動振幅



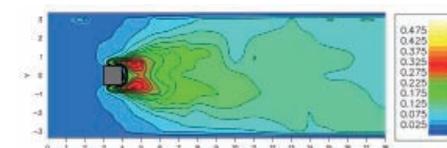
(a) 通常のシミュレーション (20 × 60)



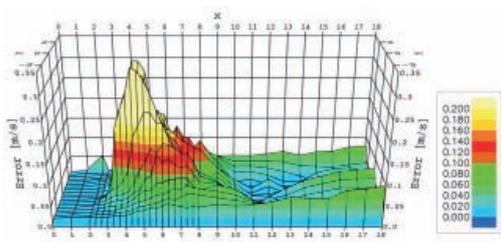
(c) 計測融合シミュレーション (20 × 60)



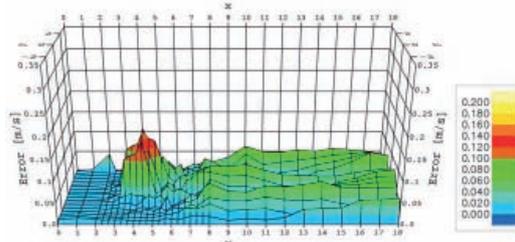
(b) 通常のシミュレーション (80 × 240)



(d) 実験結果



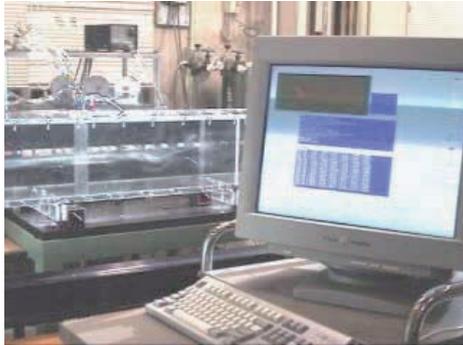
(e) 通常のシミュレーションの誤差 (20 × 60)



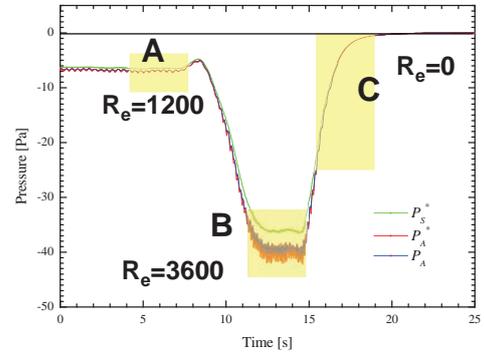
(f) 計測融合シミュレーションの誤差 (20 × 60)

14

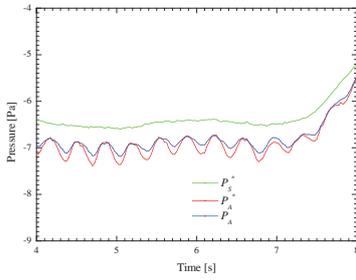
リアルタイム解析結果



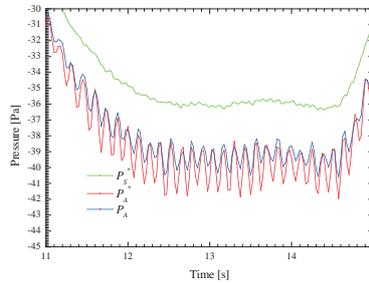
圧力の時間変化



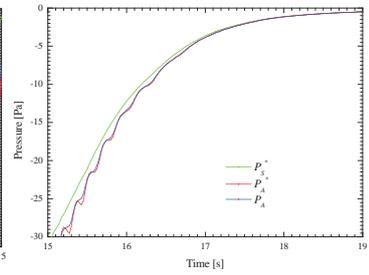
Aの拡大図



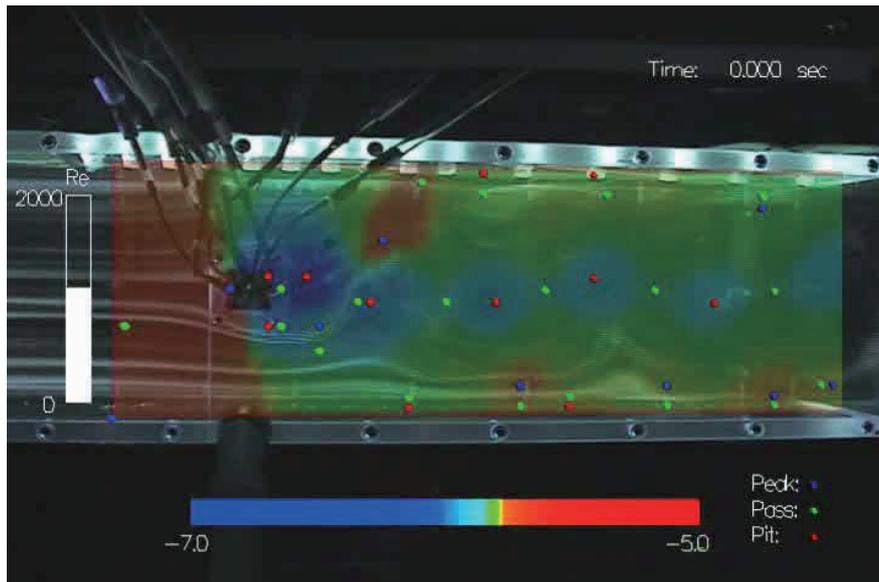
Bの拡大図



Cの拡大図



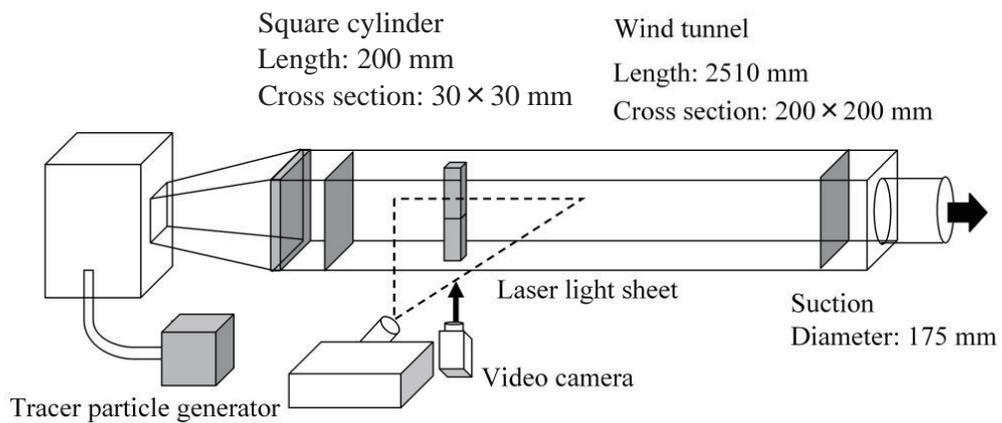
臨界点解析による流れの特徴抽出



臨界点解析による可視化(藤代, 竹島)

b) PIV-Measurement-Integrated simulation

Problem formulation



PIV-MI simulation

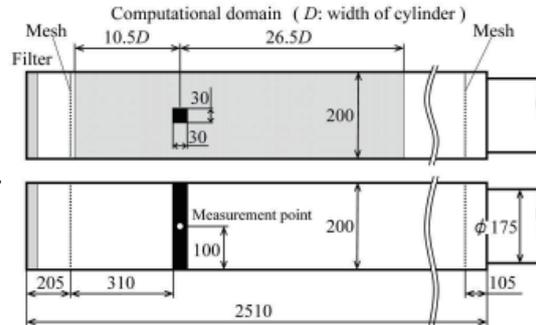
Governing equations

- Navier-Stokes equation

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \text{grad}) \mathbf{u} \right) = -\text{grad}P + \mu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f}$$

- Pressure equation

$$\nabla^2 P = -\rho \text{div}(\mathbf{u} \cdot \text{grad}) \mathbf{u} + \rho \text{div} \mathbf{f}$$



Feedback law

$$\mathbf{F} = -K \cdot \Delta V (\mathbf{u}_c - \mathbf{u}_m) \frac{\rho U}{L}$$

K: Feedback gain

\mathbf{u}_c : Computed velocity

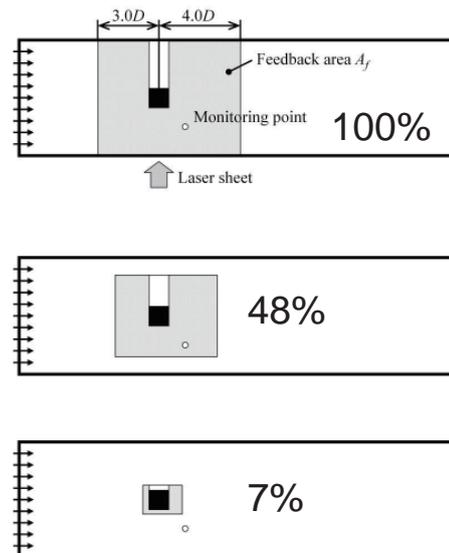
\mathbf{u}_m : Measured velocity

	Standard solution	PIV-MI simulation
Area $L_x \times L_y \times L_z$	$37.0D \times 6.67D \times 6.67D$	
Grid points $N_x \times N_y \times N_z$	$444 \times 84 \times 84$	111×21
Grid interval $\Delta x = \Delta y = \Delta z$	$D/12$	$D/3$
Time step Δt	0.01 s	
Reynolds number	1200	



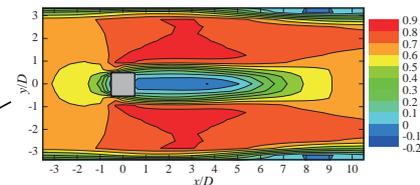
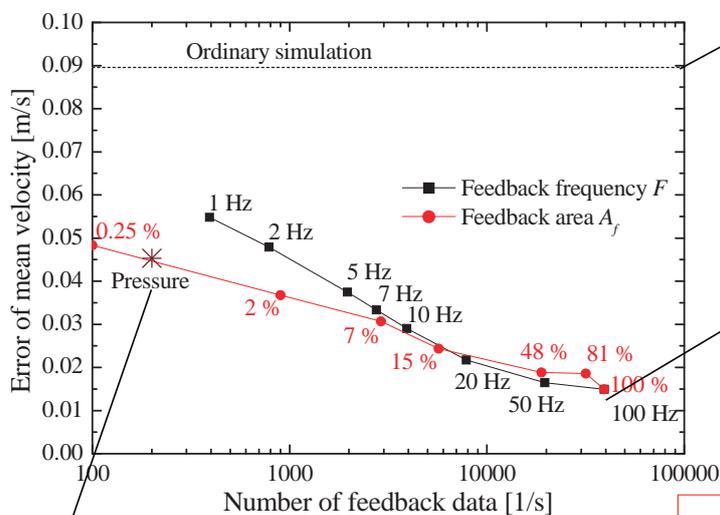
Feedback conditions

	Number of feedback data [1/s]	Feedback area A_f	Feedback frequency F [Hz]	Feedback gain [-]
Ordinary	0	0 (0 %)	0	0.0
Feedback frequency	393	393 (100 %)	1	3.0
	786		2	
	1965		5	
	2751		7	
	3930		10	
	7860		20	
	19650		50	
Feedback area	39300	393 (100 %)	100	3.0
	31700	317 (81 %)		
	18900	189 (48 %)		
	5700	57 (15 %)		
	2900	29 (7 %)		
	900	9 (2 %)		
	100	1 (0.25 %)		

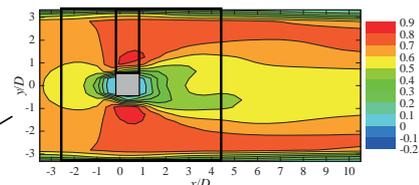


Mean velocity

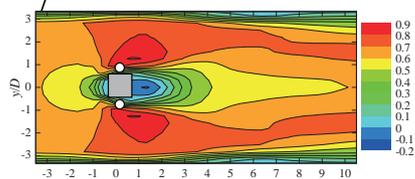
$$e_m = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |u_{cm} - u_{mm}|$$



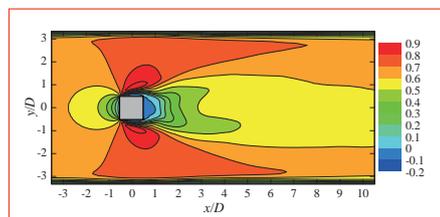
Ordinary simulation (2D)



PIV-MI simulation (2D)



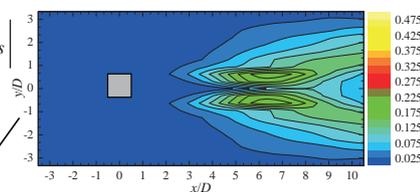
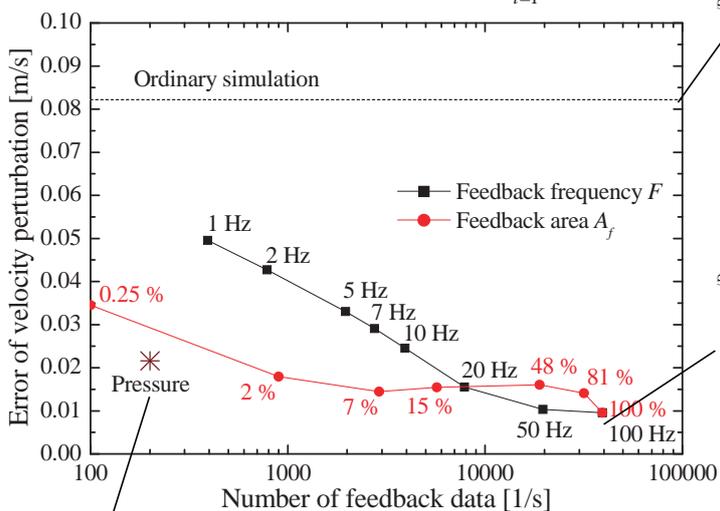
Pressure feedback (2D)



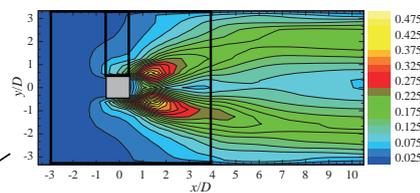
Standard solution(3D)

Velocity fluctuation

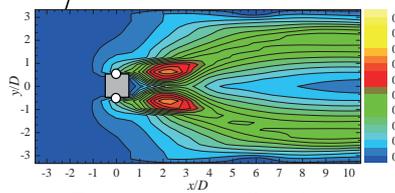
$$e_m = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |u'_{crms} - u'_{mrms}|$$



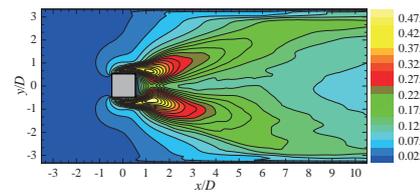
Ordinary simulation



PIV-MI simulation



Pressure feedback



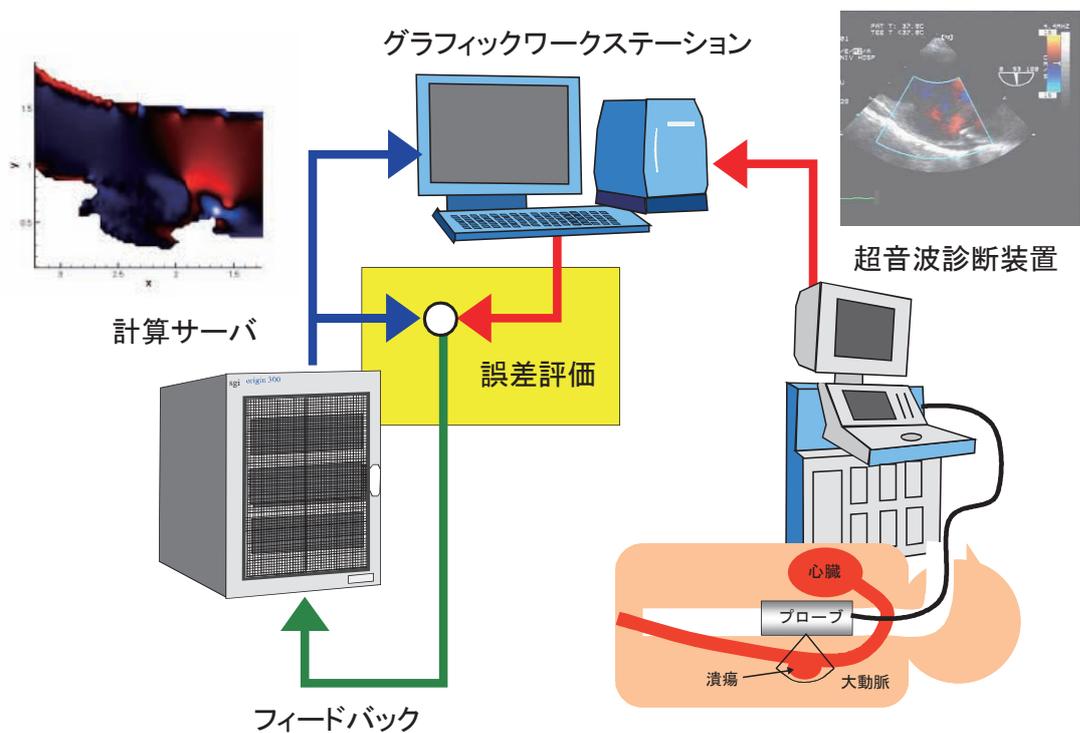
Standard solution

2) 大動脈内血流(医療応用)

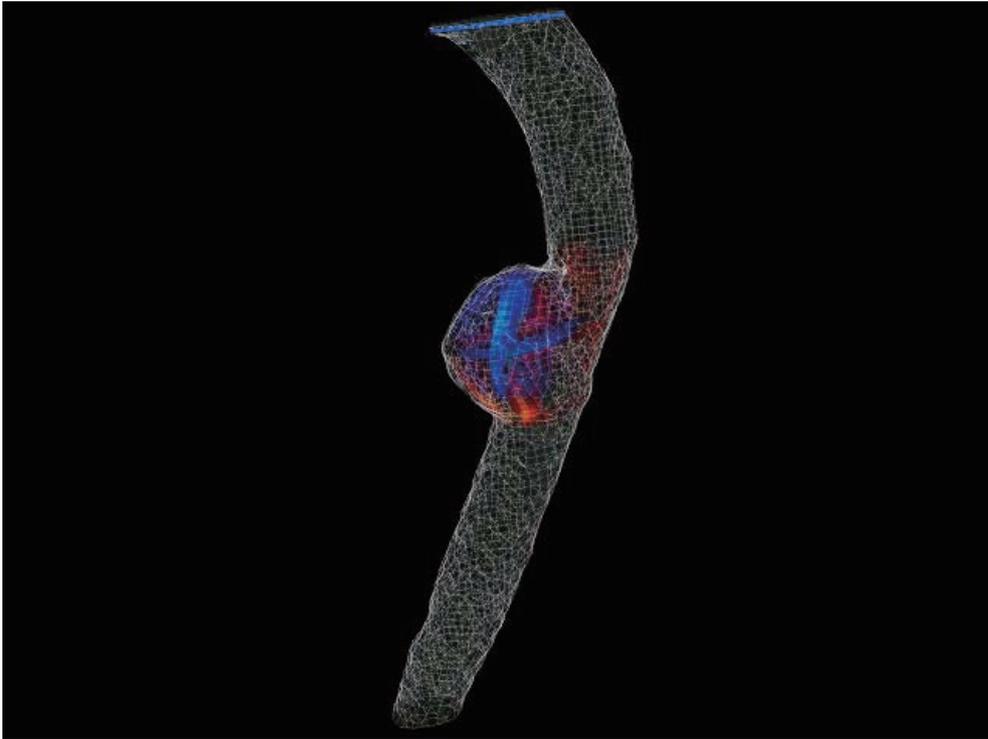


23

超音波計測融合シミュレーションシステム



24

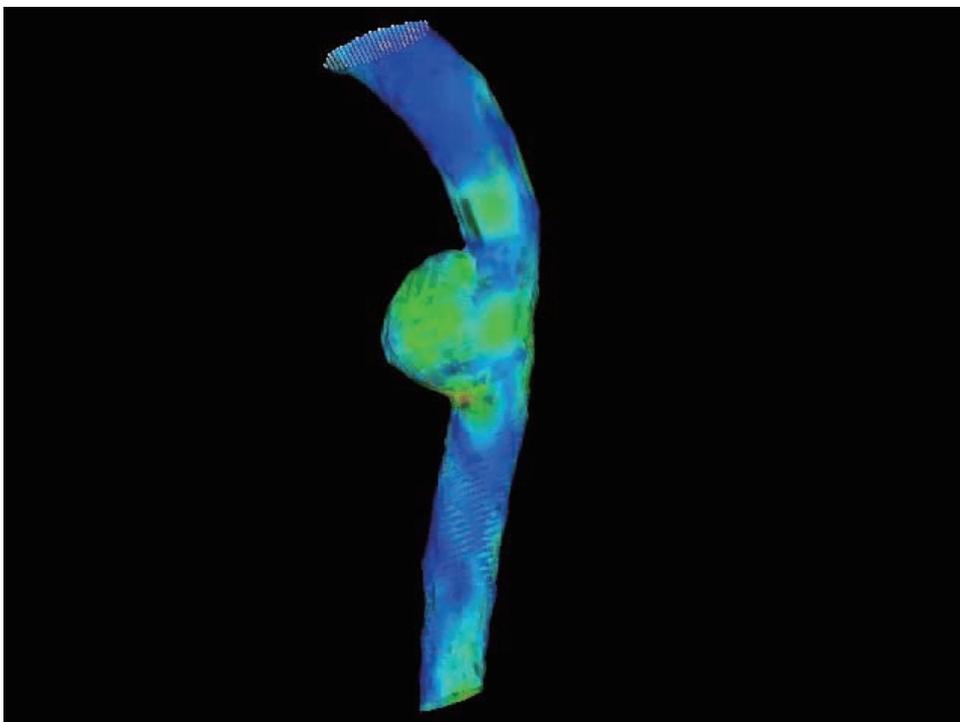


Blood flow with ultrasonic-measurement-integrated simulation
(Computer simulation based on flow simulation in human aorta)

Transdisciplinary Fluid Integration Research Center, Institute of Fluid Science, Tohoku University



25



Wall shear stress with ultrasonic-measurement-integrated simulation
(Computer simulation based on flow simulation in human aorta)

Transdisciplinary Fluid Integration Research Center, Institute of Fluid Science, Tohoku University

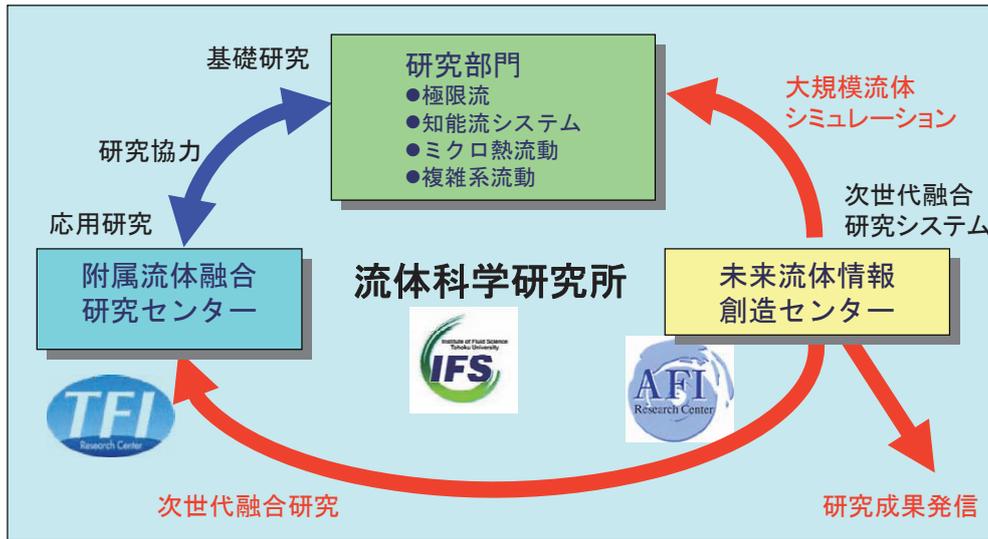


26

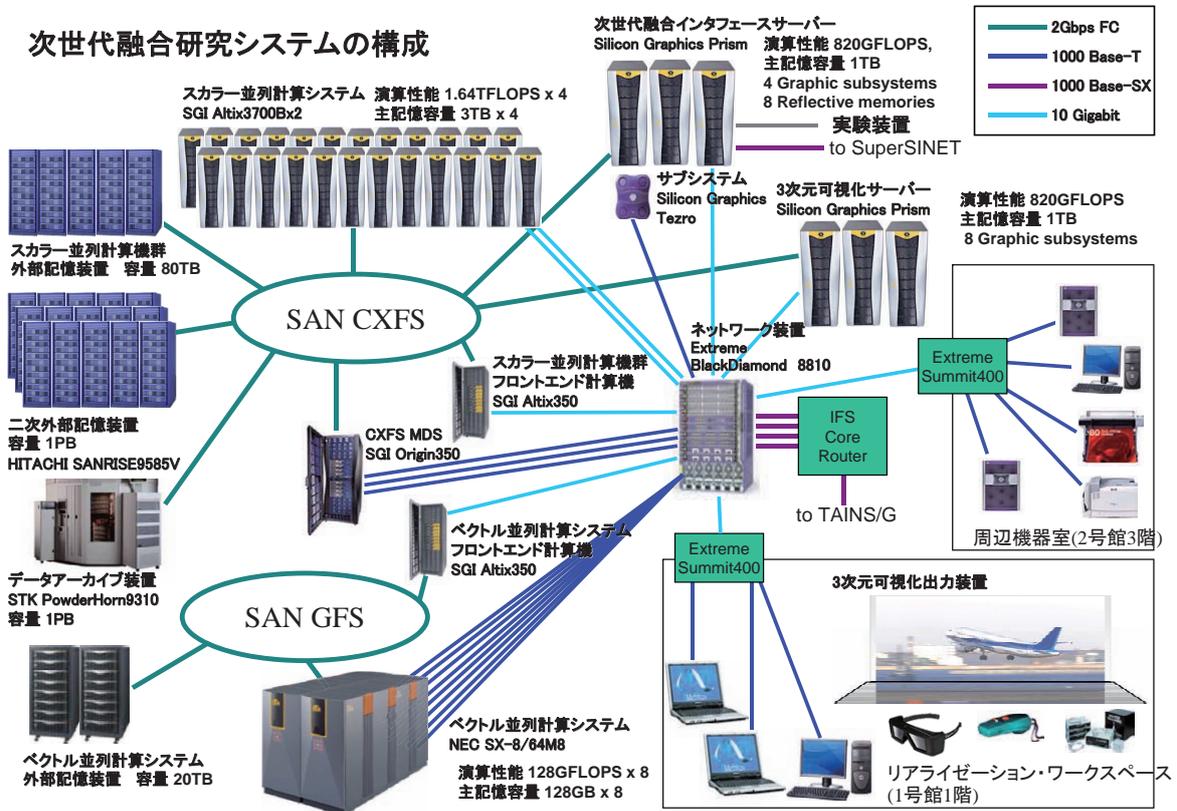
流体科学研究所の取り組み

未来流体情報創造センター(平成11年設置):次世代融合研究システム(H17~)

流体融合研究センター(平成15年設置):計算と実験の融合研究



次世代融合研究システムの構成



おわりに

1. 流れの実現象の再現
2. 計測融合シミュレーションとは
3. 計測融合シミュレーションの適用例
 - 1) カルマン渦列(ハイブリッド風洞)
 - 2) 大動脈内血流(医療応用)
4. 流体科学研究所の取り組み

29

共同研究者

山縣貴幸、船本健一、柴田 光(東北大学流体科学研究所)
藤代一成、竹島由里子(東北大学流体科学研究所)
樋口 博(シラキュース大学)
山家智之、西條芳文(東北大学加齢医学研究所)

END

ご静聴ありがとうございました。

毛越寺(平泉)

30



発表内容

仙台空港における後方乱気流のライダー計測

- 後方乱気流の移流・残留に周辺大気風が及ぼす影響

ライダー計測を融合した翼端渦のLES

- ライダー計測融合手法について
- 翼端渦の再現

背景 - 後方乱気流 -

- 主に翼端渦が原因となって生じる乱気流
- 空港の離発着間隔を決める
(順天候時大型機2分が基準)

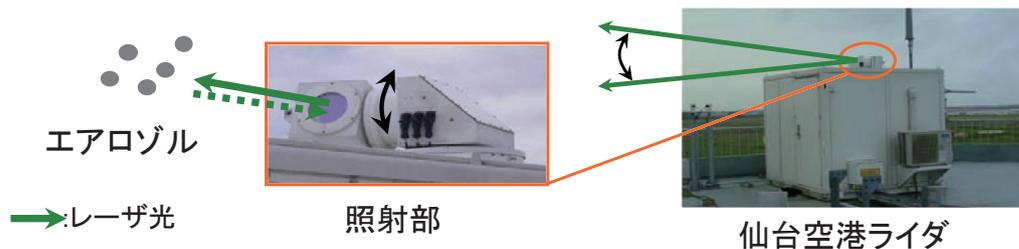


離発着間隔見直しの必要性

- 効率的な空港トラフィックコントロール
- Airbus A380に代表される大型航空機への対応



背景 - ドップラライダー -



➤ 後方乱気流のライダー計測(パルス方式)の特徴

◎ 広範囲の計測が可能

→ 後方乱気流を空間・時間発展的に捉えられる

▲ 距離分解能が低い

→ 正確な後方乱気流の構造を捉えることが困難

ライダの計測精度の検証が必要



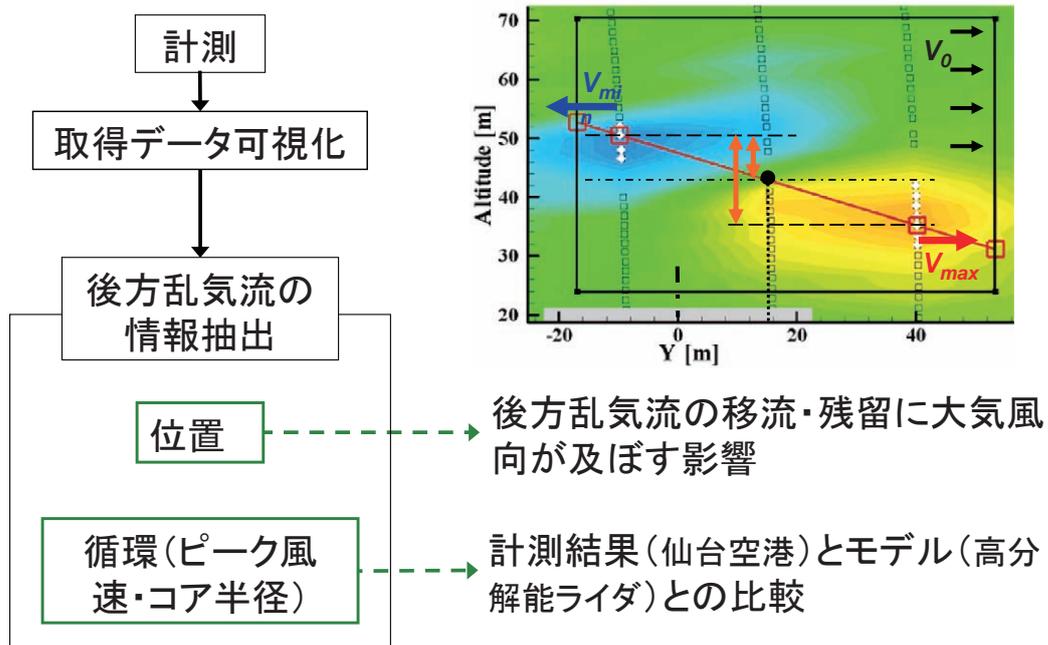
前半の研究目的 - 後方乱気流のライダー計測 -

後方乱気流のライダー計測

- 後方乱気流の情報(位置・ピーク風速・コア半径)の抽出
 - 周辺大気状態が後方乱気流の移流・残留に及ぼす影響
 - ライダーの計測精度の検証

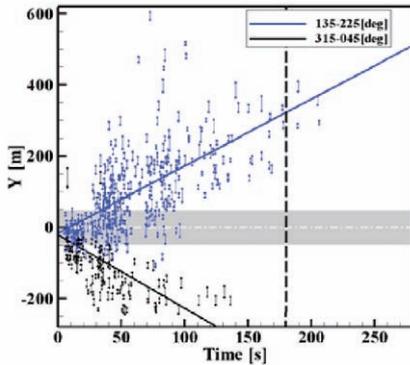
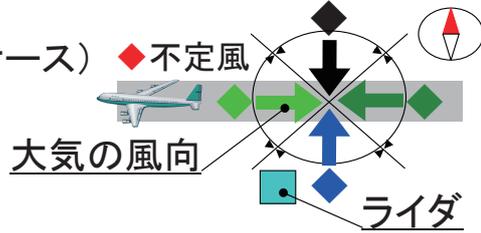


検討内容

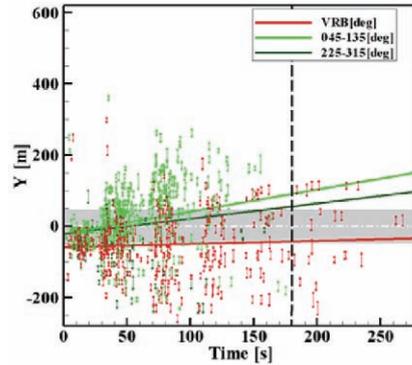


周辺大気の影響 - 後方乱気流の移流・残留 -

- 対象(機種:B767-300、計測数:162ケース)
- 計測期間：2006年4月~12月
- 管制間隔: 3分
- 滑走路幅: 約45 [m]



渦中心の軌跡: 横風の分類結果



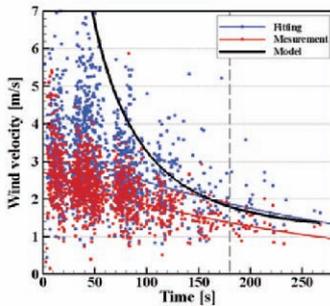
渦中心の軌跡: 向風・追風・不定風の分類結果



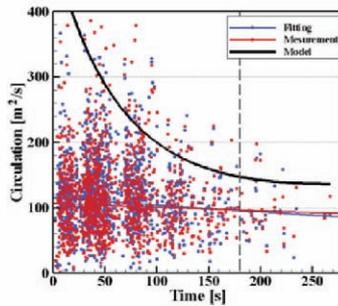
ライダー計測精度の検証(既存モデルとの比較)

- 対象(機種:B767-300、計測数:162ケース)
- 計測期間：2006年4月~12月

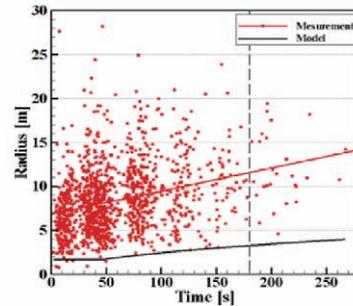
--- 管制間隔: 3分



ピーク風速-時間



循環-時間



コア半径-時間



後半の研究目的 - ライダ計測融合シミュレーション -

後方乱気流のLarge eddy simulation

- 渦対の時空間挙動の解析
- 大気境界層, 大気の一様乱流成分 (Karman Spectrumなど) を考慮

→ 実際の大気条件の考慮は困難



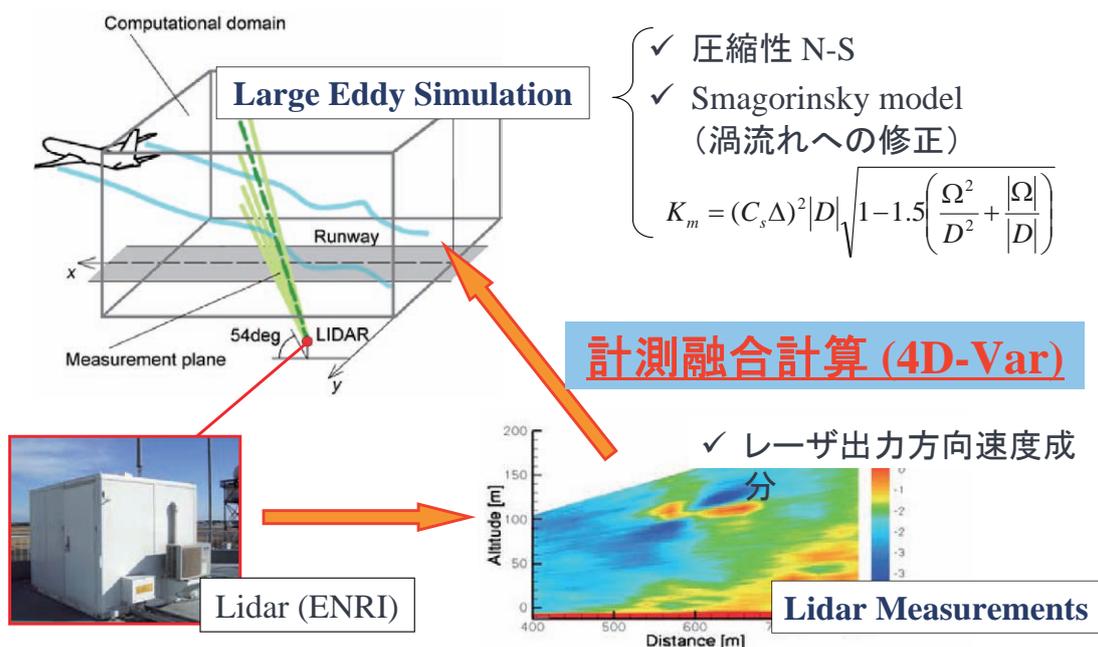
Vorticity isosurface

目的: ライダ計測を融合した後方乱気流解析手法の開発

- シミュレーションでライダ計測の解像度を補足
- シミュレーションで実際の大気条件を考慮
- 気象におけるデータ同化手法の導入: 4D-Var, Bogus Vortex



ライダ計測融合手法 - 概要 -



計測融合計算法:4次元変分法

Four-dimensional variational method (4D-Var)

計測と計算の差: 目的関数 → 最小化(アジョイント法)

設計変数: 初期条件

$$J(\mathbf{Q}_0) = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^N (H_i(\mathbf{Q}_i) - \mathbf{Y}_i)^T R_i^{-1} (H_i(\mathbf{Q}_i) - \mathbf{Y}_i)$$

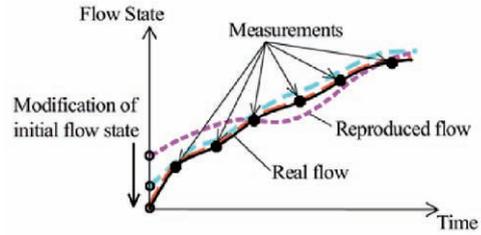
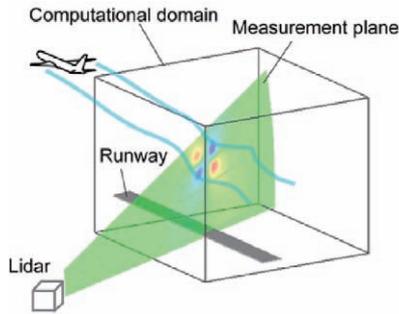
N : 時間ステップ

\mathbf{Q}_i : 計算変数

\mathbf{Y}_i : 計測変数

H_i : 変換行列

R_i : 計測誤差共分散行列



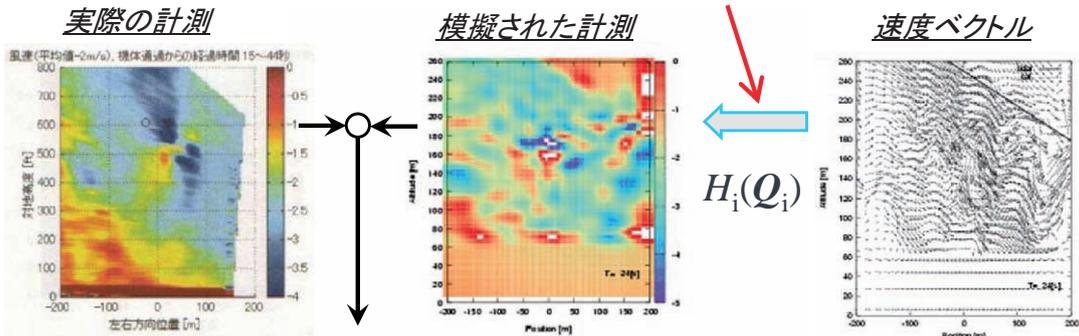
Takashi Misaka, Tohoku University

ライダー計測融合手法 - 4D-Var -

※絵は2次元計算例

➤ 30 [m]ごと平均

➤ レーザ出力方向成分



➤ 3次元計算において, ライダ計測面付近のみ計測と一致

➤ ライダの面データのみで3次元の渦対を再現するのは困難

→Bogus Vortex Technique



ボーガス渦法

気象の台風シミュレーションで用いられる手法
後方乱気流では初期条件に渦対の存在を仮定



初期条件に付加項

Bogus Vortex Technique

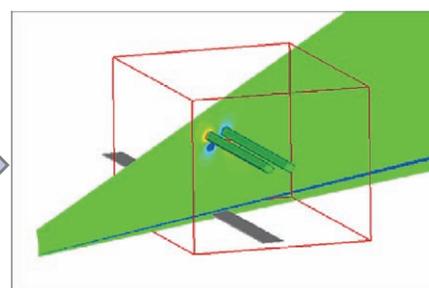
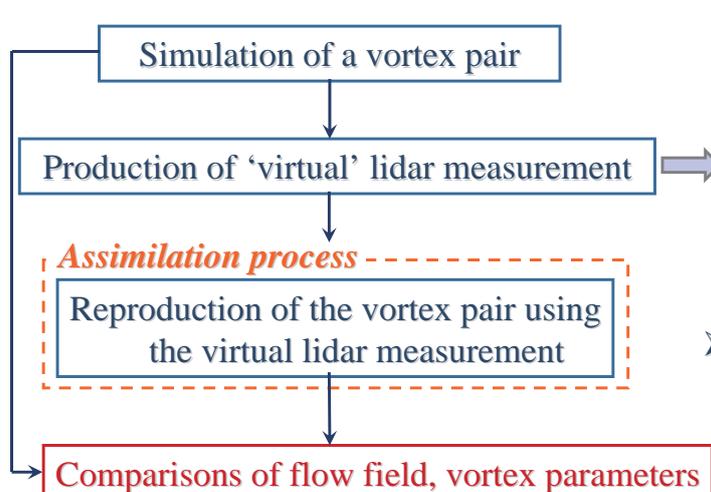
$$J_t(\mathbf{Q}_0) = J_t(\mathbf{Q}_0) + \frac{1}{2} [\mathbf{Q}_0 - F_v(\mathbf{P}_v)]^T B^{-1} [\mathbf{Q}_0 - F_v(\mathbf{P}_v)]$$

- 渦モデル $F_v(\mathbf{P}_v)$ 込みで初期条件最適化



Assimilation Experiment for Validation

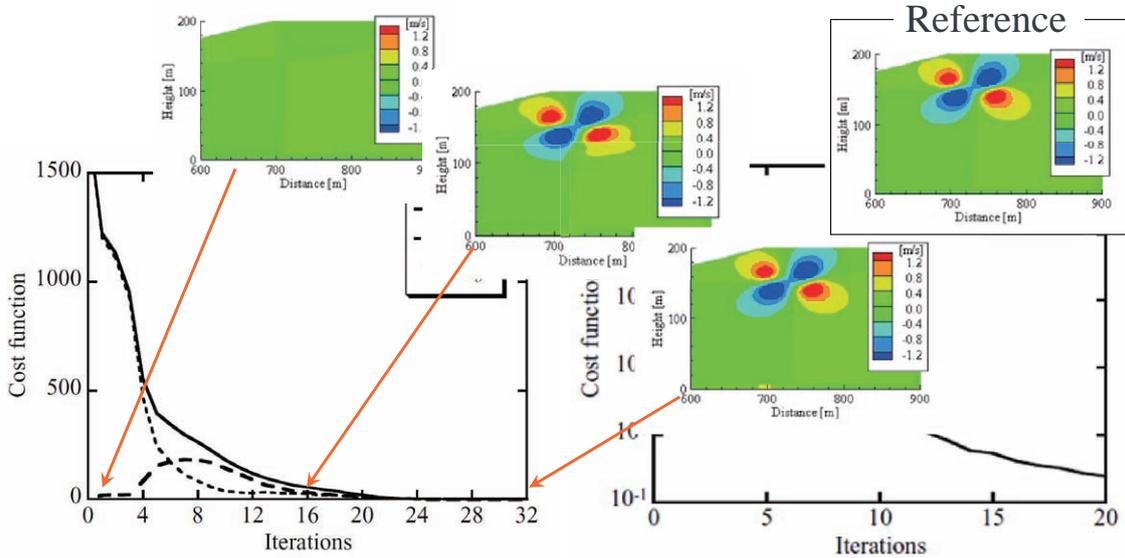
- Flow chart of assimilation experiment



- Extraction process follows the actual measurement procedure: scanning in elevator direction, 30 [m] averaging in LOS direction



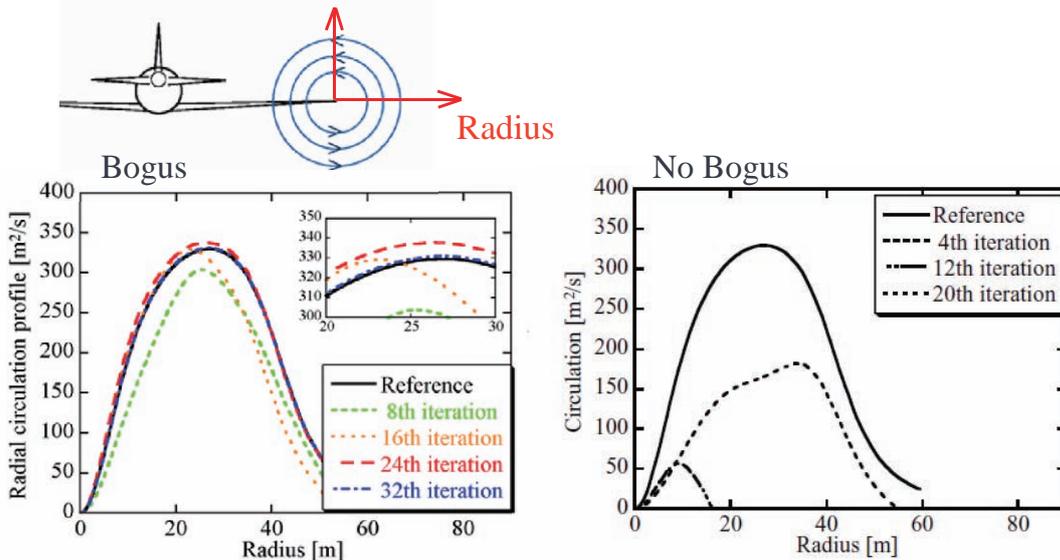
Effect of Bogus Vortex (1) – Cost Function –



➤ Reproducibility of velocity distribution on measurement plane is confirmed



Effect of Bogus Vortex (2) – Radial Circulation Profile –

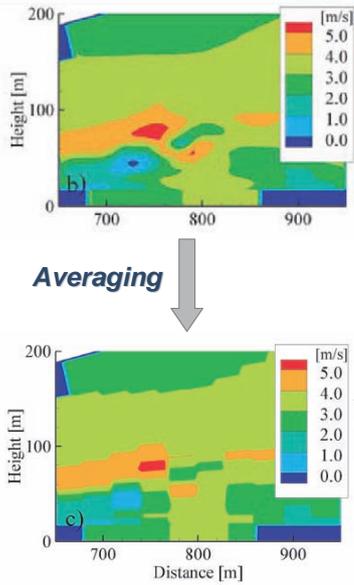


➤ Radial profile of circulation was accurately reproduced by 4D-Var with Bogus Vortex Technique

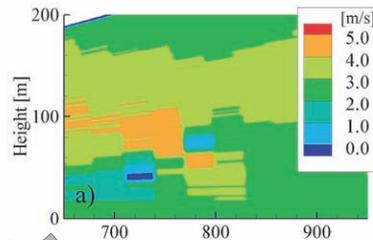


Results using Actual Lidar Measurements

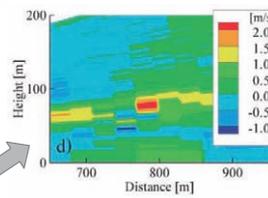
Reproduced velocity distribution



Lidar measurements



Difference



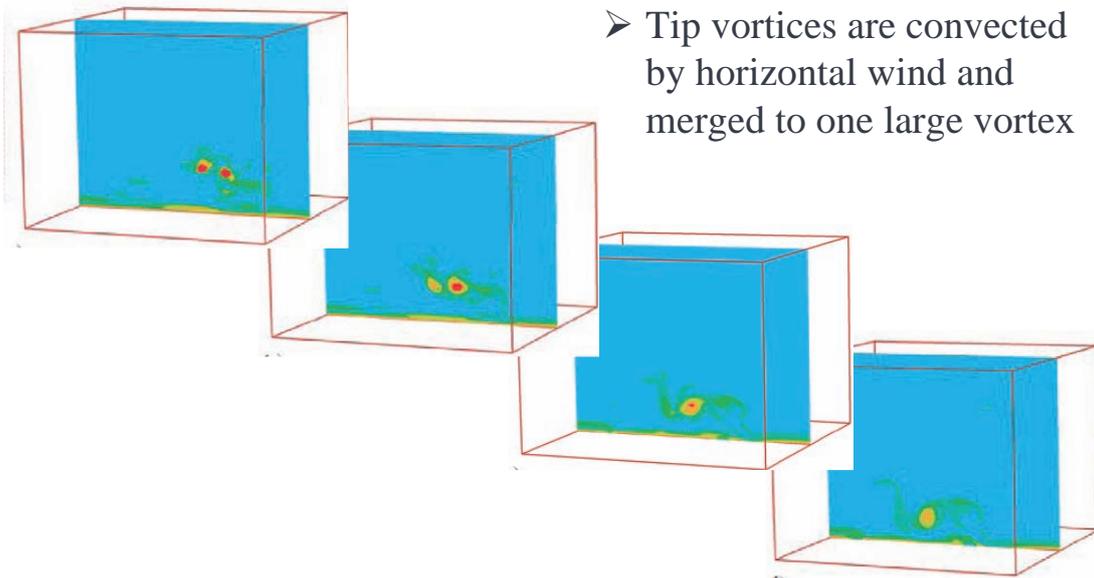
Averaging

- Agreement of velocity distribution on measurement plane is confirmed



Results using Actual Lidar Data (2)

Vorticity distribution



- Tip vortices are convected by horizontal wind and merged to one large vortex



まとめ

仙台空港における後方乱気流のライダー計測

- 後方乱気流の移流・残留に周辺大気風が及ぼす影響を実測
- 分解能に難

ライダー計測を融合した翼端渦のLES

- 気象のデータ同化手法: 4D-Var + Bogus vortex
- 翼端渦を再現

今後の課題

- 渦の自動検出・画像復元技術によるデータ補正
 - 気象条件が後方乱気流の挙動に及ぼす影響
 - ✓ 大気の流れ成分・温度分布など
-

複雑な流体のCFD

実験で分かること、分からないこと

慶應義塾大学理工学部機械工学科
松尾亜紀子

なぜ、複雑な流体か？

- 複雑な流体 ↔ 単純な流体
- 航空宇宙研究における流体
 - 超音速流・極超音速流 ←機体回りは空気流
- エンジン(推力発生器)の中も流体
 - 何が起きているのか？
 - エネルギー変換により, 流体の運動が増加
 - 現象の把握, 可視化・計測は難しい
 - 高温, 高速, 内部流, etc...

複雑な流体(推力発生)

- 理想気体を想定した空気流れではなく,
 - 燃焼排気流(ノズル流)
 - 拡散混合問題(燃料噴射)
 - 化学反応流(燃焼によるエネルギー発生)
 - 混相流(液相/固相と気相の混合流体)
 - 混相燃焼流
(液体/固体燃料と酸化剤空気流との燃焼)
→ 相変化, 運動量・エネルギー交換,
燃焼によるエネルギー発生
 - 気固連成大変形問題(固体燃料の燃焼過程)

複雑な流体: 実験で分かること

- 実験をすると, 何かは起きる
- 起きていることは, 事実であり真実
- 誰もが実験結果の真実を疑わない

- 複雑な流体では, EFDで何をみるのか?
 - 時間が短い, 速度が速い, 温度が高い,
圧力が高い, 装置の中で観測が難しい
 - 空力計測技術(PIV, PSP等)は使えるか?
 - 見えない, 十分な計測が出来ない!

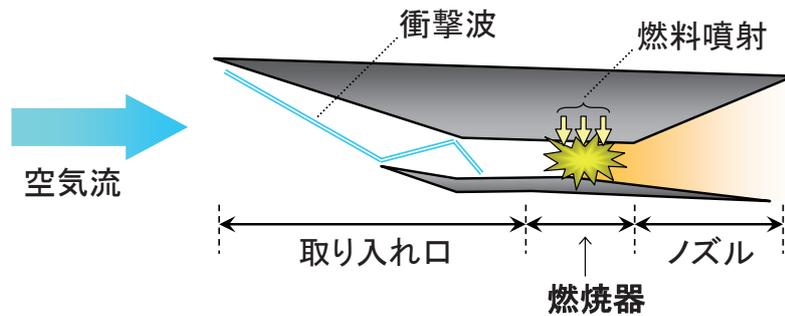
複雑な流体のためのCFD

- 複雑さを表現できる基礎方程式？
↓
- 複雑さを考慮できる最善のモデルの選定
- 今, CFDが必要とされていなくても,
将来の“必要”のために, 準備する
- 流体問題の様々な“複雑さ”のための研究

研究の事例紹介

スクラムジェットエンジン

燃料噴射孔形状の工夫により主流に対する燃料の貫通および燃焼の促進を図る



- 取り込んだ空気を衝撃波を用い空気力学的に圧縮
- 圧縮空気に燃料を噴射し燃焼させて推力を獲得

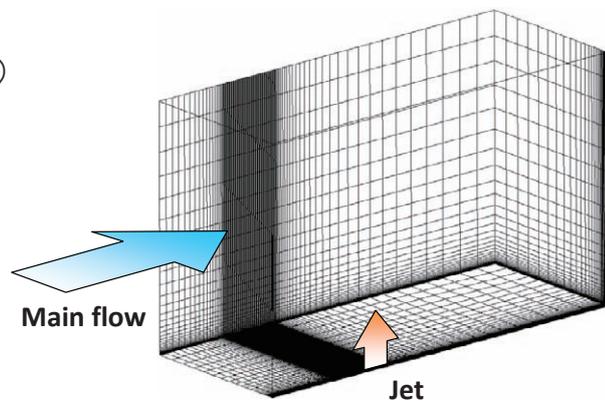
主流の滞留時間: 数msのオーダー

⇒ 燃料との速やかな混合および効率的な燃焼が不可欠

計算手法および計算対象

- 基礎方程式：三次元圧縮性 Navier-Stokes方程式
- 空間積分：SHUS (MUSCL法で3次精度化)
- 時間積分：LU-ADI 陰的時間積分
- 乱流モデル：Baldwin-Lomax モデル

計算格子 (2点おきに表示)

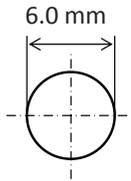


格子点数：251 × 61 × 101 点

(約155万点)

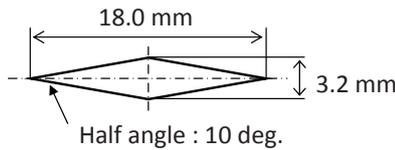
計算に用いた噴射孔形状

Circle

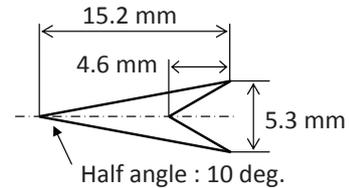


Diamond

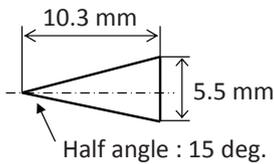
(S. Tomioka et al., 2003)



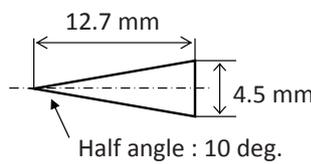
Arrowhead



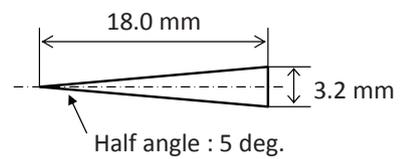
Wedge (15 deg)



Wedge (10 deg)†



Wedge (5 deg)

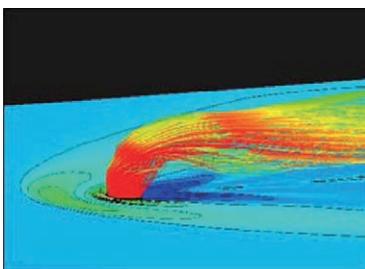


* 各形状において等価直径6 mmと設定 (= 流量固定)

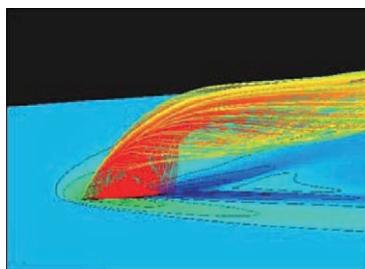
CFDによる噴射孔形状の検討

燃料を供給する穴の形を変えて、違いを観察

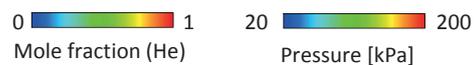
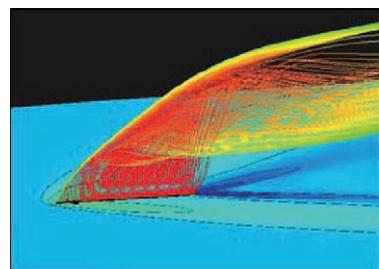
円形 ●



菱形 ◀



Stinger ▶

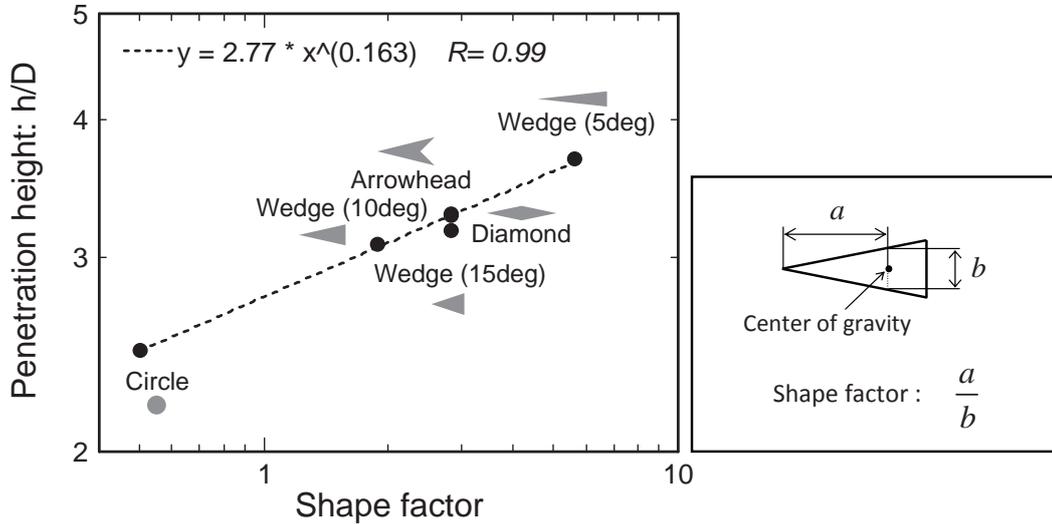


噴射孔の形状が鋭い方が、噴流の到達点が多い
噴流の主流をせき止める効果の軽減で噴流の伸びに繋がった

主流に対する抵抗が小さい噴射孔を用いた際、噴流の大きな貫通が得られる

形状係数と貫通高さの相関

噴射孔の鋭頭形状の度合いを考慮したパラメータを提案し、貫通変化の傾向を調査

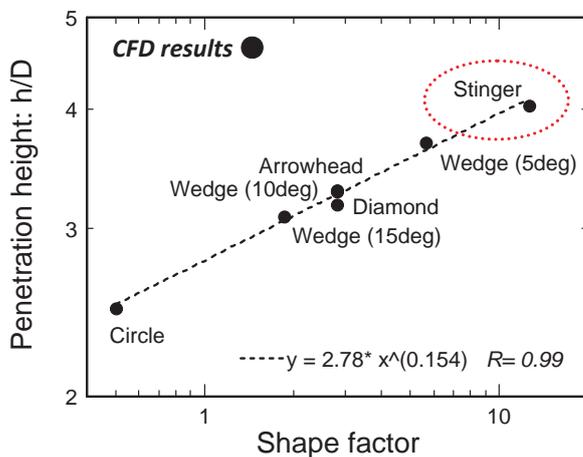
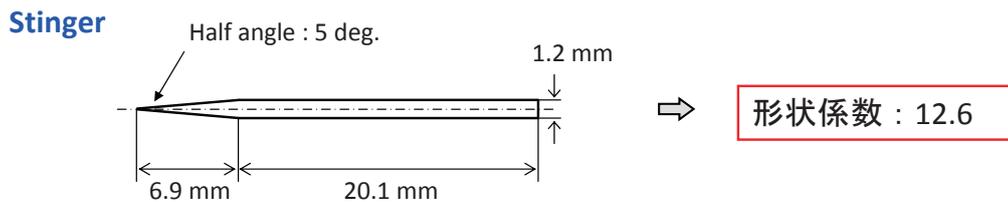


形状係数の値が増加するにつれて、貫通高さも増加

相関係数 : 0.99 ⇨ 極めて強い相関

形状係数の値が大きい形状を提案することで、さらなる貫通促進を狙うことが可能

Stinger型噴射孔の提案



Stinger型噴射孔

下流における貫通高さ

||

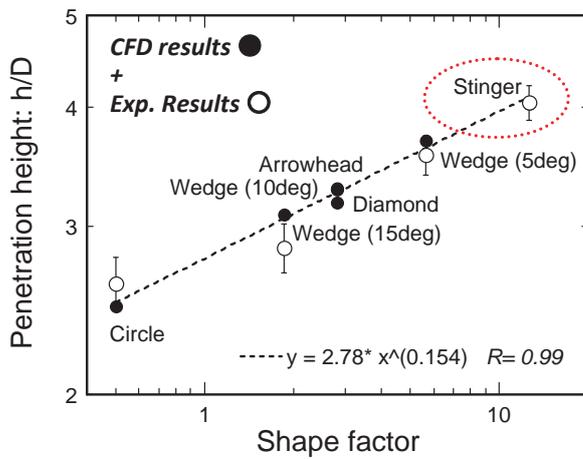
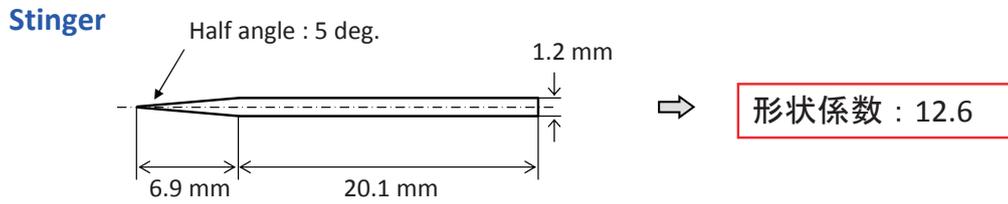
24.2 mm
(円形噴射孔よりも約60%増加)

⇩

最も良い貫通性能

Stinger型噴射孔の提案

(コールドフロー試験による検証)



Stinger型噴射孔

下流における貫通高さ

||

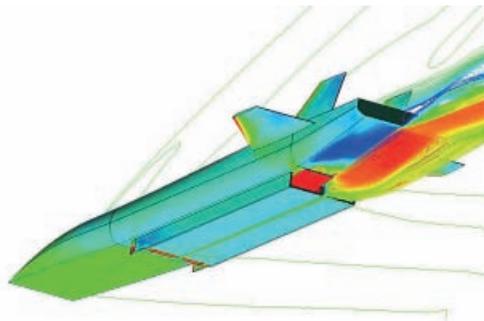
24.2 mm
(円形噴射孔よりも約60%増加)

↓

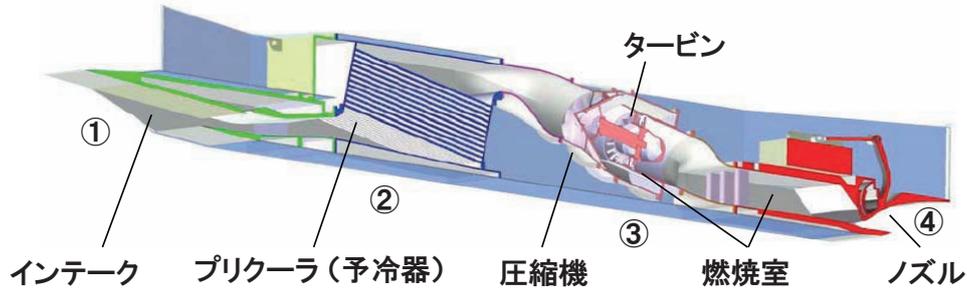
最も良い貫通性能

コールドフロー試験においても同様の傾向

極超音速機と 予冷ターボエンジンの開発



予冷ターボエンジンの開発



- -253°C の液体水素燃料を用いて空気を冷却
- 排気物は H_2O のみ
- 静粛性に優れたノズルを採用

▶ マッハ5まで適用可能に



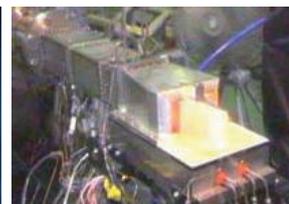
① Air intake



② Precooler



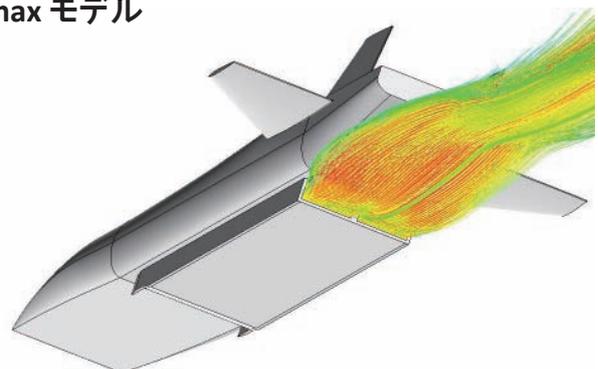
③ Core engine



④ Plug nozzle

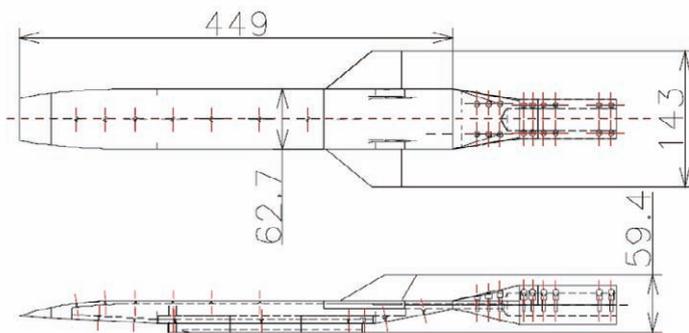
数値計算条件

- 支配方程式 : 解強制項を含む 3次元 圧縮性N-S方程式
気体種の質量保存式 (N_2 , H_2 , O_2 , H_2O)
- 対流項の離散化 : SHUS (MUSCL法で3次精度化)
- 粘性項の離散化 : 2次精度中心差分
- 時間積分 : LU-ADI 陰解法
- 乱流モデル : Baldwin-Lomax モデル



① 風洞実験の再現

解析対象：風洞実験



1/10 模型 (単位: mm)

・主流条件

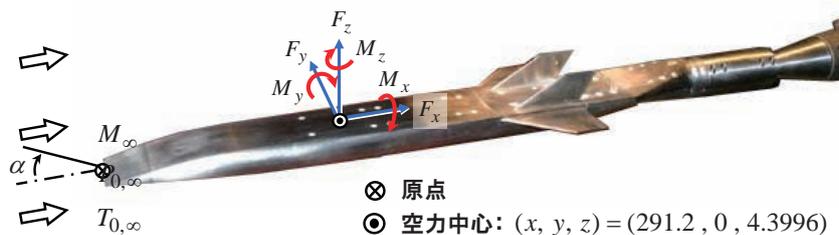
$$M_{\infty} = 5.1$$

$$P_{0,\infty} = 1.0 \text{ MPa}$$

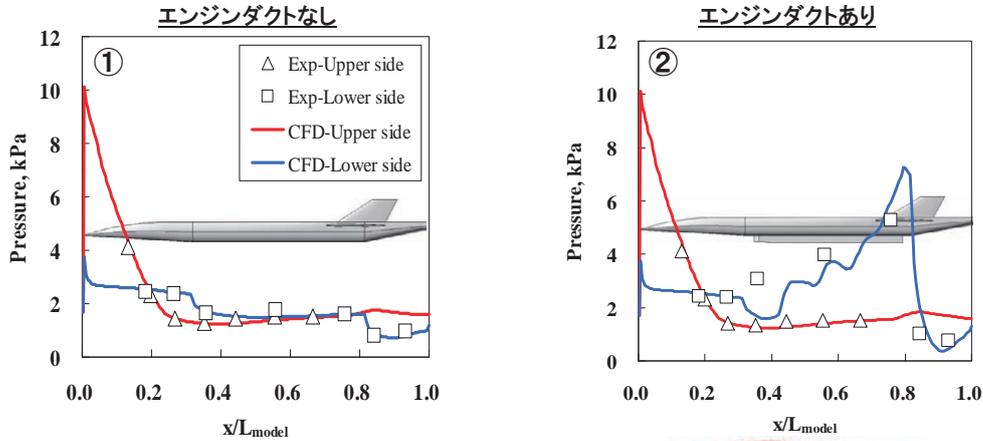
$$T_{0,\infty} = 700 \text{ K}$$

$$\alpha = -5 \sim 5 \text{ deg.}$$

- ・中心線上圧力測定 (1/10 模型)
- ・六分力測定 (1/20 模型)
- ・エンジンダクトあり & なしの2形状



中心線上圧力分布 ($\alpha = 0$ deg.)

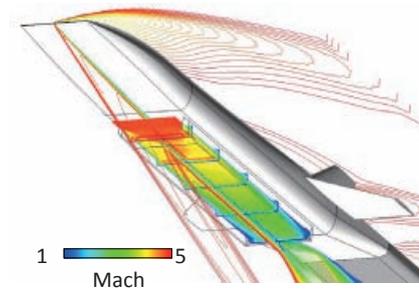


- ① エンジンなし：圧力分布は実験値とよく一致
- ② エンジンあり：エンジン内の圧力挙動に差異

エンジン内の圧力上昇について

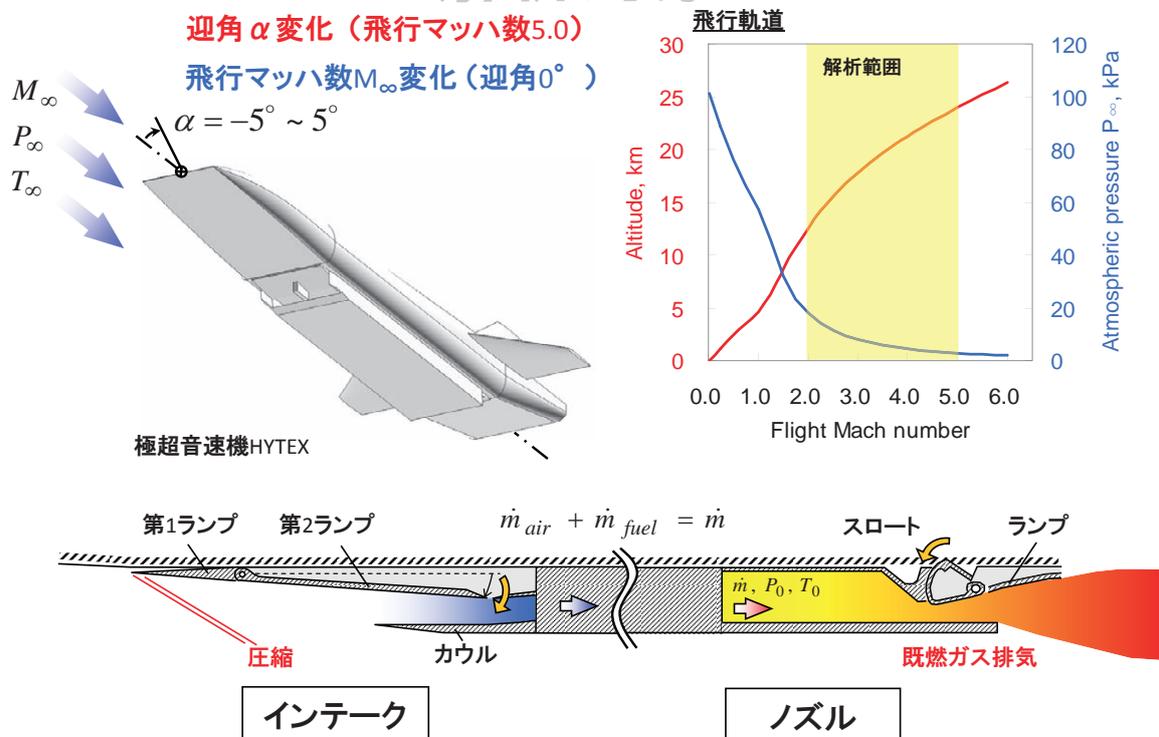
前半：インテーク衝撃波の反射によるもの

後半：境界層が超音速デフューザとして機能

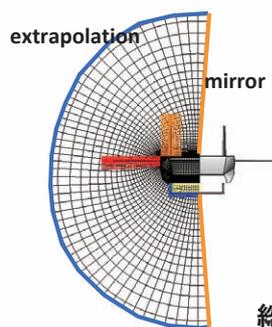
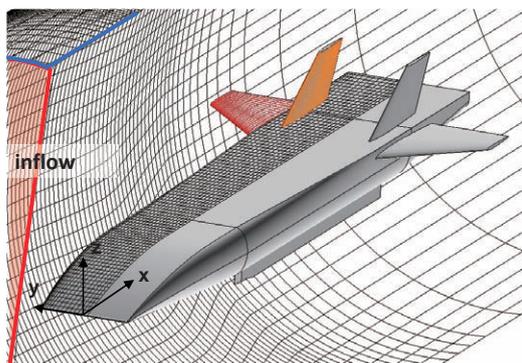


② 機体とエンジンの統合解析

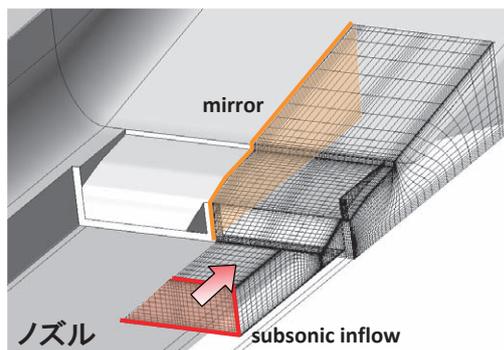
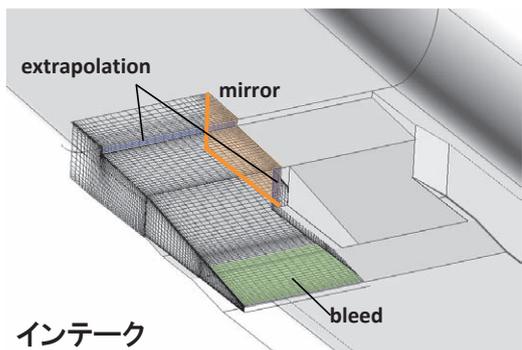
解析対象



計算格子・境界条件

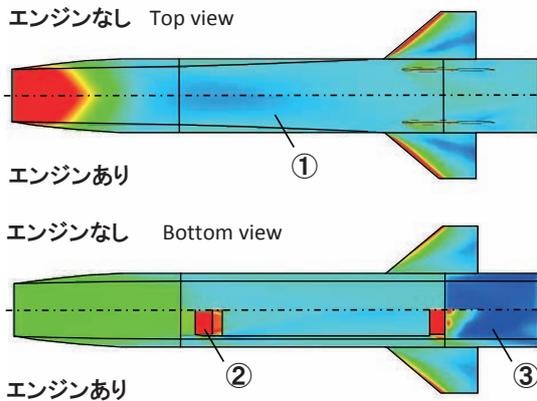
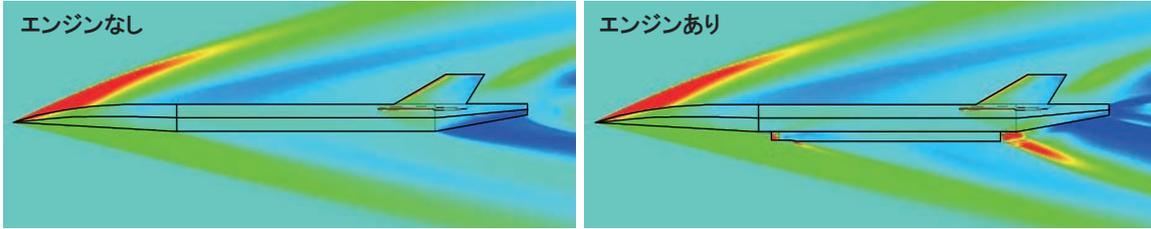


総格子点数：約600万点



エンジンの有無の影響 ($M_\infty=5, \alpha=0^\circ$)

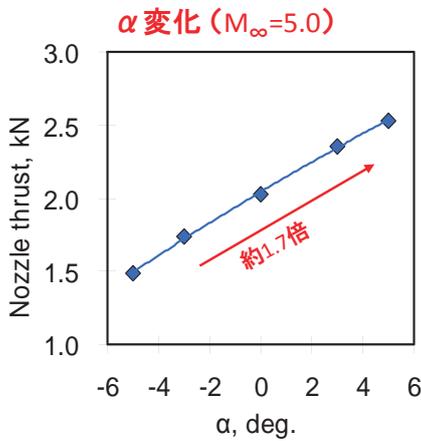
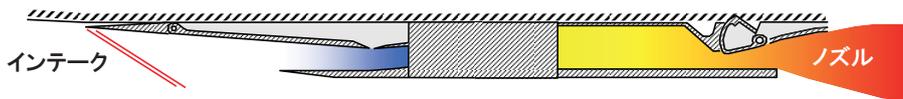
0.34 p/p_∞ 2.76



- ① 機体上側へのエンジンの影響はない。
- ② インテークにおける捕獲空気の圧縮のため、ランプ付近が高圧となっている。
- ③ ノズルランプは排気流が沿って流れるため高圧となるが、船尾底面では低圧領域が形成され抵抗となった。

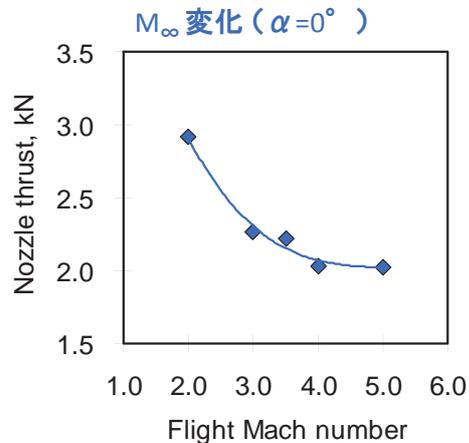
エンジン推力

地上試験では予測困難な飛行中のエンジン推力の予測も可能



迎角上昇

推力増加



飛行マッハ数上昇

推力低下

固体発射薬の点火過程に関する三次元数値解析

固体発射薬を用いた推進装置



Gun System

Military Technology

Cannon



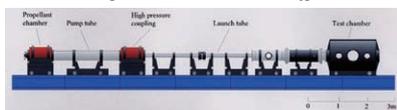
<http://www.army-technology.com/projects/crusader/crusader5.html>

Scientific Research

Ballistic Range



<http://www.knlab.msl.titech.ac.jp/>



<http://ceres.ifs.tohoku.ac.jp/~coe/jfacility.html>

Solid Rocket

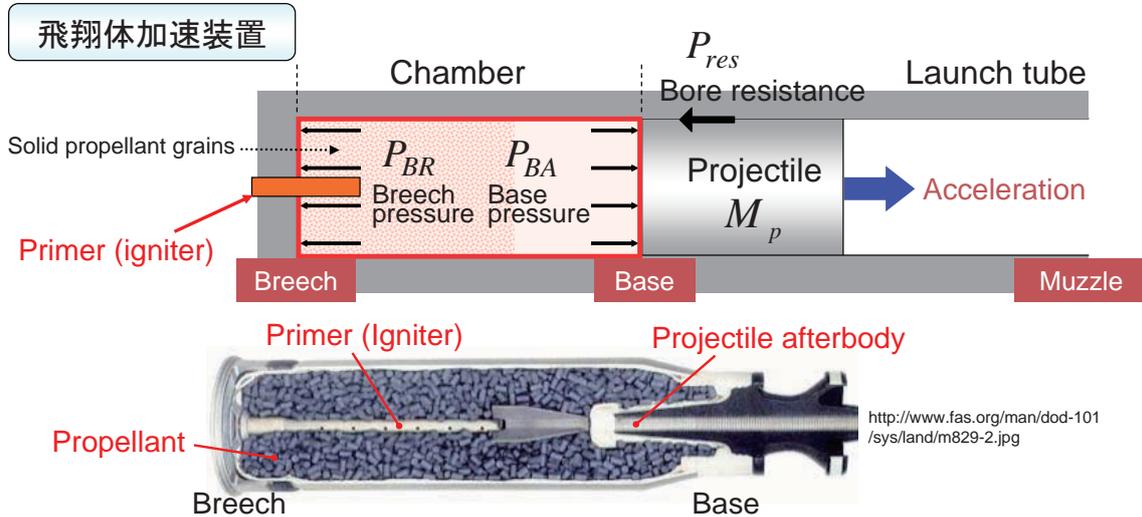
Space Propulsion

Solid Rocket Booster



http://spaceinfo.jaxa.jp/db/kaihatu/shuttle/shuttle_g/sts-87-2.jpg

固体発射薬の点火過程

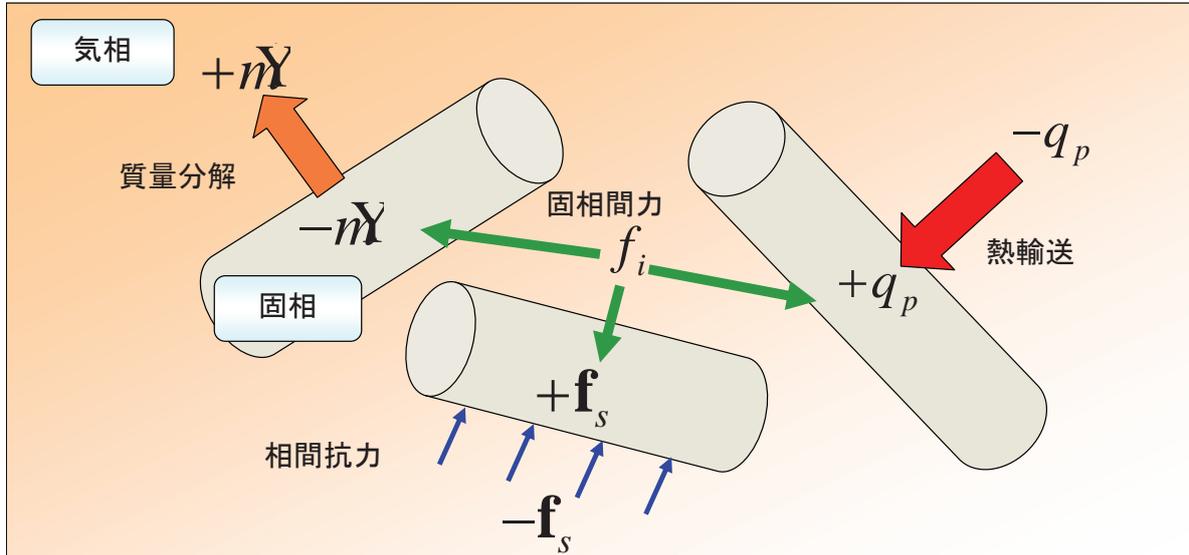


飛翔体発射過程において固体発射薬の点火操作は重要な段階の一つである

発射薬が不均一に着火した場合、強い圧力波が発生し薬室内壁や飛翔体に損傷を与える恐れがある

固気二相流砲内弾道計算手法

気相と固相の相間作用



$$\dot{m}X = Fnc(r) \quad r = ap^n$$

$$q_p = Fnc(T_g - T_p)$$

$$\mathbf{f}_s = Fnc(\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_p)$$

$$T_p \geq T_{ignition} \rightarrow \text{ignition}$$

支配方程式

気相	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho\mathbf{u}}) = \dot{m}X + \dot{m}X_{ig}$	}	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho Y_{pr}}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho Y_{pr}\mathbf{u}}) = \dot{m}X$
	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho\mathbf{u}}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho\mathbf{u}\mathbf{u}}) = -\underline{\alpha}\nabla p - \mathbf{f}_s + \dot{m}X\mathbf{u}_p$		$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho Y_{ig}}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho Y_{ig}\mathbf{u}}) = \dot{m}X_{ig}$
	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha e}) + \nabla \cdot \{ \underline{\alpha}(e + p)\mathbf{u} \} = -\mathbf{f}_s \cdot \mathbf{u}_p + \dot{m}X \left(q + \frac{\mathbf{u}_p \cdot \mathbf{u}_p}{2} \right) + \dot{m}X_{ig} q_{ig} - q_p$		$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha\rho Y_a}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha\rho Y_a\mathbf{u}}) = 0$

固相	$\frac{\partial}{\partial t}(\underline{\alpha_p\rho_p\mathbf{u}_p}) + \nabla \cdot (\underline{\alpha_p\rho_p\mathbf{u}_p\mathbf{u}_p}) = -\underline{\alpha_p}\nabla p - \mathbf{f}_i + \mathbf{f}_s - \dot{m}X_p$
----	--

- 気相 → 非粘性圧縮性流体
- 固相 → 非圧縮性流体

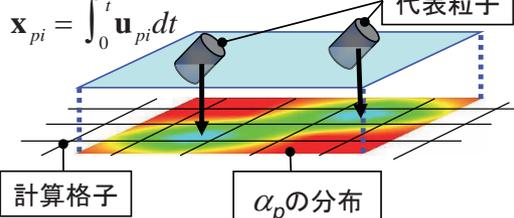
計算体積を二相に分割するため
固気二相の体積割合を導入

α : 気相の体積分率(空隙率)

α_p : 固相の体積分率

$$\alpha = 1 - \alpha_p$$

固相体積分率 α_p は全代表粒子の分布から定まる
代表粒子は燃焼進行度の情報を持ち固相速度で移動する



支配方程式

気相	$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho) + \nabla \cdot (\alpha\rho\mathbf{u}) = \dot{m}\dot{Y} + \dot{m}\dot{Y}_{ig}$ $\frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho\mathbf{u}) + \nabla \cdot (\alpha\rho\mathbf{u}\mathbf{u}) = -\alpha\nabla p - \mathbf{f}_s + \dot{m}\dot{\mathbf{u}}_p$ $\frac{\partial}{\partial t}(\alpha e) + \nabla \cdot \{\alpha(e+p)\mathbf{u}\} = -\mathbf{f}_s \cdot \mathbf{u}_p + \dot{m}\dot{Y}\left(q + \frac{\mathbf{u}_p \cdot \mathbf{u}_p}{2}\right) + \dot{m}\dot{Y}_{ig}q_{ig} - q_p$	$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho Y_{pr}) + \nabla \cdot (\alpha\rho Y_{pr}\mathbf{u}) = \dot{m}\dot{Y} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho Y_{ig}) + \nabla \cdot (\alpha\rho Y_{ig}\mathbf{u}) = \dot{m}\dot{Y}_{ig} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\alpha\rho Y_a) + \nabla \cdot (\alpha\rho Y_a\mathbf{u}) = 0 \end{cases}$
固相	$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_p\rho_p\mathbf{u}_p) + \nabla \cdot (\alpha_p\rho_p\mathbf{u}_p\mathbf{u}_p) = -\alpha_p\nabla p - \mathbf{f}_i + \mathbf{f}_s - \dot{m}\dot{\mathbf{u}}_p$	

□ 気相の成分

- ┌ 発射薬の燃焼ガス (pr)
- ├ 点火薬の燃焼ガス (ig)
- └ 空気 (a)

□ 気相の状態方程式

$$p = \frac{RT}{(1/\rho - b)} \quad b : \text{Covolume}$$

$\dot{m}\dot{Y}$: 固相の質量分解速度

\mathbf{f}_s : 二相間の速度差により生じる相間抗力

q_p : 固相への熱損失

\mathbf{f}_i : 固相間力

q : 単位質量当りの燃焼エネルギー

三次元計算による火管を用いた燃焼試験のシミュレーション

計算条件

計算手法

対流項離散化 : SHUS
(MUSCL法で3次精度化)

時間積分 : 2段階Runge-Kutta法

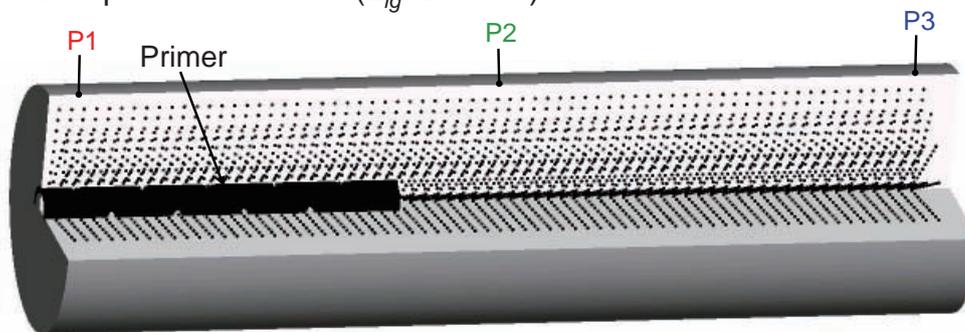
格子条件 : 格子点数 388x38x22
粒子数 3210 ($L_{ig}=200\text{mm}$)

計算条件

薬室内初期条件 : 101kPa, 294K (空気)

火管内部 : ベナイトストランド $C_{ig}(\text{g})$
 $\phi 2.0 \times L_{ig}(\text{mm})$

・ Computational model ($L_{ig}=200\text{mm}$)



計算条件

計算手法

対流項離散化 : SHUS
(MUSCL法で3次精度化)

時間積分 : 2段階Runge-Kutta法

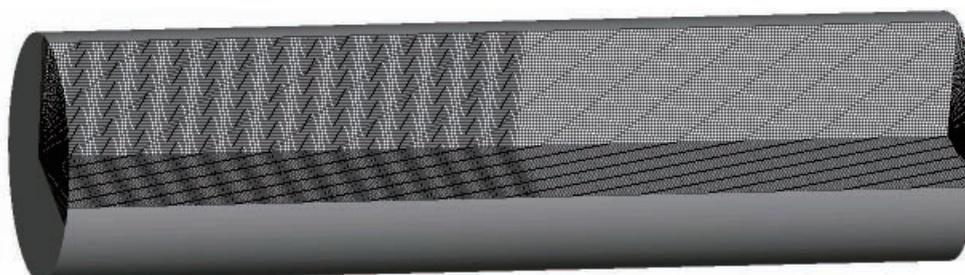
格子条件 : 格子点数 388x38x22
粒子数 3210 ($L_{ig}=200\text{mm}$)

計算条件

薬室内初期条件 : 101kPa, 294K (空気)

火管内部 : ベナイトストランド $C_{ig}(\text{g})$
 $\phi 2.0 \times L_{ig}(\text{mm})$

・ Computational model ($L_{ig}=200\text{mm}$)



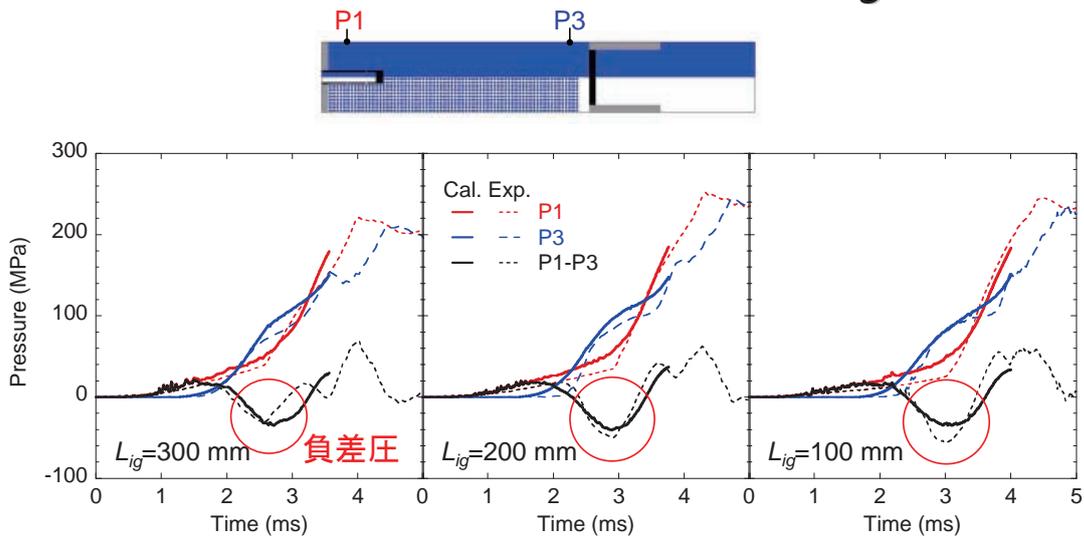
計算結果

$L_{ig}=200\text{mm}$



- 高温噴流により固体発射薬が次々に着火する
- 火管噴流の影響で固体発射薬粒子が前進する

実験結果との比較 L_{ig}



- ・ 火管長の短縮により負差圧が強められる点が再現された
ただし, $L_{ig}=100\text{mm}$ の場合の負差圧は実験よりも弱く評価された
- ・ 砲尾圧P1の傾きが変化する点が再現された

まとめ

EFD/CFDにはブームがある

- みんなで同じことをする/してしまう
 - 大きな一歩のためには、必要なこと
 - 多くの知恵の結晶が、進歩を生む
 - アメリカの歩んだ道の後を追ってしまう
- 日本から世界のブームをつくれるか？
- だれもやっていない研究
 - 日本の研究者人口は少 → 日本内で先導的OK
 - 国内での技術の蓄積は重要

CFD:大学が目指すべきこと

- 日本におけるCFD技術の蓄積
 - EFD技術と密接に, ともに歩く
 - 相互補完関係が, 高い完成度を生む
- どんなブームが来ても対応できるようなCFD技術の蓄積が必要
 - 幅広い分野における情報の収集
- EFD/CFD, 共通した学問的の背景の強化
- 人材育成:市販ソフトの仕様を理解できる人材がいないと, 正しい評価はできない

EFD/CFD融合研究会
@JAXA総研本部
2008.2.26

EFD/CFDはLennon-McCartney でなければならない

名古屋大学工学研究科航空宇宙工学専攻
佐宗章弘、酒井武治、松田淳

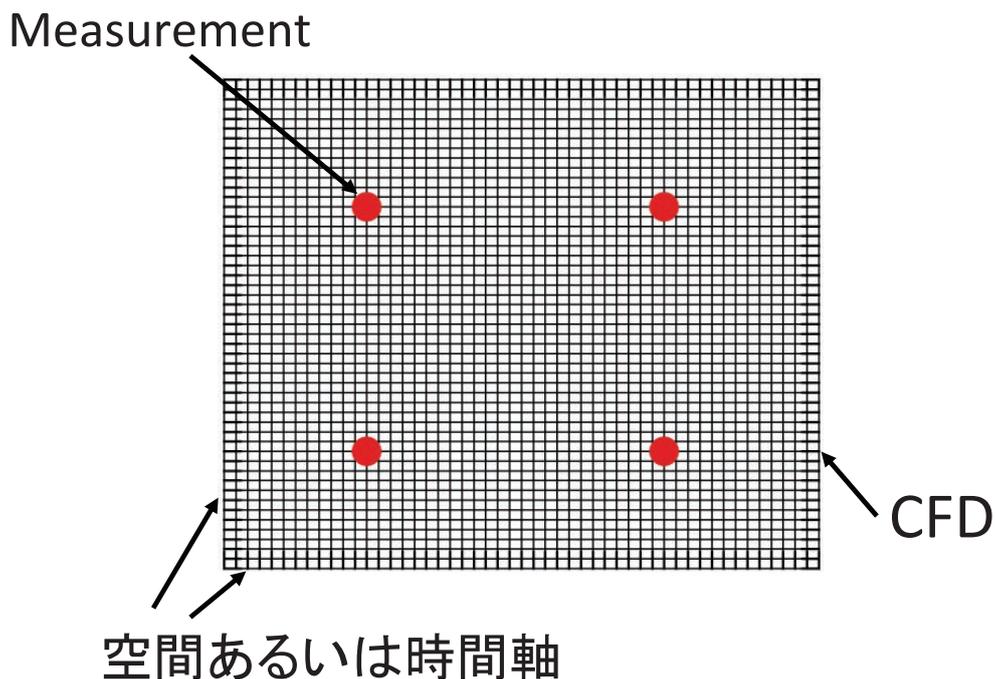
Lennon-McCartneyについて

Beatlesの多くの曲の作詞、作曲を手がけた二人のメンバーJohn Lennon、Paul McCartneyのコンビを呼ぶ名。曲によってどのように作詞、作曲を手掛けたかは異なるが(実は単独も多い)、殆どがLennon-McCartney名でクレジットされた。

改めなければならない考え方

- CFDは、実験を再現しなければならない。
- CFDは、実験を再現すればよい。
- CFDは、実験がないと正しいとは言えない。

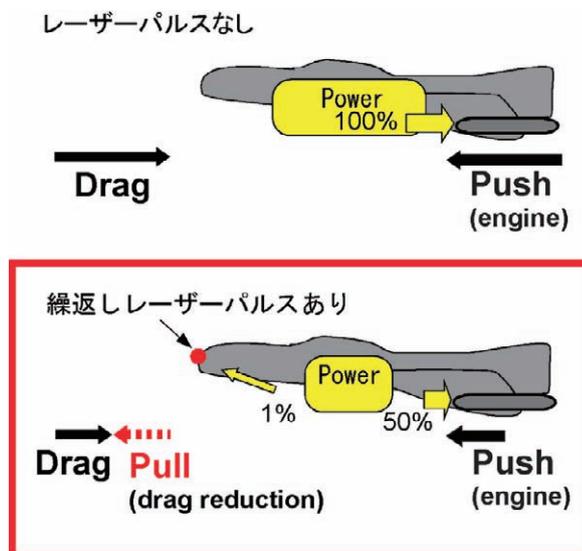
天気予報は何故当たらないか ～Ill-Posed Problem～



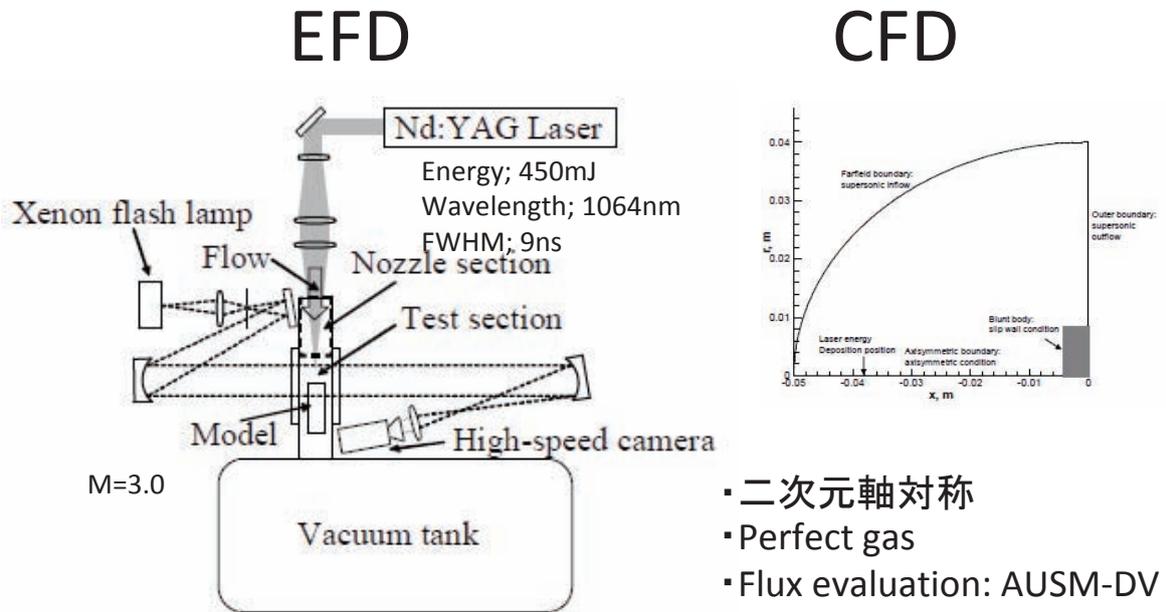
問題の性質とEFD/CFDの役割



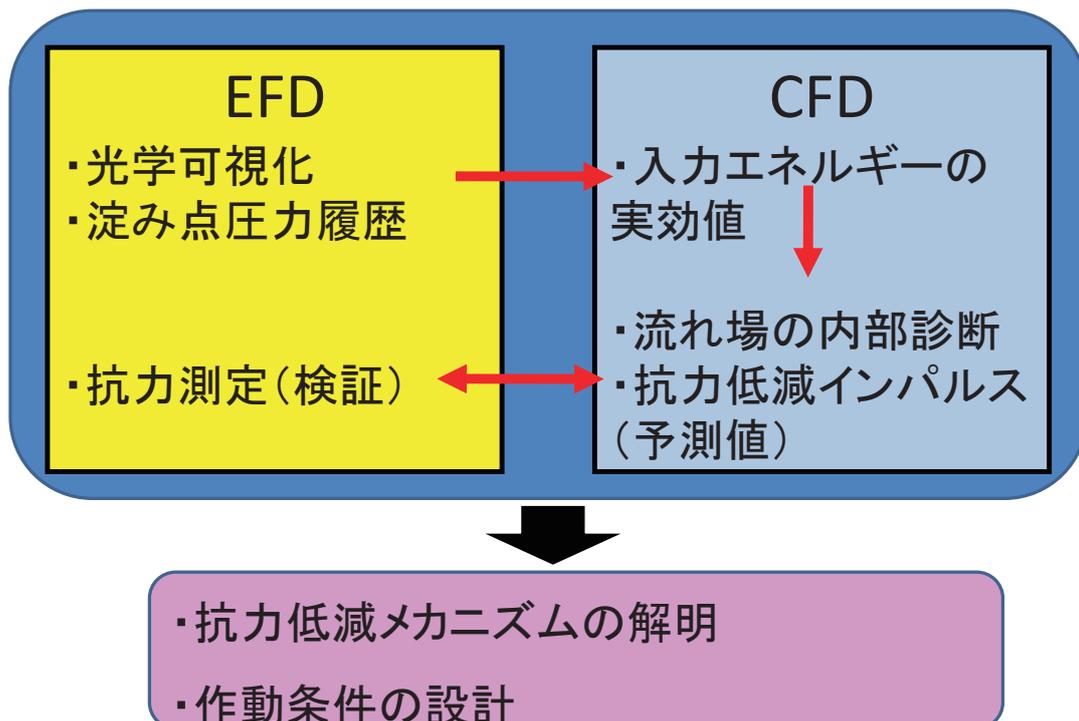
具体例:レーザーパルスによる超音速抗力低減(Push-Pull複合推進)

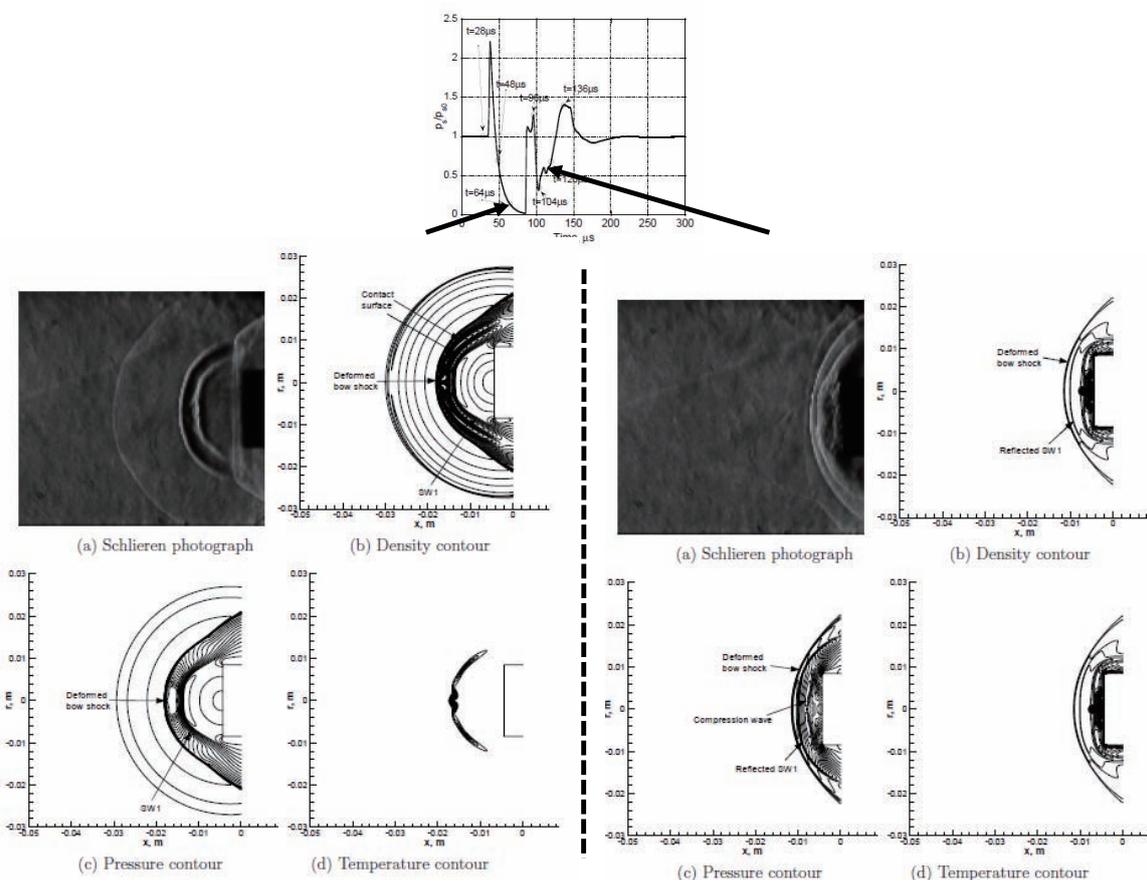
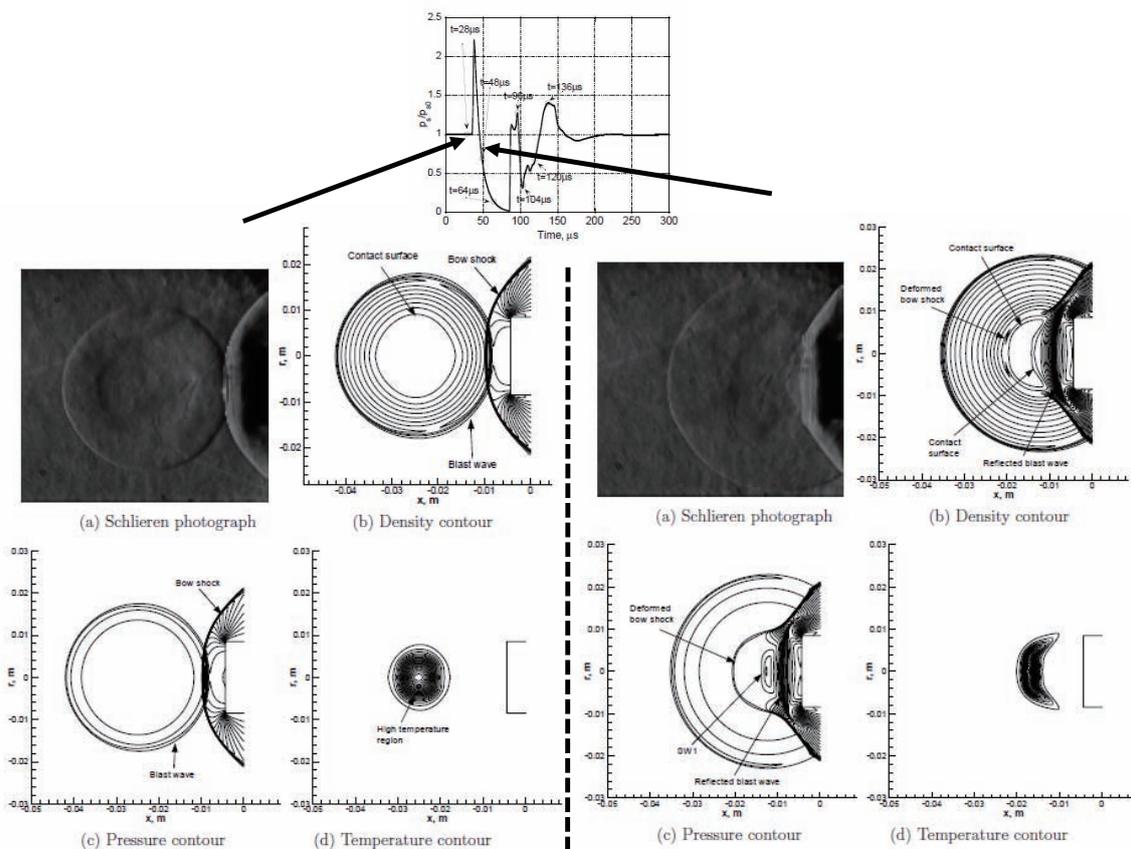


Condition & Tools

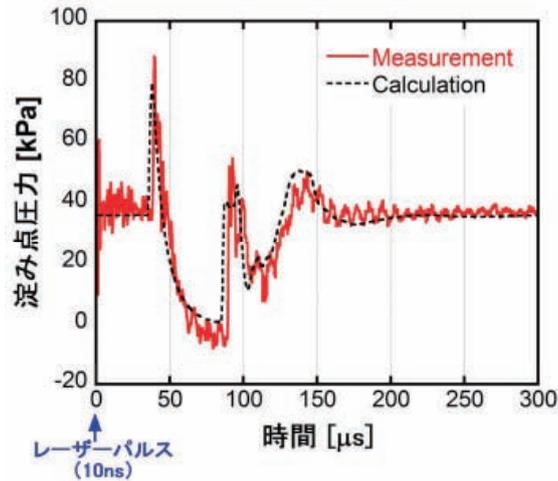


EFD/CFDの融合で全容がわかる





淀み点における圧力履歴



EFD:

・零点、感度(センサー温度変化による)?

CFD:

・入力エネルギーの実効値?

どうする必要があるか

- CFDは、解像度が足りない分だけ、(実験に合うように)実験情報を入力する必要がある。
- CFDは、内部診断、予測の手段であり、self-consistentに実験を再現することが目的ではない。実験情報と合わせて如何に有用な情報を引き出すかが重要である。

さいごに

EFDもCFDも共に不完全である。しかし、両者が同
時進行すると、単独では分からないことがかな
り分かってくる。そして、研究・開発が前進する。



EFD/CFD融合研究会
(JAXA航空宇宙技術研究センター)



VIDELICETにおける EFD/CFDデータの並置化



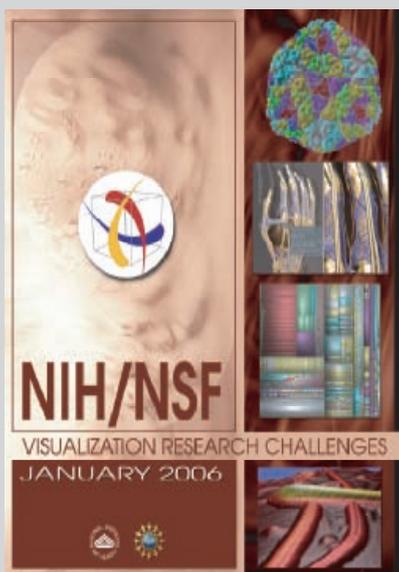
藤代 一成

東北大学 流体科学研究所

2008.2.26



VRCLレポート



- **ViSCレポート**
[SIGGRAPH+NSF:1987]の
フォローアップ
- NIH/NSF主催による2回の
ワークショップの成果物
- 暫定版: IEEE Vis05で配布
- <http://vgtc.org/wpmu/techcom/national-initiatives/nihnsf-visualization-research-challenges-report-january-2006/>

※ViSC: Visualization in Scientific Computing



VRCLレポートの提言1



■ 可視化オントロジー

- *“The ontological organization of visualization itself, organizing the very structure, utility, and expressiveness of visual tools along guidelines and design principles. The resulting frameworks help us move beyond simply asking whether something helps by offering tools to answer questions of why and how it helps.”*
- 可視化の品質評価 (quality issue)

2008/2/26

VIDELICET

3



VRCLレポートの提言2



■ ケースリポジトリ

- *“Creating and maintaining open data and task repositories is critical for the health of the visualization field.”*
- “Toy”データからの脱却
- 可視化専門家と科学技術者の協同

2008/2/26

VIDELICET

4



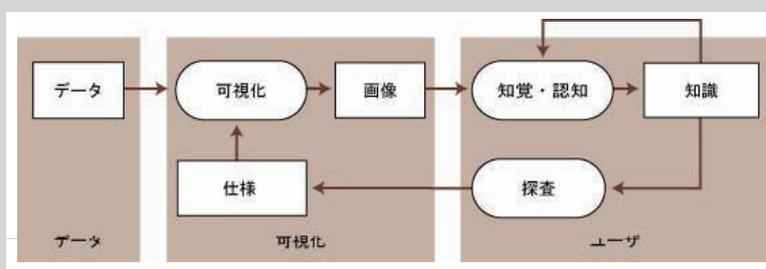
VRCLレポートの提言3



■ 可視化の版管理 (Human in the Loop)

- “Computational science now encompasses modeling and simulation using data from many sources, requiring *data management, mining and interrogation.*”

- 可視化発見過程の明示的支援の必要性



2008/2/26

VIDELICET

5



VIDELICETシステム

Visualization Design and Life Cycle managemenT

Videlicet = viz. (<Latin): Let one see, it is permitted to see

協調的可視化環境 (CVE†)

VRCLレポートの3課題への取り組み

- 可視化オントロジー
- ケースリポジトリ
- 可視化の版管理

Provenance Management
(出自管理)



† Cooperative Visualization Environment

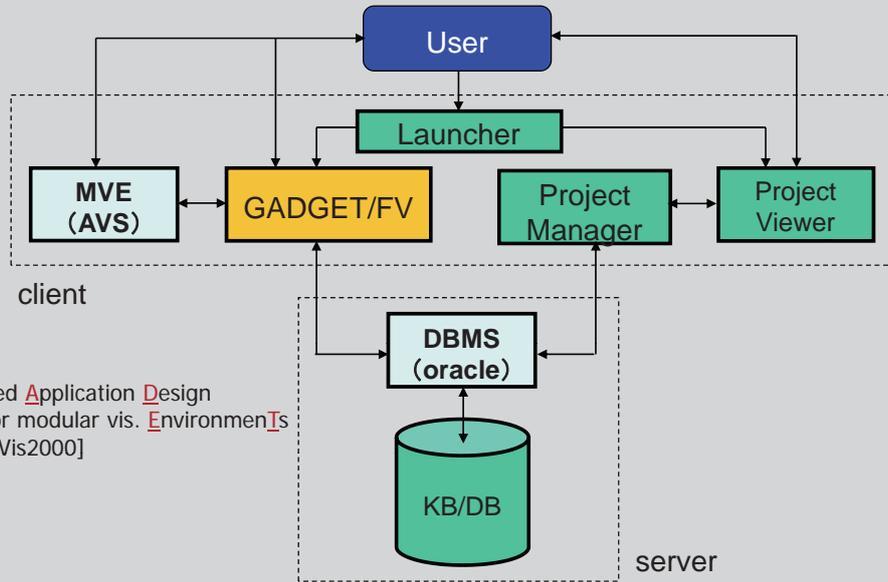
2008/2/26

VIDELICET

6



システムアーキテクチャ



Goal-oriented Application Design
Guidance for modular vis. EnvironmenTs
[Vis97, InfoVis2000]

2008/2/26

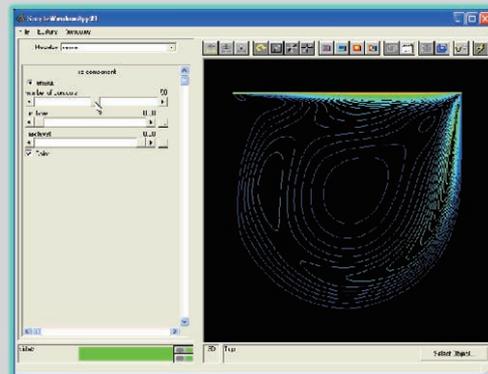
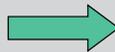
VIDELICET

7



GADGET/FVを用いた初期設計

例: 2Dキャビティフローデータの可視化



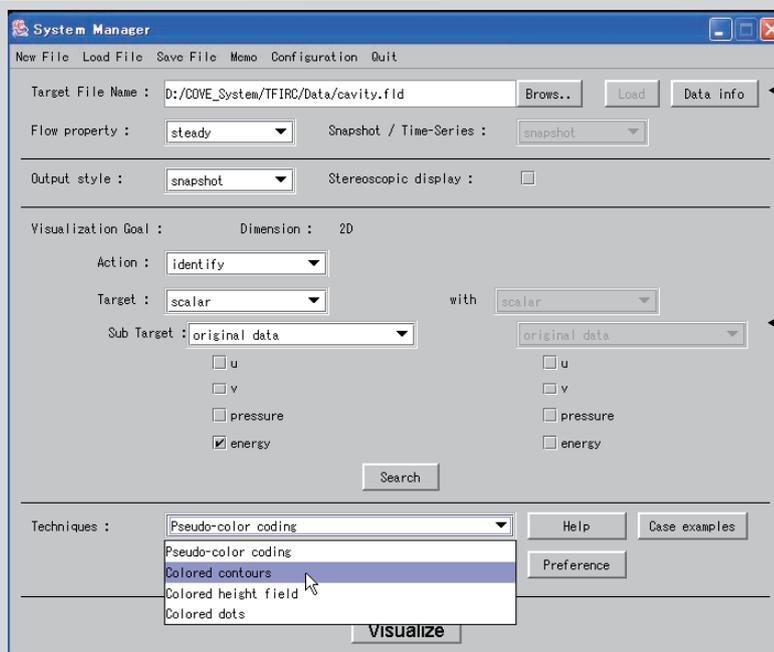
2008/2/26

VIDELICET

8



2種類の分類学



← **[Bottom-up]**
Domain Property

- * Dimension
- * Mesh topology
- * Mesh size
- * The orders of fields
- * :

← **[Top-down]**
Wehrend Matrix
(1990)

2008/2/26

VIDELICET

9



拡張Wehrend Matrix

- Action
 - Associate*
 - Compare
 - Correlate*
 - Identify
 - Locate
 - Superimpose*
- Target & Sub-target
 - nominal
 - critical points (maxima, minima, saddles)
 - vortices(pressure)
 - vortices (velocity)
 - exact value/region/scalar
 - original data
 - magnitude
 - magnitude of vorticity vector
 - magnitude of gradient
 - vector
 - original data
 - vorticity vector
 - gradient

2008/2/26

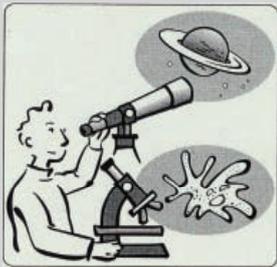
VIDELICET

10

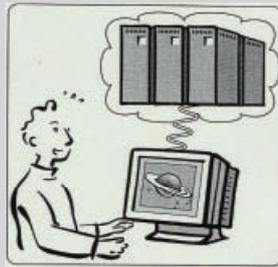


並置化(juxtaposition)

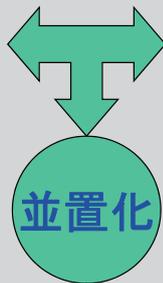
Zabusky & APS Viz Group (Physics Today 1993)



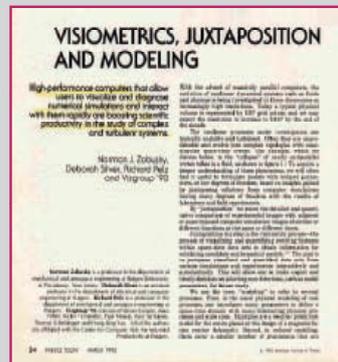
実世界の観察



データ対象の可視化



- 可視化計量学: 観察・実験と理論の照合
- ウィンドウの横並びでは得られない
認知地図の劇的改良 ⇒ serendipity



2008/2/26

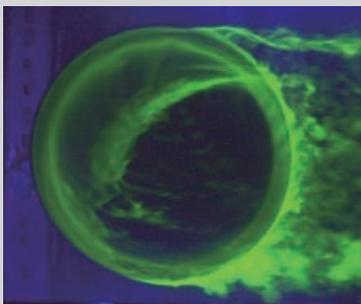
VIDELICET

11



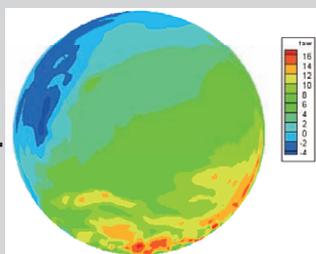
並置化の実例1

Superimpose "shear stress" (CFD) on "vortices" (EFD)



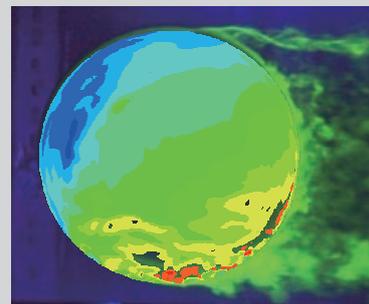
染料流しによる渦の実像

+



せん断応力の可視化

=



因果関係を示す並置化画像

フリスビーの周りにできる渦構造(実写)とせん断応力(シミュレーション)の因果関係

事例提供: 河村哲也(お茶大)

2008/2/26

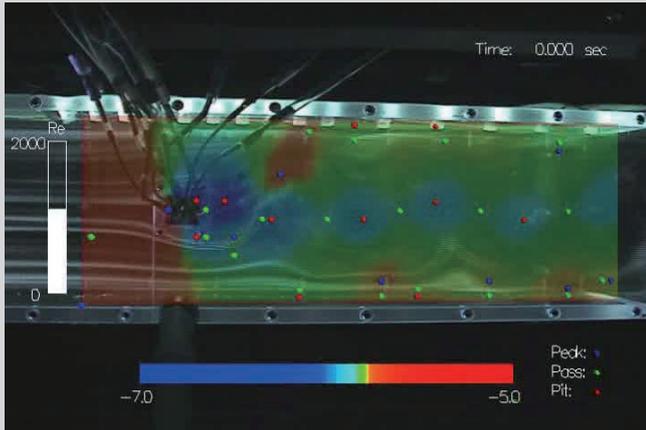
VIDELICET

12



並置化の実例2: 早瀬研ハイブリッド風洞

Superimpose "(topologically-accentuated) pressure" (CFD)
on "streaklines" (EFD)



圧力場の微分位相解析
→特異点(極大・極小・鞍点)
の同定
→極小点周りを強調表示し、
渦構造を見逃さない
カラーマップ

2008/2/26

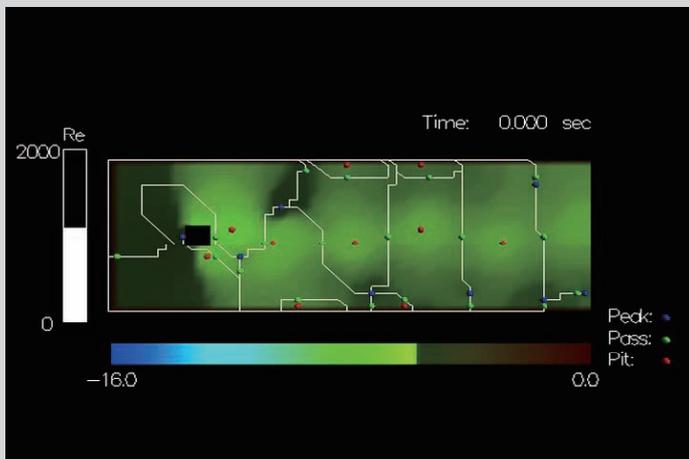
VIDELICET

13



並置化の実例3: 早瀬研ハイブリッド風洞

Superimpose "ridge circles" (CFD) on "pressure" (CFD)



圧力場の微分位相解析
→尾根環(極小点を取り囲む
最小の尾根線ループ)
→渦領域の候補抽出

2008/2/26

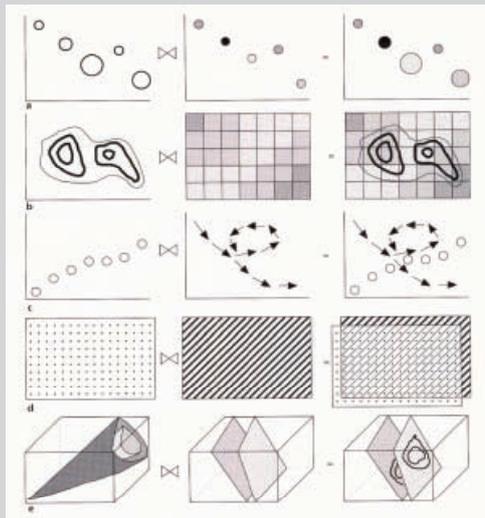
VIDELICET

14



視覚合成ルール

Vista [Senay: SIGGRAPH90 CN]



Mark composition

comp. by super-imposition

comp. by union

comp. by transparency

comp. by intersection

2008/2/26

VIDELICET

15



並置化の論理的分類

■ EFD v.s. CFD

- 単一フィールド: 分布の整合比較
- マルチフィールド: 変量間の相関性解析

■ EFD v.s. EFD-CFD v.s. CFD

- モデル並置化: シミュレーションモデル・計測の段階的詳述化
- パラメタ並置化: パラメタスタディ

2008/2/26

VIDELICET

16



可視化設計ファイル

- **gdtファイル (.gdt)**
 - 設計要求 (design directive)
 - ✓ 対象データファイル属性
 - ✓ 拡張Wehrend Matrix属性
 - AVS Vファイル
 - ✓ モジュールネットワーク
 - ✓ 可視化パラメタ
 - 研究メモ
 - 結果画像・アニメーション
- ケースリポジトリに格納し, 検索の対象に!

2008/2/26

VIDELICET

17



Design by Example



2Dキャビティフローにおけるエネルギー場の可視化
→ 2D角柱後流における圧力場の可視化

The screenshot displays the 'System Manager' application window. The 'Target File Name' is 'DVE_System/Vis07-Video_070314/Data/000887_qdata.tif'. The 'Flow property' is set to 'steady', and the 'Snapshot/Time-Series' is 'snapshot'. The 'Output style' is 'snapshot'. The 'Visualization Goal' is '2D', with 'Action' set to 'identify', 'Target' to 'scalar', and 'Sub Target' to 'original data'. The 'Techniques' section shows 'colored contours' selected. A '3D' window in the foreground shows a visualization of a flow field with colored contours. To the right, a 'Case examples' panel lists several projects with thumbnails and dates.

2008/2/26

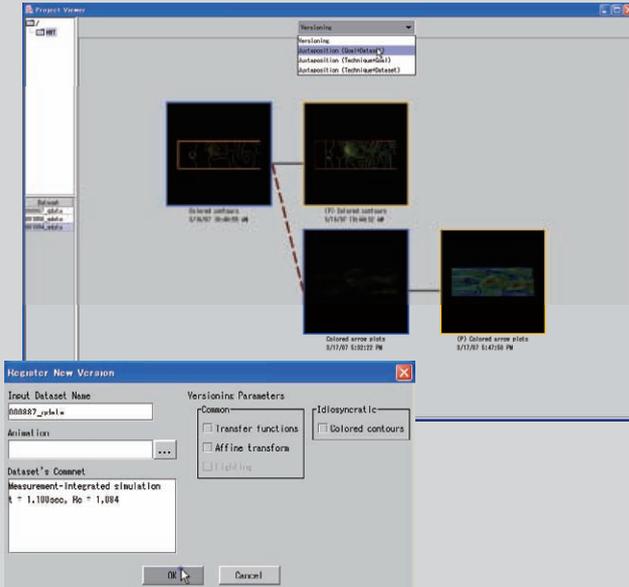
VIDELICET

18



バージョンによるモデル並置化

バージョンツリー: バージョンの更新過程を記述



- 仮定:バージョンは単一のデータセットだけを扱う
- 各バージョンは異なるタイムスタンプをもつ
- 版の更新タイミング
 - 可視化目的
 - 使用技法
 - 可視化パラメタ
 - ✓ 伝達関数
 - ✓ 視点
 - ✓ 照明
 - ✓ 技法特有
 - 研究メモ

2008/2/26

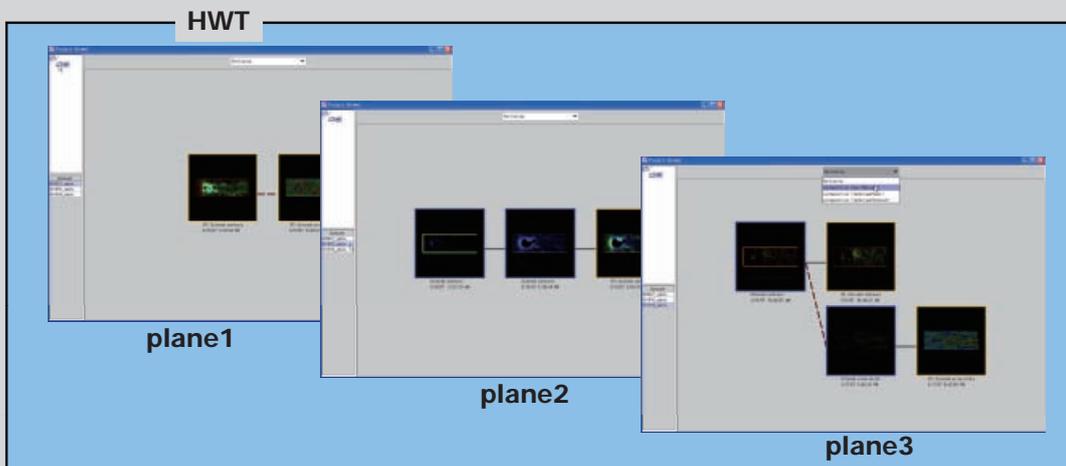
VIDELICET

19



プロジェクト

- 階層構造
- プレーン: バージョンツリーを有する最下位プロジェクト



2008/2/26

VIDELICET

20



構造化によるパラメタ並置化

各プレーンの最新バージョンを目的Xデータセットの表形式で一覧できる上位の並置化バージョンを生成



圧力場
速度場

レイノルズ数

	00007_0001	00007_0002	00007_0003
圧力場			
速度場			

2008/2/26

VIDELICET

21



ケース補完

特定のバージョンをプロジェクト管理者が代行し
並置化テーブルを補完

	00007_0001	00007_0002	00007_0003
圧力場			
速度場			



	00007_0001	00007_0002	00007_0003
圧力場			
速度場			

2008/2/26

VIDELICET

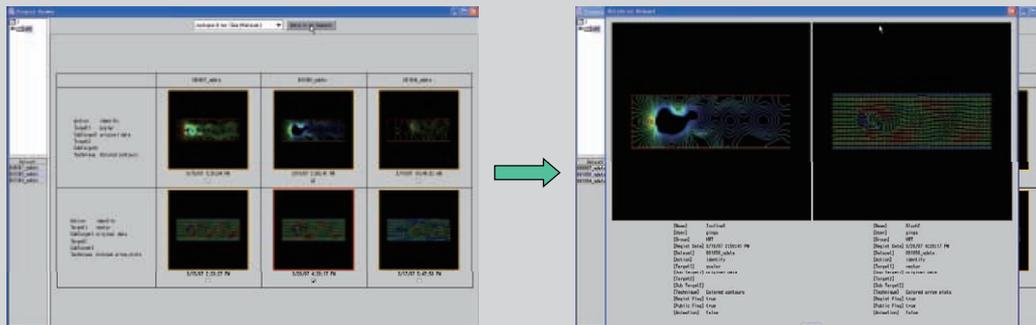
22



詳細表示



- 特定の行や列だけを選択して、属性も含め詳細を表示
- 並置化により得られた知見は上位プロジェクトのメモに追加



2008/2/26

VIDELICET

23



今後の展開

2009年度中に所内公開予定：事例蓄積と運用評価

- 複数の研究分野での横断的適用
- オントロジの詳述化
- 高次操作の同定と組み込み
 - ✓ 例：バージョンツリーの簡単化・類似検索
 - ✓ 例：可視化画像のスプレッドシート演算

2008/2/26

VIDELICET

24



謝 辞

- 平成17年度東北大学総長裁量経費
- 科研費基盤B 18300026



風洞実験ベースの極超音速機形状最適化は可能か？

鈴木宏二郎

東京大学大学院新領域創成科学研究科
先端エネルギー工学専攻

EFD/CFD融合研究会 2008, 2, 26 JAXA調布

Based upon

東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻

修士論文(Feb. 2008)

松本達矢「ラピッドプロトタイプ装置による極超音速風洞実験

効率化とウェイブライダー形状設計への応用」



1



はじめに

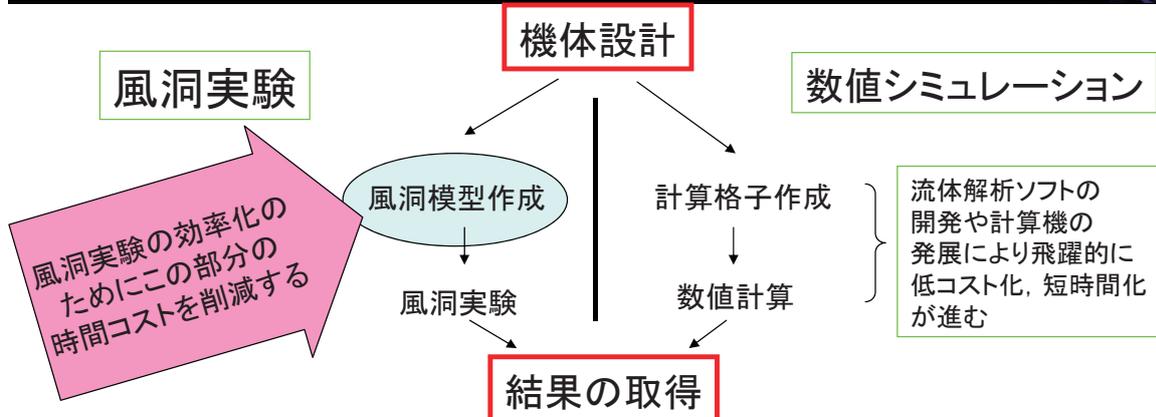
- ・風洞実験とCFDが空力研究における車の両輪であることは自明。
- ・できれば、両方やりたい。同時進行したい。
- ・とは言え、時間の壁がそれをなかなか許さない。
- ・風洞実験とCFDにおける時間感覚のギャップ。

ソフト／ハードの発展によりCFDにおいて、結果を得るまでの
タイムスケールは「日」や「時間」の感覚

実験的研究では模型の作成に時間とコストを要し、最終的に
結果を得るまでのタイムスケールは「週」や「月」の感覚。
“その場でやる”という感覚ではない。



2



風洞実験を高効率化できると...

- ・数値シミュレーションのようなパラメトリックな研究が可能となる
- ・風洞の気流特性やノウハウなどの風洞に関する多様なケースのデータベースの蓄積
- ・実験をサイクルに組み込んだ形状最適化の可能性が現実的になる
- ・数値シミュレーションとの連携が取れた研究が可能となる

風洞実験 = 模型製作 + 風洞実験

1. 風洞実験のデータ生産性が高いこと。
2. 模型製作の高速化(時間の無駄を省く)

近年発展してきたラピッドプロトタイピングを風洞実験の模型作りに適用することで風洞実験の効率化を図ることが可能ではないか？

風洞実験に高い機動性を持たせたい。
 「朝思いついて、昼それを実行し、夕方に結果を知る」

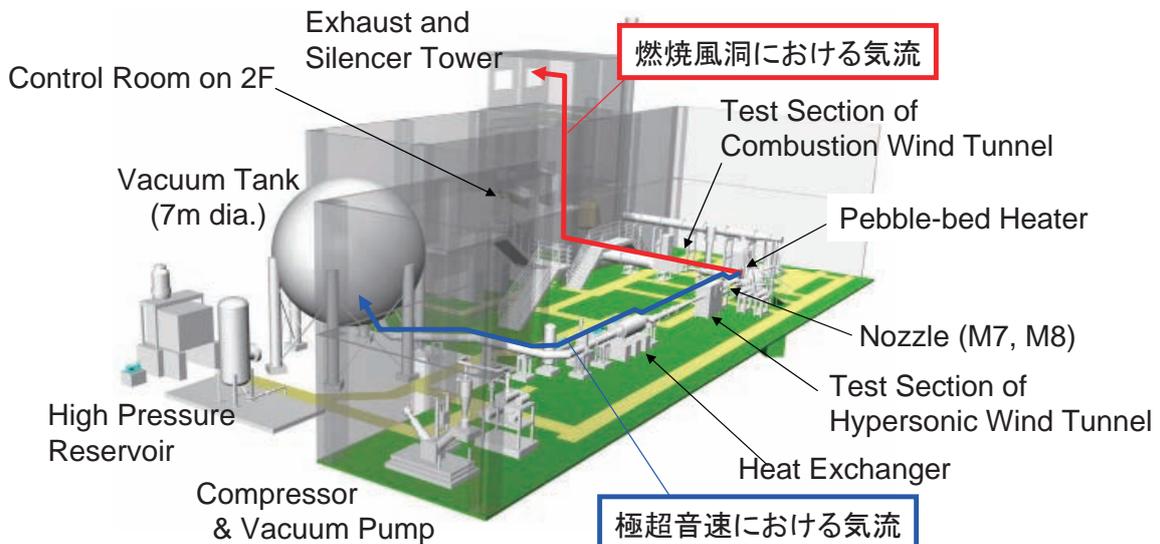
東大柏 極超音速風洞における試み

http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/wt_index.htm

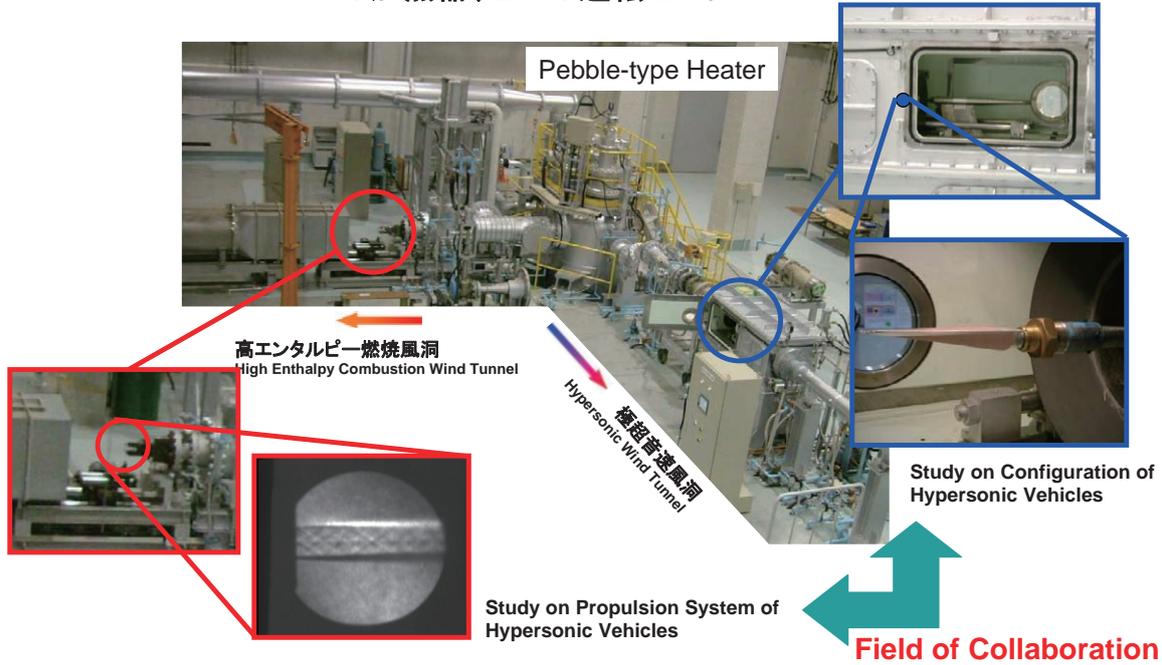


東京大学柏キャンパス極超音速高エンタルピー風洞

- 2007年1月に運用開始。
- 1つの加熱器で2つの運転モード(極超音速風洞&燃焼風洞)
- 比較的低いよどみ点圧 (< 1 MPa)

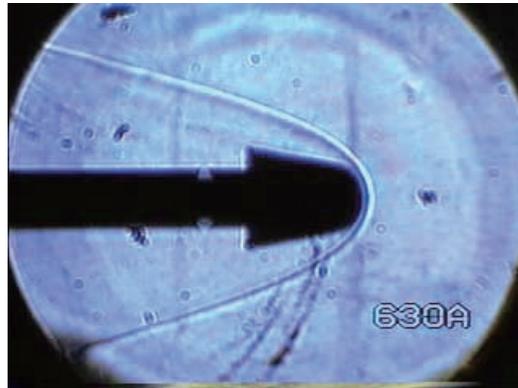


“1つの加熱器、2つの運転モード”



SPECIFICATIONS

	Hypersonic WT	Combustion WT
Mach Number	7, 8	Depend on users
Nozzle Exit	200mm dia. Uniform Flow Core 120 mm dia.	Depend on users
Stagnation Pressure	Max. 0.95 MPa	Max. 0.7 MPa
Stagnation Temperature	Max. 1000 K	Max. 1000 degC
Unit Reynolds No.	1 ~ 2 X10 ⁴ (1/cm)	—
Mass Flow Rate	Max. 0.39kg/s	Max. 1kg/s
Test Duration	60 sec	100 sec (or more)
Reservoir	5MPa(G), 4m ³ (X1)	
Heater	Pebble Type + City Gas Burner	
Exhaust	Vacuum Tank (7m dia.)	Open to Atmosphere via Silencer



←
Mach 7 Flow

- ・気流が成立してから模型を投入(射出投入方式)。
- ・変角装置により通風中に姿勢を制御(-10° ~10°)。実験終了後は気流外に退避。
- ・使用できる模型サイズは最大直径で4~5cm。(最大ブロックージ比約5%)
- ・長時間の運転が可能(最大60秒)
- ・比較的短い準備時間(電源から3時間程度で通風運転開始可能)
- ・高い運転頻度(1時間に1回可能) → **パラメトリックスタディ、コンセプト検証**
- ・P0が低い→加熱が緩やか→模型の材料に対する制約が緩やか

1. 風洞実験のデータ生産性が高いこと。
→東大柏風洞はこの条件をクリアできそう。
2. **模型製作の高速化(時間の無駄を省く)**

“その場”で模型が作れないか。。。

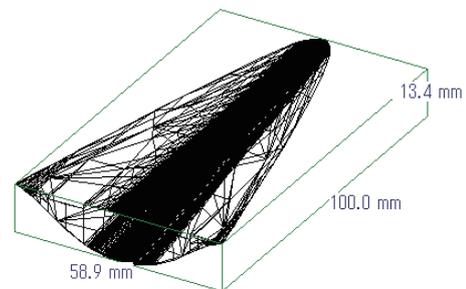
設計した形状データを3DCADデータで作成



CADデータをCAMデータに変換し、ラピッドプロトタイプ装置に出力

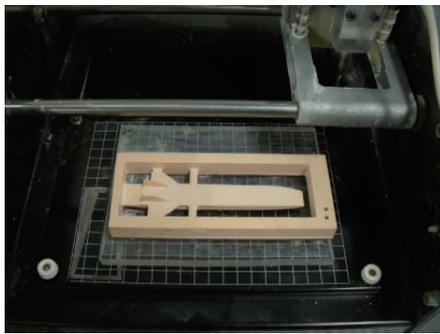


風洞模型の切削

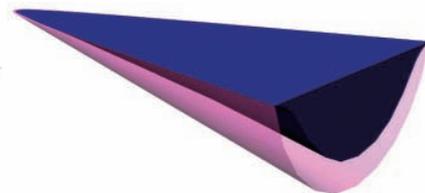
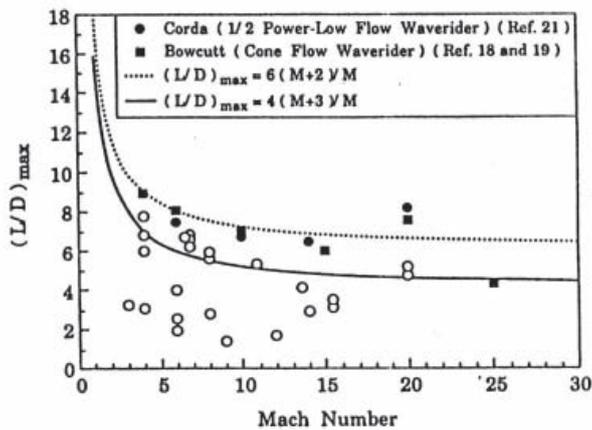


ラピッドプロトタイプ装置による模型製作

- ・模型は簡易模型作成機 (Modela MDX-20[©]:Roland社) を使用
- ・材料にはケミカルウッドを使用 (またはアルミ)
 - * 熱変形温度は約82度
- ・完成後、若干の手作業が必要
 - * 前縁の仕上げ、耐熱対策
- ・超低コスト



例) 高L/D極超音速機形状を求めて
前縁RとL/Dの両立(妥協)



制約条件

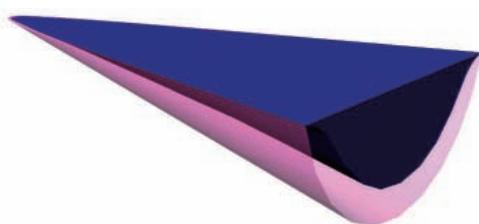
- ・上面がFlatなTop Conical Waveriderを作成する
- ・積載荷重を考慮して機体後部に一定量の体積を有する形状のみ許可

検討条件

マッハ数	7
Re数	1.1×10^5
機体長	4.5[m]

設計結果

仮想円錐半頂角 θ [deg]	12.39
発生衝撃波角 β [deg]	15.77
理論揚抗比 (L/D)	7.19



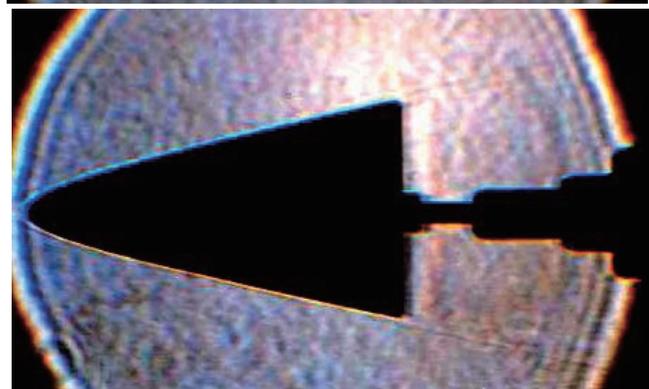
Top Flat Conical-derived Waverider



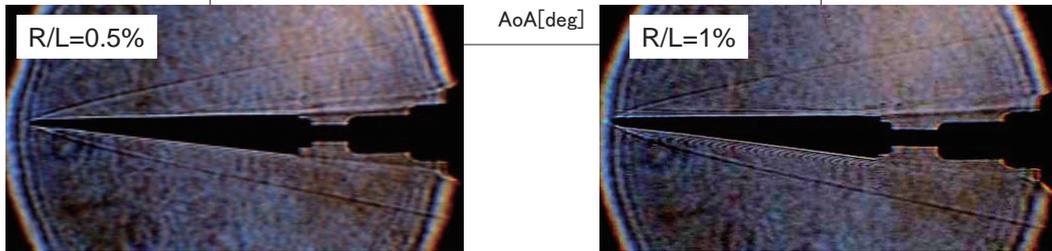
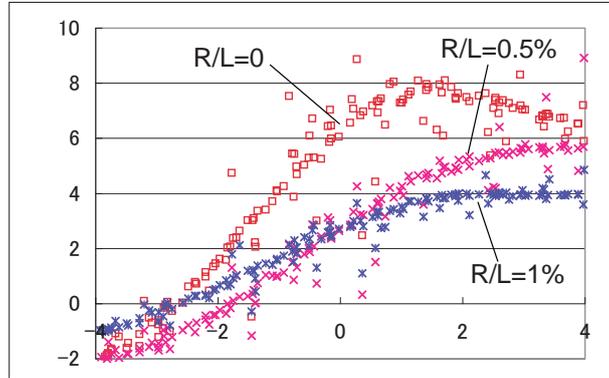
この結果を用いて簡易模型作成機で風洞実験用模型を作成

そして
極超音速風洞実験へ

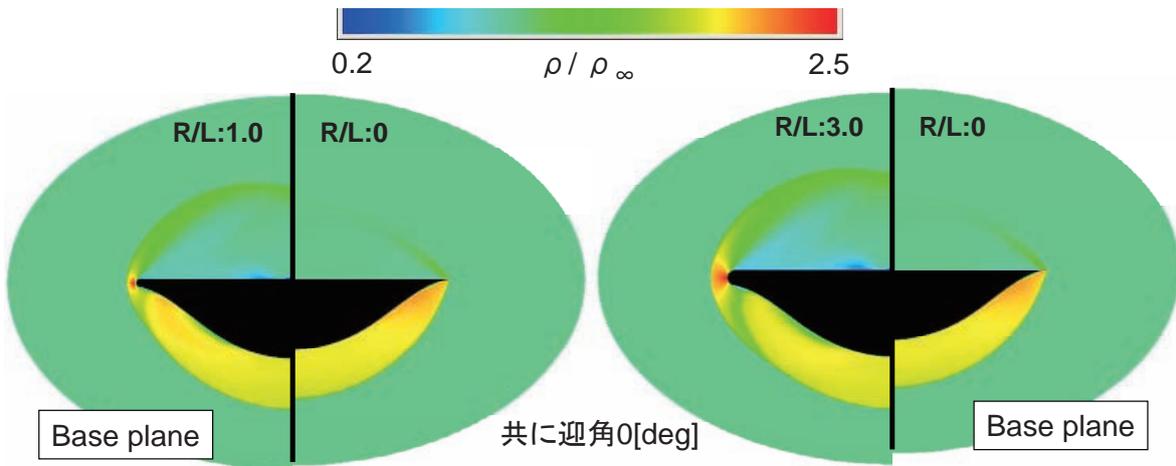
M=7.0~7.01
P0=0.95MPa
T0=540~575K



■前縁部RによるL/D性能の劣化



前縁部厚み効果:CFDの援用(断面図)



NS解析、格子点数91×111×81

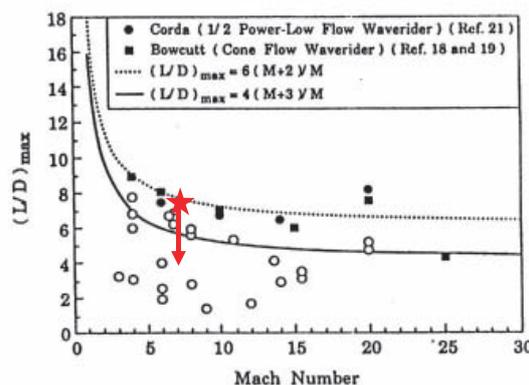
■ 前縁RとL/D

風洞実験:

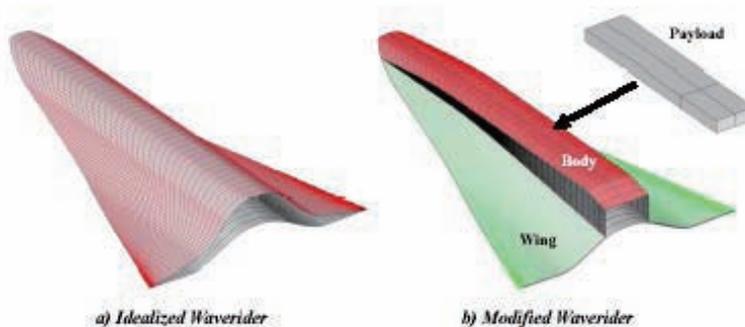
わずかなRが大きな性能劣化を生むことを身をもって知る。

機体の安全上、Rは絶対必要。

Rで失ったL/Dを取り返す方法はないものか。。。。。



平面(ディスプレイ)で考えるか、立体(模型)で考えるか、どちらがいいかは好みのも問題かも知れない。



まとめにかえて

- ・EFD(風洞)/CFD融合研究は時間感覚をそろえることから。同時スタート、同時終了が望ましい。
- ・ラピッドプロトタイピングによる風洞実験トータル時間の削減。

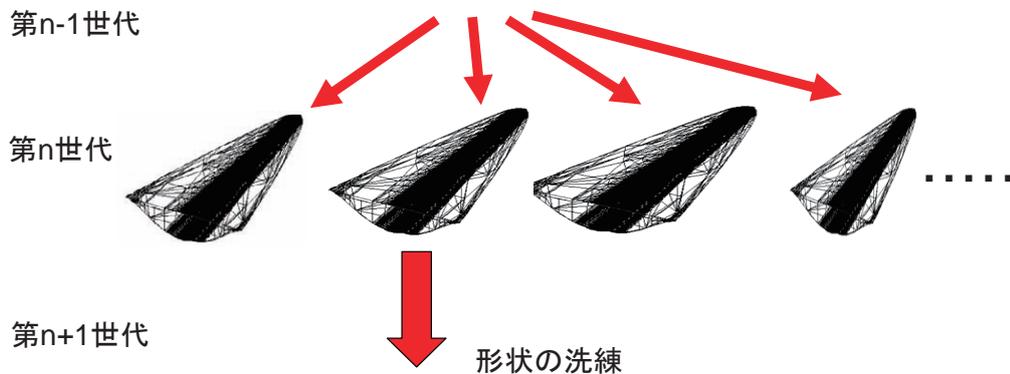
風洞		CFD	
形状設計	1時間	形状設計	1時間
模型製作*	4時間	格子作成	5~10時間
実験準備	2時間	計算	10~20時間**
実験&QL	1時間	QL&後処理	~
合計	8時間	合計	15~30時間

*片面加工のみの形状の場合

**Mac Pro 2X3GHz Quad-Core Xeon 4GB, 2コア使用

模型製作1時間+実験1時間に短縮できれば。。。。

1形状2時間→1日数形状をトライ



風洞実験をソルバーにした機体形状最適化が可能になるかも知れない。。。。



2

内容

はじめに

空力設計におけるCFDと風洞試験の位置付け

EFDのできるようになったこと

EFDでまだできないこと

CFDのできるようになったこと

CFDでまだできないこと

EFD/CFD融合に期待すること

それでもできないこと

はじめに

世界で愛される(売れる)飛行機を作ることが目的である。
風洞試験(EFD)もCFDも、そのための手段にすぎない。

空力設計におけるCFDとEFDの位置付け

設計項目	CFD	EFD (WTT)	データベース 推算ツール等	概要
空力外形線図 (Outer Mold Line:OML)設計	◎ (最適化)	△ (確認)	○ (スピード)	整備、構造、工作性等の制約条件下で、 設計要求を満足する最適形状設計
空力性能推算	○	○	△	抵抗、離着陸滑走路長(高揚力性能装置) 等の性能値
空力データ 作成	△	◎	○	飛行運動解析への入力データ 全飛行領域での機体6分力、空力微係数、 各舵効き、空力弾性効果、動安定効果等
空力荷重データ 作成	○	◎	△	構造、装備設計への入力データ 機体コンポーネント毎の荷重分布(圧力分布⇒ 曲げ、せん断、トルク)、ヒンジモーメント 空力データ同様膨大な評価点
空力弾性 効果推算	△	○	◎	構造設計への入力データ(Jig線図) NASTRANが主要設計ツール フラッタ特性は風洞試験にて確認

空力設計におけるCFDとEFDの位置付け

5

風洞試験

- 剥離や失速等の非線形空力現象の把握
- 高いデータ生産性

全機高速風洞試験

CFD

- 最適化技術を取り込んだ効率的な形状設計
⇒ 設計コスト/期間の削減
- 実機性能の推算 (Re数効果、推進系効果)
⇒ 大規模風試の削減

空力設計

推進系解析

風洞試験とCFDの相互補完

民間機空力設計における設計ツールの発展の方向性 (ICAS94のBoeing基調講演参考)

- ・ 風洞試験の高品質化 (試験技術向上)
- ・ CFD技術の伸長 “世界トップレベル” (JAXA/大学共同研究)

従来設計

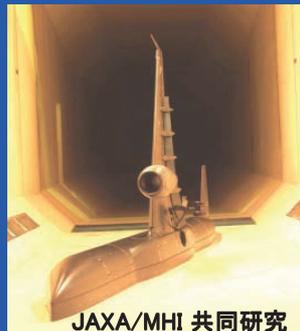
目標

- 期間短縮
- 飛行試験とのギャップ縮小

EFDでできるようになったこと

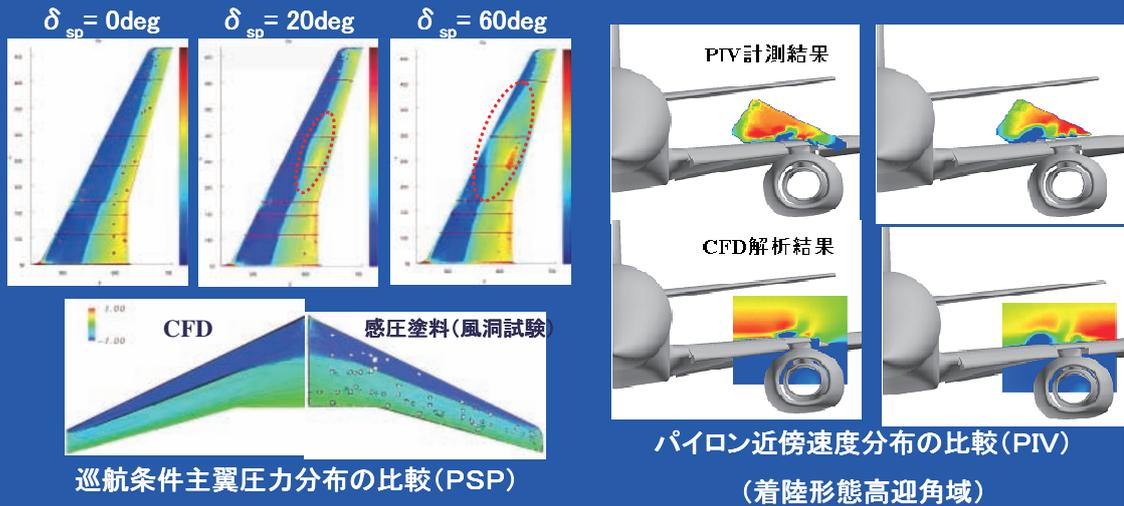
6

- より実機に近いRe数で
- 国内では大型風洞/大型模型
- 世界の趨勢は加圧、低温風洞
- 計測/処理技術の向上
- 壁補正、偏流補正、浮力補正、支持干渉補正
- 抵抗計測再現性の向上 (風洞、天秤の温度管理)
- 定量的流れ場診断 (気流可視化) 技術
- 騒音源の特定



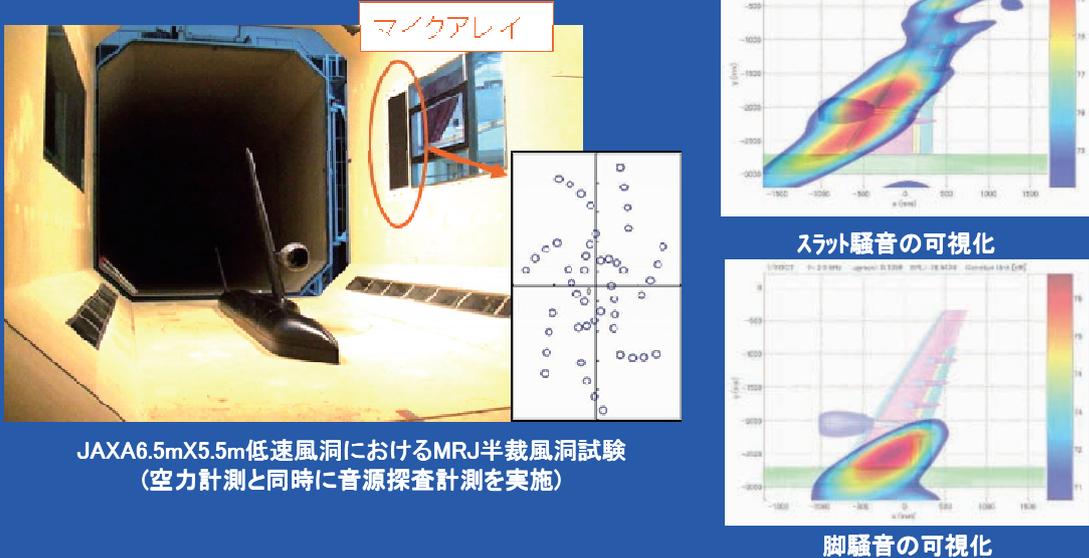
EFDでできるようになったこと

定量的流れ場診断(気流可視化)技術(JAXA/MHI共同研究)



EFDでできるようになったこと

騒音源の特定(JAXA/MHI共同研究)



EFDでまだできないこと

「航空機の性能は開発に使用した風洞の質で決まる」

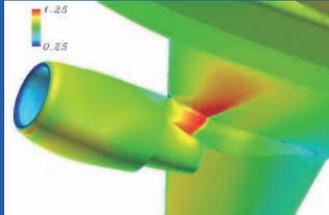
- ①実機状態のより忠実な模擬
 - ・実機Re数での試験(国内では不可)
 - ・空弾変形を考慮した幾何形状
 - ・**パワー効果**
 - ・境界層の遷移点
 - ・隙間、シール効果
- ②データの処理とその活用
 - ・実機データとの対応付け(特に抵抗の絶対値)
 - ・壁干渉/支持干渉の定量的データベース化
 - ・バフェットの予測
 - ・舵角の遠隔操作による試験の効率向上
 - ・データのリアルタイムモニタ(特に遷音速風洞)
 - ・画像計測のリアルタイムモニタ
 - ・空力現象/模型支持系の振動予測

CFDでできるようになったこと

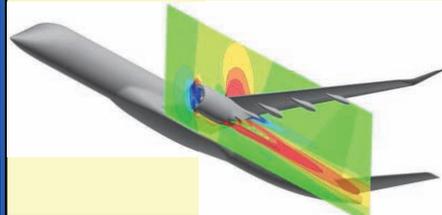
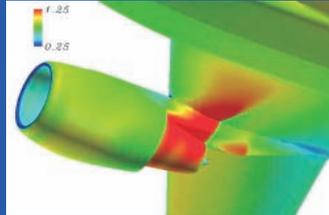
- 複雑形状への対応
非構造格子法の成熟(東北大学/MHI共同研究)
- 解析格子生成の高速化
形状生成の自動化、CATIAレス化(day⇒hour)
非構造格子法(格子生成のオーダ week⇒day)
- 高効率解析
JAXA殿計算機による大規模並列解析(全機を1日で)
- 最適化技術との融合による設計適用
MDO(東北大学/MHI共同研究)
- 大規模非定常解析
空力騒音解析/フラッタ解析(JAXA/MHI共同研究)

CFDでできるようになったこと

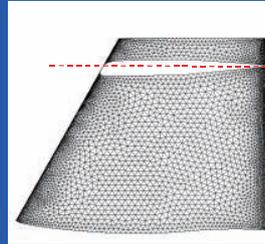
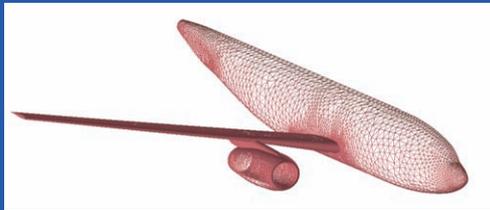
吸排気条件を模擬した推進系統合設計の最適化(東北大学/MHI共同研究)



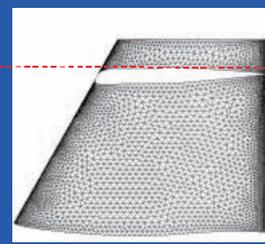
フロースルーナセル



吸排気条件模擬



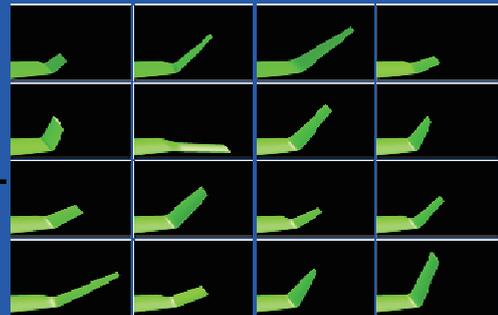
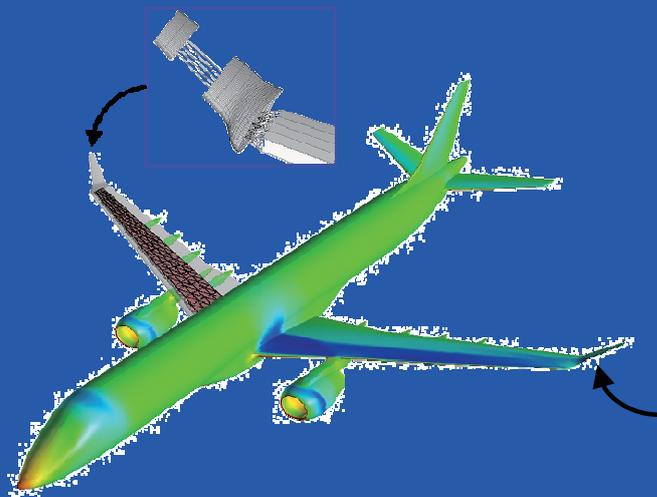
Initial



Modified

CFDでできるようになったこと

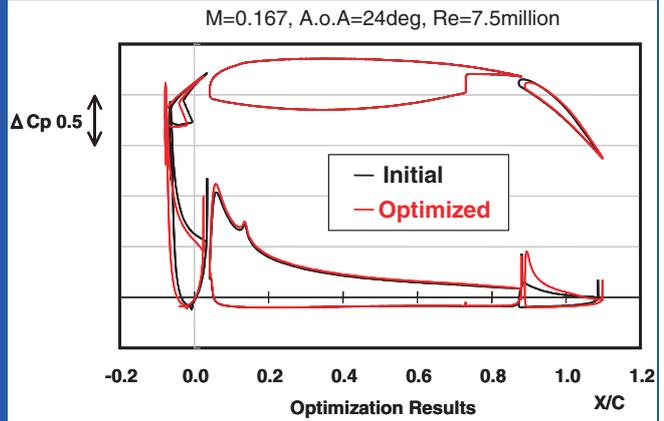
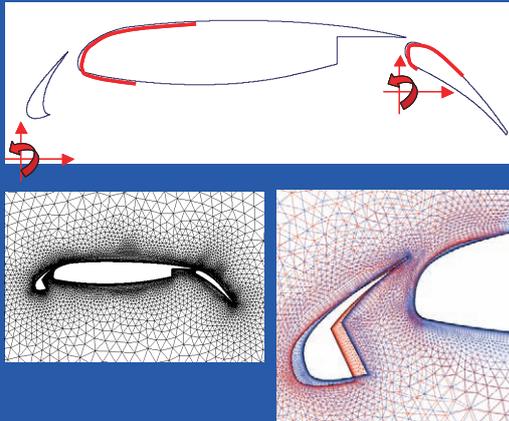
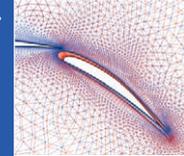
ウイングレット形状の最適化(東北大学/MHI共同研究)



CFDでできるようになったこと

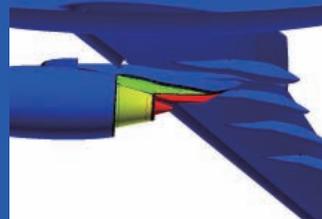
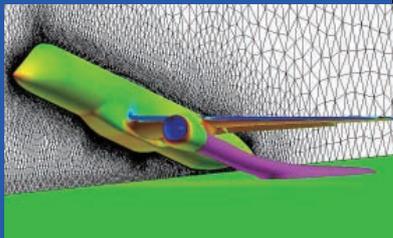
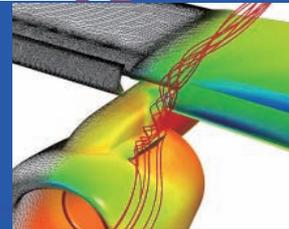
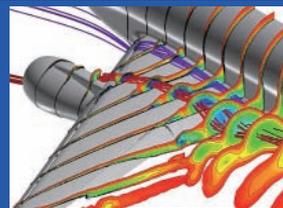
高揚力装置最適化(東北大学/MHI共同研究)

- ・設計変数26(スラット配置×3、フラップ配置×3、母翼前縁形状×10、フラップ前縁形状×10)
- ・Adjoint法と非構造格子CFDを組み合わせ、Clmaxを7%向上



CFDでできるようになったこと

三次元高揚力装置解析(JAXA/MHI共同開発)



地面効果解析

エンジン排気流とパイロン・高揚力装置との熱干渉解析

CFDでできるようになったこと

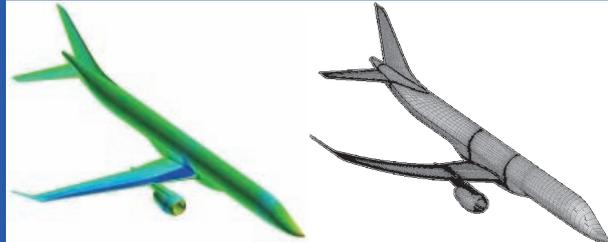
空力騒音解析/フラッタ解析 (JAXA/MHI共同研究)

世界最先端のCAA技術と風洞試験により騒音予測低減技術を開発、設計に適用中

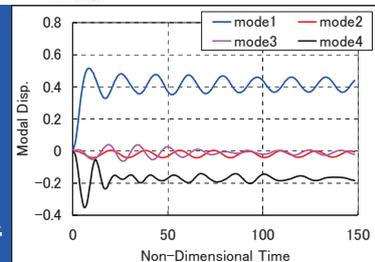
NASTRANでは課題の残る遷音速フラッタのCFD活用



降着装置を含む全機解析



Eulerフラッタ解析



CFDでまだできないこと

① 更なる高精度化

- ・Re数効果の定量的予測
- ・遷移と剥離の流体现象としての捕獲と再現
- ・実機データとの対応付け (特に抵抗、 C_{Lmax} の絶対値)
- ・微細形状の取扱い

② 適用範囲の拡大

- ・空弾効果を含む舵効き
- ・パフェットの予測

EFD/CFD融合に期待すること

①風洞試験の高精度化

- ・設計リスクの回避
(判断を誤らせるデータの取得を事前に排除)
⇒ 試験計画への反映
- ・データの精度向上
⇒ 各種補正をデータベース化しリアルタイムで適用

②CFDの高度化/適用範囲の拡大

- ・剥離を伴う流れ場の精度向上
⇒ C_{Lmax} 、パフェットの予測
- ・舵効きデータ作成への適用
⇒ コスト、時間が風洞試験と同等レベルに

③ユーザフレンドリーな環境の整備

- ・風洞のファイナルデータと事前予測のリアルタイム比較
- ・風洞データから実機性能への直接変換



それでもできないこと

実機との対応付け

機体を自前で開発しない限りできない。

JAXA風洞のみならず、千歳三音速風洞を含めた、国内風洞設備の高度化へ。

CFD解析の高精度化、限界把握へ。





航空機設計における風洞試験と CFD解析の活用について

川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー
技術本部 研究部 空力技術課
越智章生

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

内容

- 風洞試験とCFD解析の役割(メーカーの視点で)
- 風洞試験とCFDの違い
- 風洞試験側からCFDに期待すること
- CFD側から風洞試験に期待すること
- 空力データの検証
- まとめ



EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#2

航空機開発における、風洞試験とCFD解析の役割

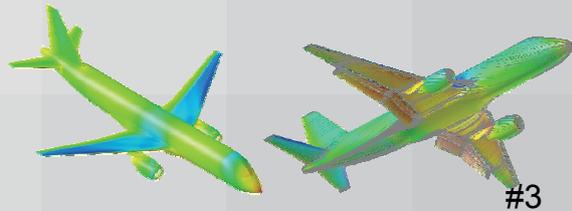
● 風洞試験(絶対評価)

- ✓ 空力性能の確認(高速、低速、HLD、舵効き)
- ✓ CFDの検証



● CFD(相対評価)

- ✓ 設計ツール(最適化設計)、形状のパラメトリックな検討
- ✓ 空力現象の確認
- ✓ 不具合対応

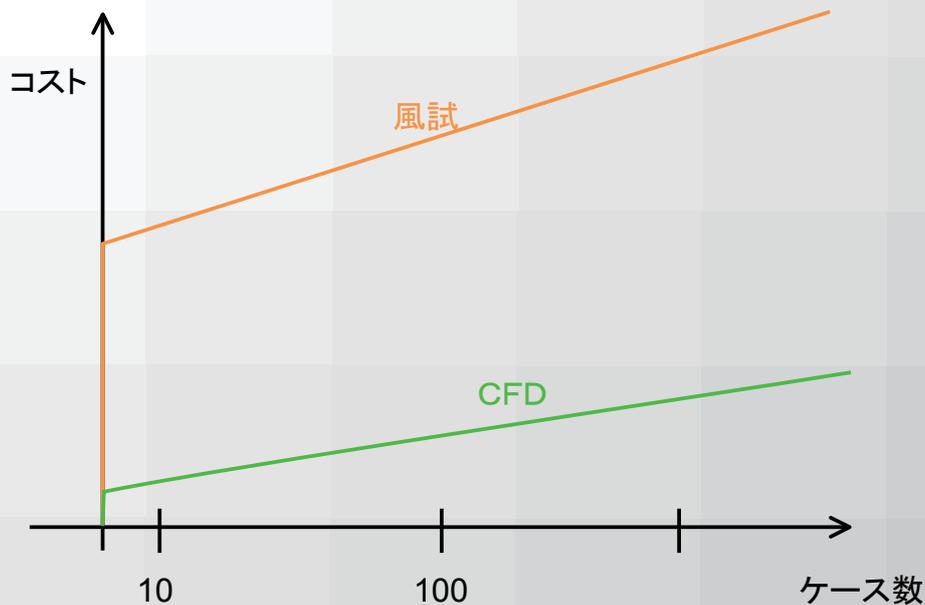


#3

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

風洞試験とCFD解析の対比 (コストについて)

CFDは初期コストも安く、1ケースあたりのコストも安い

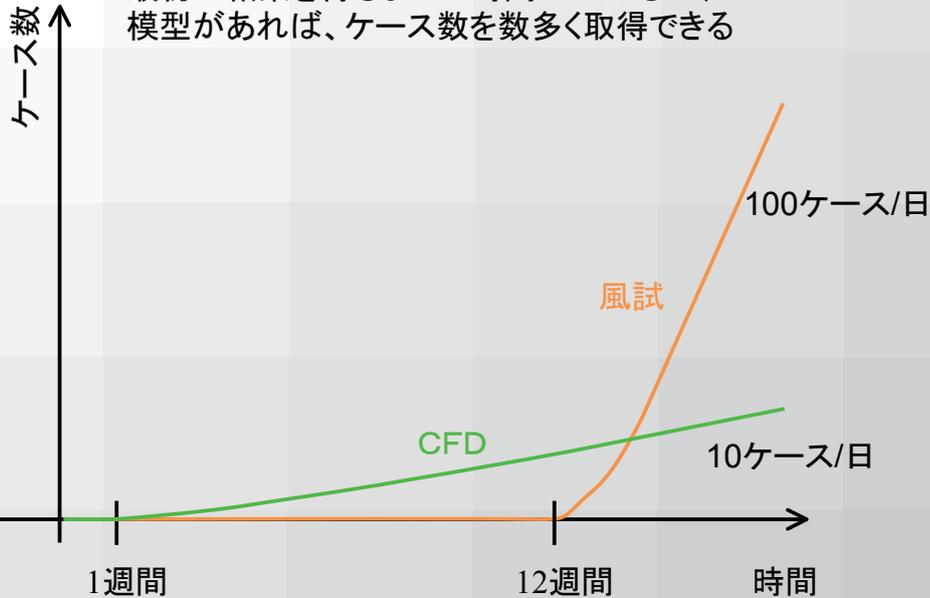


#4

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

風洞試験とCFD解析の対比（時間について）

風洞試験は、模型の設計と製作に時間がかかり、最初の結果を得るまでに時間がかかるが、模型があれば、ケース数を数多く取得できる



EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#5

風洞試験とCFD解析の対比（誤差要因）

風洞試験

- ✓ センサ精度
 - 天秤、圧力センサ
- ✓ 干渉
 - 支持干渉、壁干渉、ベース圧 (キャビティ圧)、浮力補正
- ✓ 模型
 - 変形、製作精度
- ✓ レイノルズ数
 - レイノルズ数補正
 - 乱流遷移(摩擦抗力補正)
- ✓ 風洞制御
 - マッハ数、温度、動圧

• 誤差要因の数が多く、補正量が大きい → データ整理が複雑

CFD解析

- ✓ 格子依存性
 - 数値粘性による擬似抗力
 - 解像度不足 (shock、渦、後流)
 - 異なる格子間での評価が困難
- ✓ 数値スキーム
 - 乱流モデル
 - 遷移、剥離
 - ソルバー依存(バージョン管理)
 - 時間積分法(非定常解析)

• 誤差要因の数は少ないが補正が難しい



EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#6

風洞試験とCFD解析の対比（主要誤差要因）

風洞試験

- ✓ センサ精度
 - 天秤、圧力センサ
- ✓ 干渉
 - 支持干渉、壁干渉、ベース圧 (キャビティ圧)、浮力補正
- ✓ 模型
 - 変形、製作精度
- ✓ レイノルズ数
 - レイノルズ数補正
 - 乱流遷移(摩擦抗力補正)
- ✓ 風洞制御
 - マッハ数、温度、動圧

CFD解析

- ✓ 格子依存性
 - 数値粘性による擬似抗力
 - 解像度不足 (shock、渦、後流)
 - 異なる格子間での評価が困難
- ✓ 数値スキーム
 - 乱流モデル
 - 遷移、剥離
 - ソルバー依存(バージョン管理)
 - 時間積分法(非定常解析)

お互いに誤差を含んでいるデータを比較するのは、一筋縄ではいかない



風洞試験とCFD解析の対比

● 風洞試験

長所

- 流れ場は物理的に正しい
- マッハ数や迎角のデータ点数を多く取れる
- 模型が出来れば短時間で形態変更を行える

短所

- 高コスト、リードタイムが長い(模型の設計製造)
- 補正の項目が多い
- 得られる流れ場の情報量が少ない

● CFD解析

長所

- 低コスト、短納期
- すべて流れ場の情報が得られる(可視化、後処理が容易)

短所

- 流れ場の物理の問題(後述)
- 格子生成に時間がかかる
- マッハ数や迎角等の点数を多く取れない



風洞試験側からCFD解析に期待すること

- 風試データの補正、試験方法の検討
 - ✓ 支持方法や壁干渉の影響等の風試条件と飛行状態の差分
 - ✓ 試験結果の大まかな確認
 - ✓ レイノルズ数補正
 - ✓ 流れ場の情報(表面流線やベース部の圧力)

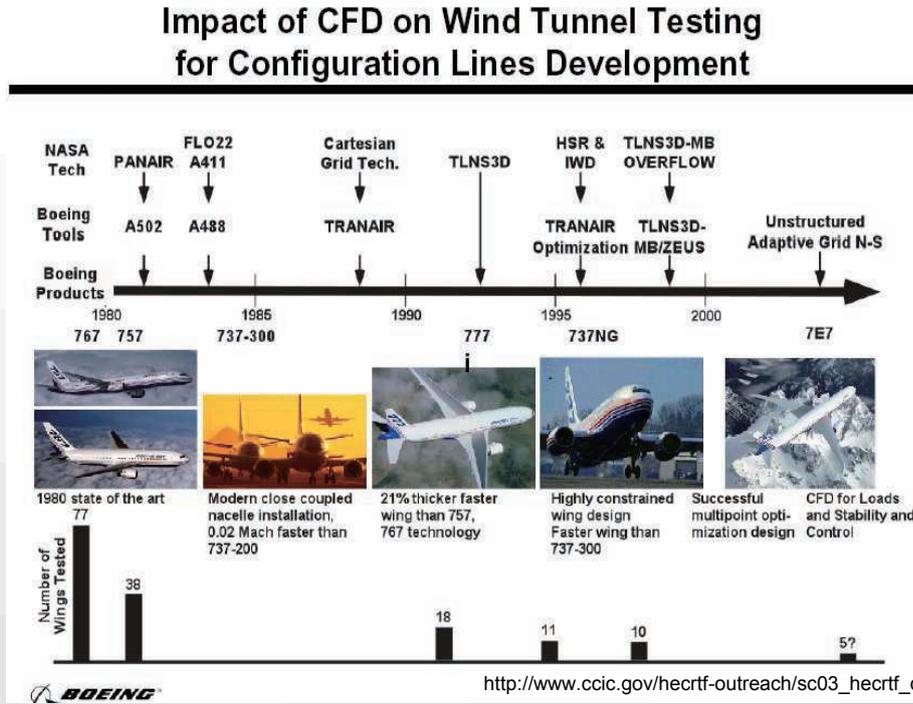


CFD解析側から風洞試験に期待すること

- 精度保証のされた品質の高い検証データ
 - ✓ 航空機は実証主義であり、CFDの精度は風洞試験より高くなることは無い
 - ✓ 時間がかかり、地道に面倒な補正を施した質の高いデータ
- 流れ場の詳細な情報(力、圧力、流線、速度場、空力音)
 - ✓ 空気力(CL,CD,CM)の検証は出来て来た
 - ✓ 後流(PIV)や空力音(音源探査)のデータ



風洞試験に対するCFDの影響(Boeing)

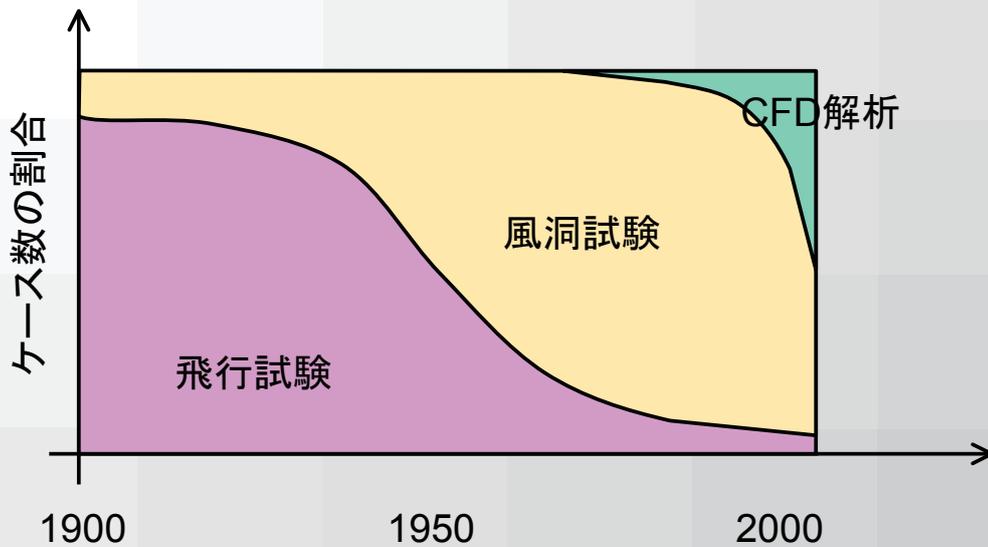


Kawasaki

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#11

空力性能確認の方法の変遷



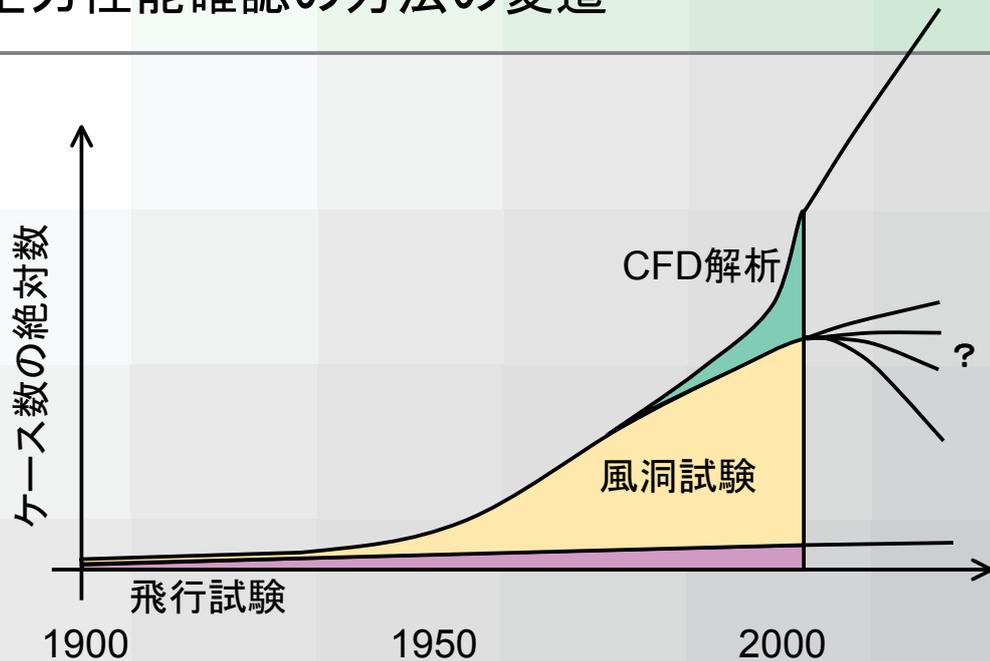
空力性能の確認手段は、飛行試験→風洞試験と変わり、CFD解析が台頭し始めている。

Kawasaki

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#12

空力性能確認の方法の変遷



安全性に対する要求、設計の信頼性に対する要求から、ケース数が増加
CFDの発展があっても風洞試験の重要性は変わらない

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#13

これからの風洞試験に期待すること

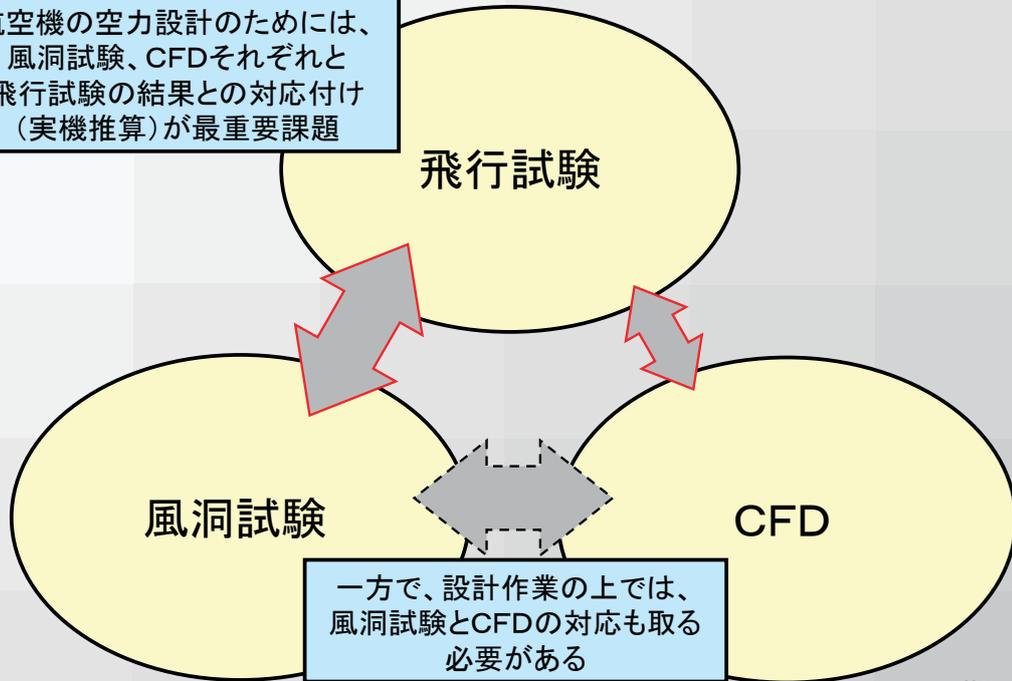
- データ生産性の向上
 - ✓ 単位時間・コスト当たりのケース数の増加
- 精度保証のされた品質の高い検証データ
 - ✓ 航空機は実証主義であり、CFDの精度は風洞試験より高くなることは無い
 - ✓ 時間がかかり、地道に面倒な補正を施した質の高いデータ
- 流れ場の詳細な情報(力、圧力、流線、速度場、空力音)
 - ✓ 空気力(CL, CD, CM)の検証は出来て来た
 - ✓ 空力音や後流についてはこれから

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#14

空力データの検証(メーカー)

航空機の空力設計のためには、
風洞試験、CFDそれぞれと
飛行試験の結果との対応付け
(実機推算)が最重要課題

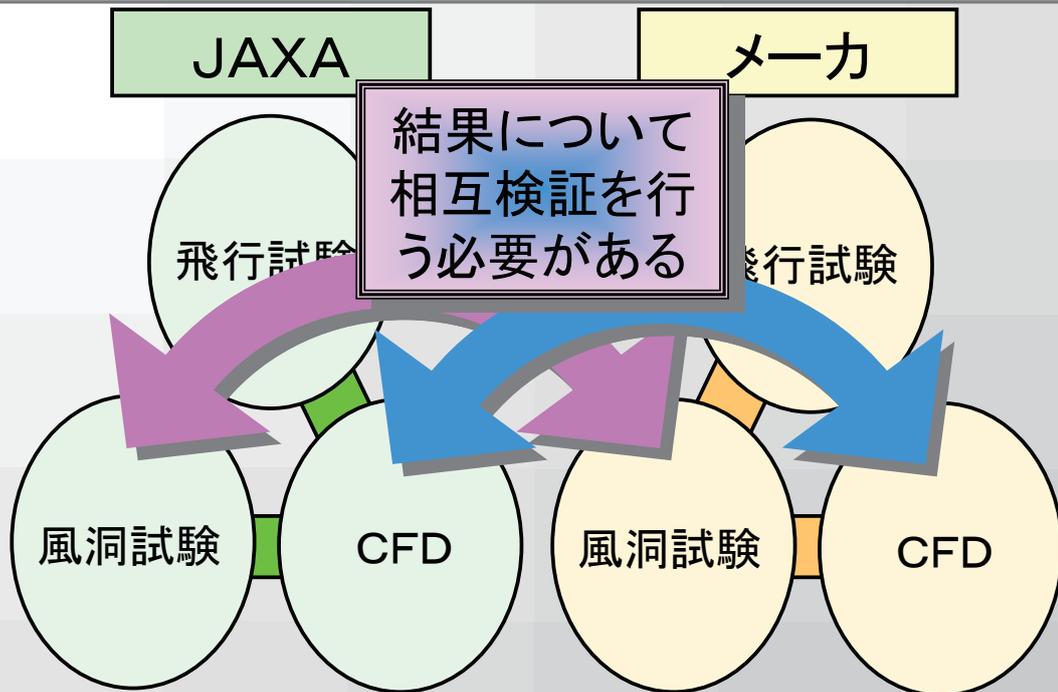


Kawasaki

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#15

空力データの検証(JAXA+メーカー)



Kawasaki

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#16

空力データの検証(まとめ)

- メーカーは自社の飛行試験、風試、CFDを比較検証
 - ✓ 実機推算の精度が、空力設計の要
- JAXAは、風試、CFDの対応付けに加えて、メーカーの風試、CFDとの検証についても考慮していただきたい
 - ✓ CFDでは、例えばJAXA-HLDワークショップ
- 海外のメーカーは、実機開発の数も多く、飛行試験との検証データが十分取れているが、国内は開発事例が少なく、ノウハウの蓄積が少ない
 - ✓ 実機推算精度の向上が必要



EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#17

CFD技術の向上

- 計算機の能力向上により、CFDの解析時間、精度とも今後向上するであろう
- 将来的には、複雑な実機形状でもLES (Large Eddy Simulation) が可能となる。
- 10年後,20年後のCFDに対する、風洞試験のあり方とは？



全機着陸形態模擬の解析(RANS)

EFD/CFD融合研究会@JAXA 26th Feb. 2008

#18

まとめ

- 風洞試験とCFD解析には、それぞれの役目があり、棲み分けがある
 - ✓ 風洞試験;確認、CFD;設計
- 風洞試験の精度を上げるには、数多くの補正が必要
 - ✓ 人・コスト・時間をかけて、地道に面倒な補正量を追求を行う
 - ✓ CFD解析結果との比較検証
- 風洞試験やCFDの結果から、実機推算をどこまで精度高く行えるかが、航空機の空力設計能力を決定付ける
- 精度の高いデータ、流れ場の詳細なデータを計測する必要がある
- 精度の向上と、生産性の向上の二つの方向がある
- 風洞試験とCFDの融合だけではなく、メーカー等の外部の結果との相互検証を進めて頂きたい
- CFDに対する風洞試験のあり方とは？
 - ✓ 10年後、20年後のCFDの向上に対し、風試のあり方は？

ご清聴、ありがとうございました

Any question and comment are welcomed



航空機メーカーの視点からのEFD/CFD融合について

JAXA EFD/CFD融合研究会

2008年 2月26日 / JAXA航空宇宙技術研究センター

富士重工業株式会社
航空宇宙カンパニー



1



航空機開発における実験空気力学(EFD*)と計算空気力学(CFD**)の現状と今後のEFD/CFD融合とその課題について、航空機メーカーの視点から紹介する。

(*) Experimental Fluid Dynamics

(**) Computational Fluid Dynamics

【内容】

- ✓航空機開発におけるEFD/CFDの現状
- ✓富士重工業の航空機開発におけるEFD/CFD
- ✓空力設計におけるEFDとCFDの役割
- ✓デジタルアナログハイブリッド風洞構想
- ✓航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案
- ✓JAXA殿ハイブリッド風洞構想への期待



2



航空機開発におけるEFD/CFDの現状

www.fhi.co.jp

➤現状の技術レベルと航空機開発への適用

航空機開発におけるEFD(主に風洞試験)は、部分的にCFDに置き換わっているが、いまだ不可欠な設計確認の手段である。また、近年CFDの信頼性は飛躍的に向上しているものの航空機開発への全面適用の事例はない。

航空機開発における現在のCFDの役割を以下に示す。

- ✓新しい航空機の空力設計
- ✓風洞試験の支持干渉効果の調査
- ✓風洞試験で模擬できない条件
- ✓風洞試験の空力現象の理解
- ✓風洞試験データの補間



航空機開発におけるEFD/CFDの現状

www.fhi.co.jp

➤EFD/CFD開発に対する世界の取組み(欧州)

欧州では、EWA (European Windtunnel Association)*にて各国の産学官が連携した活動を行っている。



- ✓目的
 - ・主要風洞と先進計測技術の連携による欧州航空研究の強化
 - ・研究機関や航空産業への包括的な技術提供 等
- ✓概要
 - ・構成： 欧州8カ国 14機関
 - ・期間： 2004年から5年間
 - ・資金： 7,500,000ユーロ [約12億円]

(欧州委員会 第6フレームワークプログラム)

(*) <http://www.eu-ewa.aero/>



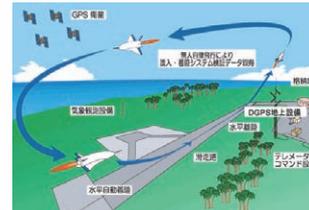
富士重工業の航空機開発におけるEFD/CFD www.fhi.co.jp

▶ 高速飛行実証フェーズI (HSFD1)

- ✓ 概要: 2002年クリスマス島(キリバス)にて飛行実験を実施
- ✓ 目的: 再使用型輸送系の進入・着陸システム検証
自立飛行技術の蓄積

✓ 特徴:

- ◆ CFDを活用した主翼設計
- ◆ 飛行制御用空力データは風試で取得
 - ・地面効果
 - ・支持干渉効果
- ◆ Re数効果補正
- ◆ インテーク・スピレージ抵抗推算



HSFD1実験構想



飛行試験状況



低速風洞試験



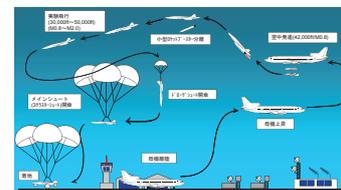
富士重工業の航空機開発におけるEFD/CFD www.fhi.co.jp

▶ 小型超音速ジェット実験機構想 (NEXST-2)

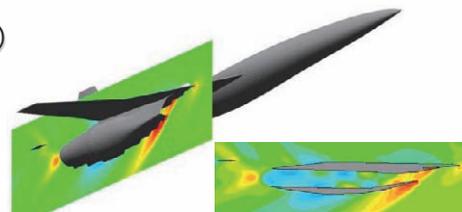
- ✓ 概要: 次世代超音速機技術の飛行実証
2003年より基本設計に着手
- ✓ 目的: 最適化手法を含むCFD空力設計技術
超音速推進システム設計技術
複合材構造適用技術
システム統合技術 等の飛行実証

✓ 特徴:

- ◆ CFDによる主翼-胴体設計(JAXA殿)
- ◆ CFDに利用による以下を実施
 - ・尾排干渉を考慮した尾翼配置
 - ・母機発進/ブースター分離検討



NEXST-2実験構想



全機CFD解析事例



富士重工業の航空機開発におけるEFD/CFD

www.fhi.co.jp

➤自動離着陸実験機(FHI独自研究)

- ✓概要: 航法にGPS*を使用した小型固定翼機の完全自動離着陸装置(FABOT**)を開発し飛行実験に成功
(*) Global Positioning System: 汎地球測位システム
(**) FABOT: Fuji Aerial roBOT
- ✓目的: 最新のUAV開発技術を応用し, わが国初となる小型低速機による離陸から着陸までの完全自律飛行技術の実現
(大規模な地上支援装置なしでの完全自動離着陸)

✓特徴:

- ◆簡易推算手法による空力データ
- ◆CFDによる主翼変形効果を考慮した空力データ同定



FABOT飛行実験状況



7

空力設計におけるEFDとCFDの役割

www.fhi.co.jp

➤EFDとCFDの役割

EFDとCFDの空力設計における役割の現状を下表にまとめる。

	現状の空力設計への寄与	備考
EFD	<ul style="list-style-type: none"> ・過去の豊富な実績に基づく信頼性 ・複雑形状の空力特性推定 ・非定常現象問題に適用可能 ・レイノルズ数効果は高レイノルズ風洞適用 	<ul style="list-style-type: none"> ・試験費高価 ・試験期間長い
CFD	<ul style="list-style-type: none"> ・多数の設計パラメータの空力設計に適用 ・多分野最適問題に適用 ・一部の非定常現象を除く問題に適用可能 (剥離・遷移, 衝撃波現象) 	<ul style="list-style-type: none"> ・計算費安価 ・計算期間短い

⇒現状技術で高い信頼性を有するEFDをCFDで補強することによって, 効率的で精度の高い設計情報を提供することが可能。



8

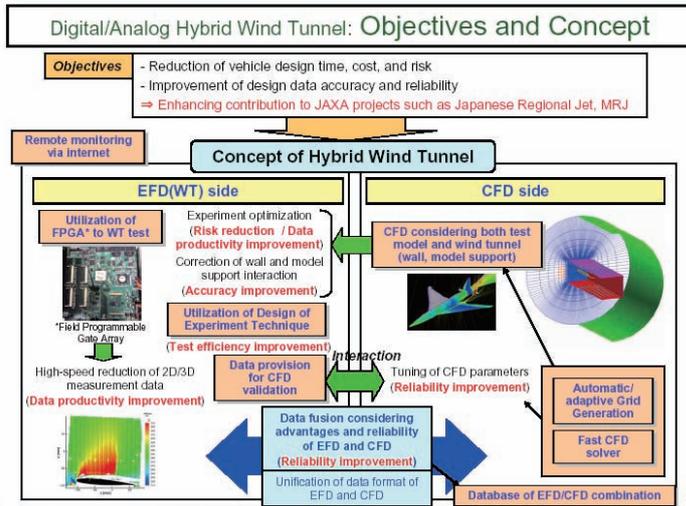
デジタルアナログハイブリッド風洞構想

www.fhi.co.jp

▶JAXA殿デジタルアナログハイブリッド風洞構想

以下に示す風洞試験の精度向上，機能拡大を実現するため，近年開発された新しい計測法(PIV, PSP等)を活用したCFDと接続した新しい風洞試験システム

- ◆ 模型変形効果
- ◆ 支持干渉
- ◆ 風洞壁干渉
- ◆ 詳細空間情報
- ◆ その他



航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案

www.fhi.co.jp

▶JAXA殿計画に対する提案(まとめ)

項目	重要度	目的
①主翼変形効果	◎	弾性変形を考慮した精度良いデータ取得
②風洞特性補正	◎	風洞補正，支持干渉補正の精度向上
③実機特性推定	○	レイノルズ数効果の推定
④後流渦特性	○	後流渦，ヘリブレード渦の影響
⑤遠方場騒音特性	◎	機体騒音，ソニックブームの遠方場影響
⑥分離特性	○	母機離脱，ブースター分離の過渡特性把握
⑦ジェット干渉効果	◎	ジェット干渉効果の可視化による現象把握





①主翼変形効果

概要:

- ✓風洞試験で計測した模型の主翼変形効果を補正
- ✓主翼変形効果を別途推算

適用対象:

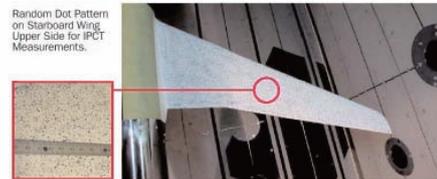
- ✓固定翼機
- 特に大アスペクト主翼の弾性変形

技術課題:

- ✓風洞試験における主翼変形の計測法
(SPT, IPCT, モワレ縞法等)
- ✓CFD補正データの同時性, 精度確保



風洞試験における主翼変形例
(出展: ボーイング社ホームページより)



IPCT法による主翼変形計測例
(出展: EWAニュースレターより)

11



②風洞特性補正

概要:

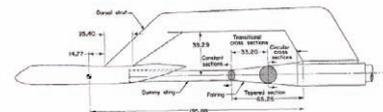
- ✓模型支持系による支持干渉効果を補正
- ✓風洞壁干渉, 静圧勾配等の風洞特性の補正

適用対象:

- ✓固定翼機(全般)の高精度試験データ取得

技術課題:

- ✓CFDによる精度良い支持系・風洞特性の模擬
- ✓風洞特性の詳細な把握
 - ・静圧分布, マッハ数分布
 - ・模型ブロッケージ 等
- ✓風洞模型と支持系の干渉効果分離



支持干渉風洞試験例
(出展: NASA TN D-4021)

12



航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案 www.fhi.co.jp

③実機特性補正

概要:

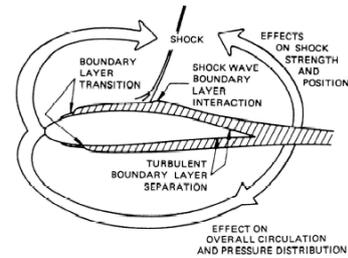
- ✓ 風洞試験と実機飛行条件のレイノルズ数効果(摩擦抵抗)を補正
- ✓ 同 境界層遷移・剥離位置の補正

適用対象:

- ✓ 固定翼機(全般)の実機性能取得

技術課題:

- ✓ CFDによる精度良い境界層遷移・剥離の予測
- ✓ 風洞試験による境界層遷移・剥離位置の特定



→ DIRECT REYNOLDS NUMBER EFFECT
⇒ INDIRECT REYNOLDS NUMBER EFFECT

CHARACTERISTIC	DOMINANT RE-NUMBER EFFECT	
	DIRECT	INDIRECT
LIFT AND PITCHING MOMENT		X
VISCOUS DRAG	X	
WAVE DRAG		X
DRAG DIVERGENCE		X
BOUNDARY LAYER SEPARATION	X	
BUFFET BOUNDARY	X	X

レイノルズ数効果の概要

13



航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案 www.fhi.co.jp

④後流渦特性

概要:

- ✓ 風洞試験とCFDを接続した後流渦特性取得

適用対象:

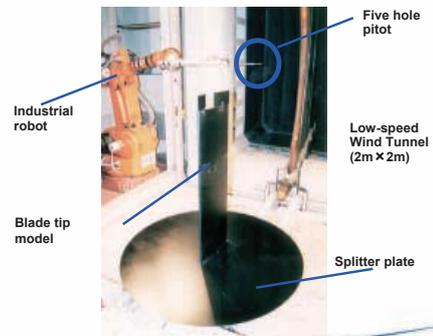
- ✓ 回転翼機 ローターブレードのBVI騒音軽減
- ✓ 民間輸送機 特に大型機の後流渦影響

技術課題:

- ✓ 風洞試験による近傍場後流渦計測法
- ✓ CFD遠方場特性の推定方法, 推定精度
- ✓ 風洞試験(近傍場)とCFD/CAA(遠方場)の接続方法



ローターブレード後流渦計算例



ローターブレード後流渦計測例

14





航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案

www.fhi.co.jp

⑤遠方場騒音特性

概要:

- ✓風洞試験・CFDとCAAを接続した航空機騒音特性の把握
- ✓風洞試験・CFDと接続したソニックブーム特性把握

適用対象:

- ✓固定翼機(全般)の騒音影響
- ✓超音速固定翼機のソニックブーム影響

技術課題:

- ✓遠方場特性の騒音/ブーム推定方法
- ✓近傍場(風洞試験/CFD)と遠方場(CAA)の接続方法



ソニックブームの遠方場特性

15



航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案

www.fhi.co.jp

⑥分離特性

概要:

- ✓母機発進・ブースター分離時の過渡特性を把握
- ✓予想飛行経路のデータをCFDで補間

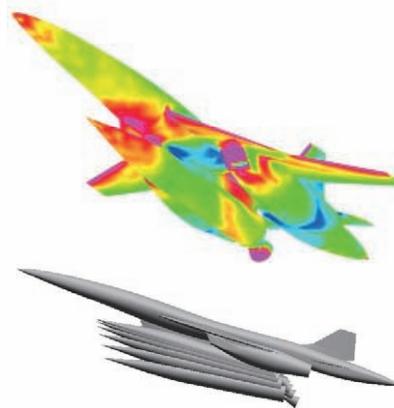
適用対象:

- ✓母機搭載型 無人機の分離
- ✓補助ブースター搭載の航空機

技術課題:

- ✓2体問題のCFD解析
- ✓動的特性の考慮
- ✓CTS*風洞試験の高度化

(* CTS: Captive Trajectory System)



ロケットブースター分離解析例

16





航空機メーカーからのEFD/CFD融合の提案

www.fhi.co.jp

⑦ジェット干渉効果

➤概要:

- ✓風洞試験とCFDを接続したジェット排気影響取得
- ✓気流可視化による干渉現象把握

➤適用対象:

- ✓固定翼機(全般)の尾排干渉
- ✓その他 機体-推進系の干渉問題

➤技術課題:

- ✓風洞試験における流れ場の定量計測
(PIV, LDV等)
- ✓CFDジェット干渉効果の推定精度



PIV法によるジェット計測例
(出展: EWAニュースレターより)



JAXA殿ハイブリッド風洞構想への期待

www.fhi.co.jp

➤EFD/CFD融合の課題

前述にて提案したEFD/CFD融合の課題を以下に示す。

✓EFD融合に適用するCFDの精度確保

EFD計測精度に対応して、適用するCFD推算精度・適用可能範囲を検証する必要がある。

✓CFDによるEFD環境の模擬

CFDで模擬するために、従来以上のEFD情報(風洞特性, 気流条件, 模型仕様等)を提供する必要がある。

また, 将来の発展性として実機飛行条件への拡張可能性を確保することが望ましい。

✓EFDおよびCFD技術の高度化継続

EFD計測技術およびCFD推算技術の高度化を継続する必要がある。





JAXA殿ハイブリッド風洞構想への期待

www.fhi.co.jp

▶ハイブリッド風洞への期待

✓将来は、CFD設計のみによる航空機開発が指向されると予想されるが、現実問題としてEFD(風洞試験)なしの開発には高い壁が存在する。したがって、当面は実機飛行環境での空力性能・特性を高い確度で推定できるEFDの実用化を目標とすべきと考える。

✓JAXA殿が提案するCFDを援用したEFD(風洞試験)による確度の高い試験データの供給が、近い将来の航空機開発の費用低減、期間短縮に貢献すると考える。

✓航空機開発において、空力設計・解析は基礎計画から基本設計における重要な役割を担っており、JAXA殿の提案するEFD/CFDの融合が、今後予想される多岐に渡る航空機の設計課題を短期間で定量的に策定可能とすることが期待される。

19



ありがとうございました。

Think. Feel. Drive.



SUBARU