

“EFD/CFD”と“データ同化”

東北大学 流体科学研究所
大林研究室 博士課程後期3年
加藤 博司

設計情報学研究会 LECTURE SERIES 3
2013年3月10日(日)

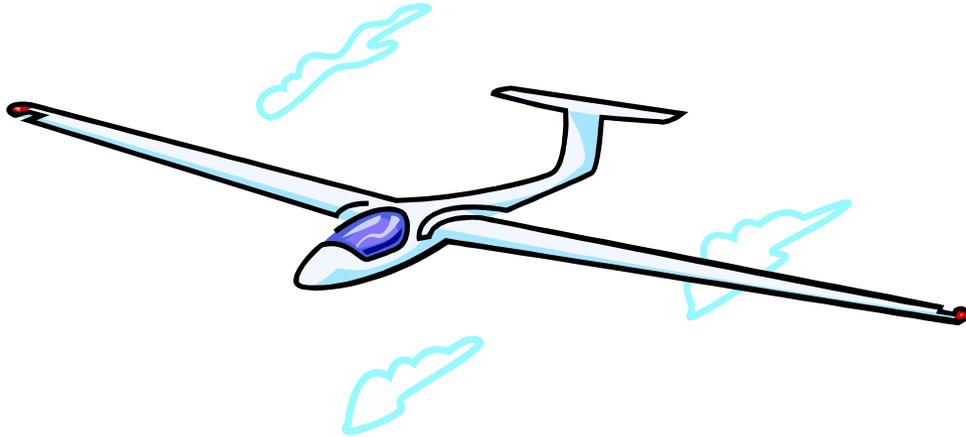
内容

- 研究背景
- データ同化による乱流の適応型シミュレーション
- 研究手法
- 結果
- まとめ

研究背景

研究背景 1/16

航空機の「詳細設計(空力)」の段階に入ると...



航空機の空力性能を決定
➤ 空気の流れ(流体)

CFD (Computational Fluid Dynamics)
→ 数値計算

EFD (Experimental Fluid Dynamics)
→ 実験

ナビエ・ストークス方程式を解く

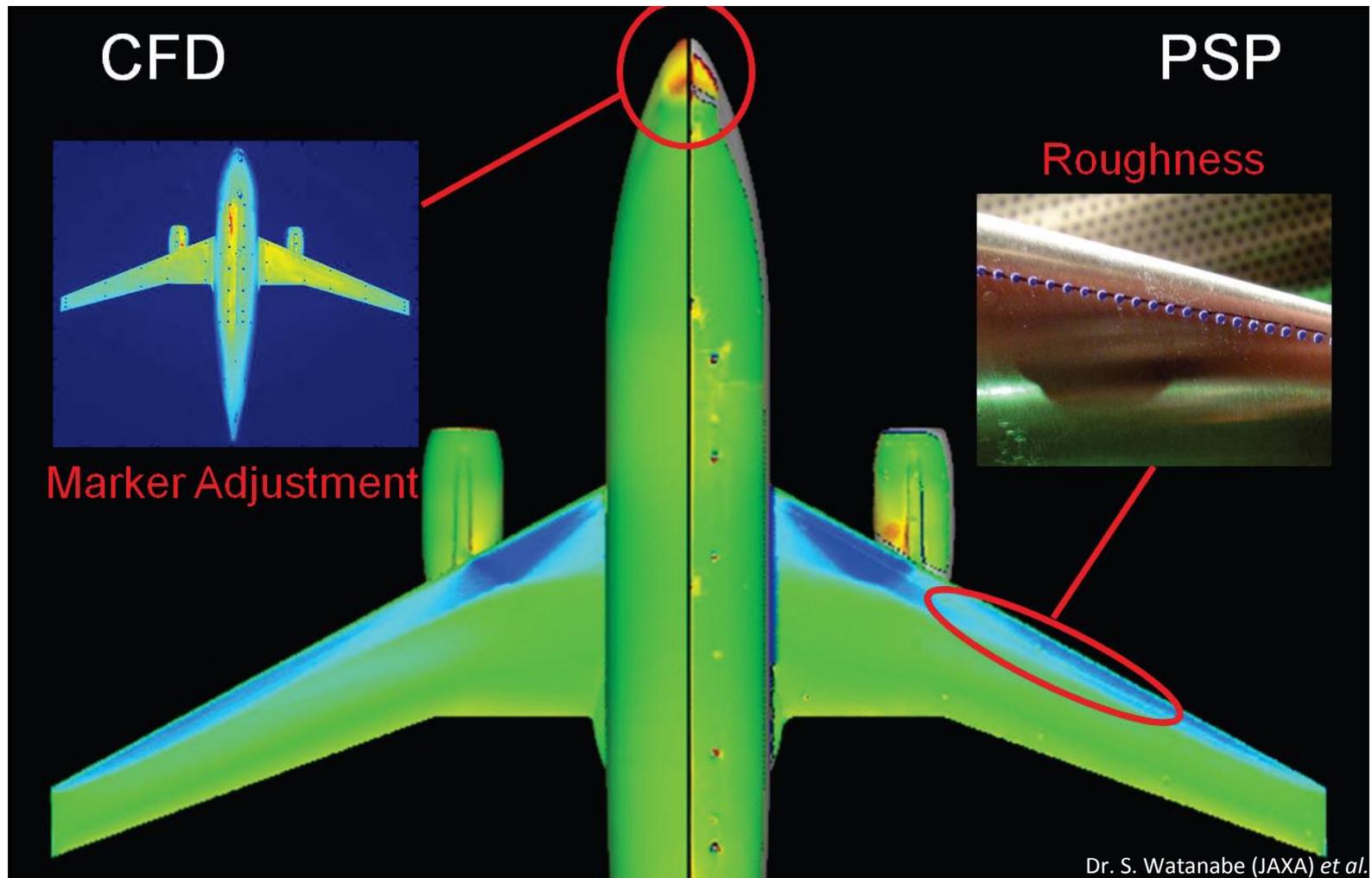
流体の(マクロな視点での)支配方程式



技術者A

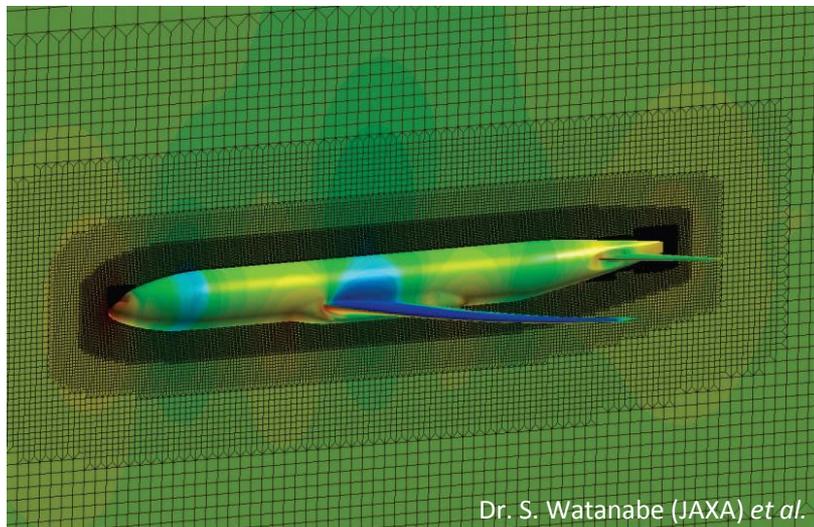
空気の流れを“直接”計測

研究背景 2/16



JAXA DAHWIN (Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel)による可視化例

研究背景 3/16



CFD(数値計算)

➤ 利点

- 流れ場の莫大な情報
- 条件の変更に容易に対応

➤ 欠点

- データの信頼性
 - 計算格子
 - 複雑な現象のモデル化
- etc.

設計の効率化

EFD(実験)

➤ 利点

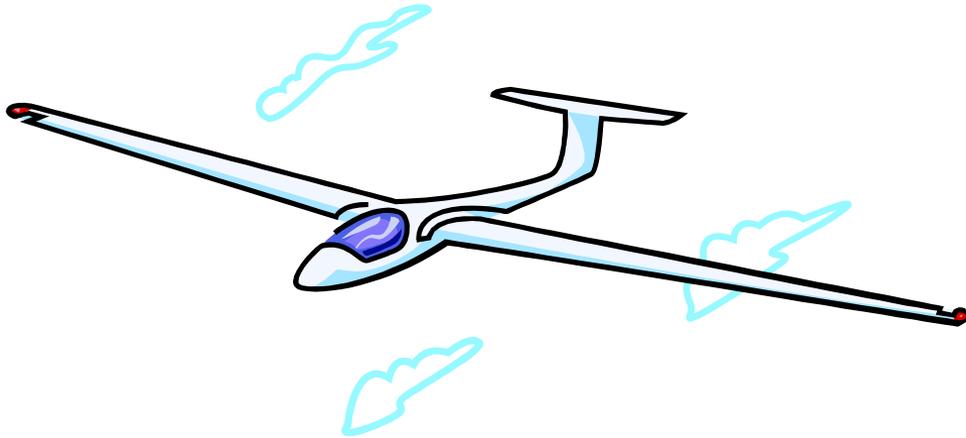
- データの信頼性

➤ 欠点

- 模型の製作/変更
- 限られた情報量

本研究の焦点: データの信頼性

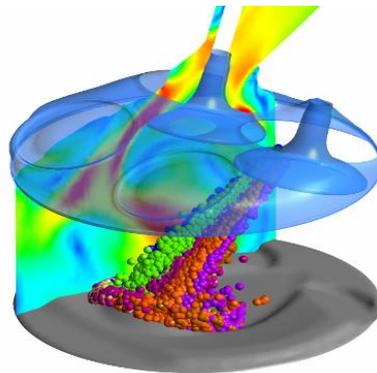
研究背景 4/16



空力設計での興味: 空気の**单相流**
➤ (現象を限れば) 技術に成熟感

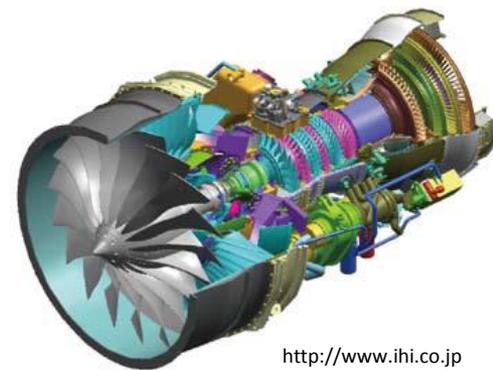
工学分野で興味のある流体現象は“**もっと複雑**”な場合が多い

- 乱流
 - ✓ 高レイノルズ数
- 燃焼流
 - ✓ 高プラントル数
- 混相流
 - ✓ 高シュミット数



<http://ansys.jp>

自動車用エンジン



<http://www.ihl.co.jp>

航空機用エンジン



<http://www.toshiba.co.jp>

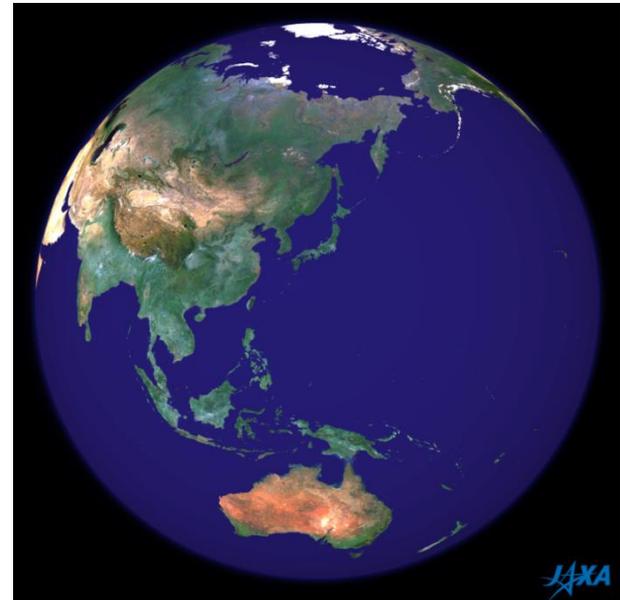
原子炉

流体現象の解明

工学:ものづくり



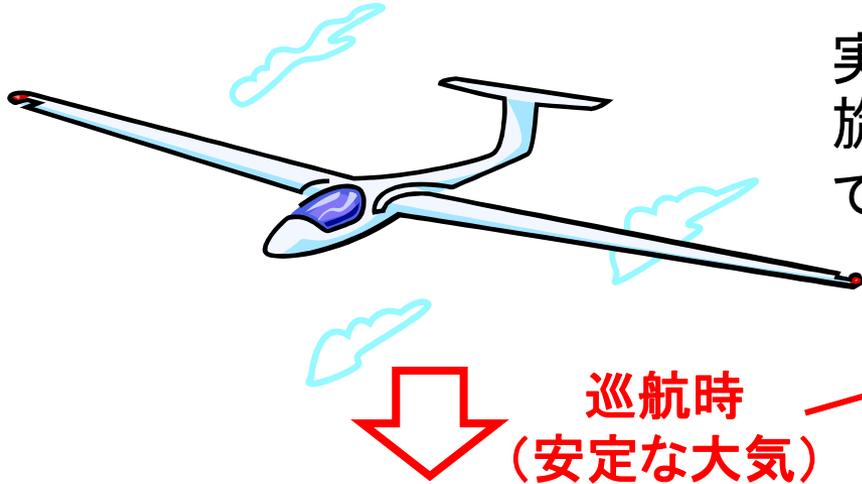
地球物理:天気予報



両分野の大きな違い

- ✓ 再現性の(ある程度)ある実験が可能かどうか？
- ✓ 空気を“理想気体” & “単相流”として扱えるか？

研究背景 6/16



実際のフライトの状態全てを(上昇・下降・旋回など)をEFD(実験)、CFD(数値計算)で再現するのは“**困難**(研究中)”

- 再現性の(ある程度)ある実験が可能
- 空気を理想気体 & 单相流として扱えるのでDNSが(条件を限れば)可能



風洞実験

EFD(実験)側

実験データベースの構築

CFD(数値計算)側

DNSデータベースの構築

DNS : Direct Numerical Simulation (直接数値計算)
ナビエ・ストークス方程式を
追加のモデル“なし”で厳密に解く

実験データベース

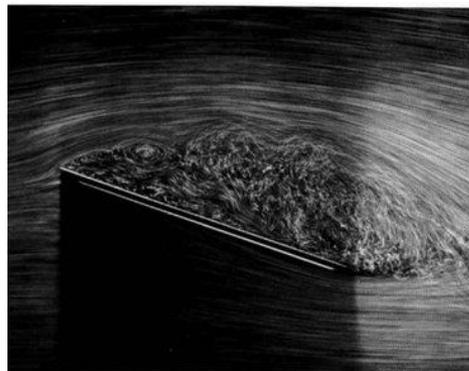
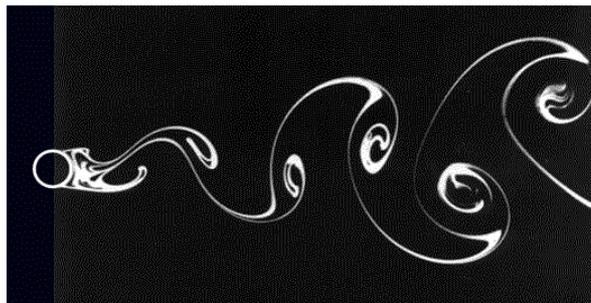
DNSデータベース

(理想気体 & 単相流の) 流体现象を記述するデータベース



研究者A

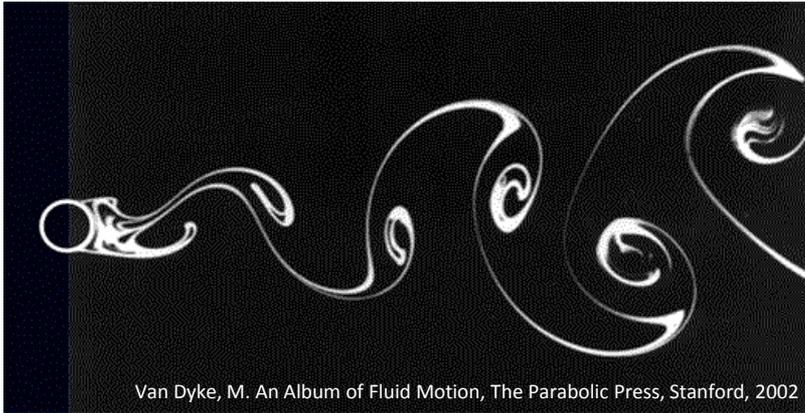
複雑な現象を記述する“モデル”をデータベースから作れるかもしれない



代表的な成果

“乱流”のモデリング
✓ “乱流モデル”の開発

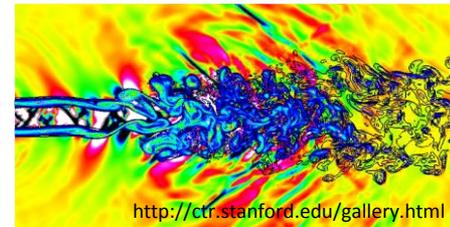
Van Dyke, M. An Album of Fluid Motion, The Parabolic Press, Stanford, 2002



乱流？

- 流体力学に残されている大きな課題
- ナビエ・ストークス方程式に含まれる
- 秩序(無秩序ではない)構造を有する
- 時空間スケールが非常に小さい

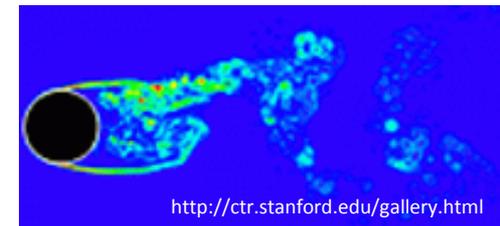
etc.



DNSの解析例

“乱流”の解析手法

1. DNS (Direct Numerical Simulation)
 - ✓ 乱流のすべての時空間スケールを解く
2. LES (Large Eddy Simulation)
 - ✓ 乱流の小さな時空間スケールは“モデル化”
3. RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes simulation)
 - ✓ 乱流のすべての時空間スケールを“モデル化”



LESの解析例



RANSの解析例

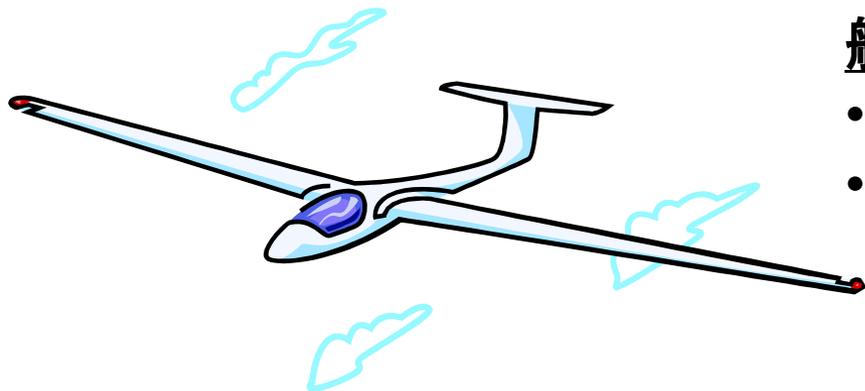
LES

1. SGS渦粘性モデル
2. 多方程式モデル
3. スケール相似則モデル

RANS

1. 応力方程式モデル
 - 代数応力モデル
2. 渦粘性モデル
 - 0方程式モデル
 - 1方程式モデル
 - 2方程式モデル

- ✓ 乱流を“普遍的”に表現するモデルがない
- ✓ 提案する研究者の“アイデア”が混入
- ✓ “統一”的なモデルが存在しない
- ✓ 現象に応じて“使い分け”
- ✓ 常に“実験値との比較”が必要



航空機の(現状の)空力設計

- 再現性の(ある程度)ある実験が可能
- 空気を理想気体 & 单相流として扱える



特異なケース

“特異なケース”なので高精度な“データベース”ができる

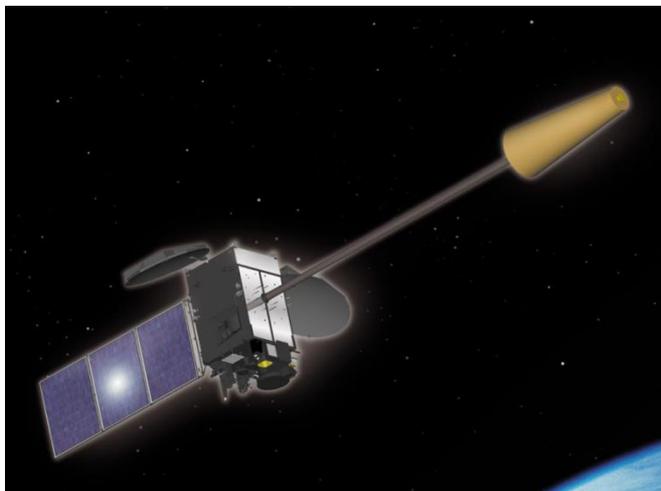


(再掲) 工学分野のほとんどの流体现象は“より複雑”

気象海洋分野：流体の“より複雑”な振る舞い

観測 (再現性なし)

- ・観測誤差 (>> 実験誤差)
- ・地球全体の観測は、社会的・物理的制約により不可能

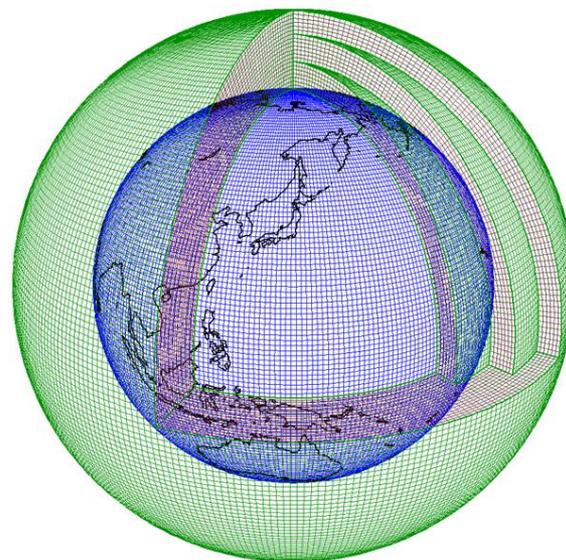


<http://www.jma-net.go.jp/sat/satellite/satellite.html>

気象衛星(ひまわり7号)

数値予報

- ・初期・境界値が不確実
- ・実在気体
- ・混相流
- ・複雑な物理過程が内在



<http://www.jma.go.jp/jma/kishou/known/whitep/1-3-1.html>

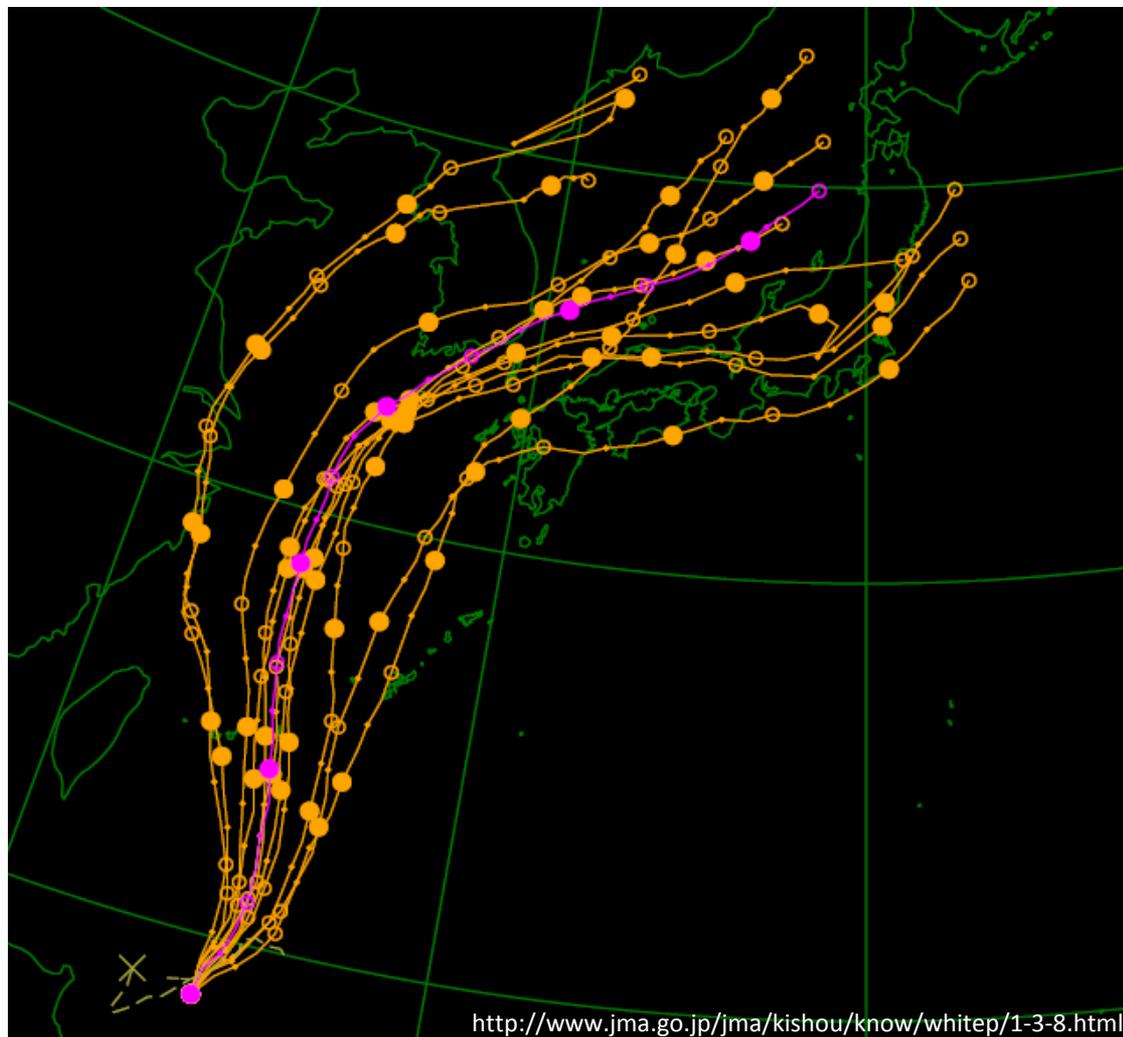
全球モデル

研究背景 12/16

数値予報の誤差

1. 初期・境界値が不確実
2. モデルが不完全
 - 実在気体
 - 混相流
 - 複雑な物理過程

初期値のわずかな違いが
台風進路の予測に大きく影響



台風進路のアンサンブル予報

研究背景 13/16

初期条件 & モデル
の“不確実性”

ある初期条件
& あるモデル

数値計算

解析値
(データ同化)

実世界(未知)

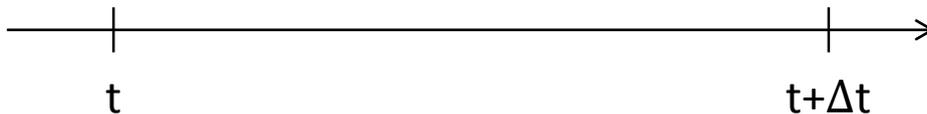
観測

観測の“不確実性”
(観測誤差)

データ同化

数値計算 & 観測の“不確実性”
の情報から“最も尤らしい”現象
を推定する

- ✓ 最尤推定
- ✓ ベイズ推定



研究背景 14/16

	逐次型(統計的手法)	非逐次型(最適化手法)
代表的手法	アンサンブルカルマンフィルター パーティクルフィルター	4次元変分法
得られる解	分布	最適解
シミュレーションの規模	小～中規模(性能に依存)	超大規模まで適用可
使用されている領域	すべて	気象・海洋の現業中心
プログラムの実装	既存のコードに容易に プラグイン	アジョイントコードの 書き出し必要
HPC	スカラー計算向き	ベクトル計算向き
シミュレーションモデル の比較	尤度により可能	困難
感度解析	不可能ではない	可能

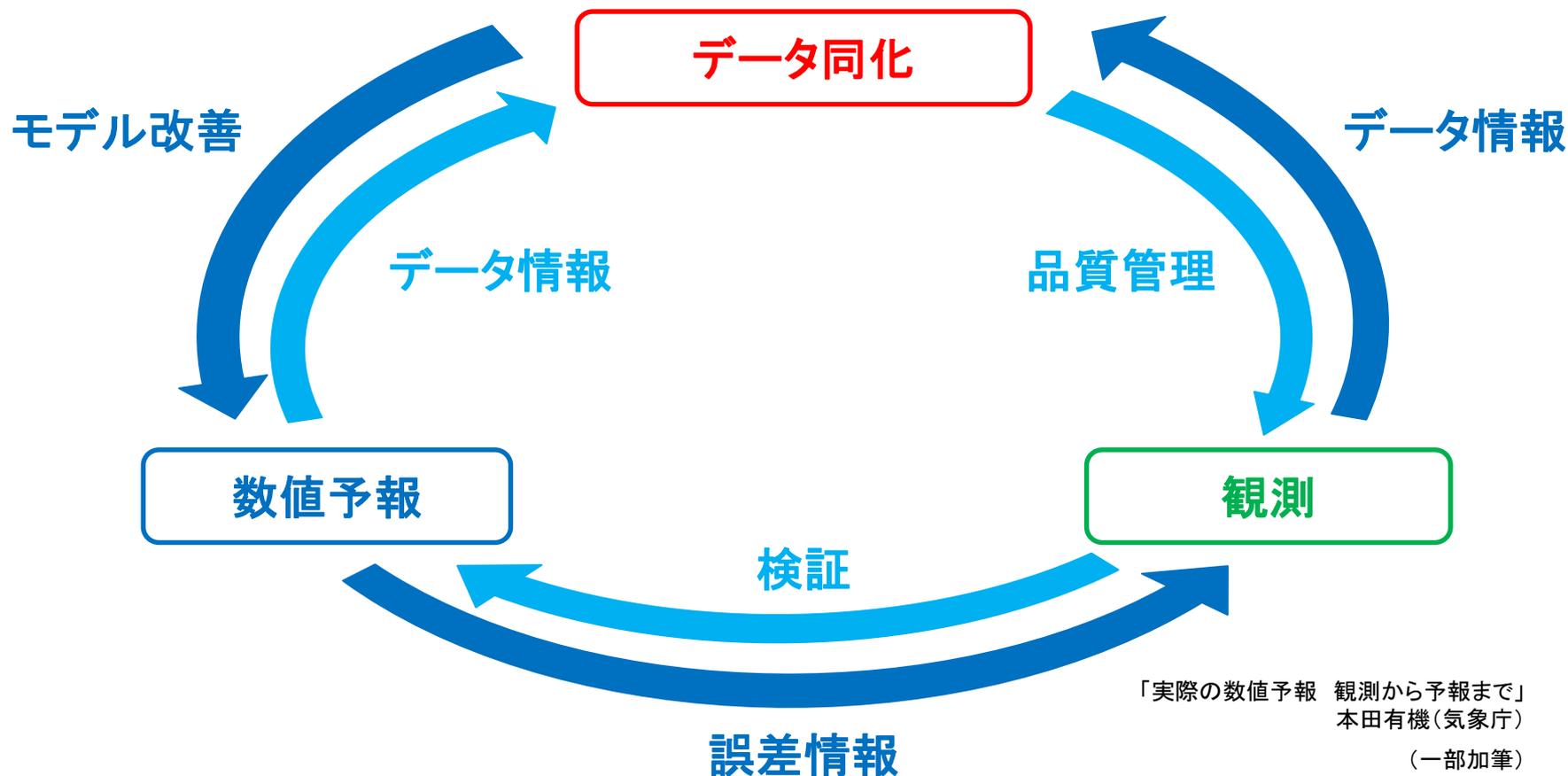
樋口(統数研)

(一部加筆)

研究背景 15/16

現実大気のシミュレーション

✓ “観測”、“数値予報”、“データ同化”の相互の情報交換が**重要**

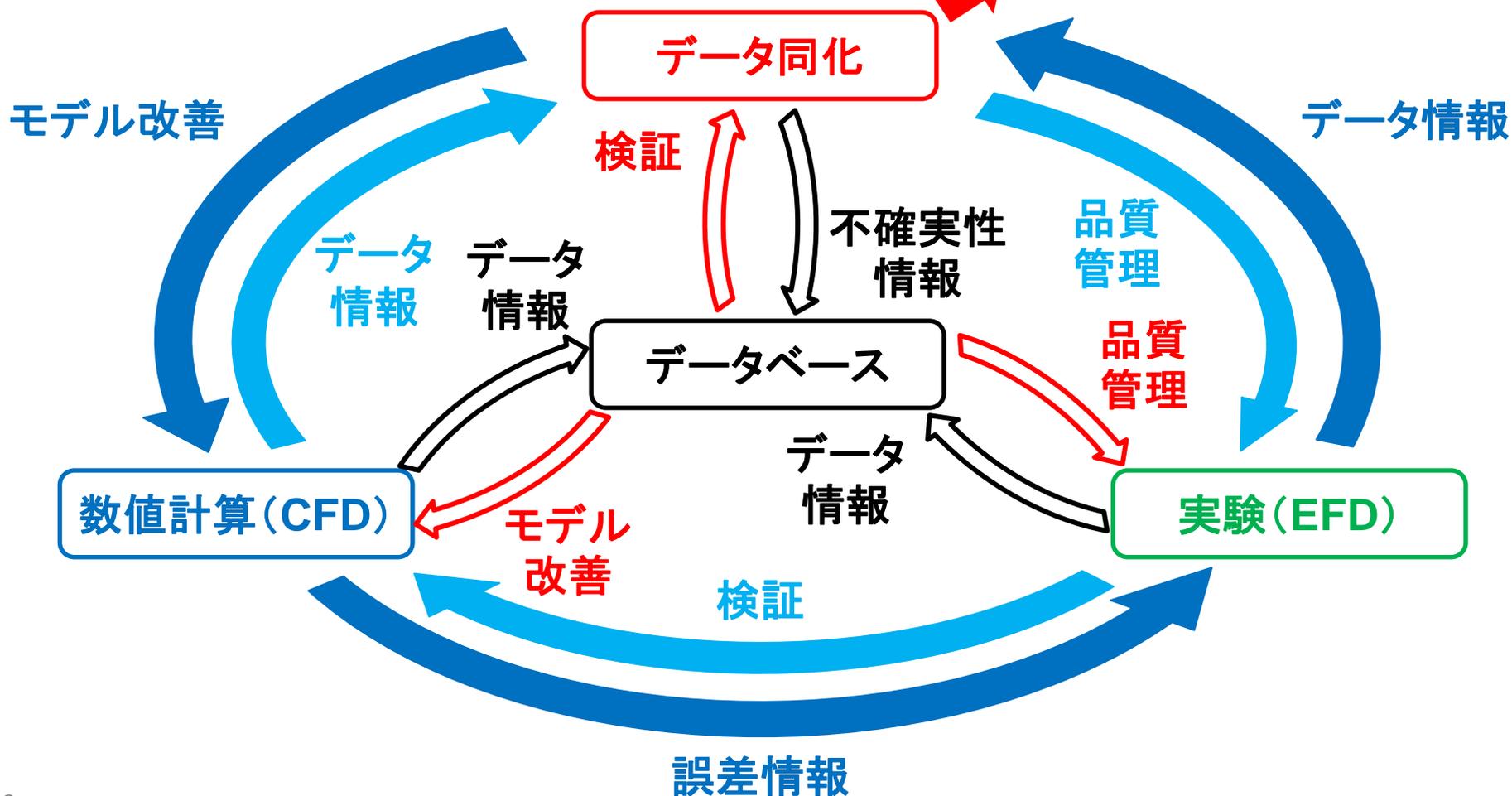


研究背景 16/16

工学分野

✓ 扱う現象がより複雑に

“EFD/CFD”への模索



データ同化による乱流の 適応型シミュレーション

データ同化による乱流の適応型シミュレーション 1/7

DNS

ナビエ・ストークス方程式

空間フィルター

- Gaussianフィルター
- Top hatフィルター
- Cut-offフィルター

LES

空間平均ナビエ・ストークス
方程式

+SGS応力項

レイノルズ (Reynolds) 分解
 $f = F(\text{平均}) + f'(\text{変動})$

RANS

レイノルズ平均ナビエ・ストークス
方程式

+レイノルズ応力項

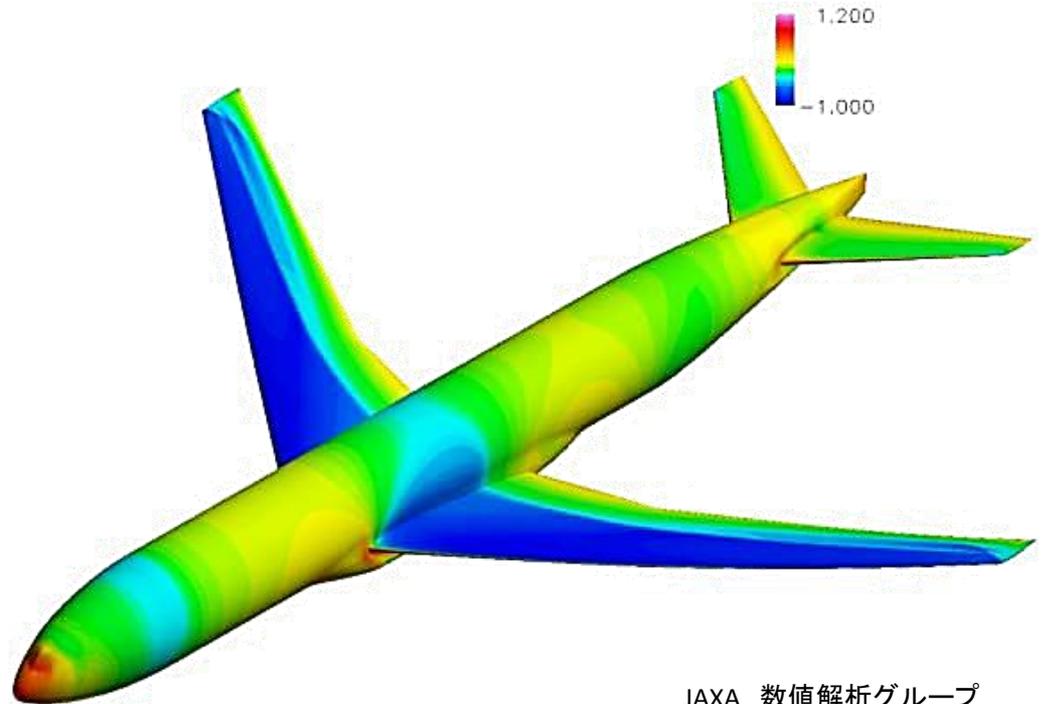
レイノルズ応力項の推定にデータ同化を適用した事例を紹介

データ同化による乱流の適応型シミュレーション 2/7

渦粘性モデル ✓ 工学的に重要な“**道具**”

乱流 $\xrightarrow{\text{レイノルズ分解}}$ レイノルズ応力 $\xrightarrow{\text{渦粘性近似}}$ **乱流粘性係数**

- Cebeci-Smith
 - Baldwin-Lomax
 - P. D. Thomas
 - Baldwin-Barth
 - Spalart-Allmaras
 - Menter SST
 - Compressible SST
 - Chien $k - \varepsilon$
 - Rumsey-Gatski EASM
- etc.

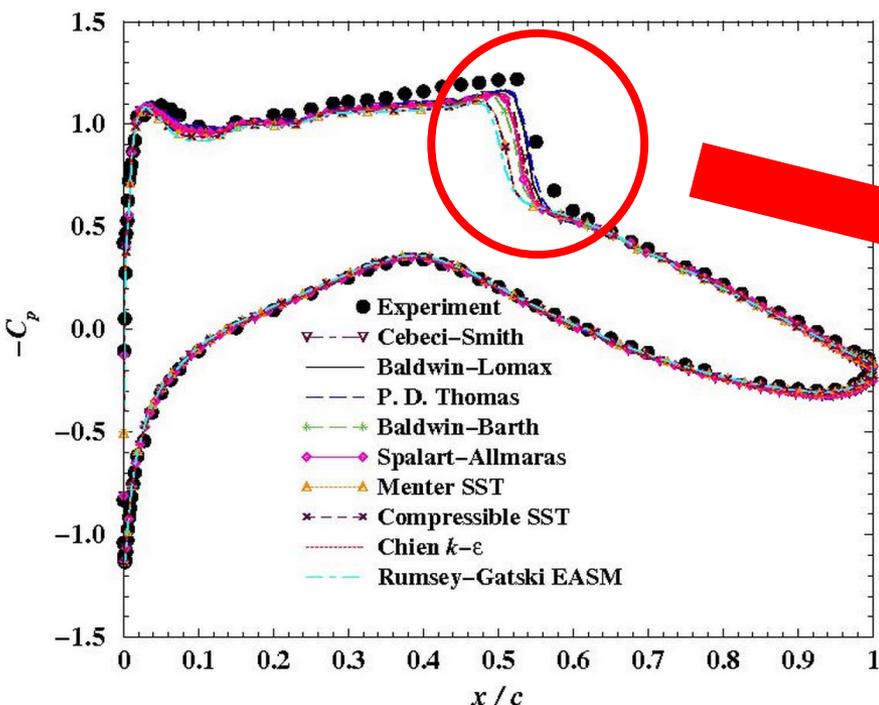


CFD研究者の関心:どのモデルが最も良いモデルか？

データ同化による乱流の適応型シミュレーション 3/7

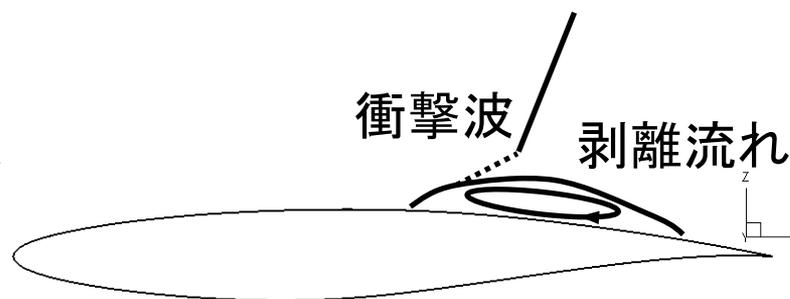
➤ 複雑な流れ場では、それぞれのモデルの解析結果が異なる

NPARC Alliance Validation Archive
(RAE2822 transonic airfoil)



翼面の圧力係数の分布

(Mach number, 0.729; Reynolds number, 6.5 million; angle-of attack, 2.31)

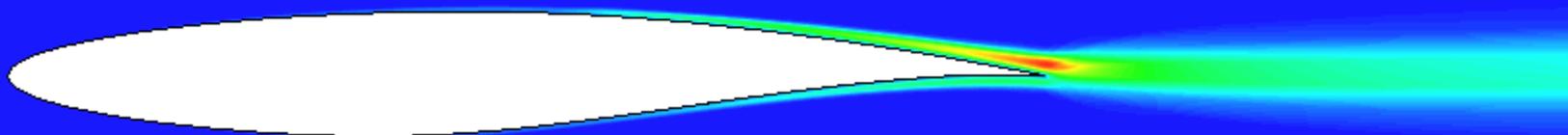
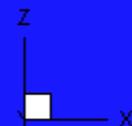
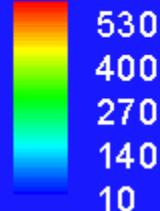


原因

- 乱流のモデル化がうまくいっていない
- ✓ この現象に対するデータベースができない

データ同化による乱流の適応型シミュレーション 4/7

turb.viscosity



渦粘性モデル (Spalart-Allmaras モデル) による乱流粘性係数の分布

これまでの視点

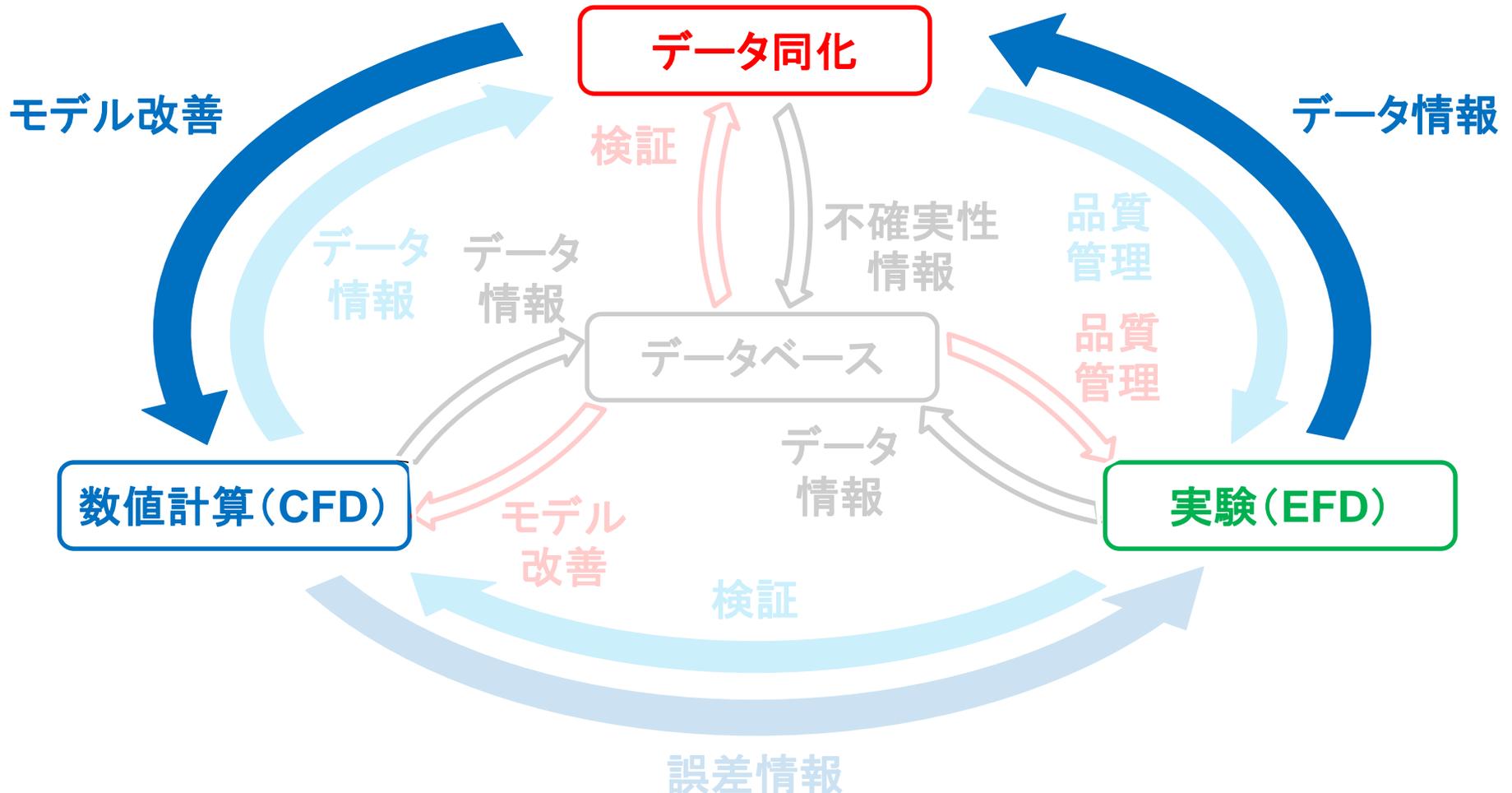
常に実験値との比較が必要



新たな視点

乱流粘性係数を実験値から直接推定

データ同化による乱流の適応型シミュレーション 5/7



データ同化による乱流の適応型シミュレーション 6/7

(マクロな視点での)
流体の支配方程式

数値計算法

乱流の計算手法

ナビエ・ストークス
方程式

Direct numerical
simulation (DNS)

直接計算

Large eddy
simulation (LES)

SGS 渦粘性モデル
多方程式モデル
スケール相似則モデル

Reynolds averaged
Navier–Stokes
simulation (RANS)

レイノルズ応力輸送方程式モデル

データ同化による乱流粘性係数
の直接推定法

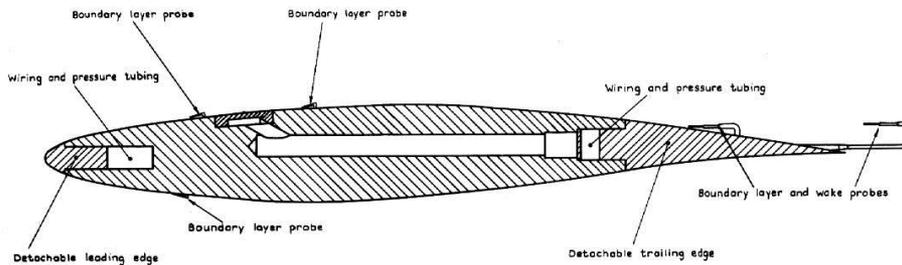
渦粘性モデル

強い近似

データ同化による乱流の適応型シミュレーション 7/7

これから紹介する2つのケース

Case 1



NPARC Alliance Validation Archive

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf.html>

RAE2822 Transonic Airfoil

実験条件(計算条件)

- マッハ数 : 0.725 (0.729)
- レイノルズ数 : 6.5×10^6
- 迎角 : 2.92度 (2.31度)

Case 2



NPARC Alliance Validation Archive

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/m6wing/m6wing.html>

ONERA M6 Wing

実験条件(計算条件)

- マッハ数 : 0.8372 (0.8395)
- レイノルズ数 : 18.14×10^6
- 迎角 : 6.06度

研究手法

Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil

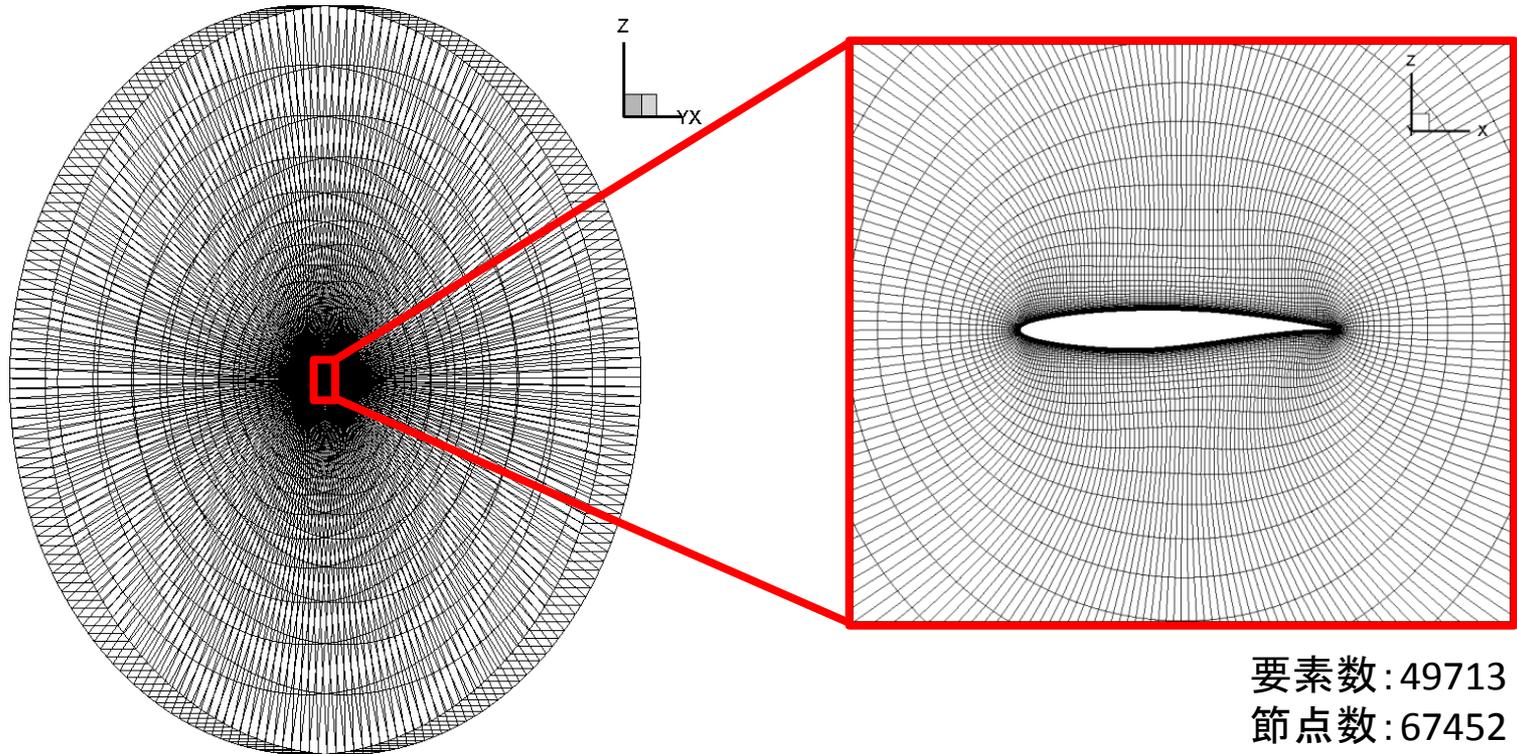
研究手法 1/5

➤ 計算ソルバー

“FaST Aerodynamic Routine (FaSTAR)”

(JAXA数値解析グループで開発中)

➤ 計算格子



研究手法 2/5

➤ 状態ベクトルの修正

乱流モデルの変数

乱流粘性係数

修正前 $x_t = (\rho, u, v, w, p, \tilde{\nu})^T$ **➡** 修正後 $x_t = (\rho, u, v, w, p, \mu_t)^T$

ρ : 密度

u, v, w : 速度成分

p : 圧力

➤ アンサンブルメンバーの用意

初期条件 & モデル
の“不確実性”

ある初期条件
& あるモデル

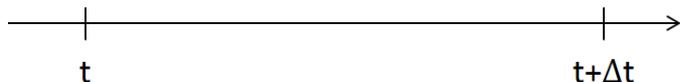
数値計算

解析値
(データ同化)

実世界(未知)

観測

観測の“不確実性”
(観測誤差)



- 乱流モデルを使用
(事前の計算のみ)
- 乱流モデル内のパラメータ値に
アンサンブルメンバーで異なる値
を割り振る

研究手法 3/5

➤ 実験値

翼表面の圧力(103点)

➤ 負の乱流粘性係数

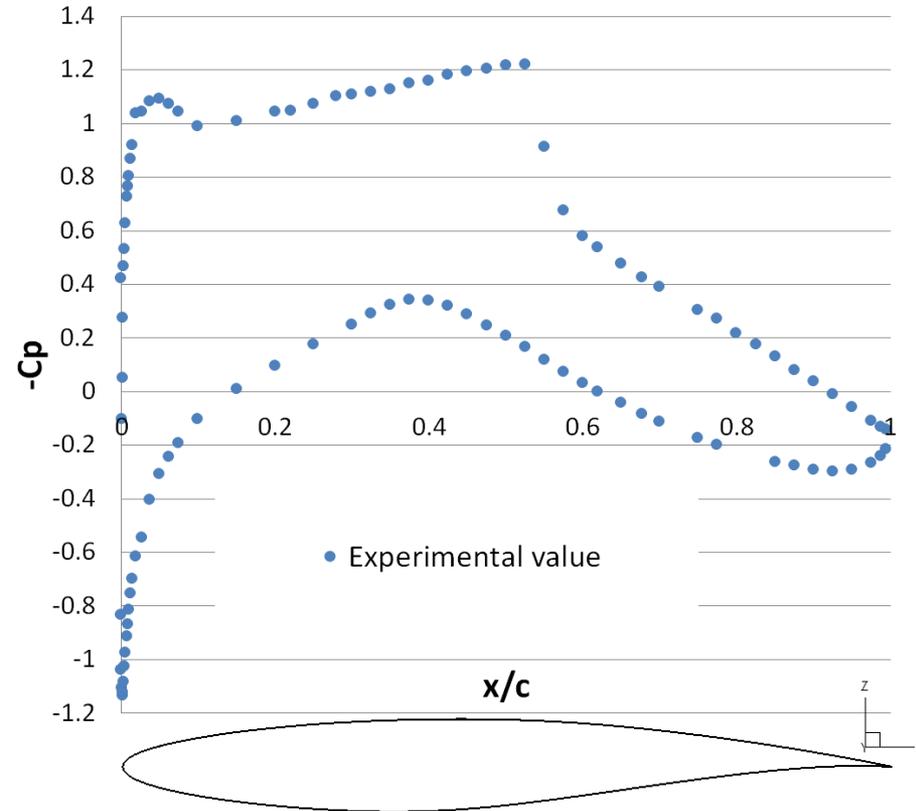
$$\mathbf{x}_t^{*(l)} = \mathbf{x}_t^{*(l)} + \bar{\mathbf{K}}_t \left(\mathbf{y}_t - \mathbf{H}_t \mathbf{x}_t^{*(l)} + \mathbf{w}_t^{(l)} \right)$$

Innovation

負の乱流粘性係数の可能性

(後処理の追加)

If(turbulent viscosity < 0) then
turbulent viscosity = 0
end if



翼表面の圧力係数分布

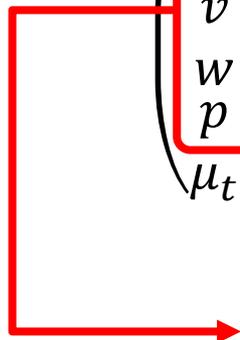
研究手法 4/5

Kalman filtering process

$$\mathbf{x}_t^{*(l)} = \mathbf{x}_t^{*(l)} + \bar{\mathbf{K}}_t \left(\mathbf{y}_t - \mathbf{H}_t \mathbf{x}_t^{*(l)} + \mathbf{w}_t^{(l)} \right)$$

Innovation

$$\begin{pmatrix} \rho \\ u \\ v \\ w \\ p \\ \mu_t \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \rho \\ u \\ v \\ w \\ p \\ \mu_t \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \text{Innovation}_\rho \\ \text{Innovation}_u \\ \text{Innovation}_v \\ \text{Innovation}_w \\ \text{Innovation}_p \\ \text{Innovation}_{\mu_t} \end{pmatrix}$$



保存則を満たすか?

ρ, u, v, w, p 数値計算のみで“**再計算**”

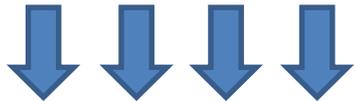
μ_t 再計算中は“**固定**”

研究手法 5/5

1. 予測ステップ

初期条件

do time = start_time, end_time

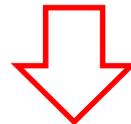


…… アンサンブルメンバーの計算 ……………



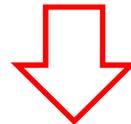
2. フィルタリングステップ

アンサンブルカルマンフィルタの実行



翼表面の圧力(103点)

乱流粘性係数の推定



end do

3. 再計算

乱流粘性係数“以外”の物理変数の再計算

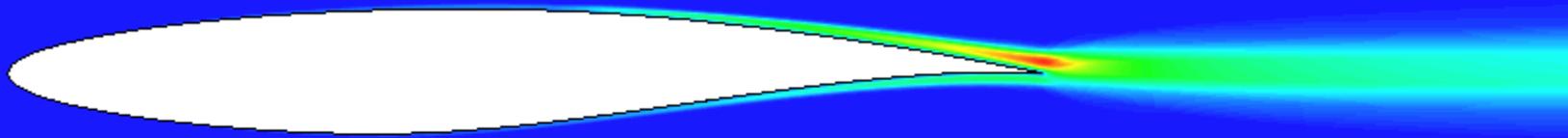
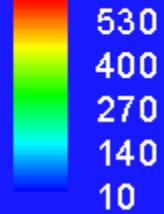
結果

Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil

結果 Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil 1/5

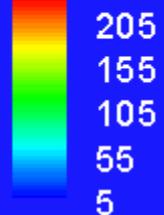
—乱流粘性係数の比較—

turb.viscosity



乱流モデル(Spalart-Allmaras モデル)

turb.viscosity

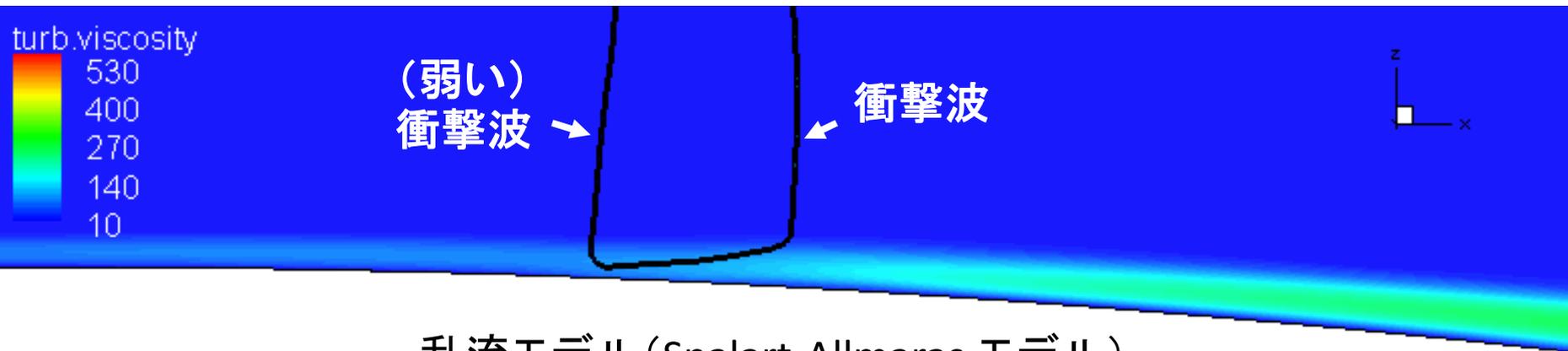


データ同化による推定値

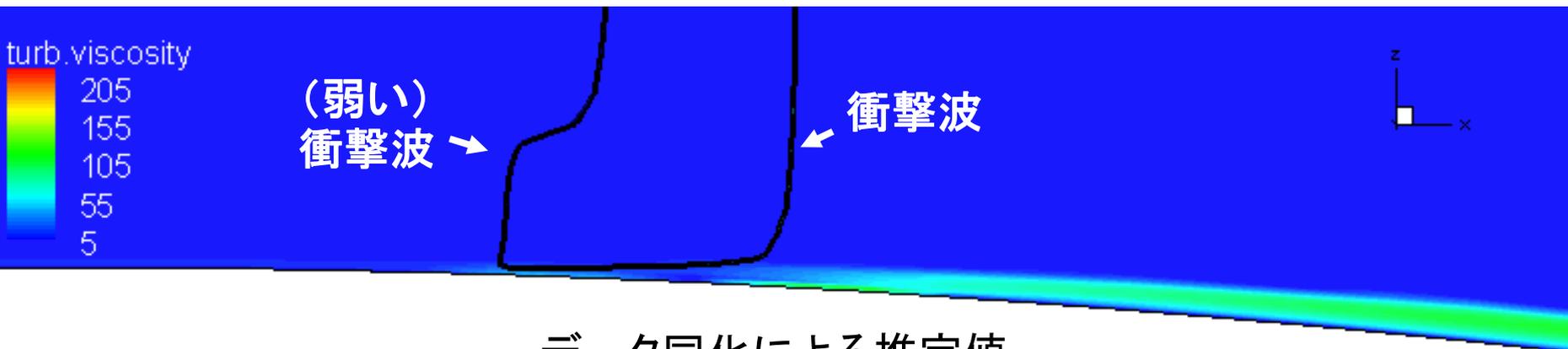
結果 Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil 2/5

—乱流粘性係数の比較—

衝撃波付近



乱流モデル (Spalart-Allmaras モデル)

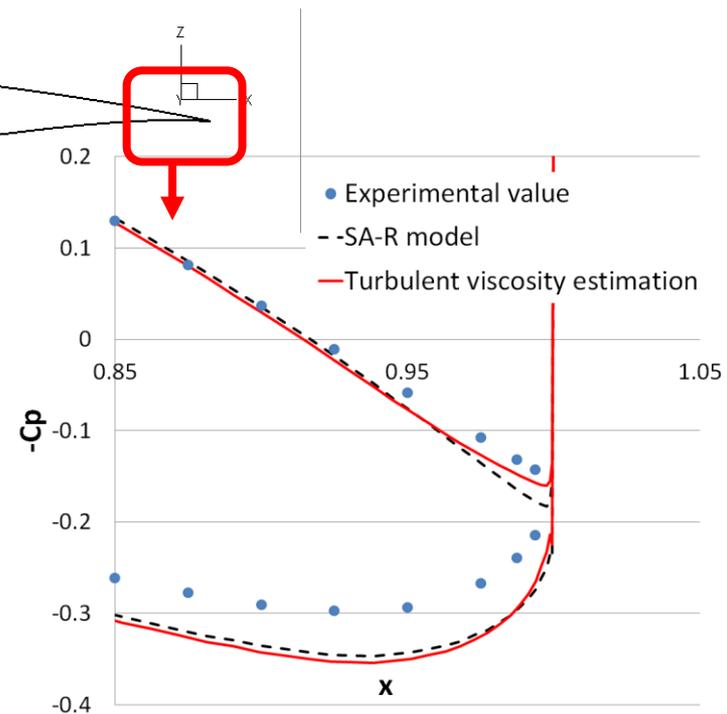
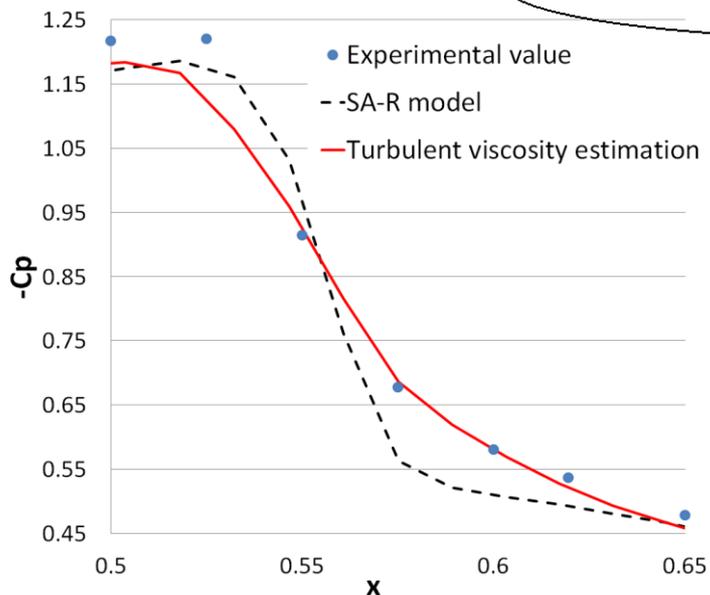
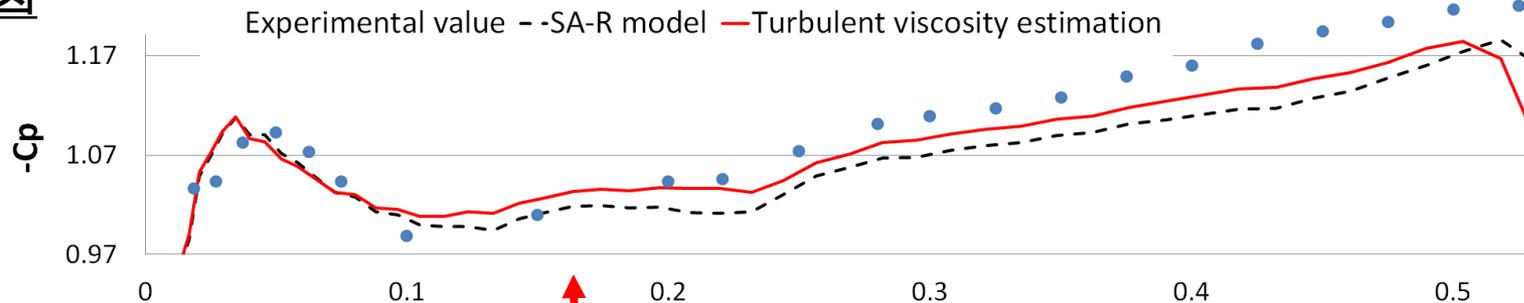


データ同化による推定値

結果 Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil 3/5

—翼面の圧力係数の比較—

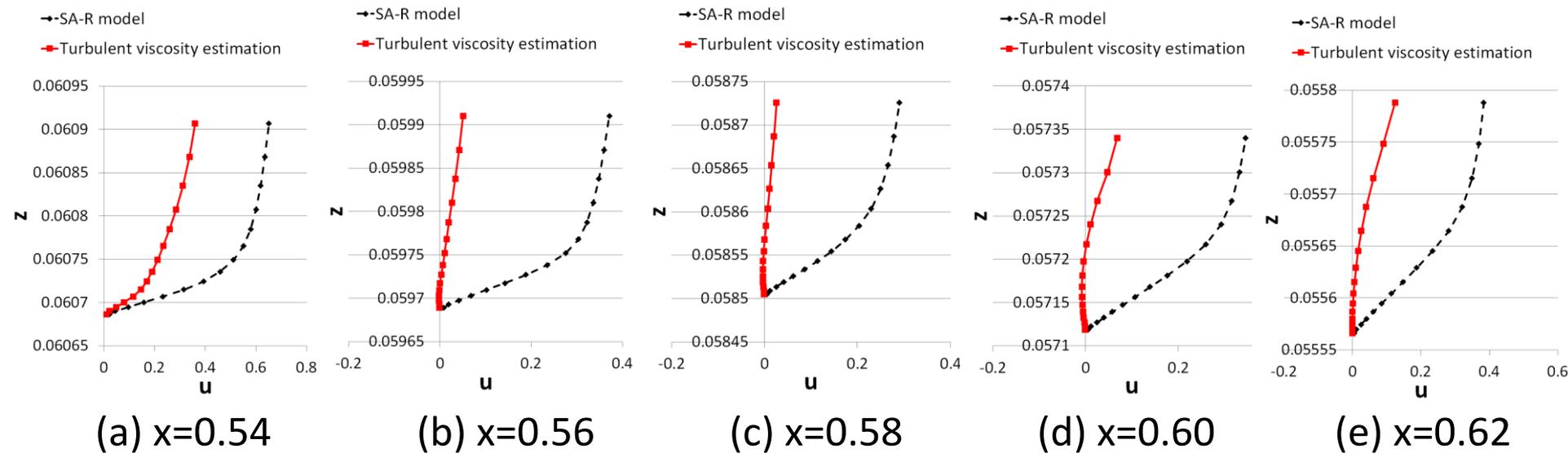
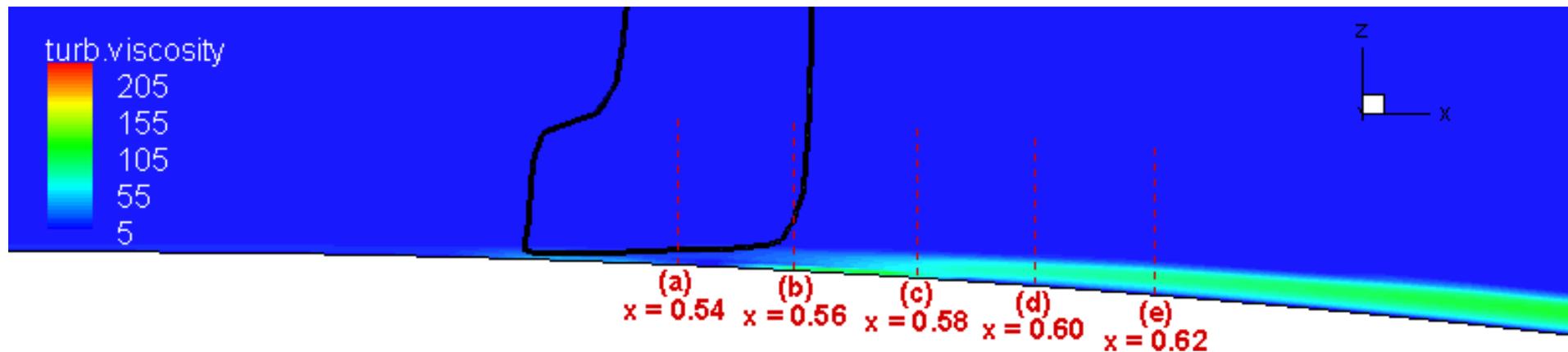
拡大図



結果 Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil 4/5

— 水平速度成分の比較 —

衝撃波付近

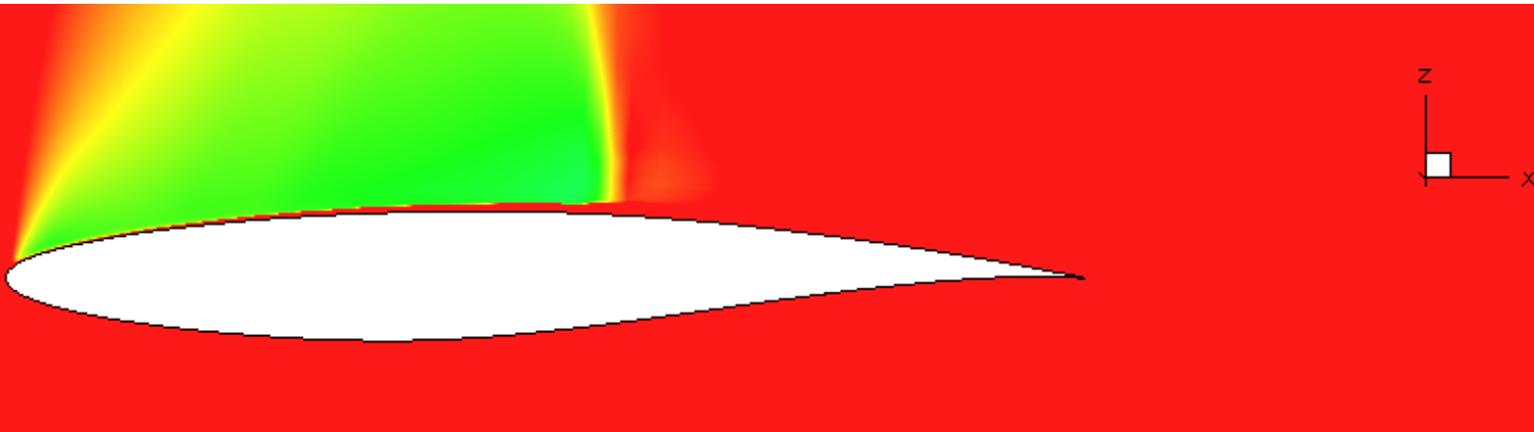


結果 Case 1 RAE2822 Transonic Airfoil 5/5

—乱流粘性係数(ゼロ付近の値)の比較—

turb.viscosity

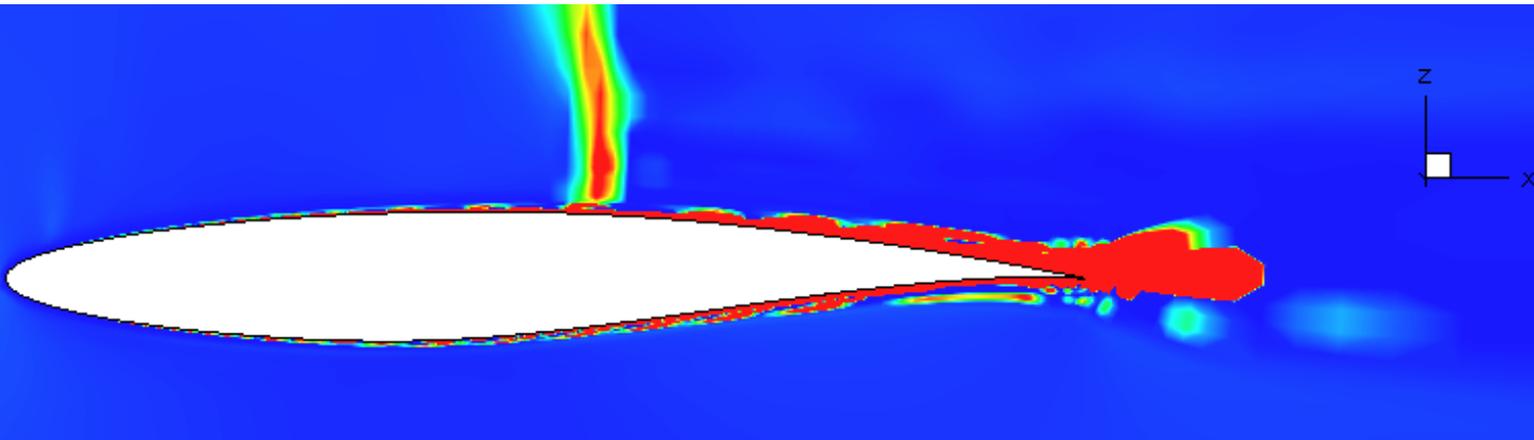
0.131579
0.112782
0.093985
0.075188
0.056391
0.037594
0.018797
0



乱流モデル(Spalart-Allmaras モデル)

turb.viscosity

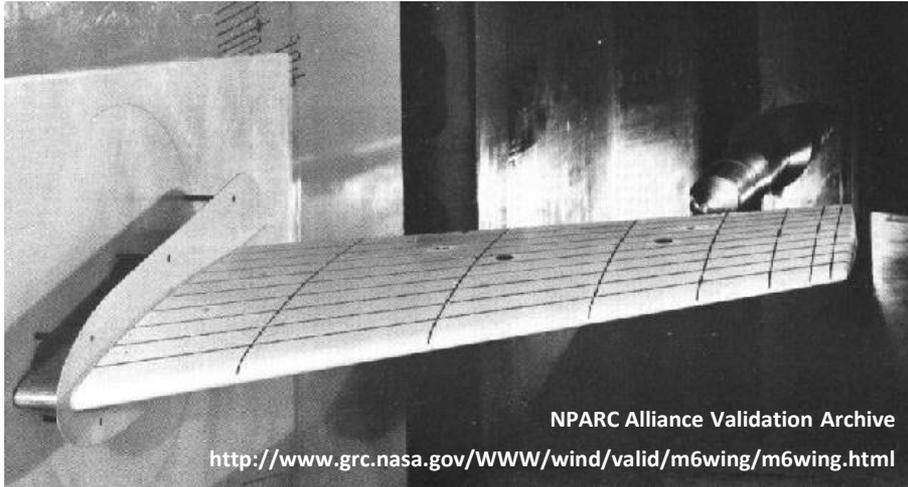
0.131579
0.112782
0.093985
0.075188
0.056391
0.037594
0.018797
0



データ同化による推定値

Case 2

進捗



ONERA M6 Wing

実験条件(計算条件)

- マッハ数 : 0.8372 (0.8395)
- レイノルズ数 : 18.14×10^6
- 迎角 : 6.06度

研究手法

Case 2 ONERA M6 Wing

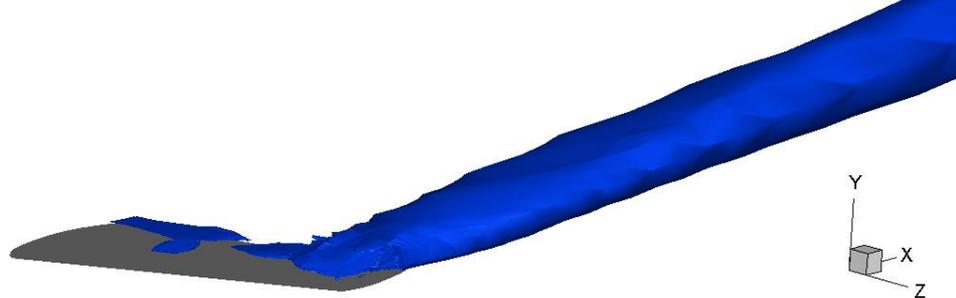
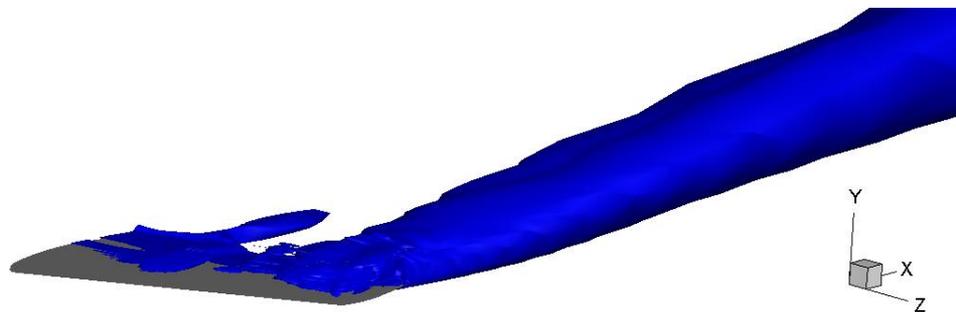
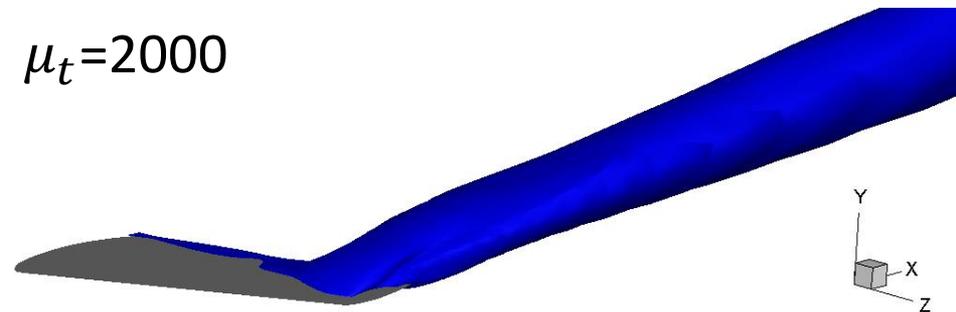
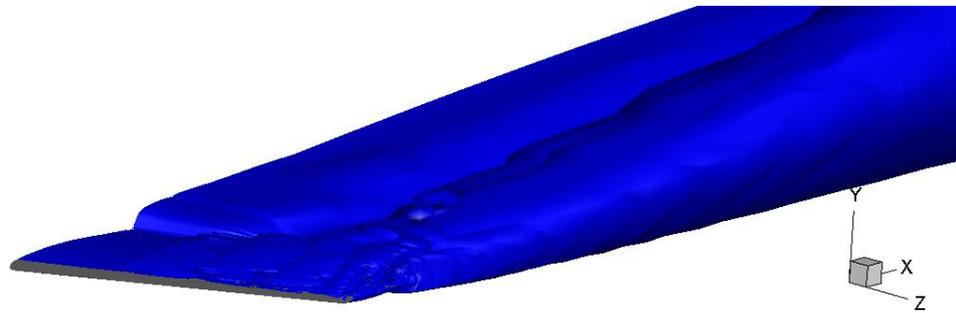
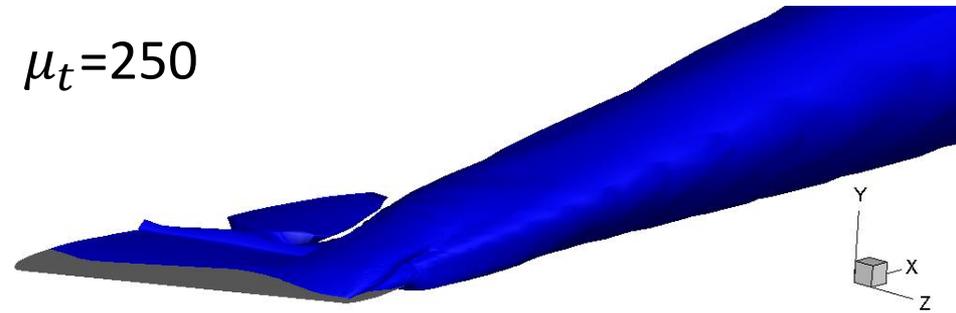
Case1とほぼ同じなので
省略しますm(_)m

結果

Case 2 ONERA M6 Wing

結果 Case 2 ONERA M6 Wing 1/10

—乱流粘性係数 μ_t の比較—



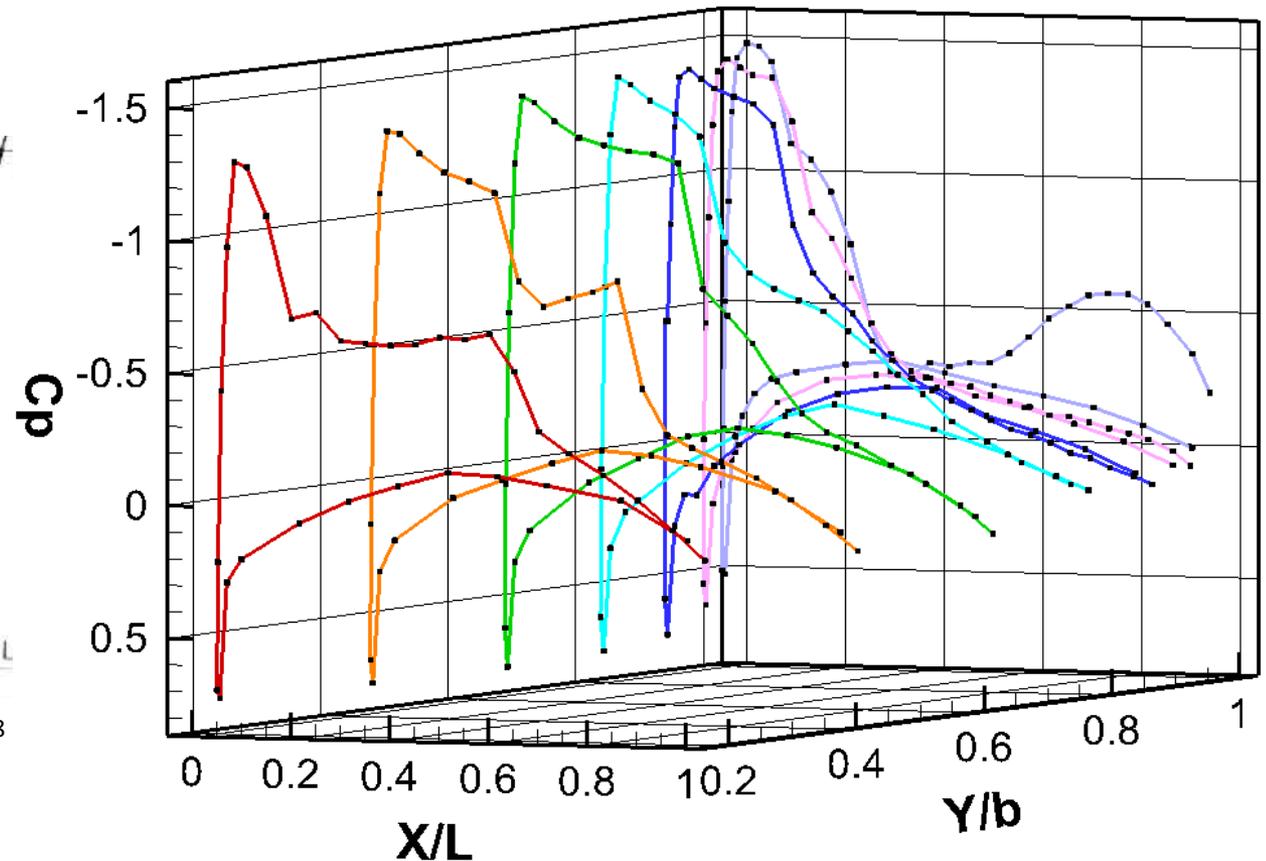
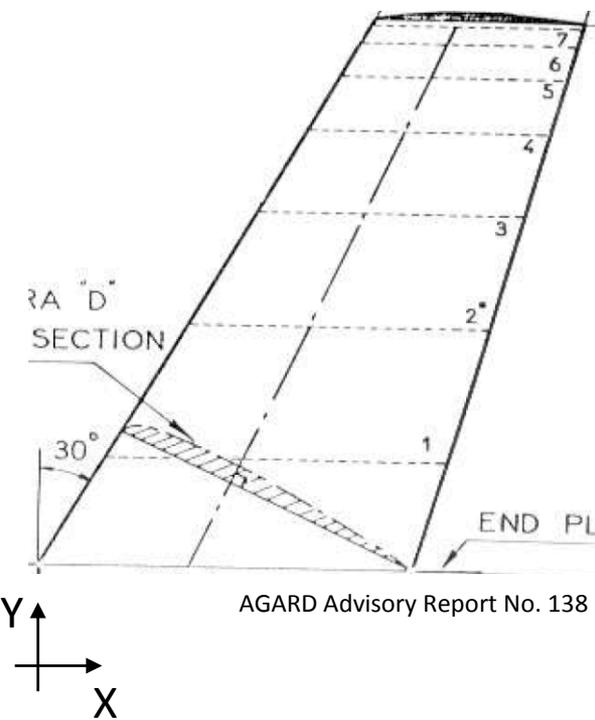
乱流モデル (Spalart-Allmarasモデル)

データ同化による推定値

結果 Case 2 ONERA M6 Wing 2/10

—翼面の圧力係数の比較—

データ同化に使用した実験値



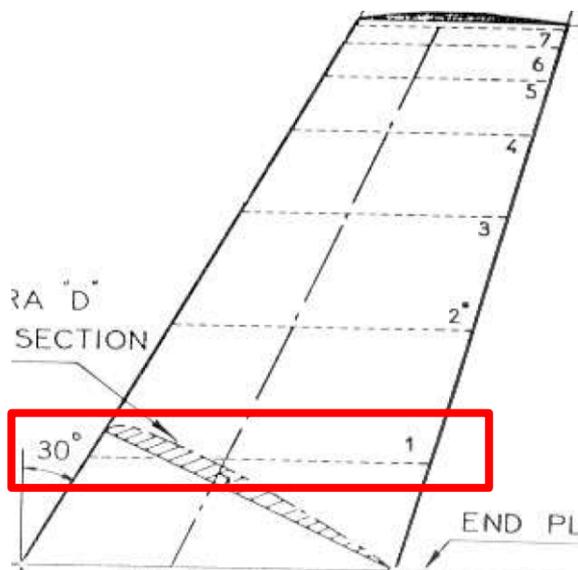
ONERA M6 Wing

各セクションでの圧力係数の分布

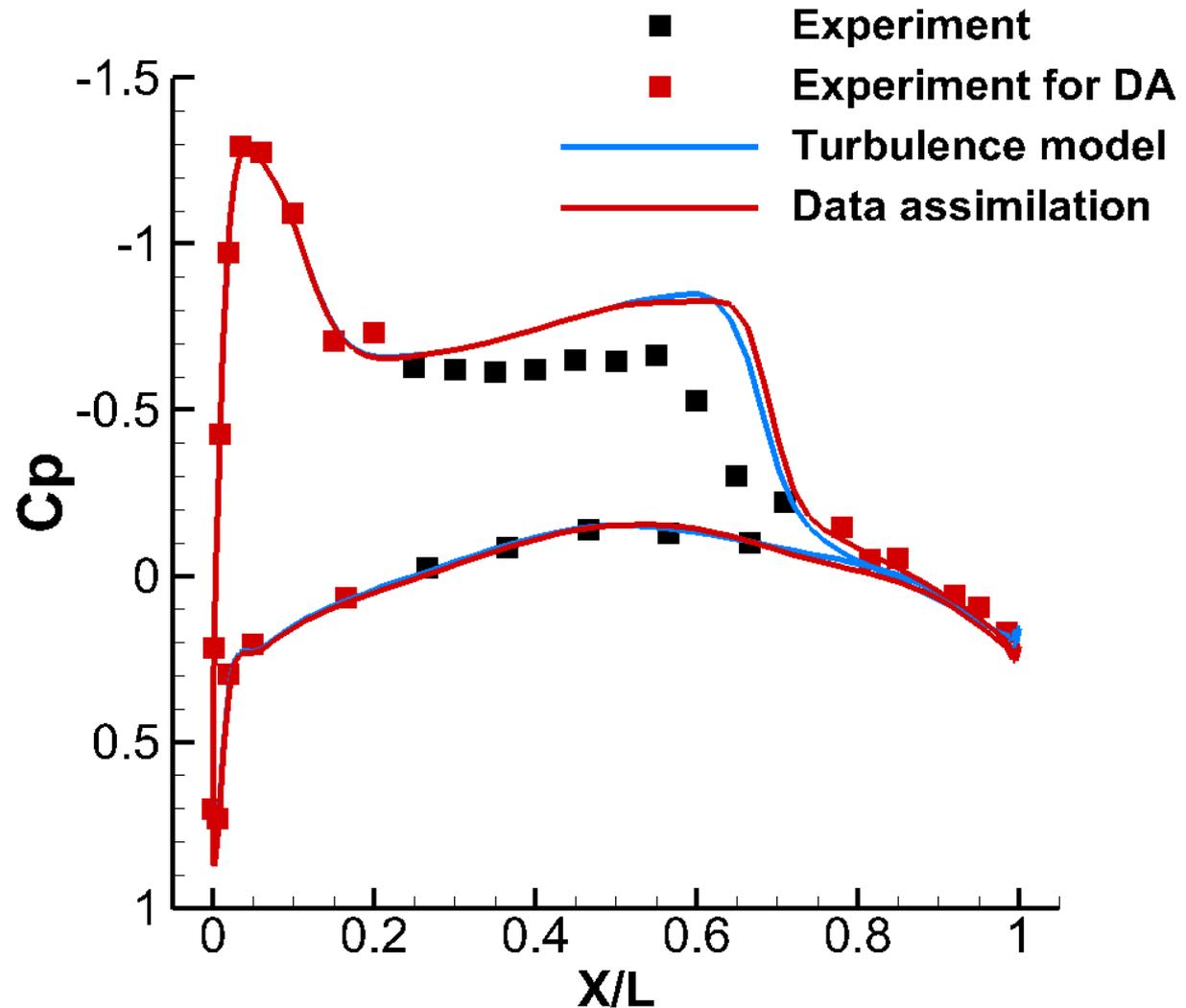
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 3/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 1



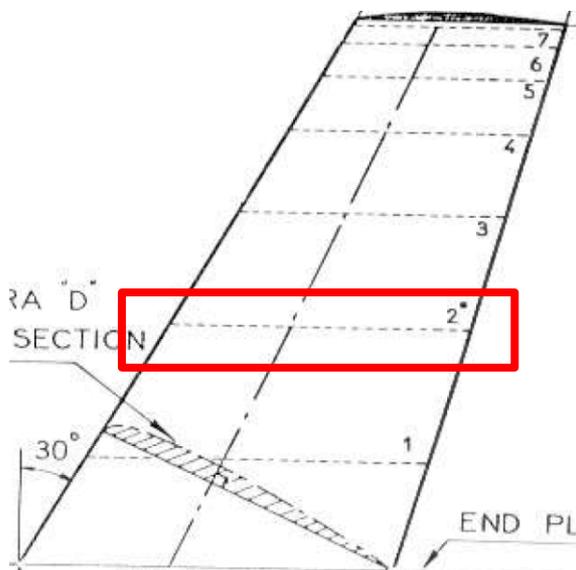
AGARD Advisory Report No. 138



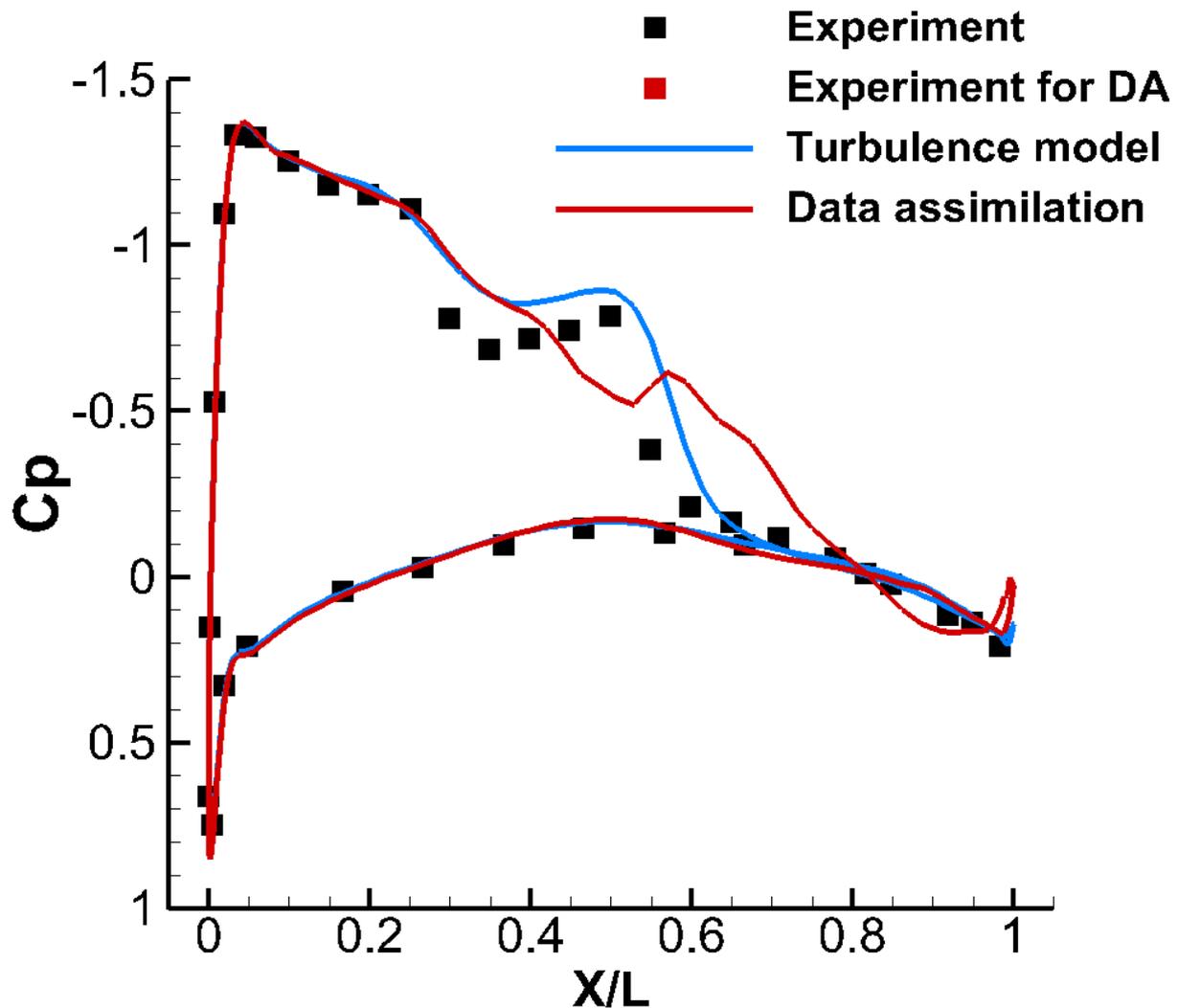
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 4/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 2



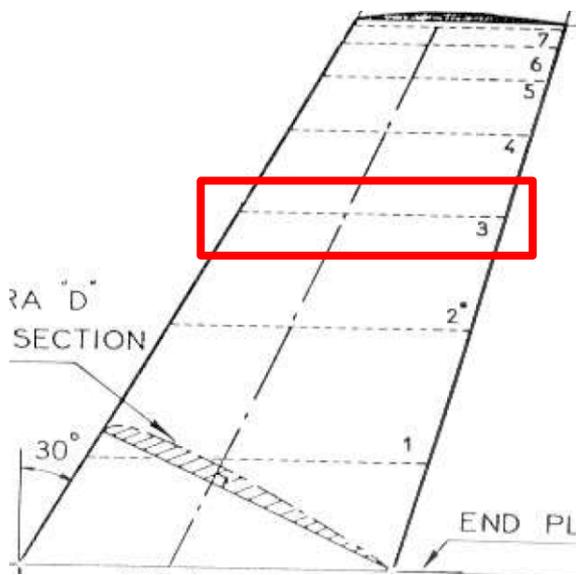
AGARD Advisory Report No. 138



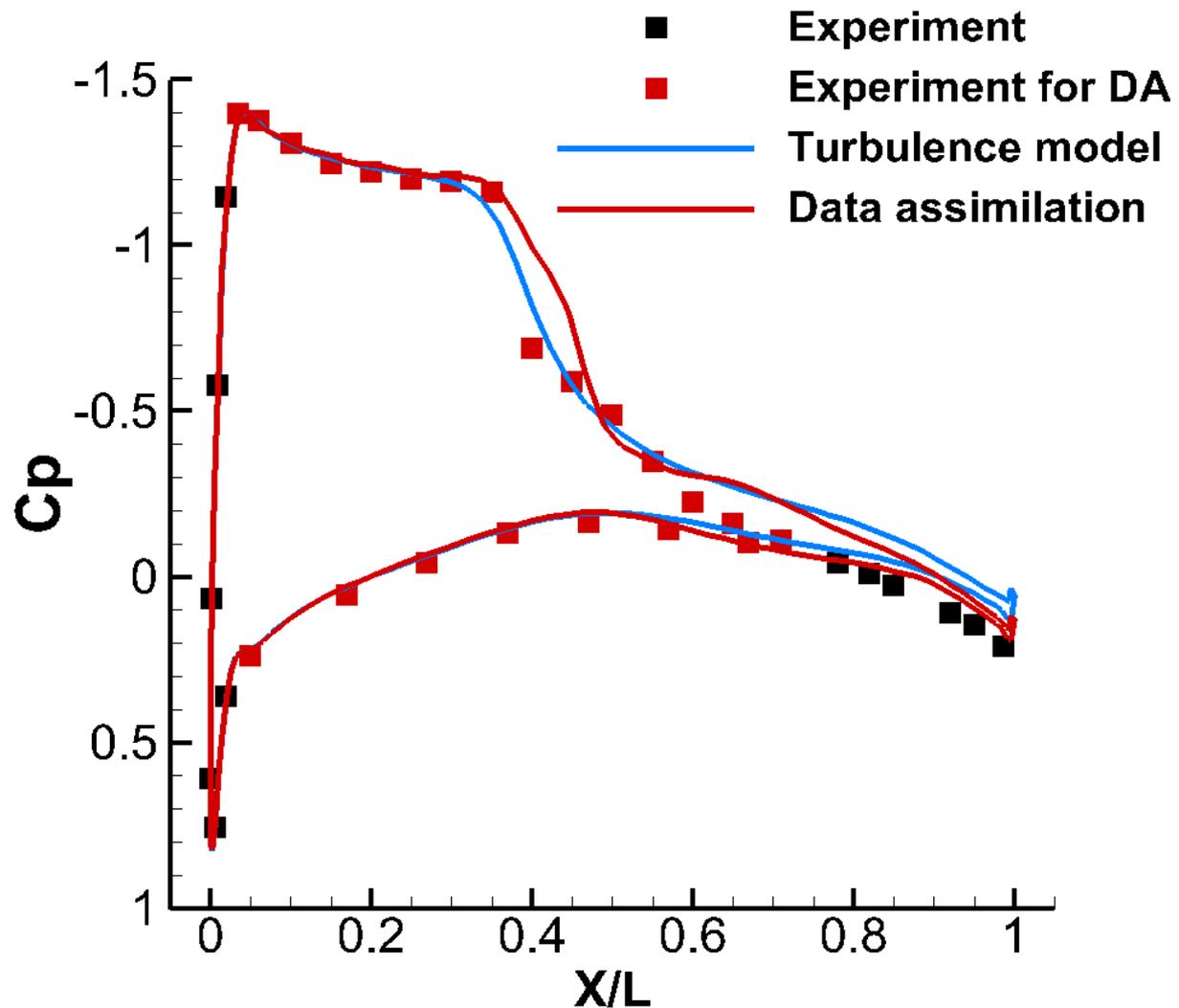
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 5/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 3



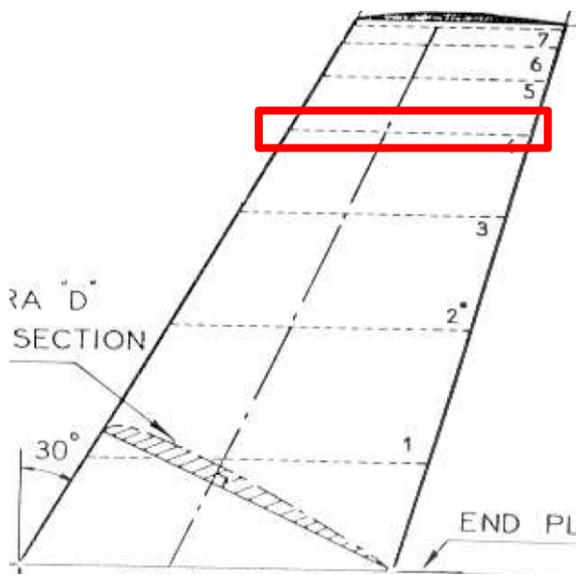
AGARD Advisory Report No. 138



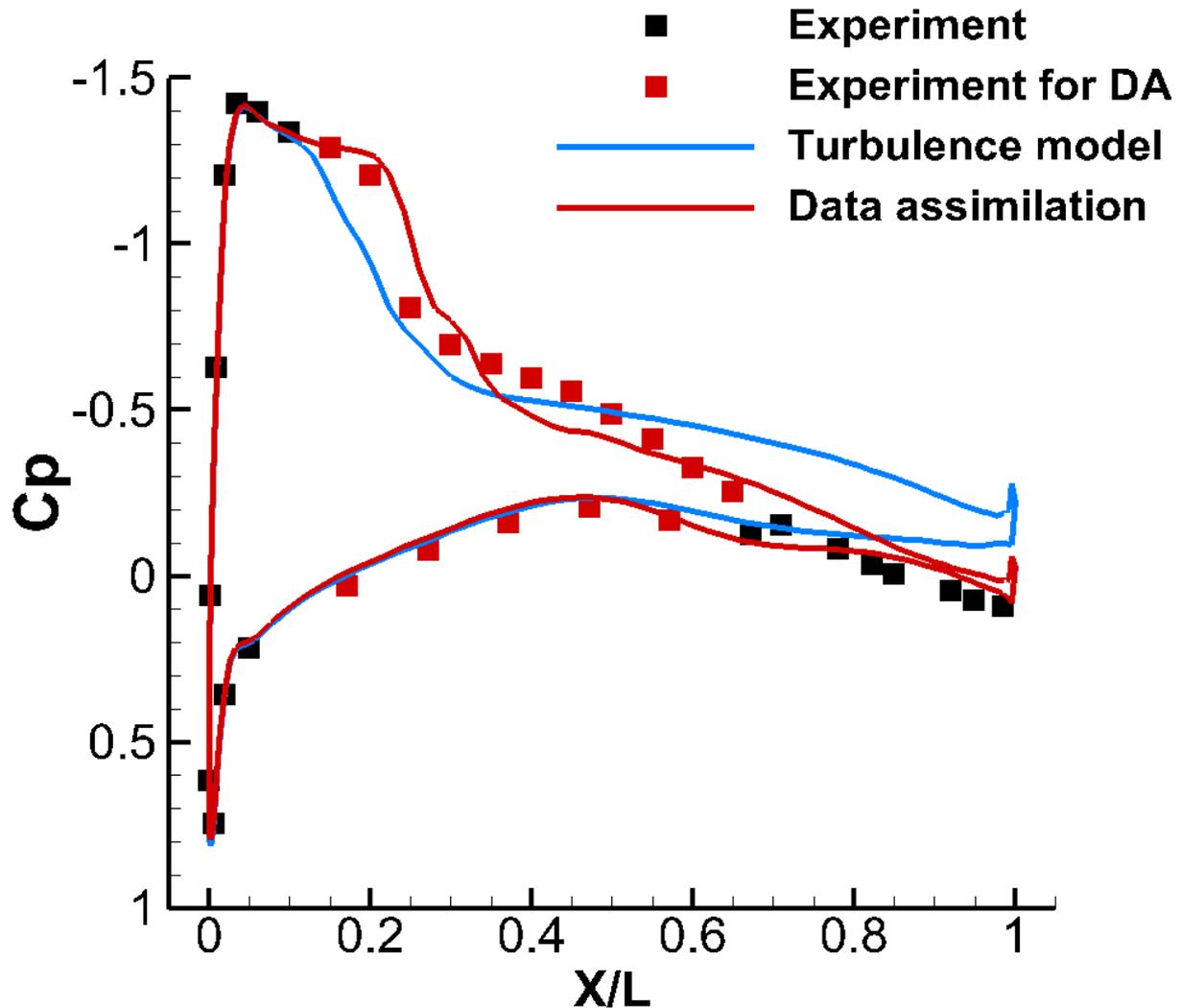
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 6/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 4



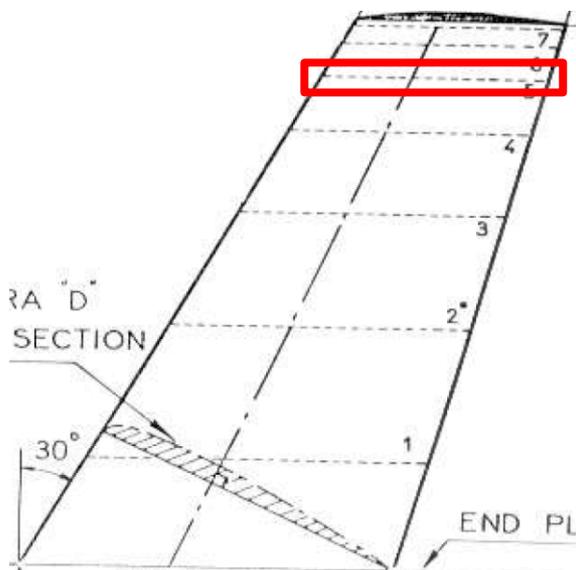
AGARD Advisory Report No. 138



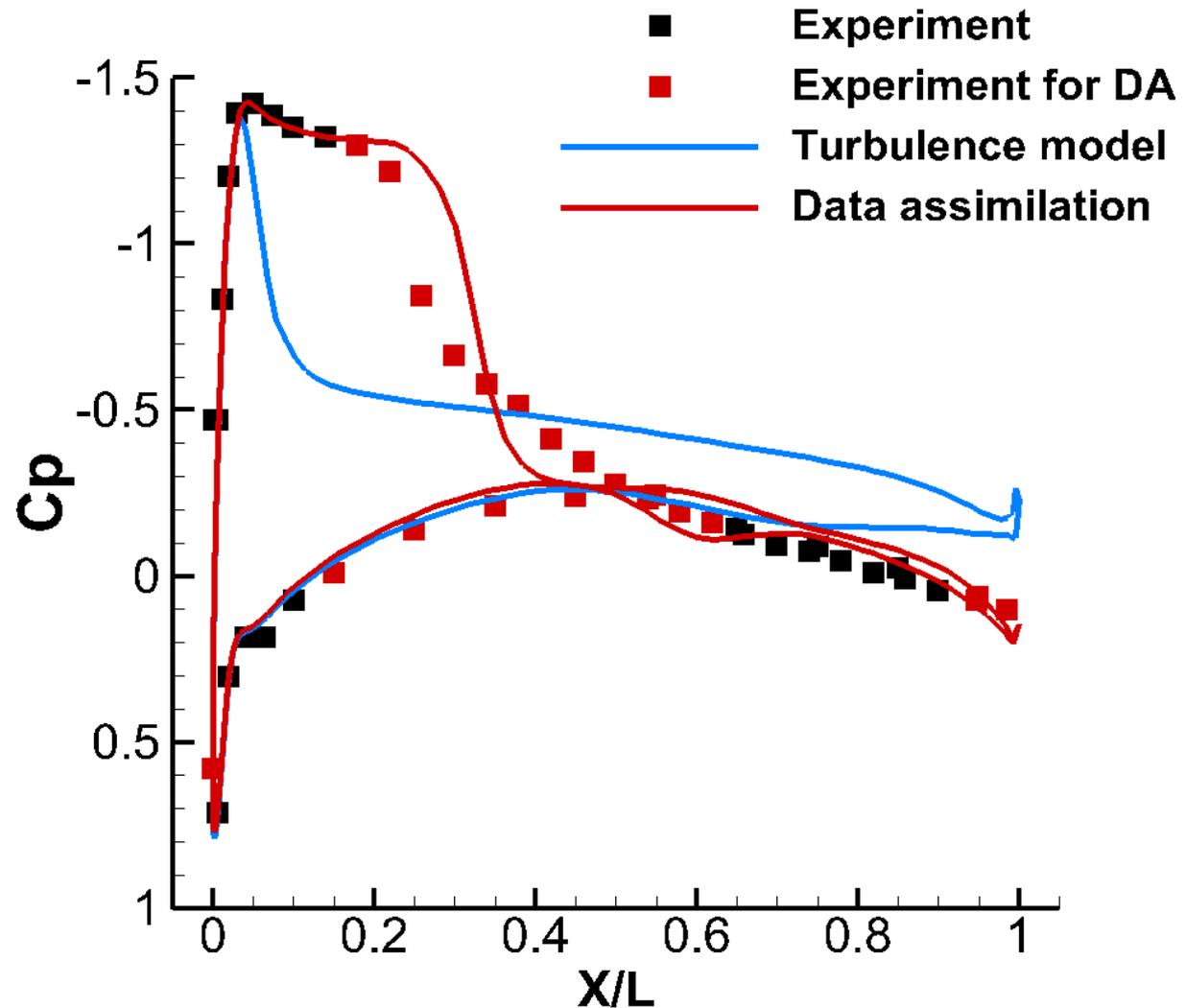
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 7/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 5



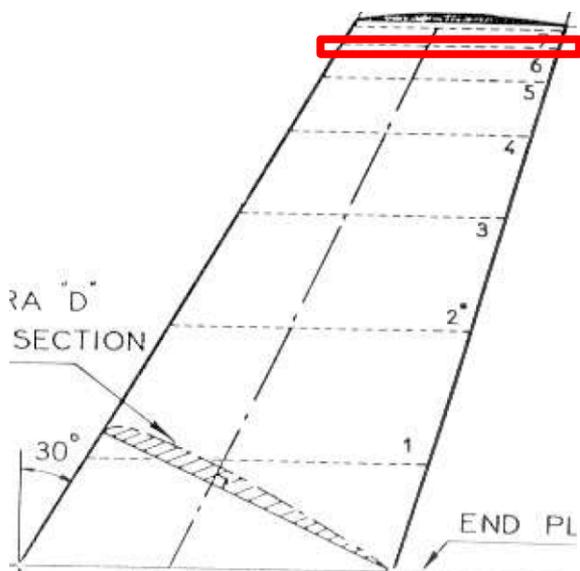
AGARD Advisory Report No. 138



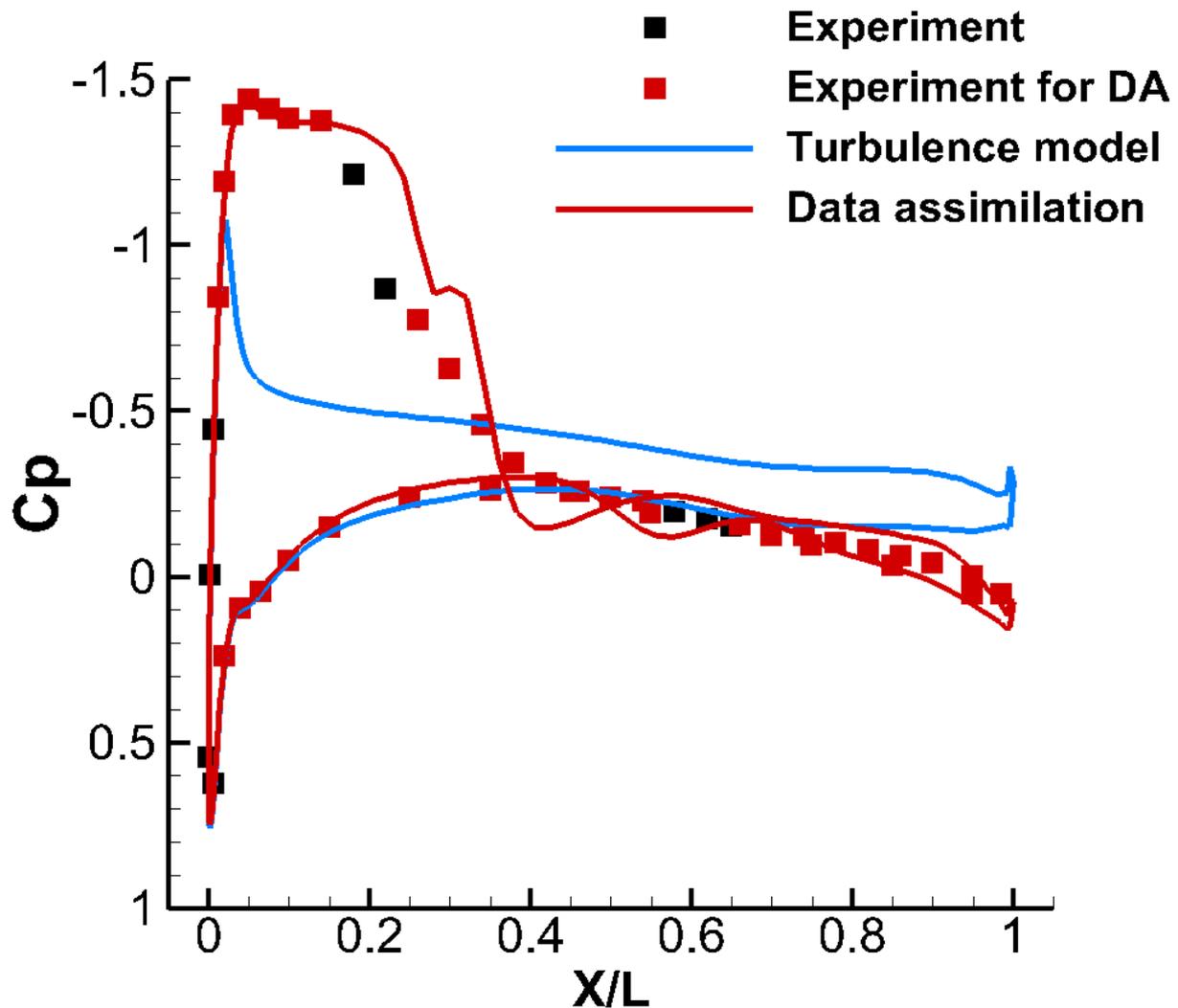
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 8/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 6



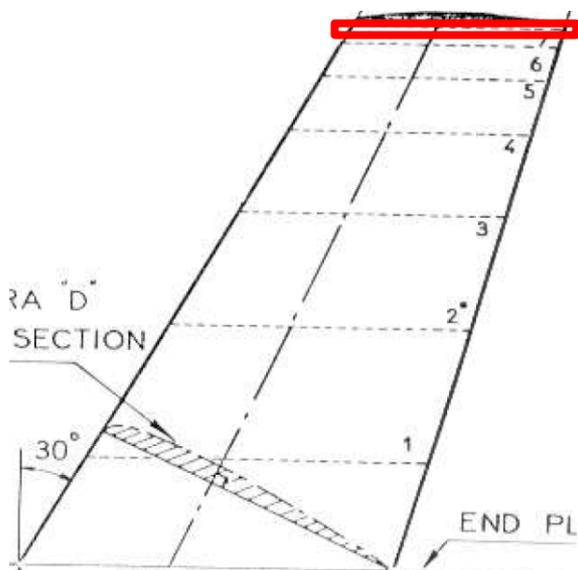
AGARD Advisory Report No. 138



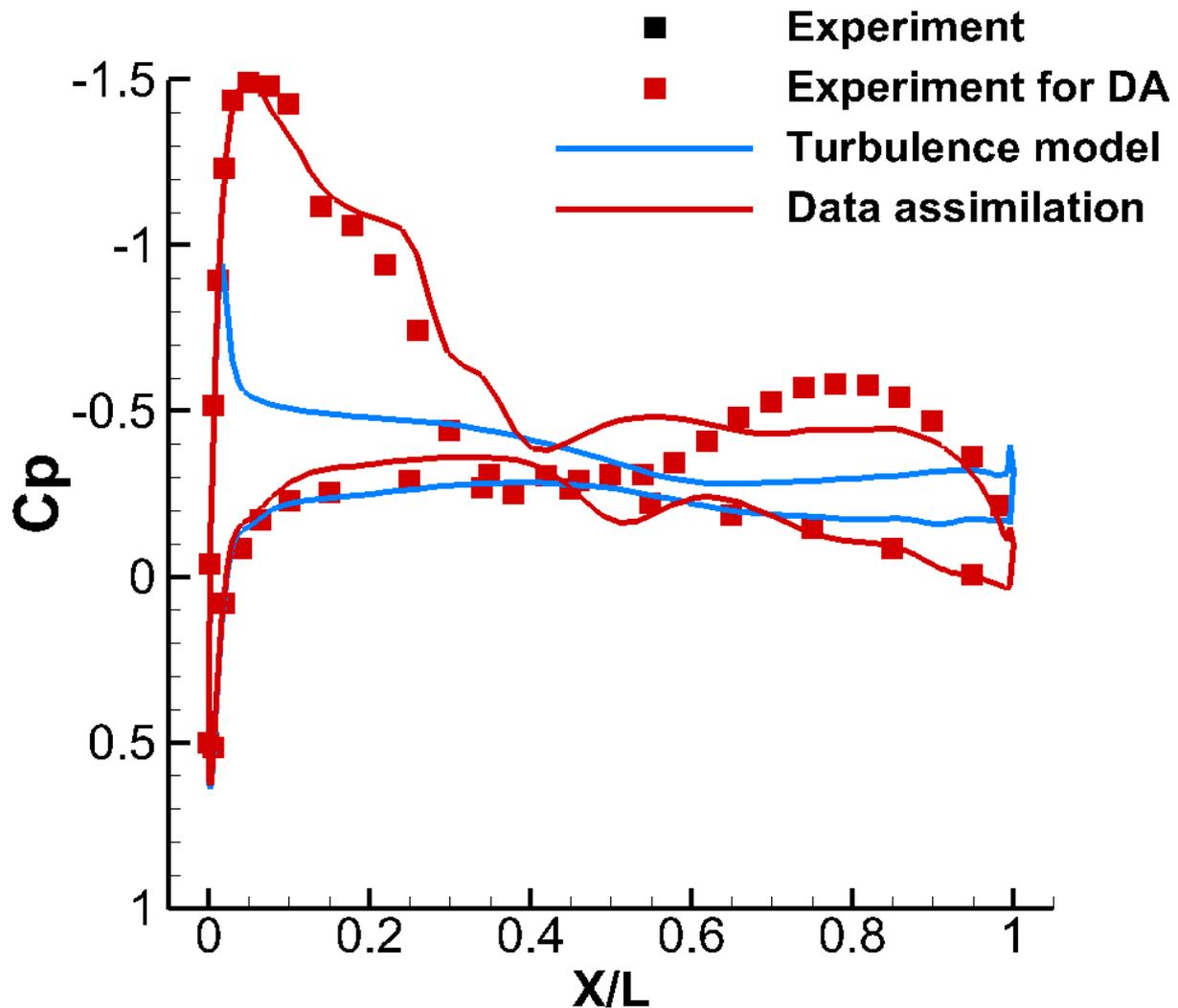
結果 Case 2 ONERA M6 Wing 9/10

—翼面の圧力係数の比較—

Section 7

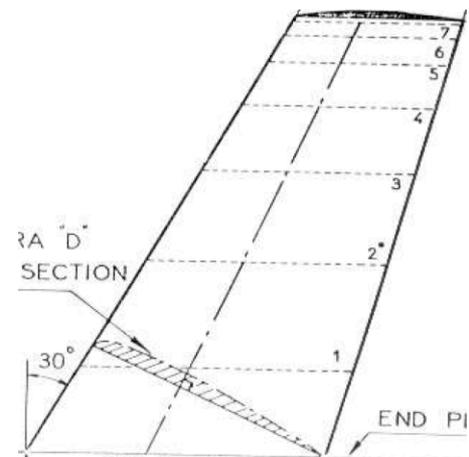


AGARD Advisory Report No. 138

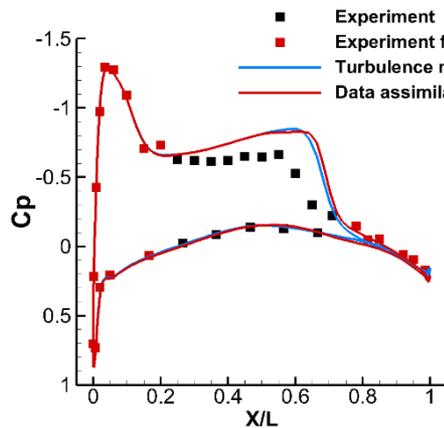


結果 Case 2 ONERA M6 Wing 10/10

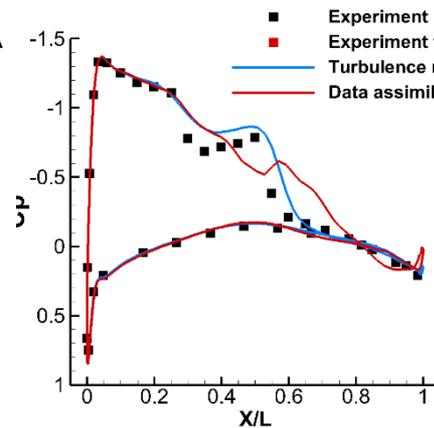
—翼面の圧力係数の比較—



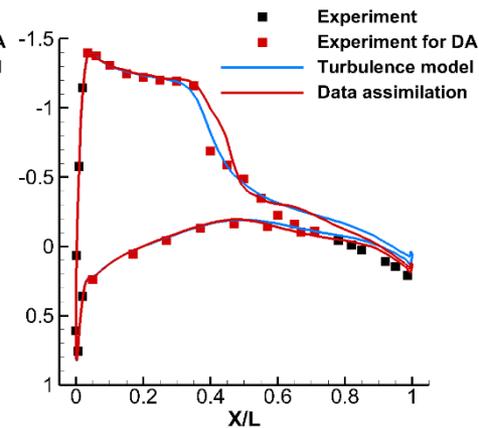
AGARD Advisory Report No. 138



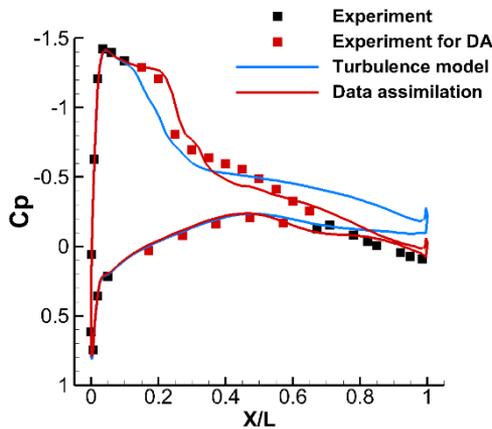
Section 1



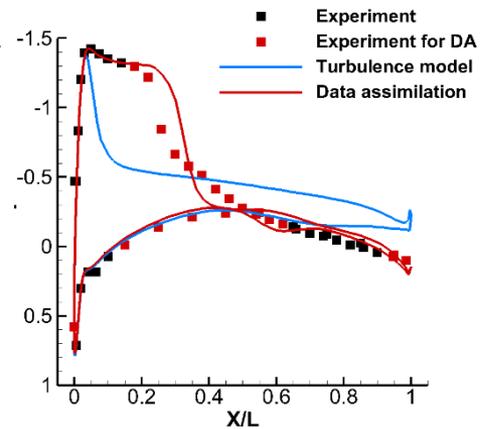
Section 2



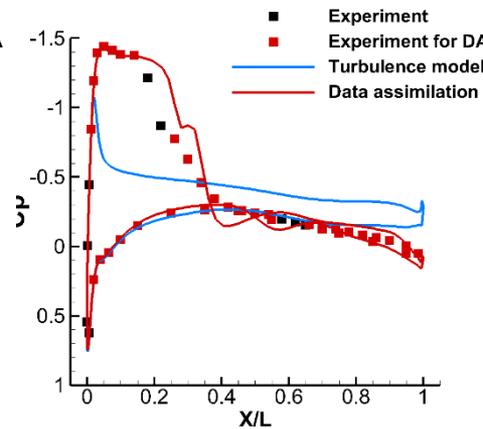
Section 3



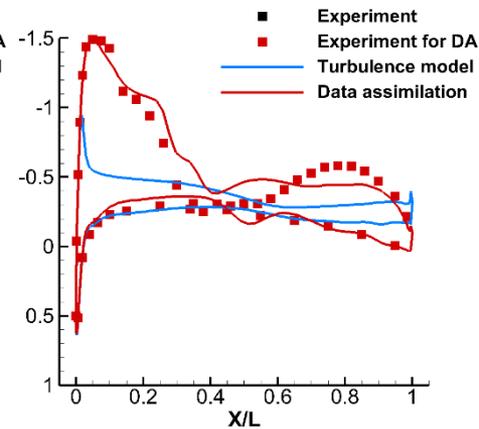
Section 4



Section 5



Section 6

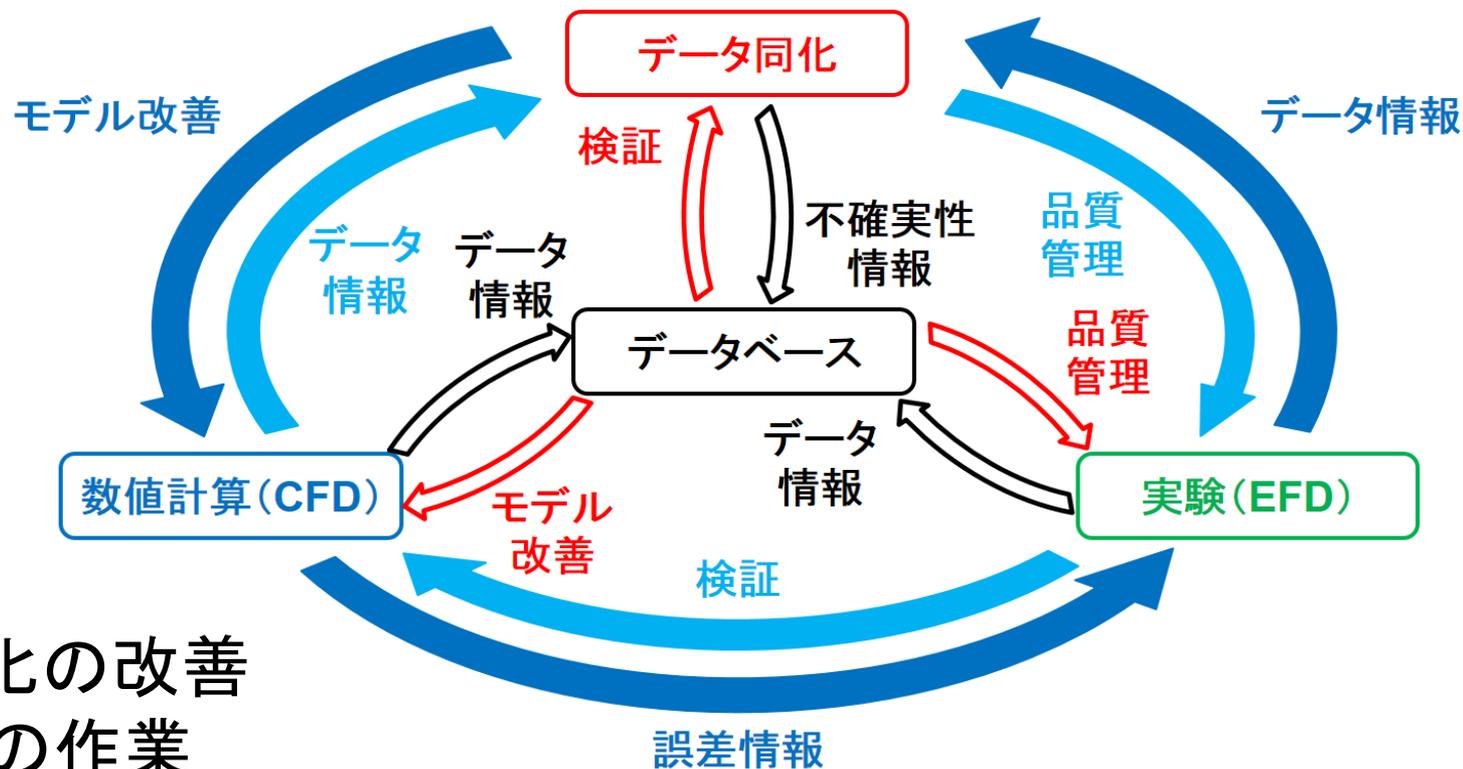


Section 7

まとめ

まとめ

流体工学分野でデータ同化を組み入れた新しい現象理解のプロセスを提案しました



課題

- データ同化の改善
- モデル化の作業



ご清聴ありがとうございましたm(_ _)m