

第6回EFD/CFD融合ワークショップ
The 6th Workshop on Integration of EFD and CFD



非線形領域におけるEFDと 飛行シミュレーションの融合

*Integration of EFD and Flight Simulation in
Nonlinear Flight Regimes*

東北大学 航空宇宙工学専攻

浅井圭介

平成26年1月30日

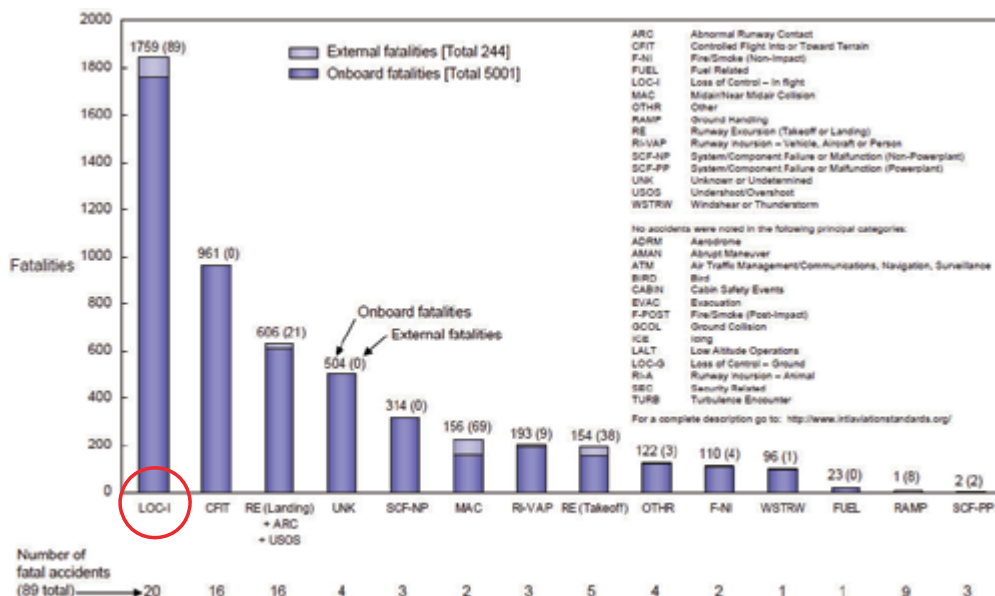
秋葉原コンベンションホール

目的

非線形領域における飛行シミュレーション技術を構築するために、実験流体(EFD)、計算流体(CFD)、ロボット技術(RT)が連携して取り組んでいる研究活動の現状と課題について考える。

- 研究背景
 - LOC-I, Upset Recovery, Post Stall運動
- 非定常空力現象とそのモデリング
- 新しい取り組み
 - 6-DoF ロボットマニピュレータ
 - Hybrid Simulation
 - 計測融合シミュレーション
- 今後の展開

背景：LOC-I (Loss of Control in Flight)



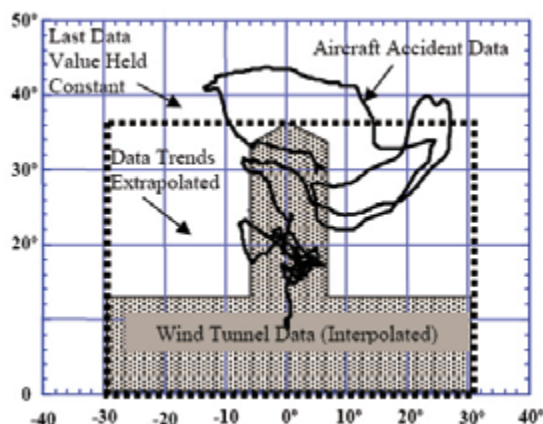
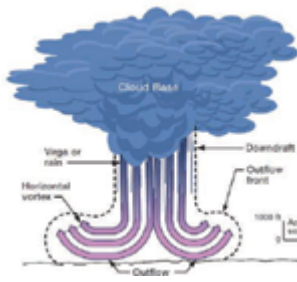
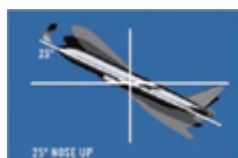
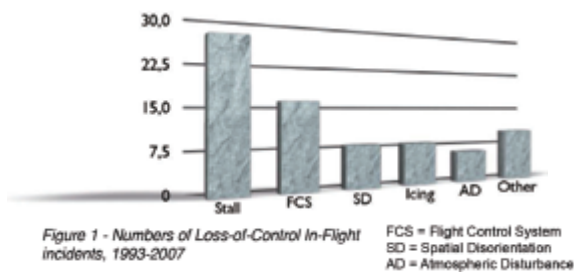
※ 出典：Boeing Commercial Airplanes, Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations 2000 – 2009

背景：LOC-I (Loss of Control in Flight)

＜原因＞ 失速，自動操縦装置，パイロットエラー，着氷，大気乱気流，ダウンバースト，後方乱気流…

Upset (異常飛行姿勢) 運動

ピッチ角：+20度以上（機首上げ）
-10度以下（機首下げ）
バンク角：45度以上



Foster, et al (2005) AIAA-2005-5908

背景：海外の動き

SUPRA – *Simulation of UPset Recovery in Aviation* – is a collaborative research project funded by the 7th Framework Programme of the European Union, under the 2nd Transport and Aeronautics Call (3 years, Oct 2009 – Sep 2012, € 4.3M)



VSST-Vehicle Systems Safety Technologies (VSST) Project, NASA's Aviation Safety Program(AvSP)



- 1.) Improve crew decision-making under complex situations (**CDM**)
- 2.) Maintain vehicle safety between major inspections (**MVS**)
- 3.) Assure safe and effective control under hazardous conditions (**ASC**)

背景：無人航空機(UAV)の問題

<要求>

- ・ハザードエリアでの運用
(悪天候, 乱気流, 火災, 火山等)
- ・高機動マニューバ
- ・垂直離着陸時の遷移飛行

→ 「自律飛行」が求められる

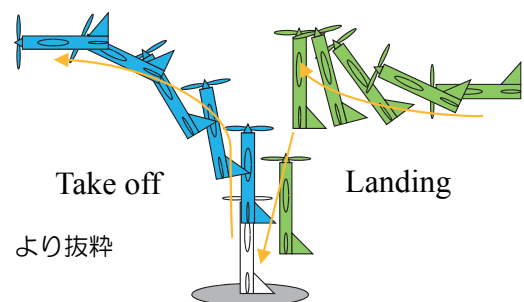
<無人飛行機の事故率>

(10000飛行時間あたりの回数)

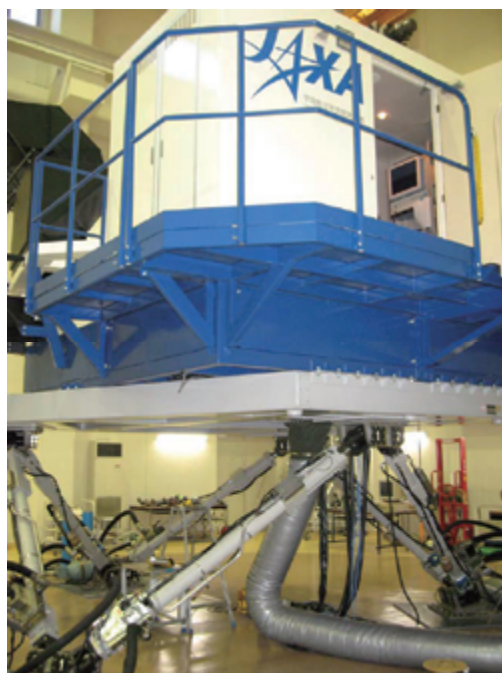
- ・旅客機：0.163
- ・自家用機：6.63
- ・無人機：20-281

→ 旅客機に比べ約**1000倍**高い

※「次世代航空機からみた無線通信」(2012 泉耕二氏)より抜粋



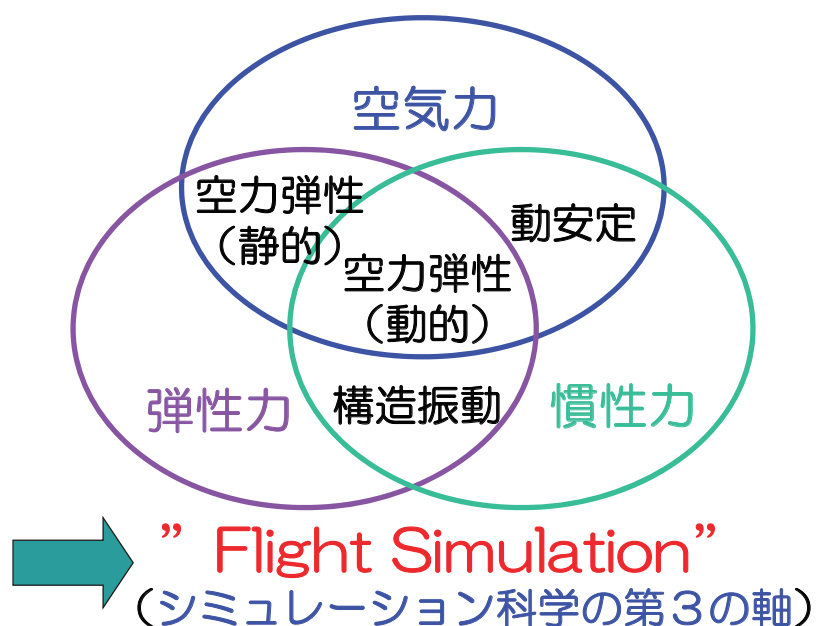
飛行運動のシミュレーション



- 飛行試験
 - フライトシミュレータ
- データ供給：
- EFD（動的風洞実験）
 - CFD（デジタルフライト）

航空機の運動解析

- 空気力, 重力 → 定常飛行、静安定
- 空気力, 重力 + 慣性力（剛体） → 動的安定性（Dynamics Stability）
- 空気力, 重力, 慣性力 + 弾性力 → 空力弾性（Aeroelasticity）

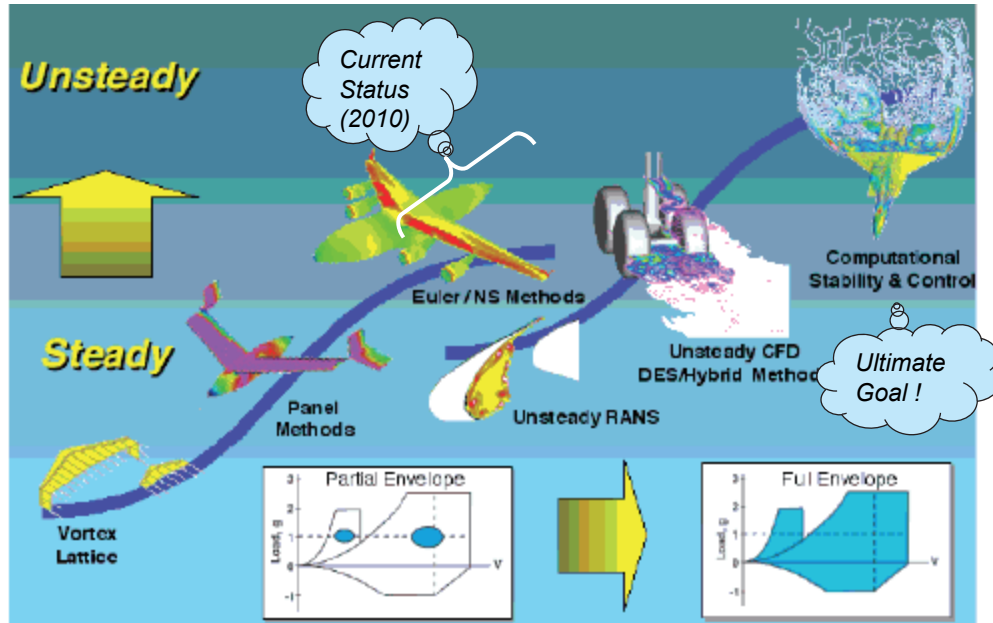


Digital Flight Dynamics

- NASA Langley Research Center -



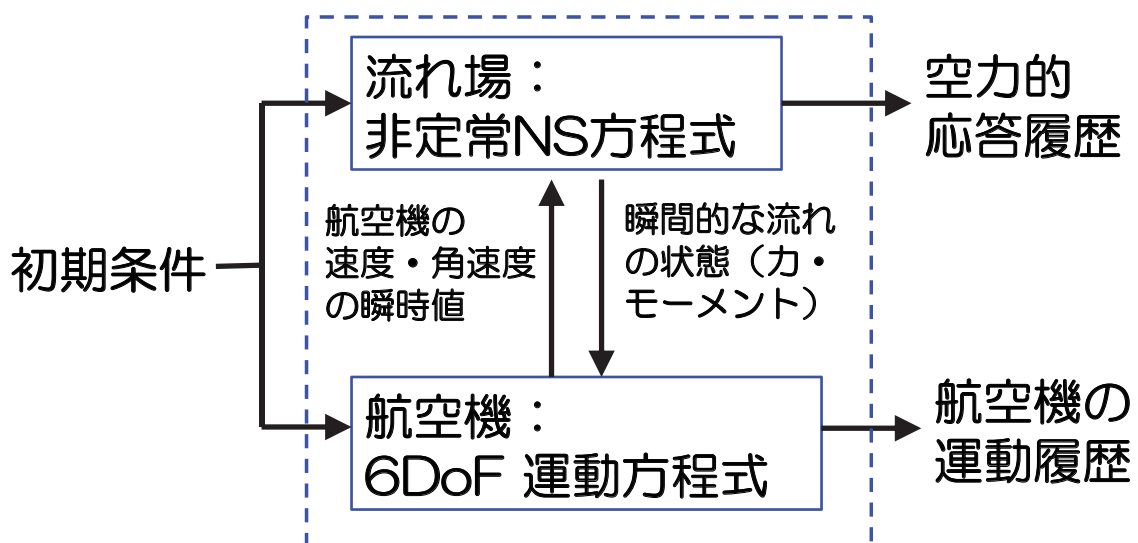
An ability to simulate in a computer a flight maneuver satisfying the governing flow equations, the aircraft aeroelastic characteristics, the 6-DOF equations, the flight control system, and the propulsion system.



AIAA 2007-6573, J. J. Chung, et al. "Development and Assessment of CFD Methods for Integrated Simulation of Air Vehicle Stability and Control"

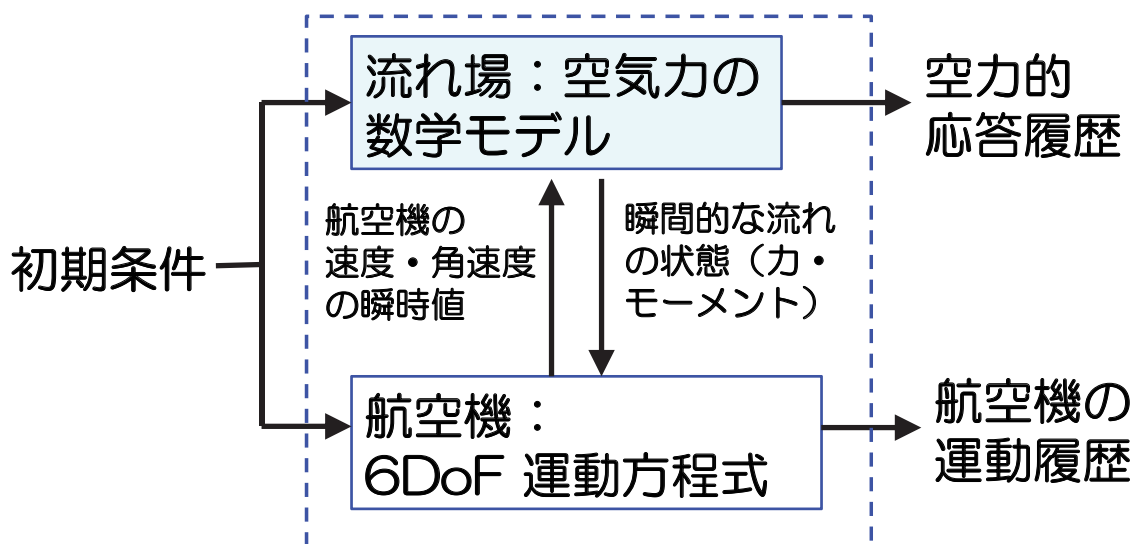
10

飛行シミュレーション - 理想的なアプローチ -



完全なカップリング → 現状では難しい

飛行シミュレーション - 数学モデルを使うアプローチ -



数学モデル→「基本運動」に対する実験・理論

航空機の運動方程式

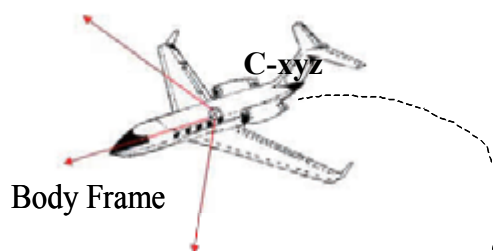
基準座標系

- ・慣性座標系 (Inertia Frame) O-XYZ系 (Fixed)
- ・機体座標系 (Body Frame) C-xyz系, 回転角速度： ω (P,Q,R)

ニュートンの運動方程式

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{F} &= m \frac{d\mathbf{V}_C}{dt} \\ \mathbf{M} &= \frac{d\mathbf{H}}{dt} \end{aligned} \right\} \text{慣性系}$$

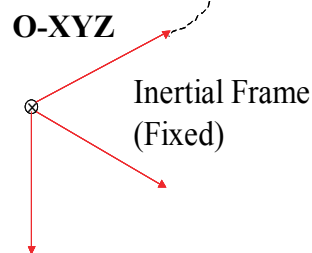
(注) 剛体と仮定する



\mathbf{V}_C は重心速度, \mathbf{H} は角運動量 (angular momentum)

●運動方程式 (機体座標系, C-xyz)

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{F} &= m \frac{d\mathbf{V}_C}{dt} = m \frac{\partial \mathbf{V}_C}{\partial t} + m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_C) \\ \mathbf{M} &= \frac{d\mathbf{H}}{dt} = \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial t} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}) \end{aligned} \right\} \text{機体座標系}$$



航空機の運動方程式

● 並進の運動方程式

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg \sin \Theta + F_{Ax} + F_{Tx}$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = mg \sin \Phi \cos \Theta + F_{Ay}$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = mg \cos \Phi \cos \Theta + F_{Az} + F_{Tz}$$

● 回転の運動方程式

$$\dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} = L$$

$$\dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} = M$$

$$\dot{R}I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} = N$$

空気力 (F_{Ax} , F_{Ay} , F_{Az})

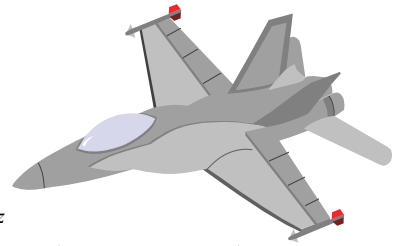
モーメント (L , M , N)

推力 (F_{Tx} , F_{Tz})

角速度 (P , Q , R)

オイラー角速度 (ϕ , θ , ψ)

慣性モーメント (I_x , I_{zx} , ...))



極めて**非線形性**が強い

(1) 方程式を線形化する (**微小擾乱理論**)

(2) 空気力による力・モーメントを各変数の関数として表現 (**Bryanの方法**)

※ **動安定微係数 (Dynamic Stability Derivative)** または**安定微係数**



飛行運動の**モード**を調べることが可能になる。

空気力の線形化－安定微係数 (Stability Derivative)

空気力学的な力（モーメント）が、外乱によって生じる速度，加速度，角速度，角加速度の関数であるとして，テーラー級数に展開し，2次以上の高次項がすべて無視できると仮定する。例えば，

$$\begin{aligned} \Delta X &= \frac{\partial X}{\partial u} u + \frac{\partial X}{\partial \dot{u}} \dot{u} + \frac{\partial X}{\partial v} v + \frac{\partial X}{\partial \dot{v}} \dot{v} + \dots + \frac{\partial X}{\partial r} r + \frac{\partial X}{\partial \dot{r}} \dot{r} \\ &= X_u u + X_{\dot{u}} \dot{u} + \dots + X_r r + X_{\dot{r}} \dot{r} \end{aligned}$$



George H. Bryan
(1864-1928)

このときの微係数のことを，**安定微係数 (Stability Derivative)**と呼ぶ。定常飛行状態の数値を用いる。

このままでは，冗長で扱いが困難→実際の飛行条件を考慮して簡略化する。

- (1) 対称面内の運動：常に $Y = L = N = 0$ 。これらの微係数は全て0。
- (2) 非対称面内の運動：対称面内の力・モーメント (X , Z , M) に対する微係数を無視。
- (3) 加速度による微係数： M_v, Z_v を除き小さいとして無視する。
- (4) その他， X_q など，物理的に小さいと予想される微係数を無視する。

安定微係数の限界—Tobakによる考察 AGARD LS-114 (1981)

Bryan理論の仮定：

- (1) 空気力はその瞬間の運動変数のみに依存する。
- (2) 空気力は運動変数の線形関数で与えられる。

$$C_m(t) = C_m(\delta(t), q(t))$$

$$C_m(t) = C_{m_0} + \delta(t) \left(\frac{\partial C_m}{\partial \delta} \right)_{\substack{\delta=0 \\ q=0}} + q(t) \frac{\tau}{V} \left(\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{q\tau}{V} \right)} \right)_{\substack{q=q \\ \delta=0}}$$

履歴の効果が
まったく考慮
されていない

Tobakによる改良：

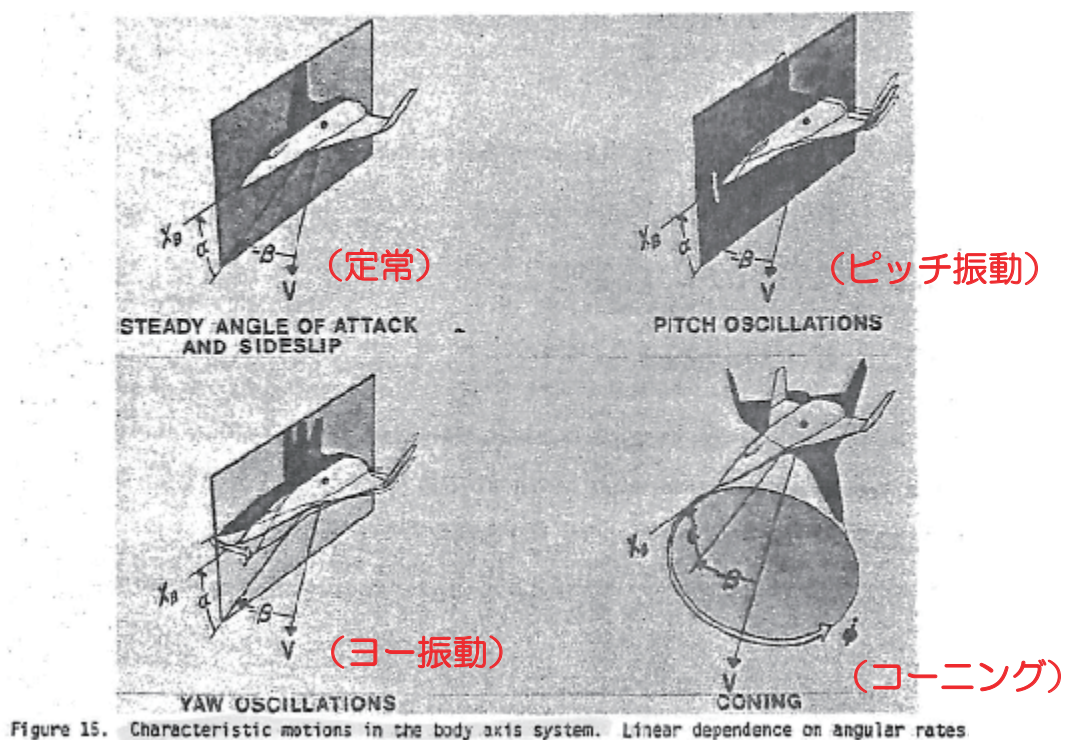
- (1) 空気力は運動変数（関数）の関数として表される。
- (2) 任意の運動は基本運動の「Indicial関数」の畳み込みで表現できる。

$$C_m(t) = G[\delta(\varepsilon), q(\varepsilon)]$$

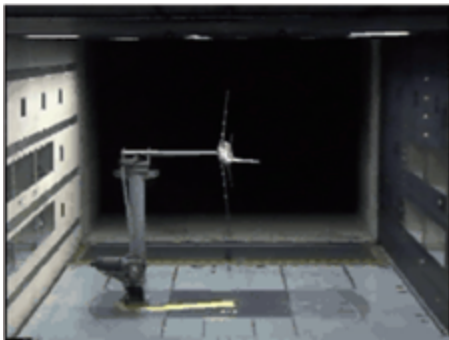
$$C_m(t) = C_m(0) + \int_0^t C_{m_\delta}(t - \tau; \delta(\tau), q(\tau)) \frac{d}{d\tau} \delta(\tau) d\tau + \frac{\tau}{V} \int_0^t C_{m_q}(t - \tau; \delta(\tau), q(\tau)) \frac{d}{d\tau} q(\tau) d\tau$$

動安定風洞試験— 理論的背景

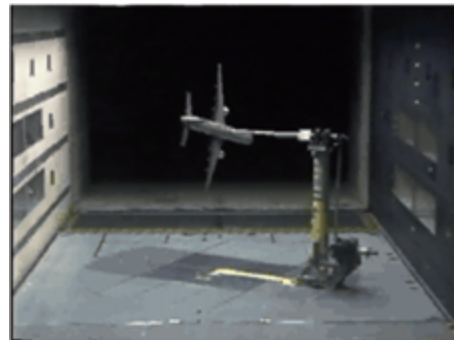
任意の運動は基本運動の「Indicial関数」の畳み込みで表現できる



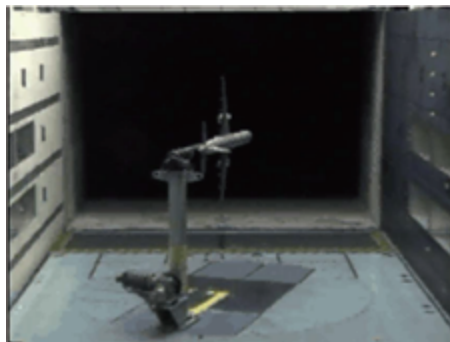
動的風洞試験(強制加振法)



Pitch



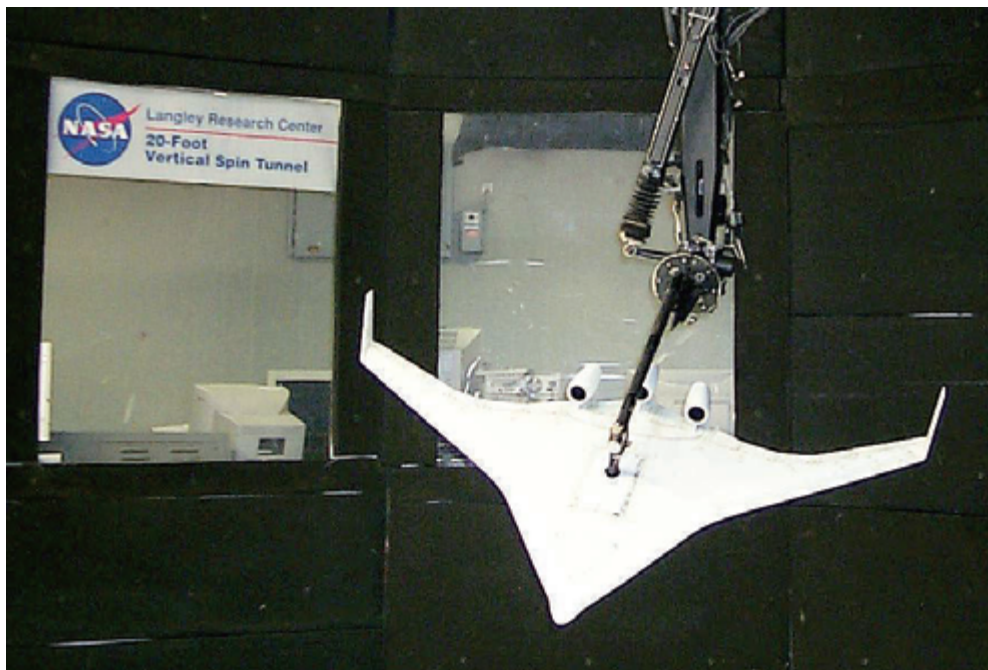
Yaw



Roll



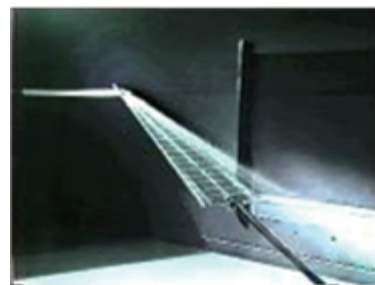
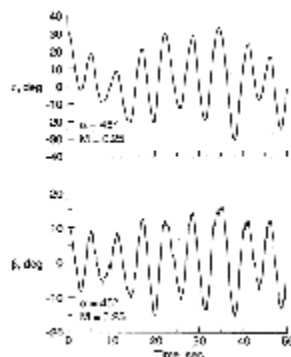
Blended Wing Bodyの垂直風洞試験



http://wte.larc.nasa.gov/images/facilities/flight_dynamics/20ft_spin_test.jpg

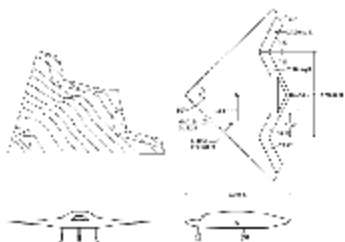
高迎角飛行 (Wing Rock & Dynamic Stall)

● F-18 High Alpha Research Vehicle (HARV)

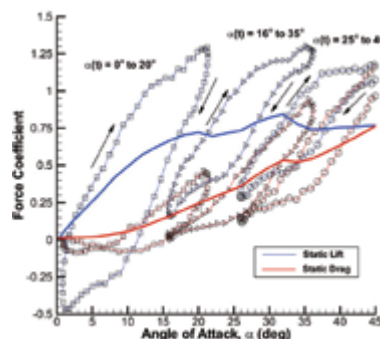
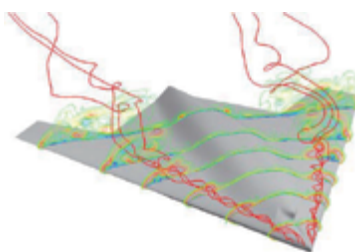


Nelson et al (1991)

● Boeing 1301 UCAV

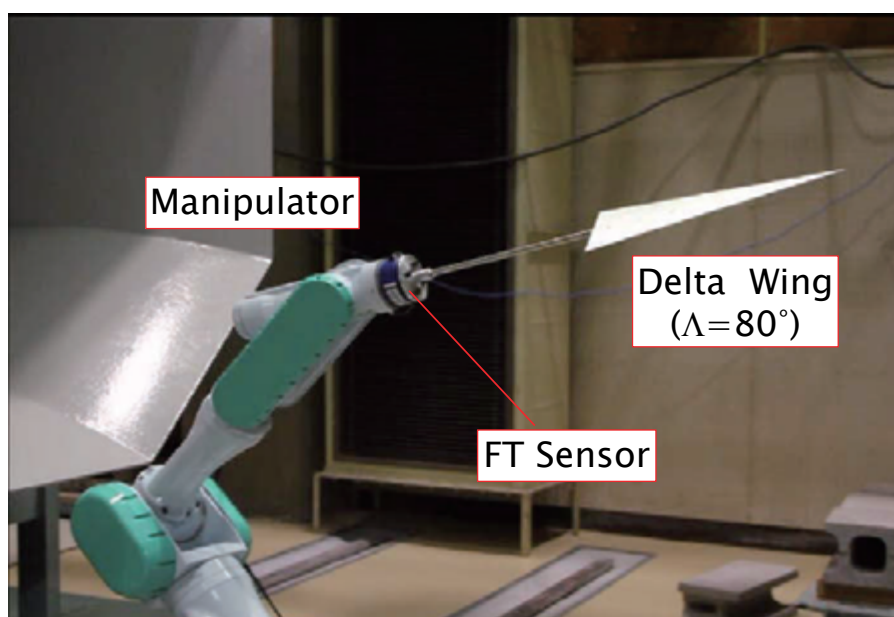


Cummings et al (2007)

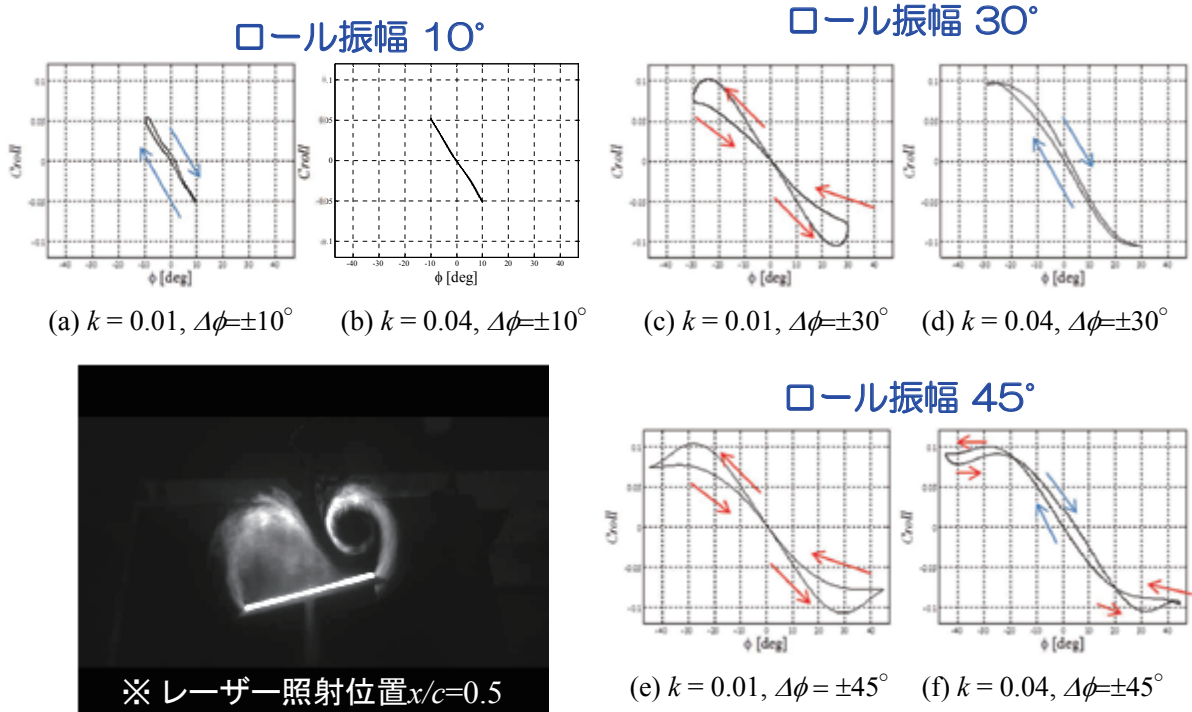


デルタ翼の強制ロール振動 (東北大)

($\alpha=35\text{deg}$, $\Delta\phi=30\text{deg}$, $k=0.01$)



デルタ翼に働くローリングモーメントに対する無次元周波数と振幅の影響 ($\alpha=35^\circ$)



非定常空力モデル

D. I. Greenwell; A Review of Unsteady Aerodynamic Modeling for Flight Dynamics of Maneuverable Aircraft (AIAA 2004-5276)

I. Introduction

II. Conventional “Unsteady” Modeling

III. Frequency-Dependent Aerodynamic Modeling

Frequency-Dependent Derivatives

IV. Linear Modeling of Time-Dependence

Aerodynamic Transfer Functions

State-Space Modeling

Linear Indicial Response

V. **Nonlinear Time-Dependent Modeling** →

Nonlinear Indicial Response

Fourier Functional Analysis

Volterra Series

Nonlinear Differential Equations

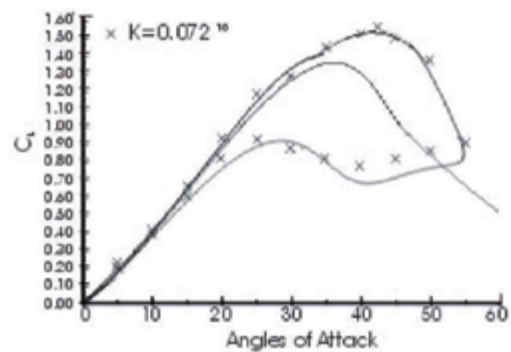
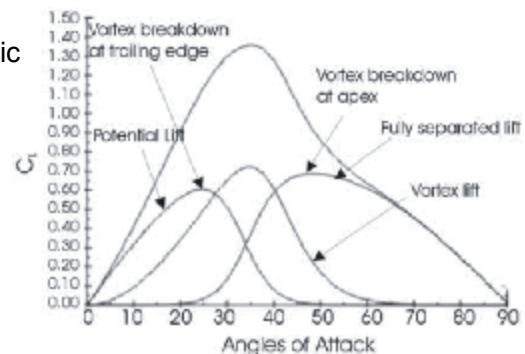
非線形領域は
まだまだ手つかずの
研究領域

非定常空力モデルの一例

◆デルタ翼のDynamic Stall

Christopher et al, Modeling of Unsteady Aerodynamic Characteristics of Delta Wings (ICAS 2002)

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L0} + K_p \cdot x_1 \cdot \cos^2 \alpha \cdot \sin \alpha + \\
 &K_v \cdot x_2^2 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha + K_{\beta} \cdot (1 - x_2) \cdot \cos^2 \alpha \cdot \sin \alpha \\
 C_N &= x_3 \cdot K_p \cdot \cos \alpha \cdot \sin \alpha + (1 - x_3) \cdot C_{Df} \cdot \sin \alpha \\
 &+ x_4 \cdot \left(1 - K_p + \frac{K_v}{\cos \Lambda_{LE}} \right) \cdot \frac{K_p}{\cos \Lambda_{LE}} \cdot \sin^2 \alpha \\
 C_D &= x_3 \cdot K_p \cdot \cos \alpha + C_{Df} \cdot (1 - x_3) \\
 &+ x_4 \cdot \left(1 - K_p + \frac{K_v}{\cos \Lambda_{LE}} \right) \cdot \frac{K_p}{\cos \Lambda_{LE}} \cdot \sin \alpha - \\
 &K_p \cdot x_1 \cdot \cos^3 \alpha - K_v \cdot x_2^2 \cdot \sin \alpha \cdot \cos^2 \alpha \\
 &+ K_{\beta} \cdot (1 - x_2) \cdot \cos^3 \alpha \\
 &\left. \begin{aligned} \tau_1 \cdot \frac{\partial x}{\partial t} + x &= x_0(\alpha) \\ x_0(\alpha) &= \frac{1}{1 + e^{\sigma \cdot (\alpha - \alpha^*)}} \end{aligned} \right\} \text{Time Dependency}
 \end{aligned}$$



Different time constant for the different input

EFD/飛行シミュレーション融合 (現状)

<目的> 非線形領域の飛行を模擬する
動的風洞実験技術 (DWT) の構築

実験流体 (EFD) + 計算流体 (CFD) + ロボット技術 (RT)

- 6DoF ロボットマニピュレータの開発
- Hybrid Simulation 東北大学 内山研
- 計測融合シミュレーション
 - 東北大学 大林/下山/三坂研
 - 東京大学 今村研

動的風洞実験（DWT）

◆ 線形領域におけるDWT（従来）

- Pitch, Yaw, Rollの **1 自由度** 運動 + **微小振幅** における強制加振試験

◆ 非線形領域におけるDWT

- 極限的な飛行領域では運動は基本的に **多自由度**
Rolling/Yawing, Pitching/Heavingなどを組み合わせた運動
- 空気力の **周波数や振幅** に対する依存性を評価

多自由度のロボットを利用した動的風洞試験が有効

(例)

- 鳥取大：リンク機構
- DLR/DNW：直動平行機構
“Model Positioning Mechanism (MPM)”



鳥取大



DLR/DNW

6自由度ロボットマニピュレータ

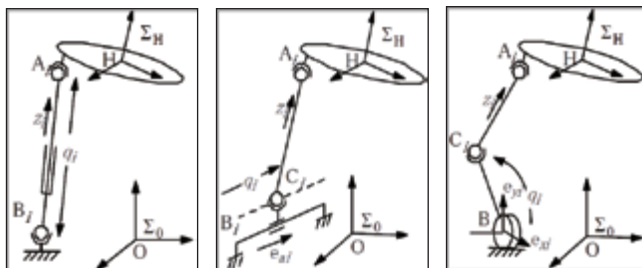
(要求)

- 可動領域が広い
- 広範囲で周波数と振幅が可変できる
- 6自由度の運動が実現できる



タイプ	シリアル	パラレル
長所	制御が簡単 可動範囲が広い	メカニズムが簡単 剛性が高い 加速度が大きく高速駆動が可能 位置決め精度に優れる
短所	加速度や速度が制限される バックラッシュ等の誤差が積算 位置や姿勢の設定精度に限界がある	制御が複雑 可動範囲が小さい

6自由度ロボットマニピュレータ



(Stewart platform)

各種のパラレルリンク



Oscillatory Model Support (OMS)



Model Positioning Mechanism (MPM)



Serial Robot (PA-10)



Parallel Robot. (HEXA-X2)



東北大学

HEXA-X2 : 6-DoF Robotic Manipulator

東北大学内山研究室が開発したパラレルリンクマニピュレータ

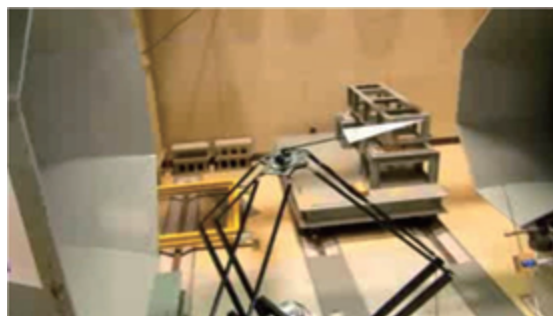
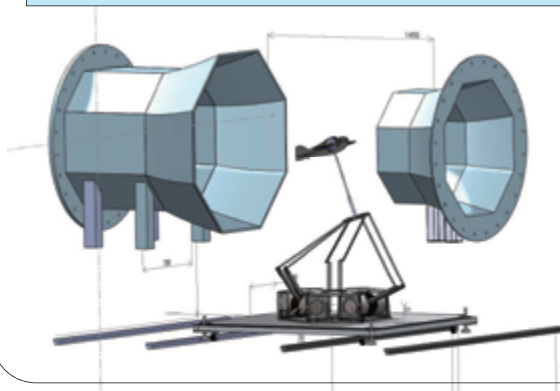


HEXA97

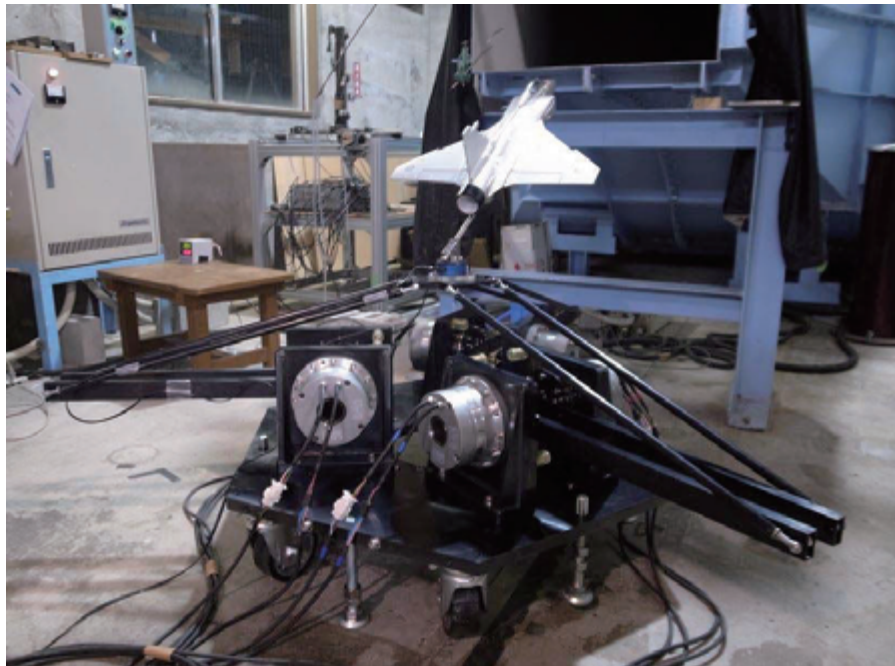
モータ M-SSB045
(トルク45Nm ダイレクトドライブ)
ベース+モータ重量 129kg

HEXA-X2

モータ SHA40A51SG
(トルク340Nm ギヤードモータ)
ベース+モータ重量 158kg



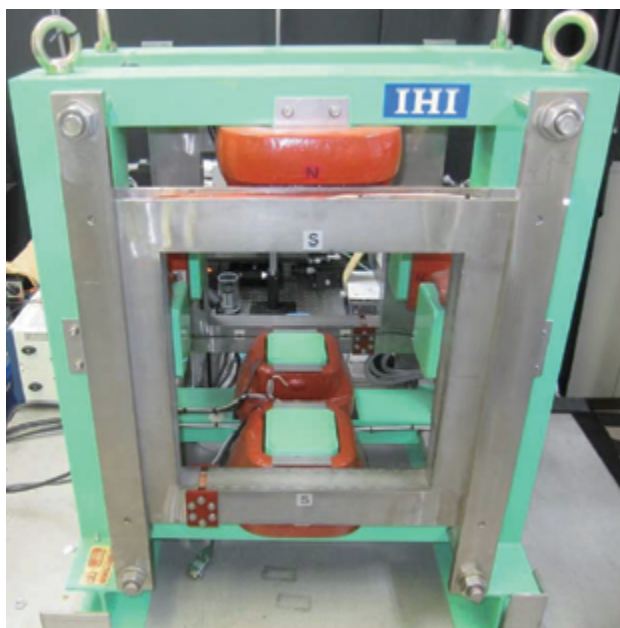
HEXA-X2 : 6-DoF Robotic Manipulator



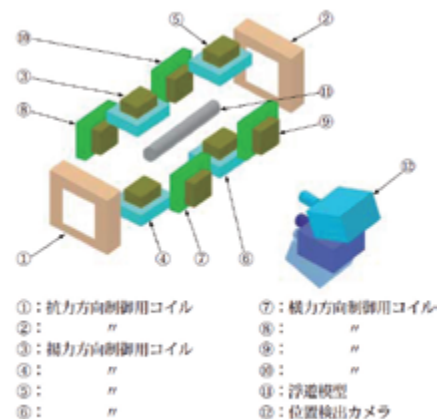
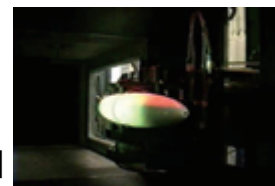
Achieved Roll Oscillation with amplitude of **10 deg** and at frequency of **4Hz**

内山・姜・安孫子研究室

0.3-m Magnetic Suspension and Balance System (Tohoku Univ.) Acquired from IHI (2011.7)



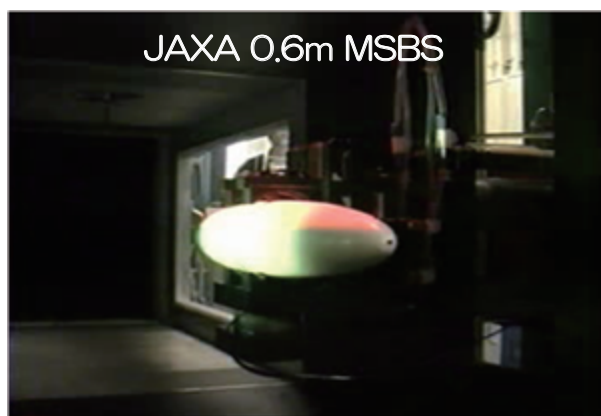
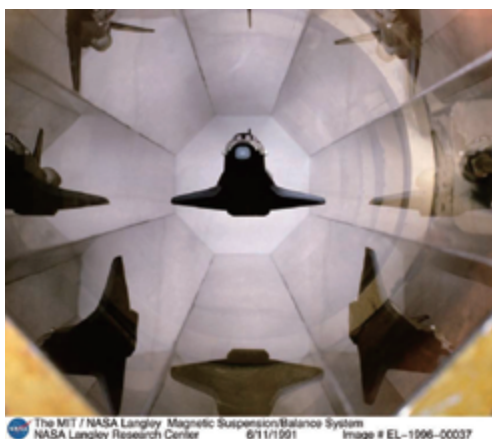
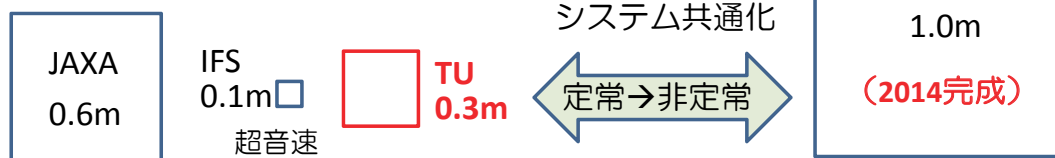
Capacity
Drag: 1[N]
Lift: 10 [N]
Side F: 1[N]



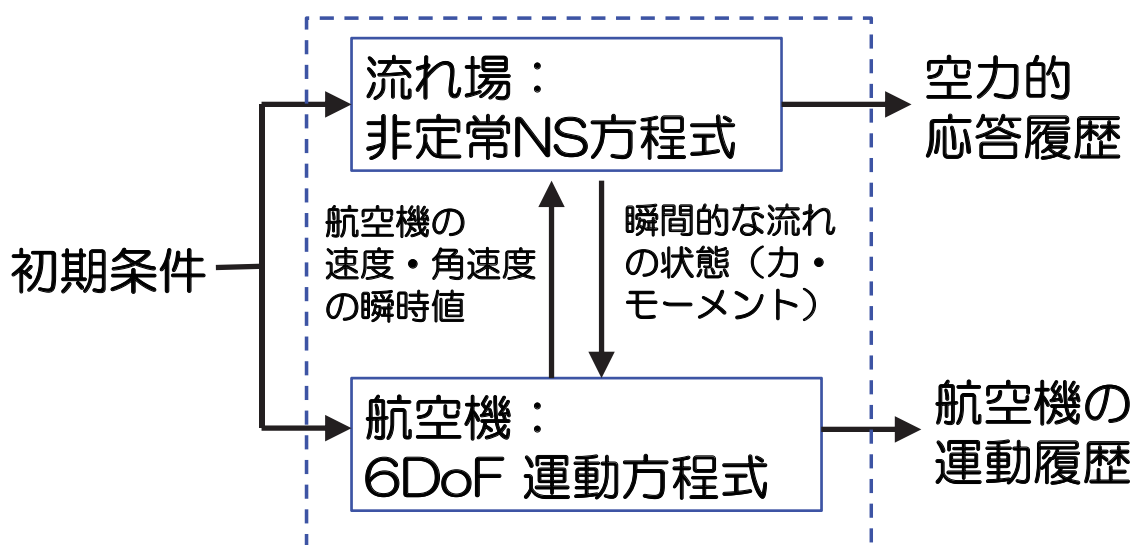
第1図 磁力支持天びん装置概要

磁力支持天秤装置（国内体制）

JAXA, 東北大, 流体科学研究所

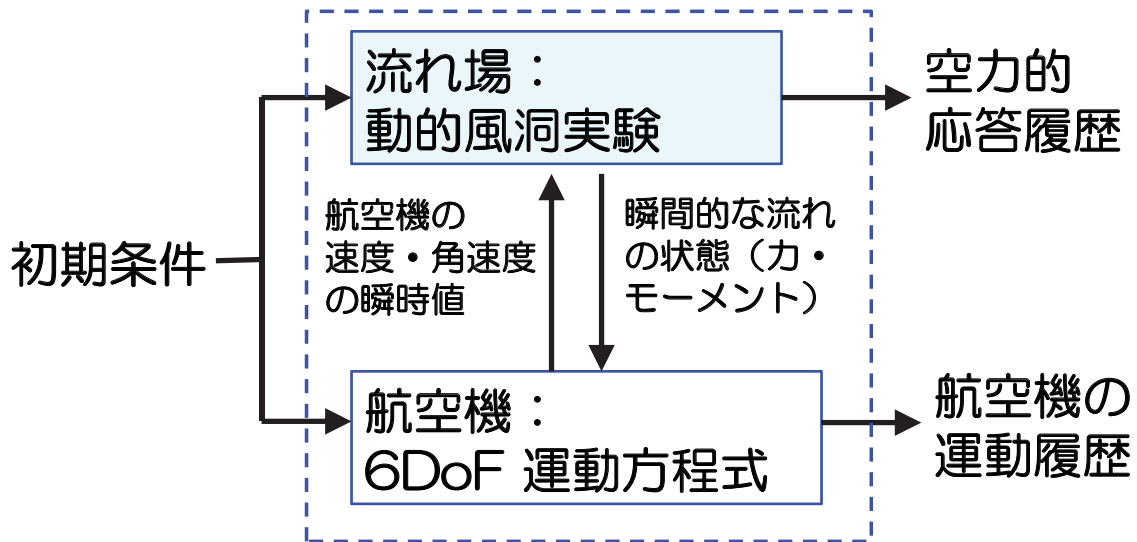


飛行シミュレーション － 理想的なアプローチ －



完全なカップリング → 現状では難しい

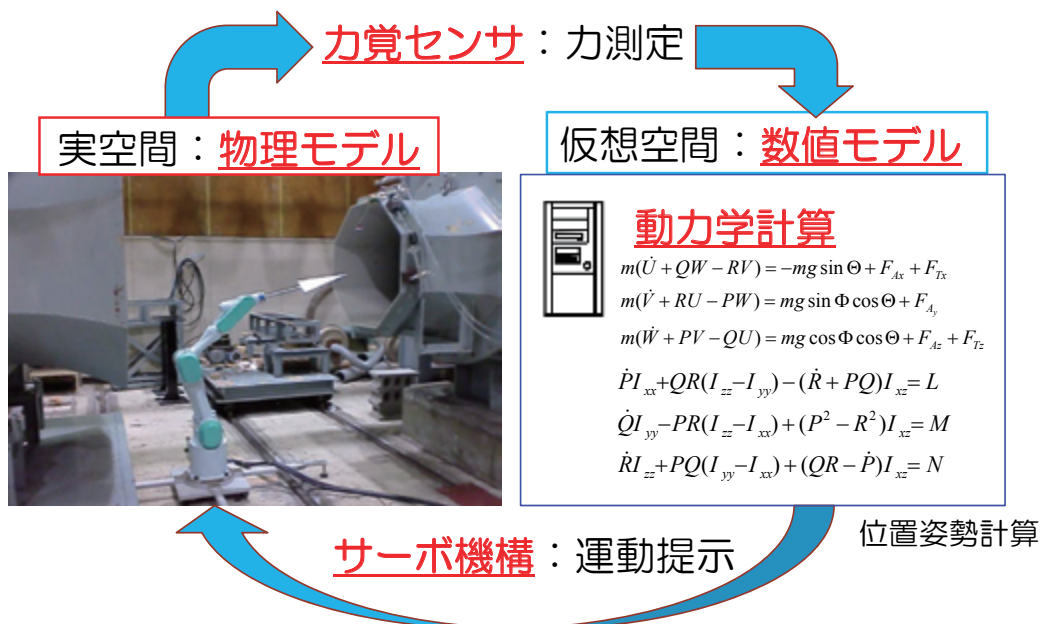
飛行シミュレーション - Hybridアプローチ -



流体は風洞実験／運動はコンピュータで模擬

Hybrid Simulation：システム構成

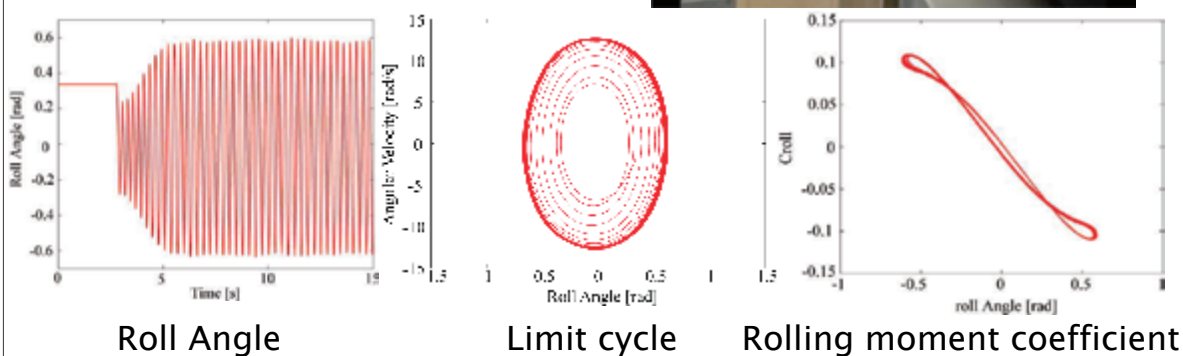
- 流れの模擬は風洞で行い，運動計算はコンピュータで行う．
- Closed Loop制御によるリアルタイムのシミュレーション



迎角 35° におけるWing Rock現象

デルタ翼のWing Rock
- リミットサイクル現象

Hybrid Simulationの
模擬対象（基準）

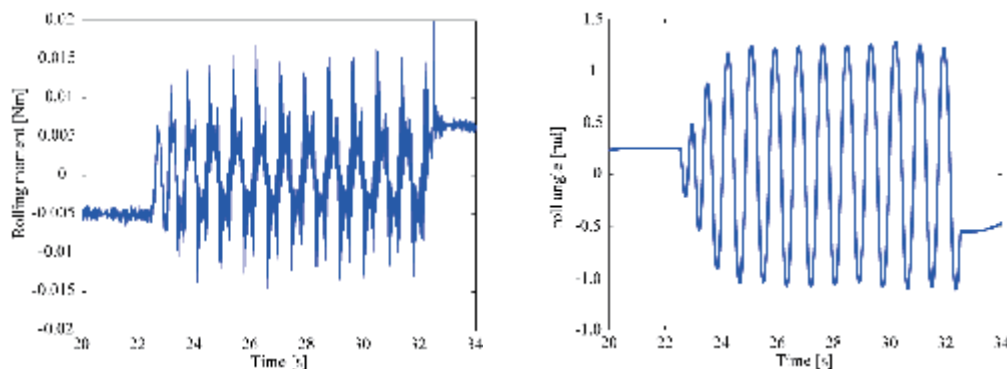


Hybrid Simulation (First Trial)

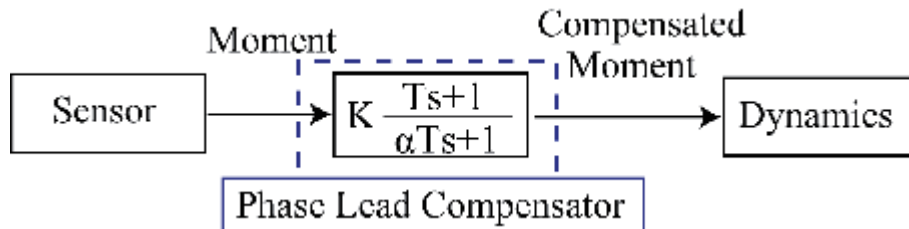
※流速 10 [m/s], 初期角度 15°
フロンティア風洞を使用

リミットサイクルが発生

シミュレーション 1.15 [Hz]
模擬対象周波数 3.22 [Hz]

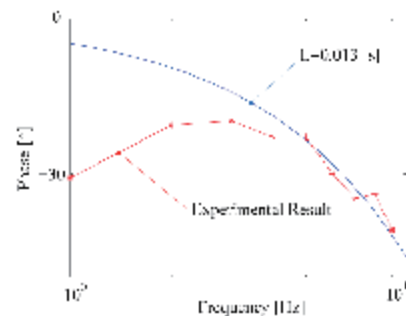


位相進み補償器の設計



周波数応答試験によりセンサの遅れを同定
センサの伝達関数をむだ時間モデルで近似

$$G(s) = e^{-Ls}$$



センサの伝達関数モデル
模擬対象の周波数



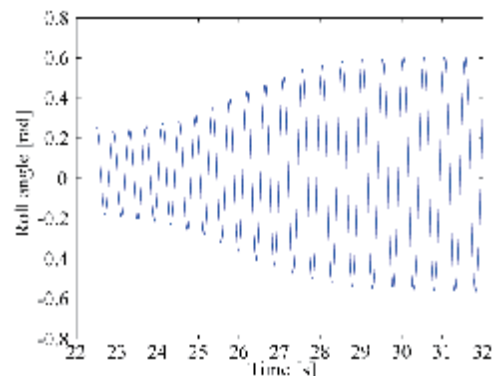
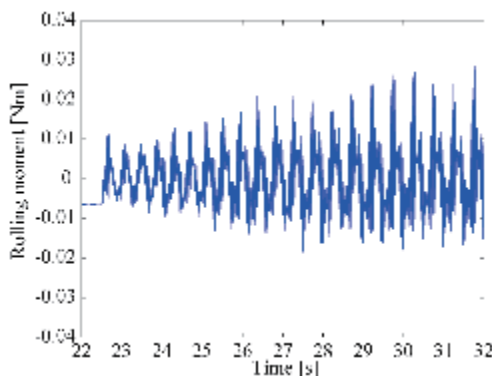
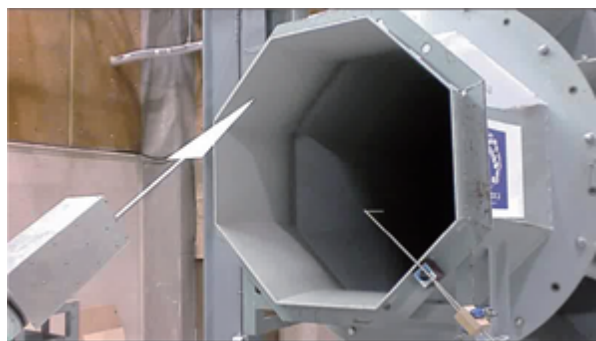
3.2 [Hz] 15° 位相を進める
位相進み補償器を設計

Hybrid Simulation (with 位相補償)

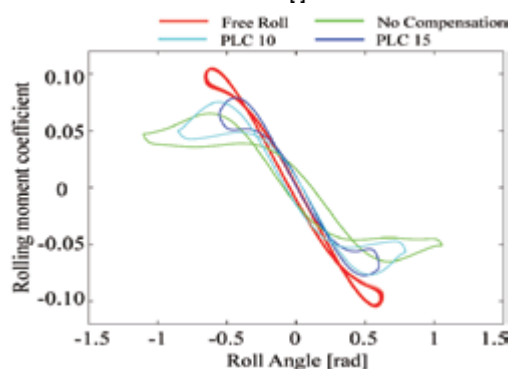
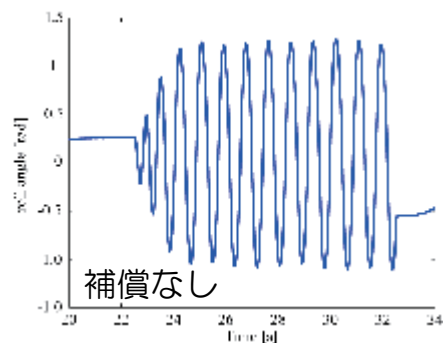
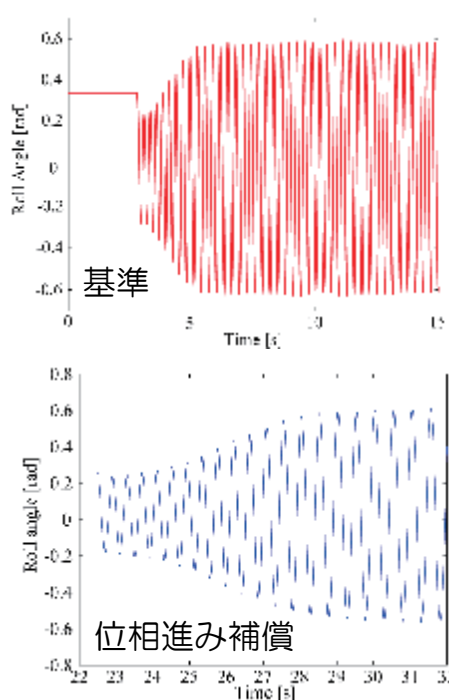
※流速 10 [m/s], 初期角度 15 [°]
低乱熱伝達風洞を使用

シミュレーション

補償あり	1.964 [Hz]
補償なし	1.145 [Hz]
模擬対象	3.221 [Hz]



位相解析結果



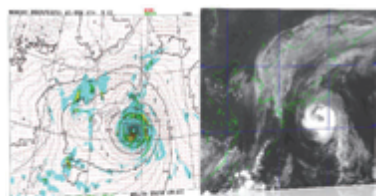
見かけの慣性モーメントの増大

データ同化について

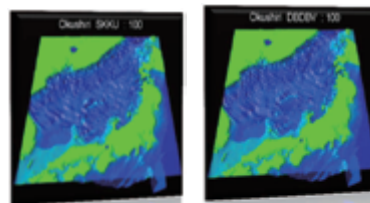


データ同化手法

- ✓ 観測（実験）と数値シミュレーションを融合させる手法
- ✓ 気象・海洋分野で発展、理論・観測（実験）・数値解析に次ぐ研究分野としての地位を確立



天気予報の初期値推定（気象庁など）

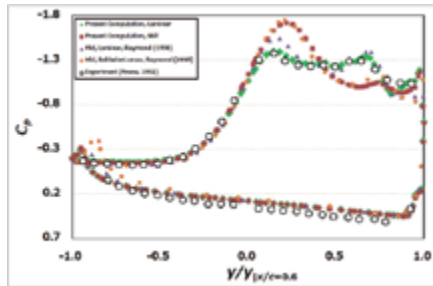


津波データ同化（統計数理研究所）

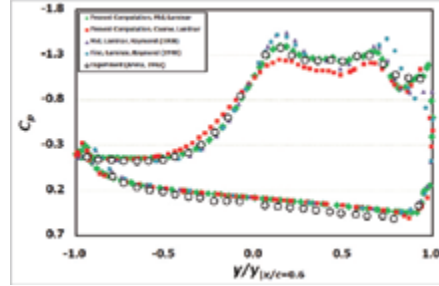
アンサンブルカルマンフィルタによるデータ同化

- ✓ 統計的データ同化手法のひとつ
- ✓ ばらつきを持つ有限個の状態（アンサンブルメンバー）で真値を推定
- ✓ 数値（シミュレーション）モデルが現実から離れないように、ある時間間隔で実験値を取りこみアンサンブルを修正

CFDと実験データとの比較（迎角30°，ロール角45°）

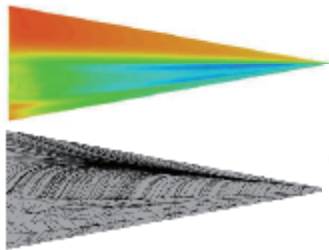
翼面圧力係数分布（ $x/c=0.6$ ）オイルフロー/渦崩壊のようす

物理モデルの影響比較



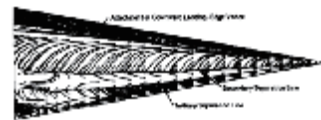
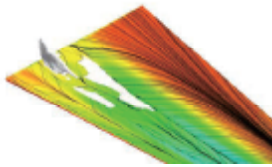
格子密度の影響比較

オイルフロー/渦崩壊のようす

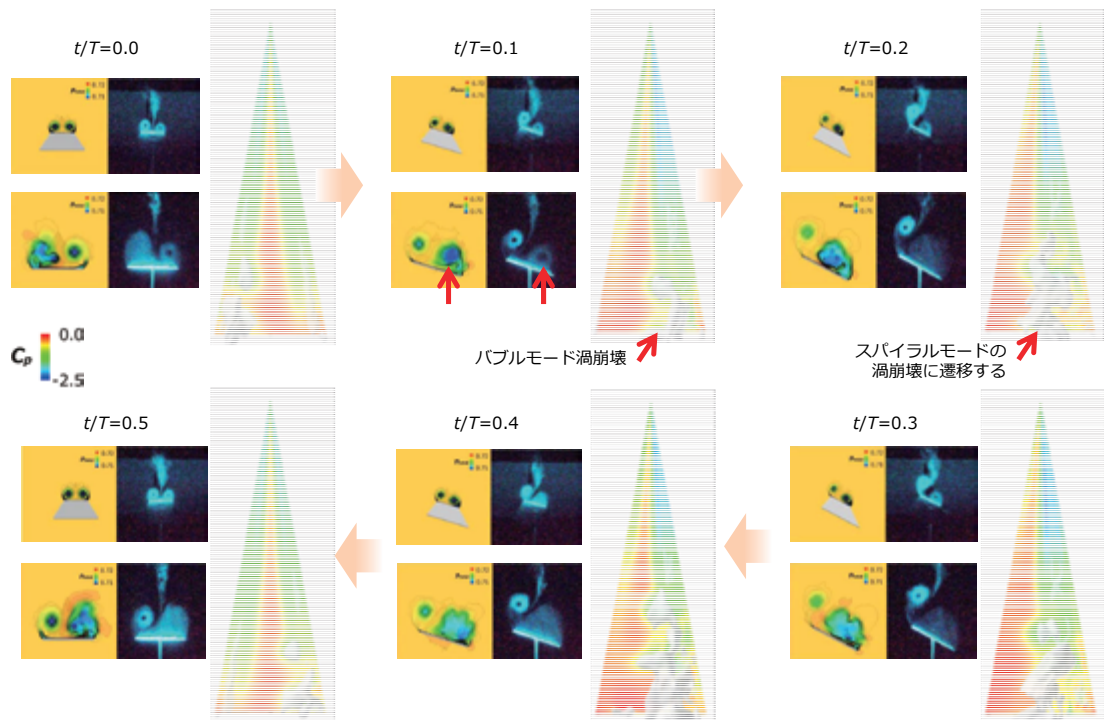


二次剥離渦が発達した
後縁付近で $u=0$
（渦崩壊が生じる）

実験のオイルフローとはかなり
合う様子。



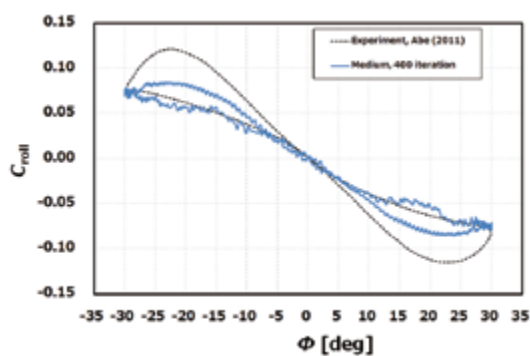
✓ 層流計算・Medium格子で十分実験値をとらえている

非定常計算の精度検証 - 結果 翼面 C_p 分布, $u=0$ 等値面, 剥離渦

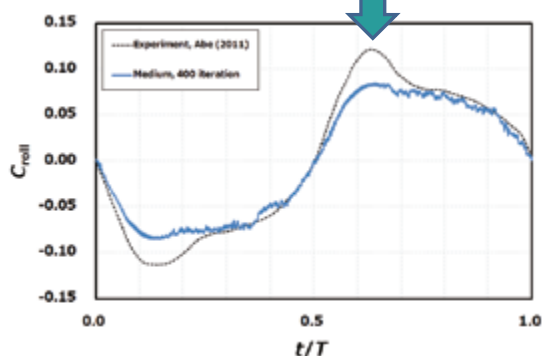
非定常計算（Croll比較）



C_{roll} 計測結果 - 計算結果の比較



C_{roll} vs Roll Angle



C_{roll} vs t/T

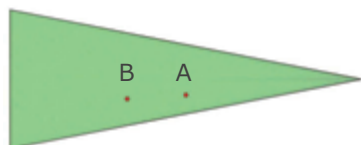
- ✓ 渦崩壊の傾向（ピークをとるタイミング）は捉えている
- ✓ ロールングモーメントの極値は小さいが、渦崩壊状態の履歴は実験値を捉えている

圧力計測値を用いたデータ同化



観測点の設定

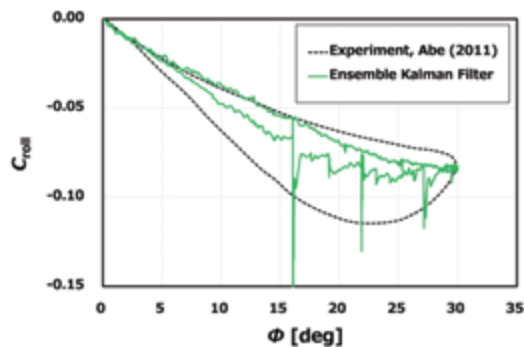
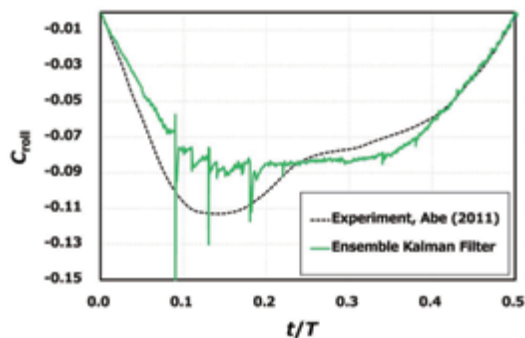
- ✓ 観測点数 2点（圧力センサ位置）



計算条件

一様流マッハ数 M_∞	0.088
強制ロール振幅 ϕ_0 [deg]	30
無次元振動数 f^*_{exp}	0.01
無次元時間刻み	0.056708*
内部反復数	80

- ✓ 実験値のピークの領域ではフィルタリングのたびに空力値が実験値の方向に修正される
⇒ 観測点 C_p が実験の C_{roll} ピークの生成に影響している



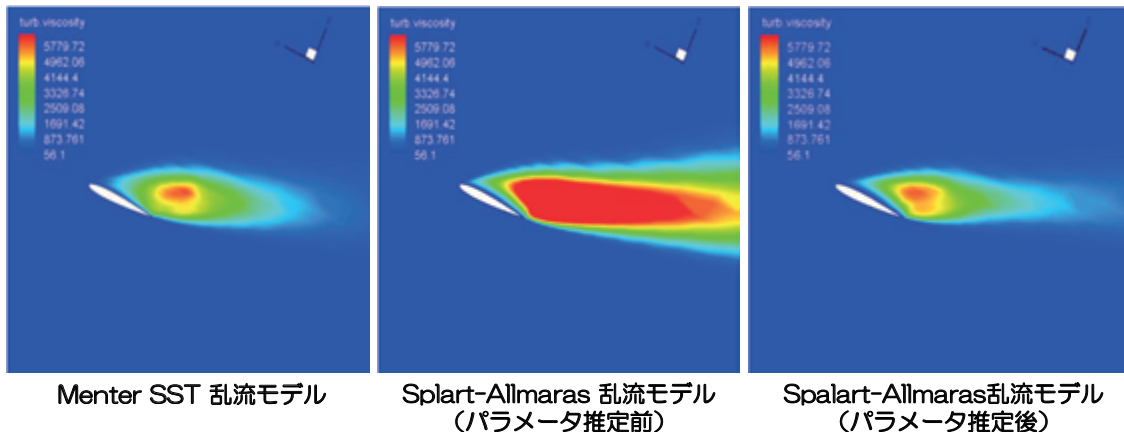
データ同化について



乱流モデルのパラメータ推定

Menter SST乱流モデルに対するSA-R乱流モデルのパラメータ最適化
(加藤ら, 2011)

乱流モデルパラメータの最適化



2013/02/06 修士論文審査会

3/19

まとめ

非線形領域における飛行シミュレーション技術の構築に向けて、EFD, CFD, RTが連携して取り組んでいる研究活動の現状と課題を紹介した。

- ロボットマニピュレータの開発
運動性能のさらなる向上（可動範囲，周波数，振幅）
磁力支持装置（MSBS）
- Hybrid Simulation
センサやサーボ系の位相遅れを補償する（Feed Forward）
多自由度運動への拡張
- 計測融合シミュレーション
非線形空力モデルのパラメータ推定
ニューラルネットワークの適用

ロボットなどのハードウェア技術や各種の運動解析手法は整いつつある。



空気力学と飛行力学，制御工学の専門家による共同が不可欠