

第2回MSBS研究会



話題提供

東北大学における動的風試の試み

浅井圭介, 沼田大樹, 姜 欣, 安孫子聡子
DWTチーム (東北大学)

平成24年12月10日

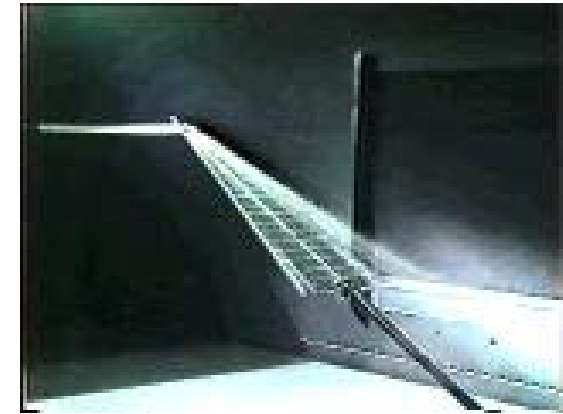
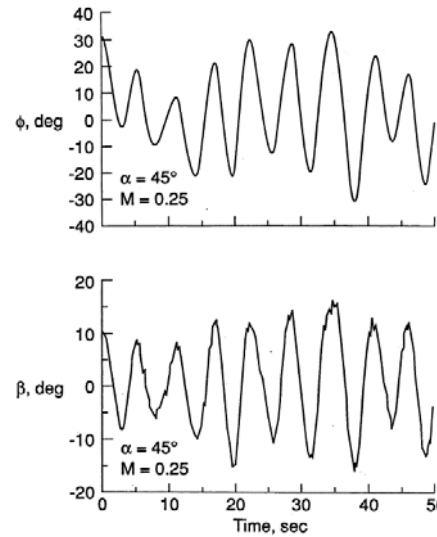
東北大学 流体科学研究所 1号館会議室

高迎角飛行 (Wing Rock & Dynamic Stall)

● F-18 High Alpha Research Vehicle (HARV)

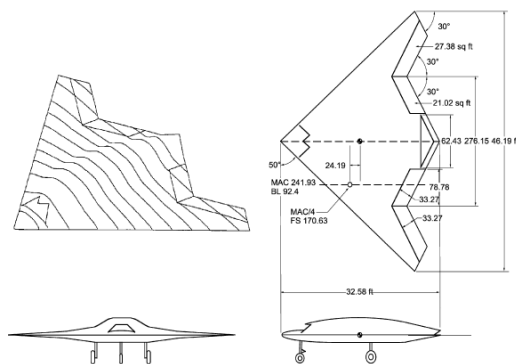


Dryden Flight Research Center EC89-0096-149 Photographed 1990
F-18 HARV flow-visualization smoke marks vortex flows along the leading edge extension. NASA photo

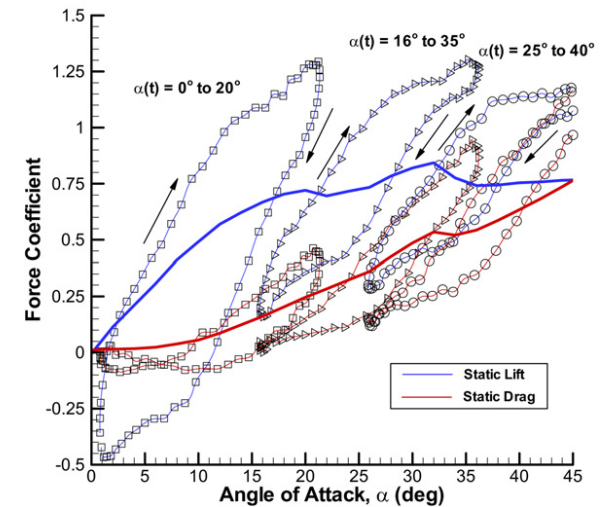
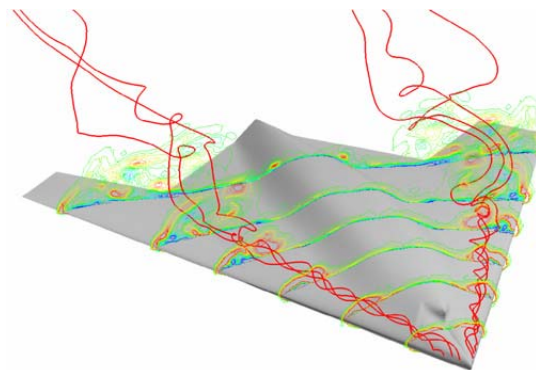


Nelson et al (1991)

● Boeing 1301 UCAV



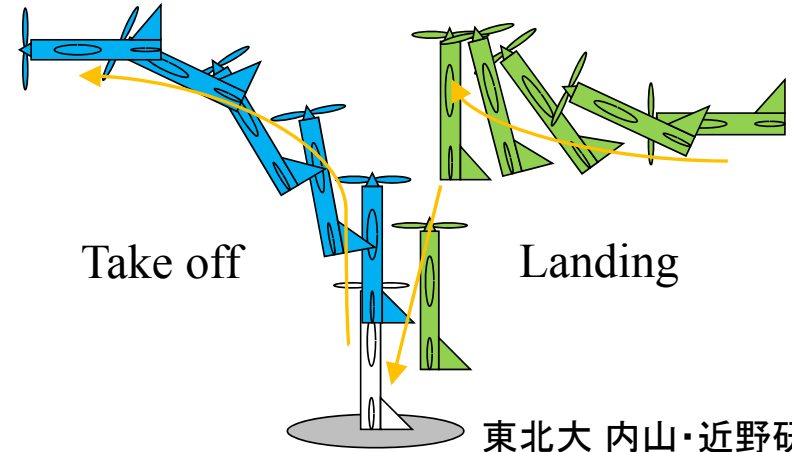
Cummings et al (2007)



背景(1)－高迎角飛行

◆ 航空機の飛行領域の拡大

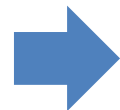
- 高迎角飛行
Wing Rock, Dynamic Lift
- ポストストールマニューバ
従来の微小じょう乱理論に基づく
飛行安定性解析では扱えない



◆ 非線形飛行力学の必要性

- 安定微係数の周波数依存性
- 大振幅運動の取り扱い
- 非定常空気力

(NASA F/A-18 HARV)



「動的風洞試験」

Dynamic WT Testing [DWT]

による運動シミュレーションと
非定常空気力の測定

背景(2) — 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

目的

後退角80度のデルタ翼の高迎角における動的安定性に対する2自由度運動の影響をロボットマニピュレータを用いて調べる。

- 多関節のシリアル型ロボットマニピュレータ
- 2つの異なるモードの2自由度運動
 - RollingとYawingが組み合わさった横方向の運動
 - PitchingとHeavingの組み合わさった縦方向の運動
- 測定項目
 - 空気力(天秤)
 - 圧力分布(感圧塗料 [PSP])
 - 流れの可視化(Laser Light Sheet)

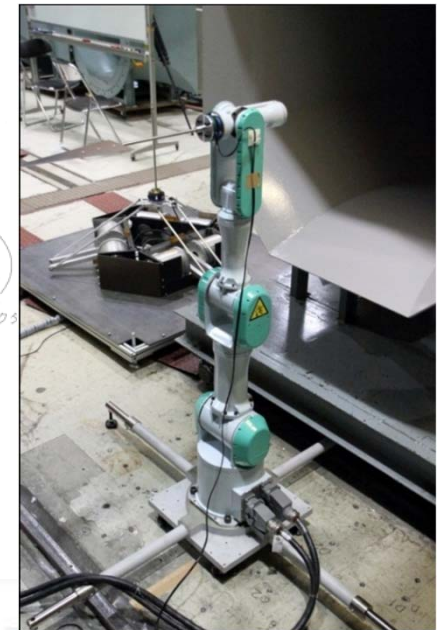
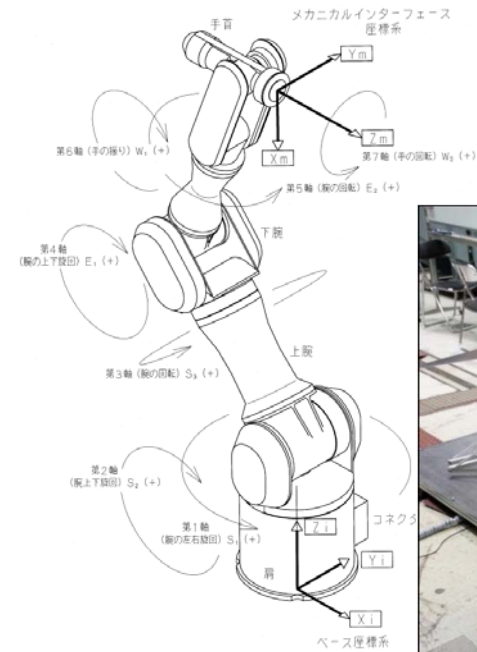
ロボットマニピュレータ

◆汎用型知能アーム PA10 (三菱重工業)

機構 : シリアル機構 (開ループ)
自由度 : 7
最大動作速度 : 2π [rad/s] (W2モータ)
 : 1 [rad/s] (S1モータ)
負荷許容値 : トルク 9.8 [N・m]
指令値 : 速度指令, モータトルク指令
制御性能 : 速度変動率1%以内

◆力覚センサ (ニッタ製)

6分力センサ
ローリングモーメント定格 : 12.5 [Nm]
垂直力定格 : 200 [N]
分解能 : 14 [bit]
支持スティングの根元に設置



実験装置

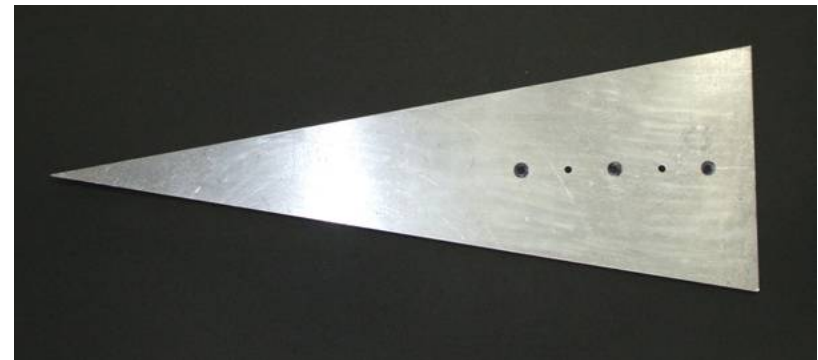
◆ 東北大学低乱熱伝達風洞

型式 : 単路回流型
測定部 : 開放型
ノズル対辺距離 : 0.81 [m]
風速 : 5~70 [m/s]



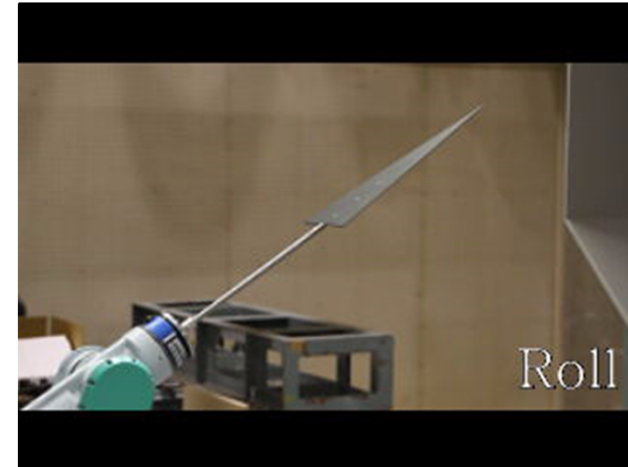
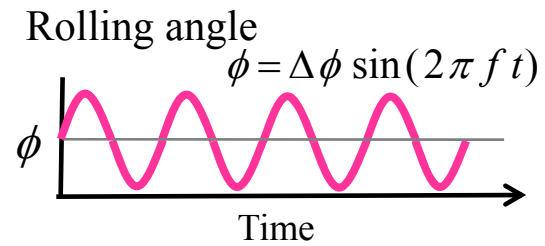
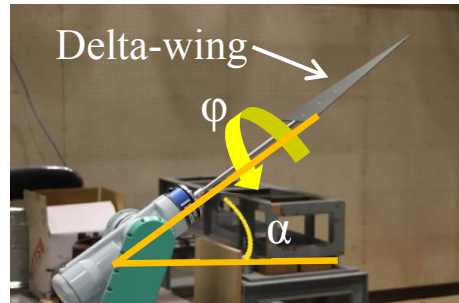
◆ デルタ翼

後退角 : 80 [deg]
コード : 300 [mm]
厚さ : 2 [mm]
前縁形状 : 45 deg sharp edge
材質 : A2017 (ジュラルミン)
質量 : 160 [g]

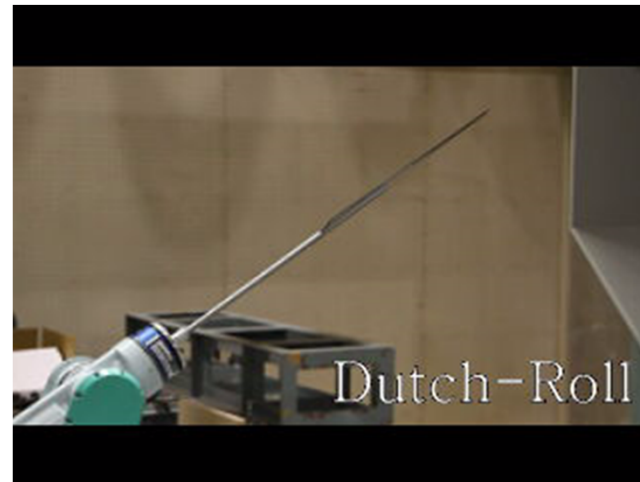
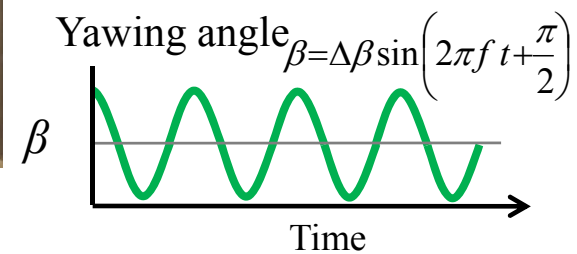
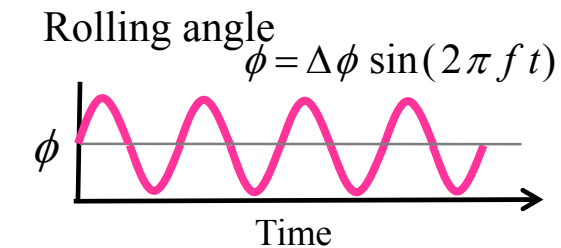
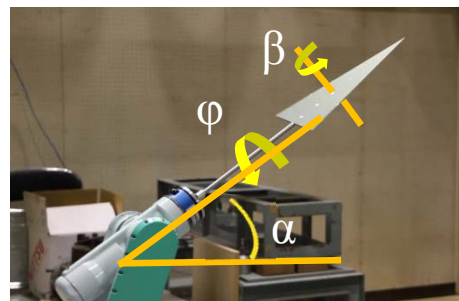


2DoF加振 (Rolling+Yawing)

● 1-DoF



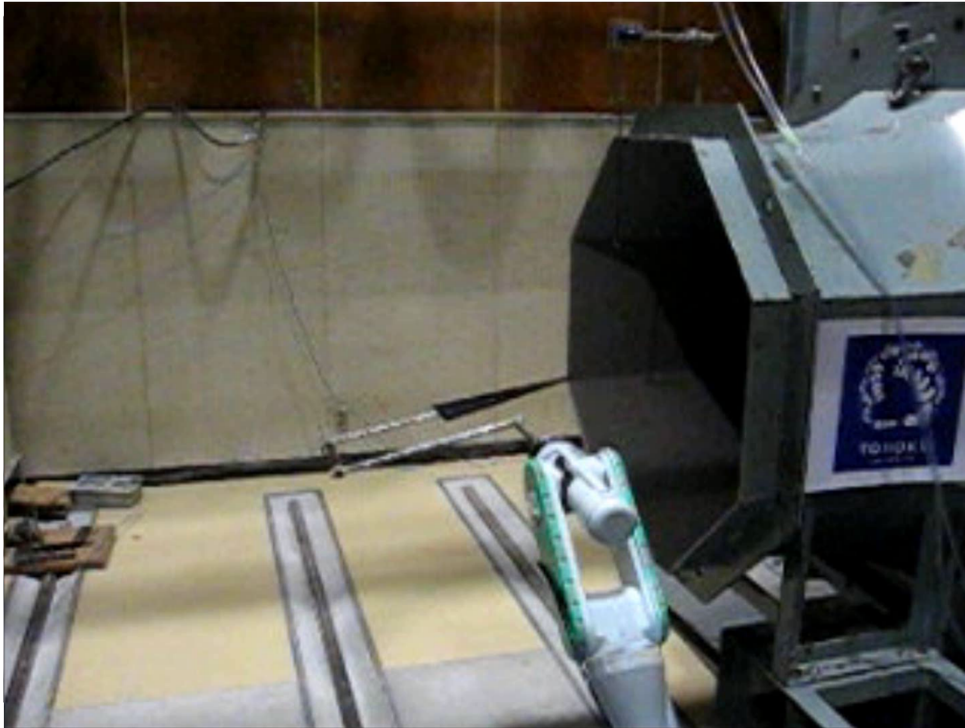
● 2-DoF



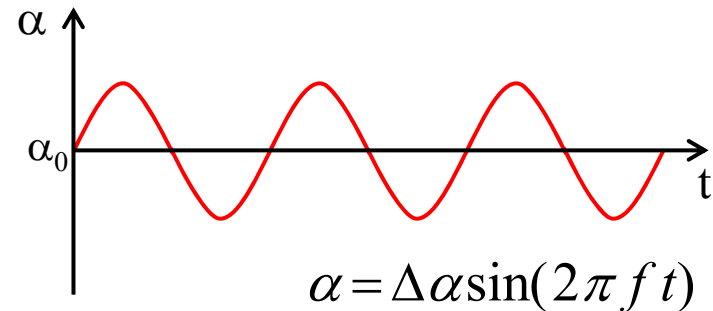
2DoF加振 (Pitching+Heaving)



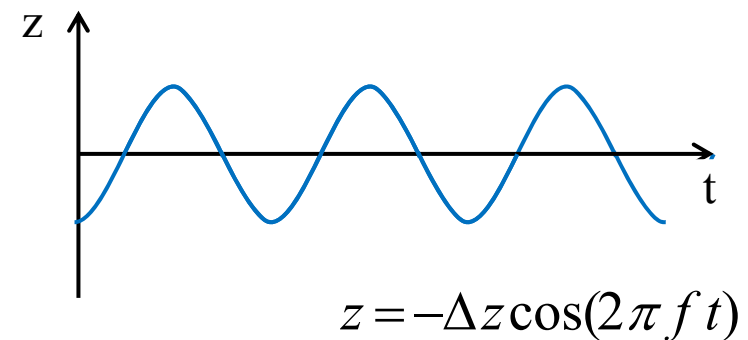
➤ Pitching + Heaving (上下運動)



Pitching angle



Heaving angle

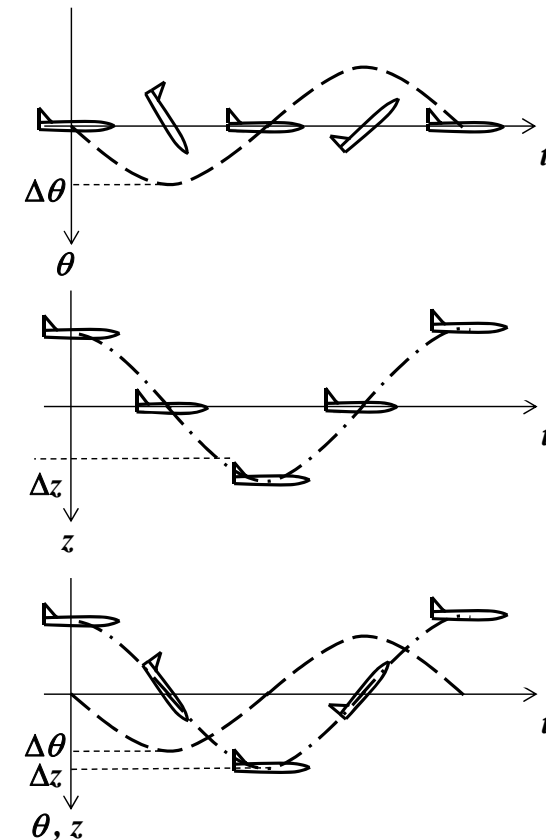


2DoF加振 (Pitching+Heaving)



- Pitching運動：迎角とピッチ角がともに変化
 - Heaving運動：迎角のみの変化
 - 2DoF運動：ピッチ角のみの変化
- 迎角の変化率とピッチレートの効果が分離できる

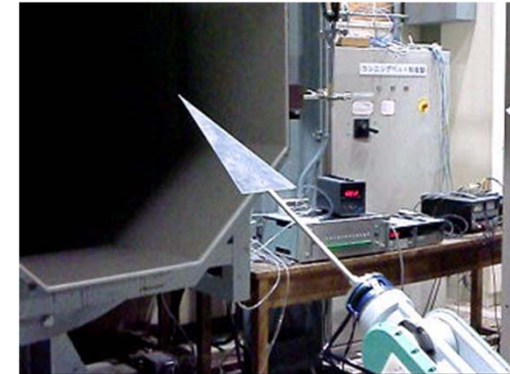
1-DoF (Pitch)	1-DoF (Heave)	2-DoF (Pitch+Heave)



実験条件 (1)

◆Rolling/Yawing加振

	1-DoF	2-DoF
振動方法	Roll	Roll + Yaw
迎角 α [deg]	25~35	
流速 U [m/s]	20~30	
周波数 f [Hz]	0.1~1	
無次元周波数 k	0.001~0.015	
Roll振幅 $\Delta\phi$ [deg]	30 (5, 10 for $\alpha=35$)	30
Yaw振幅 $\Delta\beta$ [deg]	0	5
位相差 [rad]	---	$\pi/2$



- 無次元周波数

$$k = \frac{f \ell}{U}$$

f ; 振動数
 ℓ ; 代表長
 U ; 主流速度

- 非定常圧力分布の可視化 (感圧塗料(PSP))
- はく離渦の可視化 (Laser Light Sheet)

風速 $U = 2\text{m/s}$ として無次元周波数 k を合わせる ($k=0.01$)

※ 前縁が尖ったデルタ翼では、レイノルズ数の影響は顕著ではない。

実験条件 (2)

◆Pitching/Heaving加振

加振方法	1-DoF		2-DoF
	Pitch	Heave	Pitch+Heave
中心迎角 α_0 deg	30,38		
無次元周波数 k	0.024, 0.036		
Pitch振幅 $\Delta\alpha$ deg	3	0	3
Heave振幅 Δz mm	0	70,104	70,104
有効迎角 α_{eff} deg	3	3	0
位相差	0		$\pi/2$



- 無次元周波数

$$k = \frac{f \ell}{U}$$

f ; 振動数
 ℓ ; 代表長
 U ; 主流速度

◆定常計測

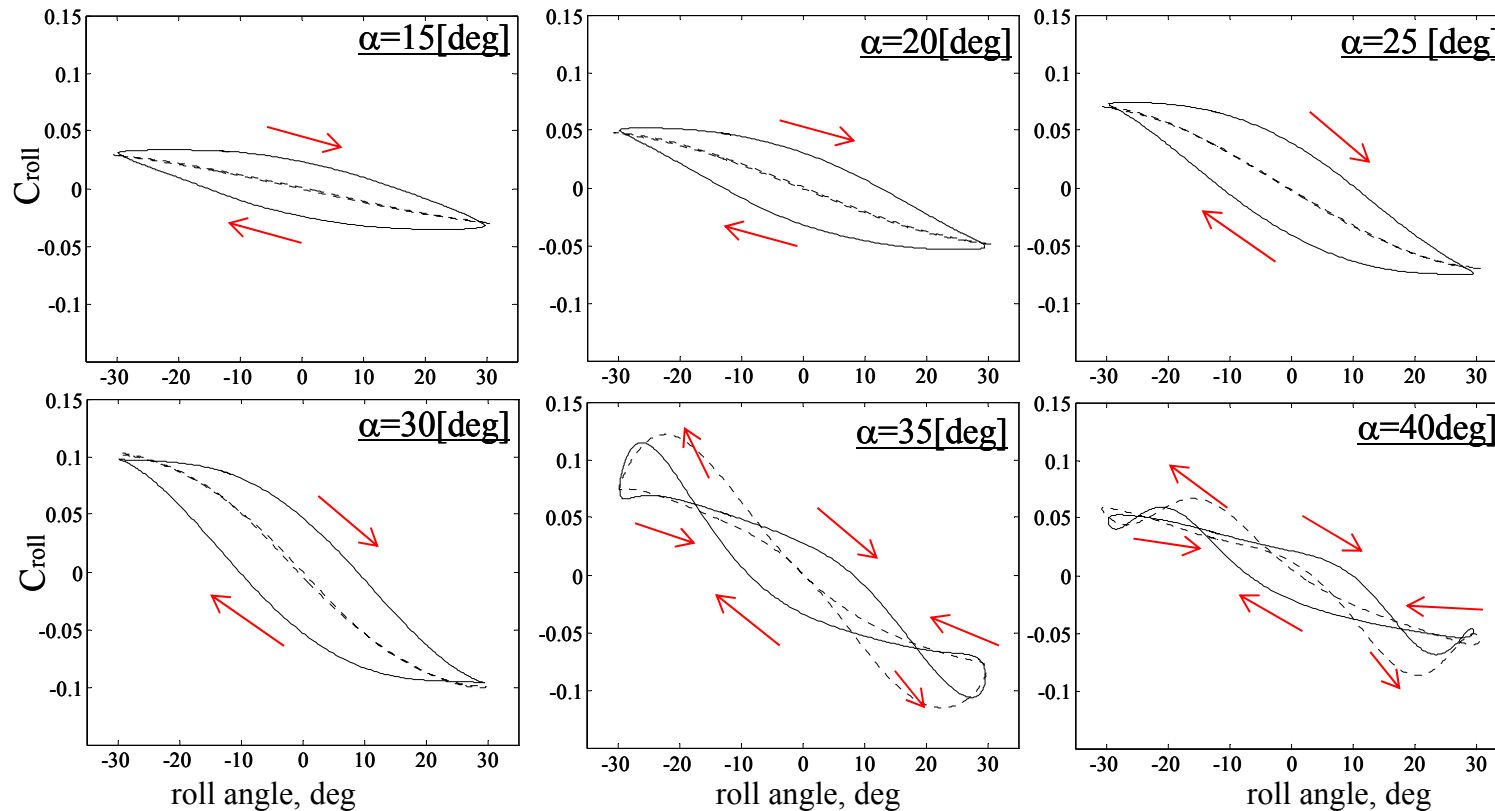
加振方法	Sweep	
	Upstroke	Downstroke
迎角 α deg	-5~45	45~-5
流速 U m/s	7.5	7.5

実験結果

Rolling/Yawing加振試験

Rolling Momentに対する迎角の影響

□—ル振幅： $\Delta\varphi = 30$ deg, ヲ—振幅： $\Delta\beta = 5$ deg,
無次元周波数： $k = 0.01$ ($f = 1$ Hz)

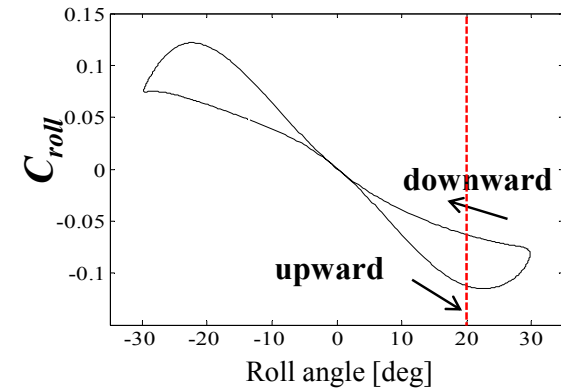
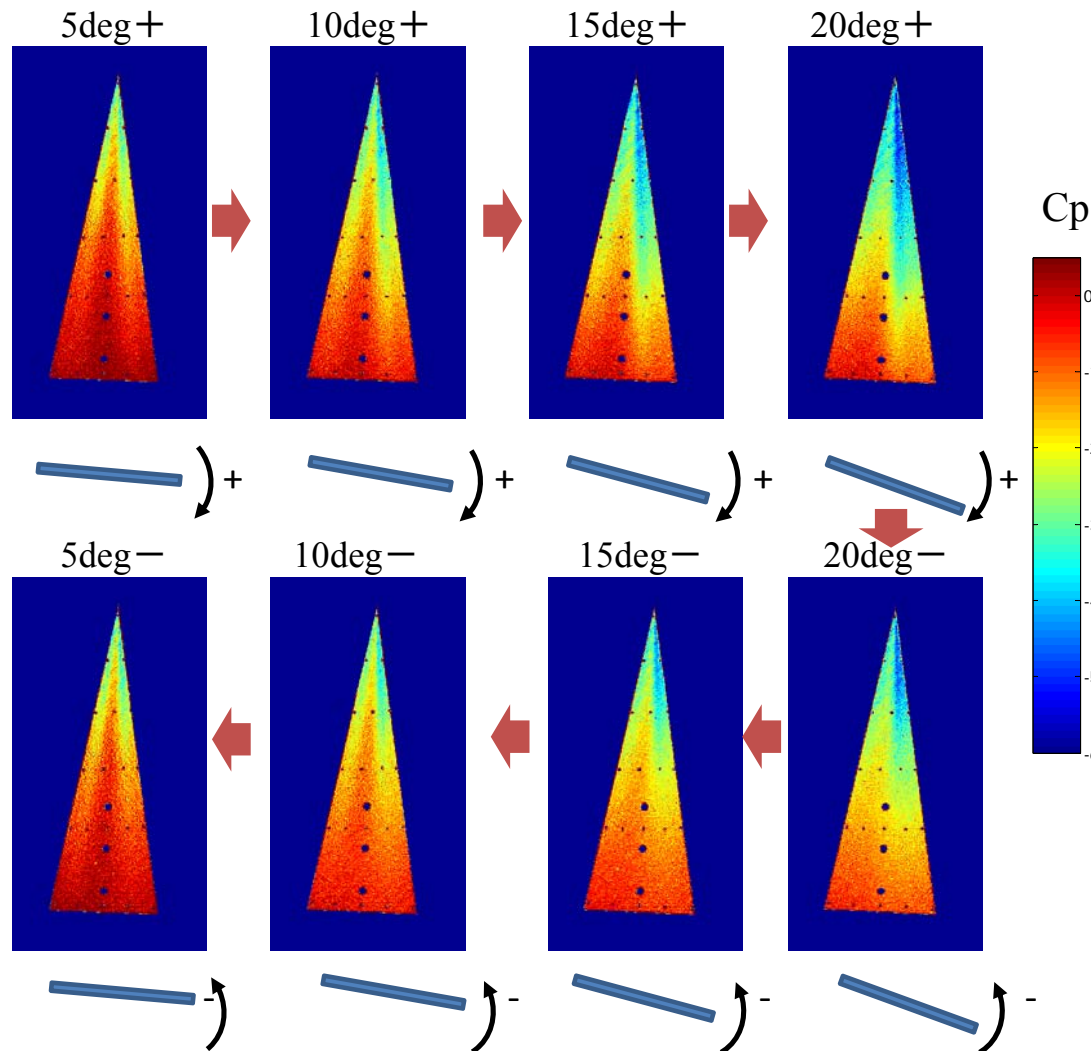


※ 破線：純粋なロール運動（1自由度）の場合

- 迎角30度以下と迎角35度以上でモードが変わる
- 30度以下では時計回りのループ→流れから模型にエネルギーが供給
- 35度以上ではロール角が大きいところでループが反転する→エネルギーが散逸

PSPによる圧力分布の可視化（1自由度）

($\alpha=35\text{deg}$, $\Delta\phi=20\text{deg}$, $k=0.01$)



Rolling moment measurement

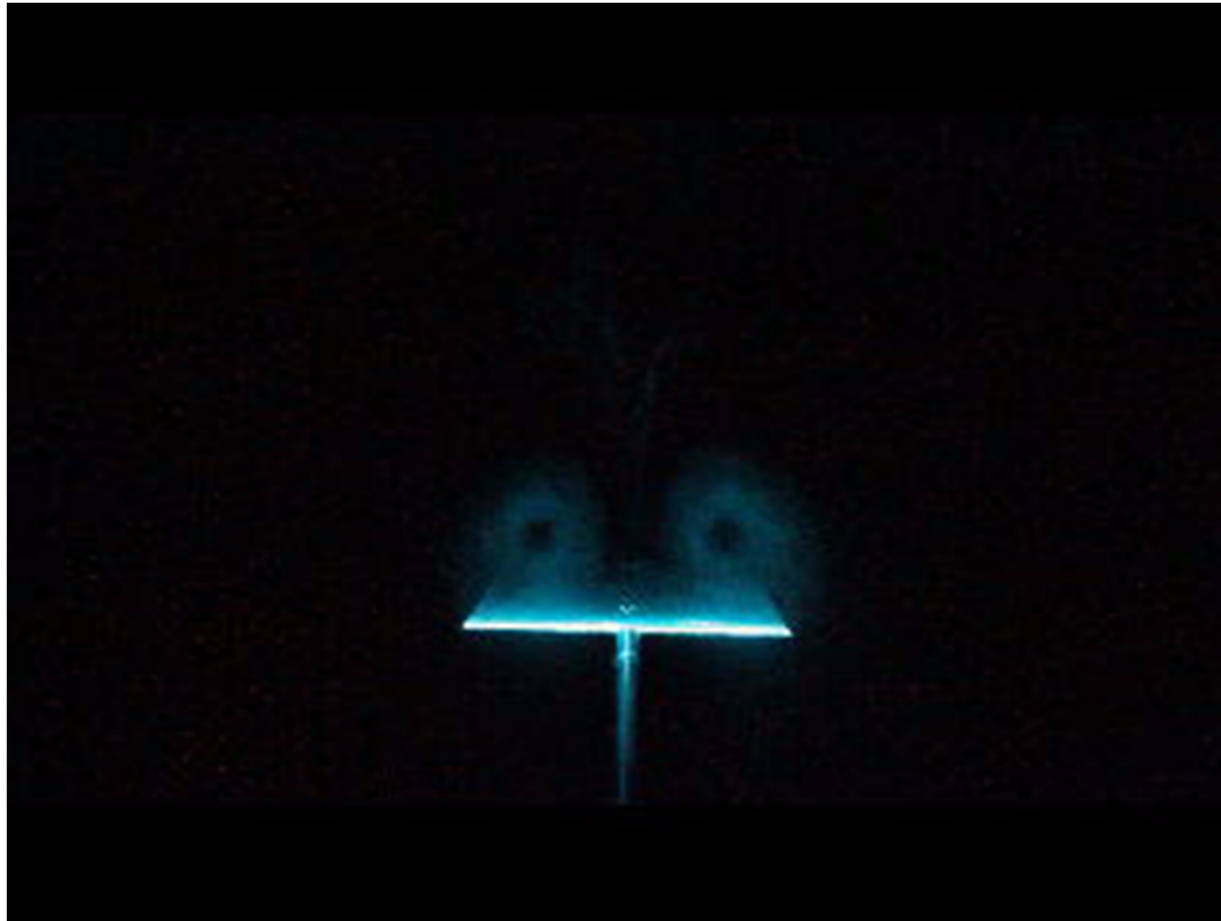
- ロール角が大きくなると渦崩壊が発生
- ロール角の向きで渦崩壊位置が異なる



ヒステリシスが起こる

レーザーライトシート可視化：1自由度の場合

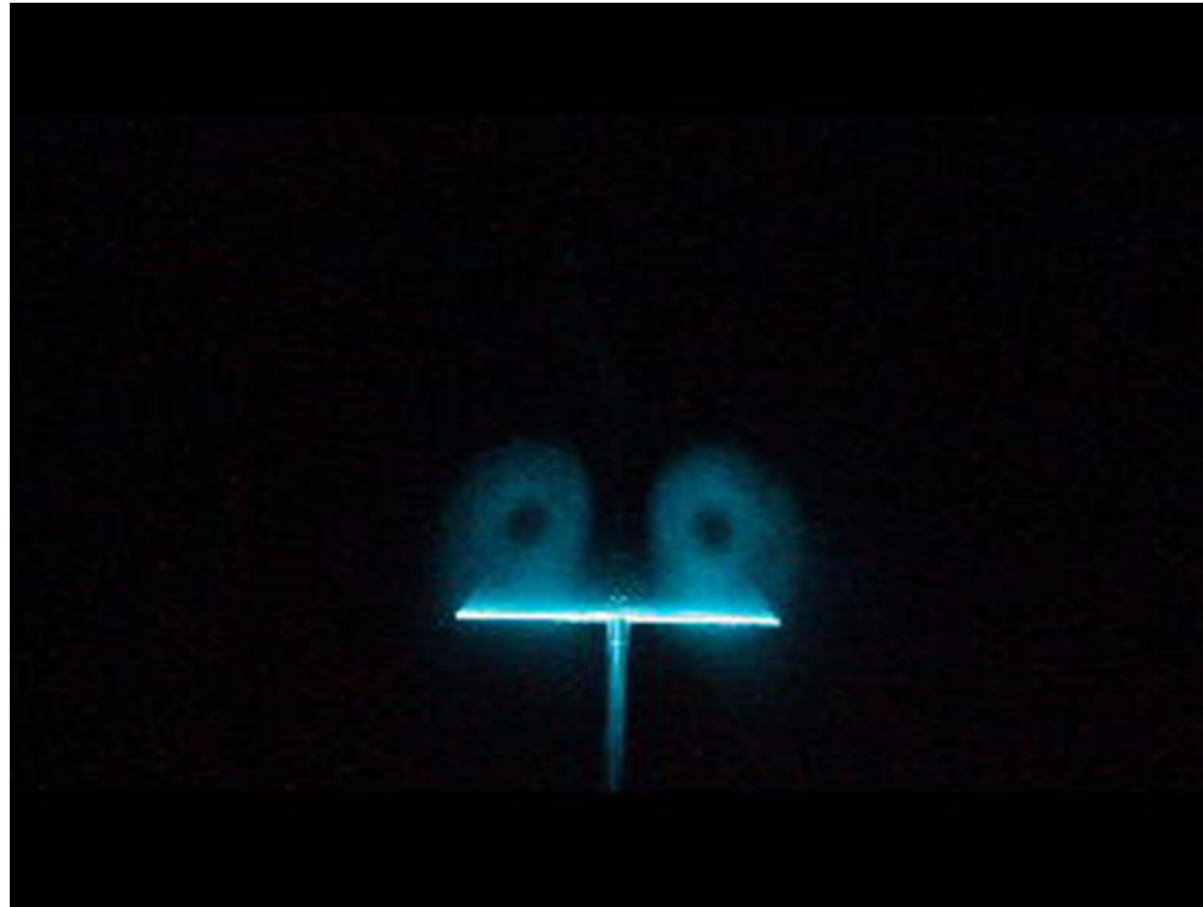
($\alpha=35\text{deg}$, $\Delta\phi=30\text{deg}$, $k=0.01$)



※ レーザー照射位置 $x/c=1$

レーザーライトシート可視化：2自由度の場合

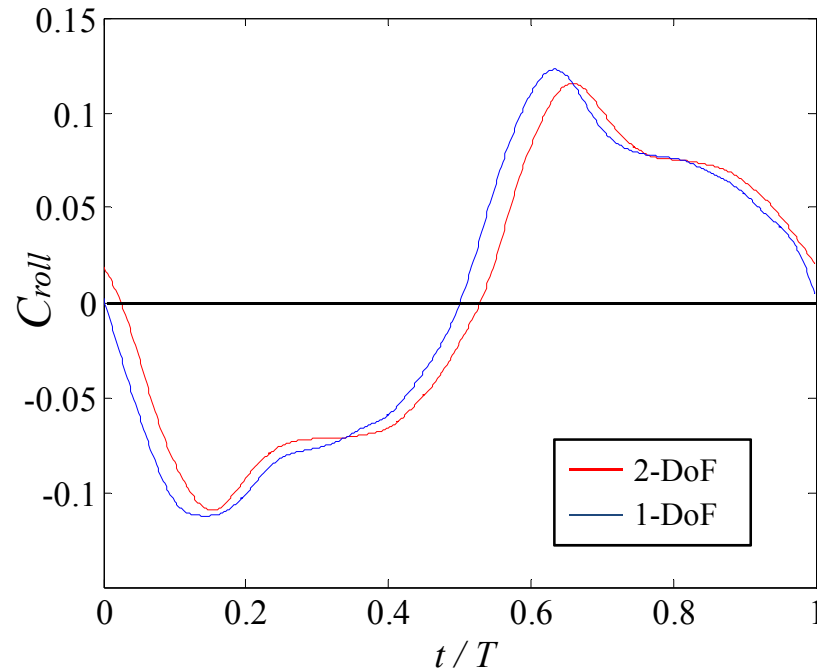
($\alpha=35\text{deg}$, $\Delta\phi=30\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$, $k=0.01$)



※ レーザー照射位置 $x/c=1$

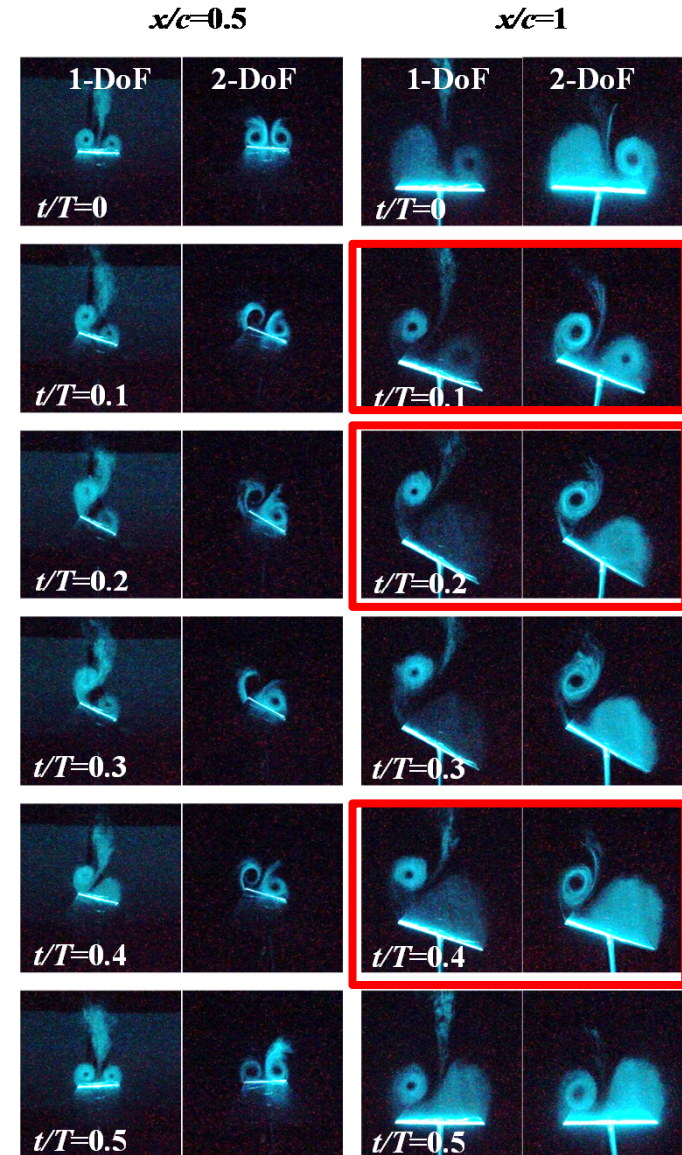
Rolling Momentの時間履歴への影響

$\alpha=35$ deg, $\Delta\phi = 30$ deg, $\Delta\beta = 5$ deg, $k = 0.01$ ($f = 1$ Hz)



- $t/T=0.1$:
1-DoFでは右翼の前縁はく離渦が崩壊
2-DoFでは生じていない
- $t/T=0.2, 0.4$:
2-DoFの方が左翼のはく離渦の遊離が小さい

2自由度では、前縁はく離渦が模型の運動に追従するのに若干の時間遅れが生じている

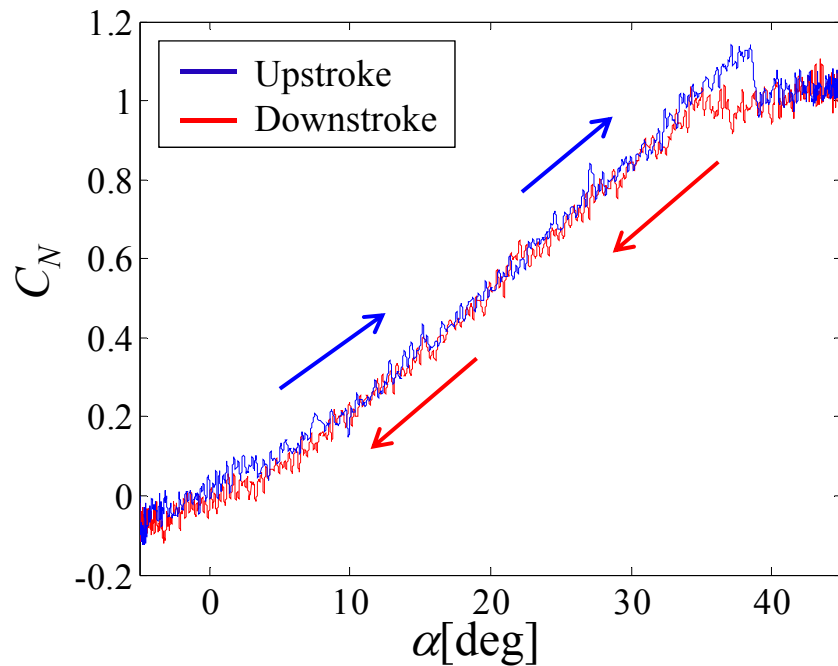


実験結果

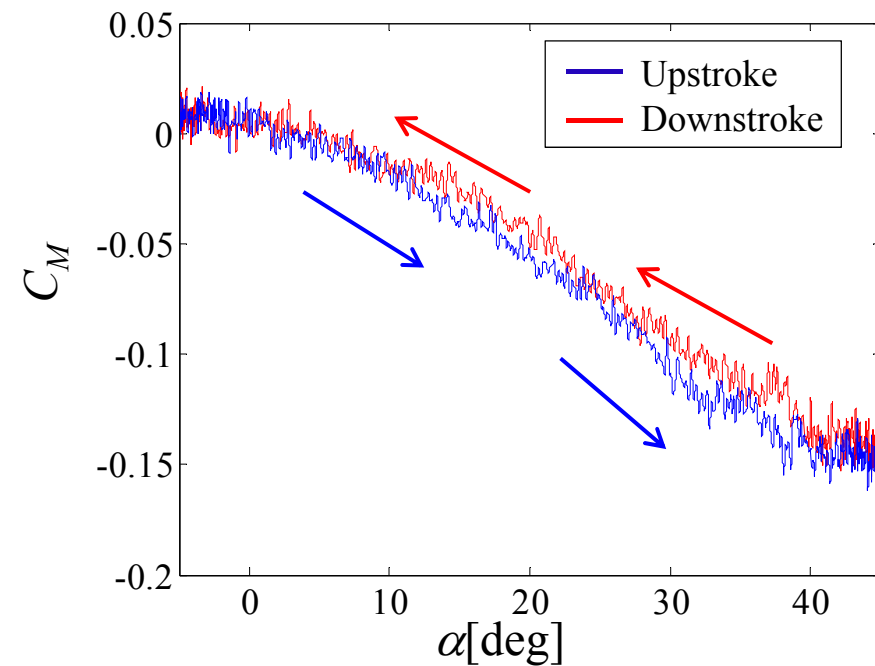
Pitching/Heaving加振試験

静的空気力の測定結果

■ 垂直力係数



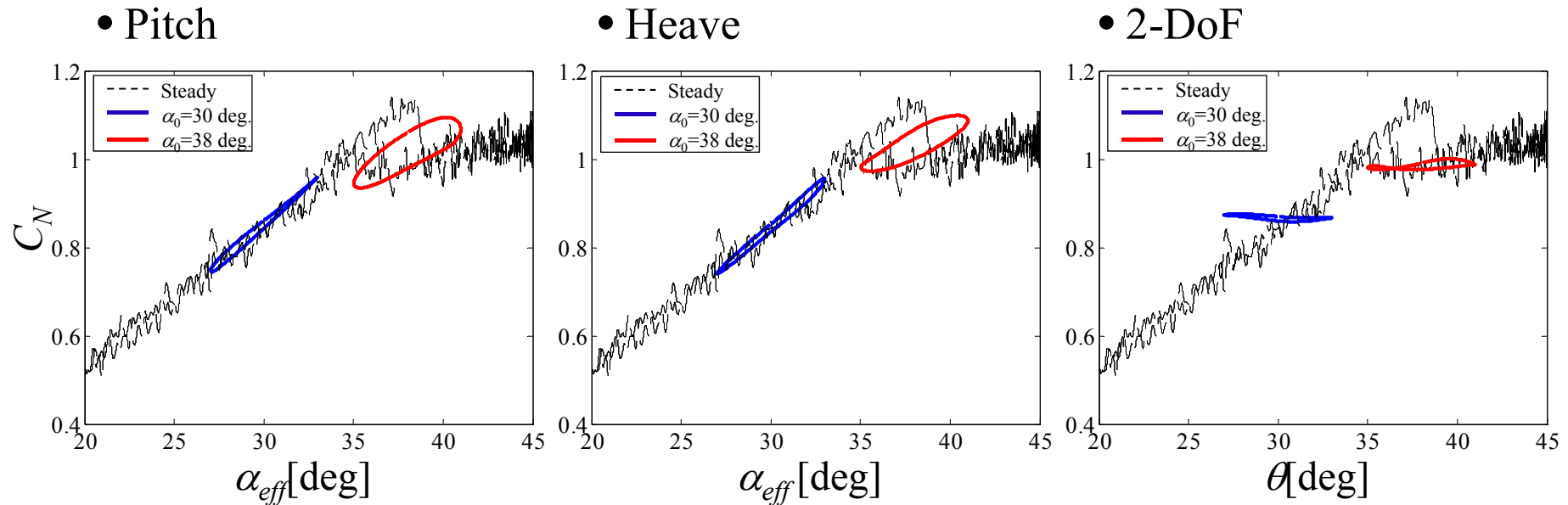
■ ピッチングモーメント係数



- Upstroke時において迎角38deg付近で失速が起こる
- UpstrokeとDownstrokeでヒステリシスが発生する

非定常計測結果 (1 DoF vs 2 DoF)

■ 垂直力係数 ($\alpha_0=30\text{deg}/38\text{deg}$, $k=0.036$)

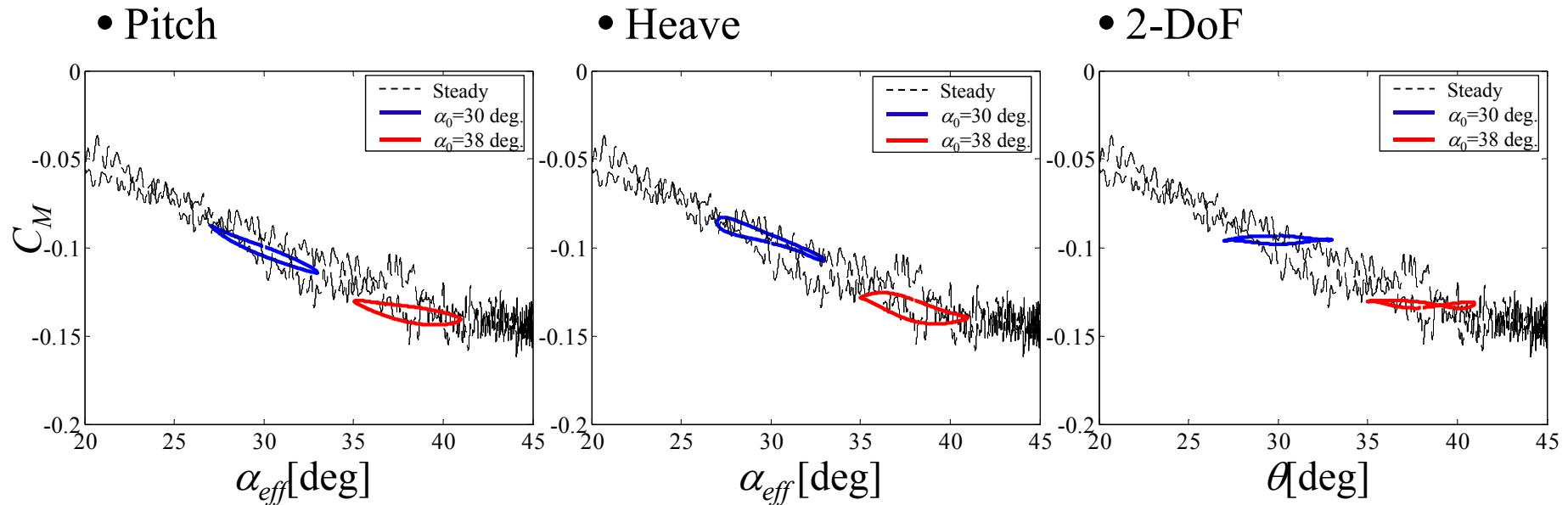


- 1自由度のHeavingでは1自由度のPitchingと同様の傾向が発生
- 2自由度はピッチ角に依存せず，垂直力がほぼ一定
 - $C_N=0.87$ ($\alpha_0=30\text{ deg}$), $C_N=0.98$ ($\alpha_0=38\text{ deg}$) の状態を維持

➡ 非定常空気力に対するピッチレートによる効果は小さい

非定常計測結果 (1 DoF vs 2 DoF)

■ ピッチングモーメント係数 ($\alpha_0=30\text{deg}/38\text{deg}$, $k=0.036$)

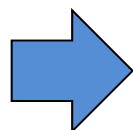


- 1自由度のヒープでは1自由度のピッチと同様の傾向が発生
- 2自由度はピッチ角に依存せず、ピッチングモーメントがほぼ一定
 - $C_M=-0.1$ ($\alpha_0=30\text{ deg}$), $C_M=-0.13$ ($\alpha_0=38\text{ deg}$) の状態を維持

結論

多自由度ロボットマニピュレータを用いて、デルタ翼の高迎角における動的特性に対する自由度の影響を実験的に調べた。

- ロール/ヨー振動ではヨー運動が渦崩壊の発生を遅らせる効果をもち、ローリングモーメントの変化に時間遅れが生じることがわかった。
- 運動する模型の場合でも、Polhumsによるデルタ翼流れの分類法は適用できることがわかった
- ピッチ/ヒープ振動では、非定常空気力に対するピッチ速度の影響は本実験の範囲内では無視できることがわかった。
- ロボットマニピュレータは動的風洞試験の有効なツールとなり得る。しかし、本実験で用いたシリアル型のマニピュレータは周波数と振幅の範囲に限界がある。



パラレルリンク機構を用いた多自由度ロボットの利用



DNW-NWB (Braunschweig)における動的風洞試験

1st Generation



First oscillatory balance of DNW-NWB known as **MOD**



early 1990s

2nd Generation

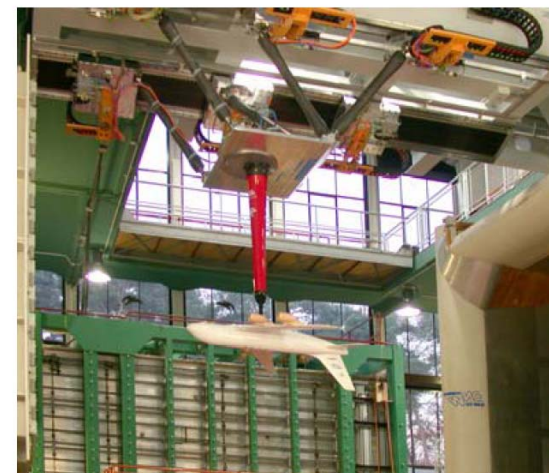


Oscillatory Model Support (**OMS**)

- hexapod type (Stewart platform)
- hydraulic platform

since the end of the 90s

3rd Generation



Model Positioning Mechanism (**MPM**)

- parallel kinematic concept
- proposed by Wiegand
- linear direct drive technology

2004

- Higher dynamics
- Higher accuracy
- Higher stiffness



MEGAFLUG project

2005.4.27 (first flight)

A. Bergmann, A. Huebner, T. Loeser, "Experimental and numerical research on the aerodynamics of unsteady moving aircraft" *Progress in Aerospace Sciences* 44 (2008)

Visit to DNW-NWB in Braunschweig (2009.9.4)



DLR



DNW-NWB

- atmospheric
- closed, slotted or open
- 3.25m x 2.80m
- max 70m/s (85 m/s)

Entrance



Dr. Tomas Löser



MPM



power supply



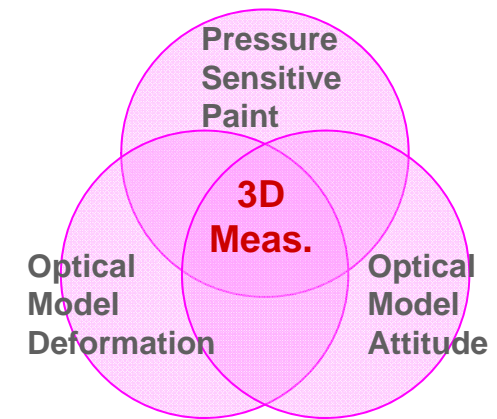
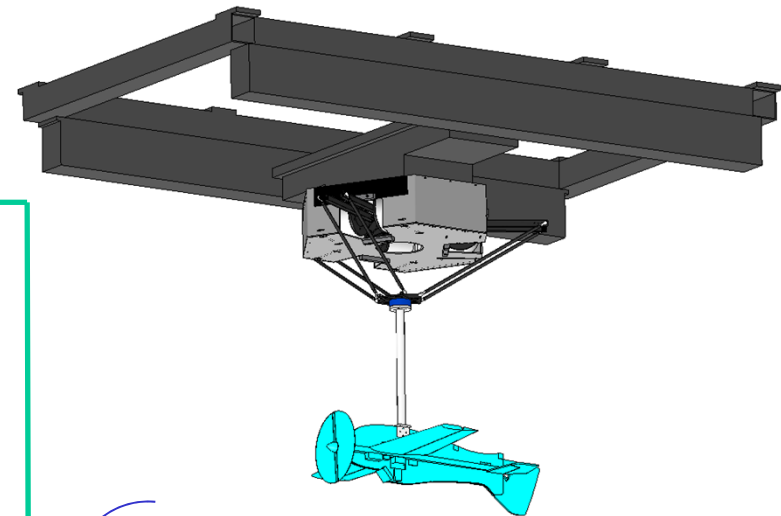
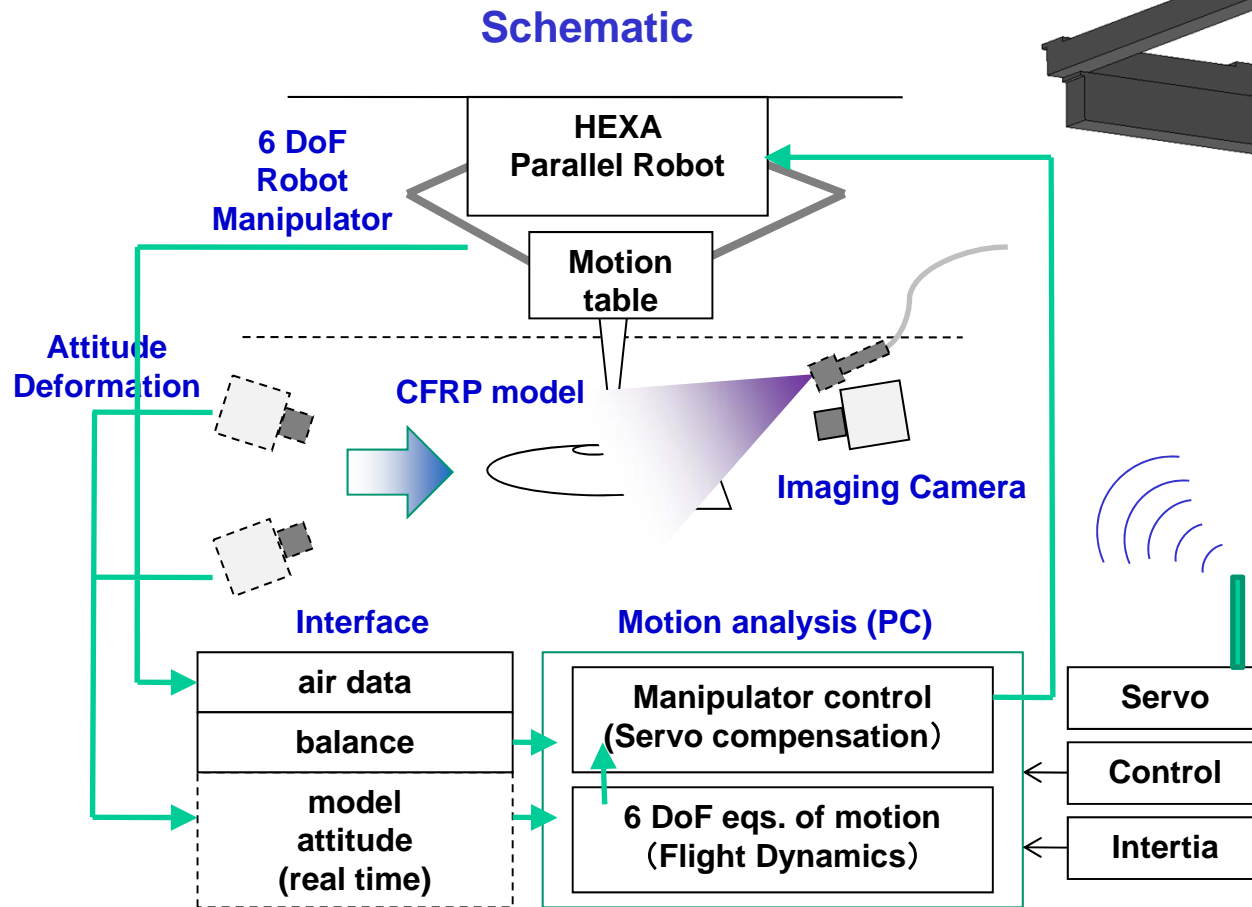
controller

Research Proposal for the Development of Next-Generation DWT (Tohoku Univ.)



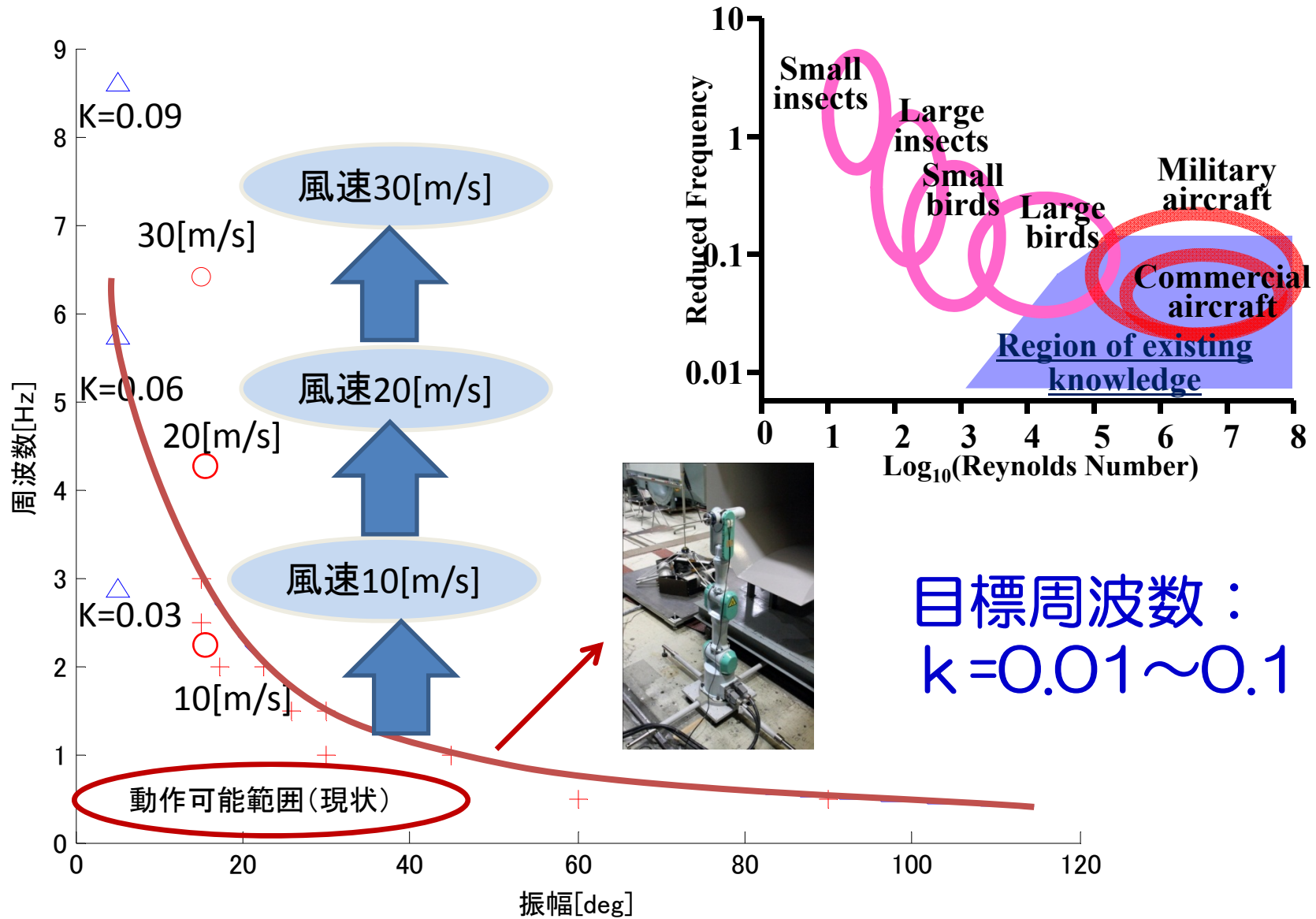
“Hybrid Flight Simulator”

starting in JFY 2010



Asai, Nagai, Konno (2010)

ロボットマニピュレータ（動作可能範囲, Roll運動）



Hybrid Motion Simulator HEXA 97

(Uchiyama/Konno Lab., Tohoku Univ.)

Hybrid Motion Simulator
HEXA97

HEXA Robot for Hybrid Simulation(2012)

HEXA97

モータ M-SSB045

(トルク45Nm ダイレクトドライブ)

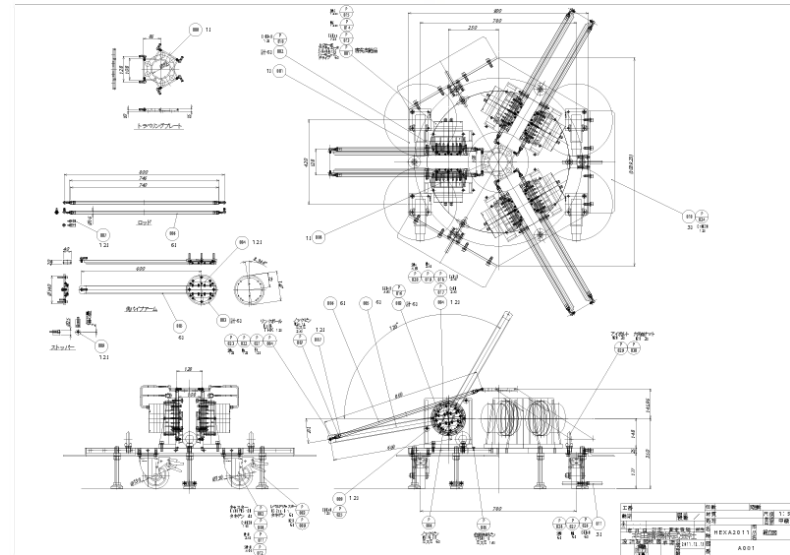
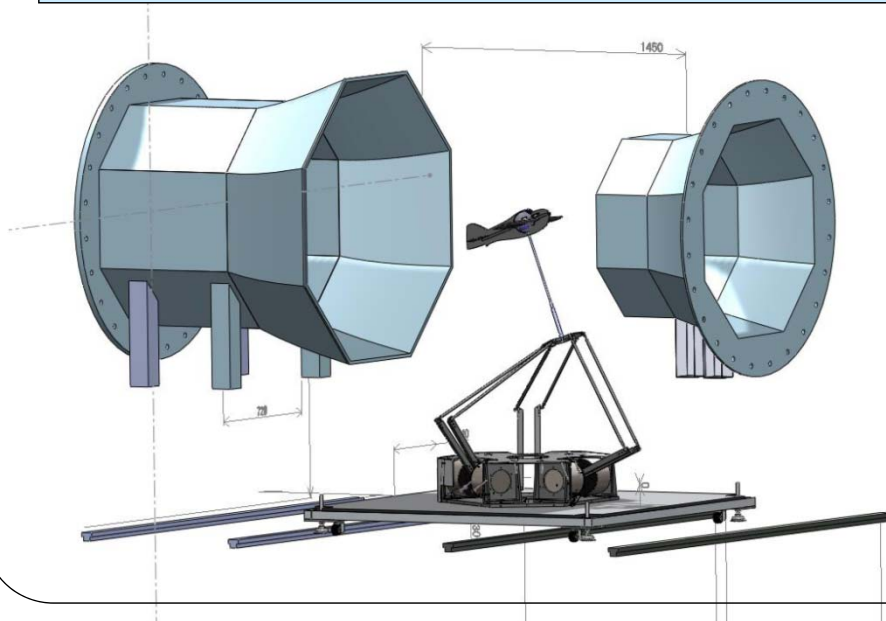
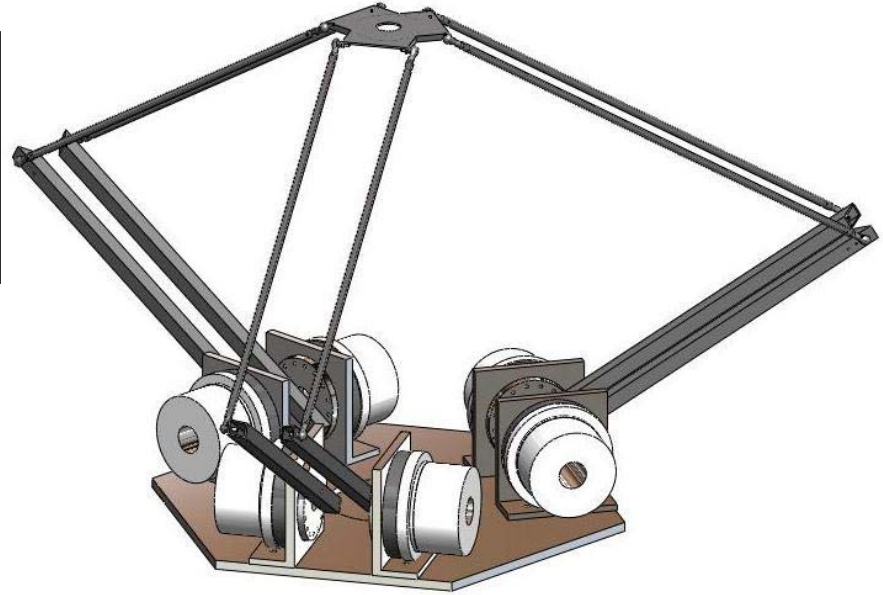
ベース+モータ重量 129kg

NEW HEXA

モータ SHA40A51SG

(トルク340Nm ギヤードモータ)

ベース+モータ重量 158kg

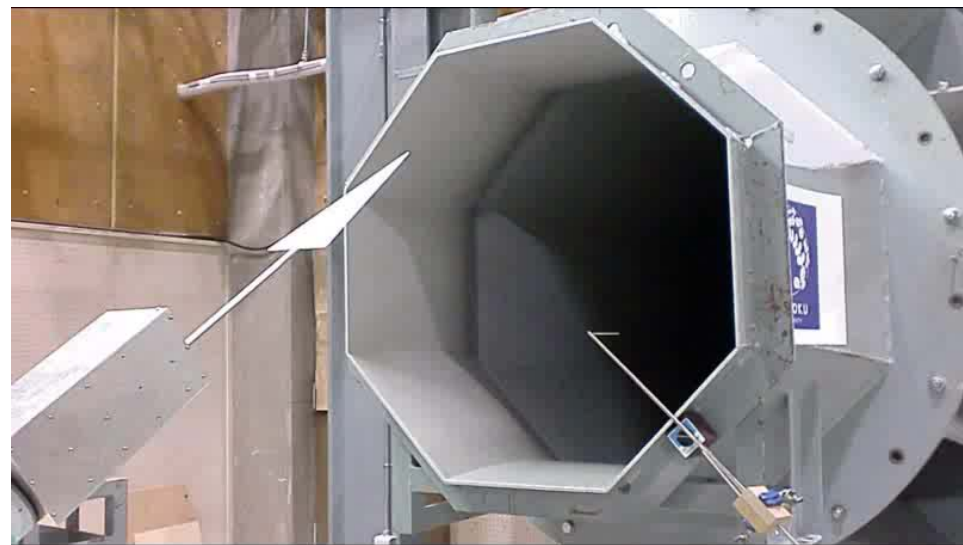
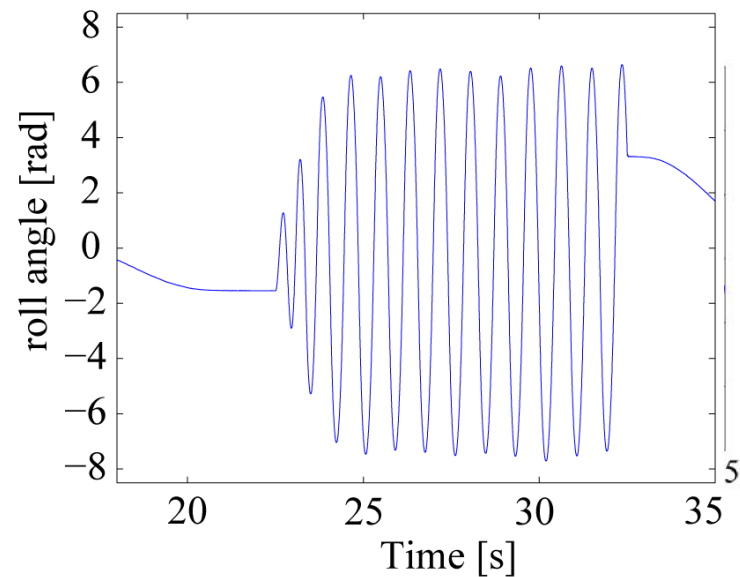


Hybrid Simulation (First Trial)

1 [Hz] 振幅60 [deg]
リミットサイクルに陥る

トルクセンサの位相進み補償
を加える → 約2 Hz

(Free Roll)
3.2 [Hz] 振幅34 [deg]

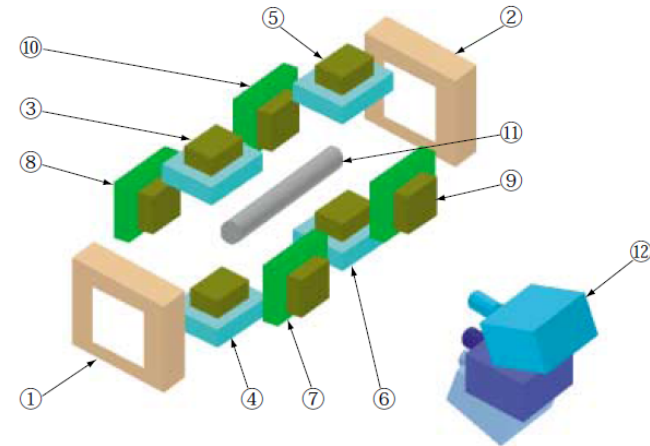
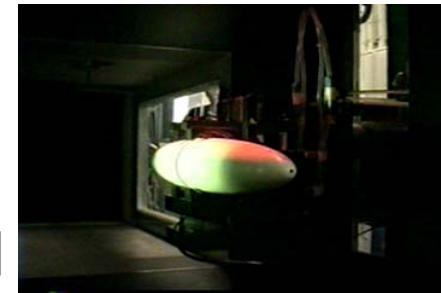


0.3-m Magnetic Suspension and Balance System (Tohoku Univ.)

Acquired from IHI (2011.7)



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



- | | |
|--------------|--------------|
| ①：抗力方向制御用コイル | ⑦：横力方向制御用コイル |
| ②： // | ⑧： // |
| ③：揚力方向制御用コイル | ⑨： // |
| ④： // | ⑩： // |
| ⑤： // | ⑪：浮遊模型 |
| ⑥： // | ⑫：位置検出カメラ |

第 1 図 磁力支持天びん装置概要

Fin

