

話題提供

航空分野での非定常空力問題 について

浅井圭介, 柿崎広平, 野口大樹
DWTチーム (東北大学)

平成25年8月30日
東北大学東京分室 東京駅サピアタワー10階



Burt Rutan's Car-top Wind Tunnel



Fig. 2-3. Car-top wind tunnel mounted on 1966 Dart station wagon provided much early data that was not available from smaller school wind tunnels. Surprisingly, Rutan was never arrested for speeding during his 80-mph test runs. (courtesy Burt Rutan)



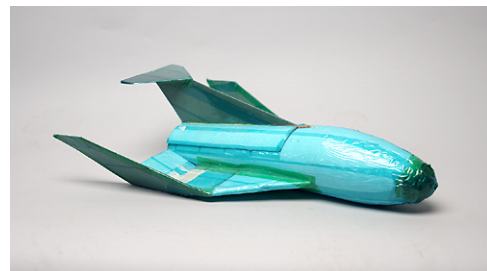
Fig. 3-2. Van's Aircraft built and flown by Mike Melvill was the first aircraft to be completed from Burt Rutan's original plans.



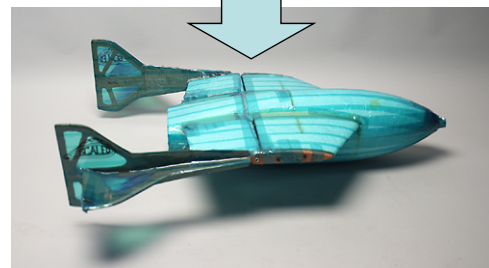
Fig. 2-4. Another view of car-top wind tunnel. (courtesy Burt Rutan)

出典: "The Complete Guide to Rutan Aircraft" by Don and Julia Downie

Spaceship Oneの開発



Rutan Model 313-1, circa 2003.



Rutan Model 316, circa 2003.

SpaceShip One model being tested for reentry. The team tested it by dropping it off the Mojave Airport control tower.

動的風洞実験 (Dynamic Wind-Tunnel Testing)

- 目的： (1) 安定微係数の測定
(2) スピン特性
(3) 飛行軌跡 (trajectory)
(4) 制御則のチューニング (能動制御試験)

方式：

●拘束 (fixed)

自由振動 (回転) 法
強制加振 (回転) 法

●自由 (free)

スピン風洞
自由飛行法
バリスティックレンジ

●半拘束 (semi-free)

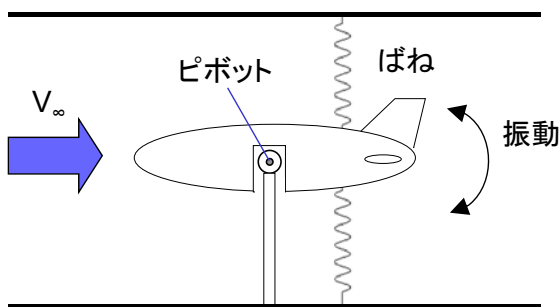
ケーブルマウント
風洞内飛行シミュレーション
Captive Trajectory

●飛行試験

スケール機
落下試験 (drop test)

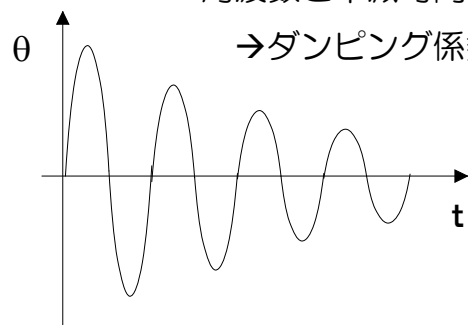
自由振動法と強制加振法

自由振動法

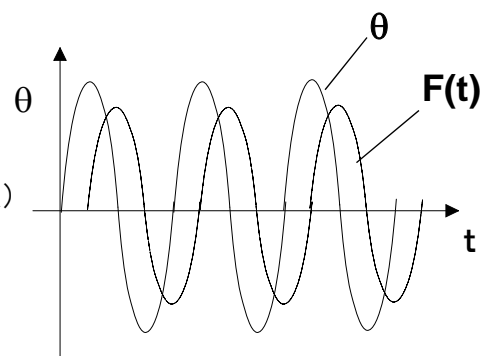
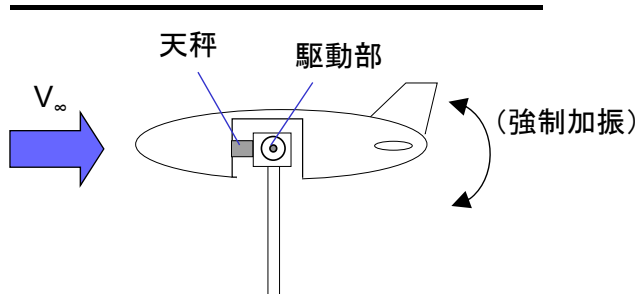


周波数と半減時間

→ダンピング係数



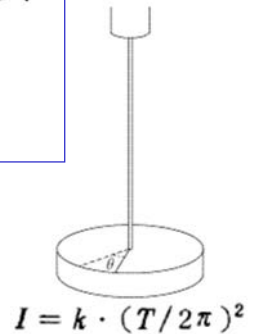
強制加振法



安定微係数の測定原理（強制加振法）

- 基礎式（ピッチング） α : ピッチ角

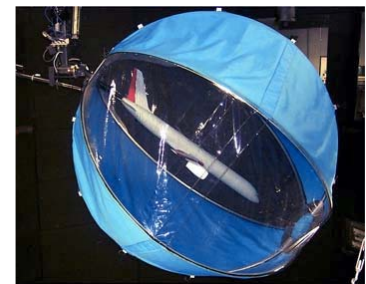
慣性 モーメント	ダンピング係数	剛性係数	ピッチング モーメント
$I_Y \ddot{\theta}$	$(C_{Ya} + C_{Yt}) \dot{\theta}$	$(C_{Ka} + C_{Kt})$	$= M_Y$
空気力	風袋(tare)	空気力	風袋(tare)



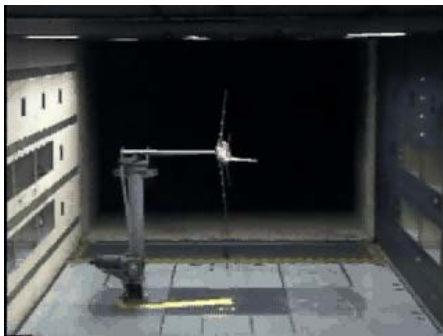
- 質量・重心 → 精密天秤
- 慣性モーメント → 振子振動を利用して測定
- 風袋 → 真空状態で測定する（理想）

風袋が空気力に比べて小さいときは無風状態で代用

真のダンピング係数，剛性係数は測定値から風袋時の値を引いて求める。



Forced Oscillation Testing



Pitch

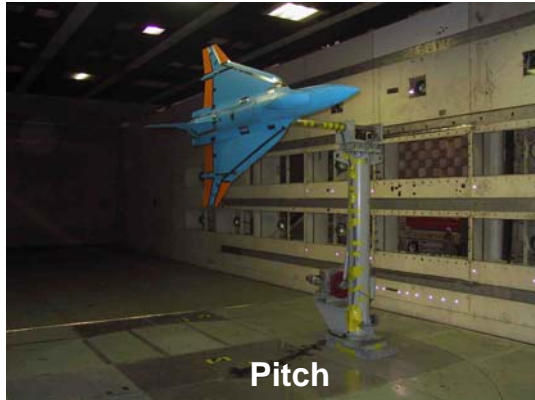


Yaw

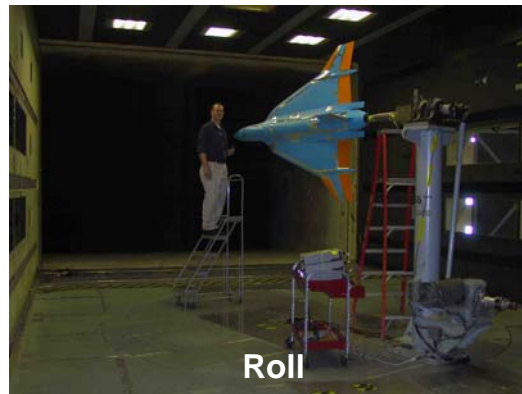


Roll

Forced Oscillation Testing



F-16XL



Forced Oscillation Testing

F-16XL (10% model)

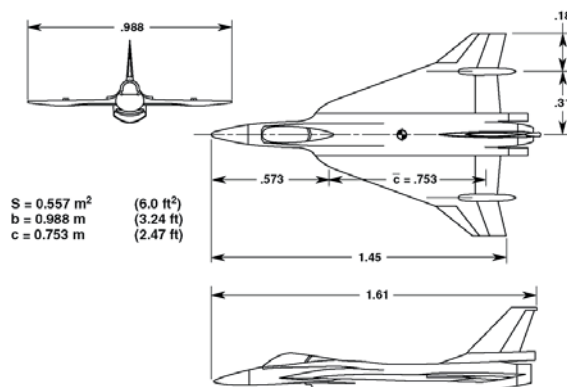


Figure 1. Three-dimensional view of 10% F-16 XL model.

Kim, Murphy, and Klein

Evaluation and Analysis of F-16XL Wind Tunnel Data From Static and Dynamic Tests

NASA/TM-2004-213234 (June 2004)

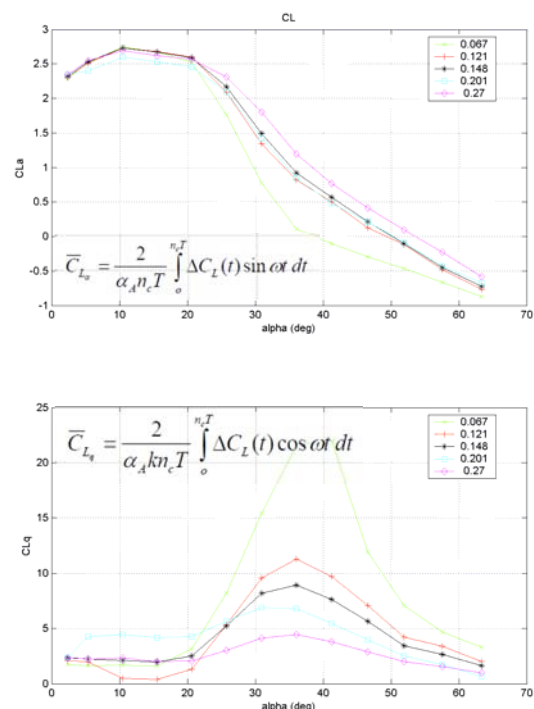
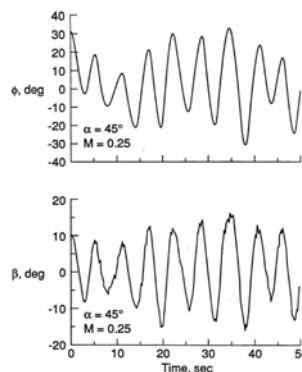


Figure 39. Variation of in-phase and out-of-phase components of CL with angle of attack variation for different values of reduced frequency.

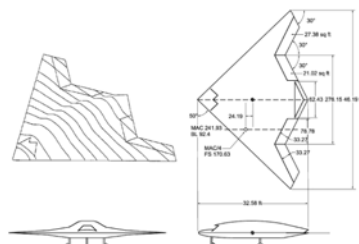
高迎角飛行 (Wing Rock & Dynamic Stall)

● F-18 High Alpha Research Vehicle (HARV)

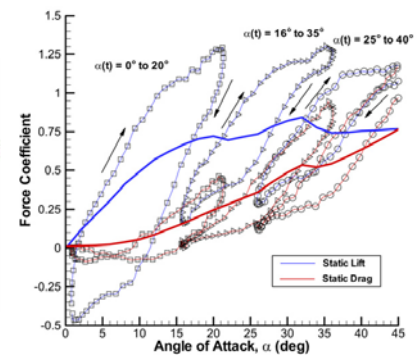
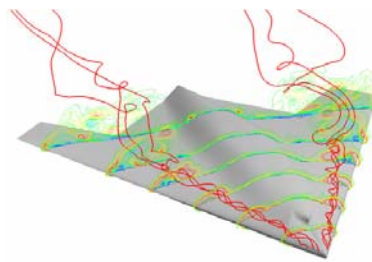


Nelson et al (1991)

● Boeing 1301 UCAV

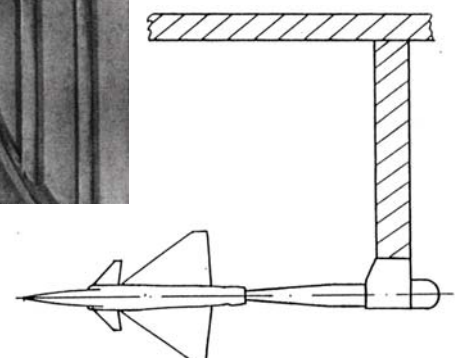
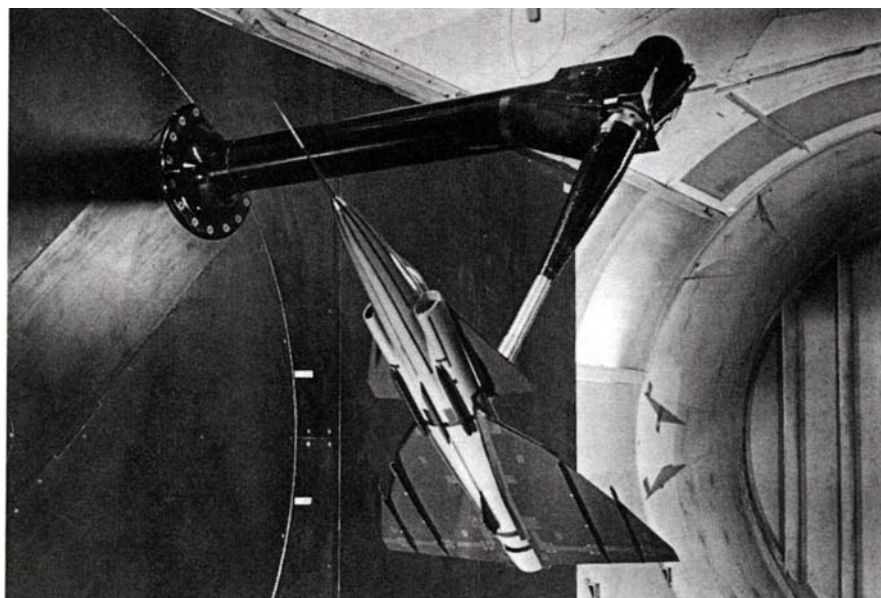


Cummings et al (2007)



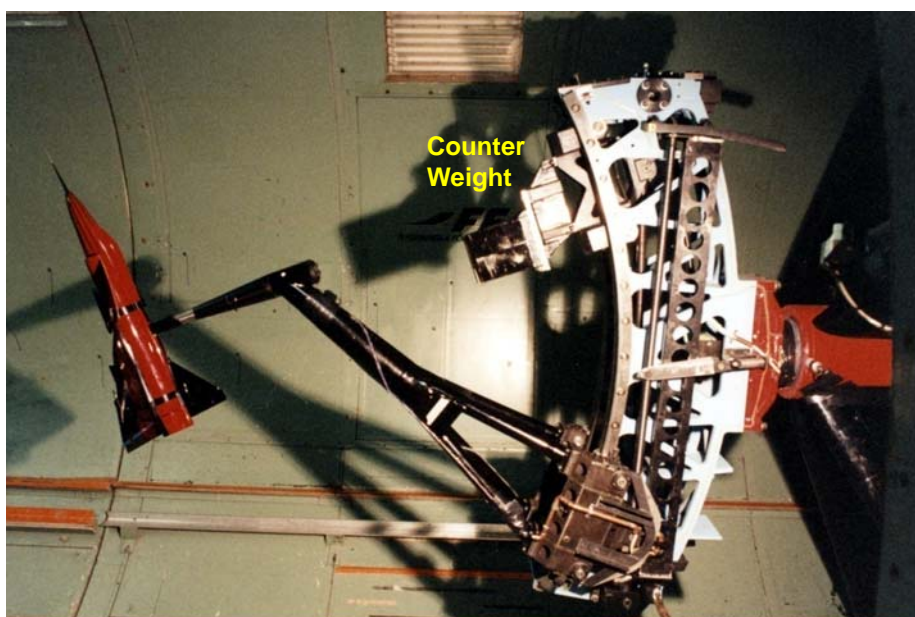
高迎角における加振装置の例

スウェーデン航空技術研究所 低速風洞



高迎角における加振装置の例

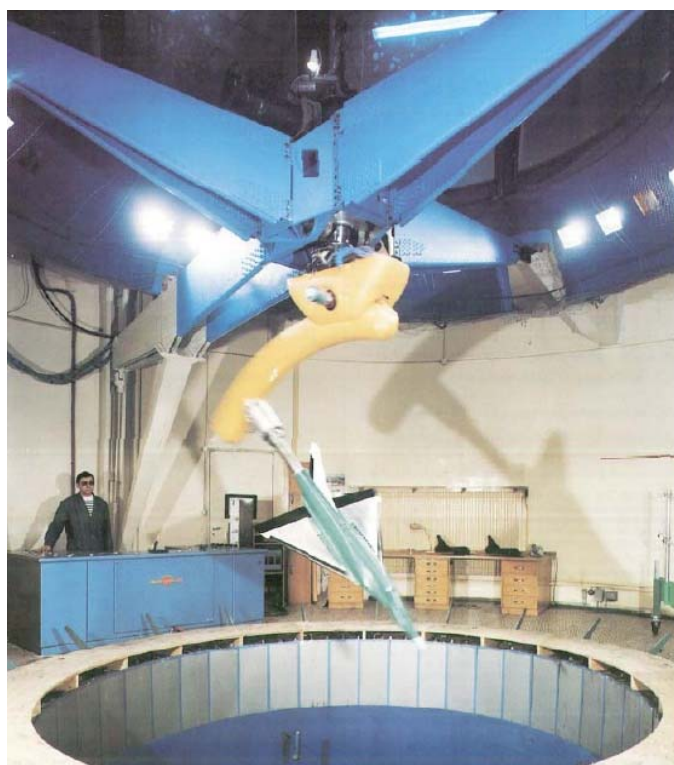
スウェーデン航空技術研究所 低速風洞



- ・Coning Motionの模擬
- ・Rotary Balanceによる空気力の測定
- ・遠心力(大) → 超軽量模型の使用

垂直風洞とRotary Balance(仏)

ONERA(仏航空宇宙開発センター)





Model Positioning Mechanism (MPM)



Figure 12: Fighter model suspended upside down from the MPM

- ・独立して動く6台の電動リニアスライダ
- ・天秤計測との厳密な同期
- ・最高 3Hz/5degで駆動可能

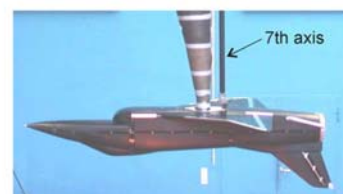
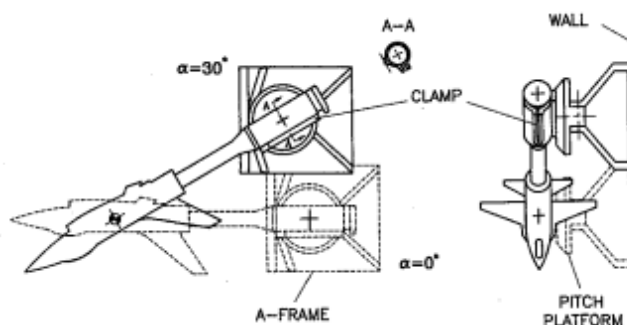
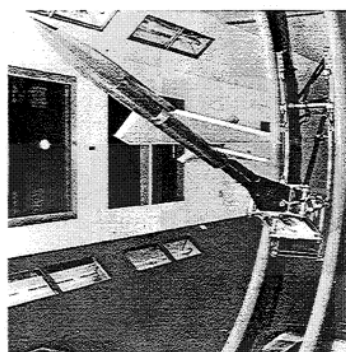
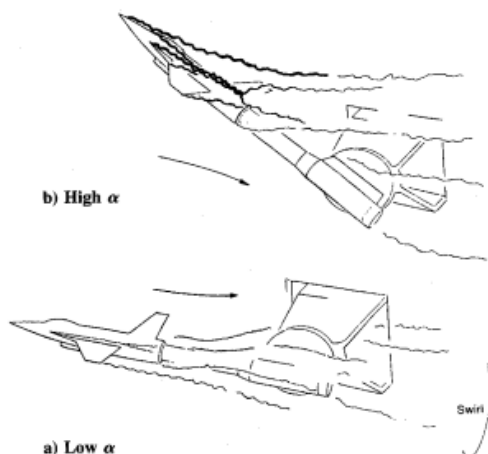


Figure 2: X-31 light-weight model mounted on belly sting with 7th axis.

(第7の軸)

DNW_Annual_Report_2004

DWTにおける模型支持の例



M. E. Beyers and L. E. Ericsson

“Ground Facility Interference on Aircraft Configurations with Separated Flow”

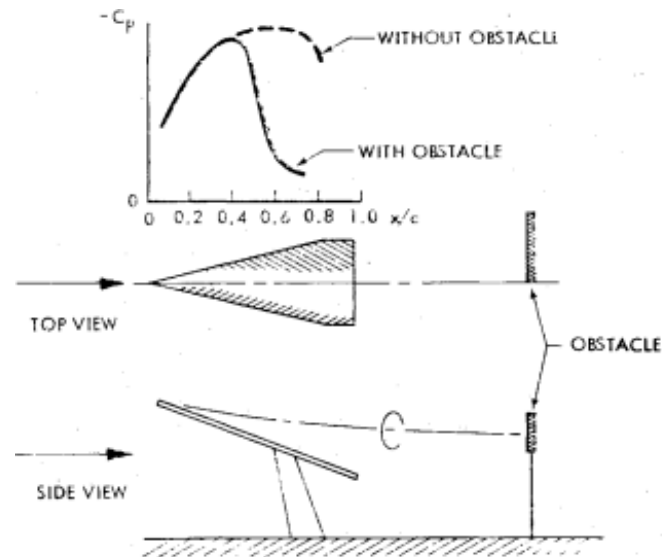
G. S. Taylor, I. Gursul and D. Greenwell

“Static Hysteresis of Vortex Breakdown due to Support Interference”

渦崩壊に対する静的支持干渉

L. E. Ericsson and J. P. Reding

“Review of Support Interference in Dynamic Tests”

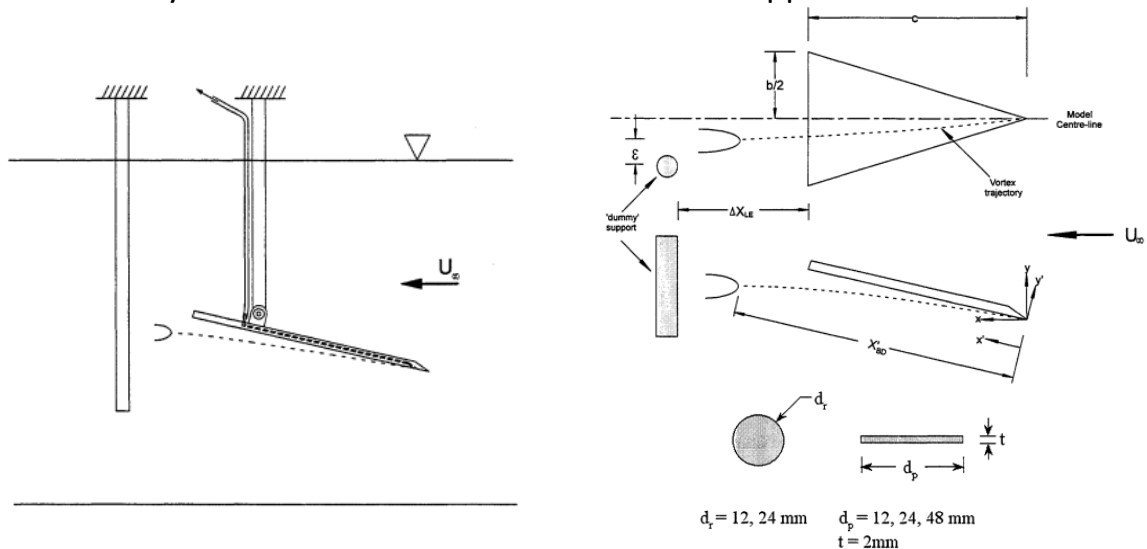


模型の下流部に障害物がある場合と無い場合における模型表面での圧力分布を計測

渦崩壊に対する静的支持干渉

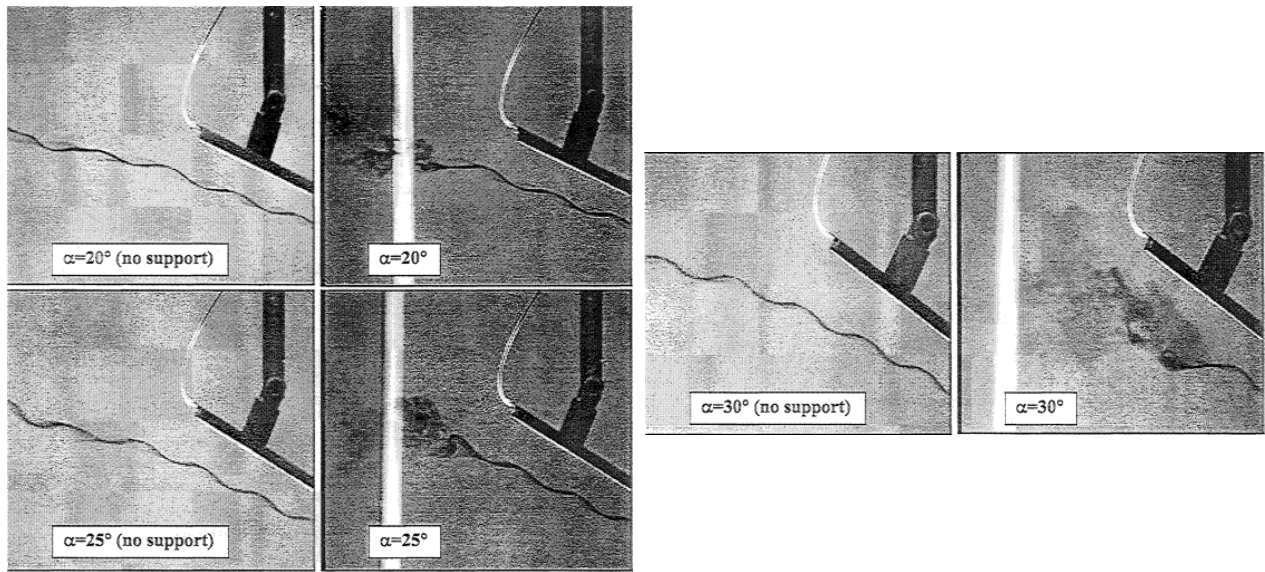
G. S. Taylor, I. Gursul and D. Greenwell

“Static Hysteresis of Vortex Breakdown due to Support Interference”



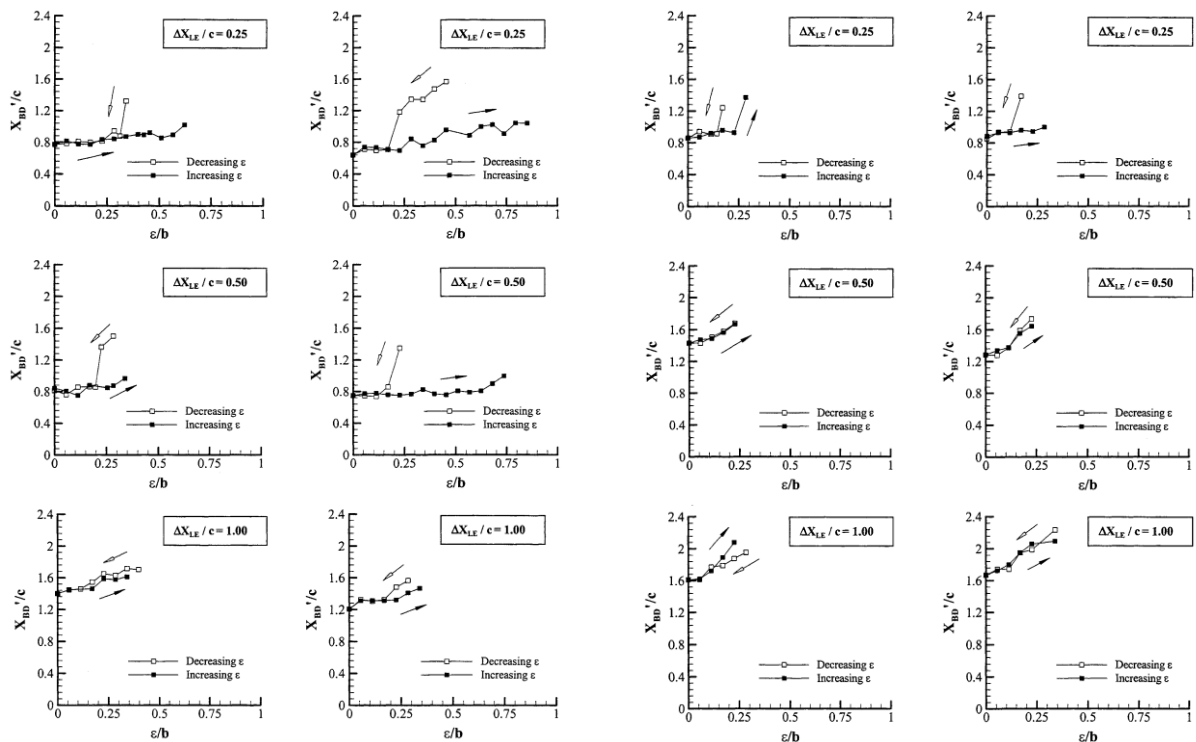
模型の下流部にダミーの支持装置を配置し、支持装置の位置変化に対する渦崩壊への影響を調べている

渦崩壊に対する静的支持干渉



$\Lambda=80^\circ$ ダミー支持棒位置 $X_{LE}/c=0.25$

渦崩壊に対する静的支持干渉



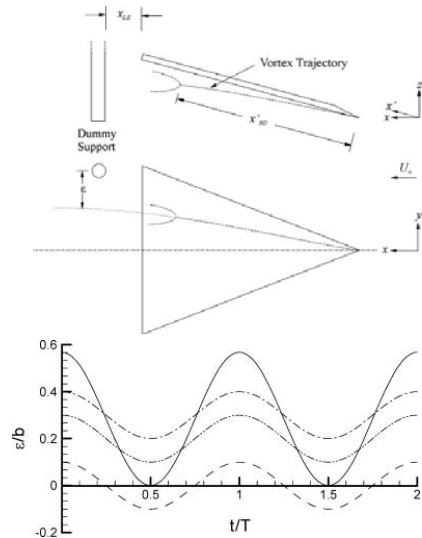
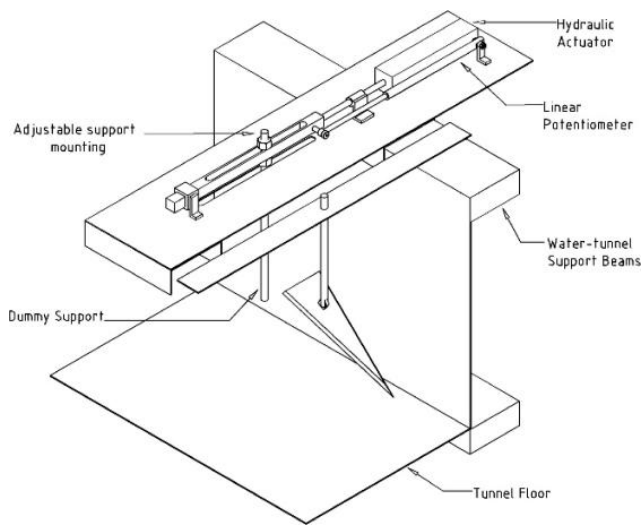
ダミー支持棒：丸棒

ダミー支持棒：平板

渦崩壊に対する動的支持干渉

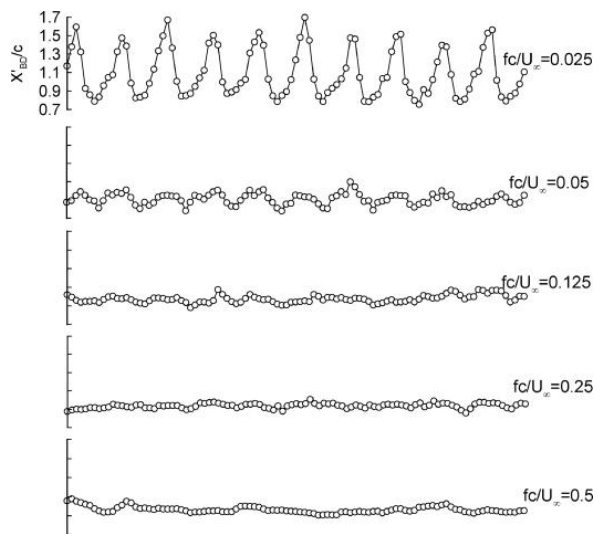
G. S. Taylor, I. Gursul and D. Greenwell

“Support Interference for a maneuvering Delta Wing”

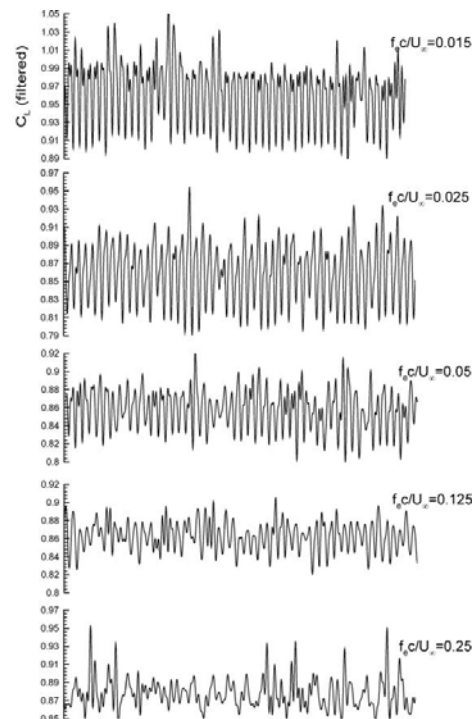


模型の下流部のダミーの支持装置を振動させることで、動的支持干渉が渦崩壊に与える影響を評価している

渦崩壊に対する動的支持干渉



渦崩壊位置と St 数の関係
ダミー支持棒：平板

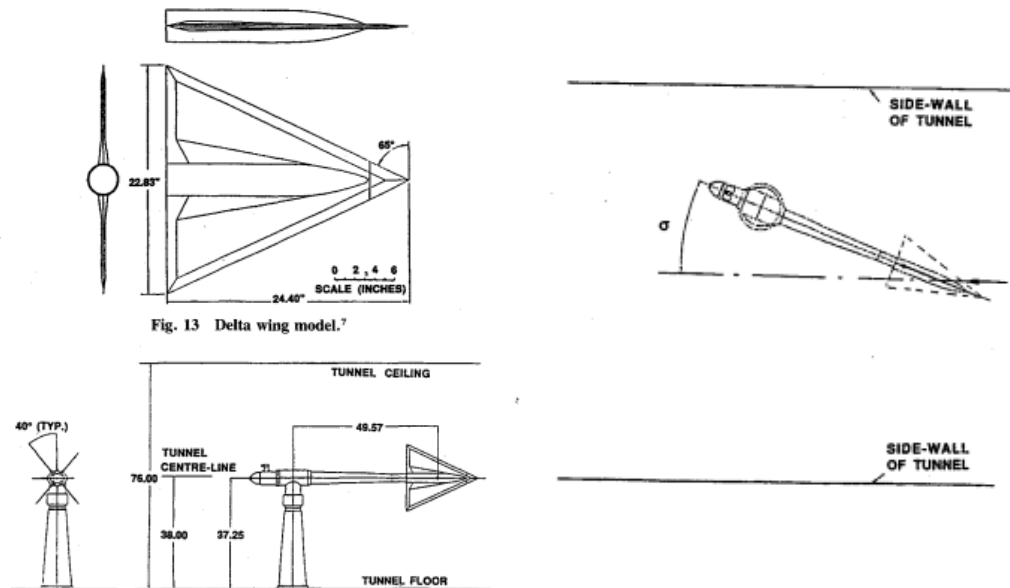


揚力係数と St 数の関係
ダミー支持棒：平板

渦崩壊に対する動的支持干渉

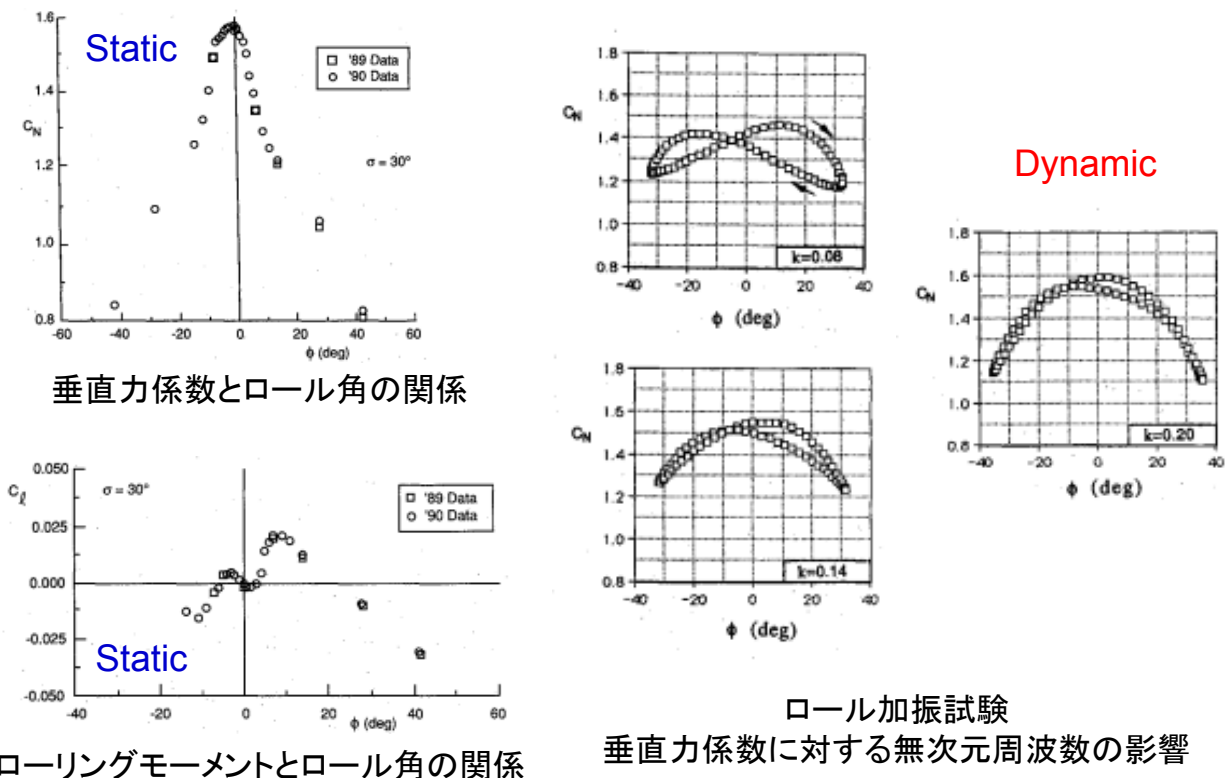
M. E. Beyers and L. E. Ericsson

“Ground Facility Interference on Aircraft Configurations with Separated Flow”



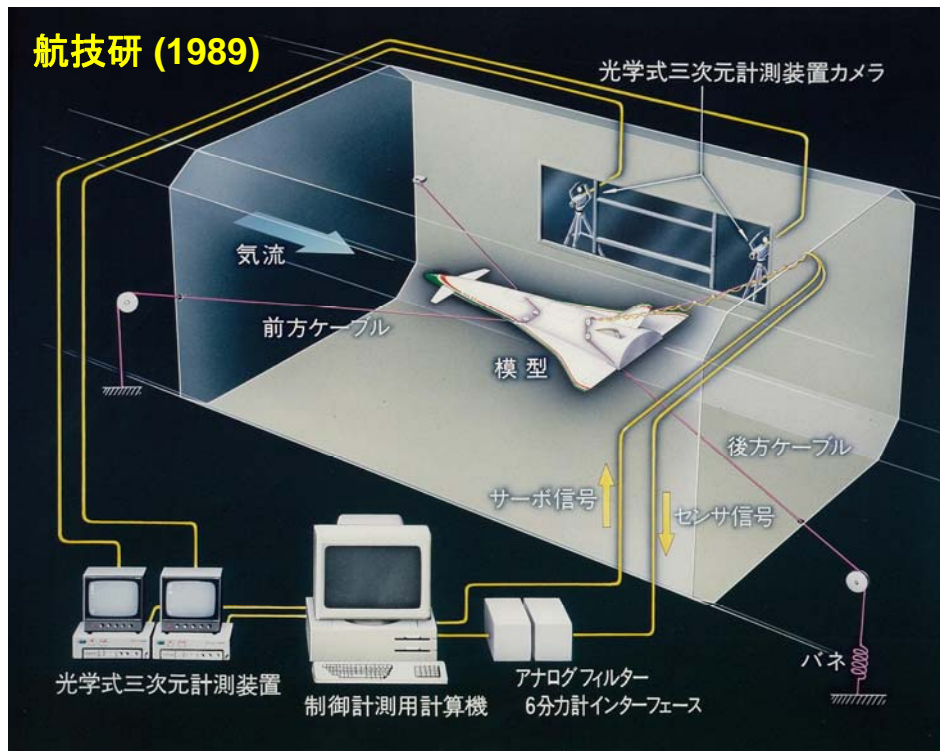
デルタ翼に対し非対称支持をした場合のロール振動に対する影響を調査

渦崩壊に対する動的支持干渉



自由飛行試験(ケーブルマウント)

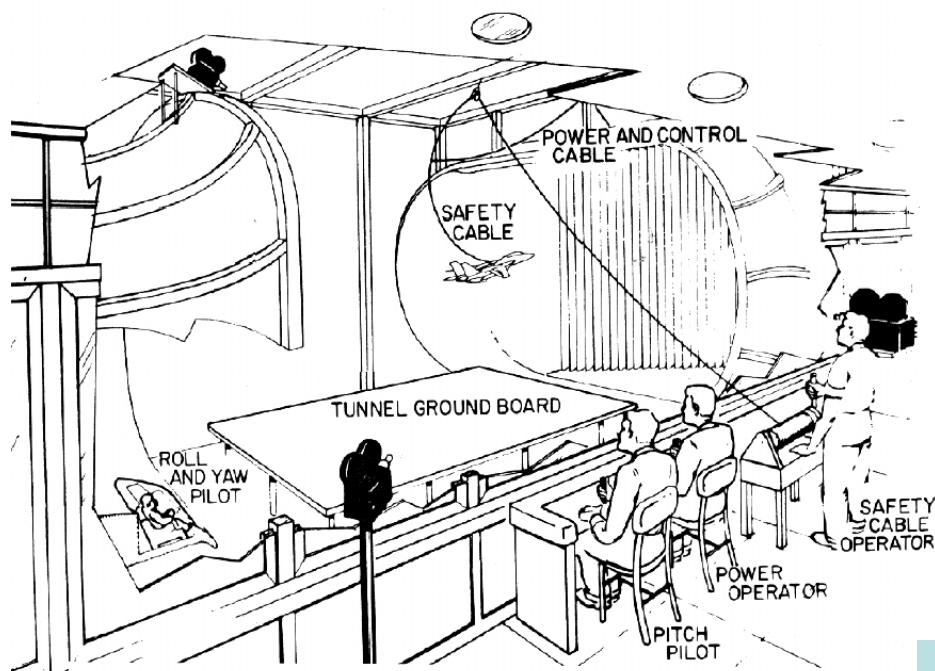
柳原他



自由飛行試験(NASA 30ftx60ft)

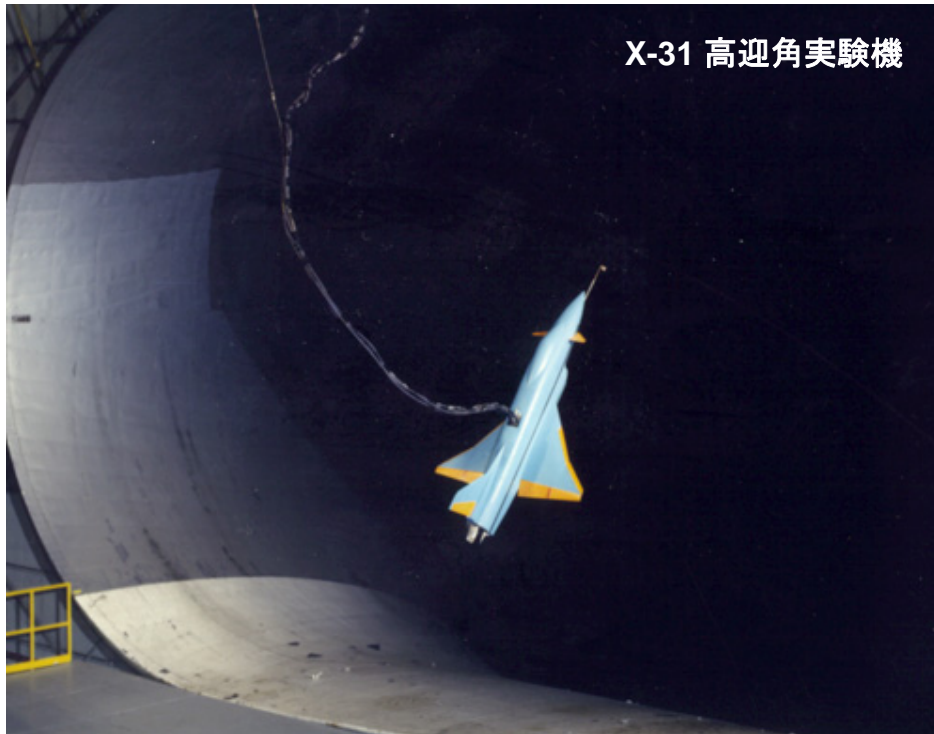


Free Flight Setup: A complicated activity



MOVIE

自由飛行試験 (NASA 30ftx60ft)



http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/Partners/graphics/X_31/fig08.jpg

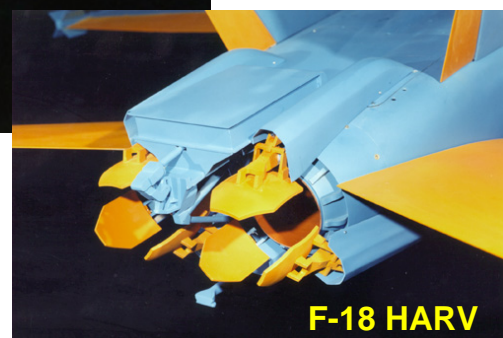
自由飛行試験 (NASA 30ftx60ft)



http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/Partners/graphics/FA_18/fig07.jpg

推力: 空気エジェクター

動画



Dynamically Scaled Drop Model



出典: Croom, et al "Research on the F/A-18E/F Using a 22 Percent Dynamically Scaled Drop Model", AIAA-2000-3913



出典: Croom, Et al; "Dynamic Model Testing of the X-31 Configuration for High Angle-of-Attack Flight Dynamics Research", AIAA-1993-3674.

Free-Flight Testing (自由飛行試験)

Dynamically Scaling (動的相似)

スケール機で実機と同じ運動を再現するためには、形状だけでなく、重量、慣性、時間についても実機との相似を保たなければならない。

Scale Factors for Dynamic Models

Quantity	Scale Factor
Linear dimension	N
Relative density ($M/\rho L^3$)	1
Froude number $V/(Lg)^{0.5}$	1
Weight	N^3/σ
Moment of inertia	N^5/σ
Linear velocity	$N^{0.5}$
Linear acceleration	1
Angular velocity	$N^{-0.5}$
Time	$N^{0.5}$

N: model-to-airplane scale ratio

σ : the ratio of air density at airplane altitude and that at the model altitude

Gainer and Hoffman, "Summary of Transformation Equations and Equations of Motion Used in Free-Flight and Wind Tunnel Data Reduction and Analysis," NASA SP-3070, 1972.

Dynamically Scaled Transport Model (NASA Langley Research Center)

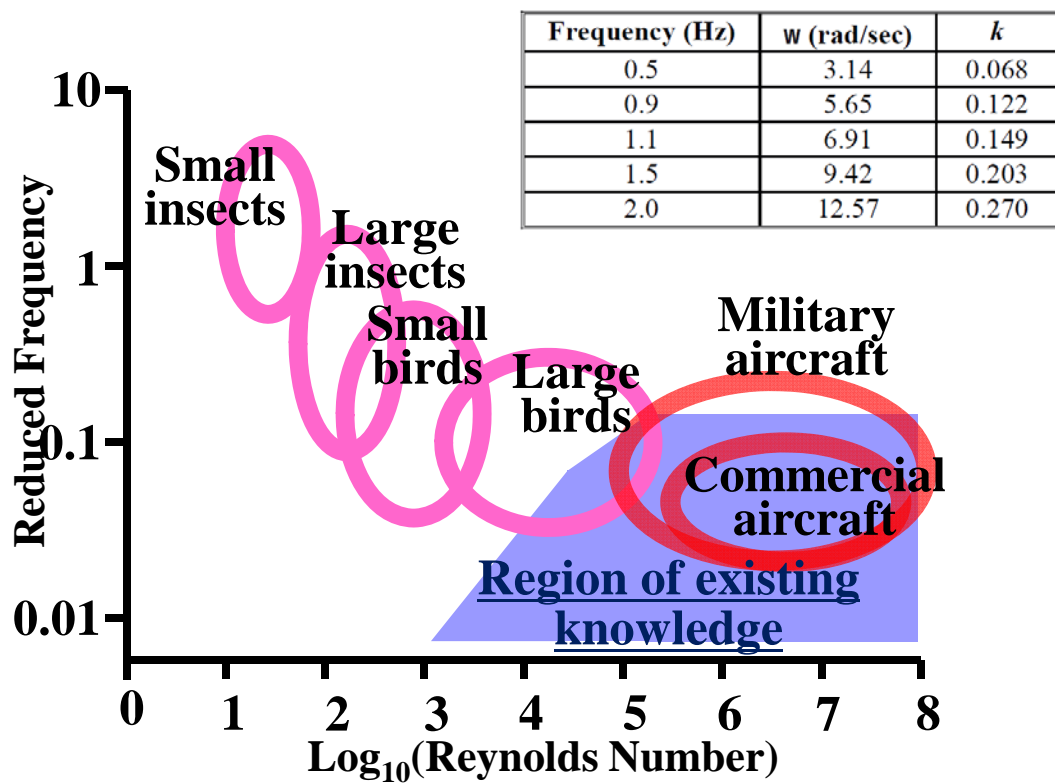


	Length	Wingspan	Weight	Roll inertia	Altitude	Airspeed
Full scale 757	44.3 m	37.8 m	90718 kg	$2.64e^6$ kg-m ²	3962 m	515 kmph
5.5% d.s. model	2.44 m	2.08 m	22.5 kg	1.8 kg-m ²	305 m	120 kmph

Jordan et al RTO-MP-AVT-145 (2007)

このような条件を満たすスケール機的设计・製作には技術と経験が必要とされる

飛行運動の特性時間



Questions?

asai@aero.mech.tohoku.ac.jp