



第53回流体力学講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム

特別講演

“風洞屋”の流体力学

Wind-Tunnel Guy Talks about Fluid Dynamics

浅井 圭介 (東北大学)

2021年7月2日

2021/7/2

第53回流体力学講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム

1

研究生活を振り返る 40+years



2021/7/2

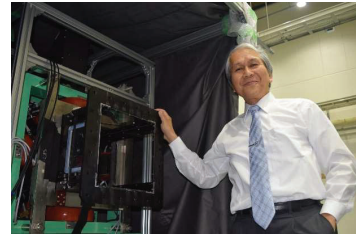
第53回流体力学講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム

2



講演内容

- 第58回飛行機シンポジウム(2020年11月)
「将来の風洞技術—大学の視点から」
- 北部支部2021年講演会ならびに第2回再使用型宇宙輸送系シンポジウム (2021年3月)
「実験流体力学のフロンティア—北部支部の可能性」



- 第53回流体力学講演会／第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム

流体屋？ ×
 空力屋, 実験屋？ ×
 実験空気力学者？ ×

“風洞屋”の流体力学 !!



谷 一郎 先生

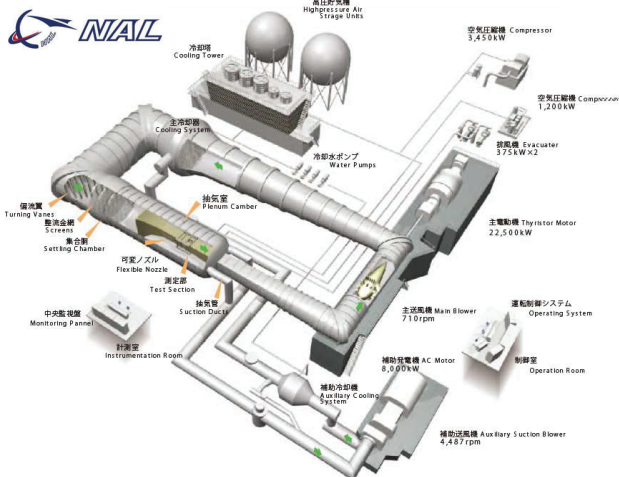


辛島 桂一 先生 (宇宙研)

1980年：NAL 入所

- 1980年3月 京都大学工学部航空工学科卒
- 1980年4月 科学技術庁 航空宇宙技術研究所(NAL)入所

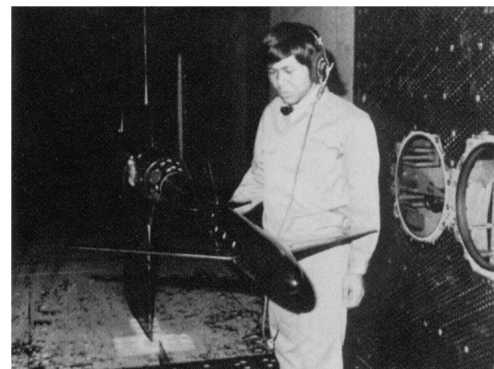
空気力学第2部 遷音速風洞計測室



1979年
最初の風洞実験
(学部4年生の
学生実験)



1980年 遷音速風洞測定部





1982年8月：米国行脚…転機

澤田秀夫さんからの誘い
(カナダNAE留学中)
計5カ所20以上の風洞を見学

Boeing

TWT, SWT, etc.



NASA Ames

UPWT 11ft TWT

14ft TWT

80x120ft NFAC, etc.



AEDC

PWT 16ft T, 16ft S

4ft TWT, etc.



NASA Langley

NTF, 0.3-m TCT

8ft PTWT, etc.



NAE (Canada)

9m LSWT

1.5m Trisonic WT



1982年8月：米国行脚



低温風洞 (Cryogenic WT) : 実機レイノルズ数の模擬

NASA Langley Research Center

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \propto \gamma^{0.5} M p R^{-0.5} T^{-1.4} L$$

T [K]	Re	q	Power
300	1	1	1
200	1.76	1	0.82
150	2.64	1	0.71
100	4.65	1	0.58
77	6.71	1	0.51

$$a = \sqrt{\gamma R T}$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{\gamma}{2} p M^2$$

$$Power \propto \frac{1}{2} \dot{m} V^2$$

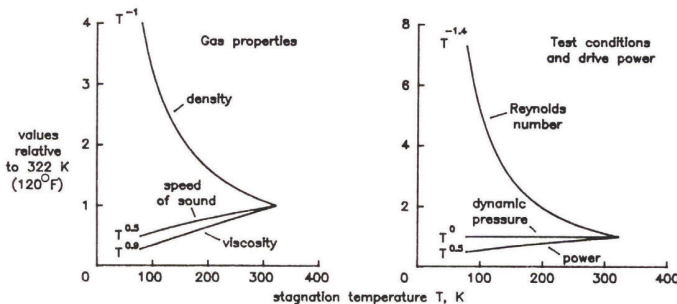
…N2の液化温度@1atm

Dr. R.A.Kilgore



National Transonic Facility (NTF)

低温化 + 加圧(9bar) → Re=O(10⁹)





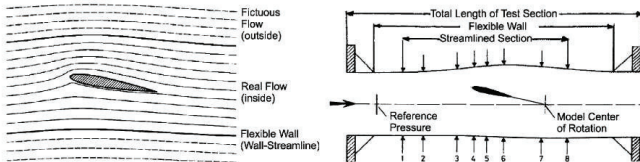
1982年8月：米国行脚

適合壁 (Adaptive Wall) : 風洞とComputerの融合

NASA Ames Research Center

W.R. Sears, R.J. Vidal, J.C. Erickson, Jr. and A. Ritter, "Interference-Free Wind-Tunnel Flows by Adaptive-Wall Technology" ICAS Paper No. 76-02

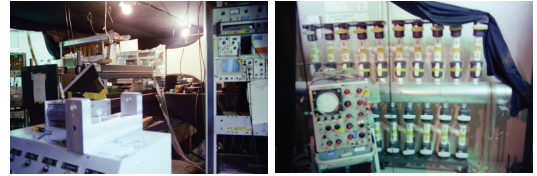
- NASA Ames: Slotted Wall → Segmented Plenum
- AEDC: Perforated Wall → Variable Porosity
- NASA Langley: Solid Wall → Streamlined Wall



- 模型周りの流れ：境界層，はく離，衝撃波などを含む複雑な流れ → **風洞 (Analog Simulator)** で解く。
- 外部の流れ：無限遠でじょう乱がゼロになる流れ → **CFD (Digital Simulator)** で解く。

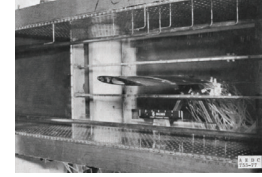
両者の「解」が風洞壁上で一致するまで、風洞壁の「形」を変形させる (interface matching)

➡ **Hybrid Simulation**

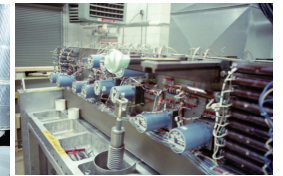
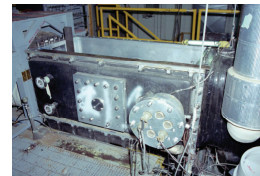
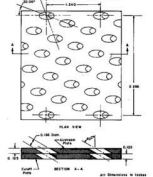


Dr. E.M. Kraft

AEDC 4ft TWT



NASA Langley Research Center (0.3-m TCT)

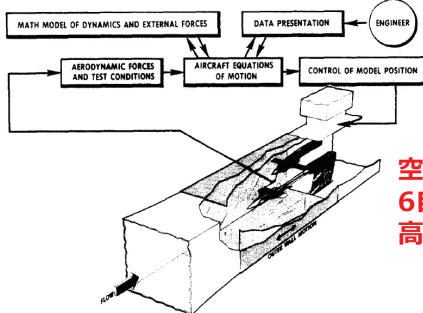


1982年8月：米国行脚

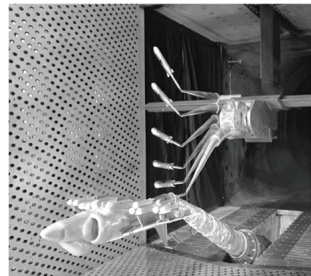


Captive Trajectory System : 風洞とComputerの融合

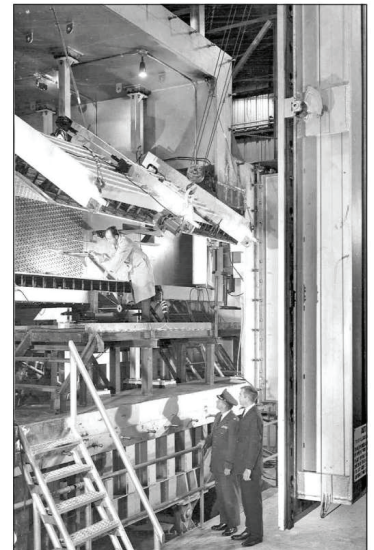
AEDC 4ft TWT



空気力計測
6自由度運動計算
高速支持装置



Dr. E.M. Kraft



- 搭載物に働く空気力：母機との干渉を受ける複雑な流れ → **風洞 (Analog Simulator)** で測る (天秤)。
- 搭載物の6自由度運動：空気力を入力して Δt 後の軌道を計算 → **Computer (Digital Simulator)** で解く。

このループを「リアルタイム」で回すことで、搭載物の飛行軌道を再現する。

➡ **Hybrid Simulation**

1982年：米国行脚

日本航空宇宙学会誌 1983年11月号 -解説- 最近の米国風洞事情

https://www.istage.jst.go.jp/article/jjsass1969/31/358/31_358_597/pdf-char/ia



20 日本航空宇宙学会誌 第31巻

の層が厚いのにも驚いた。しかし、これは膨大な資源を背景にした自由競争の国アメリカでの話であり、日本と比較するにはあまりにも国情が違いすぎる。

そういう意味では、今回見学した風洞のなかで印象深いのは Boeing 社の風洞である。知恵と経験のもとに道具として使い込まれたこの風洞には、随所に職人気質が見え隠れし、見習うべき点も数多くあった。工学の本質を‘技’と‘理’に分けるとすれば、これは正に前者を追求した極限といえるだろう。

これに対し、NASA や AEDC の新型風洞は‘理’を追求する立場にある。‘理’想を実現するために物量に物言わせた 24×37 m² 実機風洞などはとても真似できるものではないが、NTF や Adaptive Wall のように、現象の物‘理’を正確に把握し‘理’詰めに考えることから生まれた新世代の風洞には、現代の風洞技術の一つの流れを見ることが出来る。とくにこれらの風洞がコンピュータを大幅に導入することによって可能になったという事実に注目すべきであろう。



最近の米国風洞事情 (漢井圭介)

11

には位置を知らず beacon 発信機の locator を付属させているものが多い。

5.1.2 気流 system ヘリコプター-陸軍の方向の感度がある air data system を美 Marconi が、B-NAV system を英カナダが、DCADC を在社 (ARINC 100 系) が、OBOSSTM を米、仏、英、独が共同で開発した。

5.1.3 その他 米 Rosemount 社の温度計 sensor, 英 Nagretti & Zambra 社の faigue meter, 米 Suddstrand Bendix Westinghouse の会社が CSDM に代わる“気流”の感度を高めている。“気流”は電子機器の誤差に負うところが大きい。ALSMSM の CAT 車可動の感度測定の原理によりそのノイズのレベルが多い (L-1011, トライアングラ, DC-10, B-707 等), carbon composite brake の感度を高めている。デフロンツのフラッグ, プール製機, タライストンに代わる新 TWT, on board inert gas generating system^{*} 等が出現した。

4. あとがき

概して、以上は往時の一部を述べたことを再び付記したい。往時の経験としては、大型機流の風洞、^{*}燃料使用後のタンクの空気を不活性ガス (アルゴン等) で満たし爆発を防ぐ。

CATTM, 地質付録の wind shear 対策, CASTM, ハイジャンク対策, main machine の interface 等が解決されることと見込まれる。

1982 年のファンボロを見学された木村秀哉先生、青木日出雄社長、関川栄一郎氏、高山博一氏、再興機流風の CEO 長谷川をいたさ、深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 後井圭介「パイプライン-風洞-機器の交換から」-日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第358号(1983), pp. 19-23.
- 2) 後井圭介「パイプライン-及びその改良をめぐって」-日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第358号(1983), pp. 16-22.
- 3) 後井圭介「第34回航空宇宙学会シンポジウム」-日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第358号(1983), pp. 24-28.
- 4) 後井圭介「第34回航空宇宙学会シンポジウム」-日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第358号(1983), pp. 29-33.
- 5) Aviation Week & Space Technology (1982.6.28), pp. 10-16.
- 6) 後井圭介「航空技術, 雑記集, 東京 (1979), pp. 100-106.
- 7) 後井圭介「航空機システム, 産業新聞, 東京 (1982), pp. 25-32.
- 8) 後井圭介「航空機システム, 産業新聞, 東京 (1982), pp. 25-32.
- 9) 後井圭介「航空機システム, 産業新聞, 東京 (1982), pp. 25-32.
- 10) 後井圭介「航空機システム, 産業新聞, 東京 (1982), pp. 25-32.

一解 説一

最近の米国風洞事情*

漢井圭介**

Key words: Wind tunnel testing; Reynolds number effect; wall interference

1. はじめに

筆者は昨年夏、科学技術庁派遣留学生としてカナダの NAE に滞在していた同僚の沢田秀夫氏とともに米国内外 4ヶ所の研究所を訪れ、合計約 30 日の風洞を見学し、研究者・技術者と意見交換し合える機会を得た。

米国の風洞技術に関しては、本誌でもすでに、河村勉[†], 小畑忠生[‡] が詳しく紹介されており、しかしその後 1970 年代中頃から、米国では、漸次進展した。

* 昭和 58 年 3 月 5 日追記 追記 New Generation of Wind Tunnel in the United States

** 航空宇宙技術研究所, Kanisaka Aisa

2. Boeing 社の空力研究所

Seattle 市の南郊外に、Boeing Field と呼ばれる地区がある。広大な飛行場には、早期警報機 3 基や高層ビル 3 基が、白銀の Kaiser 山を背景に聳立を並べている。Boeing 社の開発センターは、90 号線と 4 号線に飛行機に隣接しており、空力研究所もこの一

(597)

風洞試験と相似則

支配方程式の無次元化

- 連続の式
- Navier-Stokes 方程式
- エネルギー方程式
- 気体の状態方程式 $p = \rho RT$ (完全気体の場合)

無次元化により、以下の 4 つの相似パラメータが得られる。

- Mach 数: V/a (運動エネルギー/内部エネルギー)
- Reynolds 数: $\rho UL/\mu$ (慣性力/粘性力)
- 比熱比: $\gamma = C_p/C_v$ (分子運動の自由度)
- Prandtl 数: $\mu C_p/k$ (粘性による散逸/熱拡散)

Continuity equation $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0$

x Momentum $\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}$

y Momentum $\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z}$

z Momentum $\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}$

Energy $\rho \frac{D(e + V^2/2)}{Dt} = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \nabla \cdot \mathbf{pV}$

$$+ \frac{\partial (u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial y} + \frac{\partial (w\tau_{xz})}{\partial z} + \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial z}$$

$\frac{\partial(\bar{\rho}u)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v)}{\partial y} = 0$ **無次元化された支配方程式 (2D)**

$$\bar{\rho}u \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{\rho}v \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = -\frac{1}{\gamma M_\infty^2} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{1}{\text{Re}_\infty} \frac{\partial}{\partial y} \left[\bar{\mu} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \right]$$

$$\bar{\rho}u \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \bar{\rho}v \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = -\frac{1}{\gamma M_\infty^2} \frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \frac{1}{\text{Re}_\infty} \frac{\partial}{\partial x} \left[\bar{\mu} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \right]$$

$$\bar{\rho}u \frac{\partial \bar{e}}{\partial x} + \bar{\rho}v \frac{\partial \bar{e}}{\partial y} = -\frac{\gamma(\gamma-1)}{2} M_\infty^2 \left[\bar{\rho}u \frac{\partial}{\partial x} (\bar{u}^2 + \bar{v}^2) + \bar{\rho}v \frac{\partial}{\partial y} (\bar{u}^2 + \bar{v}^2) \right]$$

$$+ \frac{\gamma}{\text{Pr}_\infty \text{Re}_\infty} \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} \right) \right] - (\gamma-1) \left(\frac{\partial(\bar{u}\bar{p})}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{v}\bar{p})}{\partial y} \right)$$

$$+ \gamma(\gamma-1) \frac{M_\infty^2}{\text{Re}_\infty} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[\bar{\mu} \bar{v} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\bar{\mu} \bar{u} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \right] \right\}$$

風洞試験と相似則

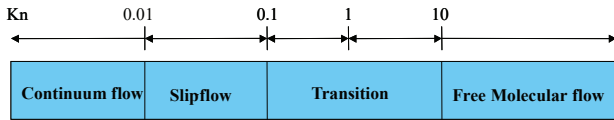
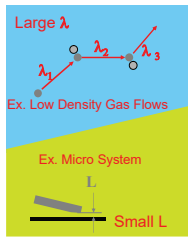


クヌッセン数 (Knudsen No.)

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \quad \begin{matrix} \lambda : \text{平均自由行程} \\ L : \text{特性長} \end{matrix}$$

$\lambda = 68 \text{ nm}$ at $p = 101.3 \text{ kPa}$

$\lambda = 0.3 \text{ m}$ at altitude = 120 km



流れの領域 :

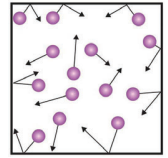
- $Kn < 0.01$ 連続体 → NS 方程式が成立する。
 - $0.01 < Kn < 0.1$ 滑り流
 - $0.1 < Kn < 10$ 遷移領域
 - $Kn > 10$ 自由分子流
- NS方程式が成立しない → Boltzmann方程式

高クヌッセン流れ :

気体分子運動論より、粘性係数 (分子粘性) は以下のように表せる。

$$\mu \approx \frac{1}{2} \rho \bar{c} \lambda$$

ここで、 $\bar{c} = \sqrt{\frac{8kT}{\pi m}} = \sqrt{\frac{8RT}{\pi}}$ (平均分子速度)



これより、 $Kn = \frac{\lambda}{L} = \frac{2\mu}{\rho \bar{c}} \cdot \frac{1}{L} = \frac{\mu}{\rho UL} \cdot \frac{2U}{\bar{c}}$

さらに、 $\bar{c} = \sqrt{\frac{8}{\pi \gamma}} \cdot \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{\frac{8}{\pi \gamma}} \cdot a$ であるから、

$$Kn = \frac{\mu}{\rho UL} \cdot 2 \sqrt{\frac{\pi \gamma}{8}} \cdot \frac{U}{a} = \sqrt{\frac{\pi \gamma}{2}} \cdot \frac{\mu}{\rho UL} \cdot \frac{U}{a}$$

!!

$$Kn = \sqrt{\frac{\pi \gamma}{2}} \cdot \frac{M}{Re} \propto \frac{M}{Re}$$

風洞試験と相似則



「流れの相似法則」

ユーリゲン・ツイーレップ (著), 中川武夫 (訳)

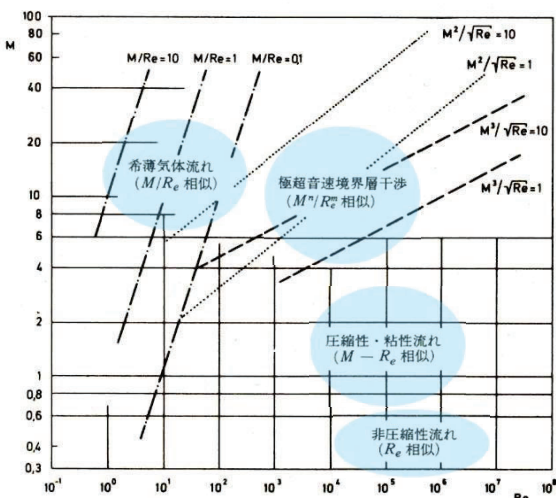
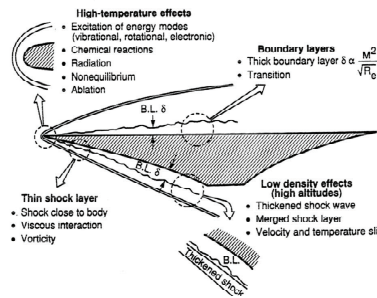


図 43 マッハ数 M 、レイノルズ数 Re 関係図上における種々の流れ領域の分類

相似パラメータは M^n/Re^m で整理できる!

- ◆ 低速 : Re 相似
- ◆ 亜音速 ~ 超音速 : $M-Re$ 相似
- ◆ 極超音速 : M^n/Re^m 相似
- ◆ 希薄流 : M/Re 相似 (= Kn 相似)



粘性干渉パラメータ (viscous interaction parameter)

$$\frac{\delta}{L} = \frac{M^2}{\sqrt{Re}}$$

極超音速流で粘性の効果が主流と直角に及ぶ範囲の程度を表す

$$M \frac{\delta}{L} = \frac{M^3}{\sqrt{Re}}$$

極超音速境界層とその外側のポテンシャル流れとの干渉の程度を表す

Space Shuttle の設計時に使われた相似パラメータ

Bushnell et al (1993, NASA-TM-107730) Reynolds number influences in aeronautics

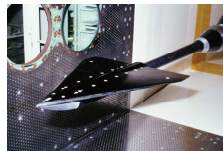
国際対応風洞試験－他流試合



ONERA模型
Dr. X. Vaucheret
(ONERA, France)



Euler模型
Mr. Lars Torngren
(FFA, Sweden)

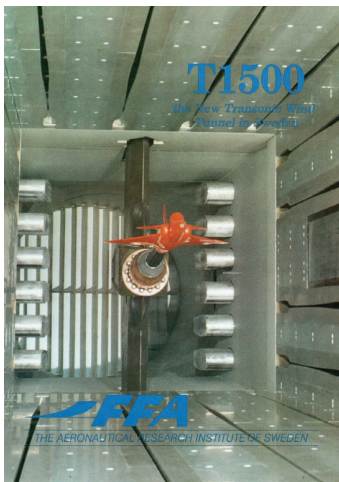


「飛鳥」模型
Mr. Alan Boone
(NASA Ames, USA)



オイラー模型の国際対応風試 (1991-93)

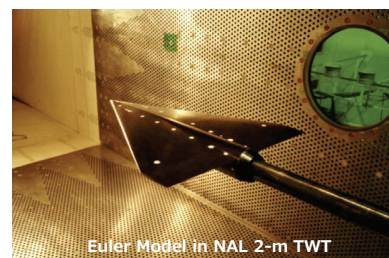
スウェーデン航空研究所 (FFA)
・新遷音速風洞「T1500」の建設
・ Euler code検証の国際Project(*)
“Int'l Vortex Flow Experiment”



Facility	NAL 2mTWT	FPA T1500
Type	continuous fan-driven	intermittent injection
Size (blockage)	2.0m x 2.0m (0.28%)	1.5m x 1.5m (0.50%)
Wall type	perforated	slotted
Mach number	0.3 - 1.4	0.3 - 1.2, 1.4
Total pressure	150kPa (sub) 120kPa(super)	up to 550 kPa

Model attitude	pitch & pause	sweep (5deg/s)

表1：両風洞の性能比較

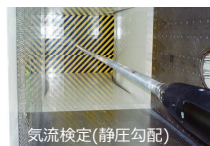


Euler Model in NAL 2-m TWT

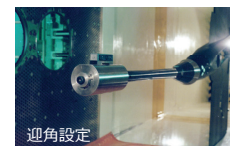


天秤比較

アンプ較正



気流検定(静圧勾配)



迎角設定

(*) http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1988/ICAS-88-0.5.pdf

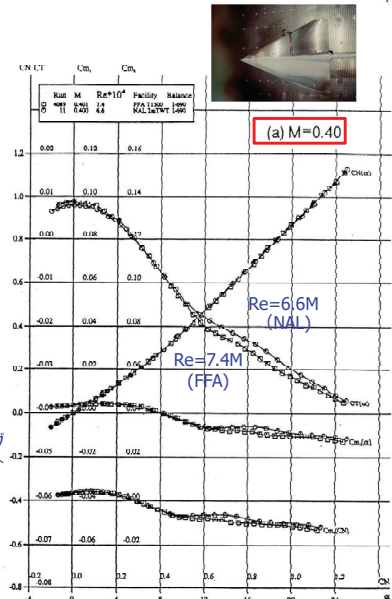
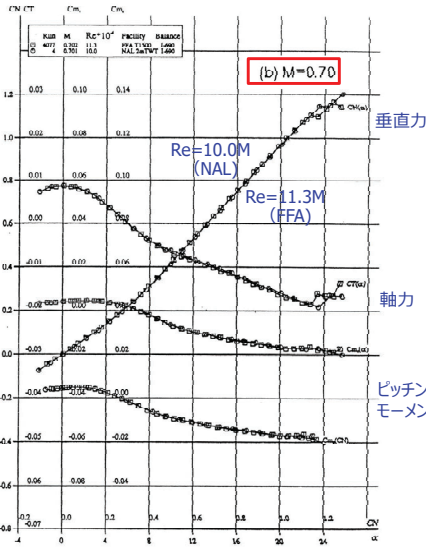
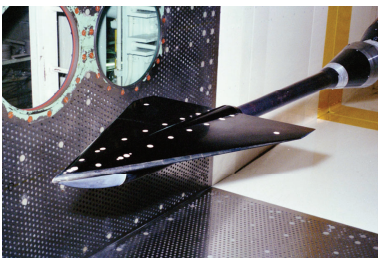
オイラー模型 : NAL 2-m TWT vs FFA T-1500



Facility	NAL 2mTWT	FFA T1500
Type	continuous fan-driven	intermittent injection
Size (blockage)	2.0m x 2.0m (0.28%)	1.5m x 1.5m (0.50%)
Wall type	perforated	slotted
Mach number	0.3 - 1.4	0.3 - 1.2, 1.4
Total pressure	150kPa (sub) 120kPa (super)	up to 550 kPa

Model attitude	pitch & pause	sweep (5deg/s)
----------------	---------------	----------------

表 1 : 両風洞の性能比較



STOL実験機「飛鳥」の高速風洞試験 (1987-89)



NASA Amesとの国際共同プロジェクト

STOL実験機「飛鳥」7%縮尺半裁模型

- (1) 飛鳥とQSRAのパイロット交換
- (2) 飛鳥模型の高速風洞試験

動力模擬 (Turbine Powered Simulator), 天秤 (6分力), 圧力孔 (220点), 熱電対 (12点)

Upper Surface Blowing (USB)

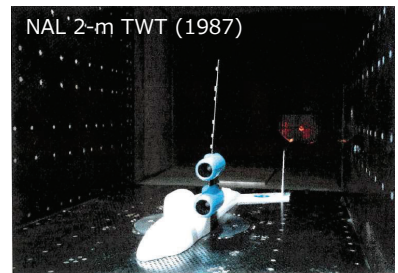
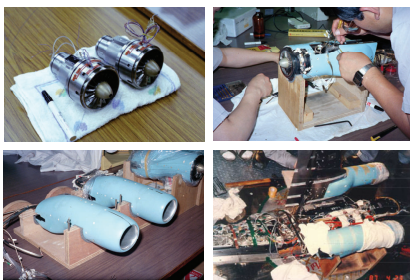


STOL実験機「飛鳥」(日本)

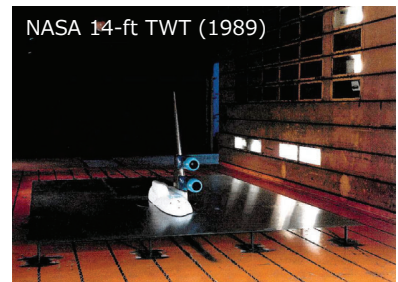


QSRA (米国)

(*) https://commons.wikimedia.org/wiki/NASA_QSRA



NAL 2-m TWT (1987)



NASA 14-ft TWT (1989)

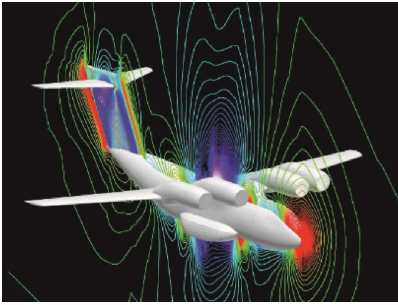


STOL実験機「飛鳥」の高速風洞試験 (1987-89)

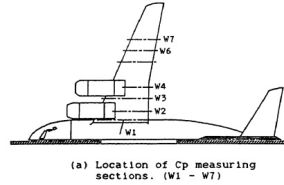


AIAA Paper 1987-0455
澤田恵介先生 (当時KHI)
 による「STOL飛鳥」の
 全機Euler計算

画期的!

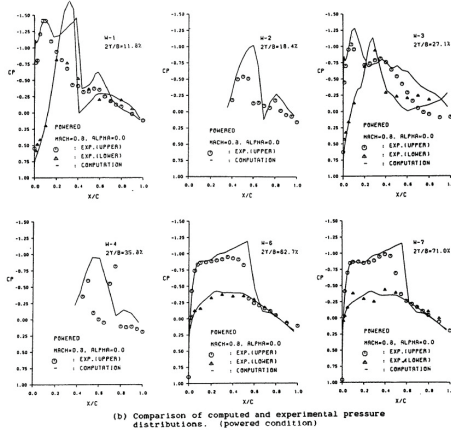


Sawada, K. and Takanashi, S. "A numerical investigation on wing-nacelle interferences of USB configuration," AIAA Paper 87-0455, 25th AIAA Aerospace Sciences Meeting (1987) <https://doi.org/10.2514/6.1987-455>

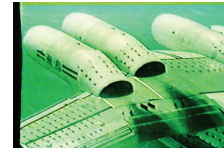


(a) Location of Cp measuring sections (W1-W7)

ナセル近傍が合わない!



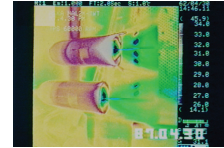
(b) Comparison of computed and experimental pressure distributions. (power condition)



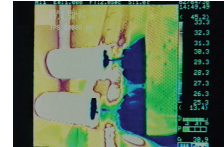
飛行試験
 気流系による
 流れ場観測



模擬エンジン(TPS)
 空気タービン式
 高圧空気(20bar)
 で駆動



赤外線画像 (windmill)



赤外線画像 (max power)

相似則が満たされていない!

低温風洞を利用した高温ジェットシミュレーション



“Cryogenic Approach”

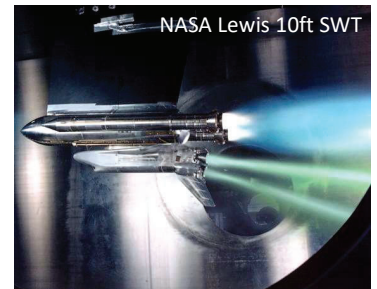
原理: 冷たい流れで熱いジェットを模擬する!

$$\frac{T_{tj}}{T_{t0}} = \frac{1000K}{300K} = \frac{333K}{100K}$$



利点:

- (1) ジェットを加熱する必要がない
 (ステンレス鋼やアルミ合金で模型が作れる)
- (2) レイノルズ数を含む関係する全ての相似パラメータの完全な模擬が可能
- (3) 1つの模型で広範な相似パラメータがカバーできる



Upper Figure:
 NASA Lewis Research Center
 10 x 10-foot Supersonic Wind Tunnel
 (Ethylene/air combustion)

Lower Figure:
 NASA Langley Research Center
 National Transonic Facility (1% scale
 model with solid plume simulator)

1988年：米国留学-NASAラングレー研究センター



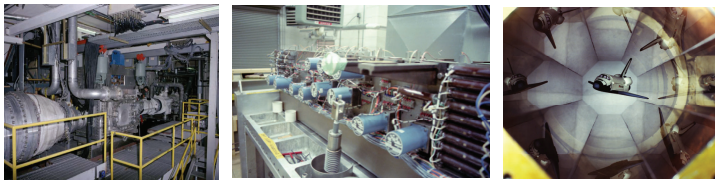
科学技術庁長期在外研究員：
NASA Langley Research Center
Transonic Aerodynamics Division
Experimental Techniques Branch
Head: Dr. Robert A. Kilgore

3つの先進実験技術の研究：

- (1) Cryogenic Wind Tunnel
- (2) Adaptive Wall
- (3) Magnetic Suspension and Balance System (MSBS)



TRANSONIC AERODYNAMICS DIVISION				
P. BOBBITT	CHIEF	108		
L. MCKINNEY	ASST. CHIEF	110		
T. FOUGHNER		106		
R. KILGORE		104		
C. LABSON		105		
P. WARE	SECRETARY	107		
K. ASA I		103	L. PAKK	115
S. BALAKRISHNA		102	J. RITTER	103
C. BRITCHEA		103	M. TUTTLE	101
A. KILGORE		102	E. WALBERG	112
A. MURTHY		114	S. WOLF	114



Hot-Jet Simulation in Cryogenic Wind Tunnels



Basic similarity rule

Buckingham Pi Theorem

Step1: Identify all important quantities associated with the problem.

$$F(p, l; p_\infty, V_\infty, T_\infty, Cp_\infty, Cv_\infty, \mu_\infty, k_\infty; p_j, V_j, T_j, Cp_j, Cv_j, \mu_j, k_j) = 0 \quad (n=16)$$

Here, the primary dimensions are $[M] [L] [T] [\theta]$ ($m=4$).

Then, from the Buckingham pi theorem, the number of pi parameters is $n-m=12$.

Step2: choose $l, p_\infty, V_\infty, T_\infty$ as the base for forming each dimensionless parameter π_i

$$\pi_i = l^a p_\infty^b V_\infty^c T_\infty^d Q = [L]^a [ML^{-1}T^{-2}]^b [LT^{-1}]^c [T]^d [Q_i] \quad (i = 1-12)$$

Step 3: determine the exponents so that the π_i 's are dimensionless.

Step 4: Rearrange the obtained π parameters into a more general form.

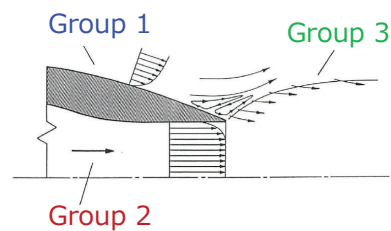
- $Q = p \rightarrow p/p_\infty$
- $Q = C_{p\infty} \rightarrow C_{p\infty} T_\infty / V_\infty^2$
- $Q = \mu_\infty \rightarrow \mu_\infty V_\infty / l p_\infty$
- $Q = p_j \rightarrow p_j / p_\infty$
- $Q = C_{pj} \rightarrow C_{pj} T_\infty / V_\infty^2$
- $Q = \mu_j \rightarrow \mu_j V_\infty / l p_\infty$
- $Q = V_j \rightarrow V_j / V_\infty$
- $Q = C_{v\infty} \rightarrow C_{v\infty} T_\infty / V_\infty^2$
- $Q = k_\infty \rightarrow k_\infty T_\infty / l p_\infty V_\infty$
- $Q = T_j \rightarrow T_j / T_\infty$
- $Q = C_{vj} \rightarrow C_{vj} T_\infty / V_\infty^2$
- $Q = k_j \rightarrow k_j T_\infty / l p_\infty V_\infty$

$$p/p_\infty = f(\gamma_\infty, M_\infty, Re_\infty, Pr_\infty, \gamma_j, M_j, Re_j, Pr_j, p_j/p_\infty, V_j/V_\infty, T_j/T_\infty)$$

Group 1 (simulation of external flow) : $\gamma_\infty, M_\infty, Re_\infty, Pr_\infty$

Group 2 (simulation of internal flow): $\gamma_j, M_j, Re_j, Pr_j$

Group 3 (simulation of interaction between the two) : $p_j/p_\infty, V_j/V_\infty, T_j/T_\infty$



ジェットと一様流の干渉現象は **圧力比**, **速度比**, **温度比** の3つの相似変数に支配される。一般に用いられる **ノズル圧力比 (NPR)** や **運動量係数 ($C\mu$)** などは、これらの変数から導出される。

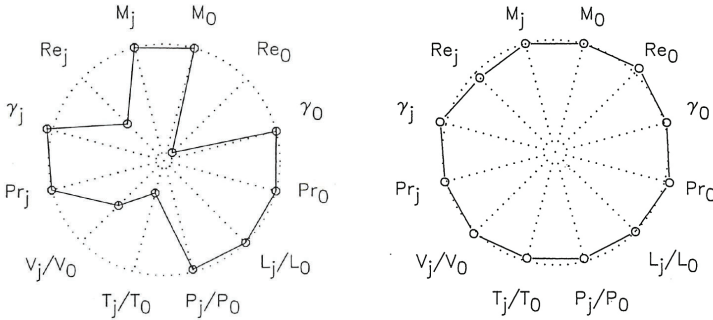


Hot-Jet Simulation in Cryogenic Wind Tunnels

Simulation capability: cryogenic approach

Model size: 10% of full scale

Main Flow [Air] : $P_t=1.0$ [bar] $T_t=300$ [K] Main Flow [N₂] : $p_t = 4.0$ [bar] $T_t = 150$ [K]
 Jet Flow [Air] : $P_t=4.0$ [bar] $T_t=300$ [K] Jet Flow [N₂] : $p_t = 16.0$ [bar] $T_t = 500$ [K]

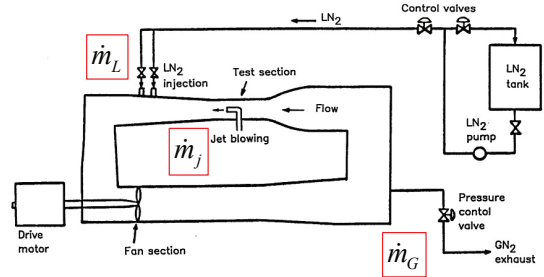


Conventional (compressed air)

Cryogenic (compressed N₂)

- ・ ヒートガン程度の加熱空気で高温ジェットが模擬できる
- ・ ジェットにCH₄/N₂を用いれば比熱比を含む完全模擬が可能
- ・ 低温風洞ではLN₂の噴射によってCH₄による汚染は無視できる

Tunnel equilibrium condition:



mass conservation

$$-\dot{m}_G + \dot{m}_L + \dot{m}_j = 0$$

energy conservation

$$-\dot{m}_G h_t + \dot{m}_L h_a + \dot{m}_j h_j + Q_{FAN} + Q_{COND} = 0$$

$$\left[\frac{\dot{m}_G}{\dot{m}_L} \right] = \frac{1}{h_t - h_a} \left[\dot{m}_j (h_j - h_a) + Q_{FAN} + Q_{COND} \right]$$

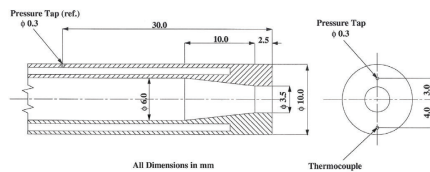
mass equilibrium of contaminant (CH₄)

$$x_{CH_4,0} = \left(\dot{m}_j / \dot{m}_G \right) x_{CH_4,j}$$

低温風洞を用いた高温ジェットシミュレーション：実証試験



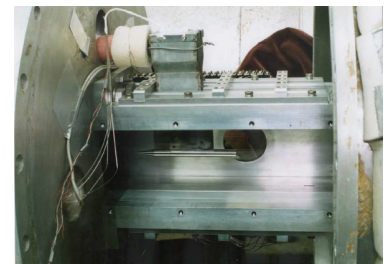
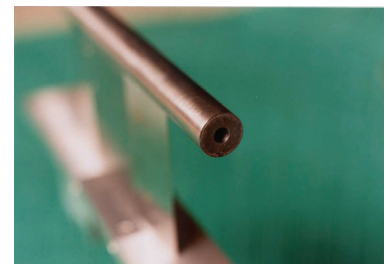
NAL 0.1-m Transonic Cryogenic WT Test article (base model)



Model material ... SUS 304

Jet Flow Conditions

- ・ Gas: N₂, N₂/CH₄ (0-60%), N₂/Ar (0-60%), N₂/He (0-60%)
- ・ NPR = off to 6.0
- ・ $T_{tj}/T_{to} = 1.0$ to 3.6
- ・ $R_j = 236$ to 611 [J/kg-K]
- ・ $\gamma_j = 1.3$ to 1.53



Specification

Type ... Fan-driven, Closed-circuit
 Test section size ... 0.1 x 0.1 x 0.3m
 Mach range ... up to 1.02
 Pressure ... up to 200 kPa
 Temperature ... 90K to ambient

圧力比, 温度比, 比熱比を広範囲に可変

→ ジェット流の本質的な相似パラメータを同定

低温風洞を用いた高温ジェットシミュレーション：実証試験



$M_0 = 0.814, P_{to} = 110 \text{ kPa}, T_{to} = 140 \text{ K}$

$P_{tj} = 288 \text{ kPa}, T_{tj} = 138 \text{ K}$

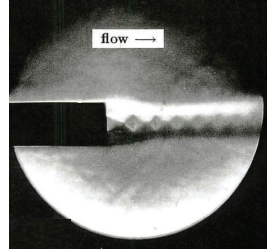
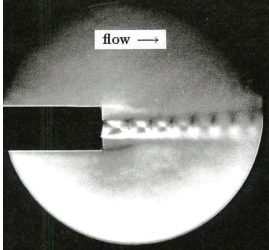
Gas = N_2

NPR = 4.04, TR = 0.98 (cold jet)

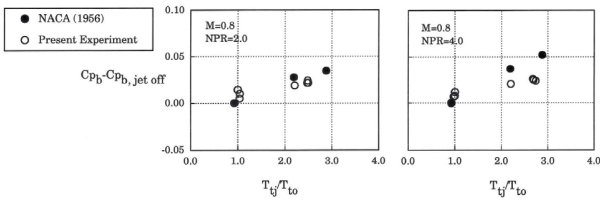
$P_{tj} = 288 \text{ kPa}, T_{tj} = 385 \text{ K}$

Gas = N_2/CH_4 (40%)

NPR = 4.03, TR = 2.75 (hot jet)



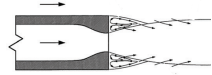
底面圧に対するジェット温度効果: 燃焼試験との比較
(C_2H_4 /air combustion)



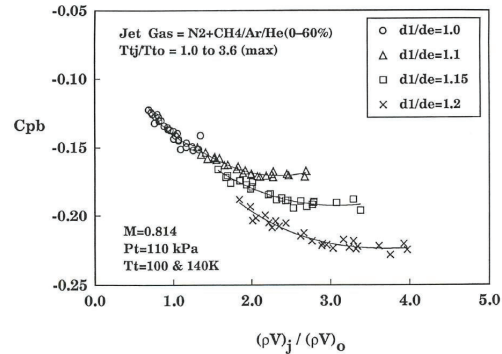
Similarity rule for jet-temperature effects on transonic base pressure K. Asai, AIAA Journal, Vol. 33(2), Feb. 1995

Plume shape parameter

Max plume to nozzle exit diameter ratio (d_l/d_e)



$$\frac{d_l}{d_e} = \sqrt{\frac{\left(\frac{\gamma_j + 1}{2}\right)^{-n} \left(1 + \frac{\gamma_j - 1}{2} M_1^2\right)^n}{M_1 \left(A_e / A^*\right)}} \quad n = \frac{\gamma_j + 1}{2(\gamma_j - 1)} \quad \& \quad M_1 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_j - 1} \left(\frac{\gamma_j - 1}{NPR^{\gamma_j}} - 1 \right)}$$

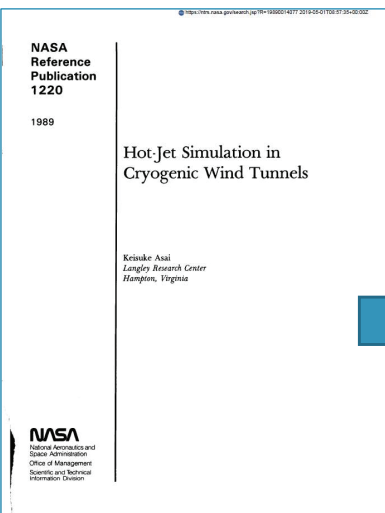


ブルーム最大径と質量流量比の2つで整理できる!
(Blockage) (Entrainment)

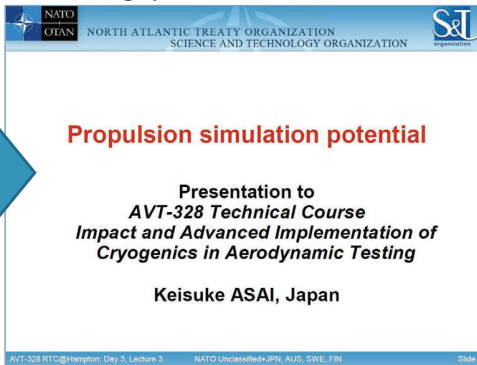
低温風洞を用いた高温ジェットシミュレーション：将来展望



Asai, K., "Hot-Jet Simulation in Cryogenic Wind Tunnels", NASA RP-1220, July 1989.



Asai, K., "Propulsion simulation potential" NATO STO/AVT-328 Technical Course "Impact and Advanced Implementation of Cryogenics in Aerodynamic Testing," NASA Langley RC, June 26, 2019



H. K. Tanna, "An Experimental Study of Jet Noise Part I: Turbulent Mixing Noise," Journal of Sound and Vibration (1977) 50(3), 405-428

Potential applications:

- Development test
- Basic similarity research
- CFD validation

Subjects:

- Afterbody flow
- Jets in cross flow V/STOL, thrust reverser, thrust vectoring, reaction control, abort system, etc.
- Mixing, heat transfer, ...
- Aeroacoustics
- etc.

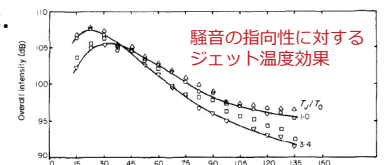


Figure 6. Effect of T_{tj}/T_{to} on directivity of overall intensity: $V_{tj}/V_o = 0.9$.



空力センシング研究会 (1993-)

趣旨:

最近のマイクロエレクトロニクス、コンピューター、レーザーなどの技術の発展には目を見張るものがあります。それにも係わらず、風洞実験をはじめとする多くの空気力学実験はまだ1950-60年代の技術に依存しているように感じます。近年、海外では、他分野の新しい知識が航空宇宙の空力計測に活用されるようになって来ました。また、過去において可視化にしか用いらなかった方法が、センサ技術と信号処理の発達のおかげで、2次元・3次元の定量的な測定に利用されつつあります。これらの新しい空力計測の基盤となる技術は、我が国でも民生分野において発達している分野です。これは、空力センシング技術の研究が国際的な貢献という観点でも大きなポテンシャルを持っていることを示しています。

そこで、航技研で空気力学の実験に従事する研究者で空力計測技術に関する研究会を作りたいと思います。志は大きいのですが、当面は論文紹介を中心とする勉強会としてスタートし、その後研究的な性格を強めて行きたいと考えています。(後略)

PIV/PTV (速度場), PSP/TSP (表面圧力場/温度場)
 IR (温度場), Oil Film (せん断応力場), Light Scattering (粒径分布), PLIF (温度場, 組成分布) ...

Global Measurement = 「場」の計測技術
 → 過去30年間における、流体計測技術の最大の進歩



JAXA 浜本 茂
 現ユニット長

「新しい空力センシング技術に関する研究会」の提案 平成5年6月14日

趣旨:
 最近のマイクロエレクトロニクス、コンピューター、レーザーなどの技術の発展には目を見張るものがあります。それにも係わらず、風洞実験をはじめとする多くの空気力学実験は未だ1950-60年代の技術に依存しているように感じられます。近年、海外では、他分野の新しい基礎知識が航空宇宙の空力計測に活用されるようになって来ました。また、過去において可視化にしか用いらなかった方法が、センサ技術と信号処理の発達のおかげで、2次元・3次元の定量的な測定に利用されつつあります。これらの新しい空力計測の基盤となる技術は、我が国でも民生分野において発達している分野です。これは、空力センシング技術の研究が国際的な貢献という観点でも大きなポテンシャルを持っていることを示しています。

そこで、航技研で空気力学の実験に従事する研究者で新しい空力計測技術に関する研究会を作りたいことを提案したいと思います。志は大きいのですが、当面は論文紹介を中心とする勉強会としてスタートし、その後研究的な性格を強めて行きたいと考えています。

主な活動は以下のとおりです。

- (1) 論文紹介: 新しい計測法に関する研究論文(内外を問わず)をメンバーに紹介する。
- (2) 議論の場の提供: 新しい計測法の原理、及びその問題点と将来性を議論する。
- (3) 情報データベース: 新しい計測法に関する情報の日次更新/配付する。

メンバーの対象は、風洞実験/熱伝・伝熱実験/飛行試験などの空力実験に興味を持っている若手(自研可)の研究者で、新しい空力計測技術の研究に意欲のある人です。会の頻度は月に1-2度を考えています。

以上の趣旨に賛同し研究会のメンバーになることを希望される方は、幹事まで氏名と連絡先(研究室名、内線、FAX番号)をご連絡ください。後日、第1回の会合の案内をお送りいたします。

幹事代表 空力性能部 浅井(内線2376)
 空力学部 浜本(内線2304)

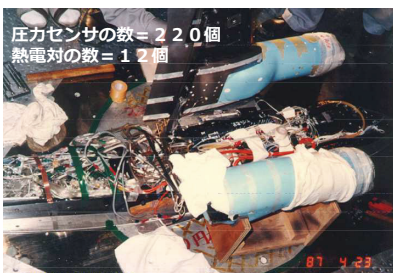
(参考) 論文紹介の進め方

- (1) メンバーの持ち回りで行います(順番は幹事に一任して頂きます)。
- (2) 担当者は2週間前(論文数/日付(発表が確定します)/発表を幹事に連絡して下さい)。
- (3) 幹事は各メンバーに、会合の案内と論文のコピーを幹事に届けて下さい。
- (4) 論文紹介は、以下の項目に力点を置いて下さい。
 - ・計測法の原理 ・計測法の現状及び問題点 ・計測法の将来性
- (5) 論文の内容は「定量的な」計測法に限ることにはいたしません。いかなる可視化法は対象外とします。分野は航空宇宙にはこだわられません。空力計測に活用可能と考えられるものであれば、医学、天文、化学などの分野の論文でも結構です。

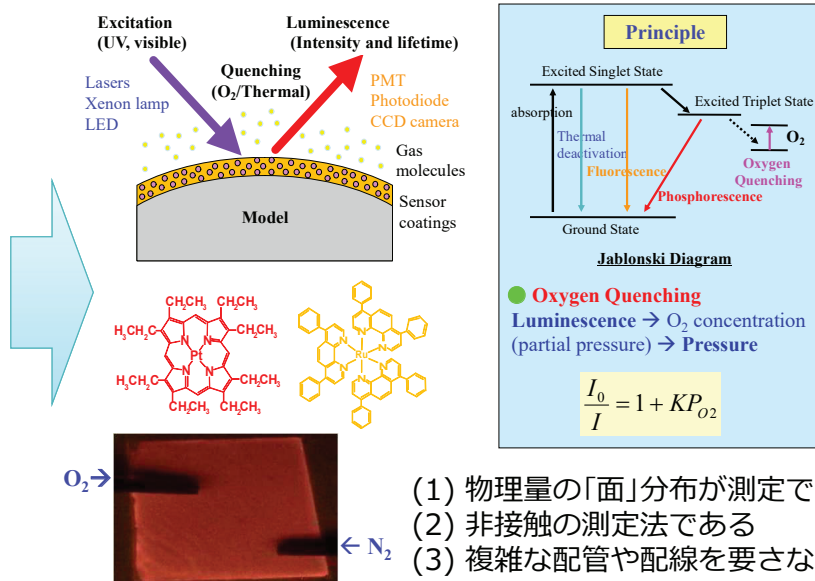
感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint [PSP])



STOL実験機「飛鳥」
 7%縮尺模型 (1987年)



感圧塗料(PSP)の原理



『感圧塗料事始』 1993-1999



第12回「学際領域における
分子イメージングフォーラム」
招待講演



『感圧塗料事始』

浅井圭介
(東北大学 [元NAL])

2016年11月4日
JAXA調布航空宇宙センター

JAXAのRepositoryで閲覧できます (はず) .

【発表内容】

- きっかけは頼まれ仕事
- 転機はFAX送信ミスから
- 合言葉は「ポルフィリン」
- 拡がる仲間
- MOSAIC前夜



『感圧塗料事始』 きっかけは頼まれ仕事



1990年2月

“Aviation Week and Space Technology”
誌にINTECO社（伊）の広告が載る。
TsAGI(露)が開発した感圧塗料

1991年5月, 1993年1月

INTECO社からNAL宛てにダイレクトメール
とカタログが届く。導入を検討することに。

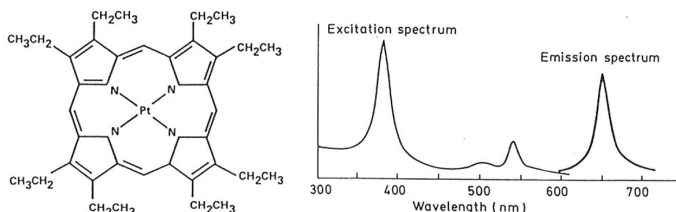
問題は塗料

唯一のよりどころ：ワシントン大学とNASA Ames (米)
が1990年に発表した論文

Kavandi J, Callis JB, Gouterman MP, Khalil G, Wright D, Green E, Burns D, McLachlan B
(1990) Luminescent barometry in wind tunnels. Rev Sci Instrum 61(11): 3340-3347

Washington大学化学科: Gouterman教授, J. Kavandi(大学院生)
NASA Ames研究センター: Blair McLachlan

色素: platinum-octaethylporohorin (PtOEP)
酸素透過性ポリマー: GP-197 (Genesee Company)





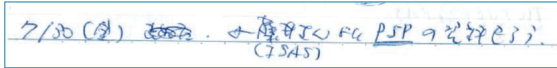
『感圧塗料事始』 転機はFAX送信ミスから

1993年7月

日本航空宇宙学会「空気力学部門」
委員長：野村茂昭 幹事：浅井圭介
委員の東大久保田教授に送るべきFAXを
宇宙研藤井孝藏教授に送信



お久しぶり
浅井さん
今何やって
いるの？



1993年10月

「光学的圧力分布観測装置」の仕様書提出
(株) 浜松ホトニクスに発注

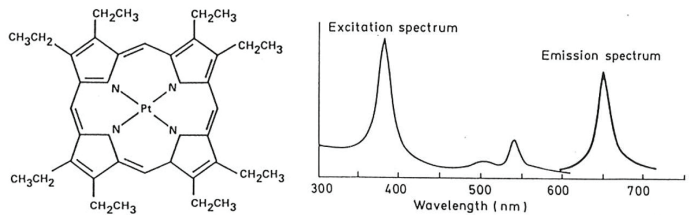
問題は塗料

唯一のよりどころ：ワシントン大学とNASA Ames (米)
が1990年に発表した論文

Kavandi J, Callis JB, Gouterman MP, Khalil G, Wright D, Green E, Burns D, McLachlan B
(1990) Luminescent barometry in wind tunnels. Rev Sci Instrum 61(11): 3340-3347

Washington大学化学科: Gouterman教授, Kavandi(大学院生)
NASA Ames研究センター: Blair McLachlan

色素: platinum-octaethylporohorin (PtOEP)
酸素透過性ポリマー: GP-197 (Genesee Company)



『感圧塗料事始』 拡がる仲間



東工大
大倉一郎 教授

HAMAMATSU
PHOTON IS OUR BUSINESS

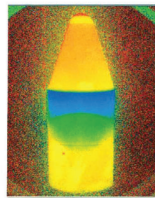
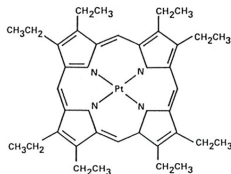
HPK
水島 廣
部長



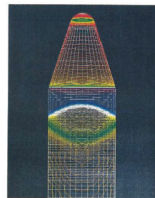
同僚
神田宏さん(右)
飯島由美さん(左)



Pressure-Sensitive Paint Measurement on H2 Rocket Fairing Model (June 1997)
M=0.90, α=+4deg, Pt=80kPa, T1=40deg
National Aerospace Laboratory / Mitsubishi Heavy Industries



Pressure-Sensitive Paint



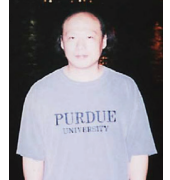
Taps (Scanivalve)



Prof. John P. Sullivan
(Purdue Univ.)



Mr. Tianshu Liu
(現 WMU 教授)



Mr. Hiroataka Sakae
(現 UND 准教授)



Mr. James W. Gregory
(現 OSU 教授)



天尾 豊 博士
(現 阪市大
人工光合成
研究センター長)



東京農工大
亀田正治
准教授(現教授)



三菱重工業
真保雄一さん
(現 JAXA主幹
研究開発員)

Mr. Christian Klein
(現 DLR PSP
team leader)



Dr. Rolf H. Engler



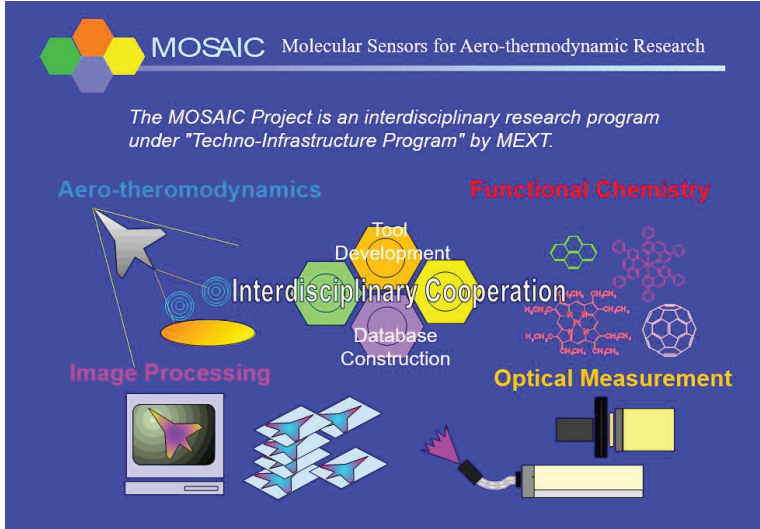
「航空宇宙のための
分子センサー研究会」
発足1997年11月

1999年 : MOSAICプロジェクト発足



科学技術振興調整費「知的基盤整備推進制度」
「機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発」

“分子の眼で流れを見る，感じる，知る”



機能性化学，光計測，画像処理，熱流体の4つの異なる分野の研究者が集まり，熱流体実験を革新する新しい概念のセンサ技術を開発することを目的とした学際研究プロジェクト（産官学12機関）



発足会（1999年5月31日）

MOSAIC : 熱流体グループ



科学技術振興調整費「知的基盤整備推進制度」
「機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発」

- 化学物質のもつ機能の多様性
- 国際的な研究戦略
- 流体力学的な興味 (相似則)

TARGET: Development of Molecular Sensor Technology for Future Requirements in Aerodynamic Testing

- Next-Generation Transport
“Cryogenic Wind Tunnel” (High Reynolds Number)
- Reusable Space Transportation System
“Hypersonic Shock Tunnel” (High Mach Number)
- Micro UAV and nano SAT
“Micro Gas Flow (MEMS)” (High Knudsen Number)

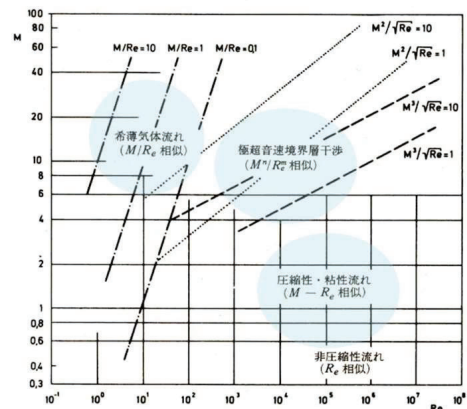
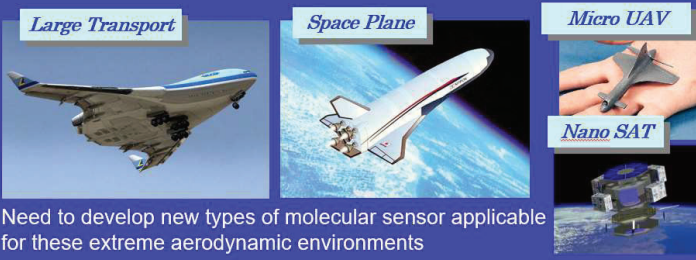


図 43 マッハ数 M 、レイノルズ数 Re 関係図上における種々の流れ領域の分類

- ◆ 亜音速～超音速 : $M-Re$ 相似
- ◆ 極超音速 : M^n/Re^m 相似
- ◆ 希薄流 : M/Re 相似 (= Kn 相似)

MOSAIC : 熱流体グループ



高クヌッセン数への挑戦
(名古屋大学新美研究室)

新美 智秀 教授



森 英男 (現 九大准教授)
松田 佑 (現 早大准教授)
山口 浩樹 (名大准教授)

長船 達也 PD
(現 航装研)

複合計測への挑戦
(航技研)

複合塗料, 寿命法

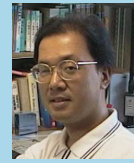


満尾 和徳
博士研究員
(現 JAXA)

高マッハ数への挑戦
(航技研/東京農工大)



中北 和之
研究員



亀田 正治
准教授



(第2期から)

坂村 芳孝
准教授
(富山県立大)

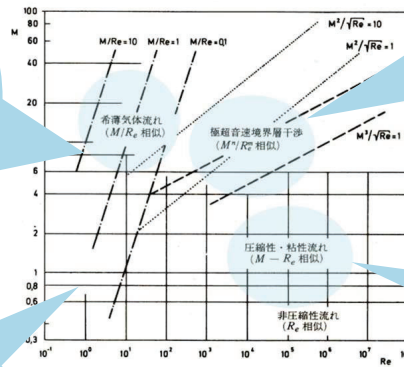
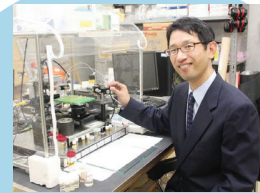


図 43 マッハ数 M 、レイノルズ数 Re 関係図上における種々の流れ領域の分類

「流れの相似法則」

ユーリゲン・ツィーレップ著

高レイノルズ数への挑戦
(航技研)



江上 泰広 博士研究員
(現 愛工大教授)



飯島 由美
研究員

MOSAIC : 熱流体グループ- 高Mach数への挑戦



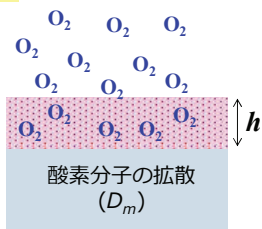
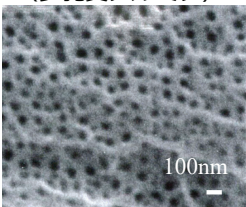
K. Nakakita, T. Yamazaki, K. Asai, N. Teduka, A. Fuji, and M. Kameda, "Pressure Sensitive Paint Measurement in a Hypersonic Shock Tunnel," AIAA Paper 2000-2523

感圧塗料の時間応答性

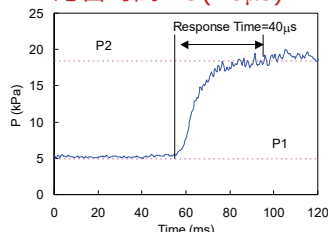
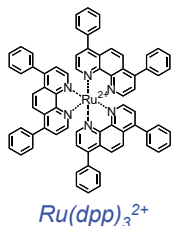
$$\tau \propto \frac{h^2}{D_m}$$

(膜内の気体拡散に支配される)

陽極酸化アルミ (多孔質アルミナ)

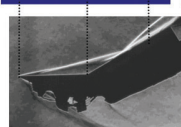
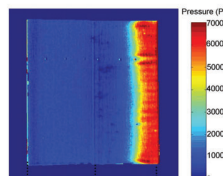
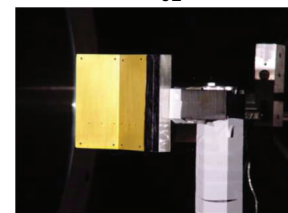


応答時間=O(10 μ s)

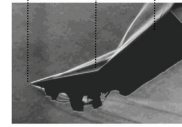
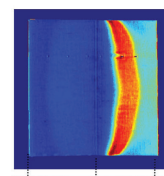


0.44m極超音速衝撃風洞@JAXA

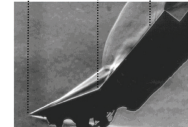
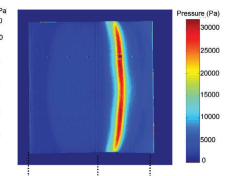
圧縮コーナー模型 (M=10, T=1,200K, P₀₂=8,000Pa)



$\alpha = 0 \text{ deg.}$



$\alpha = 10 \text{ deg.}$



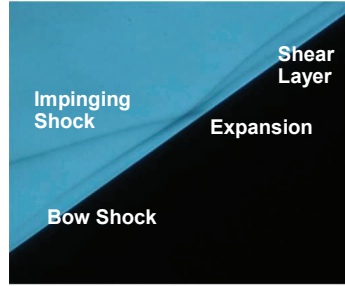
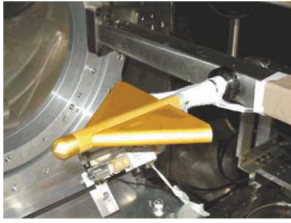
$\alpha = 20 \text{ deg.}$

MOSAIC : 熱流体グループ- 高Mach数への挑戦

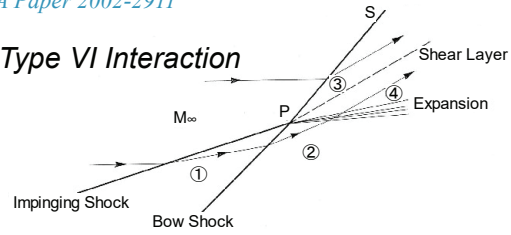


翼胴模型への適用

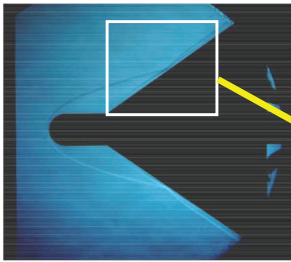
K. Nakakita and K. Asai, "Pressure Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel," AIAA Paper 2002-2911



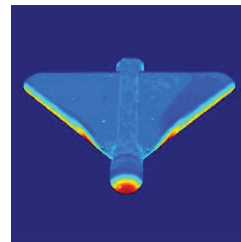
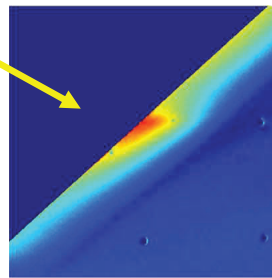
Type VI Interaction



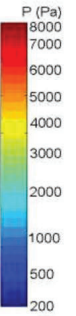
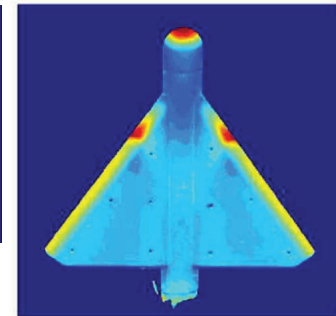
Referred by B. Edney, FFA Report 115, 1968



M=10
 $\alpha=0\text{deg.}$



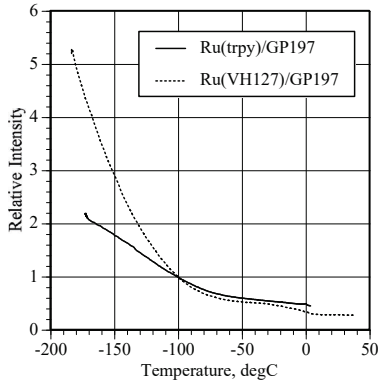
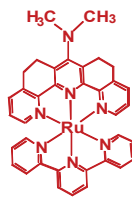
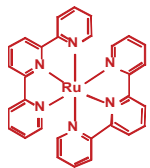
$\alpha=20\text{deg.}$
Multi view
measurement



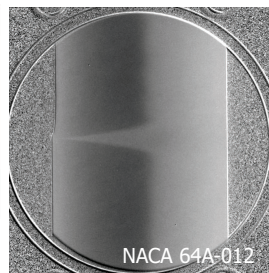
MOSAIC : 熱流体グループ- 高Reynolds数への挑戦



CRYOTSP

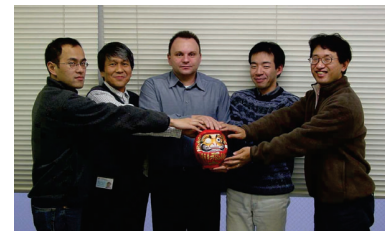


TSPを塗装した
翼型模型



NACA 64A-012

翼型模型の境界層遷移の可視化
(M=0.4, T=150K, Re=1.16M, $\alpha=-2^\circ$)



- 実用塗料の開発(国際特許)
- DLRより研究者招へい
- パッケージ化してETWに空輸



TSPのパッケージ

MOSAIC : 熱流体グループ- 高Reynolds数への挑戦

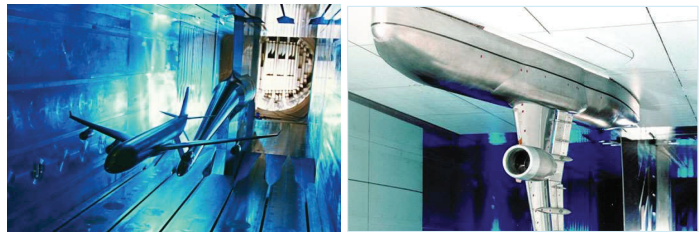
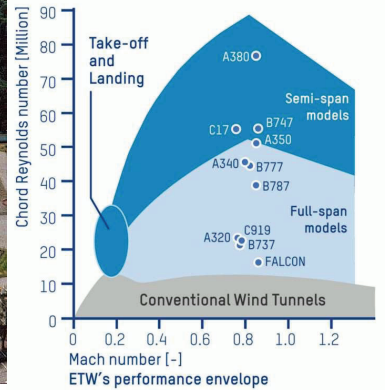


European Transonic Windtunnel GmbH (ETW)

- 英・仏・独・蘭が共同で建設した大型低温風洞
- 将来の大型航空機開発に必要なとされる高Re数流れを再現できる

ETWの試験能力

測定部 : 2.4mx2.0m
 マッハ数 : 0.15-1.35
 淀み点圧力 : 115-450kPa
 淀み点温度 : 110-310K
 最高レイノルズ数 :
50x10⁶ (全機模型の場合)
85x10⁶ (半載模型の場合)

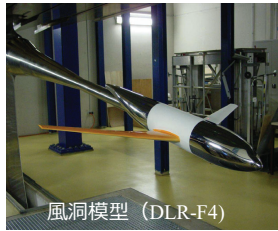
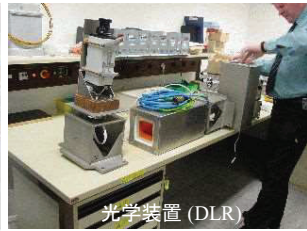


<https://www.etw.de/wind-tunnel/overview>

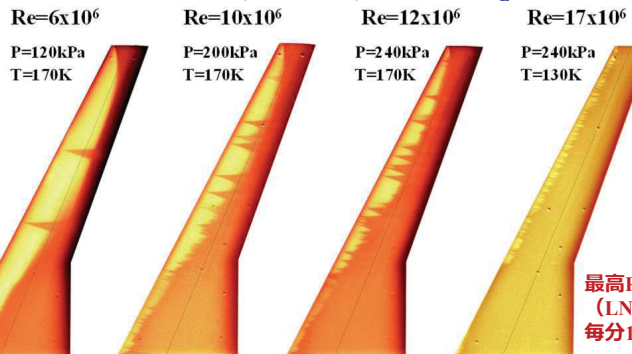
MOSAIC : 熱流体グループ- 高Reynolds数への挑戦



U. Fey, R. H. Engler, Y. Iijima, Y. Egami, K. Asai, U. Jansen, and J. Quest, 20th ICIASF, DLR, Göttingen, Germany, Aug.25, 2003.



実験結果の一例 (Re数効果) M=0.785, C_L=0.5



MOSAIC : 熱流体グループ- 高Knudsen数への挑戦

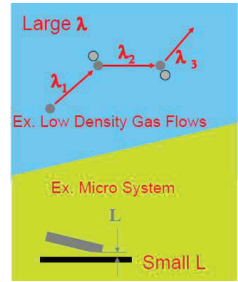


T. Niimi, M. Yoshida, Y. Oshima, H. Mori, Y. Egami, K. Asai, H. Nishide, Application of pressure sensitive paints to low-pressure range. *J. Thermophys. Heat Transf.* 19(1), 9–16 (2005)

TO THE HEAT GROUP

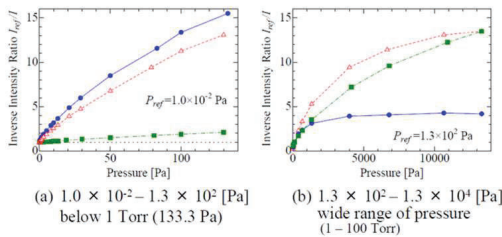
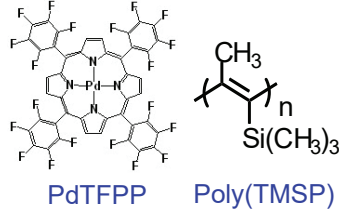
Optical Diagnostic Techniques for High Knudsen Number Flows

Tomohide Niimi
Nagoya University, Japan



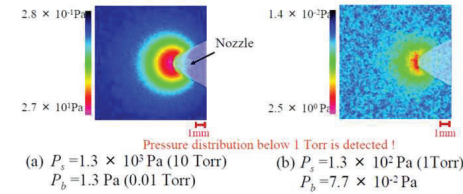
Stern-Volmer関係：
 $\frac{I_0}{I} = \frac{\tau_0}{\tau} = 1 + k_q \tau_0 [O_2]$

消光係数：
 $k_q = 4\pi R_{AB} N_0 D$



低密度気体流との干渉による固体面上の圧力分布

+ PSP: PdOEP/poly(TMSP), test gas: oxygen
 P_s : Source Pressure
 P_b : Background Pressure



感圧塗料の空間分解能 (Matsuda他)
→ 圧力変化の空間的距離が膜厚の8.5倍以上

マイクロ流れへの展開

MOSAIC : 熱流体グループ- 高Knudsen数への挑戦



PSMF (Pressure-Sensitive Molecular Film)



Component of PSMF

- PdOEP (Pd(II) Octaethylporphine)
 - conventional PSP composed of PdOEP
 - high sensitivity in low pressure regime
 - hydrophobic molecule
 - difficult to fabricate a stable LB film
 - PdMP (Pd(II) Mesoporphyrin IX)
 - amphiphilic molecule
 - stable LB film can be obtained
- prepare three types of samples 2, 6 and 20 layers of PSMF to test their pressure sensitivity

Langmuir-Blodgett Method

To fabricate the thin film with nanometer order

Amphiphilic molecule: Hydrophobic tail, Hydrophilic head

Piled layers (e.g. 4 layers)

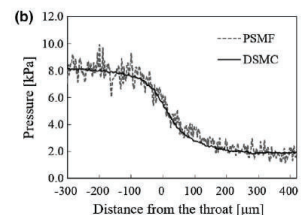
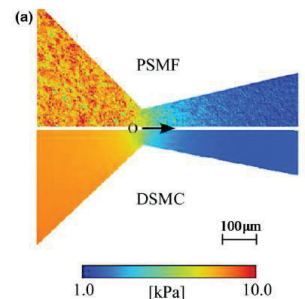


Fig. 8 Pressure distribution in a micronozzle measured by PSMF. Figure adapted from Matsuda et al (2011c) with kind permission from Springer Science and Business Media. (Matsuda et al. 2011c)

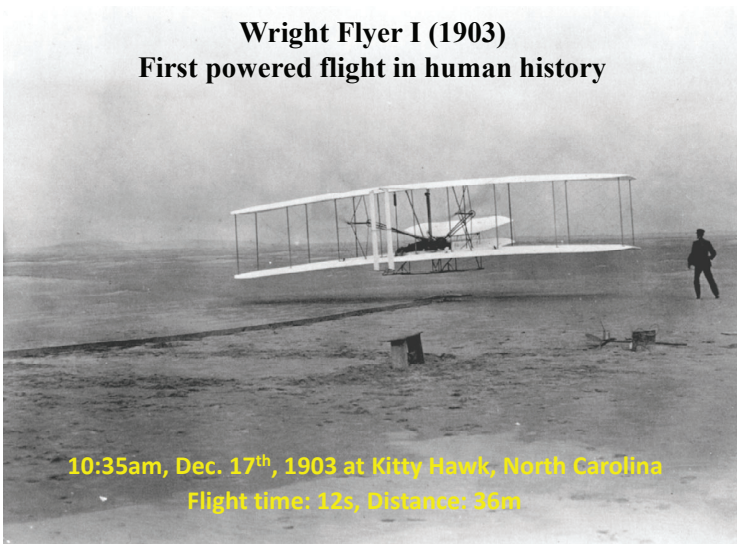
気体分子運動論
→ 感圧塗料は“Oxygen Flux Sensor”

PSMF composed of PdMP has higher sensitivity than that of PdOEP
The sensitivity of 2-layer PSMF is higher than the others

PSMF has sufficient sensitivity in the low pressure regime with high Knudsen number



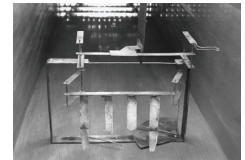
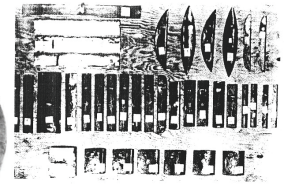
2003年: Wright Brothers' First Flight Centennial



Wilber (1867-1912)



Orville (1871-1948)



風洞を飛行機的设计に初めて利用した

2003年: 東北大学で研究室立ち上げ

計算空気力学研究室



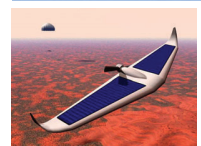
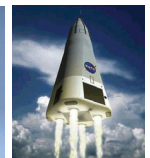
Experimental Aerodynamics Lab. (実験空気力学研究室)



- **Simulation of real flow conditions**
Reynolds number, Mach number, Knudsen
- **Flow diagnostics techniques (molecular-based)**
2D (surface, planar), 2D+time (unsteady)
 - ◆ high information density
 - ◆ real time analysis
- **Integration of EFD with flight dynamics**
Dynamic wind-tunnel testing using a robotic manipulator
 - ◆ hybrid simulation
 - ◆ parameter identification



新世紀の
航空宇宙技術



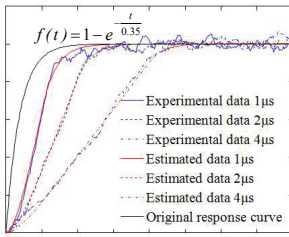
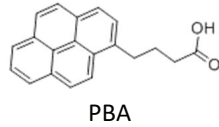
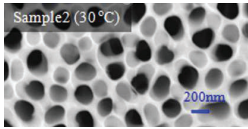
学生による3つの研究グループを作る
(1) 先進計測Group (2) 惑星大気Group (3) 動的風試Group

先進計測グループ：PSPによる非定常計測



超高速応答AA-PSPの研究開発

Shota Fujii, Daiju Numata, et al AIAA Paper 2013-0485 (2013)
 Daiju Numata, et al: "Ultrafast-Response Anodized-Aluminum Pressure-Sensitive Paints for Unsteady Flow Measurement", AIAA J., Vol. 55, Issue 4 (2017)

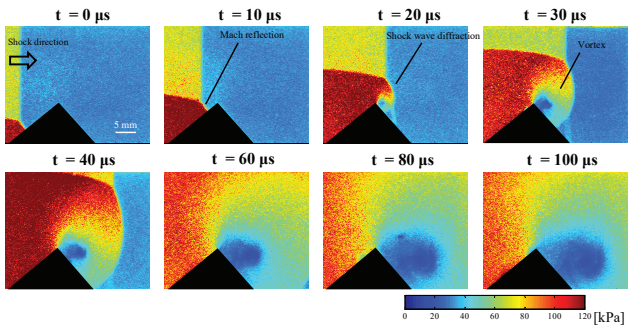
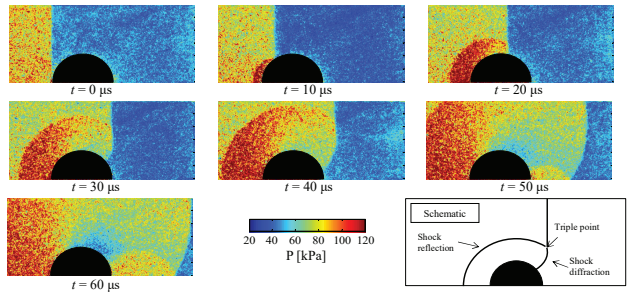


$$\tau = \frac{h^2}{D_m} \propto h^2$$

$$D = \frac{D_k D_g}{D_k + D_g} \propto d$$

D_g : 自己拡散係数
 D_k : クヌツセン拡散係数

Kameda, et al, Meas. Sci. Tech. 15 (2004) 488-500.



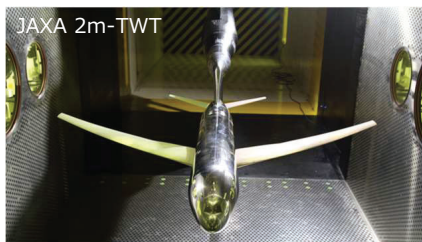
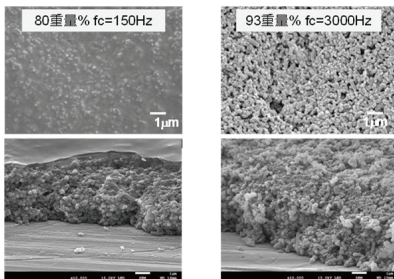
時定数の推定値 = **0.35 µs** 世界最速!

先進計測グループ：低粗さ高速応答PSPの開発

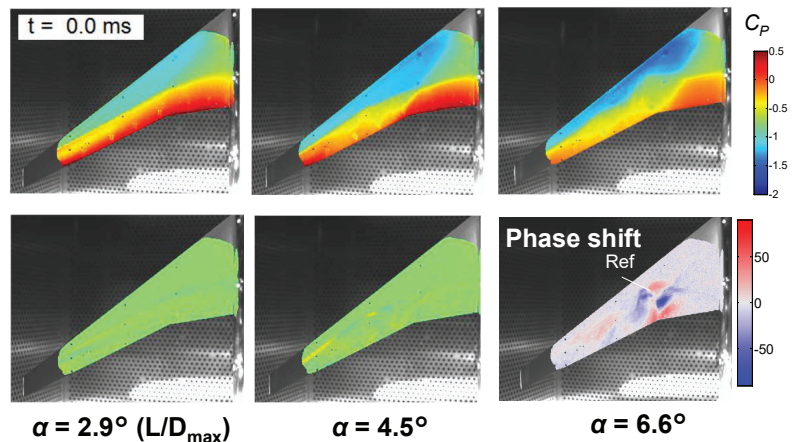


遷音速バフェット現象の解明 杉岡洋介 博士論文 (2018), Y. Sugioka, et al. (2018) AIAA Journal (ほか)

ポリマ/固体粒子複合型PSP (PC-PSP)



NASA CRM模型主翼上の非定常圧力分布



Upper: C_p , Lower :RMS of AC component
 ($M = 0.85, Re_C = 1.54 \times 10^6, f_s = 2 \text{ kHz}$)

Sugioka, et al, AIAA 2016-2018

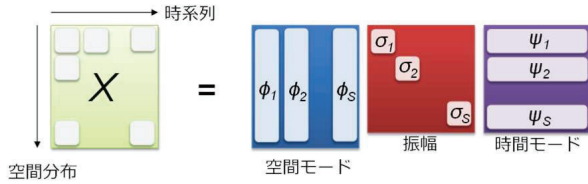
先進計測グループ：PSPによる低速非定常計測



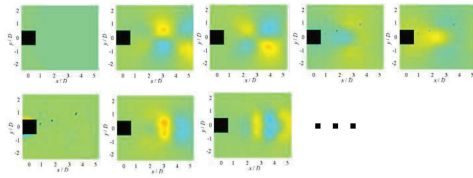
Singular Value Decomposition (SVD)

特異値分解法 (SVD) = 固有直交分解法 (POD)

M. Pastuhoff, D. Yorita, et al. Meas. Sci Tech (2013), Y. Sugioka, K. Hiura, et al (ExIF 2019)



- SVD(POD)を用いて取得した時系列画像を時間と空間のモードに分解
- 物理的に重要と思われるモードのみを抽出して圧力場を再構成 (振動によるモード, カメラなど計測系の誤差 (高次モード) を除去)
- この方法で信号雑音比を著しく向上させることが可能.



角柱後方の非定常圧力分布の測定 (風速: 50m/s)

Raw images

SVD (50 modes)

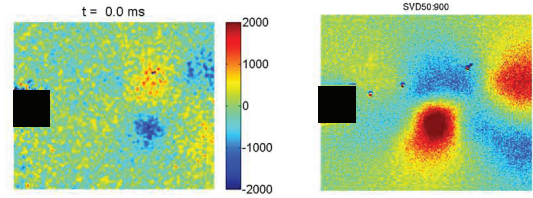


Table 8.2 Noise reduction methods

Methods	References
Conditional image (phase) averaging	McGraw et al. (2006), Yorita et al. (2010a, b), Gordeyev et al. (2014), Singh et al. (2011), Davis et al. (2015)
Pixel-by-pixel FFT	Nakakita (2007, 2011, 2013), Gößling et al. (2020)
Singular value decomposition (SVD), proper orthogonal decomposition (POD)	Pastuhoff et al. (2013), Gordeyev et al. (2014), Peng et al. (2016b), Roozeboom et al. (2016), Crafton et al. (2017a), Hiura et al. (2017), Wen et al. (2018), Sugioka et al. (2019a)
Dynamic mode decomposition (DMD)	Ali et al. (2016), Crafton et al. (2017a), Gößling et al. (2020)
Coherent output power (COP)	Noda et al. (2018), Nakakita & Ura (2020)
Kalman filter-based DMD (KFDMD)	Nonomura et al. (2018)
Cross spectral correlation (CSC)	Ozawa et al. (2019)

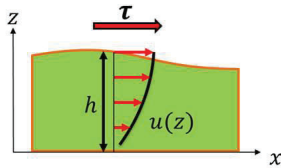
先進計測グループ：非定常せん断応力場の計測



Global Luminescent Oil-film Method (GLOF)

Taekjin Lee博士論文 (2020) ほか

角柱後方の非定常せん断応力分布の測定 (風速: 30m/s)



Thin-oil-film equation

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \nabla \cdot \left\{ \frac{h^2}{2\mu} \tau - (\nabla P_o - \rho g) \frac{h^3}{3\mu} \right\} = 0$$

(for small h)

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \nabla \cdot \left\{ \frac{h^2}{2\mu} \tau \right\} = 0$$

$I = \alpha h$ Luminescent intensity is proportional to oil thickness

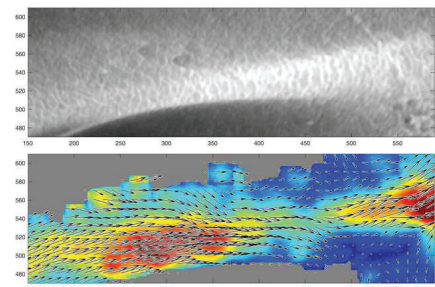
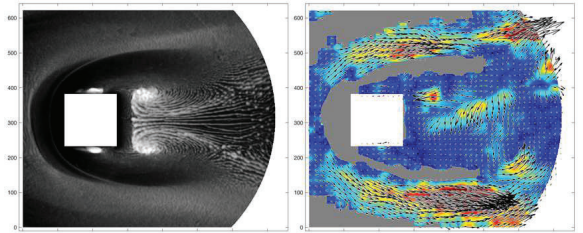
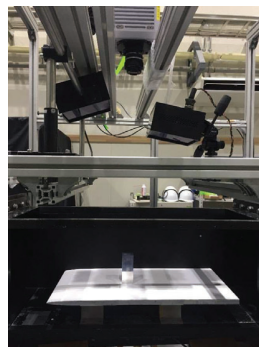
$$\frac{\partial I}{\partial t} + \nabla \cdot \left\{ \frac{I^2}{2\alpha\mu} \tau \right\} = 0$$

optical flow equation



$$\hat{\tau} = - \left\{ \sum_{k=1}^K \mathbf{x}_k^T \mathbf{x}_k \right\}^{-1} \sum_{k=1}^K \mathbf{x}_k^T \mathbf{f}_k$$

LLS-method (Lee, et al)



T. Lee, T. Nonomura, et al, Rev. Sci. Instr. 89 (6), (2018)

T. Lee, et al, J. Visualization, 23(5), (2020)

Prof. Mark Drela (MIT)



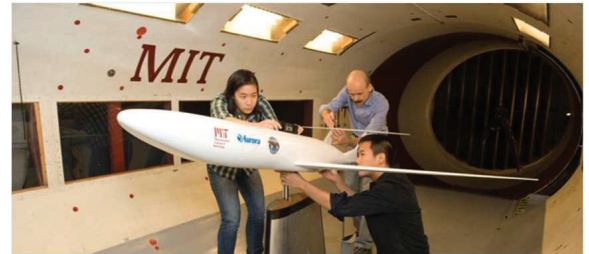
Prof. Mark Drela (Massachusetts Institute of Technology)

- MITが保有する「Wright Brothers Wind Tunnel」のDirector
- 世界中の研究者・教育者が使用している翼型解析ソフト「XFOIL」の開発者
- 飛行距離の世界記録を保有する人力飛行機「Daedalus」の設計者

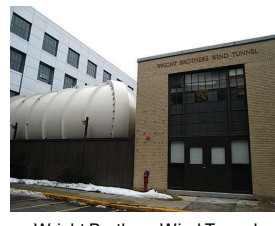
Low-Reynolds Number Aerodynamics の権威



The 8th International Conference on Flow Dynamics (ICFD 2011)
Hotel Metropolitan Sendai, Sendai, Japan, Nov. 9th-11th, 2011



<https://aeroastro.mit.edu/faculty-research/faculty-list/mark-drela>



Wright Brothers Wind Tunnel



115.11 km (23 Apr 1988)

“遷音速低レイノルズ数流れ”



Altitude (70,000 to 100,000 ft)
Reynolds No. (200,000 to 700,000)
Mach number (0.5 to 0.65)
Turbulent intensity (0.02% or less)

Mark Drela “Transonic Low-Reynolds Number Airfoil,” J. Aircraft, Vol. 29, No.6 (1992)

JOURNAL OF AIRCRAFT
Vol. 29, No. 6, Nov.-Dec. 1992

Transonic Low-Reynolds Number Airfoils

Mark Drela¹
Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Massachusetts 02139

Multiple operating in the uncharted high-Mach-low Reynolds number regime are computationally investigated. The motivations are 1) quantification of achievable airfoil performance levels; 2) quantification of parameter sensitivities which impact vehicle sizing; 3) identification of possible developments in the computational methods employed; and 4) identification of test data required for adequate validation of the airfoil design and performance prediction methods. The investigation centers on candidate airfoils developed for proposed ultrahigh altitude aircraft (UHAA) having both a high-lift and a long-cruise requirement. Computational studies indicate that 20-km ceiling performance at $M = 0.6$, $Re = 200,000$ hinges on the effective use of transonic flow to enhance transition and reduce separation bubble losses. The separation bubbles become associated with large laminar flow separation at the highest subsonic Mach numbers. Actual performance predictions are presented for quantities dependent upon airfoil and vehicle characteristics, and comparison of flight test conditions. For the airfoils designed, it may be necessary to achieve steady cruise performance at both 20-km ceiling conditions as well as lower 15–20-km altitudes where long-range cruise would occur. Variations in airfoil thickness between 11–15% has surprisingly little impact on aerodynamic performance.

- Nomenclature**
- AR = wing aspect ratio
 - C_D = drag coefficient
 - C_L = lift coefficient
 - C_m = moment coefficient
 - C_x = pressure coefficient
 - C_y = average wing chord
 - M = boundary-layer shape parameter, $R^{1/2}$
 - M_{crit} = freestream Mach number, T_{crit}
 - M_{ref} = reduced Mach number, $M/\sqrt{C_x}$
 - M_{ref}^* = reduced Mach number, $M/\sqrt{C_x}$
 - M_{ref}^{**} = critical Mach number, $M/\sqrt{C_x}$
 - P_{crit} = freestream pressure
 - Re = reduced Reynolds number, $\rho V_{\infty} c/\mu$
 - Re_c = chord Reynolds number, $\rho V_{\infty} c/\mu$
 - U = wing area
 - v_{bl} = boundary-layer edge velocity
 - v_{∞} = freestream speed
 - w = velocity weight
 - α = angle of attack
 - β = boundary-layer displacement thickness
 - β^* = boundary-layer momentum thickness
 - μ = freestream viscosity
 - ρ = freestream density

1. Introduction

CURRENT interest in ultrahigh altitude aircraft (UHAA) stems from their potential value in conducting atmospheric science research. The severe cost and performance limitations of current ER-2 and balloon platforms could be largely overcome with the advanced UHAA platform, such as the HAAEP proposed by NASA and the Phoenix proposed by Aurora Flight Sciences. Altitudes of up to 20 km are being targeted by these new designs, largely made possible by modern composite structural technology and high-specific energy propulsion systems. In contrast, the excessive wing

loading of the all-aluminum ER-2 limits it to a 25-km ceiling, while the experimental Boeing Condor² aircraft has a reported 20-km ceiling apparently set by propulsive system limitations.

The 20-km ceiling targeted with the new UHAA platforms puts extraordinary demands on airfoil performance. Figure 1 shows the ceiling parameter M_{ref}^* , which must be achieved by the aircraft in a function of altitude and wing loading. For a 20-km ceiling, M_{ref}^* is 0.5 at Mach numbers of $M = 0.6$ and $Re = 200,000$. This high-Mach-low Reynolds number combination is quite unique to aeronautical applications, and is unfortunately distinguished by a complex lack of available airfoil data (see Fig. 2).

Subsonic low-Reynolds number airfoil design is now fairly well understood, the key issue being control of transitional separation bubbles by encouraging transition at the appropriate location. This can be achieved by means of appropriate surface pressure distributions,^{3,4} and by forcing transition by way of mechanical or pneumatic means.^{5,6} Consideration has also been given to the use of laminar flow control (LFC) in the form of suction or blowing, and the use of vortex generators (VGs) to delay transition. However, the use of LFC and VGs is not quantitatively affected by higher Mach numbers, the same low-Reynolds number airfoil design strategies should be directly applicable to transonic speeds. The presence of transition free ahead of cruise,

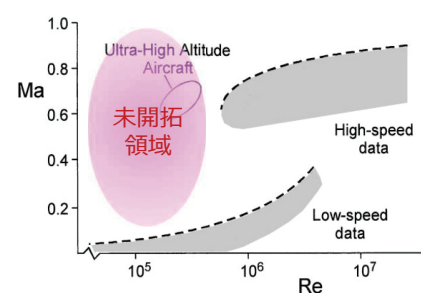
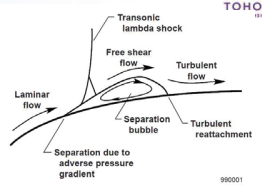
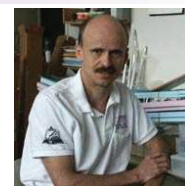


Fig. 2 Limits of available airfoil data

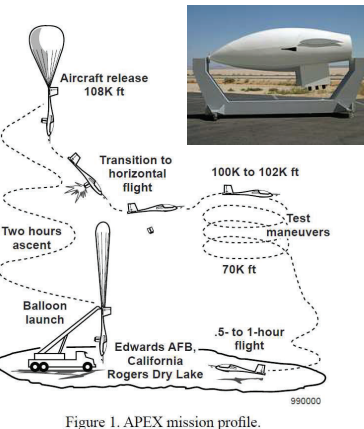
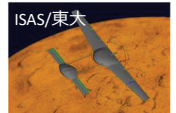


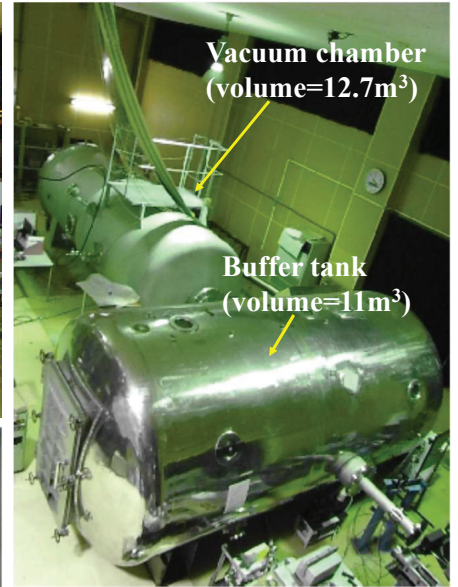
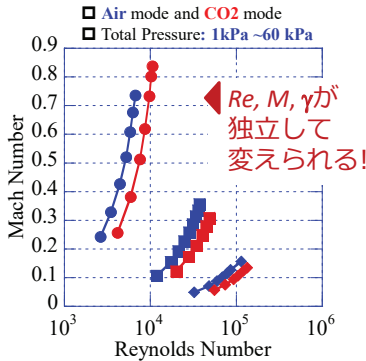
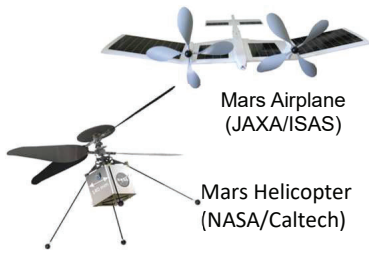
Figure 1. APEX mission profile.

Greer, Hamony, et al, Design and Predictions for a High-Altitude (Low-Reynolds-Number) Aerodynamic Flight Experiment, NASA/TM-1999-206579 (1999)

惑星大気グループ：火星大気風洞の開発（2008）



安養寺正之 博士論文 (2011)ほか



2021/7/2

第53回流体力学講演会／第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム

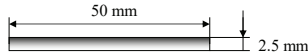
51

惑星大気グループ：平板翼－流れの相似則



M. Anyoji, et al, AIAA Journal, Vol. 53, No. 6 (2015)

5%-thick Flat Plate ($\alpha=0deg$)

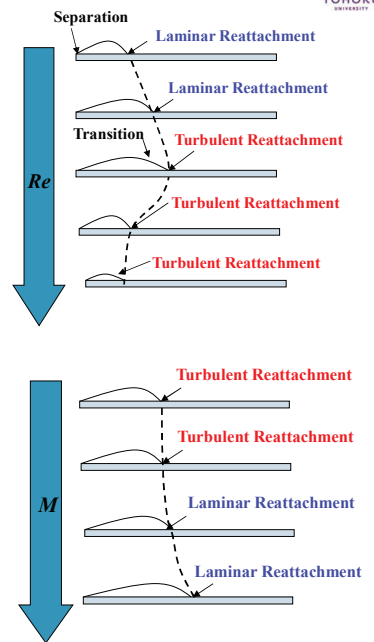
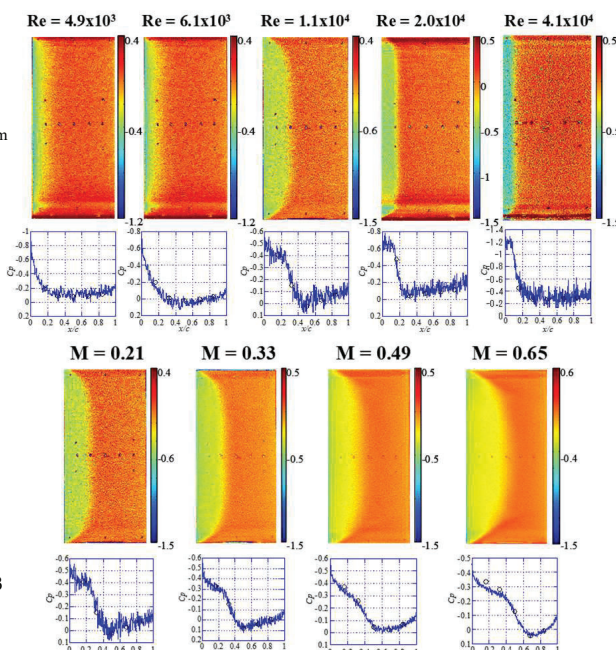
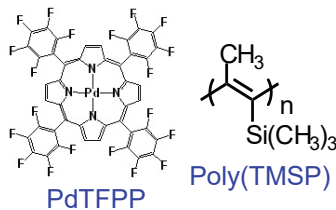


Reynolds数効果

$M = 0.20$
 $Re = 4.9 \times 10^3 \sim 4.1 \times 10^4$

Mach数効果

$M = 0.21 \sim 0.65$
 $Re = 1.1 \times 10^4$



2021/7/2

第53回流体力学講演会／第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム

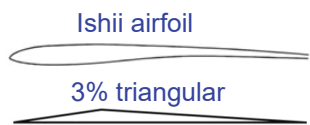
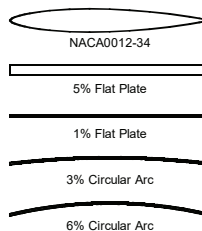
52

惑星大気グループ：低Reynolds数翼型



- 計測技術の開発： *M. Anyoji, et al. JOV (2015)* ほか
 - 空気力天秤, 感圧塗料 (PSP), 熱線流速計

- 供試体 (翼型) :
 - 平板翼, キャンバ付き平板, NACA-0012翼ほか.
 - 石井翼 (主翼), 三角翼 (プロペラ)



JAXA 宇宙研 大山准教授
流体所 永井教授

火星飛行機
高高度飛行試験 (2016.6)

FCAAP FLORIDA CENTER FOR ADVANCED AERO-PROPULSION

ONERA THE FRENCH AEROSPACE LAB

Imperial College London

ISAE SUPERSONIC

NASA

Mars Wind Tunnel 3D stick simulation

NASAに実験データ供給へ!

惑星大気グループ：基礎形状周りの流れ

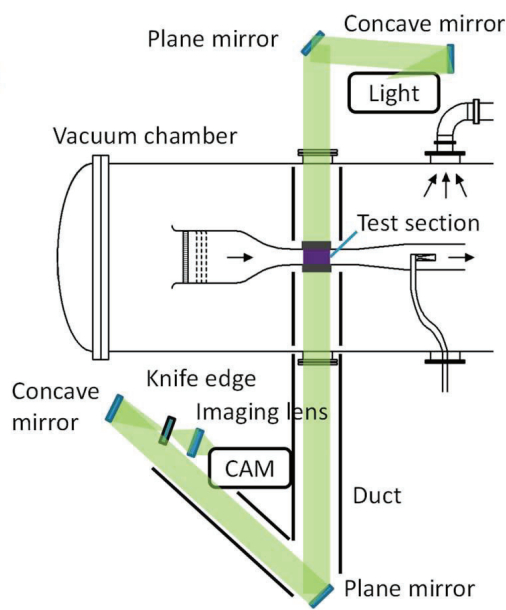
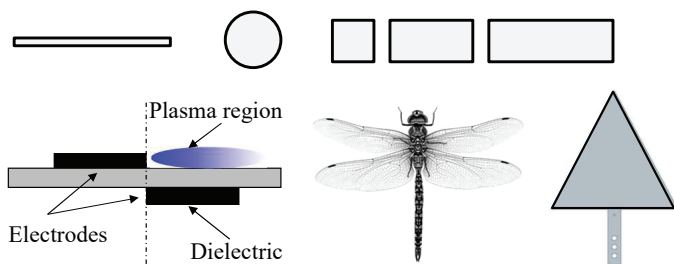


- 計測技術の開発：
 - 非定常感圧塗料 (uPSP)
 - 高速度シュリーレン

$$A = U \Sigma V^T = \sum_{i=1}^N u_i \sigma_i v_i^T$$

SVD/DMD

- 研究内容:
 - Basic shape: 平板, 円柱, 角柱, デルタ翼
 - Passive flow control (Biomimetics): Serration, mini-flap, corrugation...
 - Active flow control: DBD plasma actuator



Schematic of Schlieren System

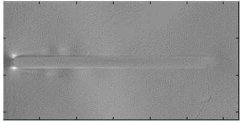
T. Nagata, A. Noguchi, et al. JFM (2020), E. Mongeol, et al. ExIF (2020), K. Kusama et al (2020), 他

惑星大気グループ：圧縮性低Re数流れ(例)

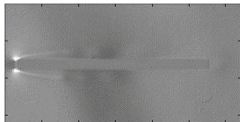


5%平板

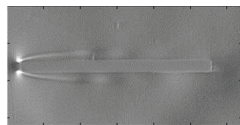
□ $Re = 10,000, M = 0.3$



□ $Re = 10,000, M = 0.45$

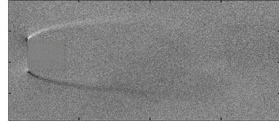


□ $Re = 10,000, M = 0.6$

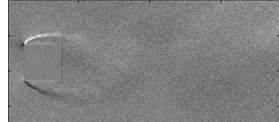


正方角柱

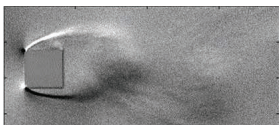
□ $Re = 1,000, M = 0.5$



□ $Re = 4,000, M = 0.1$

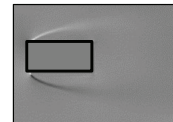
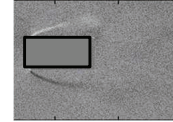


□ $Re = 4,000, M = 0.5$

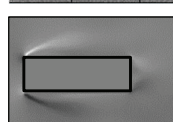
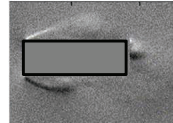


角柱(B/A=2,3)

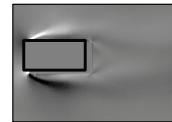
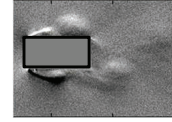
□ $Re = 2,000, M = 0.3$



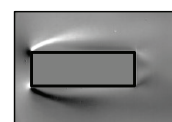
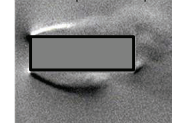
□ $Re = 4,000, M = 0.2$



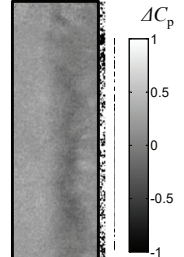
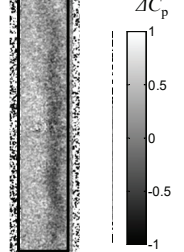
□ $Re = 5,000, M = 0.4$



□ $Re = 4,000, M = 0.5$



非常
PSP



Nagata, T., Noguchi, A., Kusama, K., et al., *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 893, A13
Kusama, K., Nagata, T., Anyoji, M., et al., *Fluid Dynamics Research*, 2021, 53(1), 015513

圧縮性低レイノルズ数流れ



C. Pekardan and A.A. Alexeenko, "Rarefaction Effects for Transonic Airfoil Flows at Low Reynolds Numbers," *AIAA Journal* 56(2), pp. 1-14 (2017)
DOI: 10.2514/1.J056051

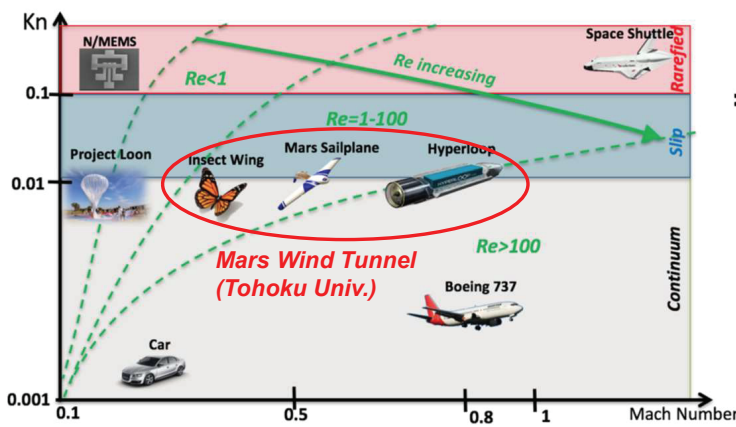


Fig. 1 Knudsen number vs Mach number chart for some applications in aerospace and transportation (N/MEMS, nano/microelectromechanical systems).

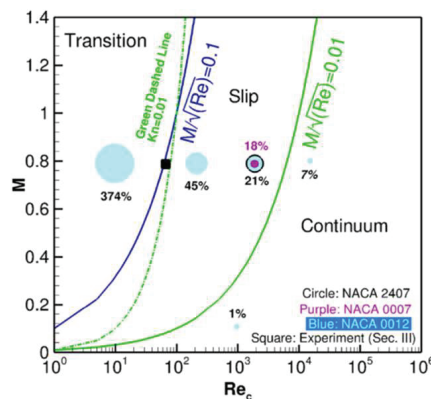


Fig. 15 Summary of the differences in drag for the NACA 0012, 0007 and 0012 and $M/\sqrt{Re} = \text{constant}$ lines.

Knudsen layer: $t_{Kn} \approx Kn$
 Boundary-layer: $t_{BL} \approx \frac{1}{\sqrt{Re}} \Rightarrow \frac{t_{Kn}}{t_{BL}} \approx Kn\sqrt{Re} = \frac{M}{\sqrt{Re}} < 0.01$

相似パラメータは M^n/Re^m で整理できる!

Planetary Locomotion-流れの相似則



■ 特集 先進的航空技術 第1部: プラズマと熱・高速度流 第14回 ■

Planetary Locomotion—惑星探査の新しい可能性

浅井圭介 Keisuke Asai / 永井大樹 Hiroki Naoi
東北大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻
Key Words: Planetary Exploration, Aerial Locomotion, Extreme Environment

はじめに
天体探査の分野には大気があり、それらの探査にも大気環境がある。また、その探査手段には、水やメタンが豊富に存在すると思われる。これらの大気は惑星の成り立ちや惑星の進化を探る科学的観点から、極めて重要な存在である。現在、惑星探査機とよば、機体を飛行する「オービター」軌道上に降り立つ「ランダー」や着陸後から自律飛行する「ローバー」が活躍している。しかし、これらの探査手段では、数百〜数千 km におよぶ距離にわたる調査や探査力の向上を行うことはできない。

そこで、これらの天体に存在する大気や水（深淵・深淵を含む）を利用した「飛行」(Aerial) もしくは「航行」(Aquatic) 型の探査機を考へることによる新たな探査手段を提案する。しかし、航空宇宙工学や航空工学を専門とする際、「工学的に何が実現可能であるかわからなければミッションが実現できない。逆に「ミッションが明確でない」は、それを達成するシステムを設計できないという困る。移動手段の成立が実現手段であるためである。

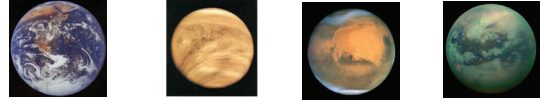
そこで、私たちは、惑星探査の可能な探査機を目的とする新しい工学分野として「Planetary Locomotion」の研究に共同で取り組むことを提案する。Oxford Dictionary of English によれば、Locomotion とは "movement or the ability to move from one place to another: the muscles that are concerned with" と定義されている。つまり、ここで我々が「Planetary Locomotion」と呼ぶものは「惑星に存在する大気や液体の存在を自在に移動することによる工学分野としての移動能力」を指している。宇宙飛行にはミッションとシステムという2つの側面があるが、地上または月面の移動がミッションとして工学がより提示された。探査機による天体探査の惑星ミッションの検討が可能なものと考えられる。

本解説では「Planetary Locomotion」が目指す目標と、その達成のために解決しなければならない技術課題を特に

図 1 惑星に存在する大気や水による探査機の種類と特徴

浅井圭介, 永井大樹, “Planetary Locomotion—惑星探査の新しい可能性,” 日本航空宇宙学会誌 Vol. 60(11) 2012, pp. 421-426.

大気がある惑星・衛星 (太陽系)



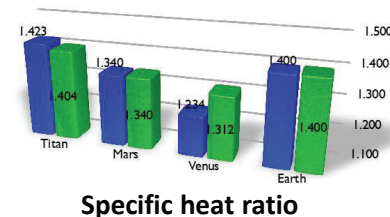
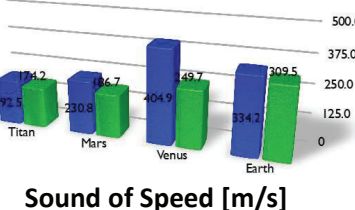
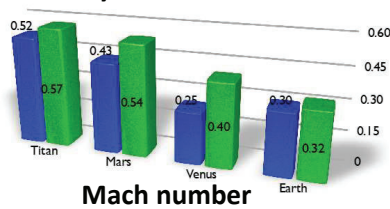
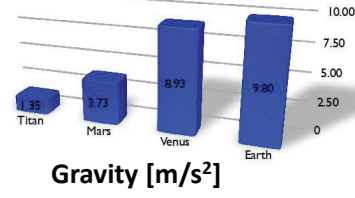
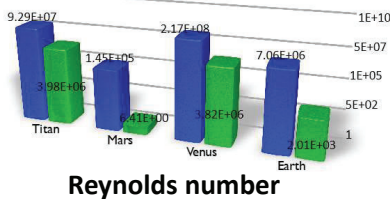
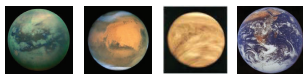
惑星	地球	金星	火星	タイタン
圧力 (hPa)	1,013	92,100	0.7	1,470
温度 (K)	288	740	210	94
重力加速度(m/s ²)	9.80	8.87	3.71	1.35
大気成分	N ₂ (78.1%) O ₂ (20.9%) Ar(0.93%) CO ₂ (0.03%)	CO ₂ (96.5%) N ₂ (3.5%) SO ₂ (0.015%) Ar(0.007%) H ₂ O(0.002%)	CO ₂ (95.3%) N ₂ (2.7%) Ar(1.6%) O ₂ (0.13%)	N ₂ (98.4%) CH ₄ (1.6%)
備考	水が存在	super rotation	ダストの存在	土星の衛星

「相似則」が面白い！ 地球上で行う実験で他の天体で起こる流体現象を予測する

Planetary Locomotion-流れの相似則



$L=1.00m, V=100m/s$



JAXA/ISAS 「惑星環境風洞実験装置」

測定部: 直径 1.6 m (円形開放)
内圧: 0.1気圧~5気圧

大島耕一, 徳永好志, 大島裕子,
「惑星大気風洞」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 31, No.351 (1983)



土星の衛星「タイタン」
大気成分: N₂(98.4%)
大気圧: 1470 hPa
重力加速度: 1.35m/s²
平均気温: -179°C(94K)

2026年 打上げ!!

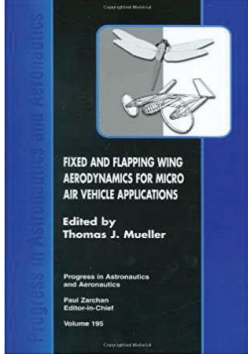
<http://dragonfly.jhuapl.edu/>

NASA Langleyが保有する低温風洞, National Transonic Facility (NTF) で実験が行われた!

動的風試グループ：飛行運動模擬へのチャレンジ



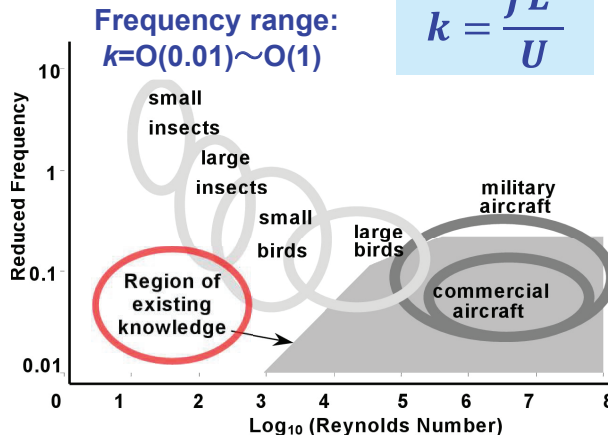
T. J. Mueller, "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications," Progress in Astronautics & Aeronautics, AIAA (2002)



流れの変動周波数に対するスケール効果

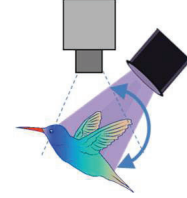
Strouhal数 (無次元周波数)

$$k = \frac{fL}{U}$$



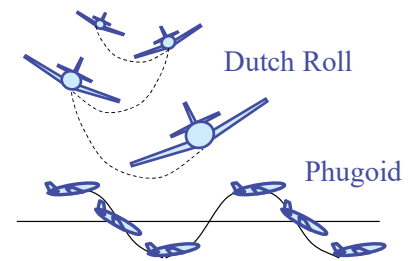
Challenge その1

羽ばたき翼表面の圧力計測



Challenge その2

風洞実験による動安定特性評価



動的風試グループ：ロボットマニピュレータの開発



RoboticsのExpert



内山 勝 先生
近野 敦 先生 (現北大)

要求条件:

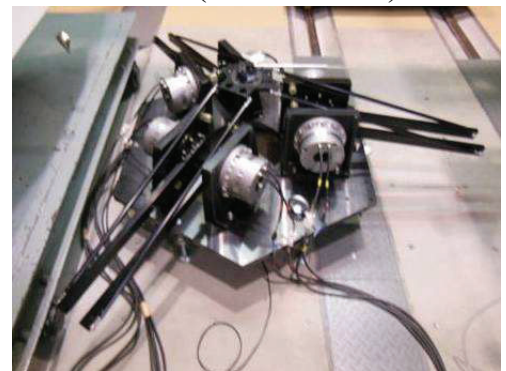
- ・ 高速
- ・ 多自由度
- ・ 高剛性

$$k = \frac{fL}{U}$$

PA10 (Serial Link)



HEXA (Parallel Link)



	PA10	HEXA
Type	Serial Link	Parallel Link
Characteristics	<ul style="list-style-type: none"> ・ Wide range of motion ・ Limited frequency performance 	<ul style="list-style-type: none"> ・ High frequency motion ・ High rigidity motion

動的風試グループ：ロボットマニピュレータの開発

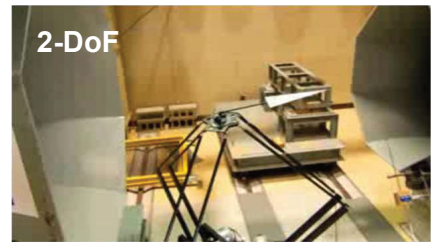
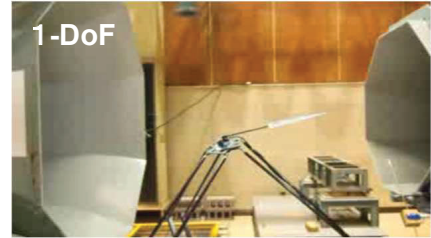


HEXA-X2 : 6-DoF Robotic Manipulator



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

Motor type: SHA40A51SG
(Torque **340Nm** Geared motor)
Weight (Base+motors) 158kg



動的風試グループ：磁力支持天秤装置 (MSBS)



SCI TECH FORUM Special Session: Magnetic Suspension and Balance Systems for Wind Tunnel Testing

大林先生 (招待講演) 2021.1.13



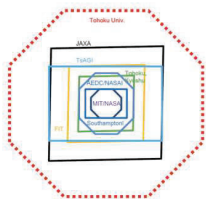
Organizer:
Colin P. Britcher
Professor, ODU
(USA)

An Overview of MSBS Activities at Tohoku University

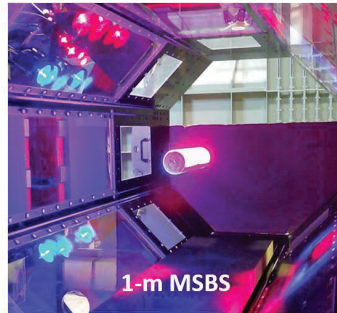
Shigeru Obayashi,¹ Taku Nonomura,² Keisuke Asai²

¹Institute of Fluid Science

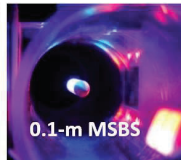
²Department of Aerospace Engineering
Tohoku University, Japan



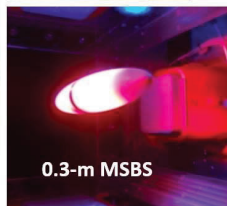
Comparison of MSBSs



1-m MSBS



0.1-m MSBS



0.3-m MSBS

Complex of Magnetic Suspension and Balance Systems (MSBSs) at Tohoku University

● 0.1-m MSBS

Low-speed
Dynamic
Supersonic



● 0.3-m MSBS

Low-speed
Dynamic
Advanced
measurements



● 1.0-m MSBS

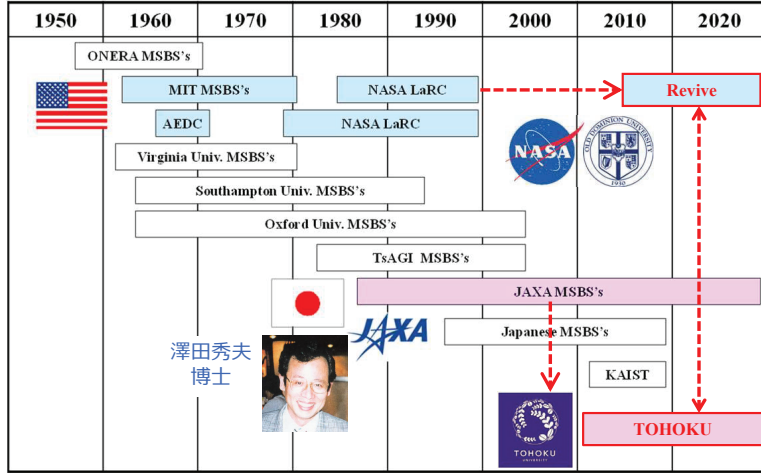
Low-speed
Dynamic / High- α
Low-turbulence



動的風試グループ：磁力支持天秤装置 (MSBS)



NASA Langley MSBSチーム



東北大学MSBSチーム

流体研 大林茂 教授 (当時所長)

設備概要図：フライト計測融合低乱熱伝達風洞設備

磁力支持天秤
磁気浮上によるモデルの強制振動試験装置。磁気浮上によるモデルの強制振動試験装置。磁気浮上によるモデルの強制振動試験装置。

三次元・軸列流風洞計測装置
軸列流風洞計測装置。軸列流風洞計測装置。軸列流風洞計測装置。

熱交換設備
熱交換設備。熱交換設備。熱交換設備。

音源発生計測装置
音源発生計測装置。音源発生計測装置。音源発生計測装置。

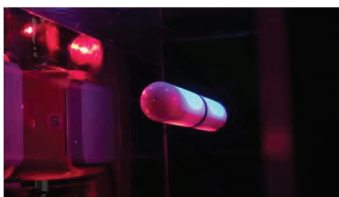
動的風試グループ：MSBSによる模型の強制加振



Forced oscillating test ~ 1 D.O.F. ~ (0.3-m MSBS)

➢ Amplitude 1 deg (pitching)

$f = 0.6 \text{ Hz}$



$f = 2 \text{ Hz}$

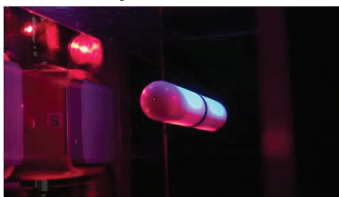


$f = 10 \text{ Hz}$



➢ Amplitude 2 deg (pitching)

$f = 0.6 \text{ Hz}$



$f = 2 \text{ Hz}$



$f = 10 \text{ Hz}$

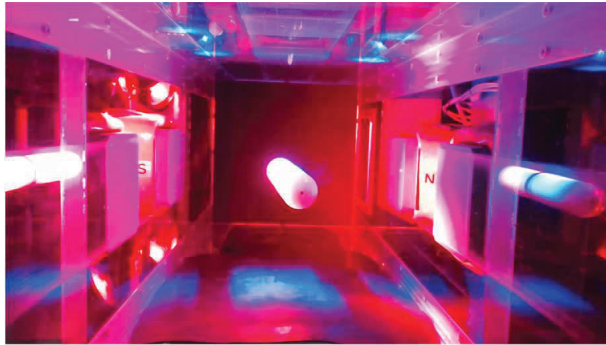


動的風試グループ：MSBSによる模型の強制加振



Example of Multi-DoF Motion ~ 2 D.O.F.

0.3-m MSBS



$f = 3\text{Hz}$, coning motion
(pitching+yawing)

1.0-m MSBS



$f = 5\text{Hz}$, coning motion
(pitching+yawing)

【参考】

大林茂, 大嶋龍, 澤田秀夫, “磁気支持天秤装置を用いた動的風洞試験の可能性”, 2L7, 平成 26 年度 航空宇宙空力シンポジウム, 米子(2015)
浅井圭介, 大嶋龍, 安保巧, 大林茂, 澤田秀夫, “MSBSによる非定常空力計測の現状と課題”, 第53回飛行機シンポジウム, 松山 (2015)

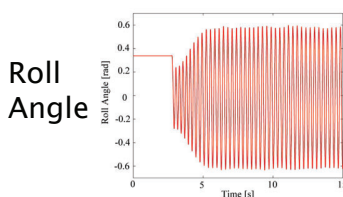
動的風試グループ：Hybrid Simulationの課題



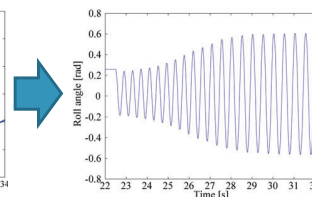
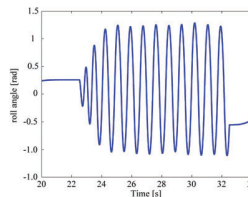
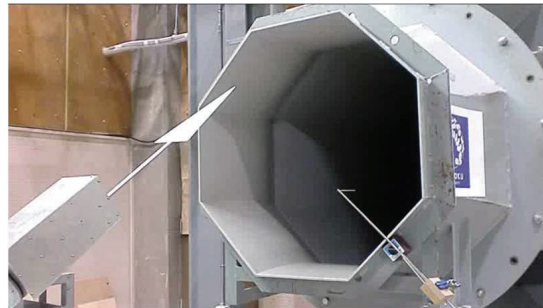
航空機の自励振動現象の再現

後退角80度デルタ翼のWing Rock現象 ($V=10\text{m/s}$, $\alpha=35^\circ$)

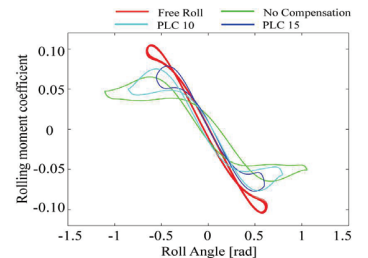
Free Roll ($f=3.22\text{ Hz}$)



Captive ($f=1.96\text{ Hz}$) 位相補償あり



中田 伸大, 阿部 弘之, 伊藤 崇文, 近野 敦, 姜 欣, 安孫子 聡子, 内山 勝, 沼田 大樹, 浅井 圭介, Hybrid Motion Simulation of an Aircraft in Wind Tunnel, 第12回SICEシステムインテグレーション部門講演会論文 集 2401-2404 (2011)

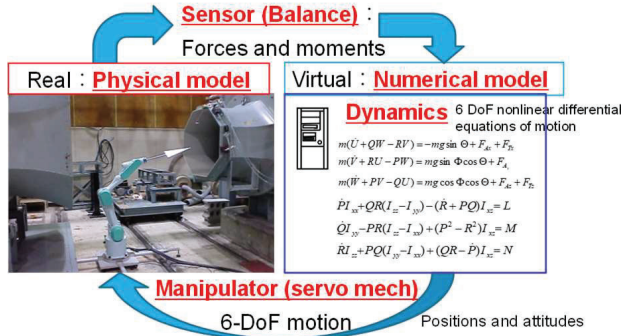


Hybrid Simulation
には, システム全体
のモデル化・最適化
が必要!

Hybrid Simulation: 仮想飛行試験の実現へ

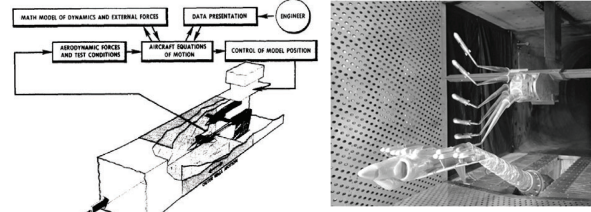
EFD + Flight Dynamics → “Flight Test in WT”

- Simulate “flow” in a wind tunnel, “motion” on a computer
- Real-time simulation of aircraft motion by closed-loop control



供試模型, 風洞設備, データ処理装置がそれぞれのレベルでスマート化・ロボット化し, それがエッジコンピュータを介してネットワークで結びつく, そのようなSF的な風洞の将来像は決して絵空事ではない. → **デジタル化の波に乗る!**

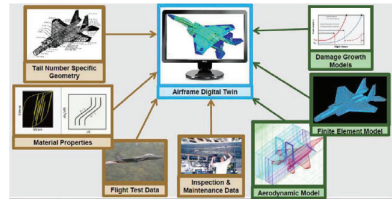
Captive Trajectory System (AEDC)



Dr. E. M. Kraft

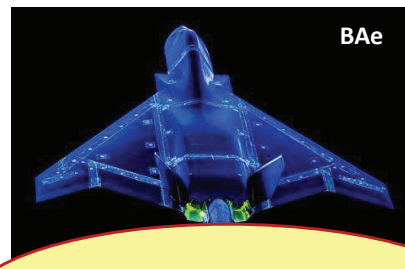


Airframe Digital Twin Approach

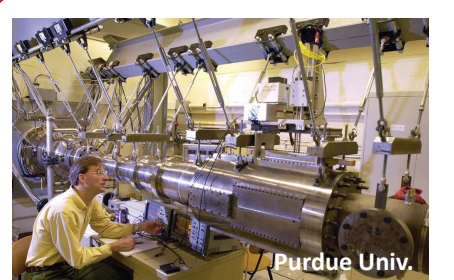


- The US Air Force **Digital Thread-Digital Twin** – Life Cycle Integration and Use of Computational and Experimental Knowledge (AIAA 2016-0897)
- Approach to the Development and Application of a **Digital Thread-Digital Twin** Authoritative Truth Source (AIAA 2018-4003)
- Transforming Ground and Flight Testing through **Digital Engineering** (AIAA 2020-1840)

本講演の最後に



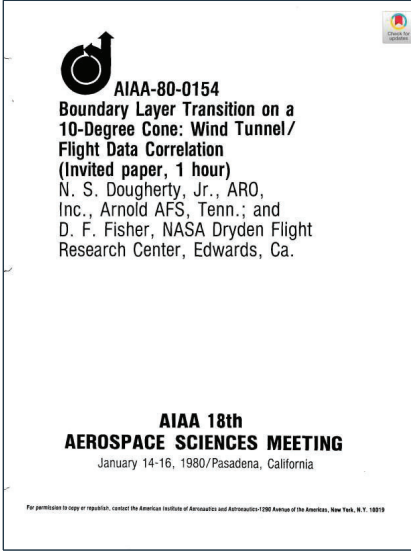
理想の風洞とは？



将来: 理想の風洞とは？



Dougherty, Jr., N. S., Fisher, D. F. : Boundary layer transition on a 10-deg cone : wind tunnel/ flight correlation, AIAA Paper 80-0154 (1980).



Boundary Layer Transition Group (BLTSG) chaired by **Dr. Eli Reshotko** (NASA Ames) was formed in the late 1970 and conducted systematic experiments on boundary-layer transition including flight tests



Transition detection → traversing a pitot tube along the cone surface

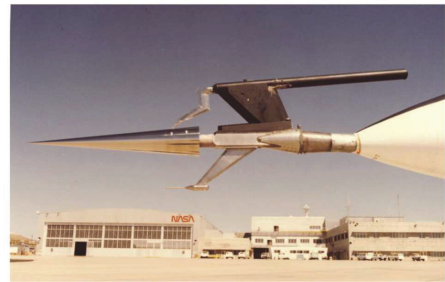
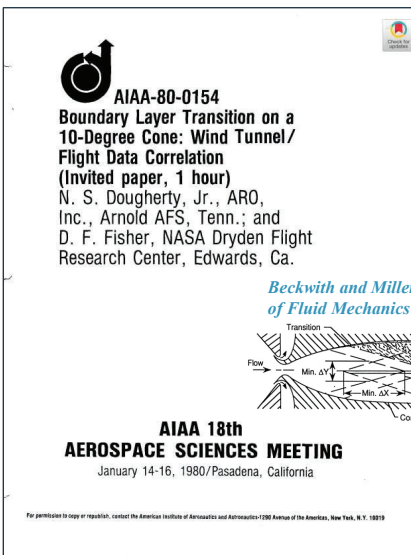


FIGURE 1.7 Transition cone flight experiment performed on a NASA F-15 aircraft at NASA Dryden Flight Research Center in the late 1970s. This was an example of a NASA aircraft adapted to conduct specific data collection for aeronomics research. SOURCE: NASA Dryden Flight Research Center.

将来: 理想の風洞とは？



Dougherty, Jr., N. S., Fisher, D. F. : Boundary layer transition on a 10-deg cone : wind tunnel/ flight correlation, AIAA Paper 80-0154 (1980).



Transition Reynolds number

10-deg Cone: Wind Tunnel vs Flight Test

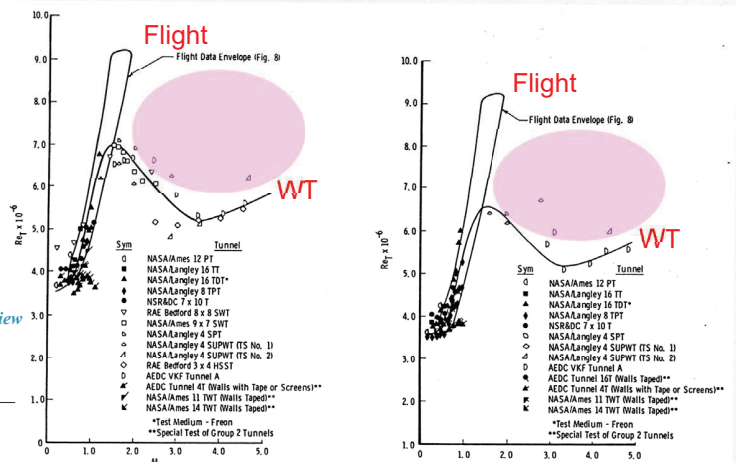


Fig. 15 Transition Reynolds numbers in lower-disturbance-level wind tunnels.

風洞壁の乱流境界層から放射される擾乱が模型に入射！

理想の風洞: 超音速 + 実Re数 + “低乱れ”



Magnetic Supersonic Cryogenic Flight Tube

NASA LangleyのETBで行われていたMSBSの応用に関する議論に基づく
 P. L. Lawing, "Magnetic Suspension — Today's Marvel, Tomorrow's Tool," *High Reynolds Number Flows Using Liquid and Gaseous Helium*, pp 153-164, Springer (1991)

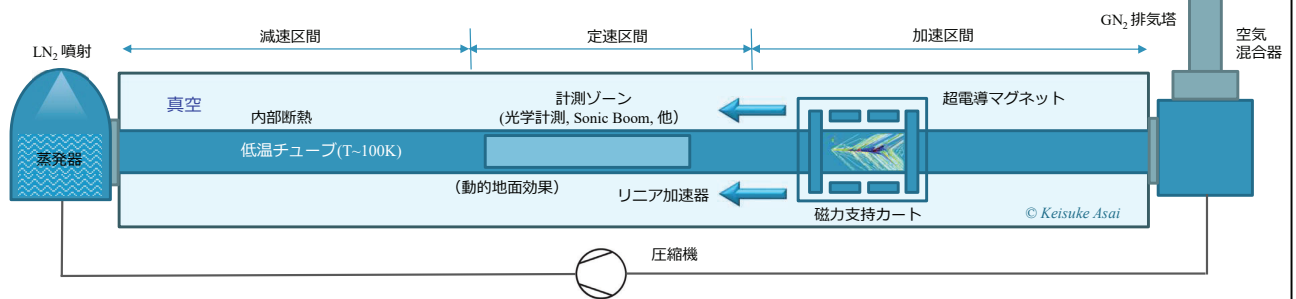


- Cryogenic
- Magnetic Suspension
- Optical Measurement
- “Quiet Flow”

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \infty \gamma^{0.5} MpR^{-0.5} T^{-1.4} L$$

$$a = \sqrt{\gamma R T} \quad T=100K \rightarrow a = 204m/s (N_2) \rightarrow \text{管短く, 動力小}$$

低温化のメリット
 (1) 高Re数, (2) 低音速



まとめ：“風洞屋”の流体力学



- 風洞は“人工自然”であり, “Flow Simulator”である.
- 相似則が面白い. まだまだやることがある.
- 風洞のHybrid Simulator化は時代の趨勢. デジタル化の波に乗る.
- 風洞の命題は変わらない. 「継続」こそ風洞屋の使命である.

東北大学図書館工学分館



「風洞を中心とする懇談会記事」

日本航空学会誌 昭和17年3月
 第9巻 第8号 (1942)

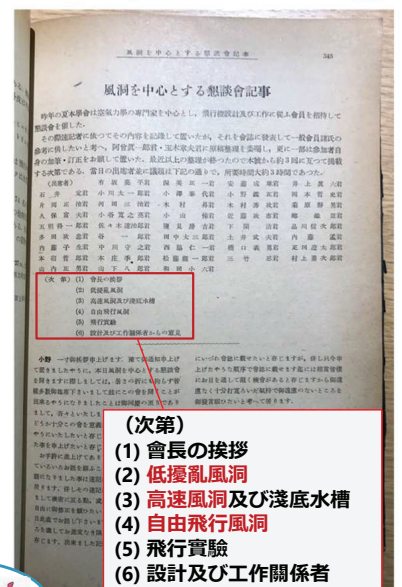
(出席者)

谷 一郎, 木村秀政, 小川太一郎,
 山名正夫, 和田小六, 河田三治,

...
 本庄季郎, 小山悌, 菊原静男,
 土井武夫, 内藤子生,

...

風立ちぬ
 の世界



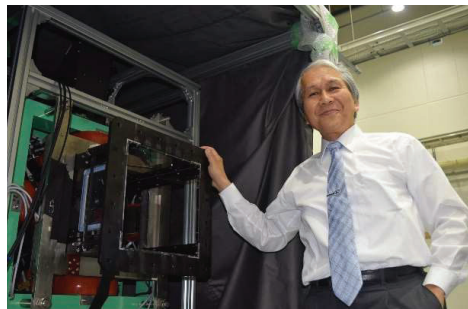
(次第)

- (1) 会長の挨拶
- (2) 低擾乱風洞
- (3) 高速風洞及び浅底水槽
- (4) 自由飛行風洞
- (5) 飛行実験
- (6) 設計及び工作関係者からの意見

結びの言葉 - “One for all, all for one”



風洞実験は多くの人々の支えをなくしてあり得ません。NAL在職中、大学で、そして学会等の活動を通じて、様々な形で支援を下された方々に心より感謝いたします。



有難うございました！