

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

平成24 年度JAXA 航空プログラム
公募型研究報告会資料集(22・23 年度採用分)

2014年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

はじめに

世界の航空機の需要は今後20年間で2倍以上に伸びることが予想されています。これを実現するためにはCO₂等の排出物の大幅な削減や騒音低減等のより環境に優しい航空機実現のための技術開発やそれらの航空機を安全に運航させるための運航・安全技術の技術開発が欠かせません。そういった中で技術波及効果が高く、産業的に広い裾野を持つ航空機産業の成長を促し、今後の我が国の基幹産業の一つにしていくことを目指して国際競争力のある技術を産業界が受け止められるレベルまで持ち上げることがJAXA航空の役割であり目標であると考えています。

文部科学省 科学技術・学術審議会研究計画・評価分科会航空科学技術委員会において「航空科学技術に関する研究開発の推進のためのロードマップ（2012）」（平成24年8月）として了承されたところですが、航空機産業を研究開発面で促進していくためには、技術開発の面でも産官学の連携をよりシステマティックにして、お互いが相補的な役割を担いながら、基礎的な研究が応用研究、実用化研究へとうまくつながって行くことが重要であることは、言うまでもありません。

JAXA 航空部門では、成果を効果的に創出するとともに、外部機関との協力を拡大し、我が国の航空基盤を強化する等の観点から、従来の個別に進めてきた共同研究や委託研究の枠を広げて、大きなテーマと課題を設定し、そのための解決策を外部の知的リソースに幅広く求めていく仕組みとして、平成22年度から公募型研究制度を導入しています。

平成24年12月7日に各研究間の情報交流、意見交換の場を提供するために、平成22年度に採択された「静粛超音速機技術の研究開発」及び平成23年度に採択された「国産旅客機高性能化技術研究開発」に係る課題のうち研究継続中のものについて、成果報告会を開催しました。本報告書は、その際の成果をまとめたものです。

JAXAの目指している産学官の相互交流による人材発掘、人材交流の促進及び若手人材への機会提供への貢献の一端を理解していただくための資料として活用していただければ幸いです。

宇宙研究開発機構航空プログラムグループ
航空プログラムディレクタ 岩宮敏幸

目 次

1. ロバスト性を考慮したトポロジー最適解群による航空機構造部材の トポロジー最適設計.....	1
○申 鉉眞（東京工業大学）、平野 義鎮（JAXA）、轟 章（東京工業大学）	
2. 高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗の低減に関する基礎的研究.....	13
深淵 康二、亀谷 幸憲（慶應義塾大学）	
3. インテークバズの発生メカニズム解明とその制御.....	21
亀田 正治（東京農工大学）	
4. クラスタ型超音速インテークに関する研究.....	31
○園田 誠一、上田 賢太郎（以上、川崎重工業（株））、 山蔭 達哉、田島 厚志（以上、川重岐阜エンジニアリング（株））	
5. 小型超音速旅客機用エンジンの性能検討.....	39
浅子 知昭（株式会社 I H I）	
6. プラズマ流体アクチュエータによる超音速航空機の離着陸時空力性能改善.....	47
松野 隆（鳥取大学）	
7. 環境適合超音速機の多点設計に関する研究.....	61
金崎 雅博（首都大学東京）	
8. 学術俯瞰システムを応用した航空産業技術ロードマップ構築支援の研究.....	83
中村 裕子（東京大学）	
9. CNT単分散化によるチタンの静的・動的強度および耐熱性の向上に関する研究....	97
○近藤 勝義、梅田 純子（大阪大学）	
10. 計測ひずみによるCFRP翼構造の荷重・応力同定と損傷モニタリング.....	109
福永 久雄（東北大学）	
11. 連続炭素繊維強化複合材料への熱可塑性プラスチック適用による 超高速成形法の確立.....	121
○小林 訓史（首都大学東京）、森本 哲也（JAXA）	
12. 生体組織の流動変形の特性解析と鳥衝突試験用ファントム開発.....	131
佐久間 淳（東京農工大学）	

13. 航空機用アルミニウム合金を用いた発泡材料の製法開発と強度・機能性の評価.....	141
○鈴木 進補、野中 由寛、福井 貴明（早稲田大学）	
14. 炭素繊維強化材／軽量合金継手の耐食性評価.....	151
池庄司 敏孝（東京工業大学）	
15. 埋込光ファイバセンサを用いたCFRP構造ライフサイクルモニタリング技術構築に 関する研究.....	165
水口 周、武田 展雄（東京大学）	
（所属は発表当時）	

ロバスト性を考慮したトポロジー最適解群による 航空機構造部材のトポロジー最適設計

○ 申 鉉眞 (Hyunjin SHIN: Graduate school of
Tokyo Institute of Technology)
平野 義鎮 (Yoshiyasu HIRANO: JAXA)
轟 章 (Akira TODOROKI: Tokyo Institute of Technology)

Dec, 7, 2012
JAXA 報告会

Tokyo Institute of Technology
Todoroki - Mizutani Lab.



Background

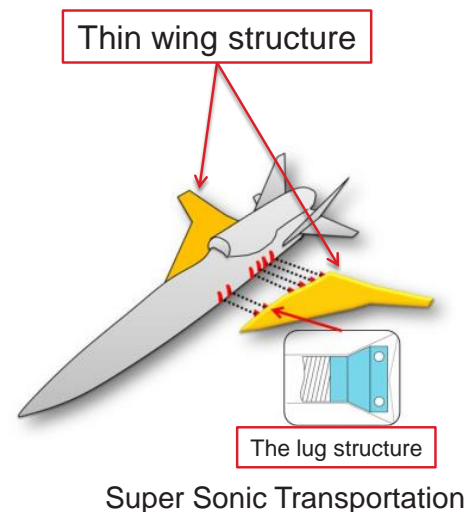
Super Sonic Transportation

In the SST, it is required to

- High speed
- Economic viability
- Environmental compatibility

The lug structure

- small and restricted design domain
- several loadings that have uncertainties
- high stiffness
- weight reductions



➔ Robust topology optimization is necessary to determine the optimal lug structure lay-out that is robust to loading perturbation.



Background

Robust topology optimization

- Worst case approach, Average design approach(e.g. the expected and variance compliance model), etc.
- It transform the probabilistic optimization problem into a **multiple load case** with some discretized approaches
- It based on the compliance minimization problem of the multi-loadcase.



- ✓ A robust solution is the part of the Pareto-optimal solutions of the minimum compliance optimization problem with multi-loadcase.
- ✓ If there are two more independent loadings which have uncertainties, the number of objective functions that should be considered is increased



It is necessary to approach the robust topology optimization as **Multi-Objective Optimization Problem(MOOP)**.



Background and objective

Multi-Objective Optimization Problem(MOOP)

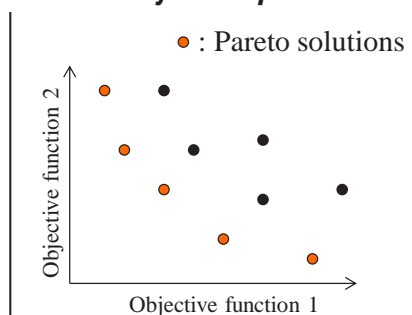
- It is important to find many optimal candidates such as **Pareto-optimal solutions**.
- It is preferable for a designer to provide the Pareto-optimal solutions with **some useful information** in order to determine the final design from Pareto-optimal solutions.

Objective

To propose an efficient method for the robust topology optimization of the lug structure from the perspective of Multi-Objective Optimization Problem.

- ✓ finding Pareto-optimal solutions
- ✓ extracting some useful information
(e.g. trade-off relations, relations between topology and objective functions)

Multi-objective problem



Proposed method

Minimization compliance problem of the multi-loadcase

- Robust topologies are explored from the Pareto-solutions obtained from the compliance minimization problem of the multi-loadcase.
 - Robust solution is the part of the Pareto-optimal solutions of the minimum compliance optimization problem of the multi-loadcase.
- **NSGA-IIa**(elitist non-dominated sorting genetic algorithms) was used to find Pareto-optimal solutions.

Advantage of Multi-Objective Genetic Algorithm

- It is possible to find a number of Pareto-optimal solutions in one single simulation run.
- Better global searching capability than sensitivity analysis methods
- It is possible to apply some problems which has non differentiable objective functions Fitness function based on objective is used for evolution of population.
 - Fitness function based on objective is used for evolution of population.

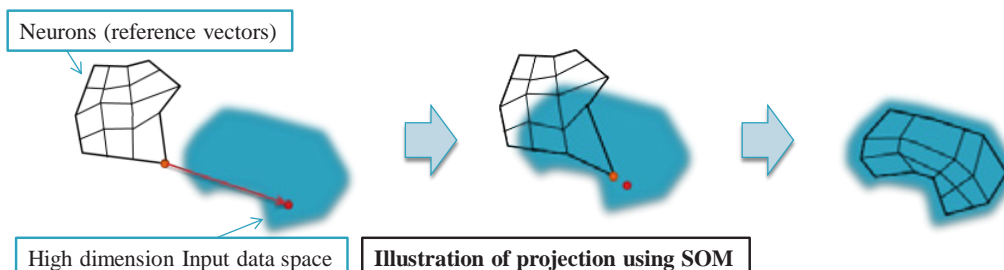


Proposed method

Design exploration by using Self-Organizing Map

- Self-Organizing Map (SOM) was used for the efficient exploration from the Pareto-optimal solutions obtained by NSGA-IIa.
- It is the one of the artificial neural network algorithms using unsupervised learning.
- A nonlinear projection algorithm from high- to low-dimensional space.
- For the projection, it classify the high dimensional data according to data similarity(distance).

- ✓ Useful for visualizing the low dimensional views of high dimensional data.
- ✓ It can be effectively utilized to visualize and explore properties of the data.



Proposed method

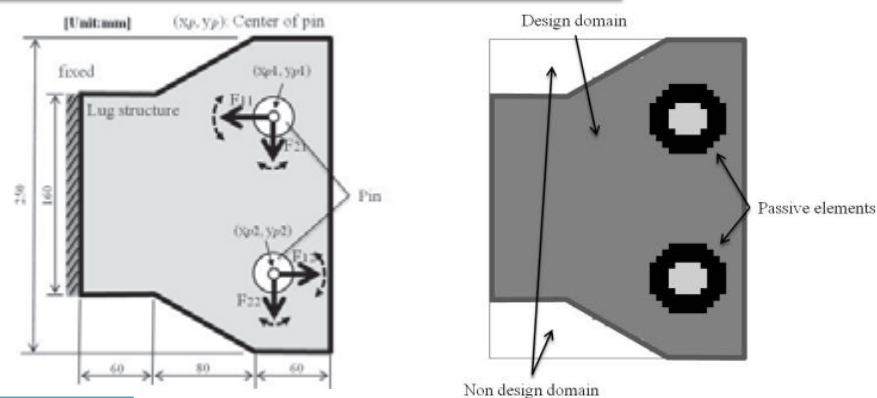
Procedure of the proposed method

1. **Define load cases** considering uncertainties of loads.
2. **Implement the NSGA-IIa** for minimize-compliance problem with the multi-load case.
3. **Classify the Pareto-optimal solutions** of the multi-load case problem **by using SOM** according to their topological characteristics .
4. **Calculate** the expected compliance and standard deviation of compliance for **robustness evaluation of Pareto-optimal solutions** .
(Kriging surrogate model was used in order to reduce calculation cost.)
5. **Explore the robust topology** on the SOM.



The lug structure

The structural configuration of lug model and design domain



Loading uncertainty

Normal distribution	Bending moment(F1)		Shear force(F2)	
	Mean	Std	Mean	Std
Magnitude	$F_{11}(\text{at } y_{p1}=205\text{mm})=80$	5	10	10
	$F_{12}(\text{at } y_{p2}=45\text{mm})=80$			
Direction(θ) [°]	$\theta_{11}=180, \theta_{12}=0$	40	270	20

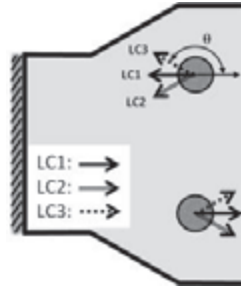


Loadcases

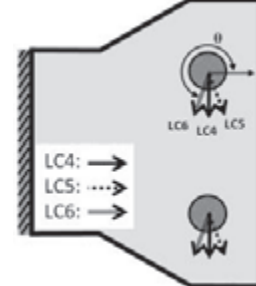
Load cases(3-levels)

➤To consider the uncertainty of the loading direction, three-levels direction loadcases were considered

For bending moment uncertainty



For shear force uncertainty



Magnitude and loading direction of each loadcases

No. Loadcase	Magnitude	loading direction(θ)
1	$1 \cdot 80/ y_p - 125 $	$180^\circ, 0^\circ$
2	$1 \cdot 80/ y_p - 125 $	$220^\circ, -40^\circ$
3	$1 \cdot 80/ y_p - 125 $	$140^\circ, 40^\circ$
4	1	270°
5	1	290°
6	1	250°



Topology optimization using MOGA

Multi-Objective Genetic Algorithm(MOGA)

➤Multi-objective optimization using NSGA-IIa

- Total generation=800, Population size=100, Total runs=5
- Crossover : 2point binary and PCX
- Mutation : Polynomial mutation

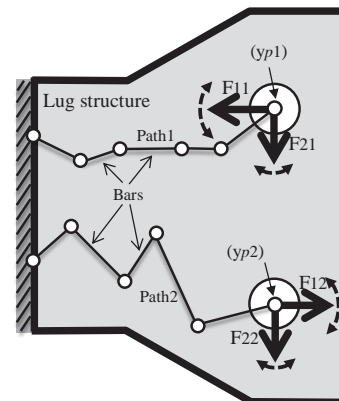
Minimization of each loadcase compliance with volume fraction $f=0.4$

→Total number of objective function is 6

Bar-representation method

➤Design parameters are

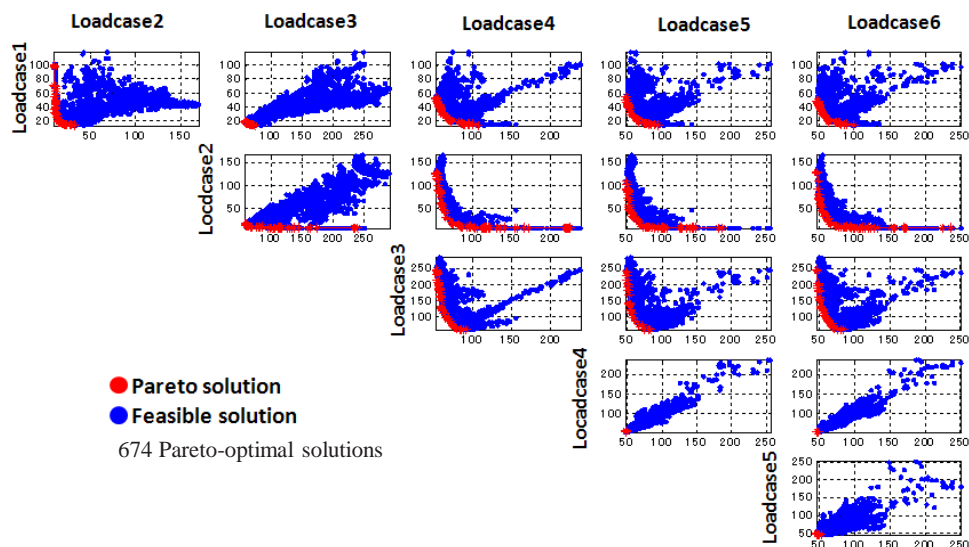
- the position of each vertex and thickness of each bar. (5bars/path, 2path,)
- the position of i th pin about y-axis.



F1: Bending moment
F2: Shear moment
 y_{pi} is the position of i th pin about y-axis.



Result of NSGA-IIa



Each loadcase compliance is represented in both axes



Calculation of robustness

Monte Carlo simulation

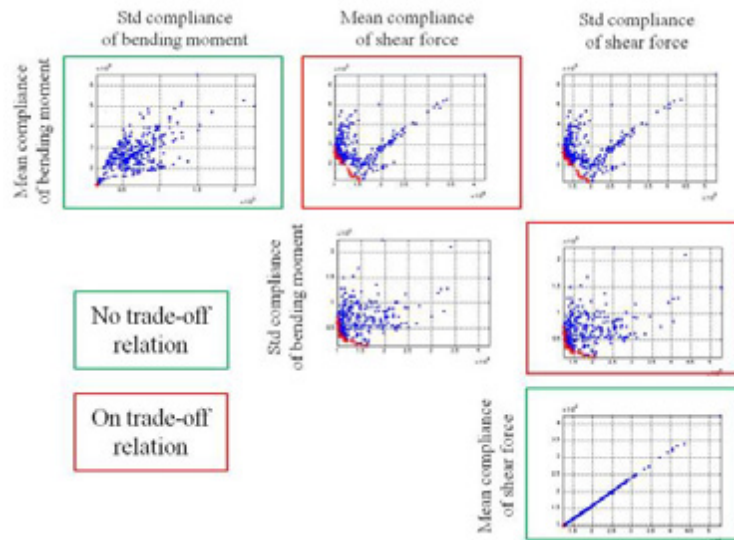
- ✓ Calculate **the expected compliance and standard deviation** of Pareto-optimal solutions
- ✓ 10,000 load samples

	Bending moment(F1)		Shear force(F2)	
	Mean	Std	Mean	Std
Magnitude	$F_{11}(y_{p1}=205\text{mm})=80$ $F_{12}(y_{p2}=45\text{mm})=80$	5	10	10
Direction(θ) [°]	$\theta_{11}=180, \theta_{12}=0$	40	270	20

- ✓ Kriging surrogate model
 - Kriging model was used to approximate the compliance space of each topology
 - Design variable of the Kriging model are magnitude and direction of loading
 - 80 FEA results were used to construct the Kriging response surface



Result of Monte Carlo simulation



- ✓ There are Pareto-optimal solutions in the robustness performance space.
- ✓ There are some trade-off relations between objective functions.

➡ In order to find more information, SOM was used



Classification using SOM

Classification using SOM

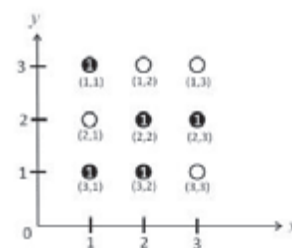
- ✓ SOM was used in order to investigate efficiently about the relation between topology and robustness objectives
- ✓ Some topology characteristics are defined for SOM classification
 - All elements density value of the Finite Element Analysis model.
 - The width and height, in element that density is 1, of the FEA model.
 - The mean, variance and covariance of the density of FEA element about each axis.



Topology

1	0	0
0	1	1
1	1	0

Density matrix of FEA



Density coordinate space



Result of topology classification

- ✓ Result of classification of all Pareto-optimal solutions obtained by NSGA-IIa and clustering.
- ✓ Topologies were classified according to topology characteristics
- ✓ Adjacent individuals topology are similar to each other.
→ Adjacent topologies have similar characteristics and performances
- ✓ There are 7 clusters on the SOM

Representative topologies on the SOM



Clusters on the SOM



Information from the SOM(1)

SOM colored by robustness performances

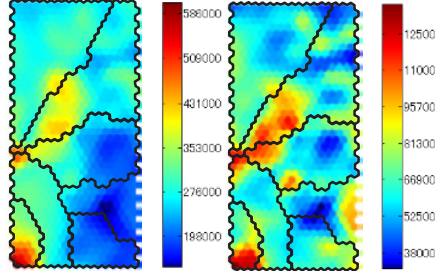
Robustness to the loading uncertainty

- ✓ Topologies in the cluster 4 is most robust to bending moment perturbation
- ✓ Topologies in the cluster 1 is most robust to shear force perturbation
- ✓ Topologies in the cluster 7 have poor performance of robustness to both loadings perturbation



Robustness against bending moment uncertainty

Mean[compliance]:ECBend Std[compliance]:StdCBend

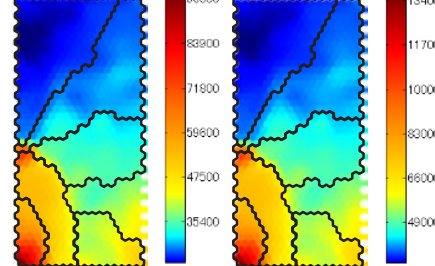


Clusters



Robustness against shear force uncertainty

Mean[compliance]:ECShear Std[compliance]:StdCShear



Topologies



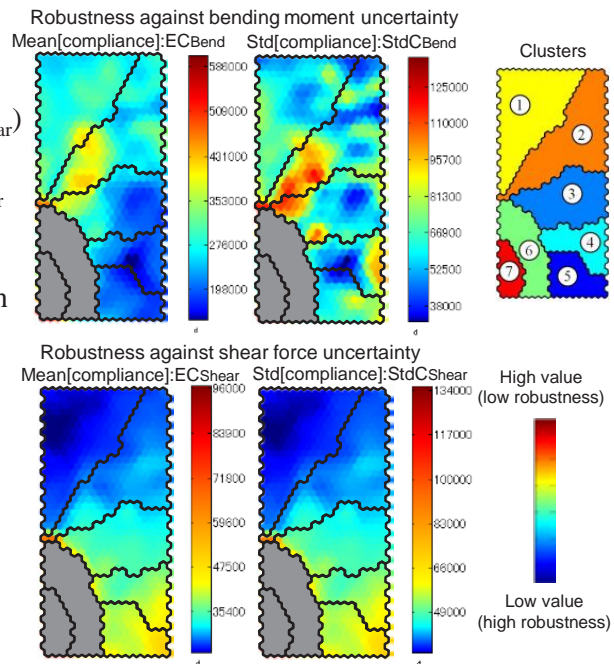
Information from the SOM(2)

SOM colored by robustness performances

Trade-off relations

✓(EC_{Bend} and $StdC_{Bend}$), (EC_{Shear} and $StdC_{Shear}$)
show similar SOM color pattern
→ EC_{Bend} and $StdC_{Bend}$, EC_{Shear} and $StdC_{Shear}$
are not in a trade-off relation

✓ EC_{Bend} and EC_{Shear} are in a trade-off relation
because its SOM patterns show almost
opposite color patterns



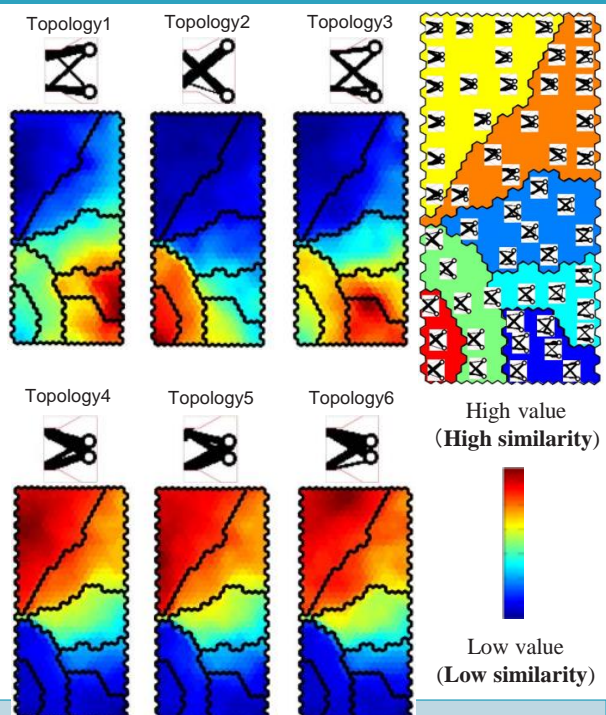
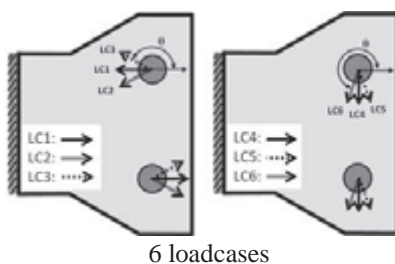
Tokyo Institute of Technology

17

Information from the SOM(3)

Topology similarity

- ✓SOM colored by topology similarity to the each loadcase optimum topology shown above the each SOM
- ✓Topology on the red color unit has high similarity to the topology above each SOM
- ✓Topology on the blue color unit has low similarity to the topology above each SOM



Tokyo Institute of Technology

18

Information from the SOM(3)

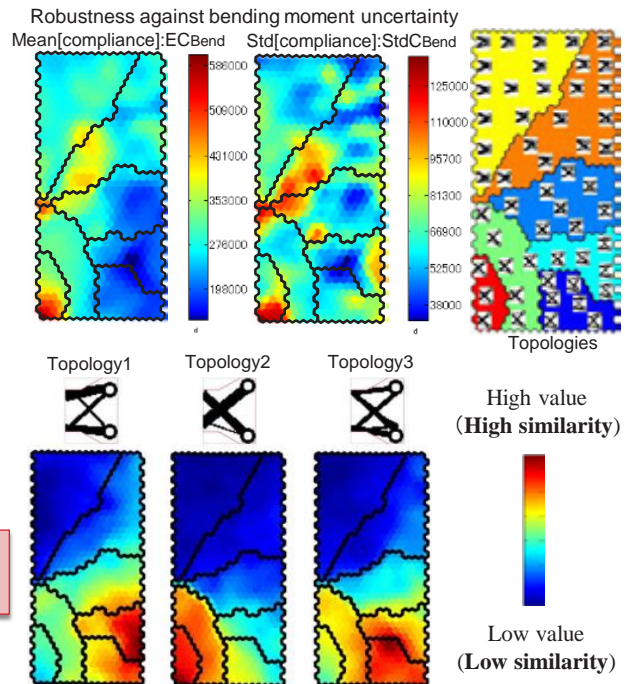
Topology similarity

- ✓ Similar topologies to the topology3 (optimum topology of loadcase 3) have low EC_{Bend} and $StdC_{Bend}$ value.
- ✓ Topology 3 is located between topology 1 and topology 2 on SOM.

→ Topology 3 has both characteristics of topology 1 and 2.



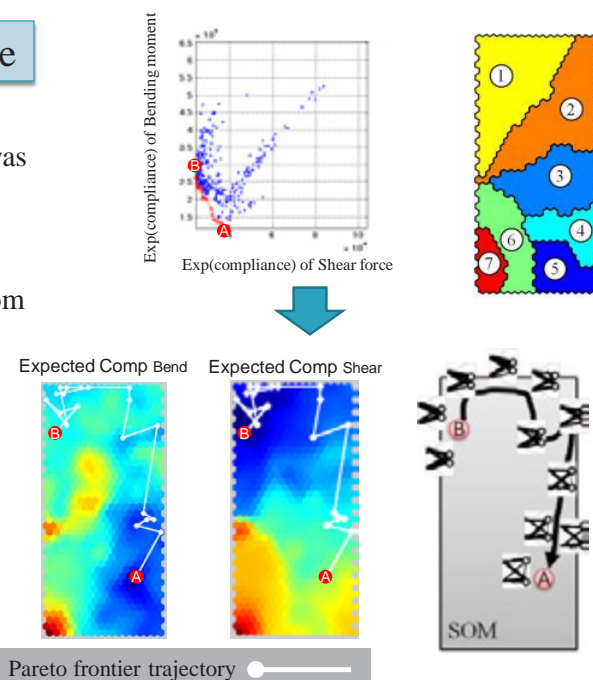
It is the reason why topology 3 is robust to bending moment uncertainty.



Robust topologies on the SOM

Mean compliance objective space

- ✓ Trajectory of Pareto-optimal solutions between A and B in the objective space was plotted on the EC_{Bend} and EC_{Shear} SOM.
- ✓ The Pareto-optimal solutions in the robustness objective space are located from the cluster 4 to 1 in order.
- ✓ Topologies in the clusters 2, 3 have balanced robustness performance
→ both characteristics of topology 3 and 4



Conclusion

- ◆ For the robust topology optimization of lug structure with loading uncertainty, Multi-Objective Genetic Algorithms was used with multi-loadcases problem.
- ◆ Exploration method of Pareto-optimal solutions by using SOM was proposed for the efficient exploration in the robust topology instead of using objective space plotting.
- ◆ Pareto optimum topologies of the lug structure are obtained.
- ◆ Proposed method shows effectively some trade-off relations between objective functions, and relations between topology and objective function.





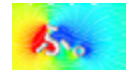
2012-12-07 JAXA APG公募型研究報告会

高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗の低減 に関する基礎的研究

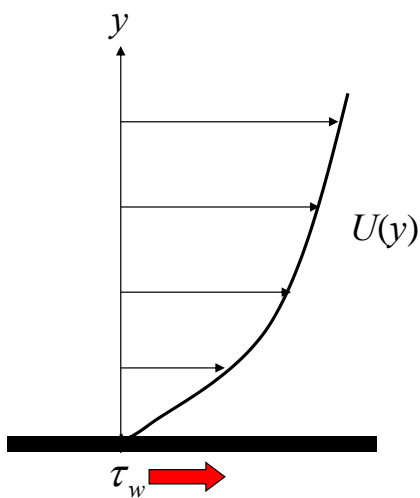
慶應義塾大学理工学部機械工学科
○深淵 康二, 亀谷 幸憲



流体の摩擦抵抗



2/14



- 摩擦抵抗

$$\tau_w = \mu \left. \frac{dU}{dy} \right|_w$$

粘度

- 摩擦抵抗係数

$$C_f = \frac{\tau_w}{(1/2)\rho U^2}$$

$$f = 4C_f$$

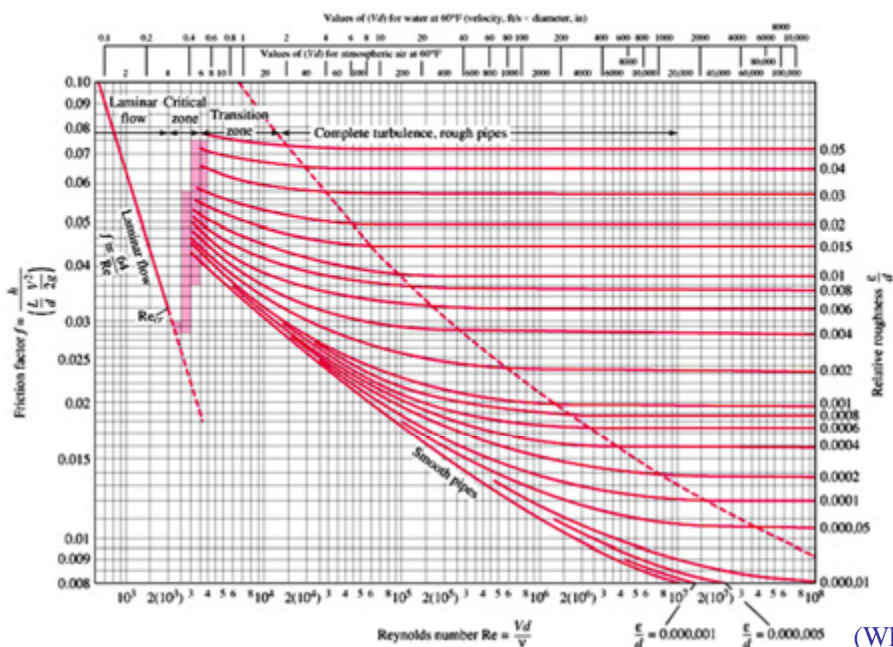


層流と乱流の摩擦抵抗



3/14

- 乱流の摩擦抵抗は同じレイノルズ数の層流の摩擦抵抗より格段に大きい！



(White, 2008)

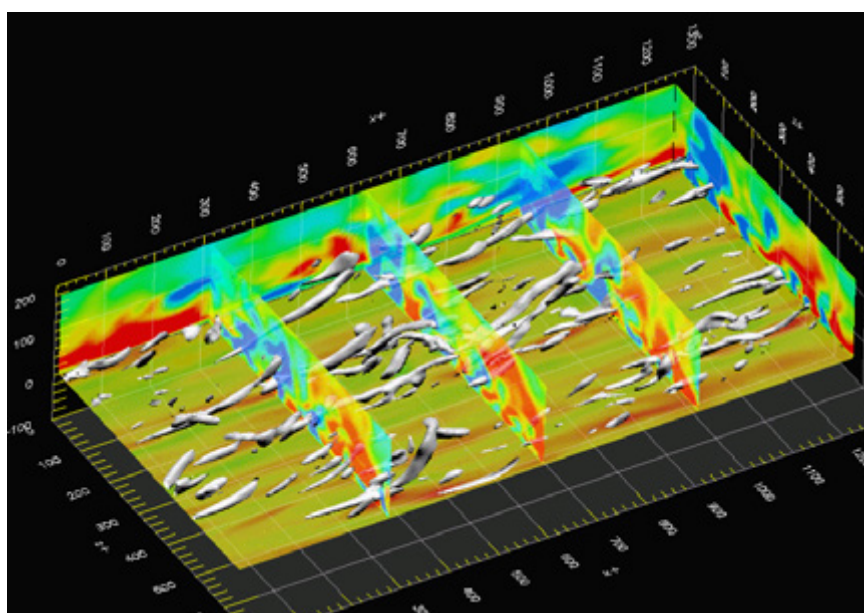


乱流摩擦抵抗の原因



4/14

- 無数の縦渦による運動量交換の活発化が原因



(Fukagata et al., 2006)



翼に対する摩擦抵抗低減の考え方



5/14

- まず、上流ではできるだけ層流を保つ努力をする
 - 自然層流翼
 - 一様吸込み
- 乱流に遷移してしまったら乱流の摩擦抵抗を減らす努力をする
 - 乱流摩擦抵抗低減制御
(非圧縮性壁乱流では比較的良好に研究されているが、圧縮性壁乱流での効果は不明)

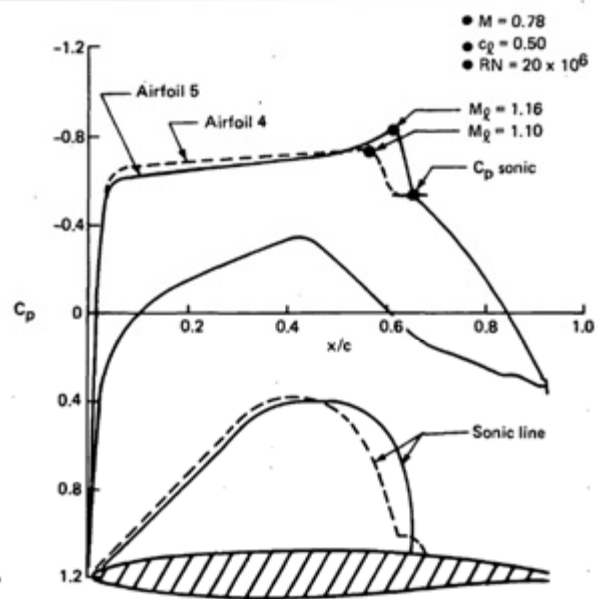
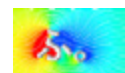


Figure 15. Pressure Distribution Comparison, Airfoils 4 and 5
(NASA Report, 1979)

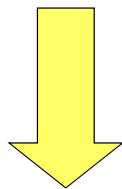


研究目的



6/14

- 高マッハ数 ($M \approx 1.5$) の空間発達乱流境界層** に対するアクティブ摩擦抵抗低減制御の基盤技術を確立



(JAXA HPより)

- 環境・エネルギー資源に優しい静粛超音速機の実現に寄与



研究計画(2010—2012年度)



7/14

2010年度

- ①非圧縮空間発達乱流境界層制御のDNS
- ②圧縮性チャネル流DNS コードの開発および検証

2011年度

- ①圧縮性空間発達乱流境界層DNS コードの開発および検証
- ②非圧縮壁乱流の摩擦抵抗低減のために開発された制御則を適用した $M = 1.5$ の空間発達乱流境界層のDNSおよび制御効果における相違点の抽出

2012年度

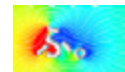
高マッハ数壁乱流に適した制御則の開発およびDNSを用いた制御効果の評価



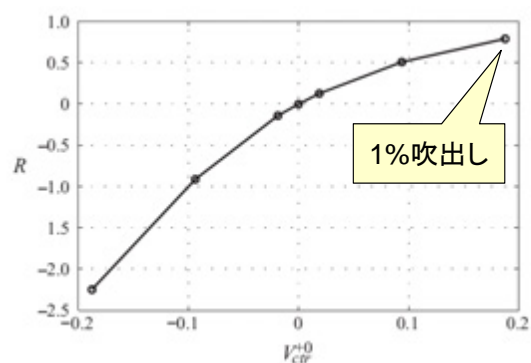
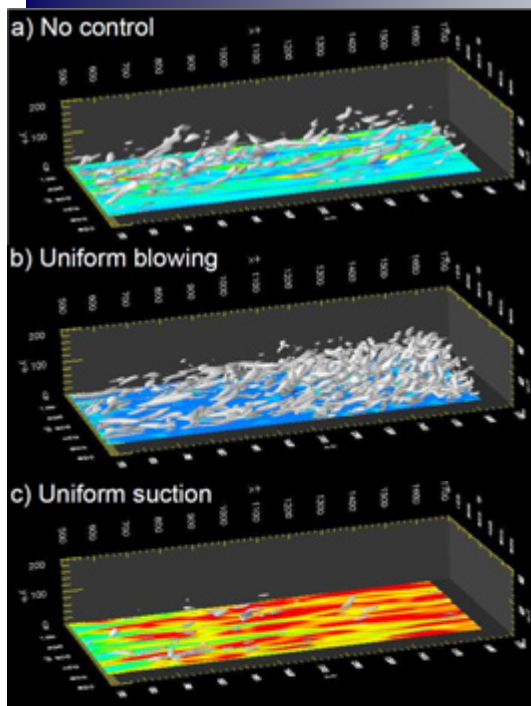
高マッハ数壁乱流における摩擦抵抗低減のための基盤技術の確立へ



一様吹出し／吸込みを用いた非圧縮空間発達乱流境界層制御のDNS (Kametani & Fukagata, *J. Fluid Mech.* **681** (2011))



8/14



- 主流の1%の一様吹出しにより摩擦抵抗約75%低減
- 理想的に給気できれば正味の必要動力も約75%低減

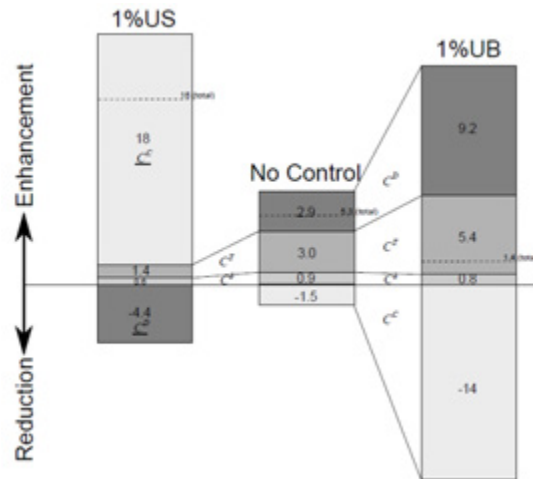


一様吹出し／吸込みを用いた**非圧縮**空間発達乱流境界層制御 のDNS (Kametani & Fukagata, *J. Fluid Mech.* **681** (2011))

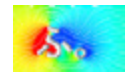


9/14

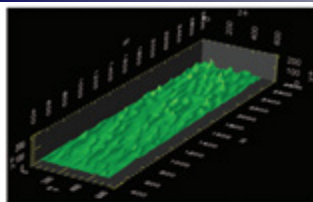
- **FIK恒等式**(Fukagata et al., *Phys. Fluids* **14** (2002))を用いた摩擦抵抗への寄与の分解
 - 一様吹出しの場合
 - 乱れの寄与は増加
 - 空間発達の寄与も増加
 - 一様吹出しによる垂直方向平均移流の寄与(負の寄与)の増加分が卓越
- 結果として摩擦が減少



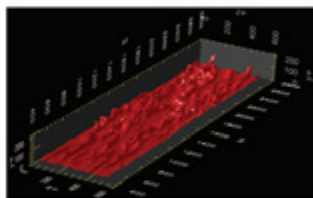
一様加熱／冷却を用いた**非圧縮**空間発達乱流境界層制御DNS (Kametani & Fukagata, *J. Turbulence* **13** (2012))



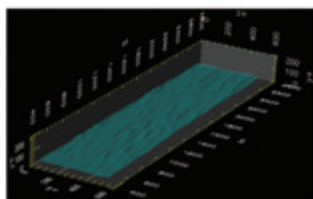
10/14



(a)

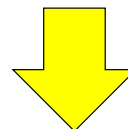


(b)



(c)

- 一様吹出しの代わりに一様加熱／冷却(=浮力)が使えるか？
- $Ri = -0.1$ の一様冷却により,
 - 摩擦抵抗**約70%**低減
 - ただし正味の必要動力は激増！



一様吹出し: ○
一様冷却: ×

Figure 4. Iso-surfaces of temperature $\theta \approx 0.7$: (a) no control; (b) $Ri \approx 0.1$; (c) $Ri \approx -0.1$.

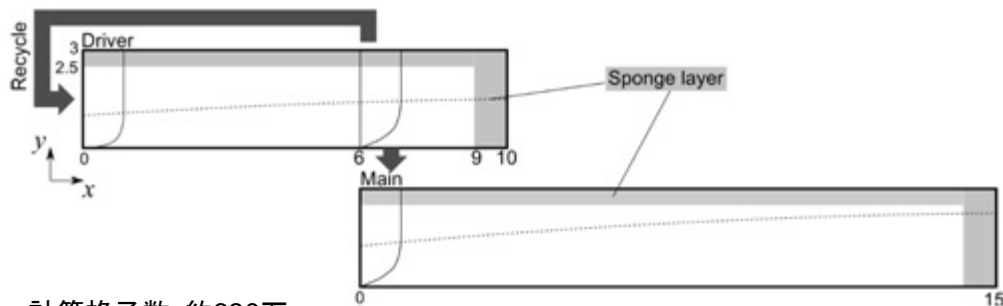


圧縮性空間発達乱流境界層DNSコードの開発 (Kametani & Fukagata, Proc. ETMM-9 (2012))



11/14

- 非圧縮性境界層DNSコード(Kametani & Fukagata, *J. Fluid Mech.* (2011))
+ 圧縮性チャネル流DNSコード(中村・亀谷・深淵, 機械学会年次大会
2011)のソルバ → 5次精度WENOに
+ スポンジレイヤー(出口境界による圧力波反射の回避)

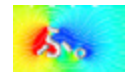


計算格子数: 約630万

Figure 1. Computational domain

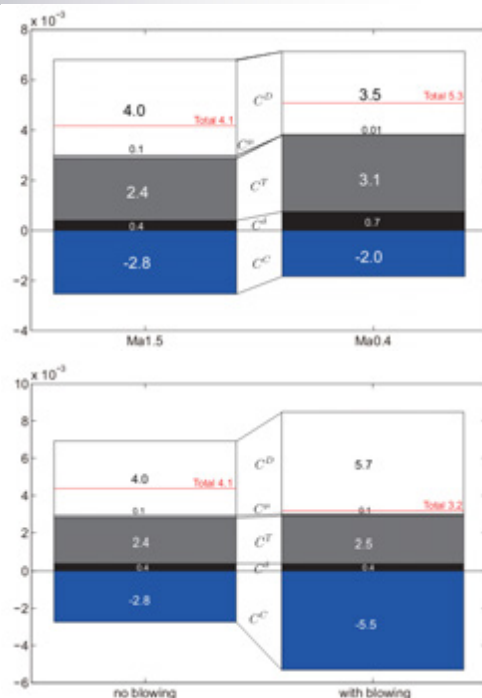


一様吹出し／吸込みを用いた圧縮性空間発達乱流境界層制御のDNS (Kametani & Fukagata, Proc. ETMM-9 (2012))



12/14

- 非制御(固体壁)時
 - FIK恒等式を用いた摩擦に対する寄与の分解によると、**圧縮性の効果は比較的小さい**
- 一様吹出しを施した場合
 - 主流の0.1%の吹出しで約**20%の摩擦抵抗低減**(非圧縮の場合と同程度)
 - 摩擦抵抗低減の機構も非圧縮の場合と同様(+壁面近傍密度変化の効果)





予備風洞実験(非圧縮)@JAXA低乱風洞

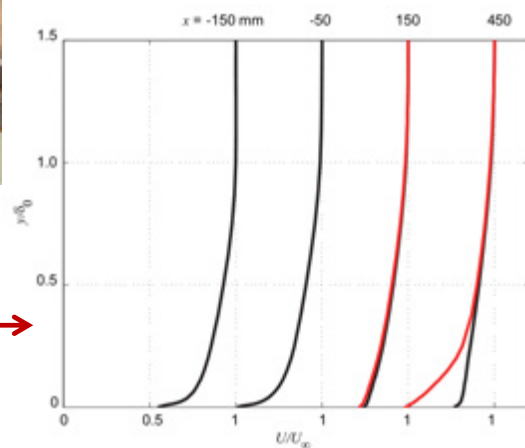


13/14

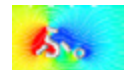


- 主流9 m/s, $Re_\delta = 24,000$
- 主流の2%で一様吹出し
- X型熱線で計測

- 吹出しによる壁面速度勾配の大幅減少を確認
- 定量的評価は今後の課題



まとめ



14/14

空間発達乱流境界層に一様吹出しを適用することによる摩擦抵抗低減の試み

- 直接数値シミュレーション(DNS)
 - 非圧縮性($Re_\delta = 3,000$)
 - 主流の0.1%の吹出しで約15%の摩擦抵抗低減
 - 主流の1%の吹出しだと約75%の摩擦抵抗低減
 - FIK恒等式を用いた抵抗低減メカニズムの詳細な分析
 - 圧縮性($Ma = 1.5$, $Re_\delta = 3,000$)
 - 主流の0.1%の吹出しで約20%の摩擦抵抗低減
 - メカニズム: 基本的には非圧縮の場合と同様+壁面近傍の密度変化による効果
- 予備風洞実験(非圧縮, $Re_\delta = 24,000$)
 - 定性的にDNSと同様の効果を確認

APG公募型研究報告会 H24(2012)年12月7日@JAXA調布

インテークバズの発生メカニズム解明とその制御 亀田正治 (東京農工大学)

・研究目的

- ① CFDを用いたバズ発生の定量的予測法の確立
- ② バズ抑制手法の検討

・発表内容

- ① UPACSベースの三次元インテークバズ解析
 - ・ JAXA SWT1-05-09超音速インテークのバズ特性風洞試験との比較
- ② 仕切り板の挿入によるバズ抑制手法の検討
 - ・ 衝撃波システムの振動とデフューザ内圧力変動の相関解析



1

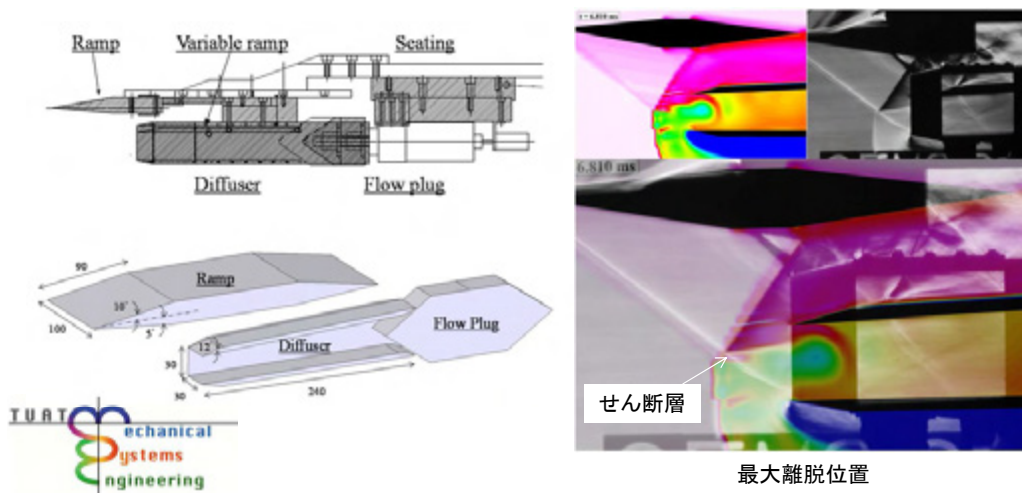
研究進捗状況

2

① UPACSをプラットフォームとする インテーク流れの三次元CFD解析コードの構築

JAXA SWT1-05-09風洞実験模型周り流れの解析との比較

2005年11月8日(火)～11月15日(火), 1m×1m超音速風洞, 渡辺安・村上哲



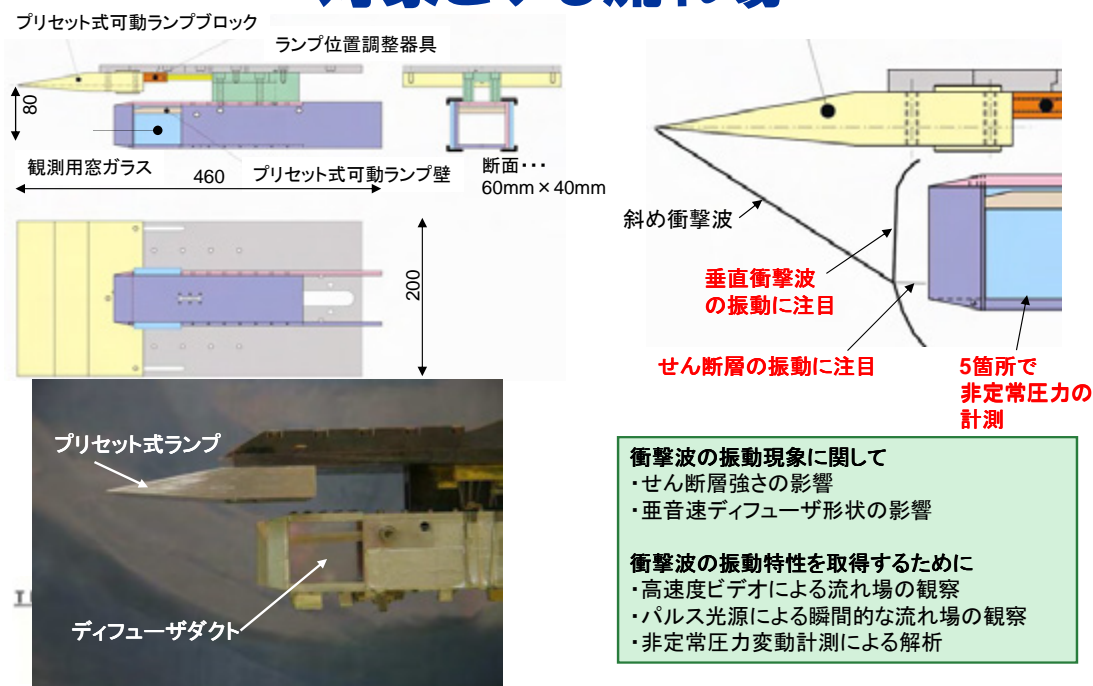
先行CFD研究

- Lu, P-J. and Jain L-T., *J. Propulsion and Power* 14 (1998), 90-100
 - 台湾の研究グループ
 - Dailey (1955) のコーン型ノーズつきインテークバズ実験との比較
 - RANS方程式 (Baldwin-Lomaxモデル)
 - 支配周波数は実験と良く一致
- Trapier, S., Deck, S. and Deveau, P., *AIAA J.* 46 (2008), 118-131
 - ONERAの研究グループ
 - 同著者 (Trapier, Deveau and Deck *AIAA J.* 44 (2006), 2354) によるウェッジつき角型断面インテークバズ実験との比較
 - RANS/LESハイブリッド (Delayed DES), URANS
 - Dailey型バズの圧力変動周波数特性はDDESによりよくとらえられる



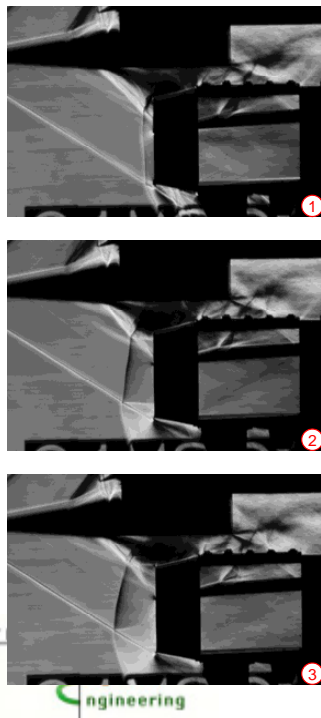
SWT1-05-09 超音速インテークのバズ特性風洞試験

対象とする流れ場

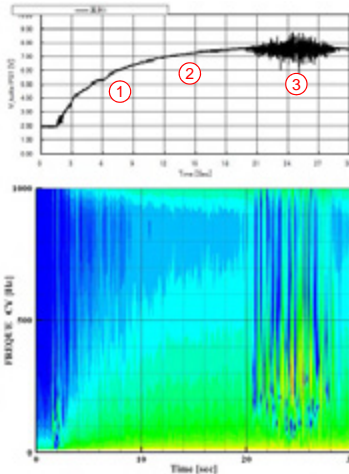


試験結果概要 ～バズが発生する場合～

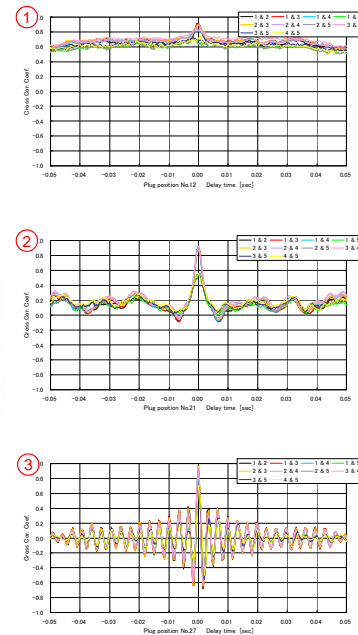
5



$M = 2.0$
 $\delta = 5.0 \text{ deg}$
 拡大管



圧力波形(上)と
時間周波数解析結果(下)



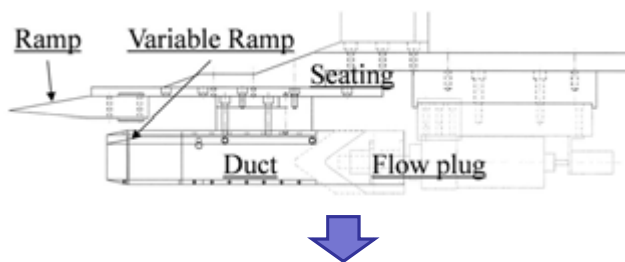
相互相関係数

SWT1-05-09超音速インテークのバズ特性風洞試験

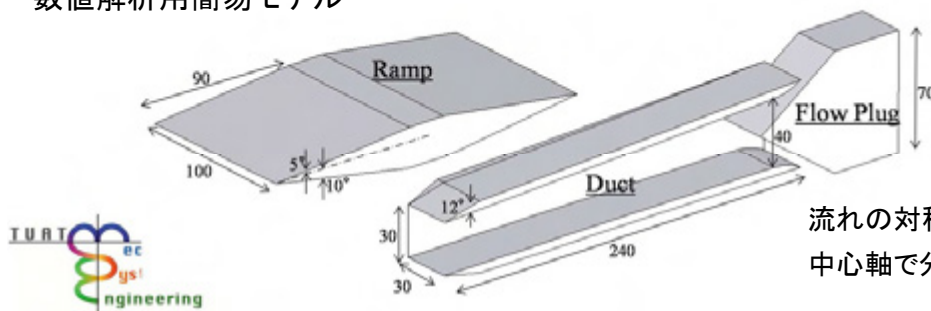
6

数値解析用モデル

風洞試験モデル



数値解析用簡易モデル

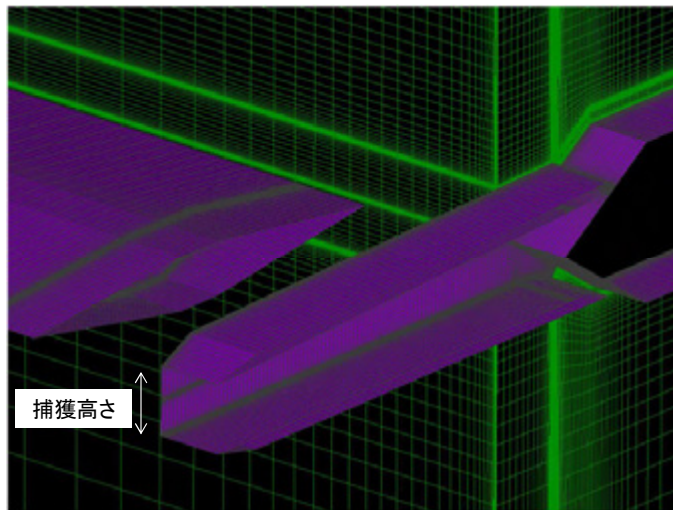


解析ケース

ランプ角 δ (5deg or 10deg)
 $\delta = 10\text{deg}$
 ダクトの種類(直管 or 拡大管)
 拡大管
 フロープラグ位置(0-35mm)
 26mm

流れの対称性を仮定
 中心軸で分割

計算格子



六面体構造格子

格子点数 約320万点

ブロック数 43ブロック

最小格子幅 1.0×10^{-4}
(ダクト捕獲高さ30mm基準)

計算方法・条件

計算ソルバー : UPACS

支配方程式 : RANS

乱流モデル : Spalart-Allmarasモデル

対流項 : 3次精度Roeスキーム

時間発展 : 2次精度Euler陰解法

計算条件

主流マッハ数 : 2.0

Re数 : $2.86 \times 10^7/\text{m}$

CFL数 : 1,000

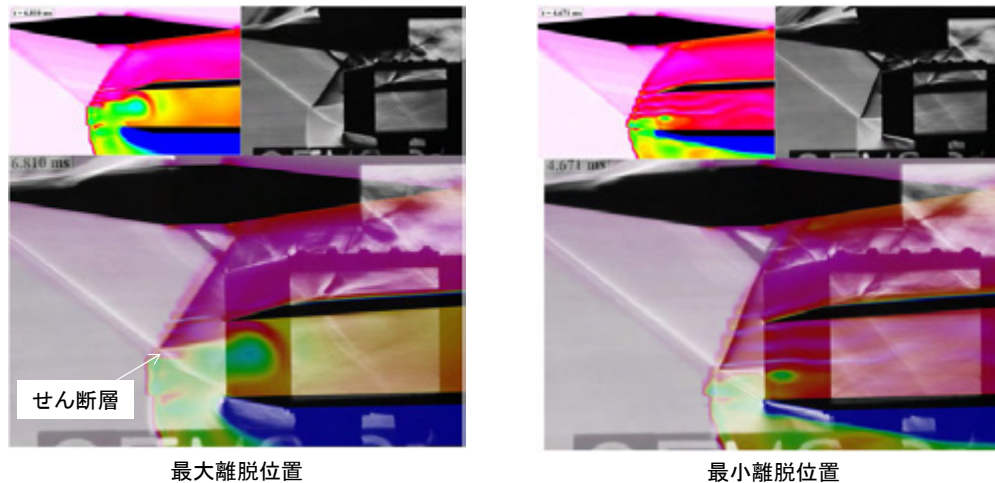
計算回数 : 303,000ステップ
(物理時間 約6.8 ms)

開始条件 : インパルシブスタート



9

衝撃波位置 ～計算, 実験との比較～

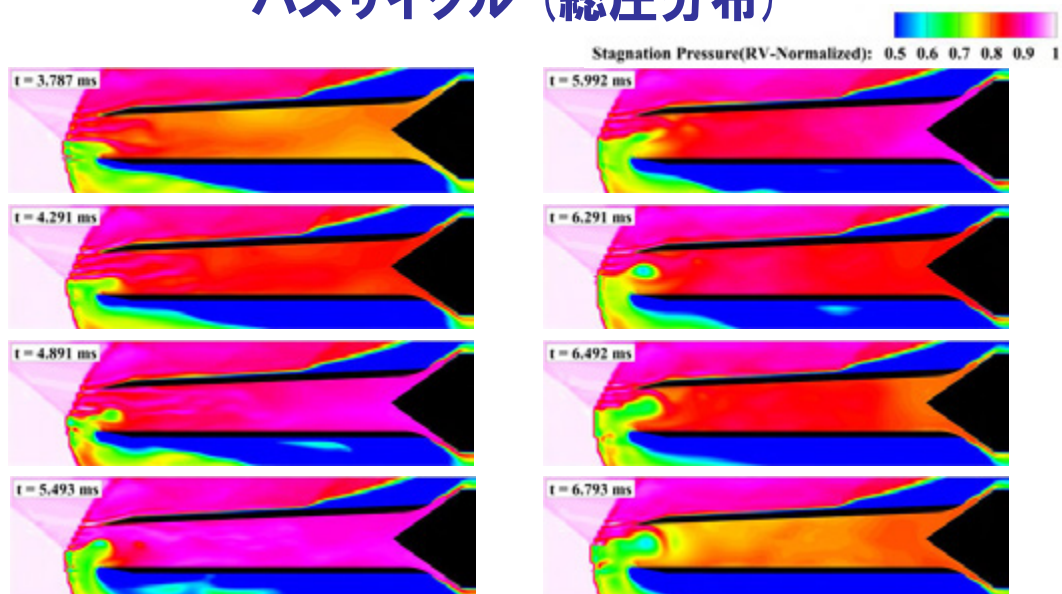


衝撃波三重点の位置, せん断層流入の様子が一致
本モデルのバスの特徴をよく再現している



10

バスサイクル (総圧分布)



衝撃波の振動はダクト流れ方向総圧分布の変動と良いリンクを示す. ダクト入口を自由端, ダクト出口を固定端とした気柱共鳴的な変動



バズのメカニズム

せん断層(衝撃波)による
総圧・流量調整作用



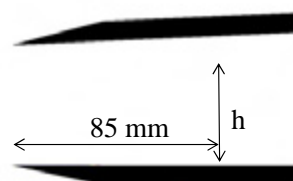
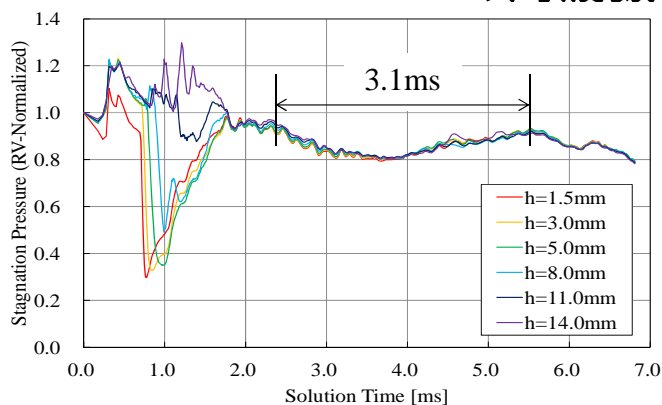
ダクト出口

ダクト入口側が自由端, ダクト出口側が固定端の自励振動

衝撃波の振動はダクト内総圧・流量を調節しようとする結果



バズの周波数



総圧変動周波数
 $f = \text{約} 320 \text{ Hz}$

基本共鳴周波数*

$$f_1 = \frac{a}{4L} (1 - M^2) \quad a: \text{平均音速} \quad M: \text{平均マッハ数} \quad L: \text{ダクト長さ}$$

CFD解析結果 $a=353 \text{ m/s}$ $M=0.2$ $L=240 \text{ mm}$ を代入すると



基本共鳴周波数 $f_1 = 353 \text{ Hz}$

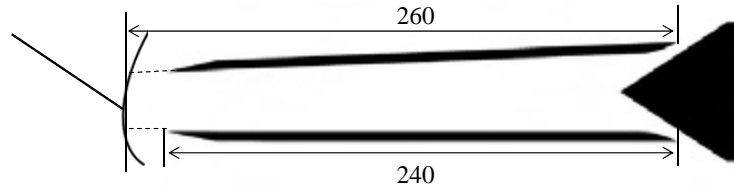
圧力変動より周波数が高い

* Newsome, AIAA J. (1984)

13

バズの周波数

圧力変動は衝撃波の作用により自由端反射していた



最終衝撃波までを擬似的なダクトと考えると およそ $L=260$ mm

基本共鳴周波数 $f_1=326\text{Hz}$
 圧力変動周波数 $f=320\text{Hz}$ } 周波数がほぼ一致

バズは衝撃波を開口端、ダクト出口を固定端とした気柱共鳴である



14

進捗状況

② バズ抑制手法の概念検討, 検証実験

バズは、ディフューザにおける流れのはく離にともなう現象

Ferri型バズを抑えるには、
 せん断層の不安定化を抑えることが有効
 → SWT1-05-09 の実験、
 「直管」でバズが生じない、が良い示唆を与える

Dailey型バズを抑えるには、
 ランプ面側のはく離を抑えることが有効
 → ディフューザ入口における抽気、
 ダクト形状の工夫などが有効

モデル実験
by



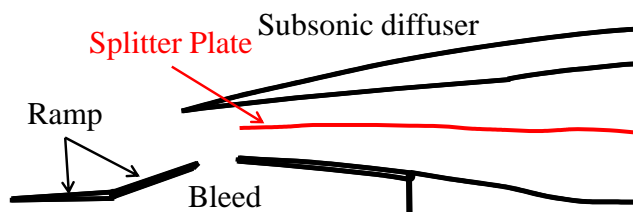
ディフューザ分割によるバズ抑制

バズ発生原因: 亜音速ディフューザ内の剥離

逆圧力勾配の緩和

開き角の減少が有効

仕切り板による
ディフューザ分割



可変ランプ機構に比べて
簡素, 軽量化が期待される



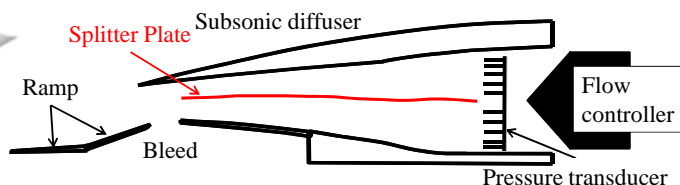
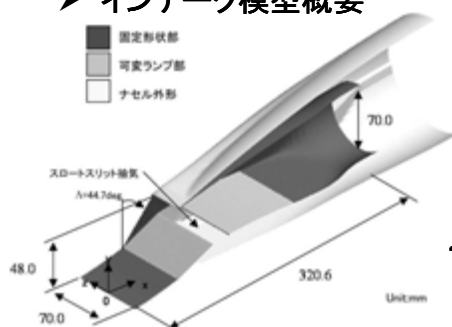
Watanabe, Y., Hattori, S. and Kameda, M., 28th Congress of ICAS (2012), ICAS 2012-6.2.1.



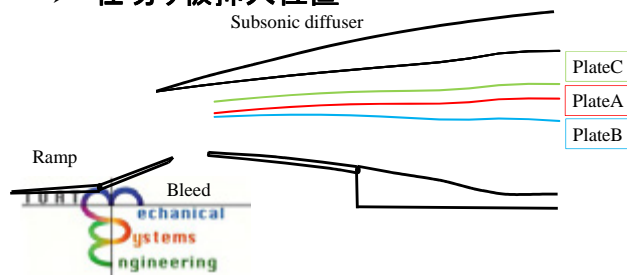
風洞実験

➤ JAXA所有1m×1m超音速風洞 主流マッハ数 M2.0 総圧 220kPa

➤ インテーク模型概要



➤ 仕切り板挿入位置



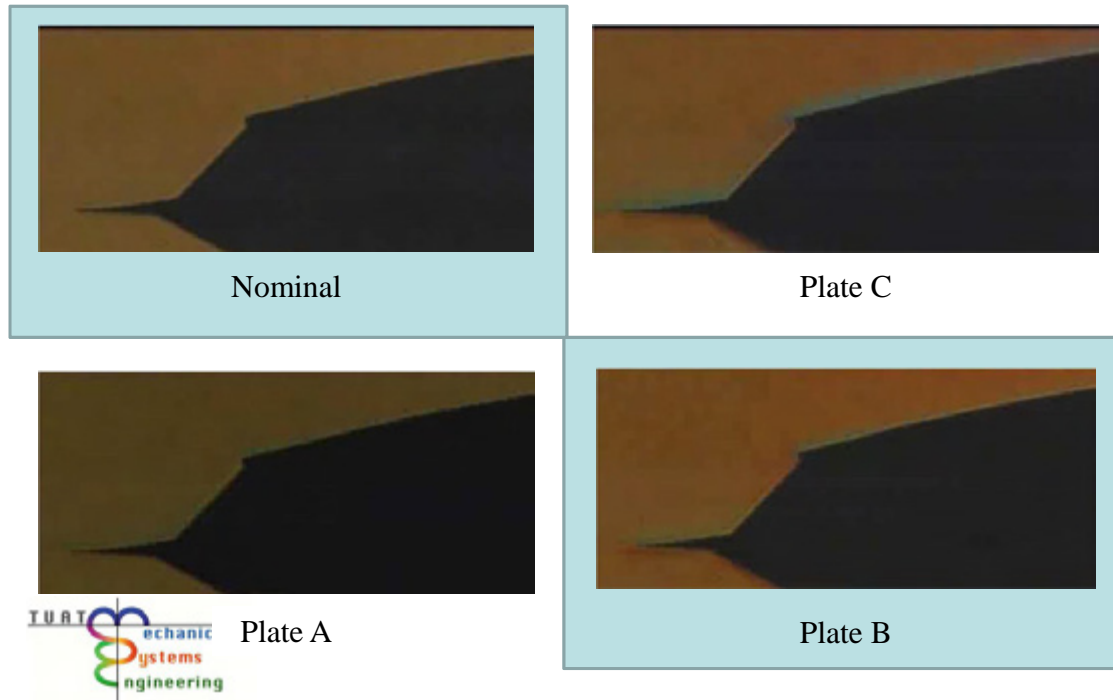
	Entry area	Exit area
PlateC	0.3Ac	0.3Ac
PlateA	0.5Ac	0.5Ac
PlateB	0.5Ac	Ac

Ac: 亜音速ディフューザ入口面積



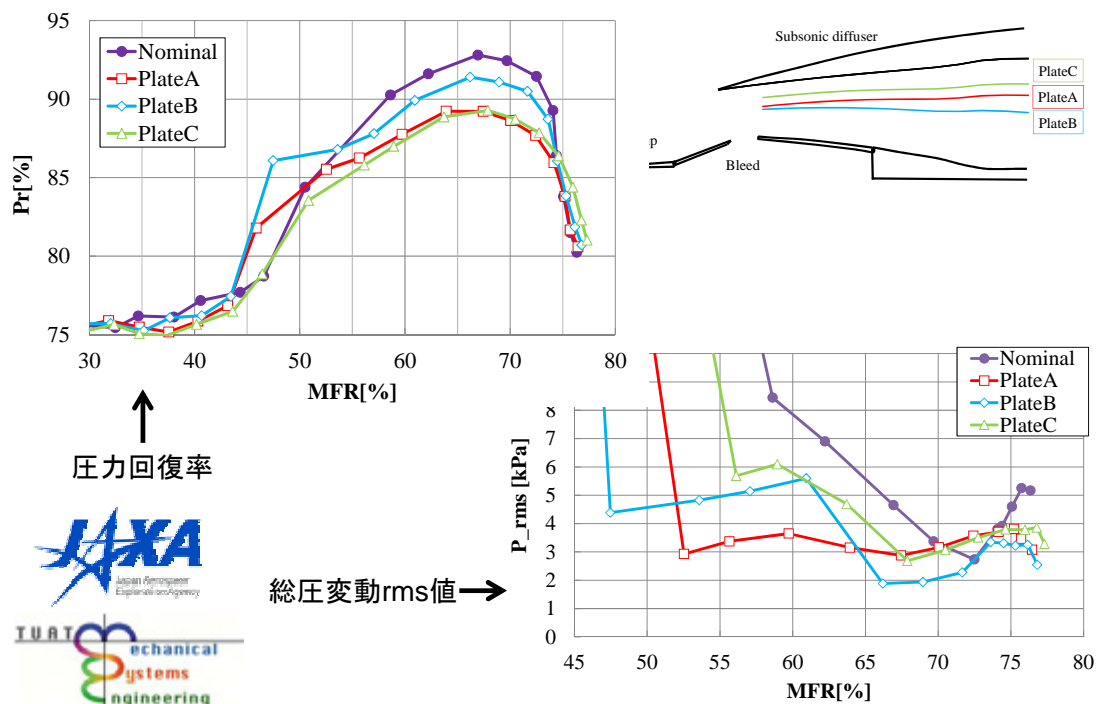
動画によるショックシステムの比較

17



18

分割位置による圧力回復率, 総圧変動rms値の変化



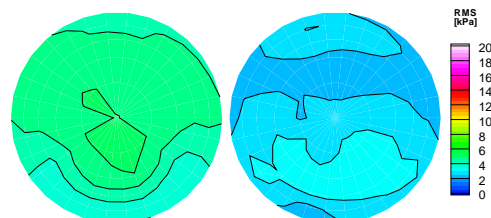
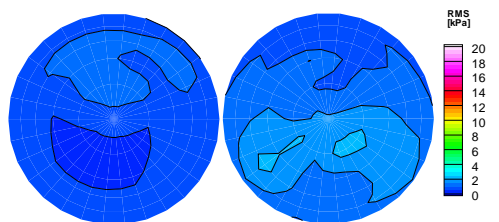


インテーク出口総圧rms値分布

19

臨界作動付近(MFR70%)

亜臨界作動(MFR60%)



Nominal

Plate C

Nominal

Plate C

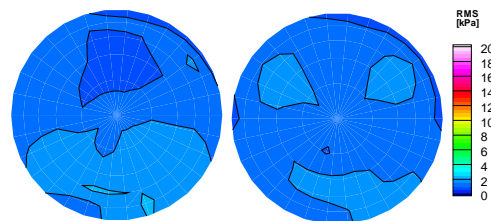
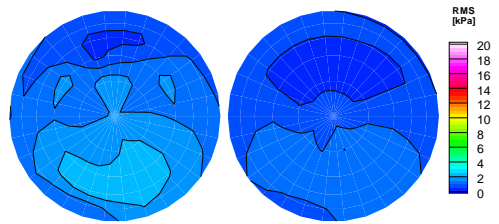


Plate A

Plate B

Plate A

Plate B



仕切り板位置がカウル側に寄せてあるPlate C以外の2つは、いずれの作動域でもrms値 2%程度以内に収まっている

まとめ

- ・ **CFDによるバスサイクルの再現に成功**
 - 衝撃波離脱距離の振幅はほぼ一致, 支配周波数は実験値に比べて10%程度高い
 - 衝撃波の振動はダクト流れ方向総圧分布の変動化と良いリンクを示す
- ・ **ディフューザ分割によるバズ抑制効果をJAXA実験にて確認**
 - 現在, 3次元CFDによる検証計算実行中



12KT008588

APG公募型研究報告会 資料

クスタ型超音速インテーク に関する研究(委託)

2012年12月7日

川崎重工業(株) 航空宇宙カンパニー
技術本部 研究部 空力技術課
園田精一、上田賢太郎

川重岐阜エンジニアリング(株)
技術本部システム技術部空力技術グループ
山蔭達哉、田島厚志



KHI Proprietary

目 次

- ・ 研究目的
- ・ 研究計画
- ・ 解析モデル
- ・ これまでの研究成果
- ・ 境界層剥離の原因検討
- ・ スピレージが機体へ及ぼす影響
- ・ 今後の予定



KHI Proprietary

研究目的

本研究は、静粛超音速機技術の研究開発の高効率インテークの研究において、大型SSTを対象にした機体／インテークの概念設計研究である。

大型SSTではコンコルドに見られるような、クラスタ型のインテークが採用されている。しかしながら、コンコルド以降クラスタ型インテークを採用した超音速旅客機はなく、国内において技術的な知見は十分とはいえない。

本研究は、クラスタ型インテークの個々の間の干渉などの技術課題を明確にし、その課題の解決方法、機体規模への影響を明確にする。

研究は、弊社開発のCFDコード※を使用することにより、JAXA殿所有のCFDコードの検証、データ・ベースの構築を行うことが可能となり、連携強化、基盤技術の強化が可能となる

※ 昨今の国内の官/民の研究開発に使用。本研究に必要なエンジン排気の模擬、複雑形状の格子生成、計算時間が可能。弊社では、STOL飛鳥、T-4、US-1改、大型機開発においてエンジン排気干渉に関する実機適用事例を有する



コンコルド クラスタ型インテーク

研究計画

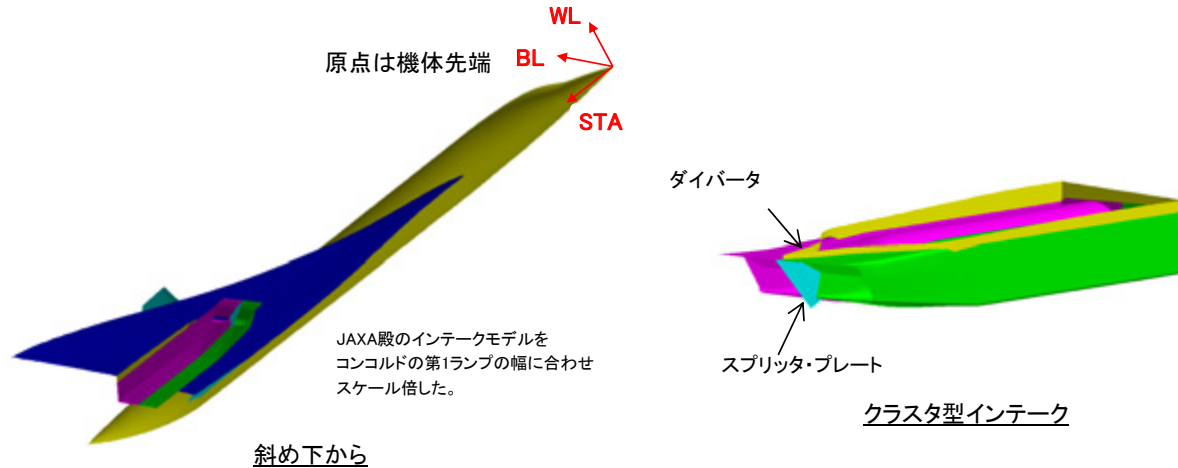
本研究の3年間の研究計画を下記に示す。

2010年度	2011年度	2012年度	備考
<p>▽報告書</p> <p>→ クラスタ型インテーク調査</p> <p>→ クラスタ型インテークCFD解析</p>	<p>▽報告書</p> <p>→ 単体インテークCFD解析</p> <p>→ 境界層剥離の原因検討</p>	<p>▽報告書</p> <p>→ インテーク高効率化の検討</p> <p>→ ・内外舷で異なる作動状態でのCFD解析 ・スプリッター・プレートのパラスタ ・機体姿勢の影響把握</p>	

解析モデル

機体+クラスタ型インテーク形態でのCFD解析

機体(コンコルド模擬モデル)に2個のインテーク(JAXA殿M2JET実機機用インテーク)をクラスタ搭載して、3次元CFD解析を実施した(コンコルド模擬モデル及びインテークモデルはJAXA殿より提供)。スプリッタ・プレートはコンコルドを参考に形状を設定した。

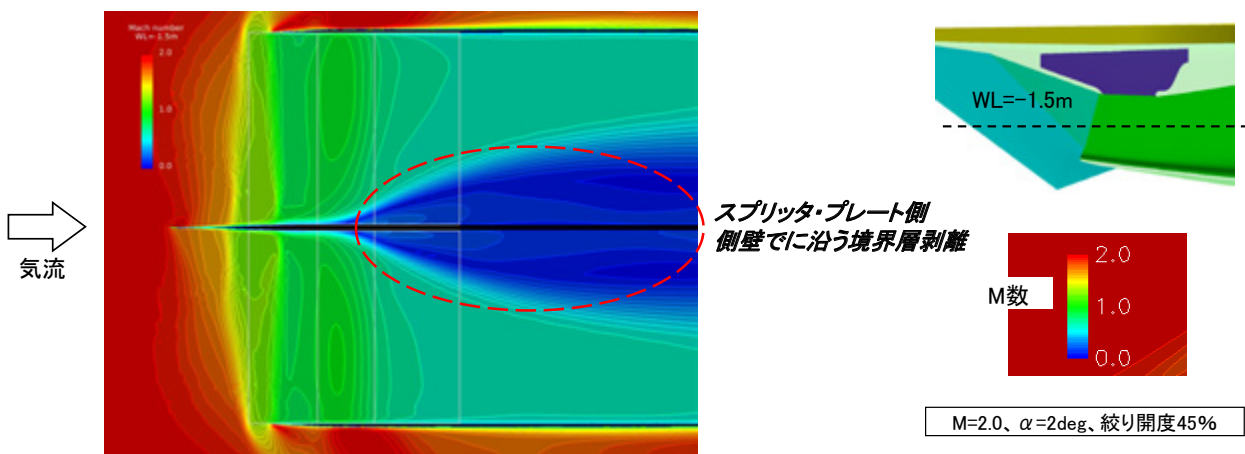


クラスタ型インテーク解析モデル

これまでの研究成果

これまでの研究成果の1つであるクラスタ型インテークの課題は、亜音速ディフューザ入口付近でスプリッタ・プレート側側壁に沿う境界層剥離の発生である。

なお、単体インテーク解析を実施し、その解析結果はJAXA殿の風洞試験結果やCFD解析結果と同等な結果となった。これより、本研究の解析手法自体は妥当であることを確認した。



空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)

境界層剥離の原因検討①

(1) スプリッター・プレートによる境界層

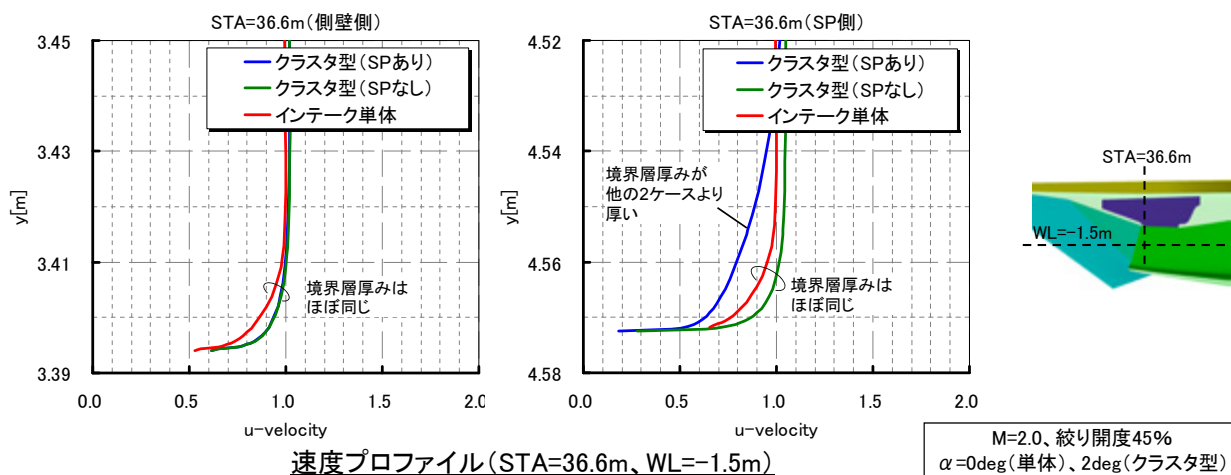
抽気スリット付近の境界層厚さを比較

スプリッター・プレート有／スプリッター・プレート無／インテーク単体

⇒ スプリッター・プレート有無でスプリッター・プレート側の境界層厚さに差がある。

⇒ 境界層剥離はインテーク単体を除き、スプリッター・プレート有無に関係なく生じる。

⇒ スプリッター・プレートによる境界層厚み増加が原因ではないことを確認



境界層剥離の原因検討②

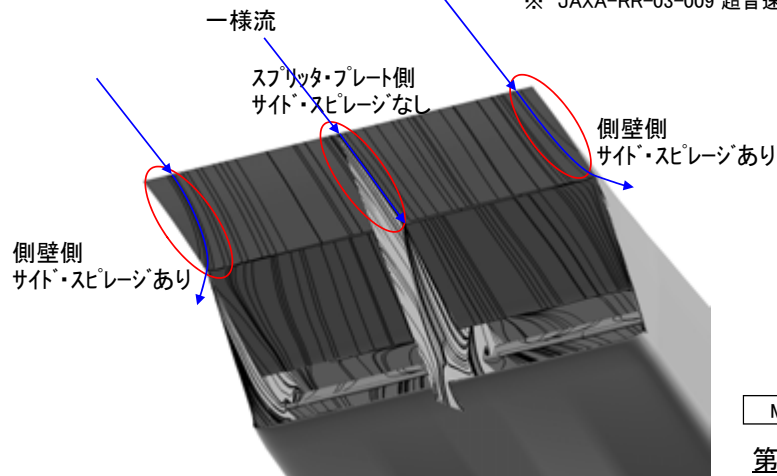
(2) 亜音速ディフューザ

クラスタ型インテークではスプリッター・プレート側ではサイド・スピレージがなく、反対の側壁側ではサイド・スピレージが生じる(下図)。

文献※では、本研究で使用しているインテークが大きな側壁の場合(サイド・スピレージがない)、亜音速ディフューザの両サイドで大きな総圧損失領域が生じることが示されている。

⇒ このインテークはサイド・スピレージがない場合に亜音速ディフューザで剥離しやすい可能性がある。

※ JAXA-RR-03-009 超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響

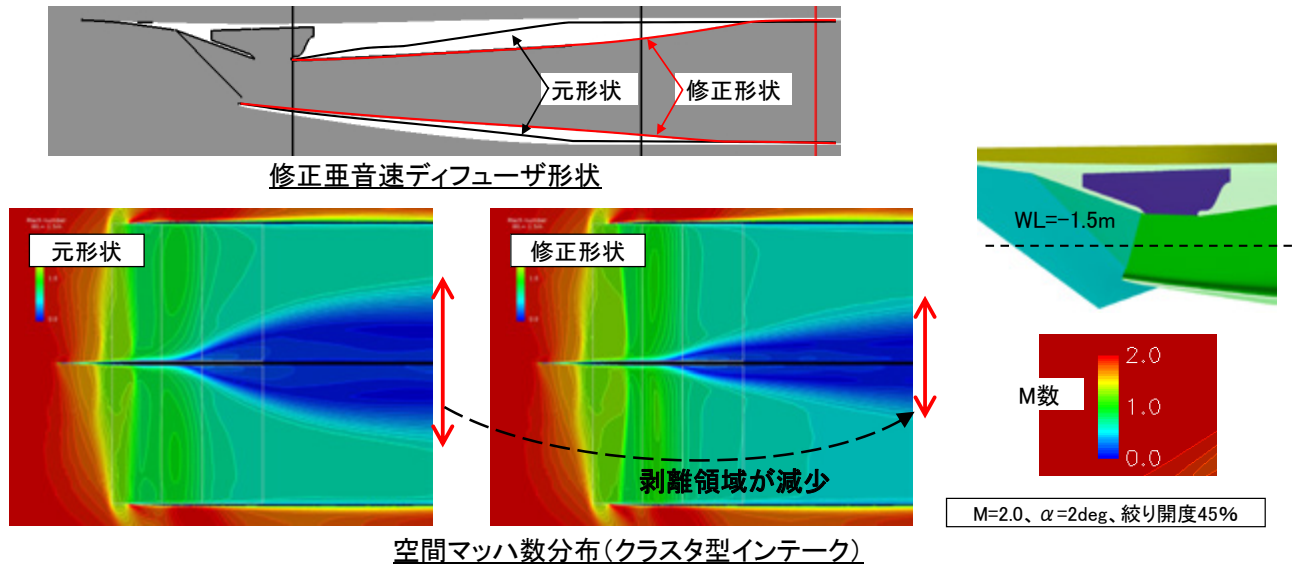


境界層剥離の原因検討②

(2) 亜音速ディフューザ

そこで、この剥離低減を目的として、亜音速ディフューザを延長した形状で解析を実施した。

⇒ 境界層剥離が生じているものの、**剥離領域が減少**した(下図)。また、総圧回復率、およびディストーション・インデックスの改善効果が認められた。



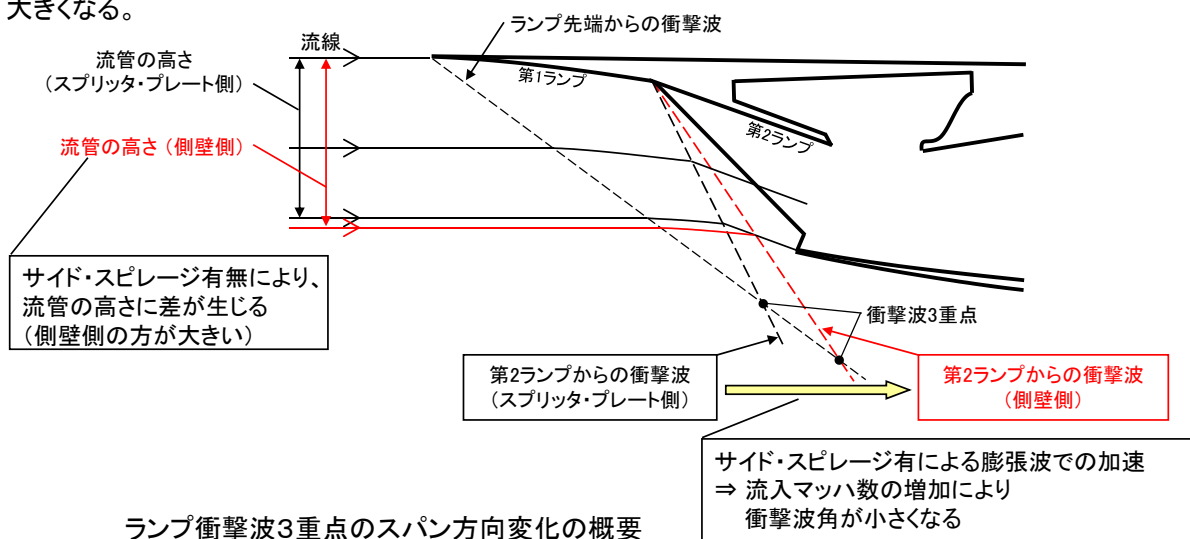
境界層剥離の原因検討③

(3) ランプ衝撃波3重点のスパン方向の位置変化

スプリッター・プレート側ではサイド・スピレージがなく、反対の側壁側ではサイド・スピレージが生じる。

⇒ サイド・スピレージが生じる側壁側では膨張波が発生し、気流が加速される。

⇒ 第2ランプで生じる斜め衝撃波の流入速度は側壁側の方が大きく、衝撃波を通過する際の総圧損失も大きくなる。



境界層剥離の原因検討③

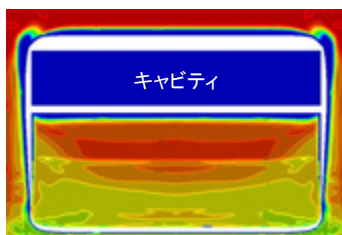
(3) ランプ衝撃波3重点のスパン方向の位置変化

抽気スリット位置での総圧分布

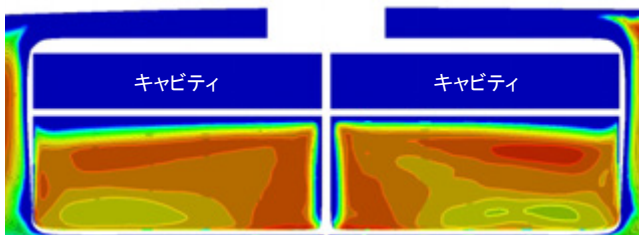
- ・単体インテーク : 左右対称
- ・クラスタ型インテーク : 左右対称ではなく、スプリッタ・プレート側の総圧が高くなるような分布

⇒ スパン方向に流入空気のディストーション(総圧分布など)が生じて、スプリッタ・プレート側で境界層剥離を生じている可能性がある。

単体インテーク

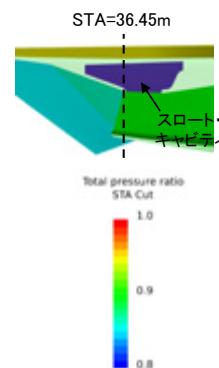


クラスタ型インテーク



内舷

外舷



抽気スリットでの総圧分布(第2ランプ後端位置)

M=2.0、絞り開度45%
 $\alpha=0\text{deg}$ (単体)、 2deg (クラスタ型)

境界層剥離の原因検討③

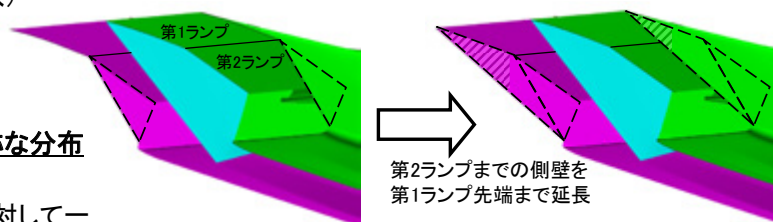
(3) ランプ衝撃波3重点のスパン方向の位置変化

そこで、スパン方向の分布を減らすために、側壁側もサイド・スプレーがないような形状を検討した。

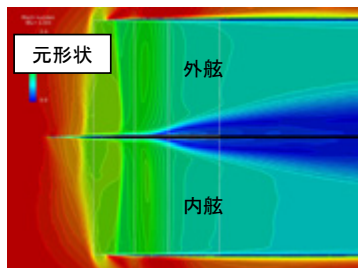
⇒ 側壁が大きい形状を設定(大側壁形状)

⇒ 内舷インテークにおいてほぼ左右対称な分布になっている。

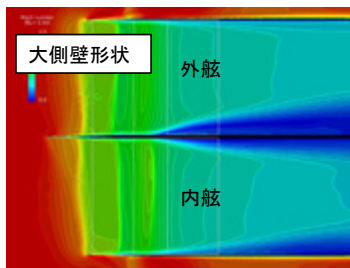
⇒ 側壁を大きくすることは境界層剥離に対して一定の効果が認められた。



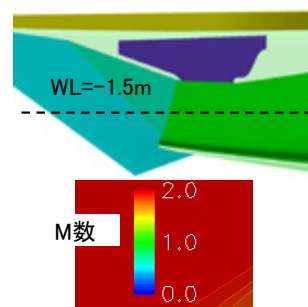
空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)



元形状



大側壁形状



空間マッハ数分布(クラスタ型インテーク)

M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、絞り開度45%

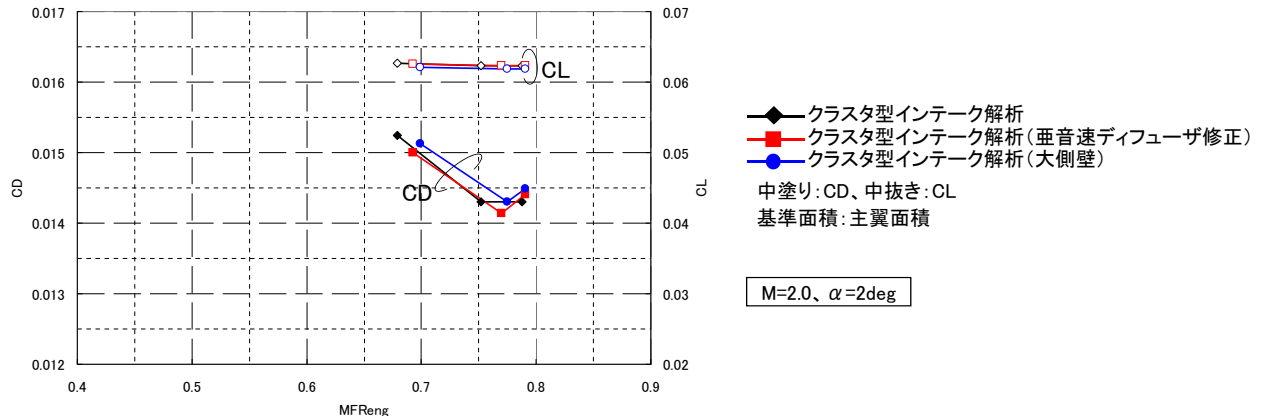
スピレージが機体へ及ぼす影響

インテーク外部抵抗※を考慮した全機CL、CD

- ・ CDはMFRに対して大きく変化
- ・ 大側壁形状では他よりもCD大

(サイド・スピレージがないために、第2ランプからの衝撃波より後流の亜音速領域が増加し、捕獲流管上の圧力が大きくなり、漏れ抵抗係数が大きくなるため)

※ JAXA-RR-03-009を参考に、インテーク付加抵抗、スピレージ抵抗、抽気抵抗を考慮したもの



インテーク外部抵抗を含めた全機CL、CD

今後の予定

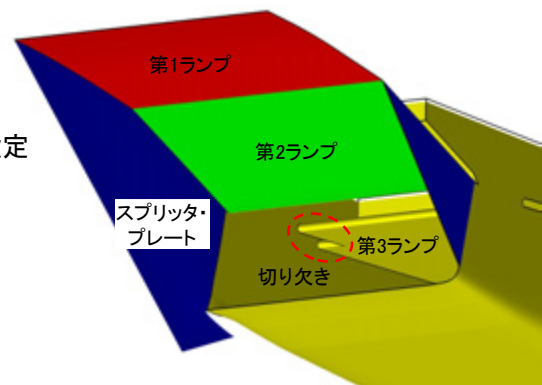
①インテーク高効率化の検討

【大側壁形状】では境界層剥離に対して一定の効果がある。

⇒ しかし、総圧回復率の最大値が小さくなることが考えられる。

⇒ 文献※を参考に、抽気スリットに切り欠きを追加した形状を設定 (現在解析中)

※ 第39回飛行機シンポジウム
超音速インテークの空力特性に与える側壁形状と抽気形状の影響



抽気スリットの切り欠き

②スプリッタプレートの設計指針に関する知見の獲得

内外舷での異なる作動状態における、スプリッタ・プレート形状 (約3種程度) による影響を確認 (実運用を想定)

③機体姿勢による影響に関する知見の獲得

実運用を想定した条件も含め、機体姿勢 (α, β) による影響を確認

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 公募型研究報告会



「小型超音速旅客機用エンジンの性能検討」 実施内容概要

【研究課題名】

小型超音速旅客機用エンジンの性能検討

【研究分野／研究題目】

SS(1): 次世代超音速旅客機技術の研究／小型超音速旅客機概念検討

【研究形態】

委託研究

2012.12.07

株式会社 IHI

航空宇宙事業本部 技術開発センター
エンジン技術部 性能・システム技術グループ

Copyright © 2012 IHI Corporation All Rights Reserved.

目次

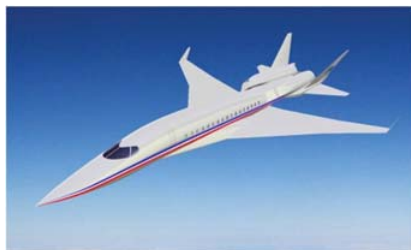


1. 研究目的／背景
2. 各年度の機体とエンジンの取り組み
3. 前提条件
4. 研究概要
 - (1) 2010年度
 - (2) 2011年度
 - (3) 2012年度
5. まとめ
6. 今後の計画

1. 研究目的／背景 (1/2)

小型超音速機の研究開発

- 超音速旅客輸送ニーズ調査、事業性試算やエアラインとの意見交換を踏まえ、2015年までの技術的進歩の見通し等から、以下の仕様の小型超音速旅客機を将来実現するための技術開発目標を検討する。



(出典) JAXA提供

主要目標仕様

乗客	36-50人(全席ビジネスクラス)
巡航速度	マッハ1.6
航続距離	3,500nm以上

技術目標

ソニックブーム低減	ソニックブーム強度の半減 (コンコルド技術比)
離着陸騒音低減	ICAO ^[注] 基準 Chap.4に適合
低抵抗化	揚抗比8.0以上
軽量化	構造重量15%減 (コンコルド技術比)

[注] International Civil Aviation Organization(国際民間航空機関)

1. 研究目的／背景 (2/2)

本研究の目的

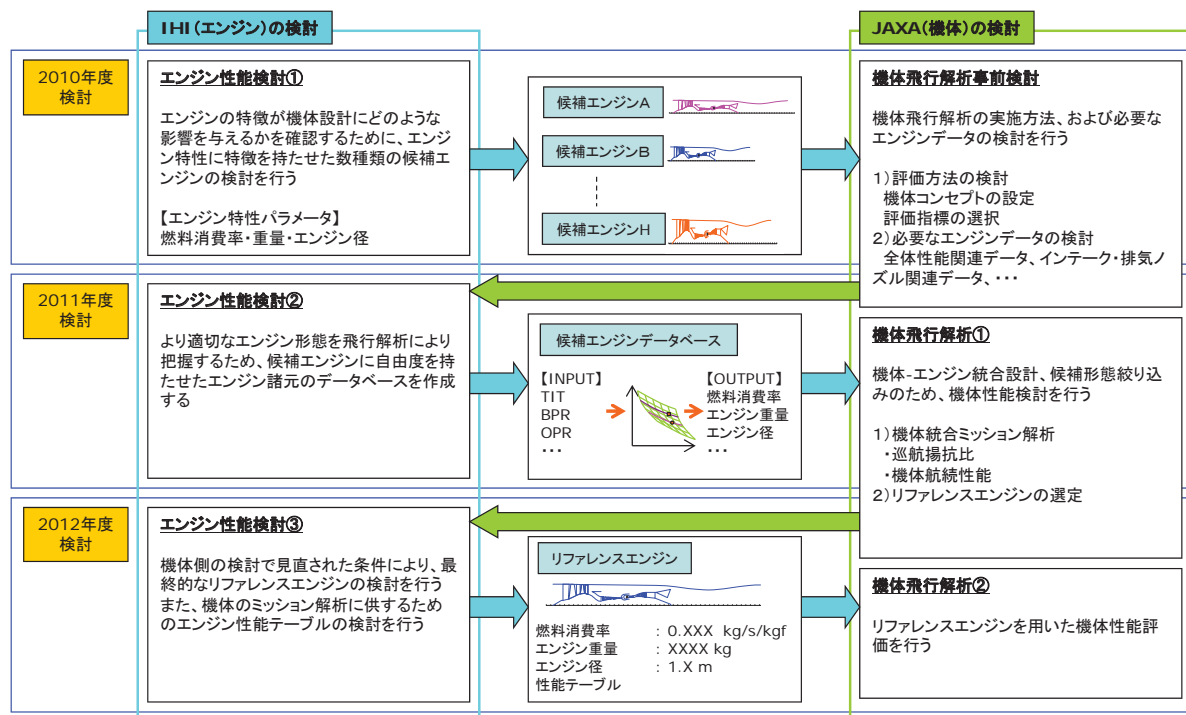
小型超音速旅客機のミッション解析を行うためには、エンジン性能の推定が不可欠となる。また、離着陸時の騒音は超音速旅客機として大きな課題であり、その評価のためにもエンジン性能の推定が重要となるため、小型超音速旅客機用エンジンの性能検討、概略寸法および重量推算を実施し、リファレンスエンジン^[注]を定義する。

[注]リファレンスエンジン:最終的に機体評価に用いるエンジン

背景

- 機体に適したエンジンを定めるためには、機体検討結果を用いて、機体全体システムとしての評価によりエンジンサイクルを選定することが必要。
- エンジンサイクルの選定には、機体検討や機体側によるエンジン性能評価結果が必要であり、これらの機体側の検討はJAXAに実施いただき、その検討結果等の提示を受けるものとする。

2. 各年度の機体とエンジンの取り組み



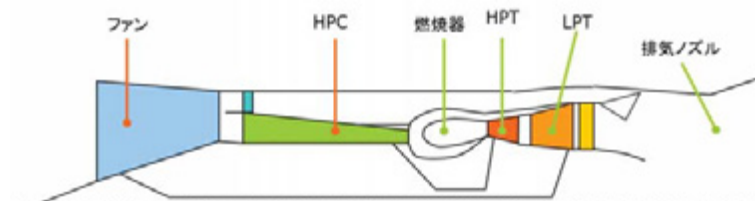
Copyright © 2012 IHI Corporation All Rights Reserved.

5

3. 前提条件

エンジン想定形態

- 設計点マッハ数: 1.6
- エンジン形態: 2軸ターボファン
再熱機構なし



必要推力と飛行条件

	飛行条件	要求推力	抽気	抽出力
①	離陸条件	SL/0.0Mn/ISA ^{注1}	15トン	なし
②	超音速巡航条件	50kft/1.6Mn/ISA ^{注1}	4.5トン	なし
③	加速上昇条件1	40kft/0.9Mn/ISA ^{注1}	3.6トン	なし
④	加速上昇条件2	45kft/1.2Mn/ISA ^{注1}	なし	なし
⑤	亜音速巡航条件	30kft/0.9Mn/ISA ^{注1}	なし	なし

(注1) SL=Sea Level(海面高度)、ISA=International Standard Atmosphere(国際標準大気、SLでは15℃)

Copyright © 2012 IHI Corporation All Rights Reserved.

6

4. 研究概要 — (1)2010年度(1/3)

目的

- エンジンの諸元が機体の飛行性能に及ぼす影響を把握するため、エンジン性能のパラメトリックスタディを行い、諸元に特徴をもたせた複数のリファレンスエンジンの候補(以下、候補エンジン)を選定する。

エンジン設計パラメータ

タービン入口温度 (TIT):	HPT入口全温
バイパス比 (BPR):	バイパスダクト入口質量流量 / HPC入口質量流量
全体圧力比 (OPR):	HPC出口全圧 / エンジン入口全圧

エンジン評価パラメータ

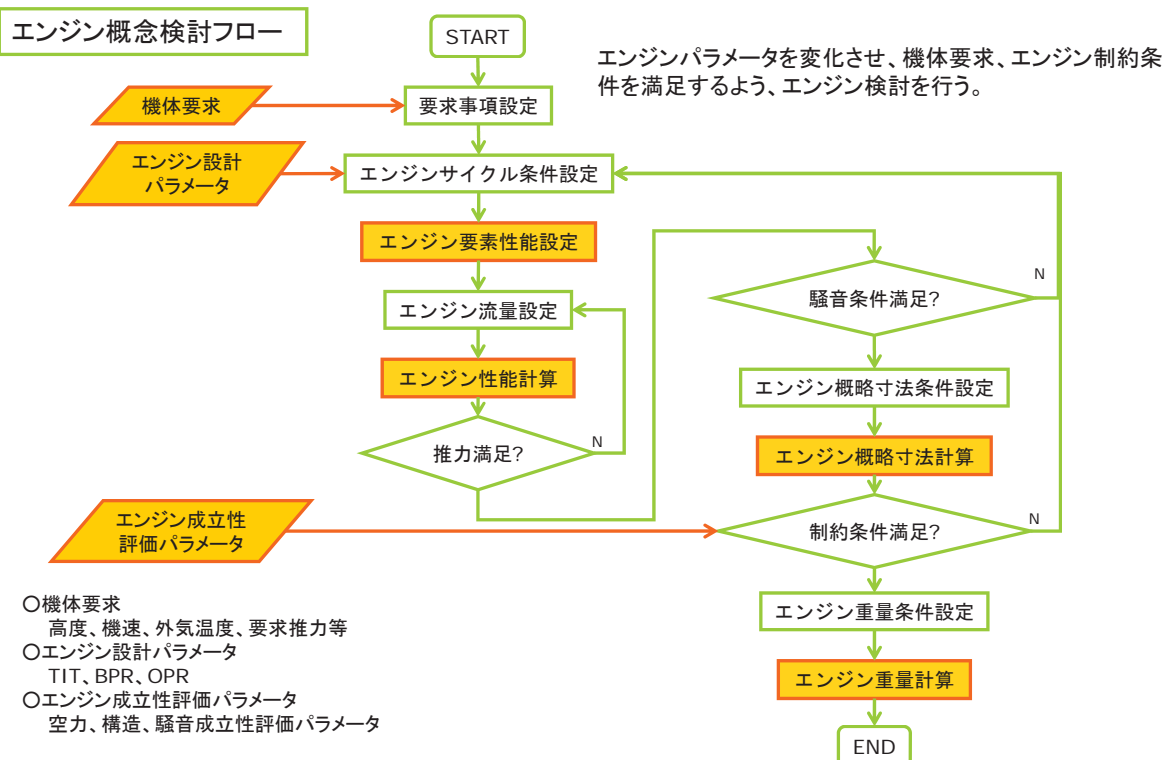
燃料消費率 (TSFC):	燃料流量/推力
ファン径:	Fan動翼チップ径
エンジン重量:	目標エンジン重量
離陸時の排気速度(VJ):	騒音に寄与するパラメータ

飛行条件

- 前頁の5条件で検討を実施する。
➤ パラメトリックスタディは、設計点(②「超音速巡航条件」、50kft/1.6M)で実施

4. 研究概要 — (1)2010年度(2/3)

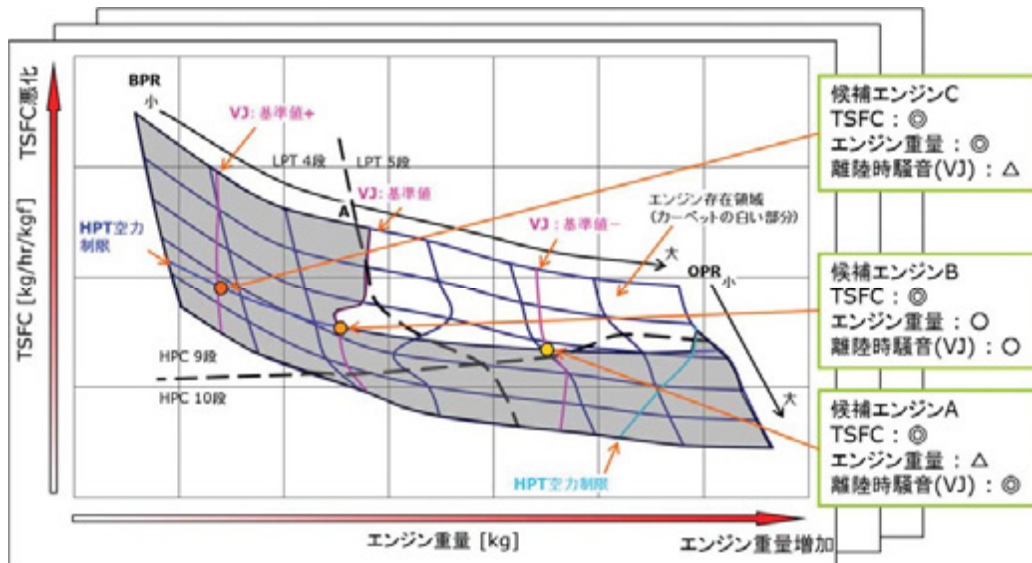
エンジン概念検討フロー



4. 研究概要 — (1)2010年度(3/3)

エンジン重量 vs TSFCのカーペット図

(同様なカーペット図による評価を3種類のTITでそれぞれ実施)



成果

- ・離陸時VJ、HPT空力制限から設定される、小型超音速旅客機用エンジンの存在領域を規定した
- ・TSFCとエンジン重量およびファン径に特徴を持たせた8つの候補エンジンを選定した

4. 研究概要 — (2)2011年度(1/3)

目的

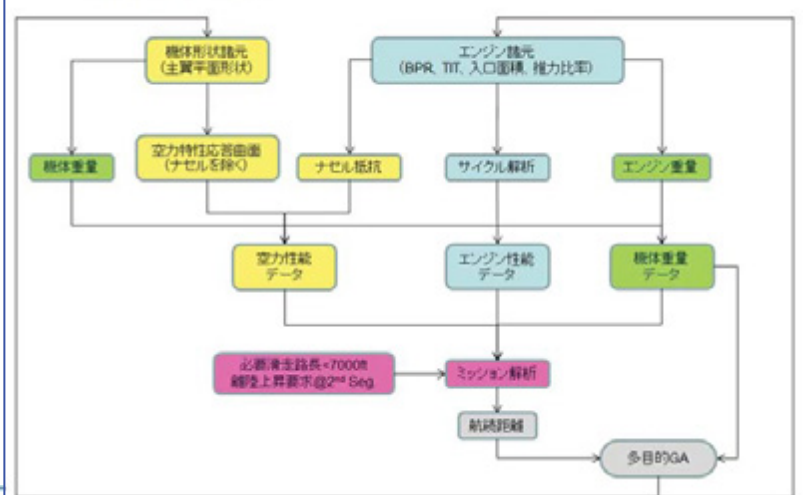
- 小型超音速旅客機の飛行性能の検討を行うにあたり、エンジン選択の自由度を拡げるため、任意のエンジン設計パラメータ(TIT、OPR、BPR)に対してエンジン諸元を出力可能とするデータベースを作成する。

機体設計の検討フロー(JAXA(機体))

- 機体設計には、エンジン諸元と機体形状諸元を変更するイタレーションが必須。

➢ 最適設計の流れ図

JAXA(機体)検討結果

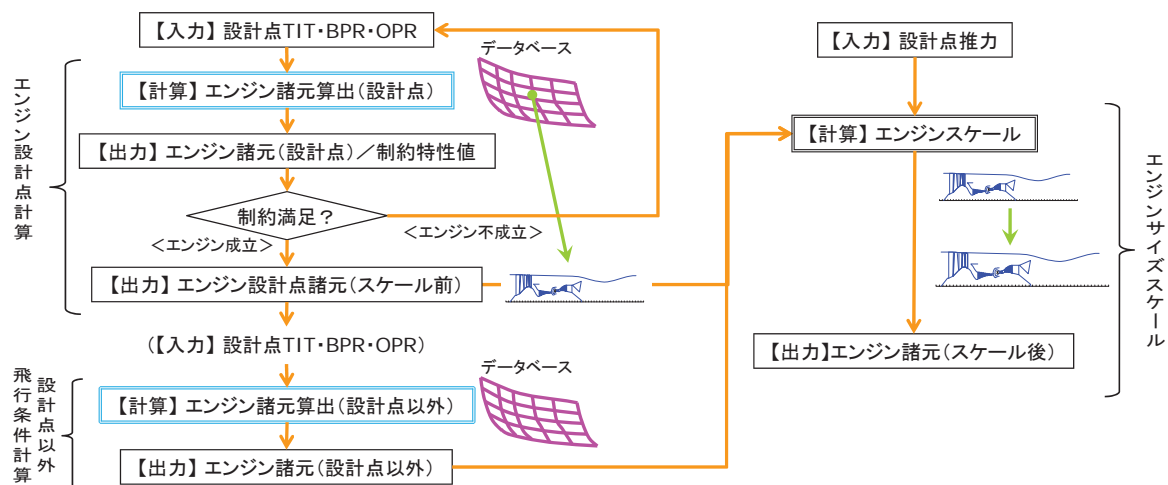


注)本研究では多目的GAは未実施

4. 研究概要 — (2)2011年度(2/3)

検討方法

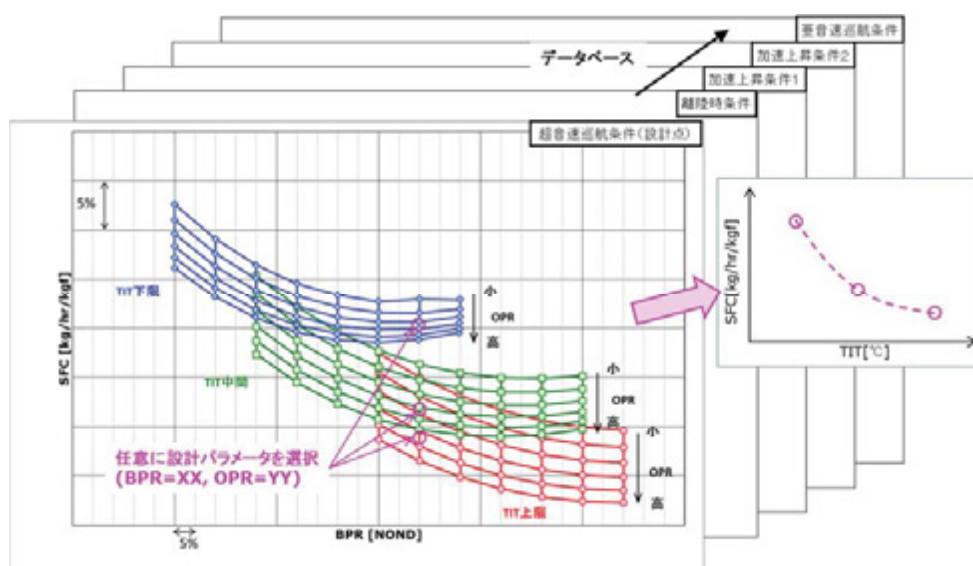
- エンジン設計パラメータを変化させた組合せ162ケース(=TIT:3ケース×OPR:6ケース×BPR:9ケース)で、飛行条件および推力を振った計算を実施し、データベースを作る。



4. 研究概要 — (2)2011年度(3/3)

成果

任意のエンジン設計パラメータ(TIT, BPR, OPR)に対し、作成したデータベースを用いて各飛行条件でのエンジン諸元を出力できるようにした。



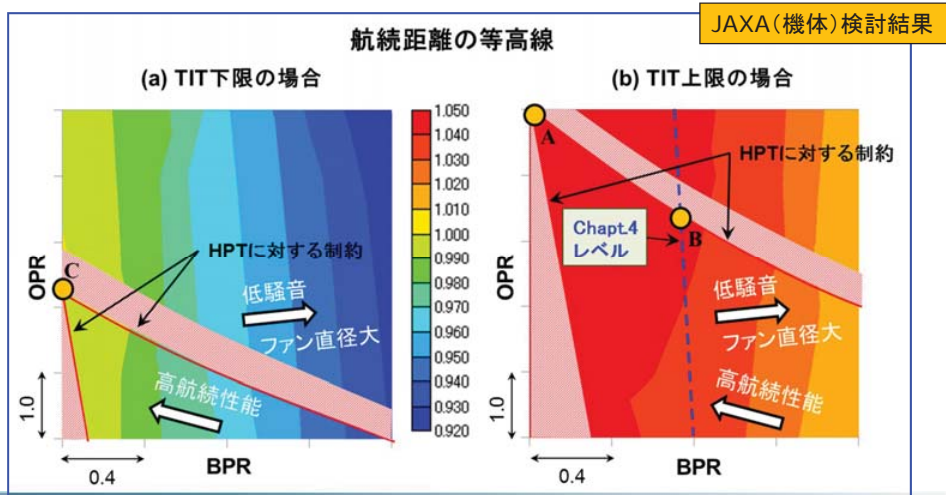
4. 研究概要 — (3)2012年度(1/3)

目的

- 2010年度および2011年度の検討結果を基に、JAXAのミッション解析結果から選定されたリファレンスエンジンに対して、エンジン諸元(性能、代表寸法、重量)、エンジン性能テーブルを検討する。

リファレンスエンジン形態の選定(JAXA(機体))

- ・高航続性能と低騒音化を考慮し、リファレンスエンジンは以下の2形態が選定された。
- 形態A: HPT成立性制限内でBPRを最も小さくした形態(離陸時騒音に対する制限を考慮せず設定)
- 形態B: HPT成立性制限内で離陸時騒音をChapter4レベルに維持した形態



13

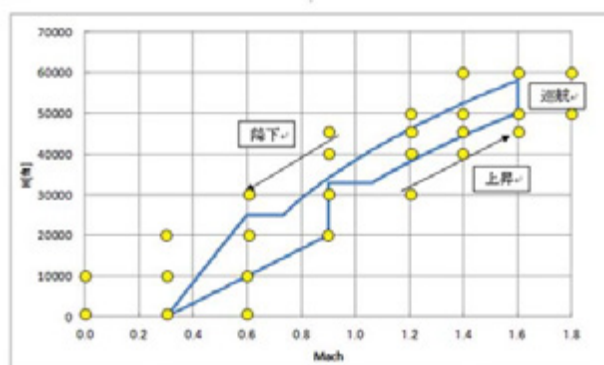
4. 研究概要 — (3)2012年度(2/3)

エンジン性能テーブルの作成

リファレンスエンジンに対して、高度、機速、レーティングを振った計算を行い、エンジン性能テーブルを作成する。

- ①飛行ポイント: 小型超音速旅客機の想定飛行経路を包含する条件において実施。
→下図の26条件
- ②外気温度: ISA
- ③抽気出力: 抽気なし、抽出力なし
- ④レーティング: 巡航開始時4.5トン、巡航終了時2.3トンの両方が検討できるようにFNを変化させる。
→最大レーティング注から推力を一定の間隔で低下させたデータを示す(10点)。

注)最大レーティングはTIT、ファン機械回転数、HPC機械回転数、ファン修正回転数、HPC修正回転数の制限の中で、最も高いレーティングとする。

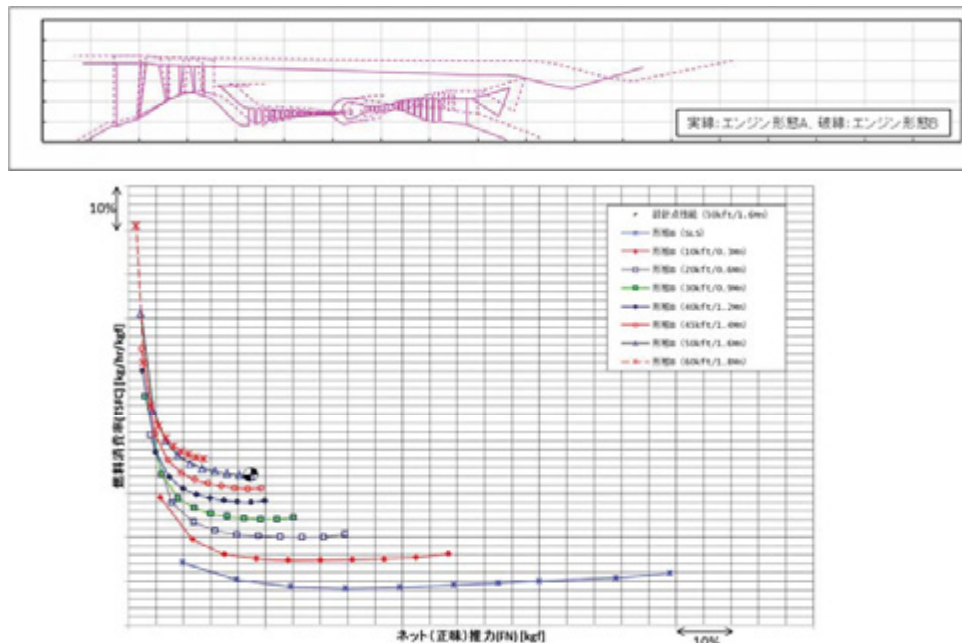


小型超音速旅客機 想定飛行経路、計算飛行ポイント

4. 研究概要 — (3)2012年度(3/3)

成果

- ・リファレンスエンジンの諸元(性能、代表寸法、重量)が確定した。
- ・小型超音速旅客機の想定飛行条件を包含するエンジン性能テーブルを作成した。



IHI000001-003 Copyright © 2012 IHI Corporation All Rights Reserved.

15

5. まとめ / 6. 今後の予定

まとめ

- 機体とエンジンの統合による小型超音速旅客機のエンジン概念設計を実施した。
- JAXAの機体ミッション解析、IHIのエンジン性能検討により、離着陸騒音規制を満たしつつ航続性能を向上するためのリファレンスエンジンを定義し、リファレンスエンジンの諸元(性能、代表寸法、重量、エンジン性能テーブル)を定めた。

今後の計画

- 本研究で定めたリファレンスエンジンの性能テーブルを用い、JAXA側でより正確な機体ミッション解析を実施する。
- これによって、低離着陸騒音化と高巡航揚抗比化を高い次元で両立可能な小型超音速旅客機仕様を検討していく計画である。

以 上

Copyright © 2011 IHI Corporation All Rights Reserved.

16

プラズマ流体アクチュエータによる 超音速航空機の離着陸時空力性能改善

航空プログラムグループ公募型研究報告会2012

松野 隆（鳥取大学工学研究科 機械宇宙工学専攻）



TOTTORI UNIVERSITY

発表内容

- 研究背景と研究目的
- 研究計画
 - 研究全体の計画
 - 本年度実施事項
- プラズマアクチュエータ適用風洞試験
 - 外翼単体試験
 - 半裁・全翼模型試験
- まとめ
 - 得られた知見
 - 残されている問題点
 - 今後の研究について

TOTTORI UNIVERSITY

研究背景・目的

クランクトアロー翼機の離着陸時空力特性

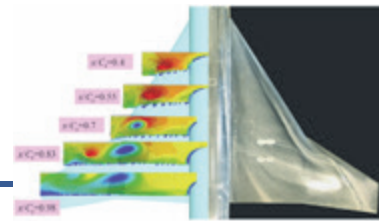
- ・ 揚力傾斜が小さい
- ・ 非線形な空力特性 (ex. 非線形ピッチアップ)
- ・ 流体場が複雑
 - ・ 渦・剥離流の干渉→機体形状・姿勢に大きく依存
- ・ フラップ等の高揚力装置の効果は限定的

必要とされる空力特性の向上ポイント

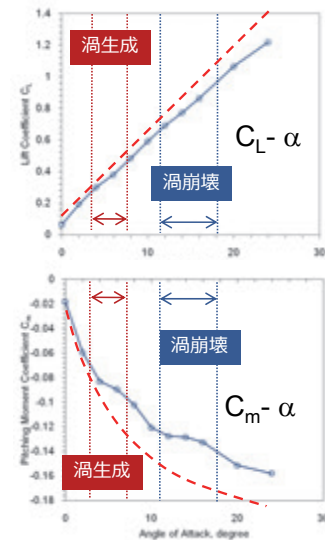
- ・ 着陸時迎角におけるL/Dの向上
- ・ 非線形ピッチングモーメント特性の緩和

必要となる流体制御のターゲット

- ・ 渦崩壊の抑制・剥離の抑制
- ・ 前縁剥離渦の位置制御



Kwak, ICAS 2004-387



プラズマアクチュエータの適用

放電プラズマによって流体に表面ジェットを誘起

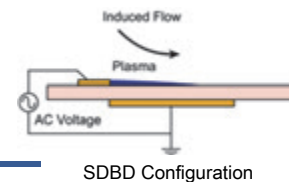
- ・ 電極ペアと誘電体の複合構造
- ・ kV/kHz/mAオーダーの交流を使用

特徴

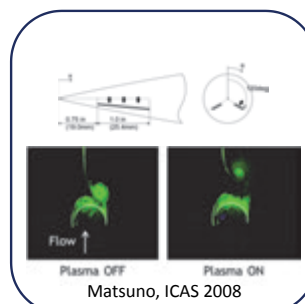
- ・ 可動部分を持たない
- ・ 空力的な影響が小さい
- ・ 駆動・応答が非常に高速

大迎角流への適用

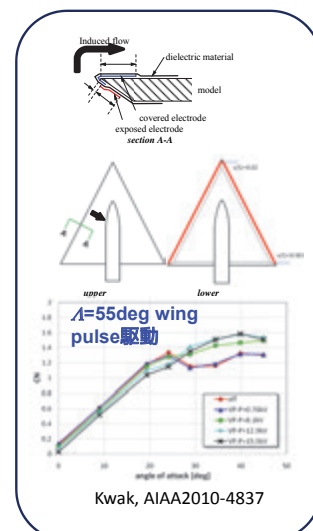
- ・ 前縁剥離渦崩壊の抑制
- ・ 剥離渦の位置制御



SDBD Configuration



Matsuno, ICAS 2008



Kwak, AIAA2010-4837

研究内容・状況

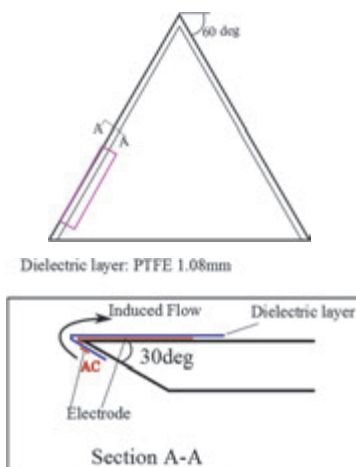
目的

- プラズマアクチュエータ (P/A) による超音速機の離着陸時空力性能向上
 - 揚力および L/D 向上, ピッチングモーメント特性の非線形性緩和

研究内容

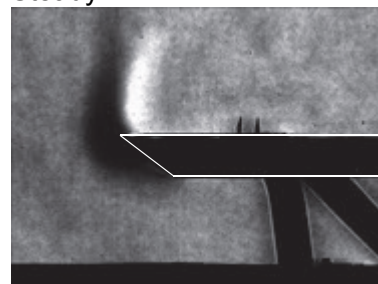
- 超音速機模型へのSDBDプラズマアクチュエータ適用試験
 - 信頼できる空力計測手法の確立
 - P/A 設置部位検討
 - P/A 駆動手法検討
 - P/A 設置位置の影響調査
 - 模型スケールの影響調査
 - 流体場解析
 - 鳥取大学小型風洞およびJAXA 2x2m低速風洞において実施
- プラズマアクチュエータによる流体制御法の研究
 - 効率的な制御手法の開発
 - 高性能プラズマアクチュエータの特性解析
 - 超音速機模型への適用

エッジに沿う噴流 (静止流体場)

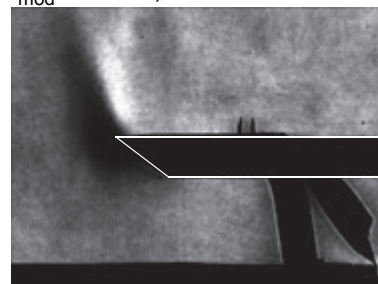


非定常駆動時、噴流速度自体が増加する
(現在解析中)

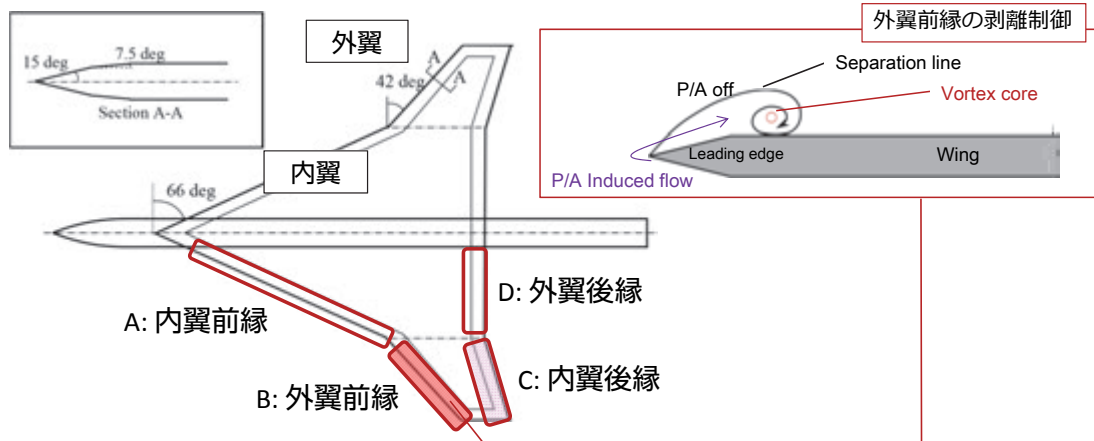
Steady



$f_{\text{mod}}=200\text{Hz}$, $DC=0.3$

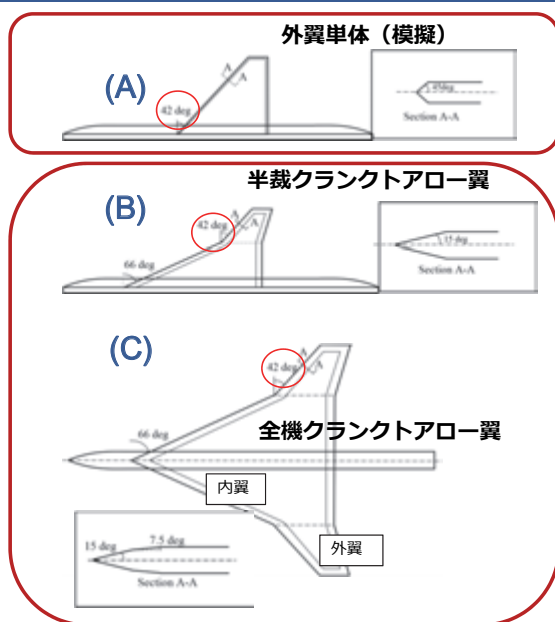


プラズマアクチュエータ設置部位検討



- 流体場制御は外翼剥離流を主なターゲットとした
 - A～Dについても試験を実施し性能評価を行った

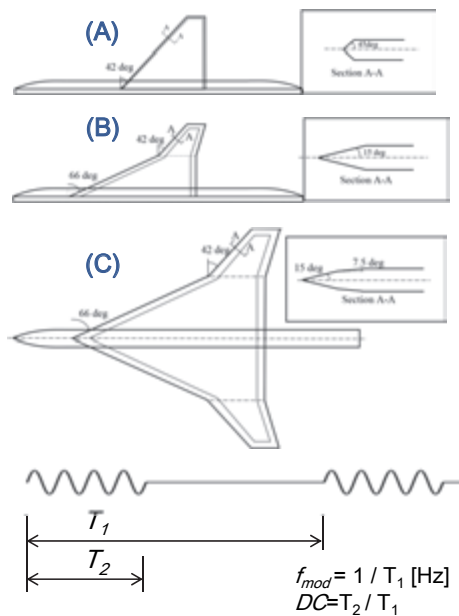
実験概要



クランクアロー翼機の外翼前縁剥離を抑制,
P/Aの空力制御効果を風洞試験から検証
(一様流速 $U_{inf}=10\text{m/s}$)

- A) クランクアロー外翼単体
外翼要素に対する剥離抑制効果検証
- B) クランクアロー半裁翼
クランクアロー翼における制御効果,
特性の把握
- C) 全機クランクアロー翼
翼スケールに対するP/A制御効果の把握
(スケール効果)

実験条件



風洞試験条件

一様流速度, U_{inf}	10 m/s
迎角, Angle of Attack	0 ~ 32 degree
レイノルズ数, Re_{mac}	A) 0.99×10^5 B) 1.54×10^5 C) 3.07×10^5

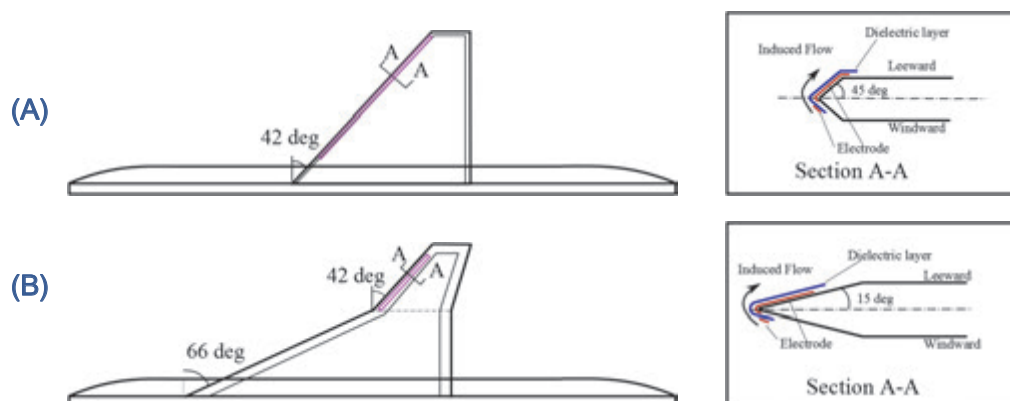
プラズマアクチュエータ駆動条件

誘電体材質	PTFE
誘電体厚	1.08 mm
電極材質	Copper
印加電圧, V_{ac}	19.2 kV _{pp}
PWM 駆動周波数, f_{mod}	200 Hz
Duty Cycle, DC	0.3, 0.5

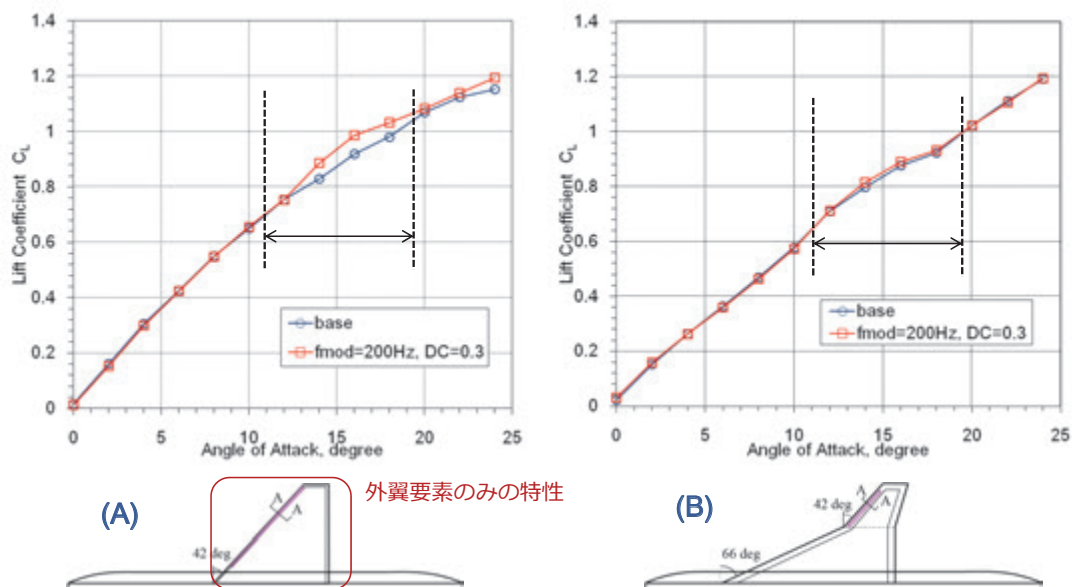
外翼剥離抑制効果の検証

クランクトアロー外翼要素: 剥離抑制の制御効果検証

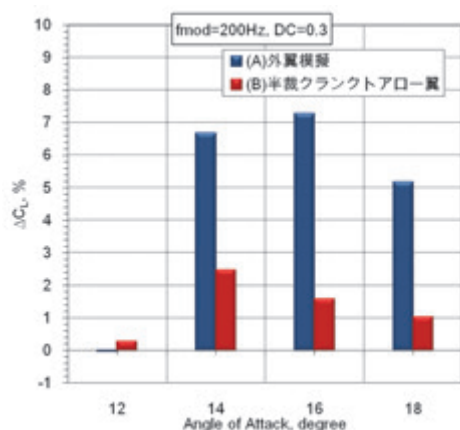
➤ 前縁近傍の下面側へ露出電極配置, 下面から上面に沿う流れを生成



揚力係数 C_L の変化



揚力変化率 ΔC_L の比較



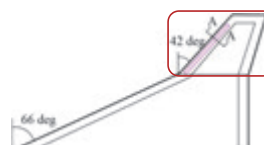
ΔC_L : 外翼模擬 > クランクアロー

- 翼全体の面積に対する外翼部分の比がダイレクトに影響している

クランクアロー翼

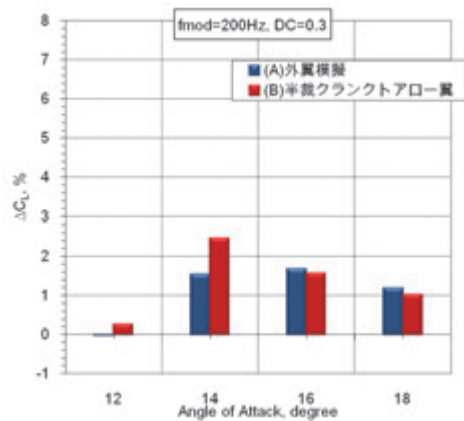
外翼部面積/主翼基準面積=0.23

- 内翼剥離流の外翼への干渉
- 胴体の影響
- 前縁形状



$$\Delta C_L = \frac{(C_L)_{Plasma} - (C_L)_{base}}{(C_L)_{base}} \times 100[\%]$$

揚力変化率 ΔC_L 比較②

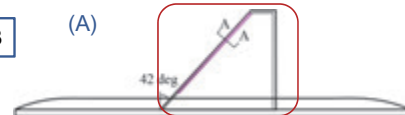


クランクアロー翼外翼 ΔC_L の見積もり

➤ 外翼単体の ΔC_L を0.23倍

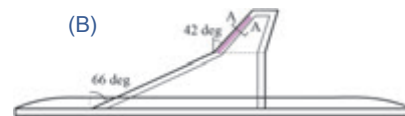
$\Delta C_L \times 0.23$

(A)



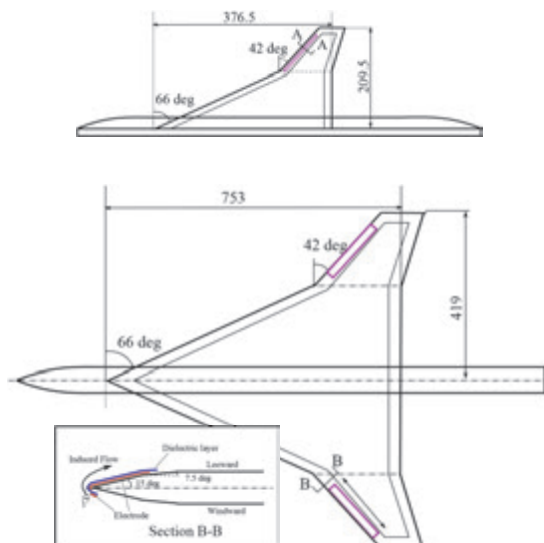
ΔC_L

(B)

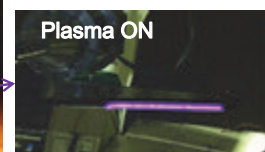
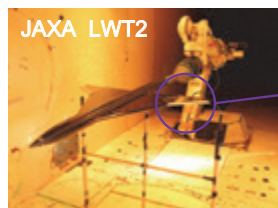


→ 外翼流れは制御されていると考えられる
全機空力への影響は小さくなる

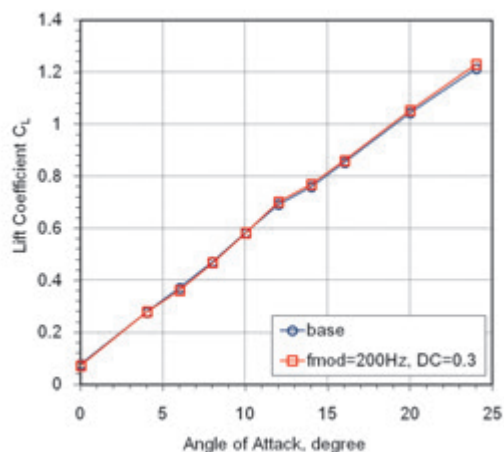
スケール効果試験



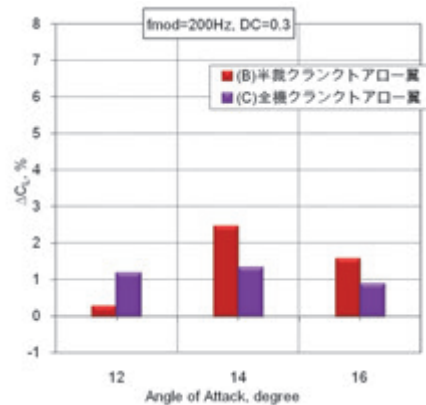
スケールUP(200%)
・大スケール流には制御効果減少
⇒ ΔC_L 減少 (予測)



揚力係数 C_L

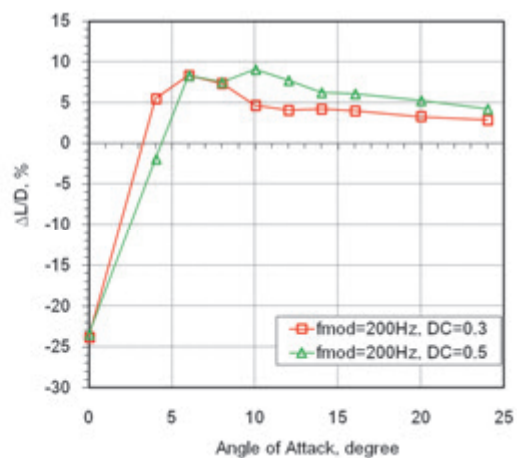
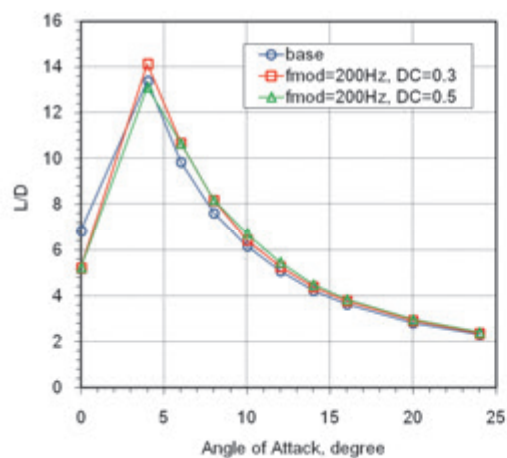


スケールによる ΔC_L 比較



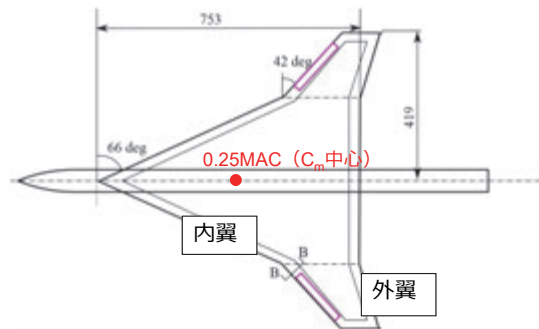
- 迎角14deg~で揚力向上
- 増分 ΔC_L は半減(14, 16deg)

揚抗比 L/D および変化率 $\Delta L/D$



- 迎角5~10degで最大9%程度の L/D 向上

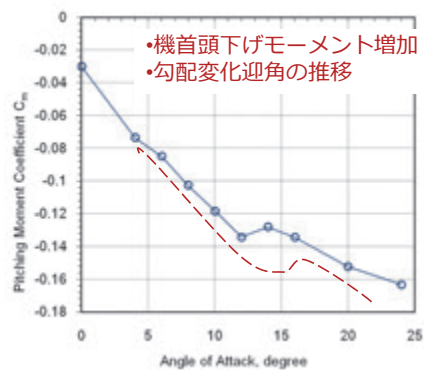
ピッチングモーメント係数 C_m



非線形 C_m

➤ 高迎角(12deg~)で C_L 増加

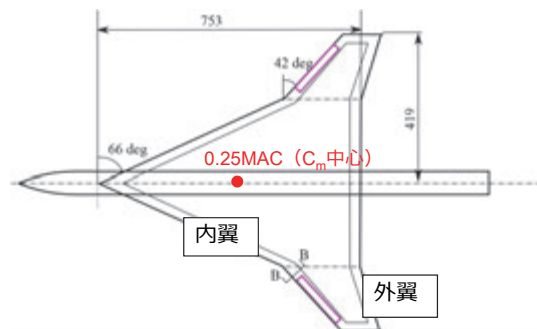
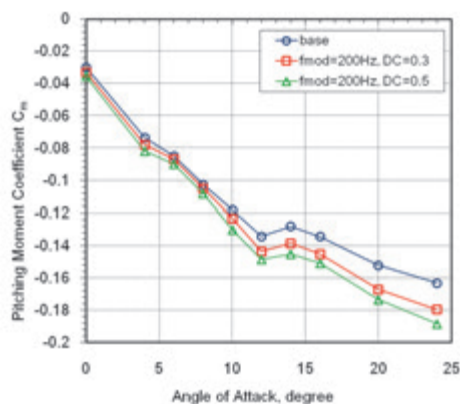
- C_m 中心より後縁側の外翼における揚力増加
⇒ 機首頭下げモーメント(-)の増加



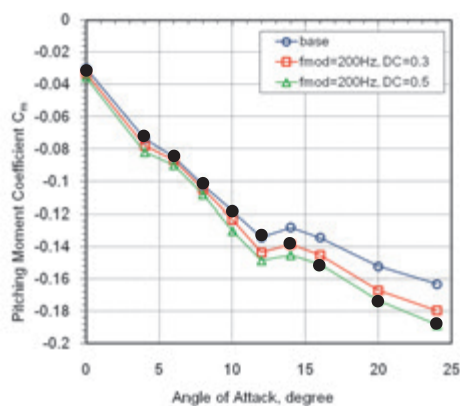
C_m 制御結果

非線形 C_m 改善の可能性を確認

- 全迎角で ΔC_m は減少
⇒ 機首頭下げモーメント(-)増加
- 迎角 12deg~ で特に大きな変化 ($\Delta C_m = 7 \sim 15\%$)
- DC が高い程変化大: $0.5 > 0.3$
⇒ 駆動時間が長いほど効果大



C_m 制御結果

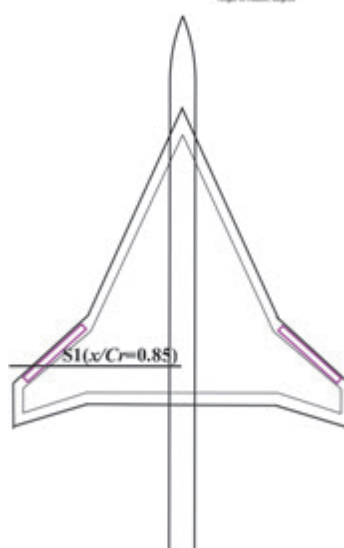
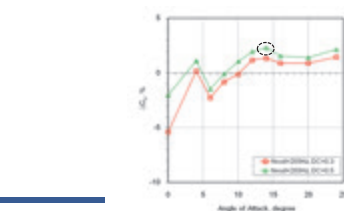
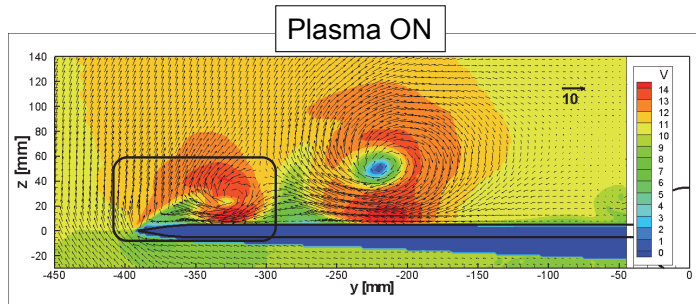
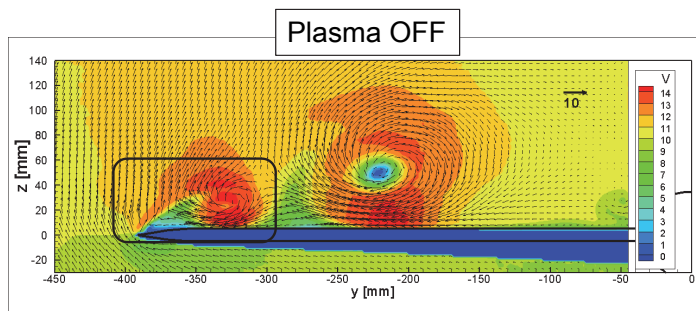


非線形 C_m 改善の可能性を確認

- 全迎角で ΔC_m は減少
⇒ 機首頭下げモーメント(-)増加
- 迎角12deg~で特に大きな変化 ($\Delta C_m=7\sim 15\%$)
- DC が高い程変化大: $0.5 > 0.3$
⇒ 駆動時間が長いほど効果大



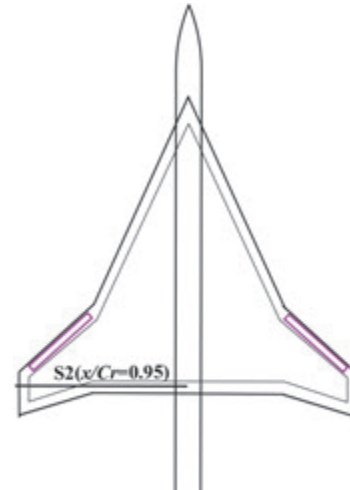
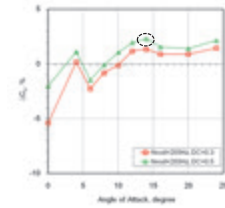
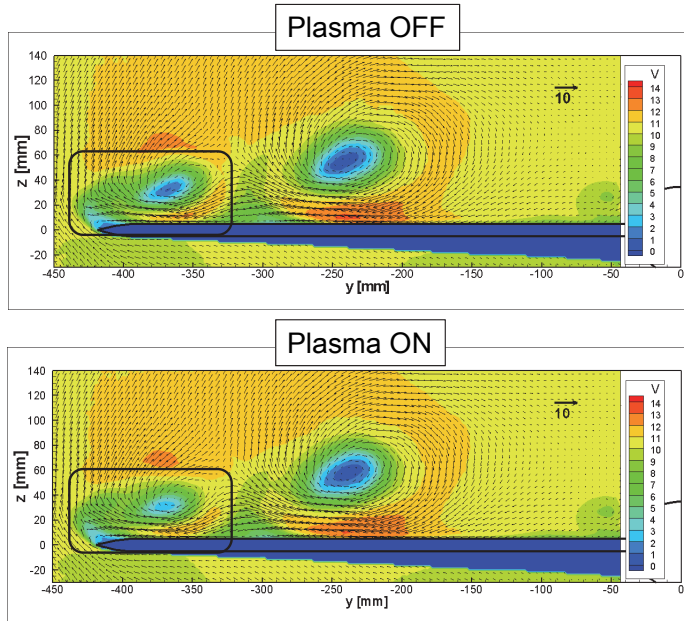
迎角14deg の流れ場 (断面S1: $x/C_f=0.85$)



- 剥離せん断層の傾きが減少
- 局所的に実効迎角を低下

迎角14deg の流れ場②

(断面S2: $x/C_f=0.95$)

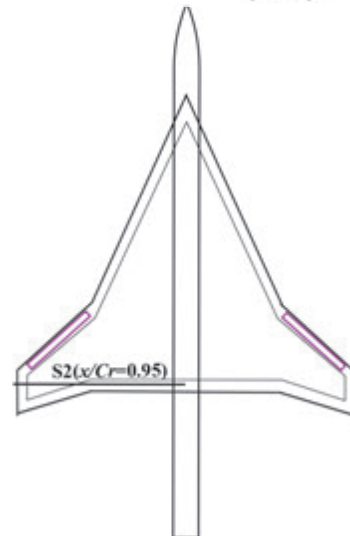
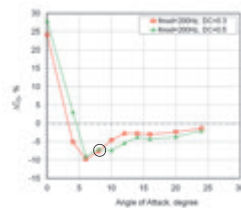
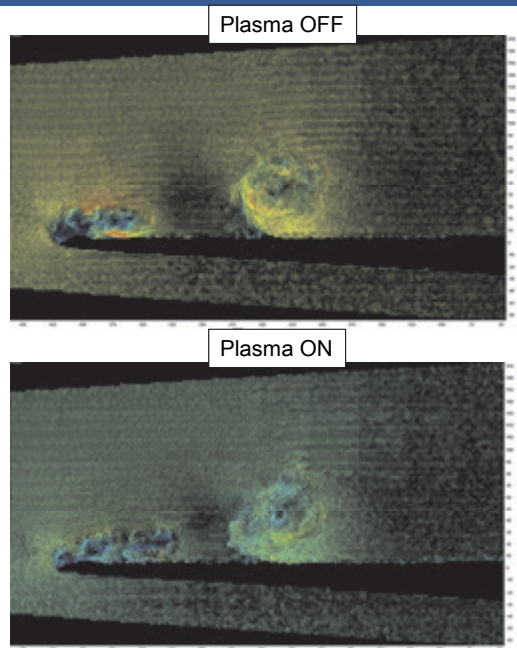


- 渦核の速度が回復・増加
- 剥離渦の崩壊を抑制
- 高迎角まで渦揚力の維持

TOTORI UNIVERSITY

迎角8deg の流れ場③

(断面S2: $x/C_f=0.95$)

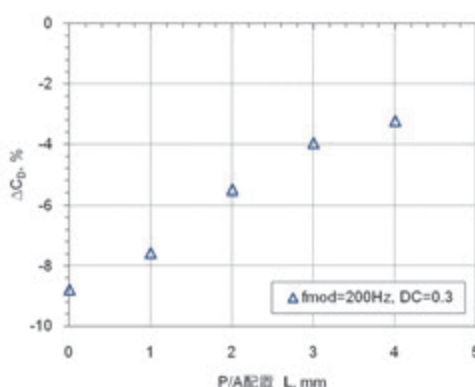
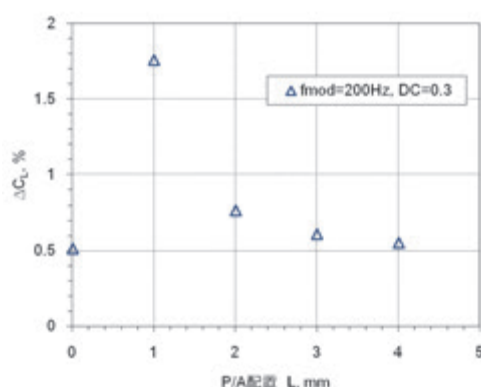
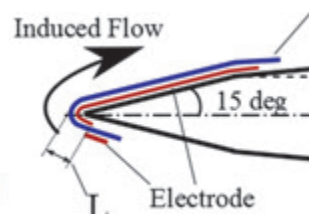


TOTORI UNIVERSITY

外翼前縁への適用試験まとめ

- クラントアロー翼外翼へプラズマアクチュエータを適用した
 - 前縁剥離抑制により空力制御を試みた
- 外翼剥離流れの制御が可能であることを確認
 - 局所実効迎角低下による渦崩壊・大剥離の抑制
 - 小スケールでは流れの剥離抑制
- 空力特性制御特性について検証：外翼単体では有効性を実証
 - 高迎角域でのCL向上
 - 非線形Cmの改善
- 外翼流れは制御できるが、全翼面に対して小部分であるため全翼の制御効果は小さい
 - 外翼部面積 / 主翼基準面積 = 0.23
外翼部で制御した場合、翼全体における制御効果は20%程度に抑えられる

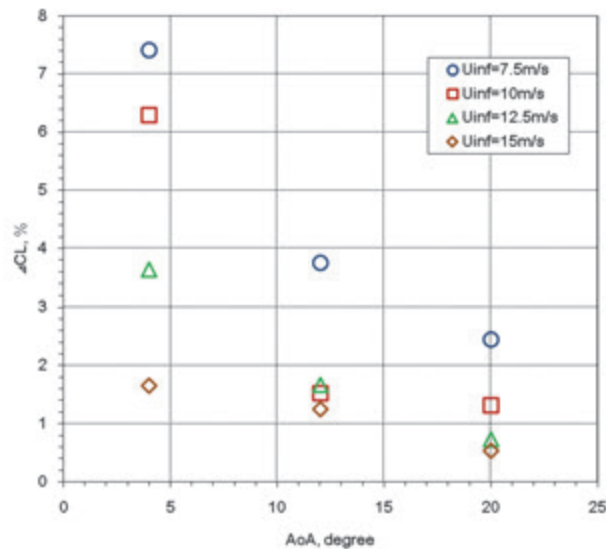
プラズマアクチュエータ設置位置の影響 (AoA=14deg)



• $f_{mod}=200\text{Hz}$, $DC=0.3$

- ΔC_D : 前縁近傍で低減効果大
- ΔC_L : $L=1\text{mm}$ が最大向上, 前縁からの距離と効果は反比例
- 制御効果最大は前縁から1mm

レイノルズ数(流速)の影響 ※外翼後縁設置時の特性



- 流速の増加に伴い制御効果は低下
 - ジェット流速が不足？
- 高迎角へ推移するにつれ制御効果は減少

実施中の研究と今後の研究内容

- P/Aの位置・構成の改善
 - 内翼・外翼含めた流体制御に効果的なP/A位置の探索
 - 最適な非定常駆動条件の探索
- P/A単体の流体制御力向上による空力制御効果増大とスケール効果の低減
 - プラズマアクチュエータの高出力化

2012年度 JAXA航空プログラムグループにおける公募型研究

環境適合超音速機の多点設計に関する研究
2012年度研究進捗報告

金崎雅博(首都大学東京)



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

もくじ

2

- 提案研究の目的
- 研究において基とする最適化手法
- 開発要素及び研究体制
- 研究目的
- 超音速翼型の多点最適設計
 - ✓ Mach-cut off effectによる陸上超音速飛行を狙った
 - 高アスペクト比, 高後退角平面形
 - 低アスペクト比, 低後退角平面形
- 多様な翼型を探索できる形状表現法
 - ✓ パラメトリックな翼型表現法に基づく多点設計
- さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法
- まとめ

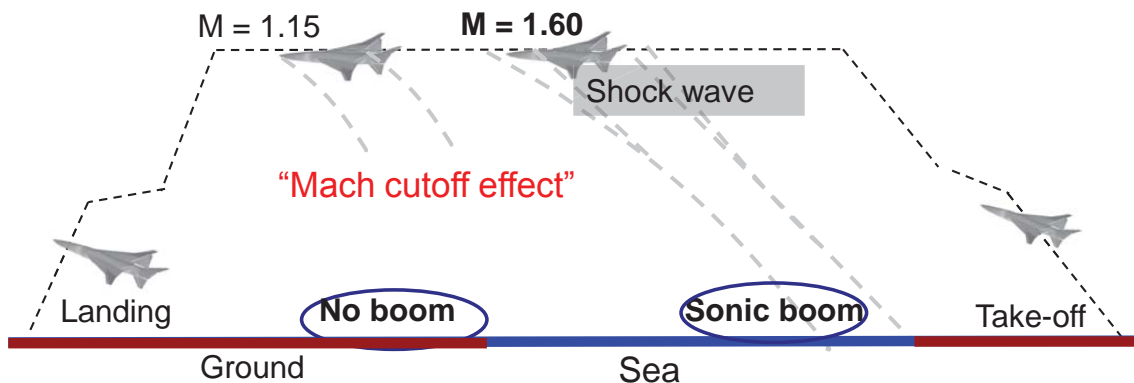


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

提案研究の目的

3

□ 実際の超音速旅客機の飛行



多点(亜音速・超音速・Mach cut-offなど)・多分野融合(空力・ソニックブーム・構造・推進・制御など)といった**全体設計**を考えることが出来る効率的な設計手法が不可欠

(数値解析技術, **設計問題の定式化**, **最適化法**,
データマイニング法, **形状表現法**...)

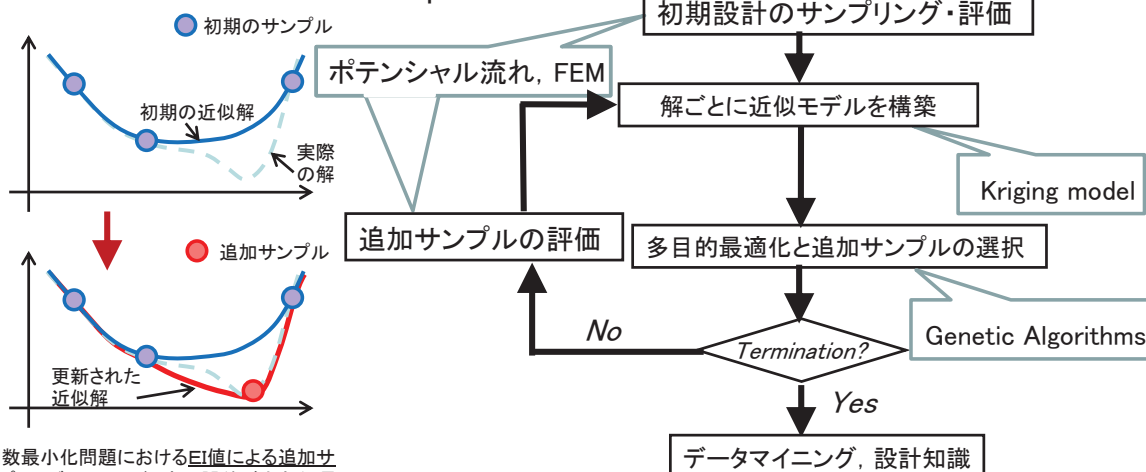


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

研究において基とする最適化手法

4

設計手法 ~ Efficient Global Optimization

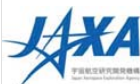


関数最小化問題におけるEI値による追加サンプリングのイメージ。空間誤差が大きく、最適性を示す可能性が高い場所にサンプルを追加する。

EI(Expected Improvement): 最適性と誤差のバランスを示す指標

$$E[I(\mathbf{x})] = (\hat{y} - f_{\max}) \Phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\max}}{s}\right) + s \phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\max}}{s}\right)$$

Φ, ϕ : standard distribution,
normal density
 s : standard error



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

開発要素及び研究体制

5

□ 研究提案: 金崎雅博 (FY2008-2010共同研究, FY2011-提案公募型共同研究)

□ 研修学生

✓ 四谷智義(2012年度終了)

➤ 修正PARSEC法の主翼設計への実装とMach cut-offを利用する飛行プロファイルを考えた超音速機主翼の多点設計法

✓ 瀬戸直人(2011年度修了), 高木秀寛

➤ 多分野融合設計法, Multi-fidelity設計法

□ 修士論文・卒業論文テーマ

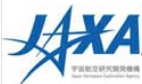
✓ 岸祐希

➤ Mach cut-off効果を考慮した超音速機主翼の多点設計法

✓ 新井翔

➤ 超音速機主翼の大域的多点設計による

修正PARSEC法の表現性能の検証



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

研究目的

6

□ 超音速輸送機の多点最適翼型設計

✓ Mach cut-off effectを見込める低超音速飛行と海上での
高超音速飛行での最適化結果の違い

➤ 平面形による違いも検証

✓ より自由度の高いパラメトリック翼型表現手法の
適用性検証

✓ さらなる効率的設計探索に向けた
Multi-fidelity設計探索法



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

提案に基づく現行の研究1 超音速翼型の多点最適設計



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(1/14)

超音速輸送機実現への課題

- 超音速巡航時の燃費改善
超音速機向けとされている平面形

空力分野 : 低抵抗形状など
構造分野 : 軽量化など
推進分野 : 燃焼効率の改善など

Aerion



高アスペクト比, 高後退角平面形

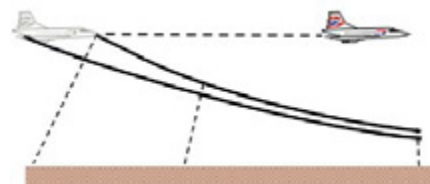
特性が異なる

JAXA小型SST概念



高アスペクト比, 高後退角平面形

- 陸上での低超音速飛行時ソニックブームの低減
→ 小型機の場合はマッハ・カットオフ効果を期待



燃費を改善するために多点における全体最適設計が必要



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(2/14)

9

設計空間

			下限値	上限値
翼厚比	root	dv1	0.03	0.06
	kink(62%)	dv2	0.03	0.05
	tip	dv3	0.02	0.05
前方キャンバー位置		dv4	0.3	0.45
前方キャンバー	root	dv5	0.02	0.05
	kink(62%)	dv6	-0.02	0.05
	tip	dv7	-0.02	0.04
後方キャンバー位置		dv8	0.6	0.75
後方キャンバー	root	dv9	-0.03	0.02
	kink(62%)	dv10	-0.02	0.02
	tip	dv11	-0.02	0.02
振じり	root	dv12	0	2
	kink(62%)	dv13	-2	2
	tip	dv14	-4	0

- ・ 設計 C_L は $C_L = 0.143$ (Aerion型は翼重量を推算し軽量化を考慮)
- ・ 初期サンプル数は180
- ・ M1.15とM1.60でそれぞれ計算



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(3/14)

10

2つの平面形について翼型最適化を行う

- ①低アスペクト比, 低後退角平面形(Aerion機想定)
 - ②高アスペクト比, 高後退角平面形(JAXA小型SST概念機想定)
- * 胴体はJAXA小型SST概念機を用いる

➤ 目的関数

$$\begin{cases} \text{Maximize} & L/D @ Mach1.15 \\ \text{Maximize} & L/D @ Mach2.00 \end{cases}$$

➤ 空力評価

- ✓CAPASを利用したパネル解析

➤ 最適化法

- ✓Efficient Global Optimizationによる探索
- ✓初期サンプル160点, 3点ずつ5回の追加サンプル



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(4/14)

11

重量について:揚力制約とAerionタイプの特徴・取り扱いについて

- JAXAタイプは設計 C_L を固定して($C_L = 0.143$)空力評価を行う。
- AerionタイプはJAXAタイプより翼重量を軽くできることを考慮して翼重量を推算して設計 C_L に反映。

超音速機向けの主翼重量推算式※

$$W_{wing} = 5.63 \times 10^{-2} \times \left[\frac{W_{TO} \times n_{ult} \times b_s \times S}{t_{root}} \right]^{0.501}$$

W_{TO} : 離陸重量

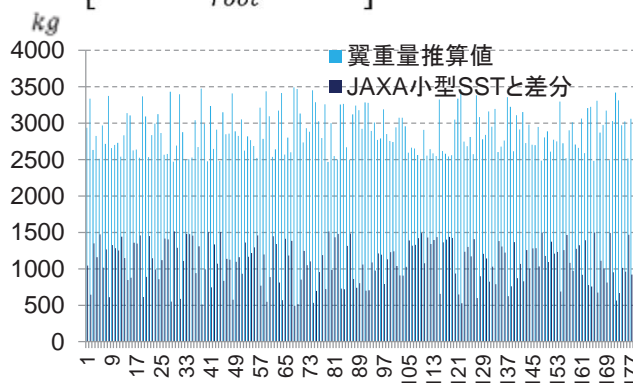
n_{ult} : 終局荷重倍数

b_s : 構造翼幅($b_s = b / \cos \gamma$)

S : 翼面積

t_{root} : 翼根翼厚

- ✓ 500kg~1500kg程度, 翼重量を軽減できる



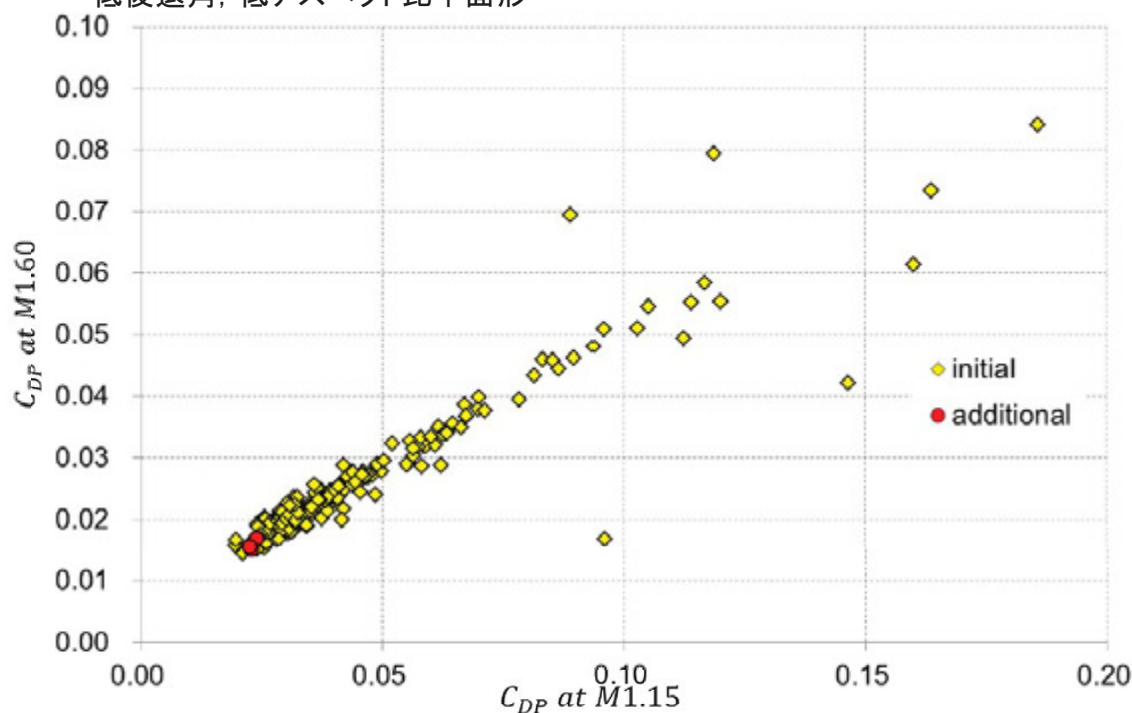
※湯原達規,李家賢一: 水素燃料超音速旅客機の機体成立性に関する研究,航空宇宙技術,Vol.9,pp.29-35,2010

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(5/14)

12

低後退角, 低アスペクト比平面形



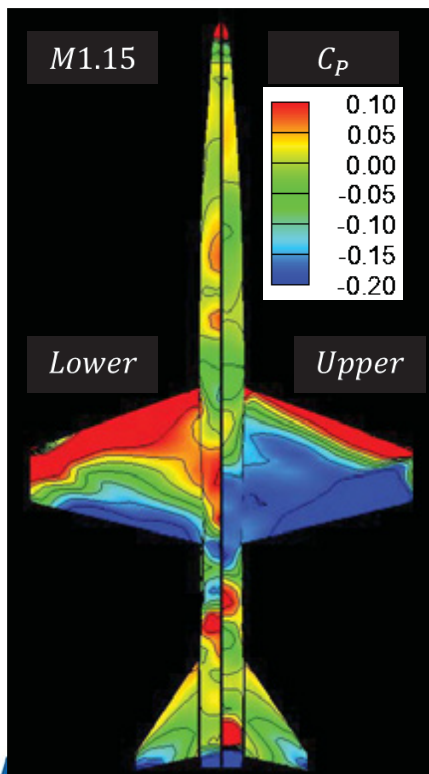
- ✓ M1.15とM1.60でトレードオフは顕著には見られない



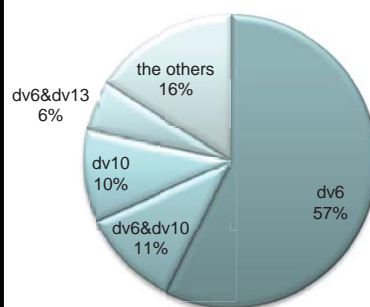
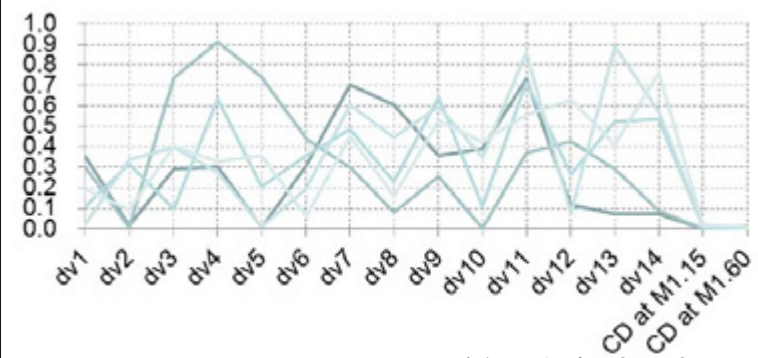
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(6/14)

13



低後退角, 低アスペクト比平面形



✓ 翼前縁で衝撃波発生

✓ 翼厚の寄与があまり出てきていない

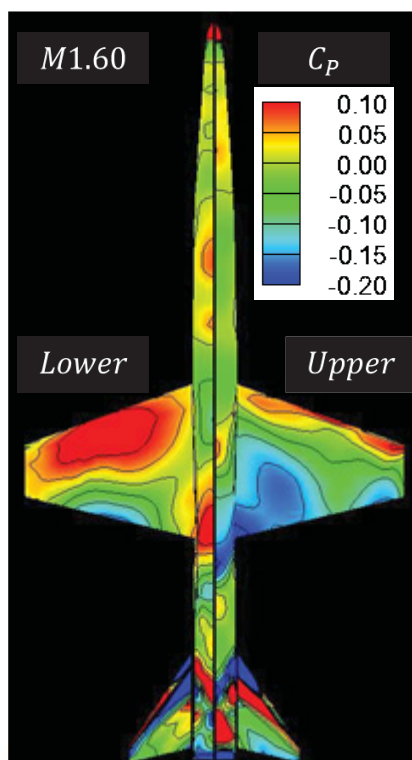
✓ 62%semispanでのキャンバーが重要

✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

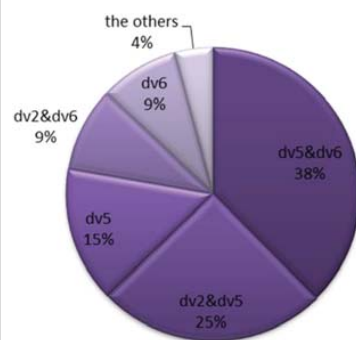
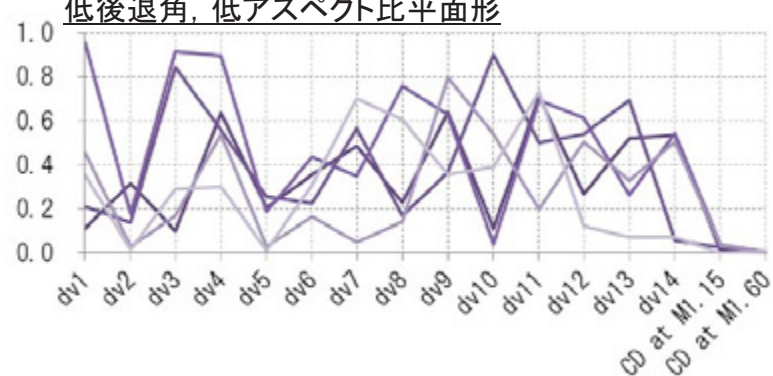
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(7/14)

14



低後退角, 低アスペクト比平面形



✓ 翼面上で衝撃波はみられず

✓ 翼厚の寄与が出てきていない

✓ 62%semispanでのキャンバーが重要

✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

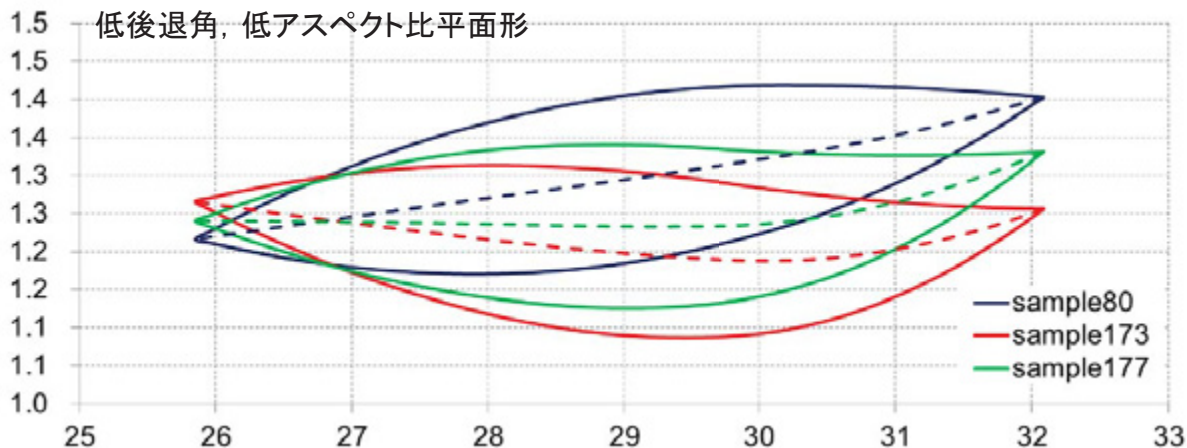
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(8/14)

15

非劣解の形状(62%semispan)

低後退角, 低アスペクト比平面形



	C_L	M1. 15			M1. 60		
		$C_{DP} \times 10^4$	α	α_{tail}	$C_{DP} \times 10^4$	α	α_{tail}
sample80	0. 140	195. 6	2. 5	-1. 6	157. 0	3. 4	-1. 9
sample173	0. 141	211. 4	1. 0	2. 9	143. 1	2. 1	0. 34
sample177	0. 141	196. 5	1. 6	1. 4	167. 3	2. 9	-0. 3

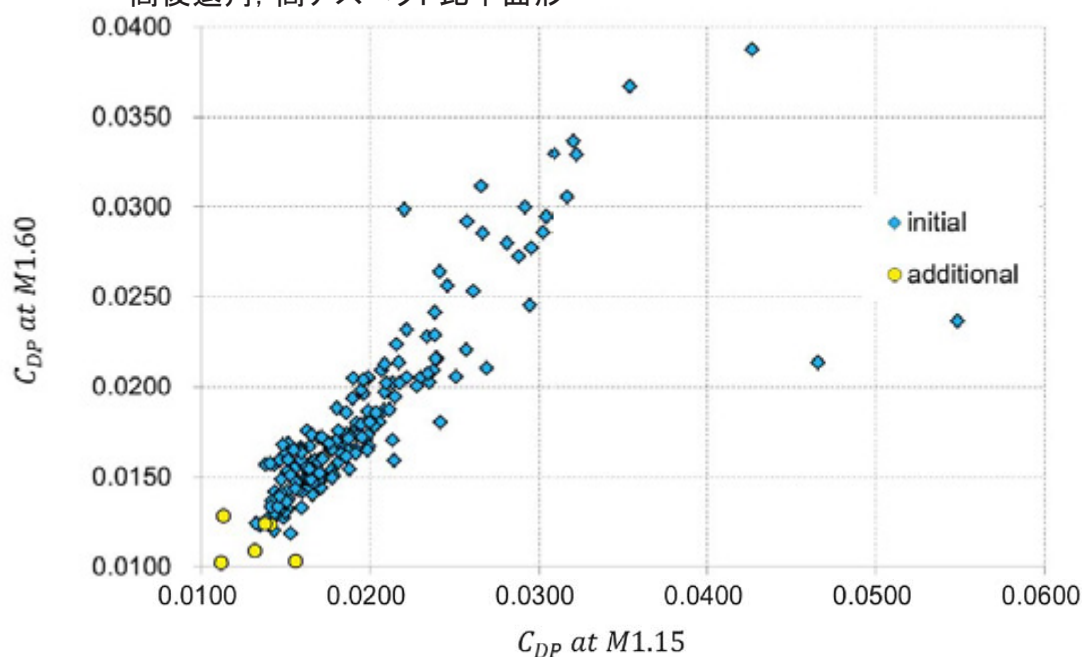


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(9/14)

16

高後退角, 高アスペクト比平面形



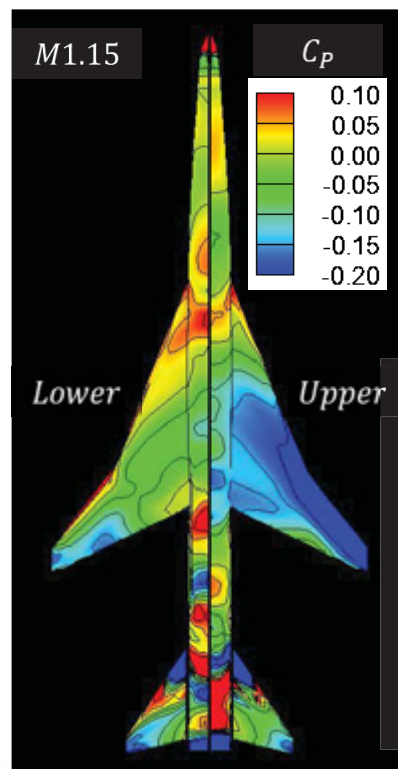
✓ M1.15とM1.60でトレードオフは顕著ではない(低後退角, 低アスペクト比平面形よりはばらつきがある程)



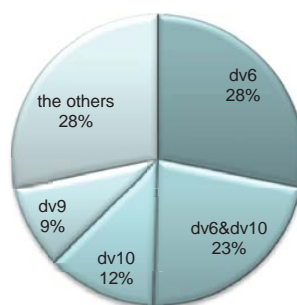
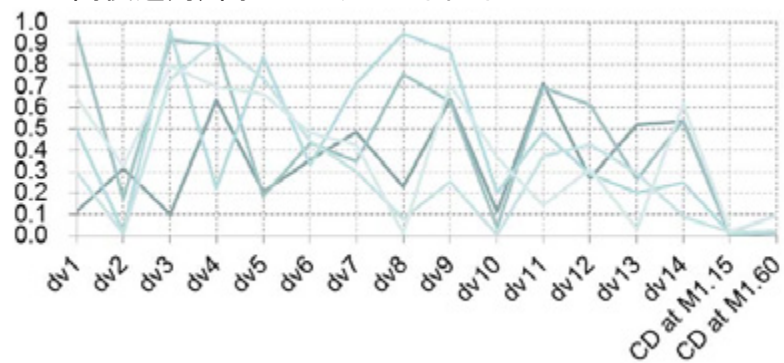
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(10/14)

17



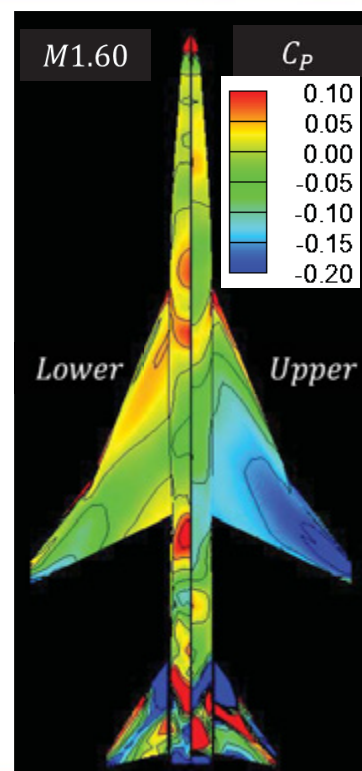
高後退角, 高アスペクト比平面形



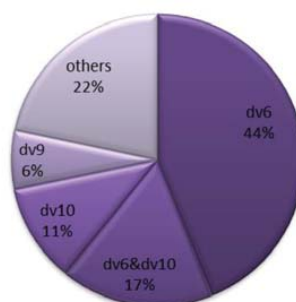
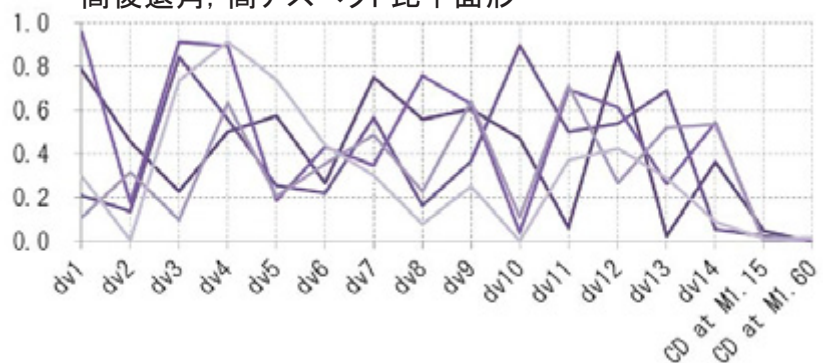
- ✓ 翼面上で衝撃波はみられず
- ✓ 翼厚の寄与が出てきていない
- ✓ キンクでのキャンバーが重要
- ✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

超音速翼型の多点最適設計(11/14)

18



高後退角, 高アスペクト比平面形



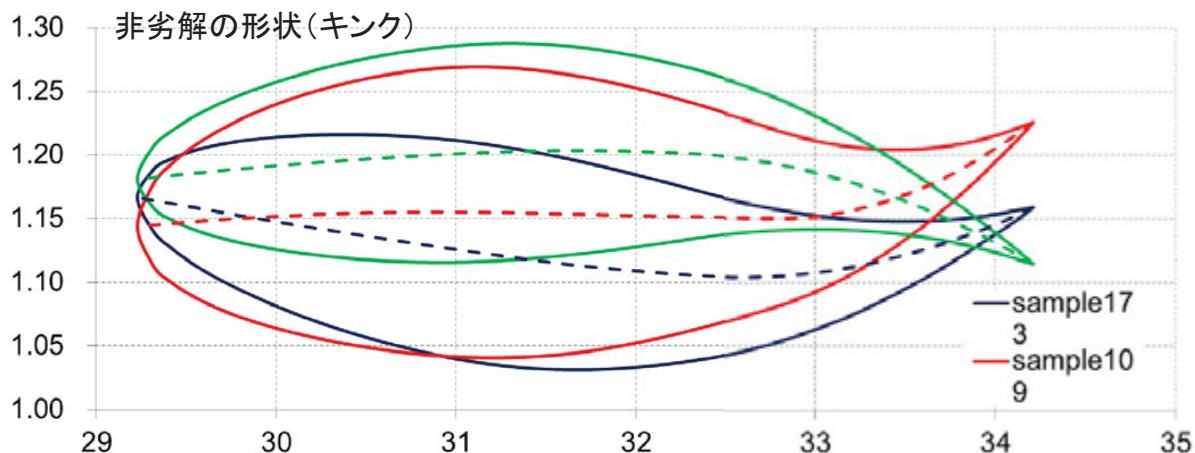
- ✓ 翼面上で衝撃波はみられず
- ✓ キンクの翼厚が寄与
- ✓ キンクでのキャンバーが重要
- ✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

超音速翼型の多点最適設計(12/14)

19

高後退角, 高アスペクト比平面形

非劣解の形状(キンク)



	C_L	M1.15				M1.60		
		$C_{DP} \times 10^4$	α	α_{tail}		$C_{DP} \times 10^4$	α	α_{tail}
sample173	0.143	132.4	1.8	1.1		124.1	2.1	0.5
sample109	0.143	134.6	3.5	1.0		122.8	2.1	0.4
sample169	0.143	143.3	0.6	1.3		120.3	1.5	0.6

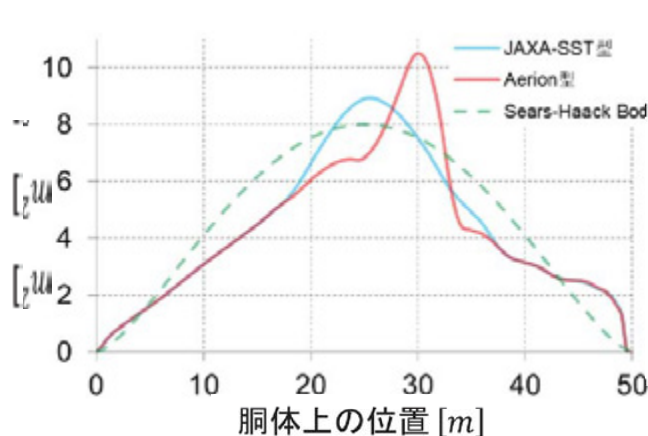


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(13/14)

20

等価断面積分布の検証



Sears-Haack Body

$$\begin{cases} A_x = \pi R_{max}^2 [4x(1-x)]^{\frac{2}{3}} \quad (0 \leq x \leq 1) \\ V = \frac{3\pi^2}{16} R_{max}^2 L \end{cases}$$

細長体理論を用いると理論抵抗は

$$C_{D, wave} = \frac{24V}{L^3}$$

- ✓ 低後退角, 低アスペクト比平面形より高後退角, 高アスペクト比平面形の方が造波抵抗最小となるSears-Haack体に近い
- ✓ 低後退角, 低アスペクト比平面形の主翼を採用して造波抵抗を小さくするには新たに胴体や尾翼の設計を要する

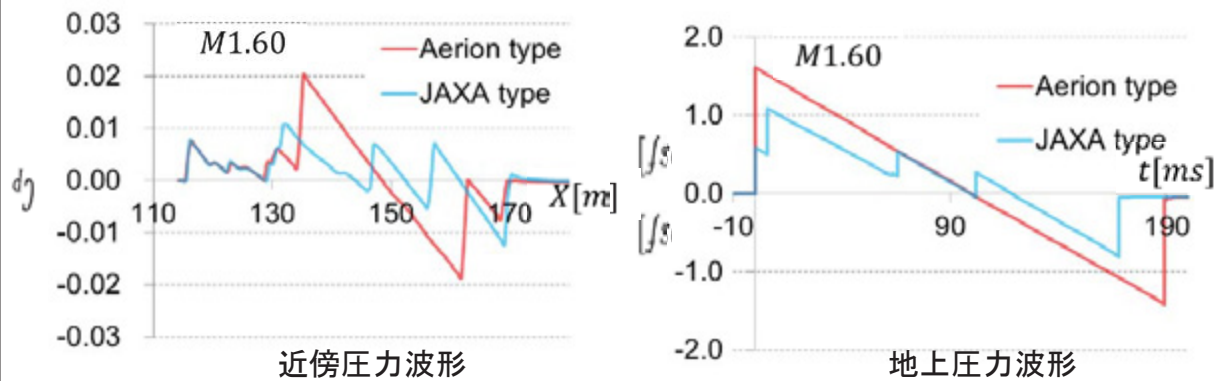


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

超音速翼型の多点最適設計(14/14)

21

M=1.6での近傍場波形及びソニックブーム



低後退角, 低アスペクト比の機体では明瞭にN型のソニックブーム波形となった
→ 主翼上面での大きな圧力変化が原因か？

22

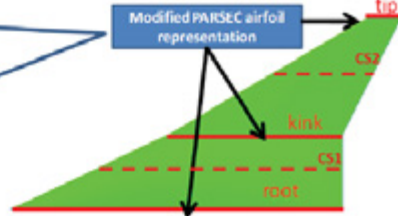
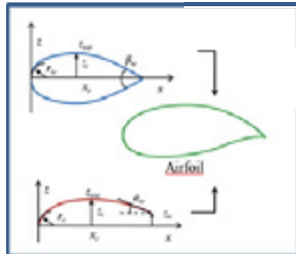
提案に基づく現行の研究2
多様な翼型を探索できる形状表現法

多様な翼型を探索できる形状表現法(1/8) 23

□ 平面形

✓ NEXST1と同等

➤ Carlson's warp design



Wing area	10.12 m ²
Span length	4.718
Aspect ratio	2.20
Taper ratio (inboard)	0.52
Taper ratio (outboard)	0.20
Sweep back angle (inboard)	66.0 deg.
Sweep back angle (outboard)	61.2 deg.
MAC length	2.754 m



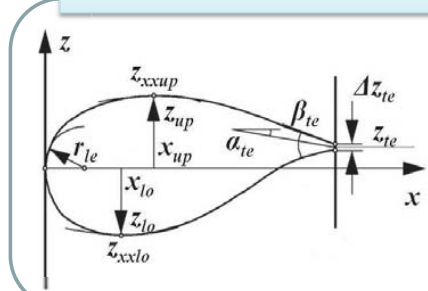
* 吉田憲司, ロケット実験機の空力設計概要, 小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験データ解析完了報告

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

多様な翼型を探索できる形状表現法(2/8) 24

➤ 高効率なパラメトリック翼型表現法

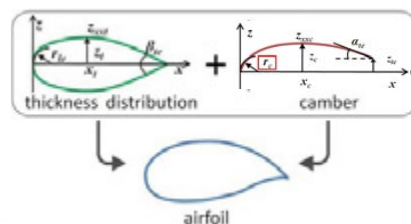
PARAmetric SEction (PASEC) method*



- 上下面を個別に定義
- 遷音速翼型の理論に基づく
- 設計空間と解空間の対応付けがしやすい
- 遷音速翼型以外は上手く表現できない

modification

Modified PARSEC method**



- 翼厚とキャンバーを独立に定義し足し合わせる
- 一般の翼理論と同等であるため, 多様な翼型に利用可能

* Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings," Notes on Numerical Fluid Mechanics, pp. 71-88, Vieweg 1998.

** Matsuzawa, T., et al, Application of PARSEC Geometry Representation to High-Fidelity Aircraft Design by CFD, K. Matsushima, CD proceedings of 5th WCCM/ ECCOMAS2008, Venice, CAS1.8-4 (MS106), 2008.

多様な翼型を探索できる形状表現法(3/8) 25

➤ 飛行条件

✓ NEXST-1と同じ飛行を想定

飛行高度: 1.9×10^4 [m]

➤ 目的関数

Maximize L/D @ Mach1.15

Maximize L/D @ Mach2.00

Minimize $|\Delta C_M|$ (制約条件的な目的)

ΔC_M : NEXST-1との C_M の差 ($C_{M,NEXST-1} = -0.028$)

• Carlson's Warpの設計では C_M を制約

→本研究ではトリム抵抗がNEXST-1と同等とする

ため最後の設計目的を設定

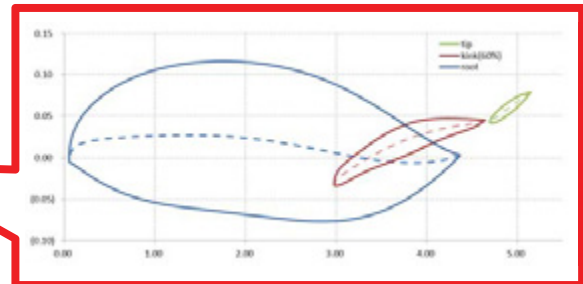
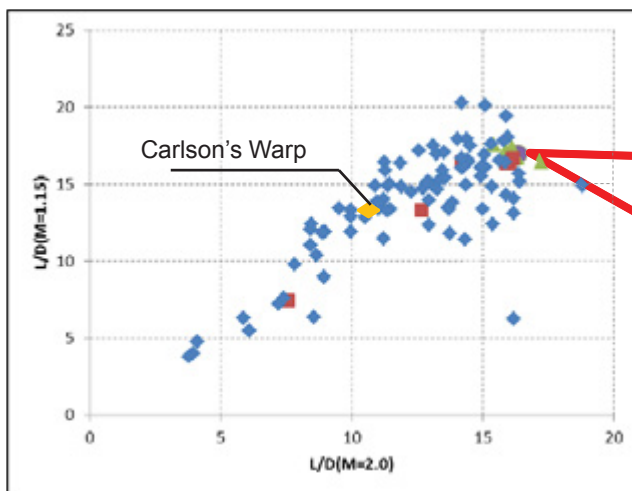
➤ 制約条件

✓ $C_L = 0.107$

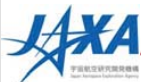
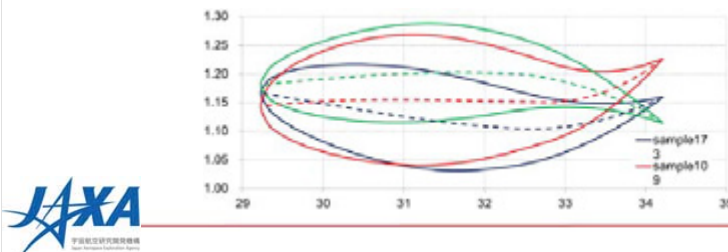
多様な翼型を探索できる形状表現法(4/8) 26

design variables			lower	upper	design variables			lower	upper
前縁半径	root	dv1	0.0001	0.0010	最大キャンバー位置	root	dv15	0.20	0.50
	kink	dv2	0.0001	0.0010		kink	dv16	0.20	0.50
	tip	dv3	0.0001	0.001	最大キャンバー	root	dv17	0.00	0.02
最大翼厚位置	root	dv4	0.40	0.55		kink	dv18	0.00	0.02
	kink	dv5	0.40	0.55	キャンバー曲率	root	dv19	-0.20	0.00
	tip	dv6	0.30	0.50		kink	dv20	-0.20	0.00
曲率	root	dv7	-0.30	0.00	後縁高さ	root	dv21	-0.01	0.01
	kink	dv8	-0.20	0.00		kink	dv22	-0.01	0.01
	tip	dv9	-0.20	0.00	後縁角	root	dv23	-5.00	1.00
後縁開き角	root	dv10	0.00	6.00		kink	dv24	-2.00	2.00
	kink	dv11	0.00	5.00	振じり下げ	kink	dv25	-2.00	4.00
	tip	dv12	0.00	5.00		tip	dv26	0.00	6.00
キャンバー前縁曲率	root	dv13	0.000	0.001					
	kink	dv14	0.000	0.001					

多様な翼型を探索できる形状表現法(5/8) 27



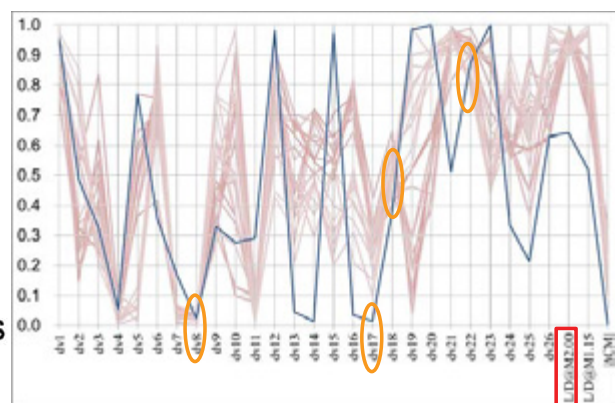
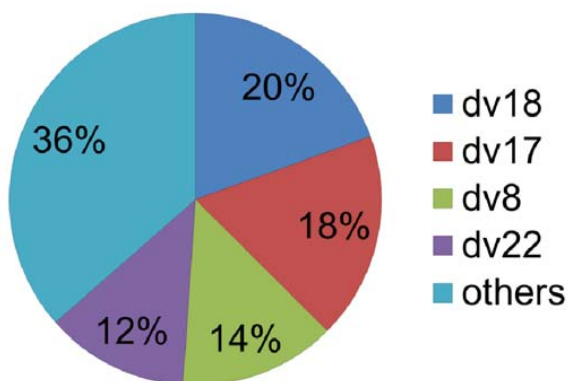
- 翼根でS字キャンバーとなる
- キンクで捻り下げが大きい
 - ✓ 小型SST概念機を想定した多点設計と同等(空力的捻り下げ≒逆キャンバー)の結果



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

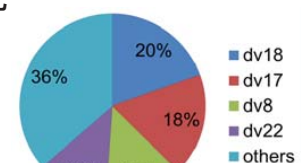
多様な翼型を探索できる形状表現法(6/8) 28

解空間の可視化(L/D@M=2.00)



Blue line: Carlson's Warp

- 翼根とキンクのキャンバー(dv17, dv18, and dv22) が支配的な寄与度を持つ。
- キンクの翼厚分布曲率(dv8) も重要なパラメータ
 - ✓ 数値としてはNEXST1と同程度のものとなった



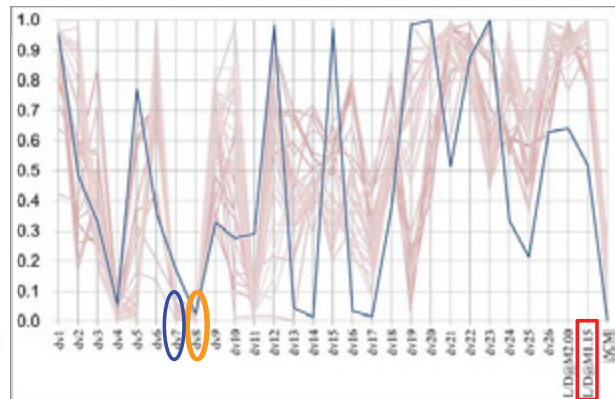
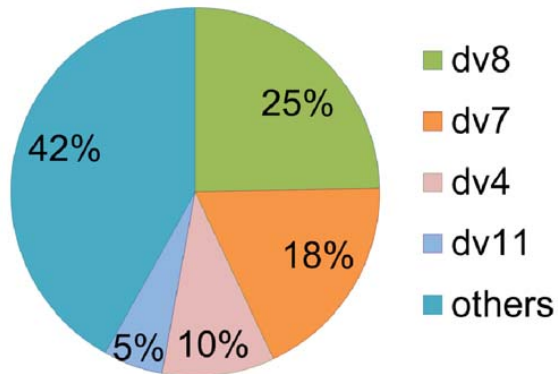
Single-point result



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

多様な翼型を探索できる形状表現法(7/8) 29

解空間の可視化(L/D@M=1.15)

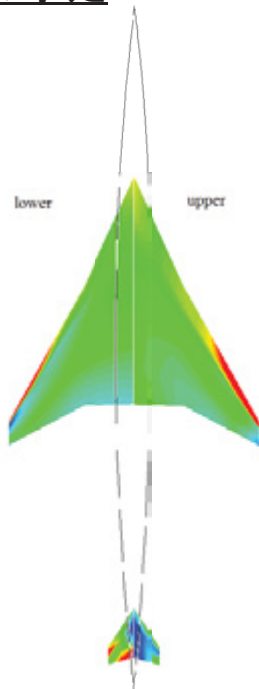


Blue line: Carlson's Warp

- 翼根とキンの曲率(二階微分)(dv7, dv8) が大きく寄与
 - ✓ dv8 (kink) はNEXST1と同等
 - ✓ dv7 (root) はNEXST1より小さい → よりフラットな上面に

多様な翼型を探索できる形状表現法(8/8) 30

今後の予定



空力中心位置をNEXST1の重心相当としていた制約を外し, 設計主翼に対して尾翼でトリムをとって全体の評価を行う.

- 主翼と尾翼の2体問題として解く
- NEXST1相当のトリム制約によっては出現し得なかった形状の探索(主翼のみを設計することの妥当性評価)
- 提案の形状表現手法が実用的にどの程度の表現性能があるかを評価

提案に基づく現行の研究3

さらなる設計効率化に向けた MULTI-FIDELITY設計法

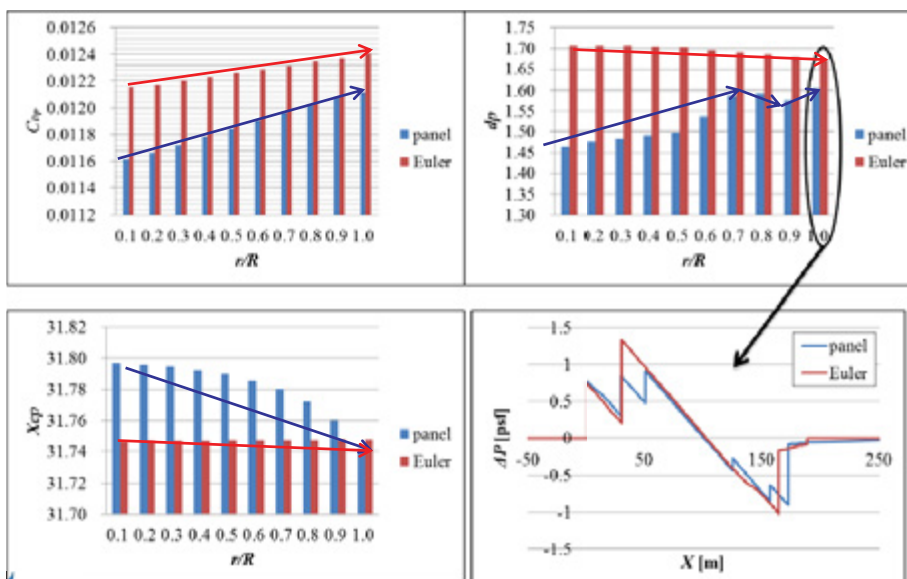


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(1/10) 32

超音速機設計におけるMulti-fidelity設計の必要性

- 機体nose部分の半径を変化させることに寄る
解法ごとの結果の違い

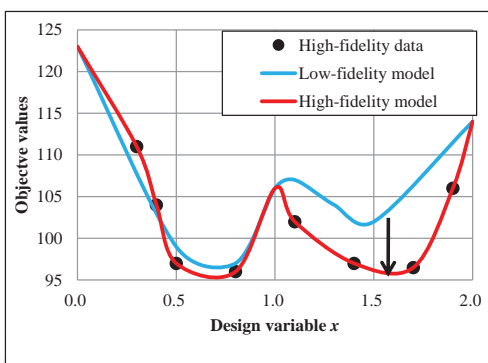
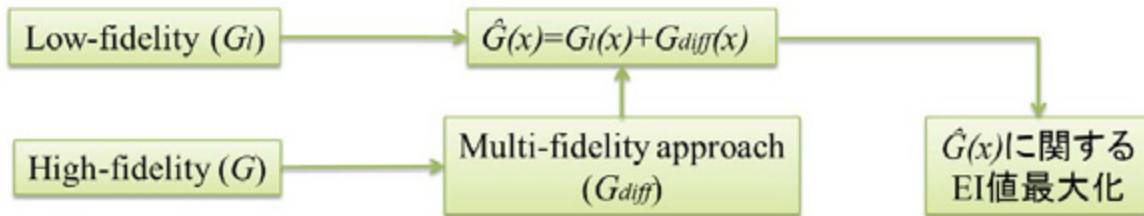


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(2/10) 33

➤ Multi-fidelity最適設計の一例

(Ref.: Ilan Kroo, "A Multifidelity Gradient-Free Optimization Method and Application to Aerodynamic Design," AIAA 2008-6020, 2008.)



モデル間の差分を指標に
low-fidelityモデルをcorrection

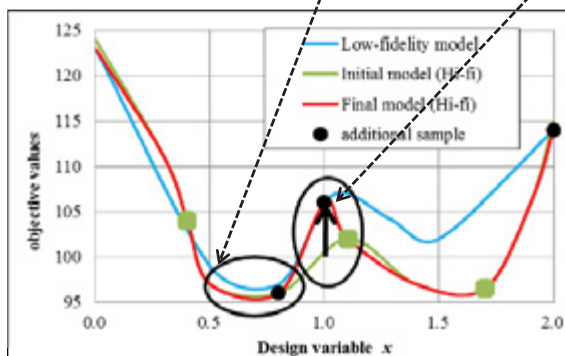
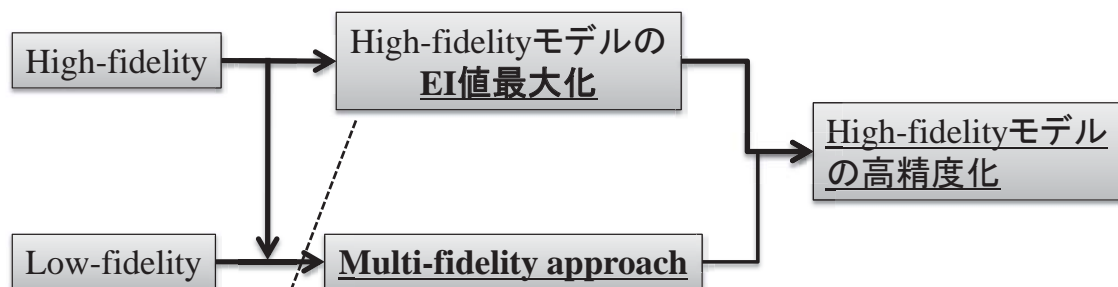
- ✓ High-fidelityの情報を使い、Low-fidelityモデルの引き上げ
- ✓ 差分値によるcorrectionの有効性



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(3/10) 34

➤ 本学提案のMulti-fidelity最適設計法の概要



Krigingモデル間の差分最大化
(差分が大きい領域に追加サンプルを設け、high-fidelityモデルをcorrection)

- ✓ 設計空間をおよそ網羅したLow-fidelityの情報を補助として、High-fidelity探索を効率化



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(4/10)

35

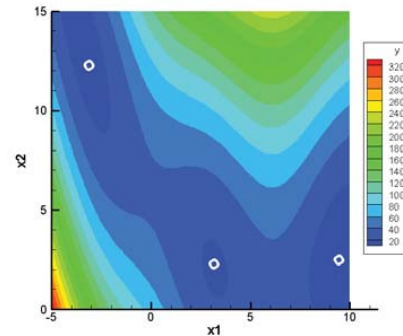
◆ Branin関数を用いた検証

$$f(x) = \left(x_2 - \frac{5}{4\pi^2} x_1^2 + \frac{5}{\pi} x_1 - 6 \right)^2 + 10 \left(1 - \frac{1}{8\pi} \right) \cos(x_1) + 10$$

$$-5 \leq x_1 \leq 10 \quad 0 \leq x_2 \leq 15$$

極小値 $f(x) = 0.397887$

$$(x_1, x_2) = (-\pi, 12.275), (\pi, 2.275), (9.42478, 2.475)$$

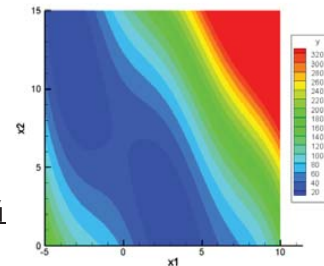


Low-fidelityと仮定する関数(x_1 の4次の項を無視)

$$f(x) = \left(x_2 + \frac{5}{\pi} x_1 - 6 \right)^2 + 10 \left(1 - \frac{1}{8\pi} \right) \cos(x_1) + 10$$

$$-5 \leq x_1 \leq 10 \quad 0 \leq x_2 \leq 15$$

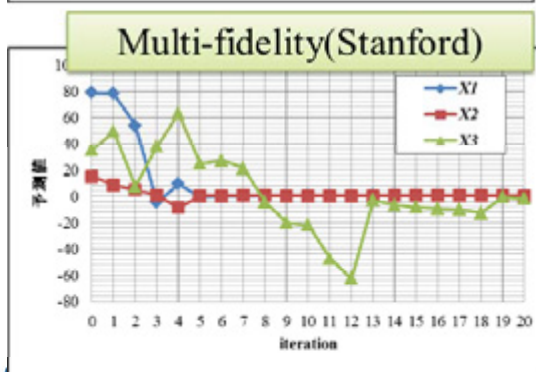
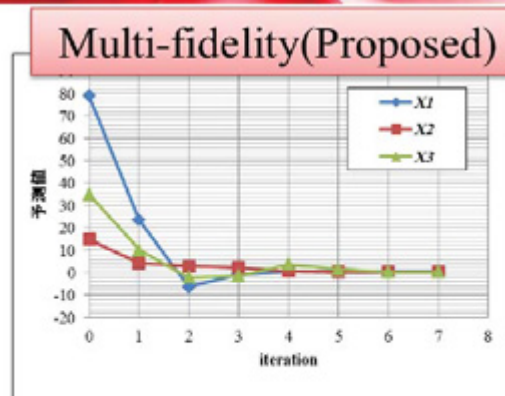
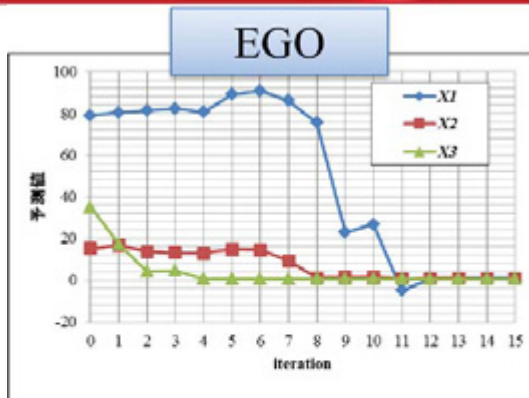
* 流体の方程式において、
粘性項等を見捨てることに相当



{ EI値の最大化
Fidelity間の差分値最大化 (但し, $f(x) < 50$ を満たす範囲)

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(5/10)

36



$$X1: (x_1, x_2) = (-\pi, 12.275)$$

$$X2: (x_1, x_2) = (\pi, 2.275)$$

$$X3: (x_1, x_2) = (9.424, 2.475)$$

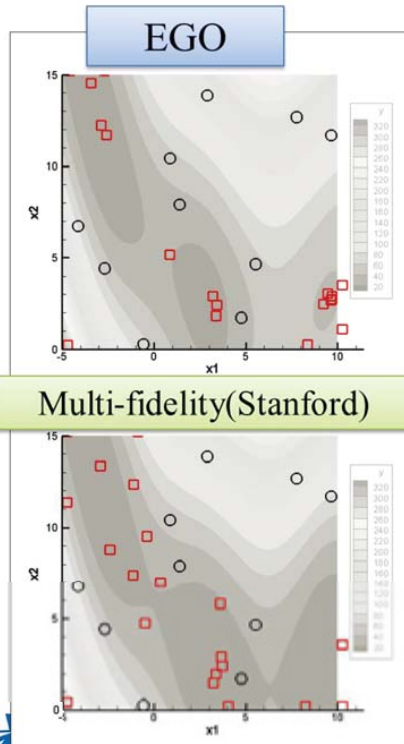
$$f(x) = 0.397$$

- Krigingモデル上の予測値の履歴.
- ✓ EGOは局所的な探索.
- ✓ Multi-fidelity探索はKrigingモデル
全体の効率的精度向上, 空間全体を
把握可能

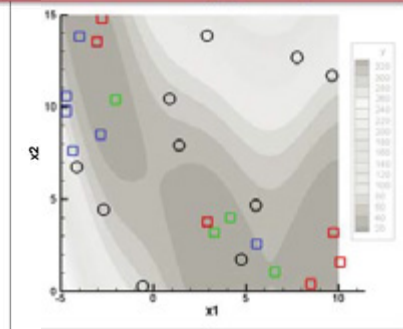
さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(6/10)

37

解探索の結果



Multi-fidelity(Proposed)



※
赤: EI値最大
青: 差分最大
緑: 中間

- ✓ EGOでは極小値に近い領域を何度も探査.
- ✓ Multi-fidelityでは極小値を捉えつつ, 全体を捉えている.
- ✓ Stanford法では似たような点を複数回取得.



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(7/10)

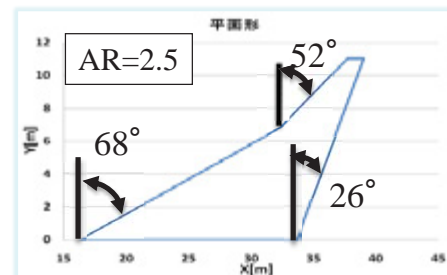
38

小型SST主翼の空力設計探索(Mach=1.6での抵抗最小化(パネル計算+Euler計算))

設計番号	設計変数	設計範囲		単位
		最小値	最大値	
dv1	ねじり (root)	0	2	(°)
dv2	ω (kinkのねじりを決定)	0	1	
dv3	ねじり (tip)	-4	0	(°)
dv4	翼根キャンバー (25%コード長)	0	5	(%)
dv5	翼根キャンバー (75%コード長)	-3	2	(%)
dv6	キンクキャンバー (25%コード長)	-2	2	(%)
dv7	キンクキャンバー (75%コード長)	-2	2	(%)
dv8	翼端キャンバー (25%コード長)	-3	3	(%)

$$\theta(\text{kink}) = \omega \times \theta(\text{root}) + (1 - \omega) \theta(\text{tip})$$

- ✓ 平面形固定
- ✓ Kinkの捩じりは翼根と翼端捩じりの内挿値として取り扱う



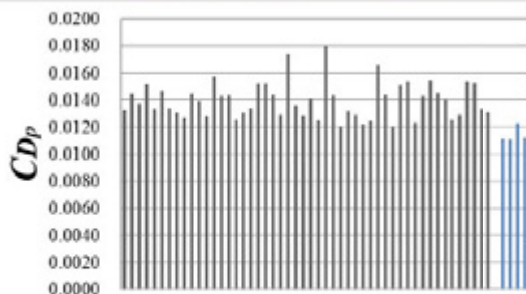
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(8/10)

39

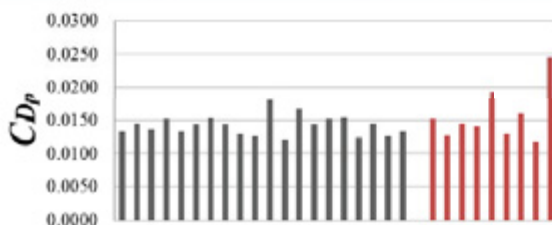
小型SST主翼の空力設計探索結果

Single-fidelityによるEfficient Global Optimization



総評価個体数 **54個体**
(初期サンプル 50個体)
(追加サンプル 4個体)
計算コスト 約540時間

Multi-fidelity設計法によるEuler評価サンプル



総評価個体数 **32個体**
(初期サンプル 20個体)
(追加サンプル 12個体)
計算コスト 約320時間

22個体
約220時間
減少



※計算はJAXAのスーパーコンピュータJSSを使用

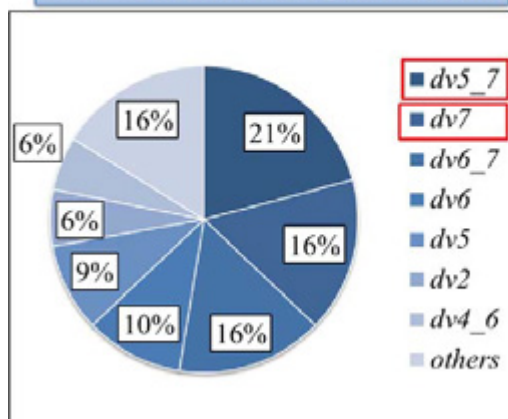
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(9/10)

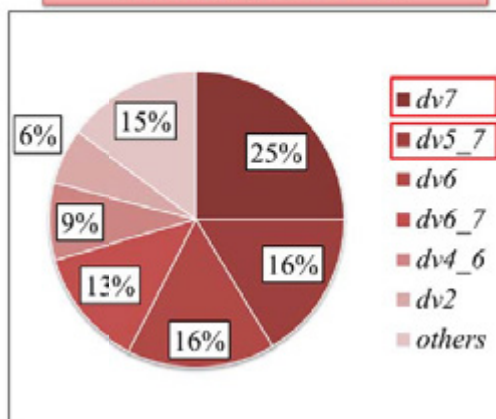
40

ANOVAによる検証

Single-fidelityによるEfficient Global Optimization



Multi-fidelity設計法によるEuler評価サンプル



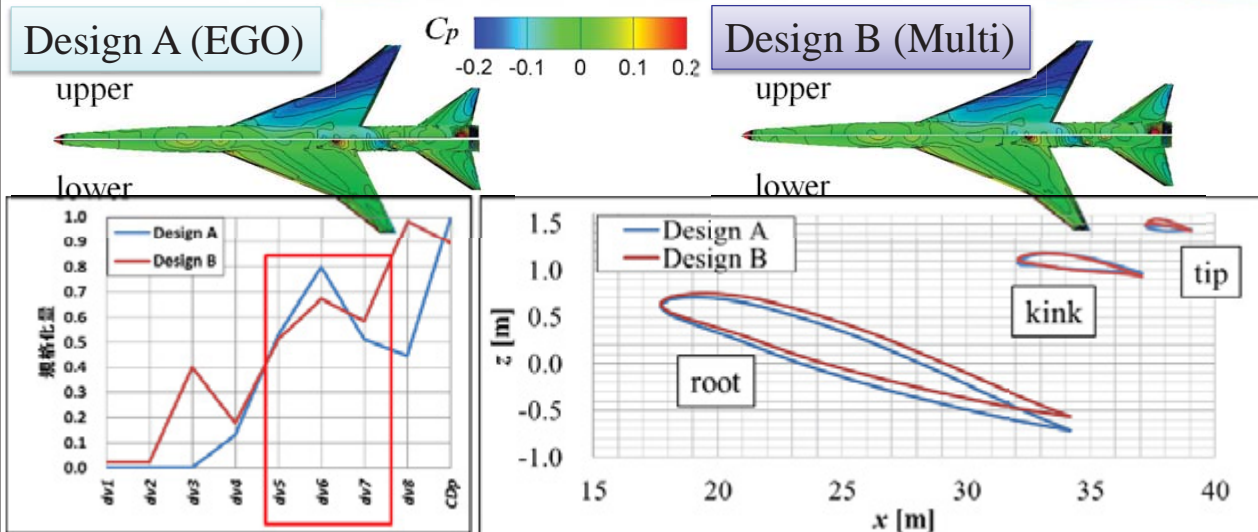
- ✓ EGOとMulti-fidelityの両方において, Cd_p については翼根, キンクのキャンバー($dv5$ - $dv7$)が寄与.

⇒ 必要な情報を持つ, ほぼ同等の傾向を持つモデルの取得



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(10/10) 41



	AoA	尾翼舵角	C_{Dp}	L/D
Design A (EGO)	5.22	-2.86	0.0111	12.93
Design B (Multi)	4.45	-2.10	0.0117	12.20

- ✓ 翼根, キンクのキャンバーに近い値
⇒ 両者で近い翼断面形状
- 翼端の形状の違い
⇒ 舵角, C_{Dp} の差

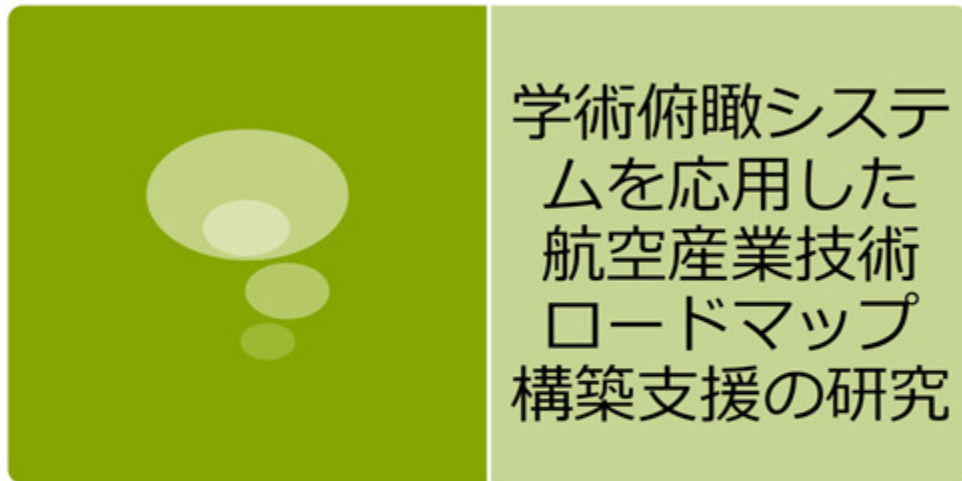
TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

まとめと今後の展望

42

- 超音速輸送機の多点最適翼型設計に必要な要素技術の確立と有用性の検証を行った
- ✓ 多点設計問題の定式化→Mach cut-off effectを見込める低超音速飛行と海上での高超音速飛行
 - 平面形による違いも検証
- ✓ 修正PAPRSEC翼型表現手法の適用性検証
 - Carlson's warp designと比較して有意な形状設計
- ✓ Multi-fidelity設計探索法
 - 大域性の改善
- ◆ 形状表現については尾翼でのトリムを考えた主翼設計問題により実証を続ける
- ◆ Multi-fidelity設計については、パネル法では追えない(精度が悪い)現象を含む問題などに適用
 - ・ご清聴有難う御座いました。
 - ・CAPASの導入を御理解頂きました超音速機チーム各位に感謝申し上げます。

平成 24 年度 航空プログラムグループ公募型研究
(国産旅客機高性能化技術研究開発)

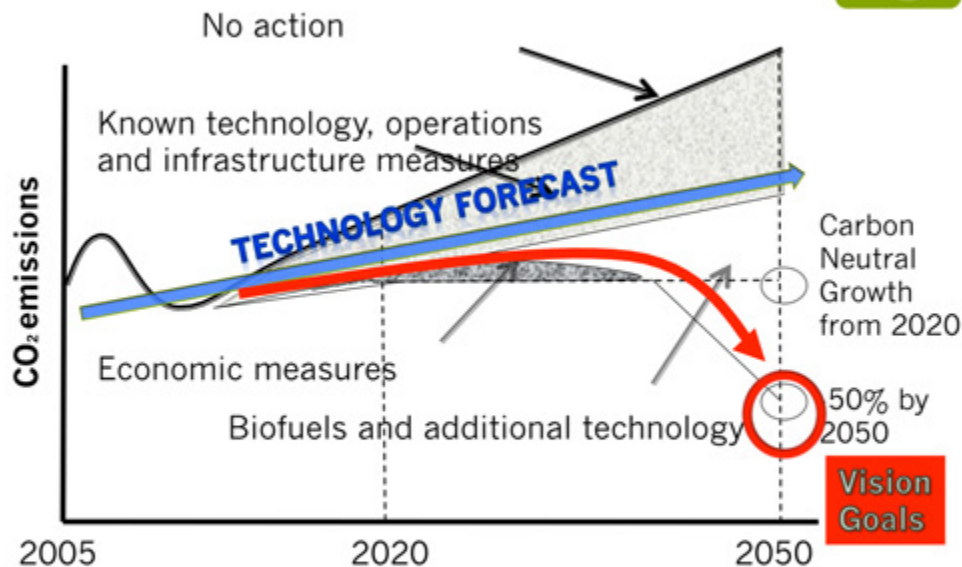


東京大学 総括プロジェクト機構 航空イノベーション総括寄付講座
特任研究員 中村裕子

Contents

- 航空産業技術ロードマップ構築支援の背景
- 昨年度の成果（日本航空宇宙学会 第43期年会
講演会 若手講演会受賞）
- 本年度の進捗

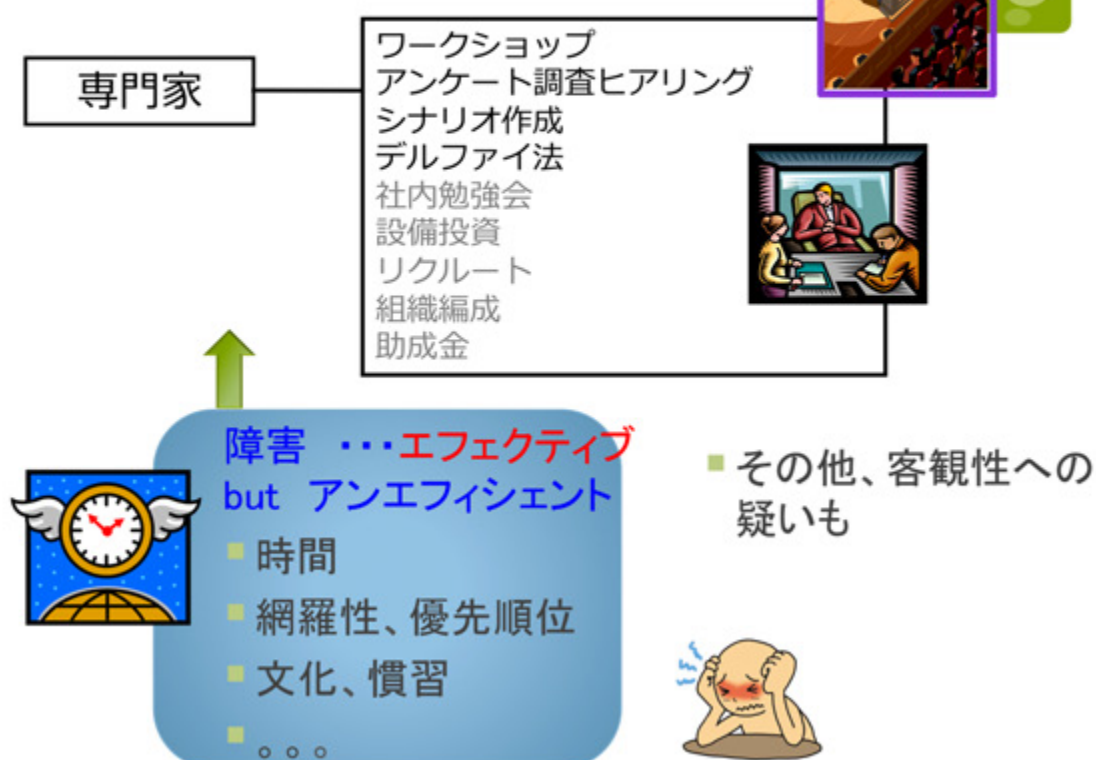
背景：技術ロードマップ



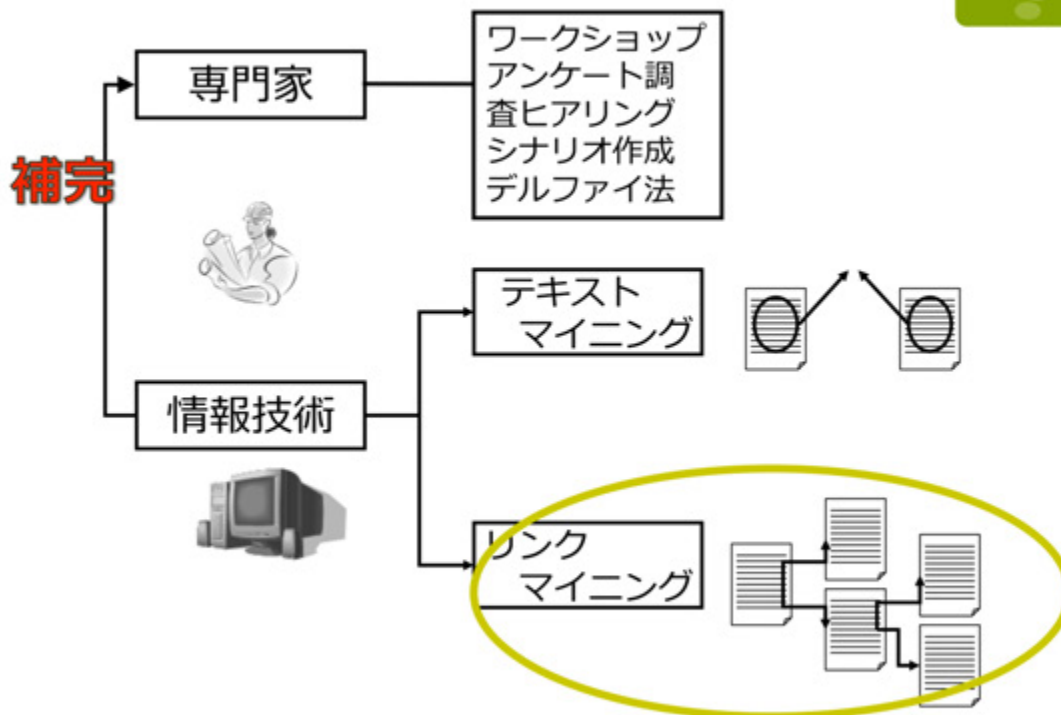
道筋を示し、リソースを集め、ゴールに導くのがロードマップの本質

しかし、ロードマップは生ものである。

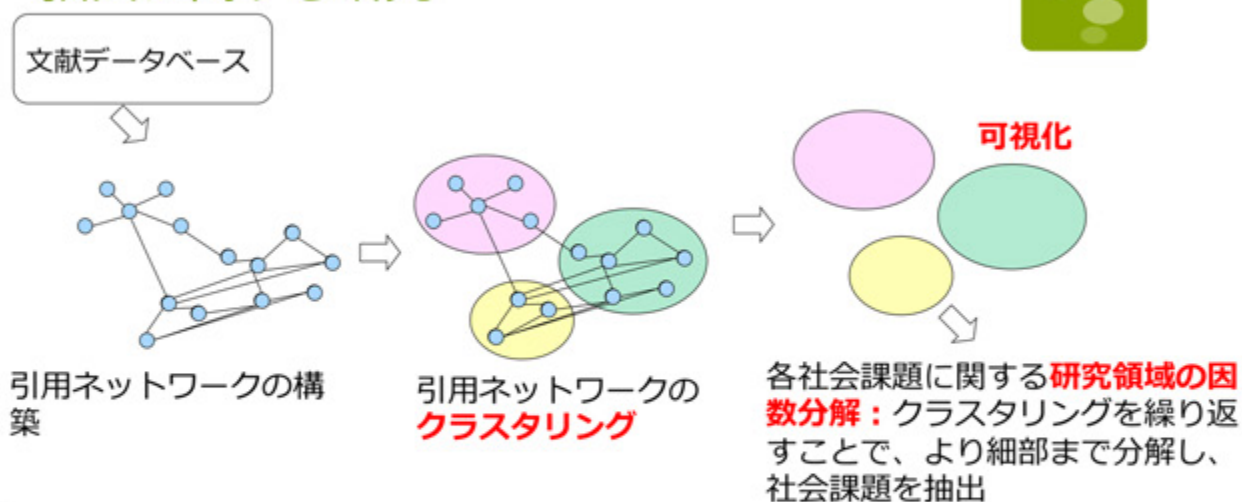
日々変化する環境に対応するため
必要な技術トレンド等の更新



専門家による方法の補完として期待される コンピューターアプローチ



書誌情報をセンサとして用いた社会課題の 抽出に関する研究



Core technologies

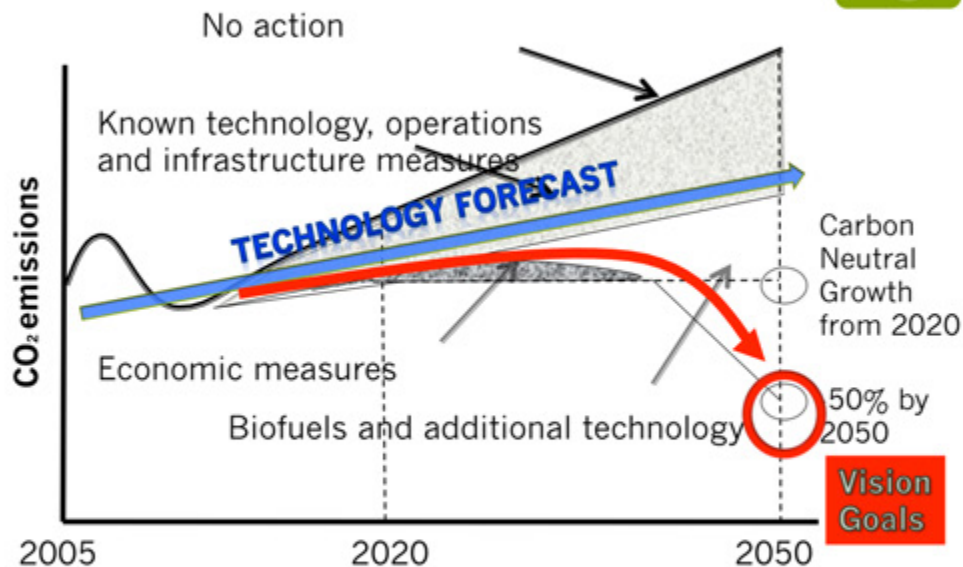
- Corpus cleansing : Shibata et al. JASIST, in press.
- Link definition : Shibata et al. JASIST (2009)
- Clustering : Newman & Girvan, *Phys. Rev. E* (2004)
- Clustering quality : Takeda & Kajikawa, *Scientometrics* (2010)
- Topological measure : Guimera & Amaral, *Nature* (2005)
- Visualization : Adai et al. *J. Mol. Bio.* (2004)

Applied research

- Boyack et al. JASIST (2002)、Börner et al. ARIST (2003)、Chen, JASIST (2006...

学術論文分析では、トムソン・ロイター社のデータベースを用い論文データを取得

学術俯瞰システムを応用してロードマップ構築支援

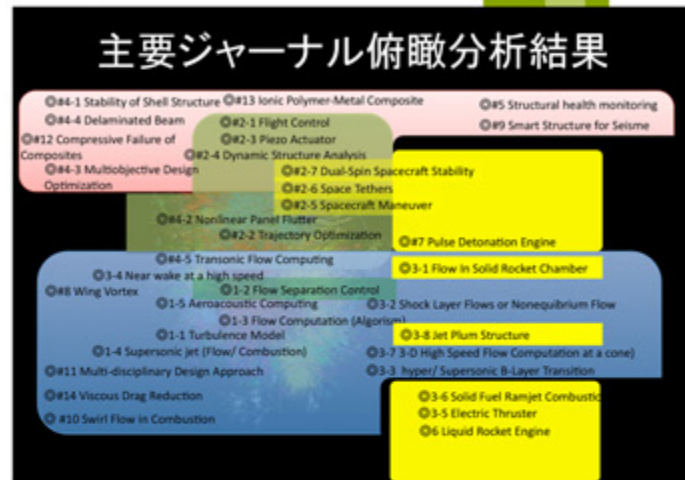
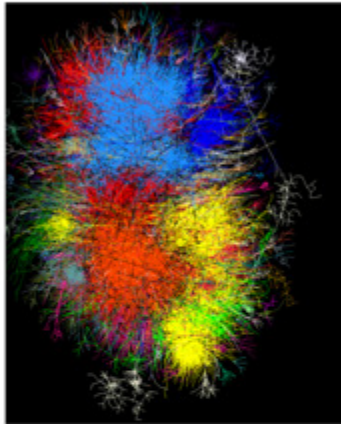


Trend把握、方策検討に貢献したい。

昨年度成果

- リンクマイニングを利用し航空工学主要ジャーナルの分析（ご報告済み）
- 航空工学各分野研究者へのヒアリング

学術俯瞰システムの航空への研究の適用性調査



- 各分野の結果に対するもっともらしさ／違和感
- 本システムの利用場面について
- 望まれる改良点について

JAXA並びにENRIの研究者：構造、エンジン、流体、飛行制御、航空交通管理各分野の方にインタビュー

本年度進捗

- 日本航空宇宙学会 第43期年会講演会 若手講演会受賞
- ヒアリング結果より
 - 航空全体よりも分野をしぼった具体的な分析 → 航空管制、複合材材料
 - 学術俯瞰システム改良 → Webシステム化
- 書誌情報分析へ付加価値を（特許を利用した新たな知の統合分野抽出手法研究）

Application and Evaluation of Bibliometrics Methods for the Materials Science and Engineering

- Presented at 2012 INFORMS Annual Meeting in Phoenix, October 14-17
- Shingo Ii (Ogasawara lab.), Nakamura Hiroko



Introduction

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



There are still many problems to be solved.
Joints and adhesives are current hot topics.



Researches for realizing more effective joints and adhesions are being done.

How do I find effective solutions?

- Taking technologies and ideas from other fields would be good.
- Methods used in bibliometrics like data mining are useful.

Methodology

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



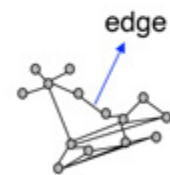
1. Collect the data of papers

- Retrieved word: adhesive
- Base data: 55,425 academic papers from all journals (ISI Web of Science, retrieved at April 2012)



2. Construct citation networks

- System used in this research was developed by Innovation Policy Research Center at the University of Tokyo
- Citation networks were constructed by direct citation



3. Extract maximum connected component

- Maximum connected component consisted of 35,399 papers with 167,896 edges.

13

Methodology

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo

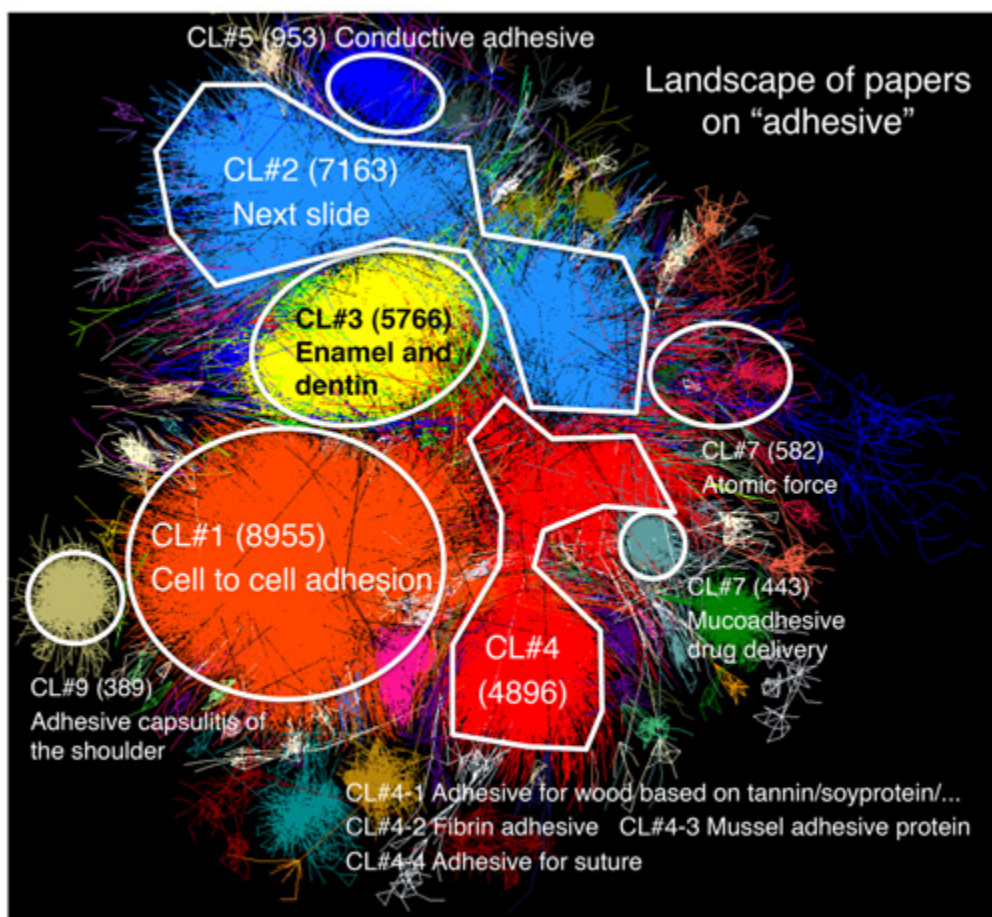


4. Divide the component into clusters

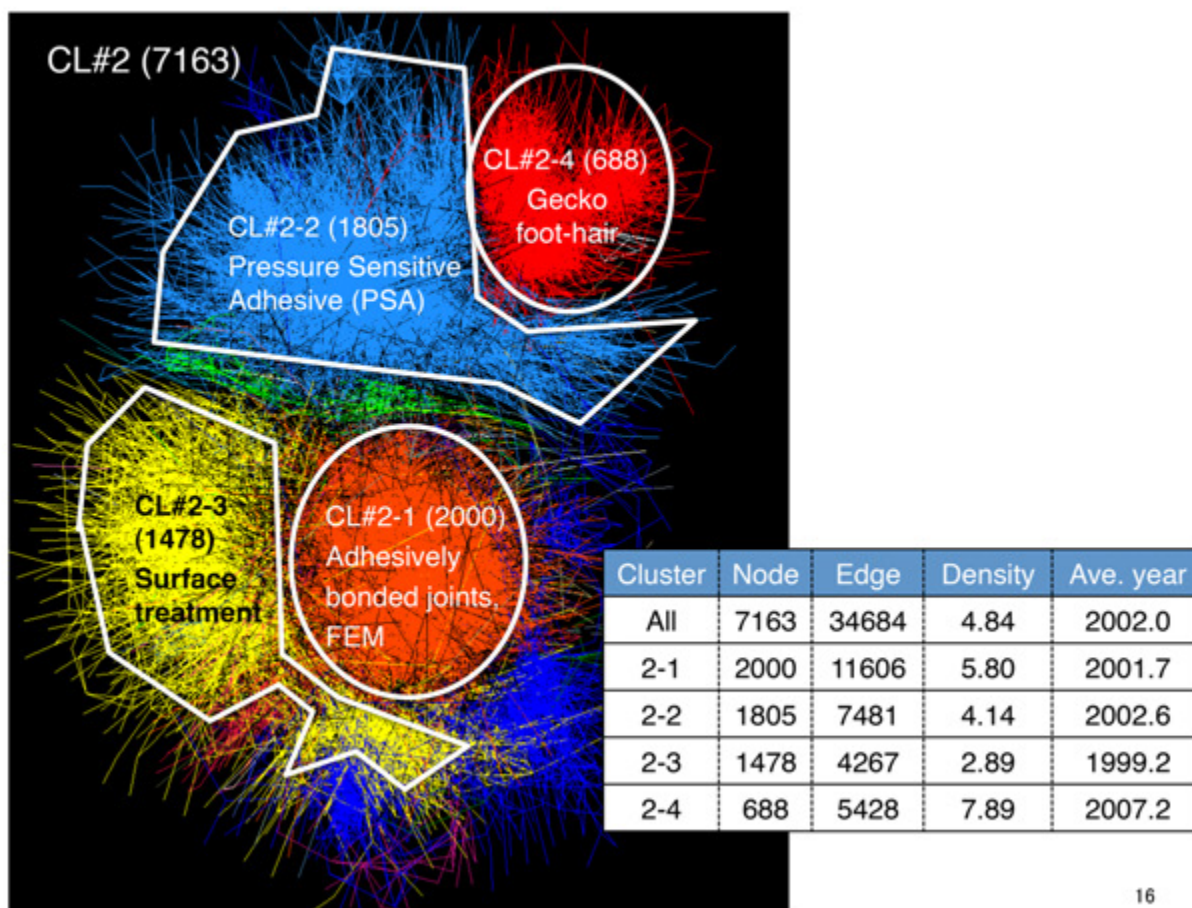
- 239 clusters were created by Newman's networking
- Size: 3 to 8,955 papers (Cluster(CL) 1 to 10 cover more than 85%)
- Average published year: 2001.7

Cluster	Numbers of papers (Node)	Edge	Density	Ave. year
All	35399	167896	4.74	2001.7
1	8955	34131	3.81	2001.3
2	7163	34684	4.84	2002.0
3	5766	52261	9.06	2004.0
4	4896	21616	4.42	2000.8
5	953	2931	3.08	2005.0
6	593	1414	2.38	2000.7
7	582	1169	2.01	2003.8
8	443	1151	2.60	2002.5
9	389	1910	4.91	2003.8

14



15



16

5. Search for useful knowledge

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



	Key concept	Detail description
SubCL 2-4	(i) Foot hairs of gecko (Setae)	<p>Mechanism Van der Waals force</p> <p>Adhesion force 0.1 N/mm² of pad area with 5×10³ setae</p> <p>Advantage Rapid detachment and reattachment Used many times with almost the same adhesion force</p> <p>Challenge To fabricate artificial surface which has the same property because of the large number of parameters</p>
	<p>Reference Autumn, K et al, <i>NATURE</i>, V405, P681 (2000) Boesel, LF et al, <i>ADV MATER</i>, V22, P2125 (2010)</p>	

17

5. Search for useful knowledge

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



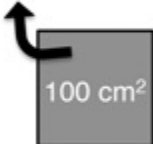
	Key concept	Detail description
SubCL 4-3	(ii) Mussel adhesive protein	<p>Mechanism -Mussels have five protein families known as Mytilus edulis foot proteins (Mefp). Mefp 3 and 5 are highly hydroxylated and form numerous hydrogen bonds and metal complexes.</p> <p>Adhesion force 1N/(3mm diameter circle = 10⁻⁵ m²)</p> <p>Advantage Strong adhesion under water (wet) environment</p>
	<p>Reference Lee, H et al, <i>P NATL ACAD SCI USA</i>, V103, P12999 (2006) Wiegemann, M, <i>AQUAT SCI</i>, V67, P166 (2005) Lin, Q et al, <i>P NATL ACAD SCI USA</i>, V104, P3782 (2007)</p>	

18

5. Search for useful knowledge

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



	Key concept	Detail description
SubCL 4-3	(iii) A reversible wet/dry adhesive inspired by mussels and geckos	<p>Mechanism</p> <ul style="list-style-type: none">• Mentioned in the previous slides <p>Adhesion force 1.2 kN to separate</p> <ul style="list-style-type: none">• 120 nN/pillar (in air)• 80 nN/pillar (in water)  <p>100 cm²</p> <p>Advantage</p> <ul style="list-style-type: none">• Rapid detachment and reattachment• Water resistance• Keep the performance for over 1000 cycles in both dry and wet environments
	<p>Reference</p> <p>Lee, H et al, <i>NATURE</i>, V448, P338 (2007)</p>	

19

6. Apply to CFRP

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



I acquired useful knowledge from the other fields.

- (i) Foot hairs of gecko
- (ii) Mussel adhesive protein
- (iii) A reversible wet/dry adhesive inspired by mussels and geckos



- Directly applied?
- Needed a few/a lot of modifications?
- Feasibility

Expertise

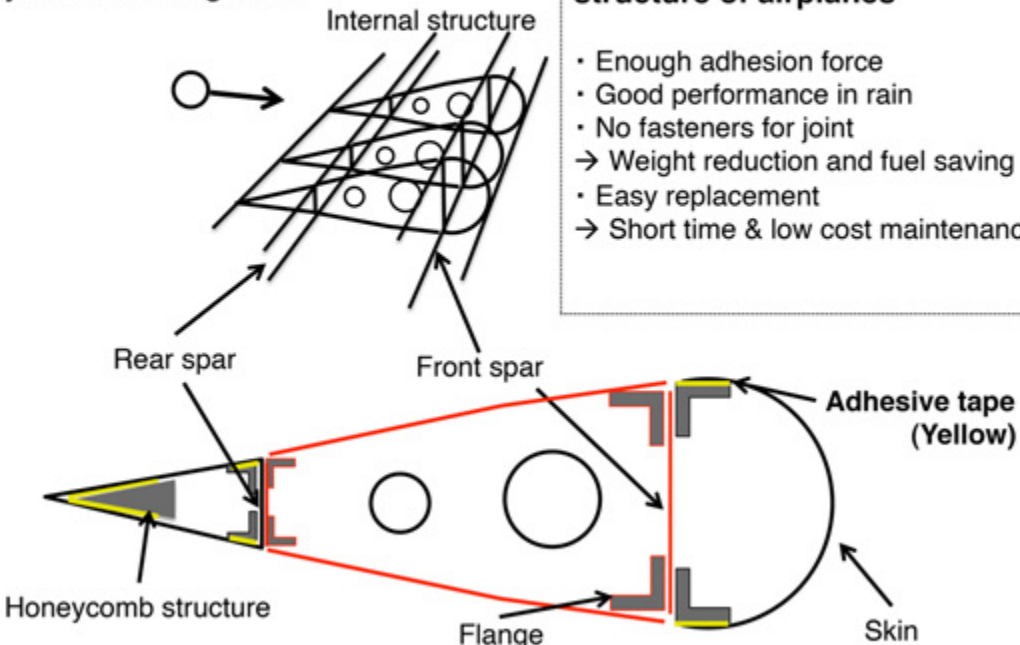
A New solution from (iii) !!

20

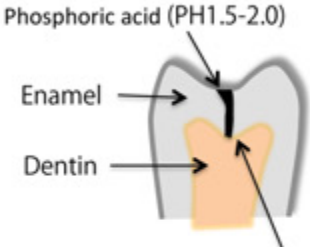

6. Apply to CFRP

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



	Concept	Detail description
CL 4-3	<p>(iii) A reversible wet/dry adhesive inspired by mussels and geckos</p> 	<p>Directly applied to secondary structure of airplanes</p> <ul style="list-style-type: none"> • Enough adhesion force • Good performance in rain • No fasteners for joint <p>→ Weight reduction and fuel saving</p> <ul style="list-style-type: none"> • Easy replacement <p>→ Short time & low cost maintenance</p>

21

	Key concept	Detail description	Application
CL#3	<p><u>Dentin bonding</u></p>  <p>Phosphoric acid (PH1.5-2.0)</p> <p>Enamel</p> <p>Dentin</p> <p>樹脂含浸層(表面数μmが脱灰しレジジンモノマーが進入)</p>	<p>All-in-one adhesive (acid treatment, washing, priming, bonding)</p> <p>→ reduce handling time / uniformity / water resistance</p>	<p>表面処理で強度を上げる論文は多いので、これと接着を一気にやってしまう(現状のadhesiveの材料について知る必要がある)</p>
CL#8	<p><u>Joint type & adhesive</u></p> 	<p>Japanese traditional joint methods for wood beams</p> <p>→ easy replacement / no nail</p>	<p>*reduce fastener (not "no" fastener)</p> <p>*apply to second structure like floor beam, winglet and 尾翼のさらに後方</p>

Apply to CFRP

Graduate School of
Frontier Sciences
The University of Tokyo



Results of hearing survey

“This methodology is very effective when researchers try to find interesting ideas about problems. It may be useful when researchers make proposals to a person or an institution that offers financial assistance. I want to use it. (A researcher of CFRP in JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency))”

“The application sounds interesting. Short time and low cost maintenance are very beneficial for airlines. I want to know whether the adhesive is commercially available or not. (A professor at the University of Tokyo)”

23

システム改善

- 可視化、様々な分析が可能に
(デモンストレーション)



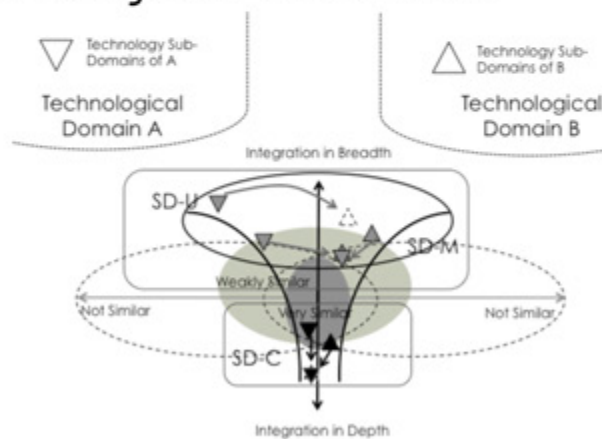
- 公開にはISI Web of Science
の登録が必要？

特許分析

■自動車と航空の特許比較



■ Similarity 分析手法の検討

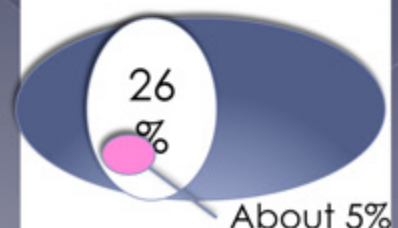


航空／自動車の知統合予測研究

Automobile Patents
(Tyt, Hnd, Nssn, Mzd, Mtsbst
242305 patents
2001.8 average yr
(MC: 60458, 1.4 edge a

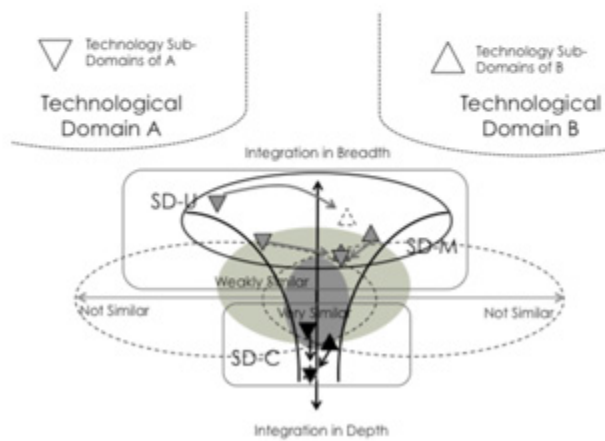
Aviation Patents
(Boeing, Airbus, RR, PW, Tier1)
27989 patents
2002.0 average yr
(MC: 8281, 2.2 edge ave.)

3
-Use Citation
Analysis Method
-Focus pairs of
clusters measured
as high similarity



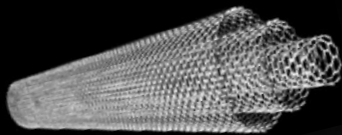
今後

- 学際的研究支援／発見支援の手法の検討を行っていきたい。



宇宙航空研究開発機構・国産旅客機高性能化技術研究開発事業 公募型研究発表会 (2012年12月7日)

CNT単分散化によるチタンの静的・動的強度 および耐熱性の向上に関する研究



大阪大学 接合科学研究所
近藤勝義・梅田純子

本研究の目的と課題

【目的】

CFRPとの表面電位差が小さいチタン (Ti) を対象に、粉末冶金法を基調としたCNTの単分散法によりCNT強化チタン複合材の作製と疲労強度・耐熱性に関する基礎データ採取、さらにプロトタイプ素材の試作・性能評価を実施する。

【課題】

- ①両性イオン界面活性剤によるCNT単分散化溶液を用いたチタン粉末表面へのCNTの均一被覆法の確立
- ②CNT/Ti複合粉末の固相焼結固化条件の最適化
- ③静的強度評価と強化機構の解明
(炭素固溶強化, CNT/TiCナノ粒子複合分散強化, Ti結晶粒微細化)
- ④疲労強度・耐熱性の評価
- ⑤直径～20mm, 全長3m以上のプロトタイプ素材の試作・特性評価

本研究の目的と課題

(a) AZ31B alloy

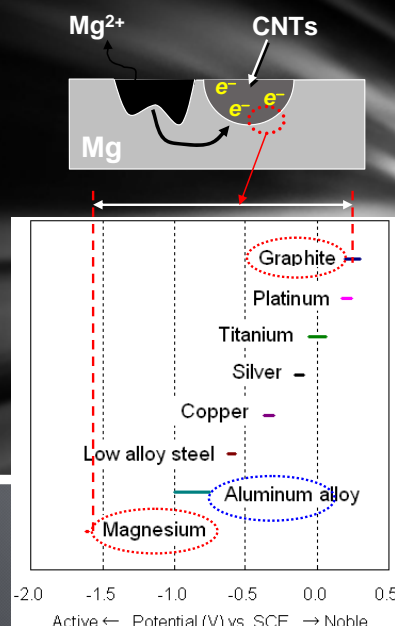


(b) AZ31B with 2vol%CNTs



Fig: Corroded surface damages after salt water spraying test* of conventional Mg alloy AZ31B (a) and CNTs reinforced AZ31B alloy (b).

* Spraying test at 35 °C-3% NaCl sol. for 2hrs



D. A. Jones, Principles and prevention of corrosion, 2nd ed., Prentice Hall, Englewood Cliffs, 1996.

本研究の目的と課題

【目的】

CFRPとの表面電位差が小さいチタン (Ti) を対象に、粉末冶金法を基調としたCNTの単分散法によりCNT強化チタン複合材の作製と疲労強度・耐熱性に関する基礎データ採取、さらにプロトタイプ素材の試作・性能評価を実施する。

【課題】

- ①両性イオン界面活性剤によるCNT単分散化溶液を用いたチタン粉末表面へのCNTの均一被覆法の確立
- ②CNT/Ti複合粉末の固相焼結固化条件の最適化
- ③静的強度評価と強化機構の解明
(炭素固溶強化, CNT/TiCナノ粒子複分散強化, Ti結晶粒微細化)
- ④疲労強度・耐熱性の評価
- ⑤直径~20mm, 全長3m以上のプロトタイプ素材の試作・特性評価

H23年度の研究成果概要

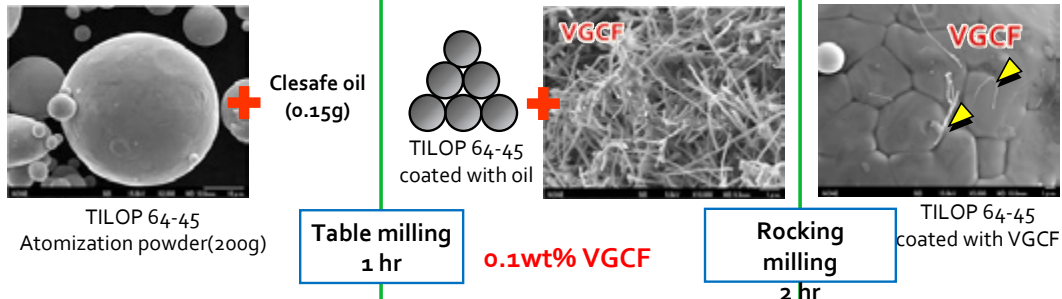
- 両性イオン界面活性剤を添加した水溶液中に多層カーボンナノチューブを均一分散することに成功し、この水溶液に純チタン粉末を浸漬することで粉末表面に凝集することなくCNTをネットワーク状に被覆できるプロセスを構築した。
- 粉末冶金法によりCNT被覆純Ti複合粉末を固相温度域で焼結・固化することでCNT単分散チタン材を作製し、組織構造、機械的特性などの評価を実施した。
- その結果、わずか**0.1wt%のCNT添加により引張強さは約60%、耐力は約110%それぞれ向上**した。このような著しい強度増加の要因として、CNTとチタンの反応により生成する炭化チタンTiCを経由したCNT/Ti間の応力伝達（分散強化）、Tiへの炭素原子の固溶強化、TiC微粒子のPinningによるTi結晶粒の微細化（可動転位の抑制）効果が主たる強化機構であることを明らかにした

H24年度の研究課題

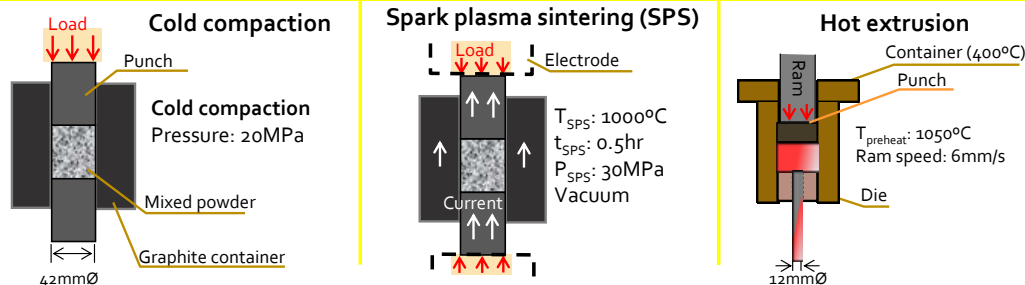
- H23年度の成果である「CNT単分散被覆プロセス」を実用チタン合金であるTi-6Al-4V（Ti-64）合金粉末に適用し、CNT分散Ti-64複合材料を作成し、その力学特性評価を行う。
- 複合材料の力学特性に及ぼすCNTの影響に関して、組織および結晶配向性（集合組織）の観点から考察を行うと共に、**押出加工過程での素材内における温度変化の影響**についても併せて考察する。
- CNT単分散純Ti粉末複合材料の高温強度特性の評価を通じてCNT添加の影響を材料組織学的な観点から解明する。

実験方法（CNT分散Ti-6₄粉末合金と複合材の作製）

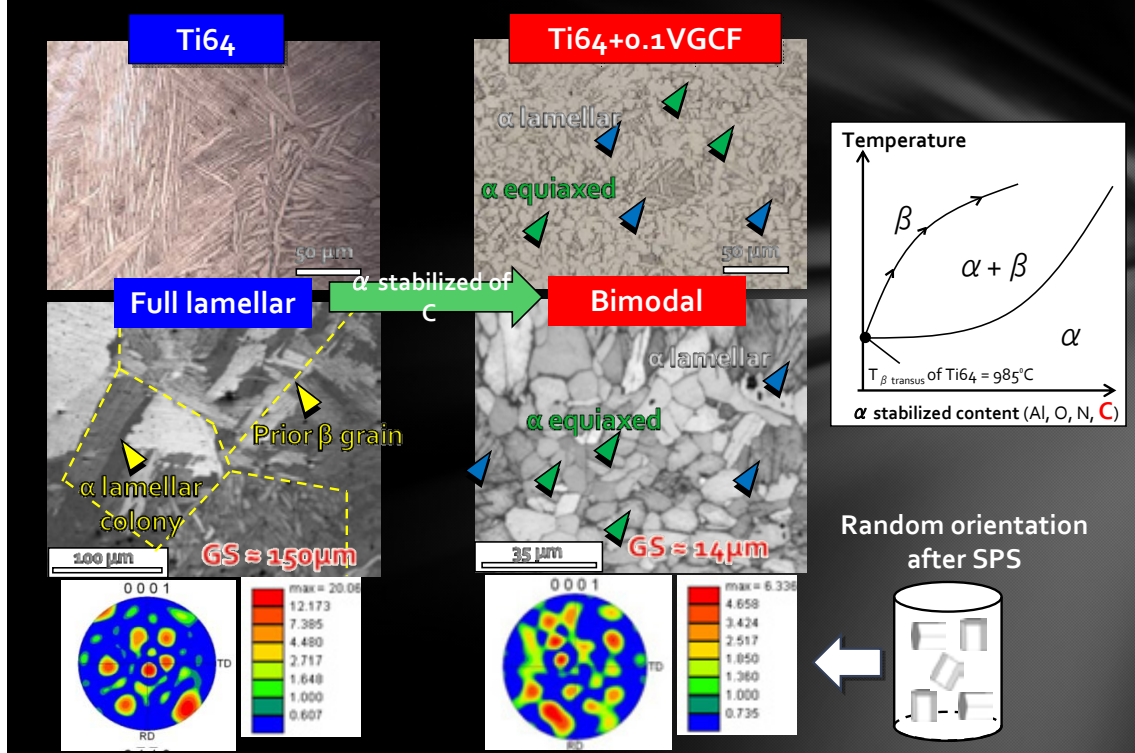
Mixing step



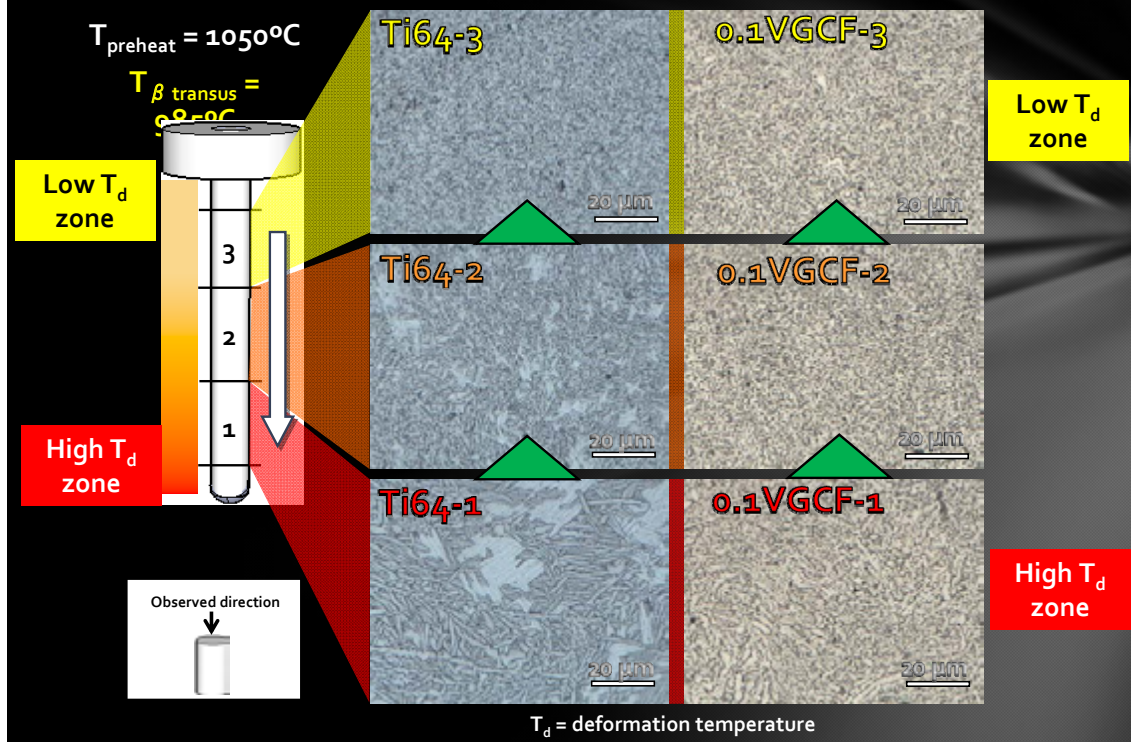
Consolidation step



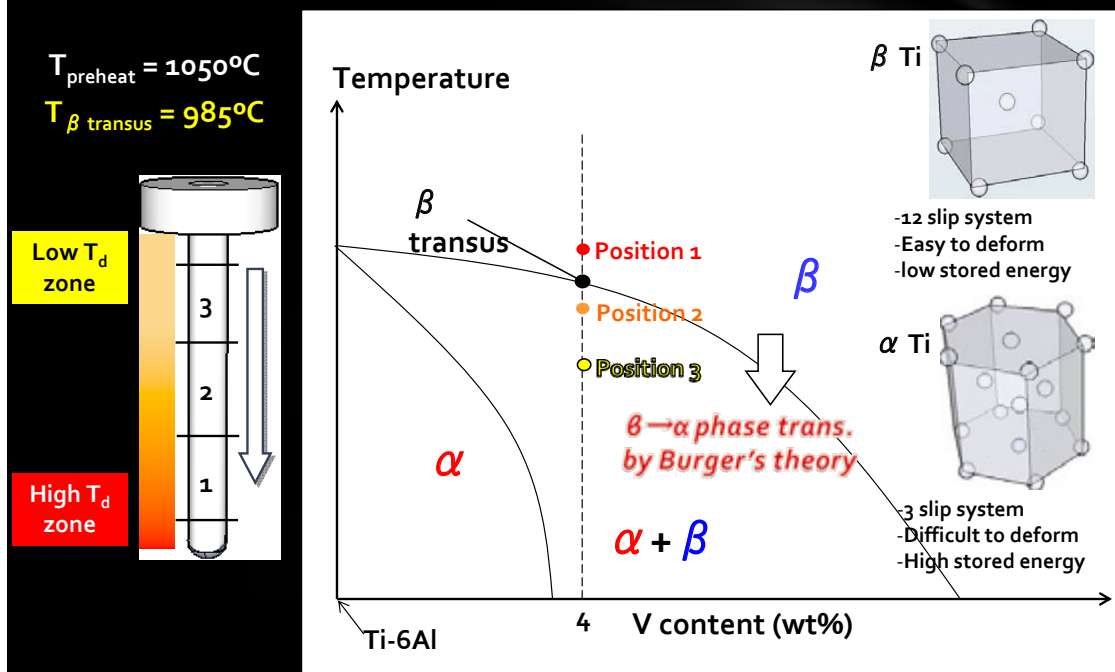
SPS焼結体の組織・結晶配向性（熱間押出加工前）



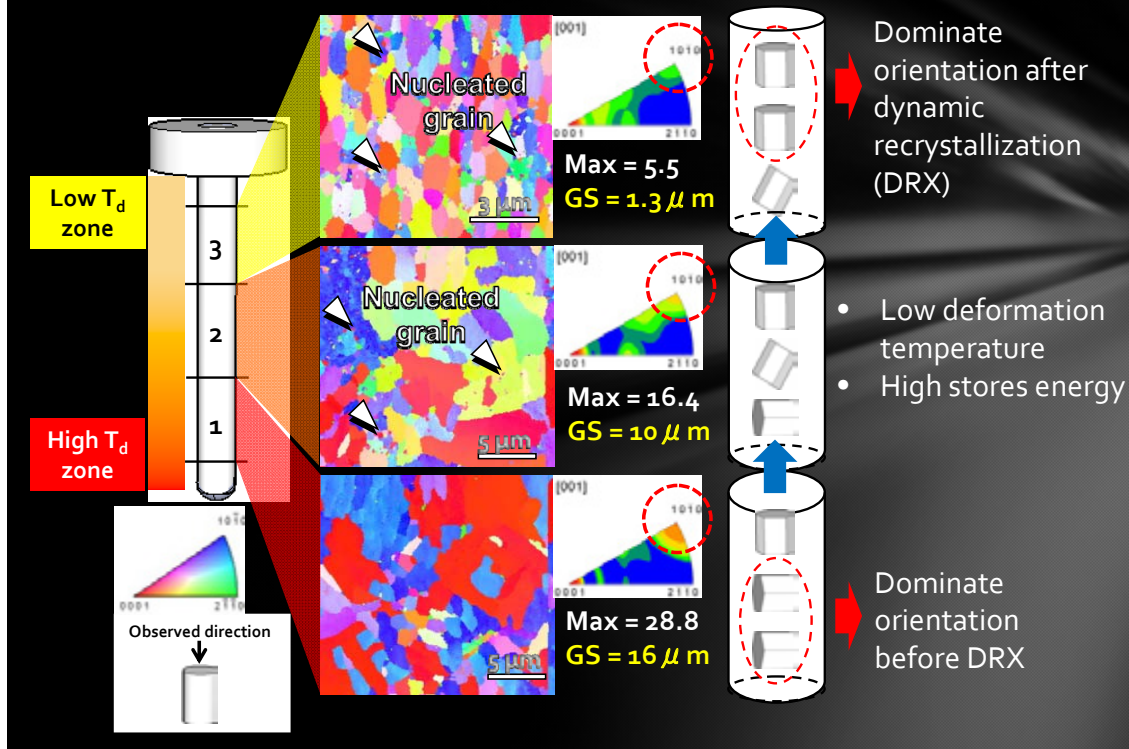
CNT/Ti-6₄粉末押出材の組織変化（温度依存性）



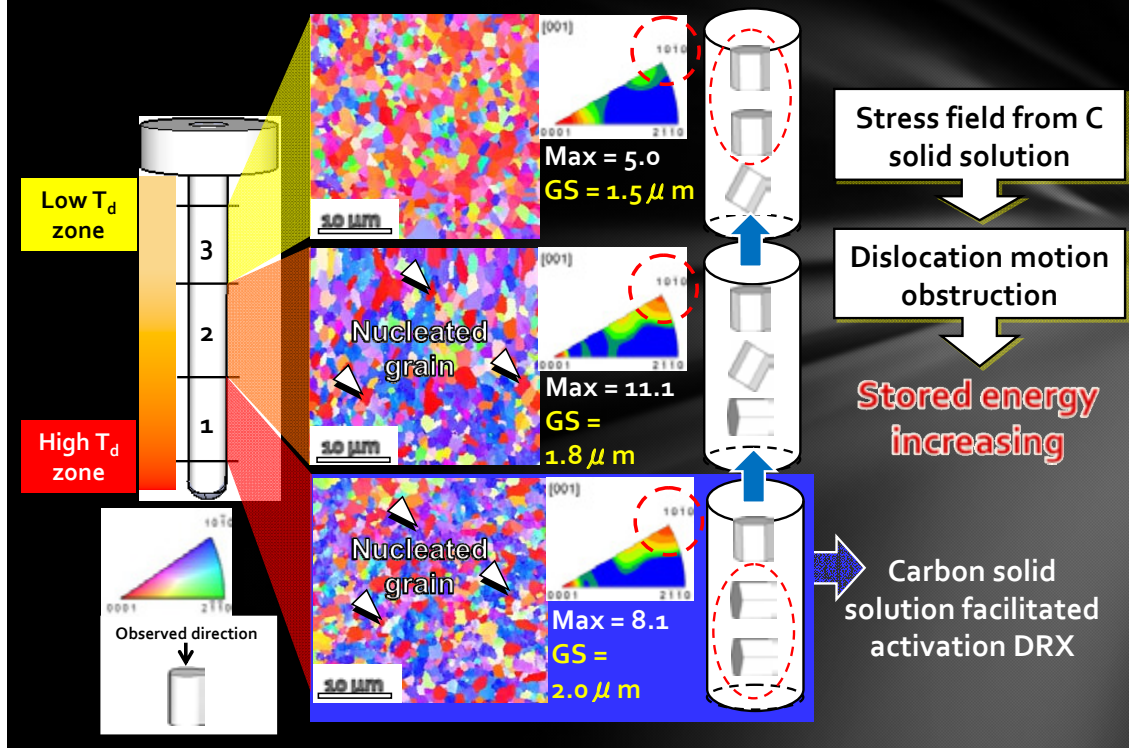
CNT/Ti-6₄粉末押出材の組織変化（温度依存性）



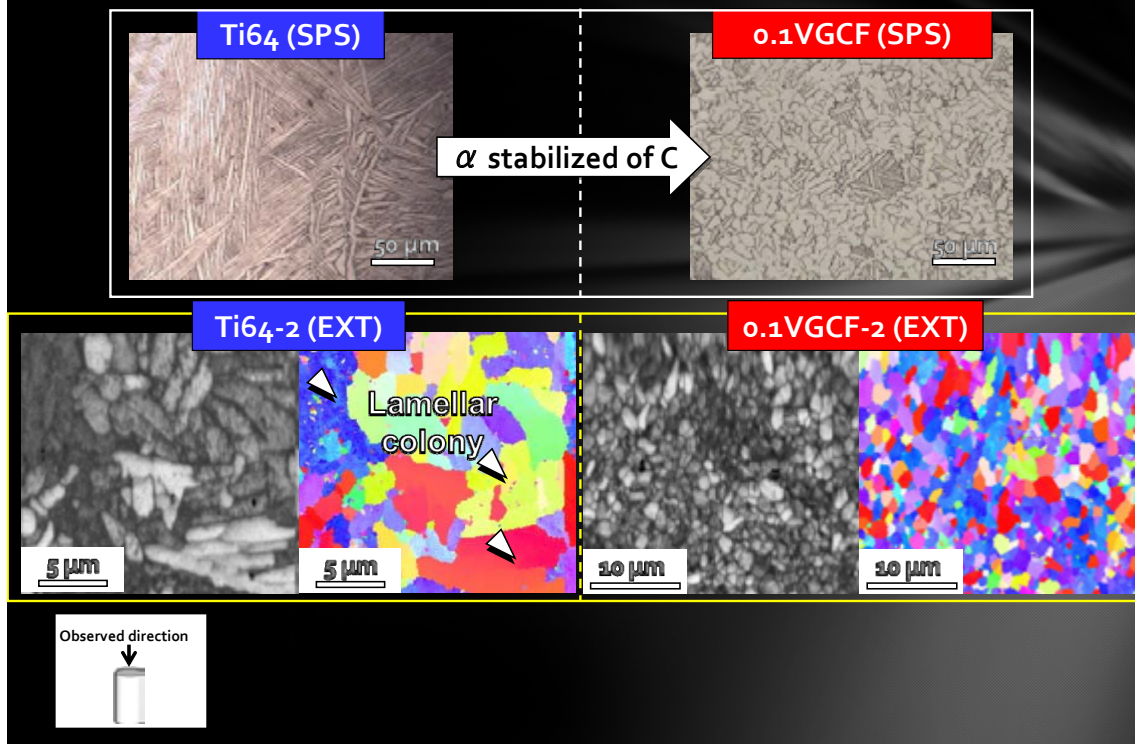
Ti-6₄押出材の結晶配向性と加工温度の関係



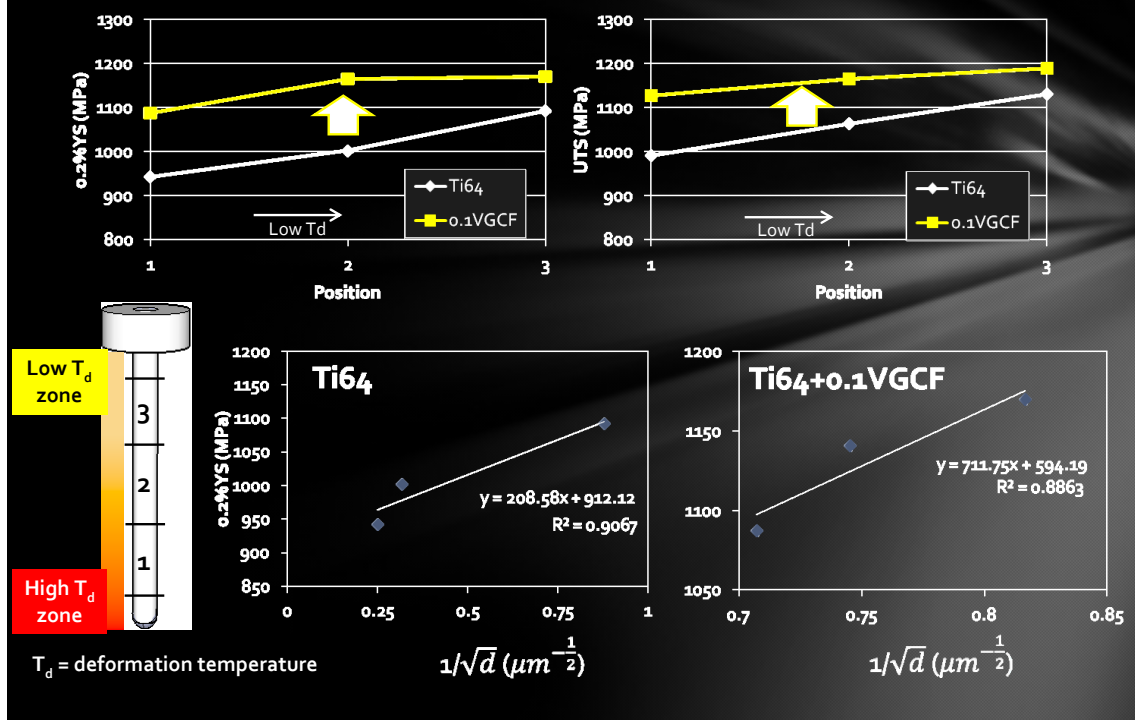
CNT/Ti-6₄複合押出材の結晶配向性と加工温度の関係



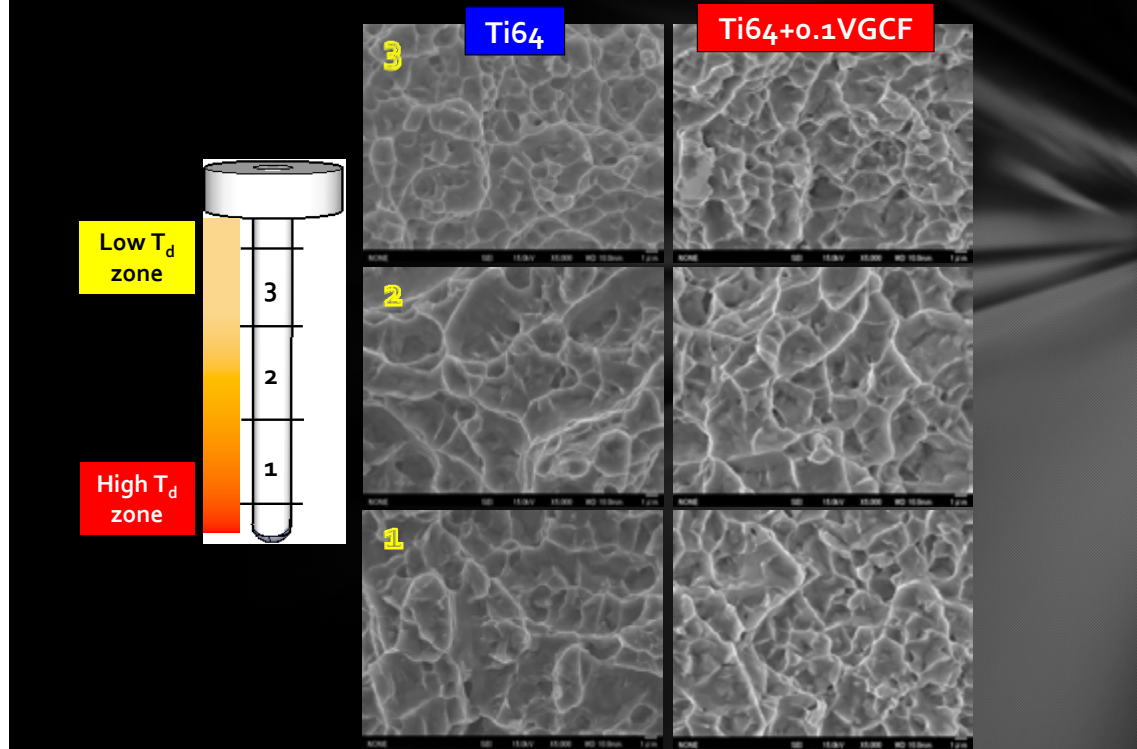
CNT添加による組織および結晶配向性の変化



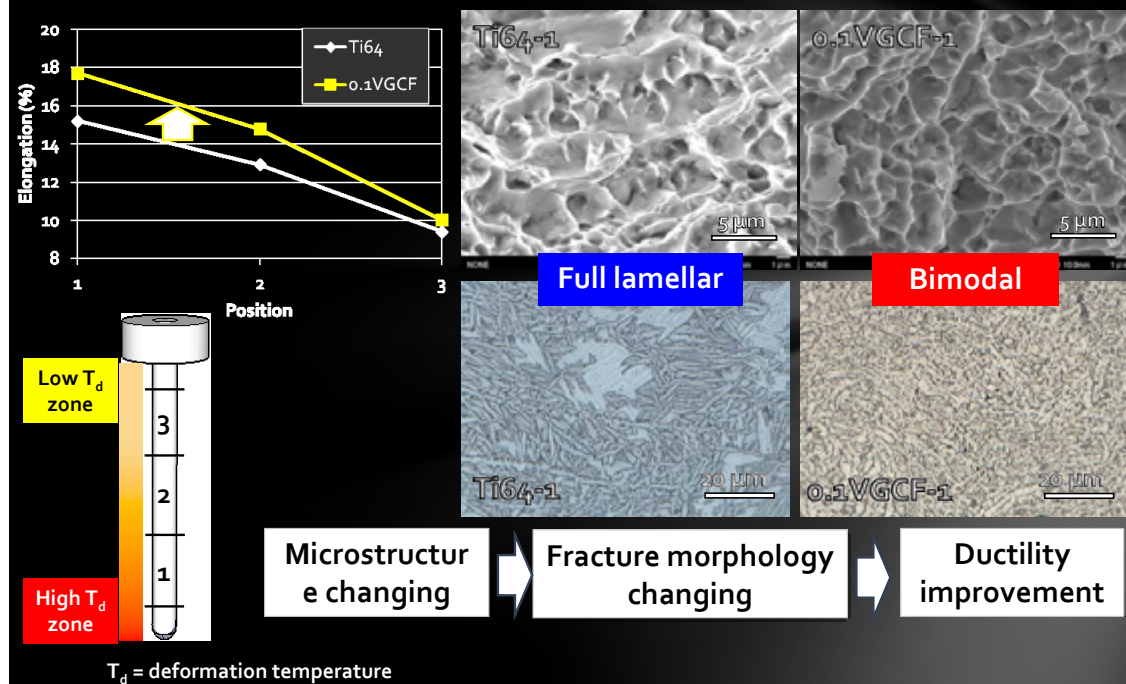
常温引張試験結果



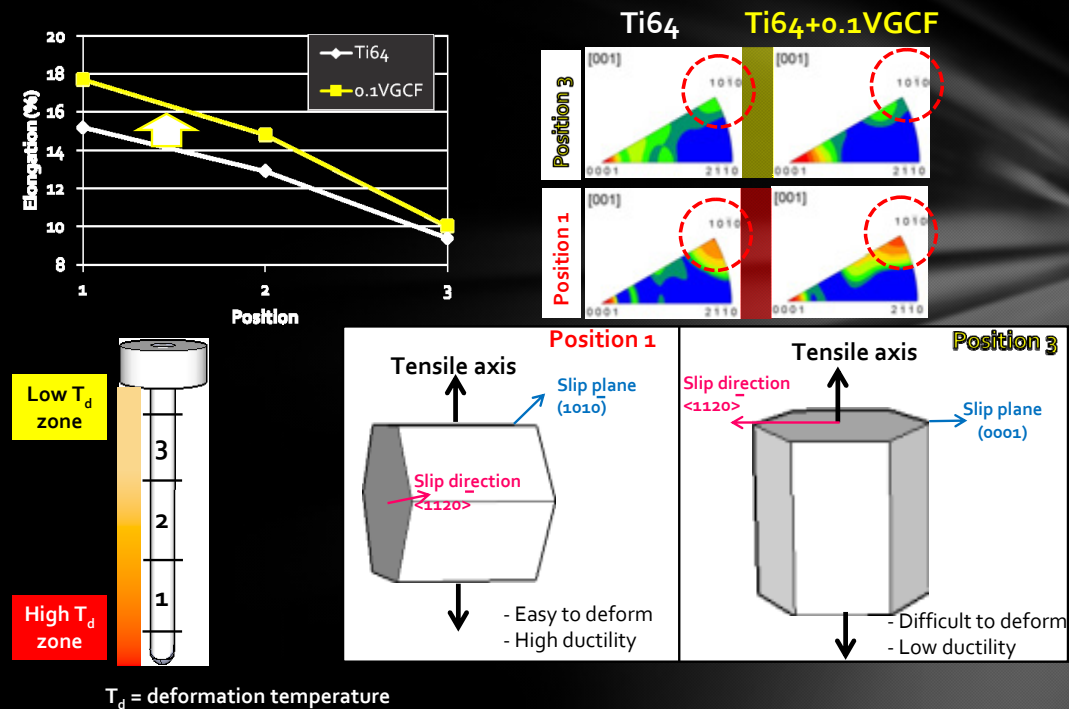
引張試験片の破断面観察結果



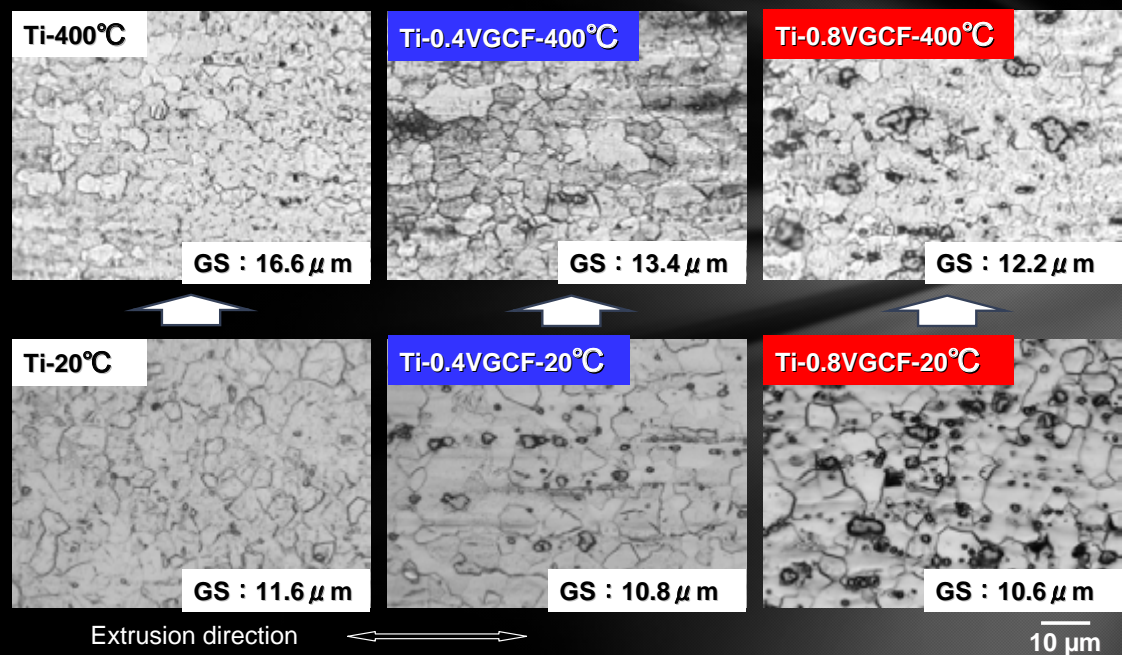
延性伸びに及ぼす等軸結晶粒形成の影響



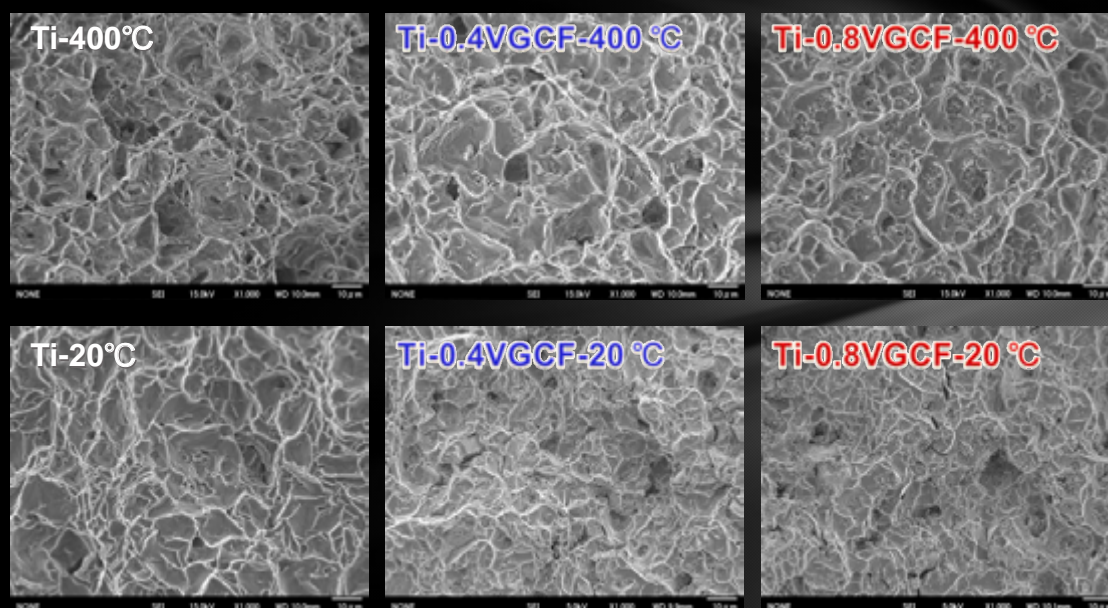
延性伸びに及ぼす結晶配向性の影響



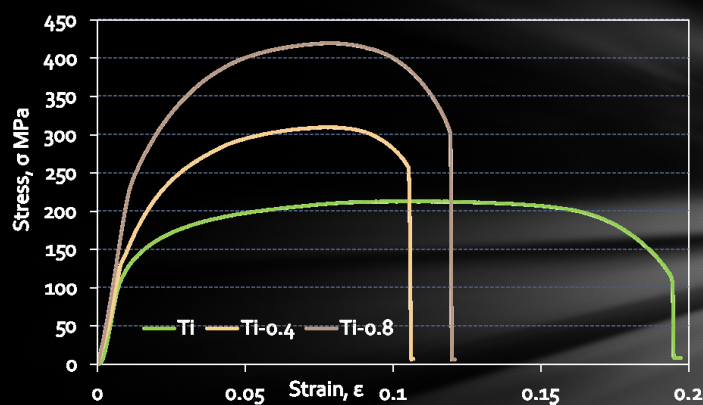
CNT単分散純Ti粉末押出材の高温強度特性（組織解析）



CNT単分散純Ti粉末押出材の高温強度特性（破面解析）



CNT単分散純Ti粉末押出材の高温強度特性（引張試験）



Sample Name	0.2%YS σ_y / MPa	UTS σ / MPa	Elongation ϵ (%)	Hardness H / $Hv_{0.025}$
Pure Ti 400°C	122.8	221.1	18.6	248.4(HT)
Ti-0.4VGCF 400°C	194.3	318.5	9.3	353.8(HT)
Ti-0.8VGCF 400°C	240.0	415.6	10.5	521.4(HT)

総 括

- CNT単分散Ti-64複合材料において、CNT由来の炭素(C)原子の固溶により β / α の 2 相混合組織が形成され、押出加工後ではCNTを含むことで動的再結晶による等軸結晶粒が形成された。
- Ti-64押出材では、先端部から温度低下による結晶粒径の微細化現象が顕著であったが、CNTを含むことで温度依存性は解消され、全領域において微細な等軸結晶粒の形成が確認された。
- 押出材の引張強度・破断伸びは、いずれの領域においてもCNT添加により増大した。これは主に微細等軸粒形成による可動転位の抑制によるものであり、CNTによるTi-64合金の高強靱性化を実証した。
- 純Ti押出材の高温強度特性は、CNT添加により向上しており、これはTiC粒子の粒界pinning効果（粒成長抑制効果）による。

- K. Kondoh, T. Threrujirapong, S. Bin, H. Imai, S.F. Li, J. Umeda, B. Fugetsu: Multi-Walled Carbon Nanotubes Reinforced Titanium Composites via Powder Metallurgy Process, *Key Engineering Materials*, 520, (2012), 261-268.
- K. Kondoh, T. Threrujirapong J. Umeda, B. Fugetsu: High-temperature properties of extruded titanium composites fabricated from carbon nanotubes coated titanium powder by spark plasma sintering and hot extrusion, *Composites Science and Technology*, 72, (2012), 1291-1297.

計測ひずみによるCFRP翼構造の 荷重・応力同定と損傷モニタリング

東北大学 福永久雄



ひずみ応答の
計測データ

ひずみゲージ
or PZTセンサ

静的分布荷重同定
動的分布荷重同定



応力・ひずみ分布の予測
損傷発生位置の推定

発表内容

- (1) 静的分布荷重同定(数値シミュレーション+実験)
- (2) 動的分布荷重同定(数値シミュレーション)
- (3) 今後の予定

1

研究背景

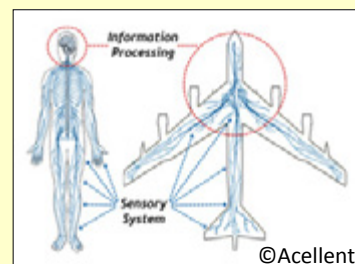
構造ヘルスモニタリング

センサを構造に表面貼付あるいは内蔵

- 健全性を常時監視
- 荷重を実時間でモニタリング



安全性・信頼性の向上
整備コストの削減



ひずみ応答の
計測データ

ひずみゲージ
PZTセンサ

荷重同定

衝撃荷重(点荷重)

小石・雹・鳥の衝突

静的分布荷重

定常飛行時の空力荷重

動的分布荷重

離着陸時等の変動する

運動荷重、突風荷重

2

従来の研究

衝撃荷重同定に関する研究

- 宮澤ら、日本複合材料学会誌、**33**(2007)
→ CFRP複合材構造の実験的衝撃荷重位置・履歴同定
- Changら、AIAA Journal, **47**-9(2009)
→ Monitoring Impact Events Using a System-Identification Method

分布荷重同定に関する研究

- 中村ら、日本航空宇宙学会論文集、**56**-659(2008)
→ ひずみデータを用いた連続分布荷重逆解析法の研究



- 点荷重の同定手法に関する研究は数多く報告されている
- 連続分布荷重の同定手法に関する研究は少なく、基礎的な研究段階にある

3

本研究の目的

分布荷重同定

構造各部の応力・ひずみ状態の予測
損傷発生位置の推定



より高精度な
構造ヘルスマニタリング

本研究の目的

- 計測ひずみにより翼構造に作用する**分布荷重**を同定する手法の提案
 - 静的分布荷重同定
 - ・ 数値シミュレーションにより同定手法の妥当性の検証
 - ・ 実験により同定手法の妥当性の検証
 - 動的分布荷重同定
 - ・ 数値シミュレーションにより同定手法の妥当性の検証

4

本発表の構成

1. 研究背景
2. 静的分布荷重同定
 - 2.1 解析手法
 - 2.2 数値シミュレーションによる検証
 - 2.3 実験による検証
3. 動的分布荷重同定
 - 2.1 解析手法
 - 2.2 数値シミュレーションによる検証
4. まとめ
5. 今後の課題

5

静的分布荷重同定:二つの手法

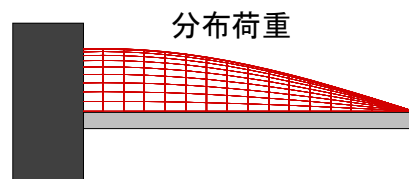
片持ち板翼に対して垂直に連続分布荷重が作用する場合

有限要素法の静的変形の基礎式



ひずみと節点荷重の関係

$$\{\varepsilon_i\} = [G_i] \{p\} \quad (1)$$



■ 同定手法①: 圧力分布の離散近似による手法

最小化問題

$$\min_{\{p\}} \sum_{i=1}^m \|\{\tilde{\varepsilon}_i\} - [G_{di}] \{p\}\|^2 \quad (2)$$

$\{\varepsilon_i\}$: 計測点 i におけるひずみ
 $[G_i]$: 計測点 i に対応する変換行列
 $\{p\}$: 節点における圧力ベクトル

■ 同定手法②: 圧力分布の多項式近似による同定手法

$$p(x, y) = \sum_{r=0}^R \sum_{s=0}^S c_{rs} x^r y^s \quad (3)$$

$$\{c\}^T = \{c_{00} \quad c_{10} \quad c_{01} \quad \cdots \quad c_{RS}\}$$

最小化問題

$$\min_{\{c\}} \sum_{i=1}^m \|\{\tilde{\varepsilon}_i\} - [G_{pi}] \{c\}\|^2 \quad (4)$$

6

数値シミュレーション：解析モデル

FEM

要素：9節点アイソパラメトリック平面要素

要素分割：x方向24 y方向8

境界条件：一辺固定 ($x=0$)

計測点：等間隔に配置

計測誤差： $\{\tilde{\varepsilon}_i\} = \{\varepsilon_i\} \times (1 + e \times E_{\max}/100)$

e ：一様乱数 ($-1 \leq e \leq 1$) **E_{max}：最大誤差 [%]**

同定に用いるひずみ成分： $\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy}$

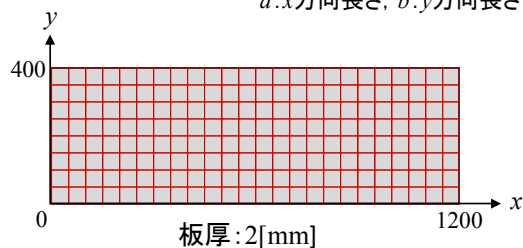
材料定数

$$E = 72[\text{GPa}] \quad \nu = 0.3 \quad \rho = 2710[\text{kg/m}^3]$$

与える外力 (圧力分布)

$$p(x, y) = \left\{ 1 - \left(\frac{x}{a} \right)^2 \right\} \times \frac{y}{b} \left(1 - \frac{y}{b} \right) \left(2 - \frac{y}{b} \right) \quad (10)$$

a : x方向長さ, b : y方向長さ

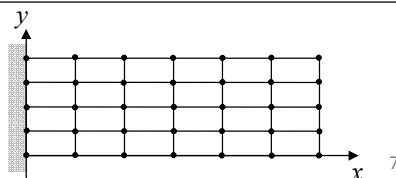


圧力分布同定

離散近似

要素分割: x方向5 y方向4

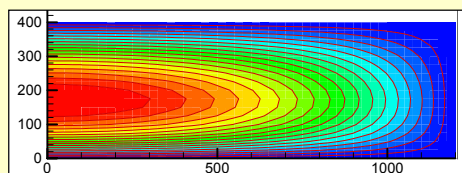
多項式近似 多項式の次数: x方向2 y方向3



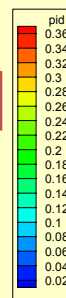
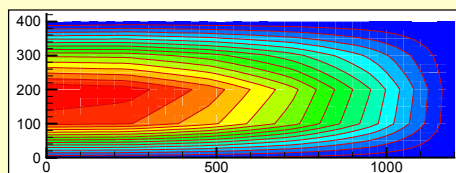
同定手法① (圧力の離散近似)

圧力分布の同定結果

想定した圧力分布



同定結果 計測誤差なし ($E_{\max}=0$)



ひずみ情報に誤差が含まれない場合



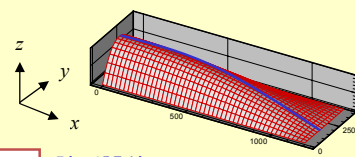
本手法により高精度に同定可能

※誤差は離散点の間で線形近似による誤差のみ

同定手法① (圧力の離散近似)

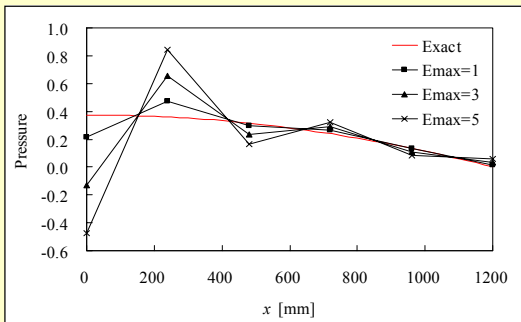
圧力分布の同定結果

x方向の圧力分布の同定結果
(y方向200mm)



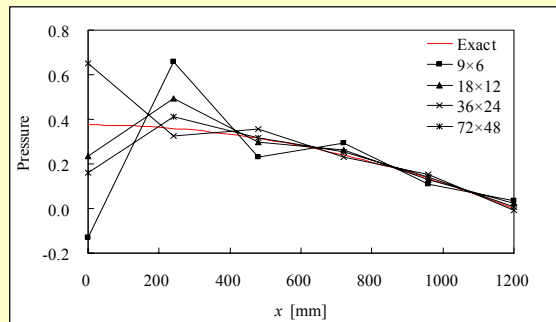
計測誤差の影響

計測点数
x9点 y6点



計測点数の影響

計測誤差
Emax=3



計測誤差の増加 → 同定精度**低下**

計測点数の増加 → 同定精度**向上**

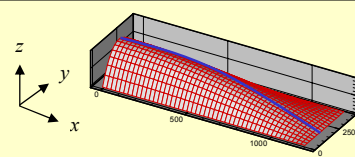
⇒ 逆問題の不適切性の改善(L-Curve法等)で若干精度改善可

9

同定手法② (圧力の多項式近似)

圧力分布の同定結果

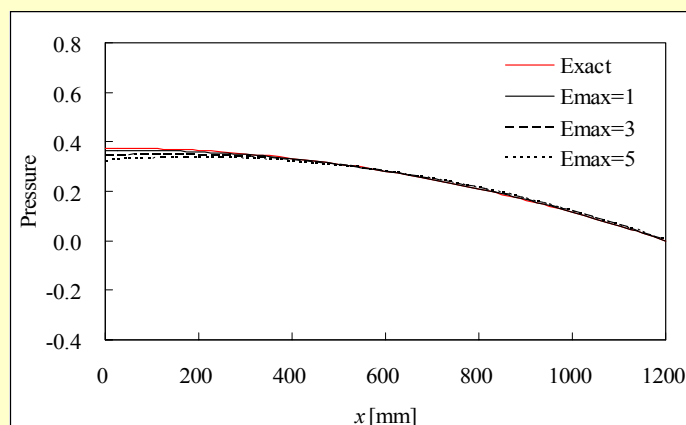
x方向の圧力分布の同定結果
(y方向200mm)



計測誤差の影響

計測点数:x方向6点、y方向3点

$$\text{多項式: } p(x, y) = \sum_{r=0}^R \sum_{s=0}^S c_{rs} x^r y^s \quad (R=2, S=3)$$

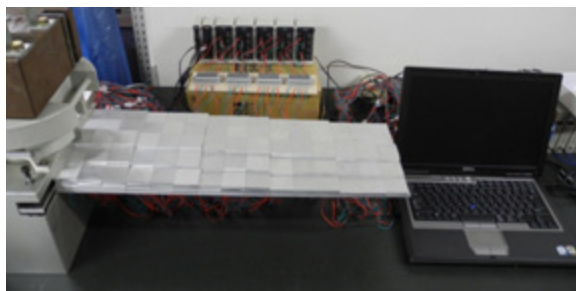


離散近似による手法に比べて
より大きな計測誤差に対して
より少ない計測点数で

⇒ 精度良く同定可能

10

静的荷重試験



試験片(アルミニウム)

長さ: 600 mm

幅: 200 mm

厚さ: 5 mm

センサ(二軸ひずみゲージ)

数: x方向15個、y方向5個

おもり(アルミニウム)

長さ: 40 mm

幅: 40 mm

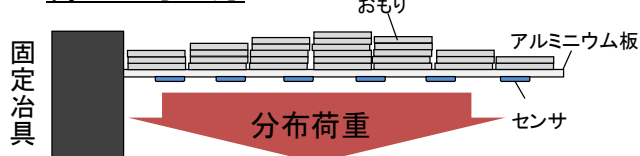
厚さ: 5 mm

重量: 22 g/枚

x方向: 15列

y方向: 5列

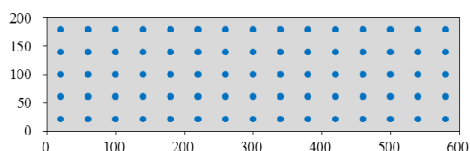
荷重の与え方



おもりの配置

2	2	2	3	3	3	4	4	4	3	3	3	2	2	2
3	3	3	4	4	4	6	6	6	4	4	4	3	3	3
4	4	4	6	6	6	7	7	7	6	6	6	4	4	4
3	3	3	4	4	4	6	6	6	4	4	4	3	3	3
2	2	2	3	3	3	4	4	4	3	3	3	2	2	2

センサ配置



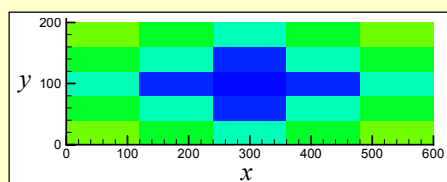
11

静的分布荷重同定

圧力分布の同定結果

計測点数: x方向15点 y方向5点 (二軸ひずみゲージ)

正解値



ERMS (Error Root Mean Square)

$$ERMS \equiv \sqrt{\frac{\sum_{n=1}^N (p_n - p_{0n})^2}{\sum_{n=1}^N p_{0n}^2}}$$

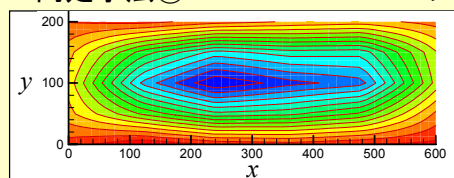
p_n : 逆解析で得られる節点での圧力値

p_{0n} : 式より得られる節点での圧力値(正解値)

n : 節点番号

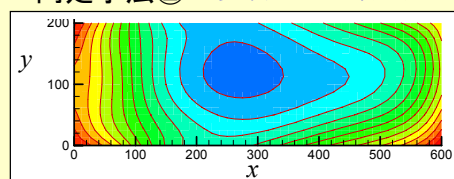
同定結果

■ 同定手法① 要素分割: x方向5 y方向4



ERMS=0.538

■ 同定手法② 多項式の次数: x方向6 y方向4



ERMS=0.337

12

動的分布荷重(荷重とひずみの関係)

順解析

有限要素法に基づく薄板の運動方程式

↓ モード解析法

ひずみ履歴と荷重履歴の関係

$$\{\tilde{\varepsilon}\} = [G(x_s, y_s, x, y)] \{\tilde{f}\}$$

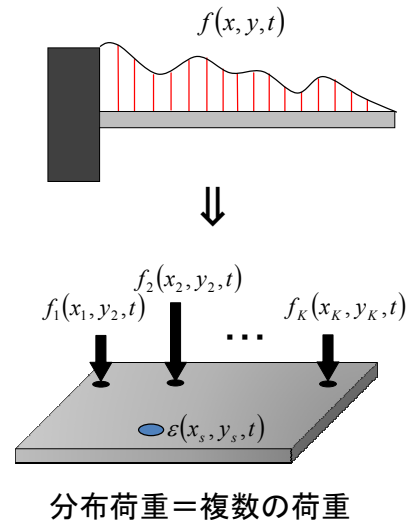
$$\{\tilde{\varepsilon}\} = [\varepsilon(t_1) \ \varepsilon(t_2) \ \cdots \ \varepsilon(t_m)]^T \quad [G(x_s, y_s, x, y)] = \begin{bmatrix} g_1 & 0 & \cdots & 0 \\ g_2 & g_1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ g_m & g_{m-1} & \cdots & g_1 \end{bmatrix}$$

$$\{\tilde{f}\} = [f(t_1) \ f(t_2) \ \cdots \ f(t_m)]^T \quad t = t_m (= m\Delta t)$$

複数の荷重(K個)が作用する場合

$$\begin{bmatrix} \varepsilon(t_1) \\ \vdots \\ \varepsilon(t_m) \\ \{\tilde{\varepsilon}_i\} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & \cdots & 0 & g_{K1} & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ g_{1m} & \cdots & g_{11} & g_{Km} & \cdots & g_{K1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1(t_1) \\ \vdots \\ f_1(t_m) \\ \vdots \\ f_K(t_1) \\ \vdots \\ f_K(t_m) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \{\tilde{f}_1\} \\ \vdots \\ \{\tilde{f}_K\} \end{bmatrix}$$

$$\{\tilde{\varepsilon}_i\} \quad [G_1] \quad [G_K]$$



13

動的分布荷重(同定式)

逆解析

分布荷重を点衝撃(点荷重)として同定

i番目センサ ($i=1,2,\dots,N$) におけるひずみ履歴

$$\{\tilde{\varepsilon}_i\} = [[G_{i1}] \ \cdots \ [G_{iK}]] \begin{Bmatrix} \{\tilde{f}_1\} \\ \vdots \\ \{\tilde{f}_K\} \end{Bmatrix}$$

↓ 各センサについて成立

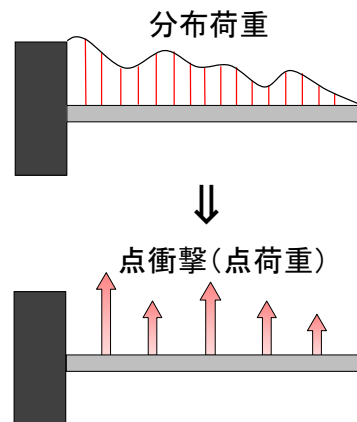
$$\begin{Bmatrix} \{\tilde{\varepsilon}_1\} \\ \{\tilde{\varepsilon}_2\} \\ \vdots \\ \{\tilde{\varepsilon}_N\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [G_{11}] & [G_{12}] & \cdots & [G_{1K}] \\ [G_{21}] & [G_{22}] & \cdots & [G_{2K}] \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ [G_{N1}] & [G_{N2}] & \cdots & [G_{NK}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\tilde{f}_1\} \\ \{\tilde{f}_2\} \\ \vdots \\ \{\tilde{f}_K\} \end{Bmatrix}$$

$$\{\tilde{\varepsilon}\} \quad [G] \quad \{\tilde{f}\}$$

荷重履歴同定(荷重位置は既知と仮定)

$$\min_{\{\tilde{f}\}} \|\{\tilde{\varepsilon}\} - [G]\{\tilde{f}\}\|^2$$

$[G_{ik}]$: センサ*i*と f_k を関係づける変換行列



14

数値シミュレーション：解析モデル

FEM

要素: 9節点アイソパラメトリック平面要素

要素分割: x 方向30 y 方向20

境界条件: 一辺固定 ($x=0$)

計測点数: x 方向15 y 方向5

計測誤差: $\{\tilde{\varepsilon}_i\} = \{\varepsilon_i\} \times (1 + e \times E_{\max}/100)$

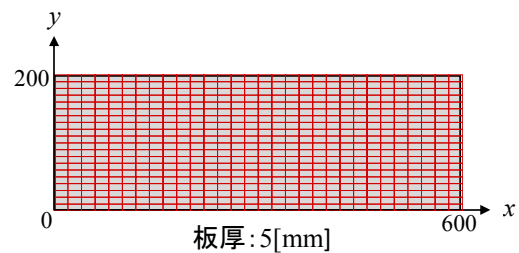
e : 一様乱数 ($-1 \leq e \leq 1$) E_{\max} : 最大誤差 [%]

離散時間の間隔: $1 \mu s$

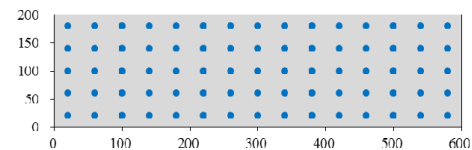
計算時間: 15 ms

材料定数

$$E = 72 [\text{GPa}] \quad \nu = 0.3 \quad \rho = 2710 [\text{kg/m}^3]$$



計測位置 (x 方向ひずみと y 方向ひずみを取得)



15

解析モデル

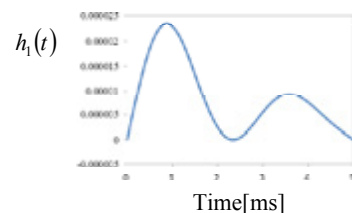
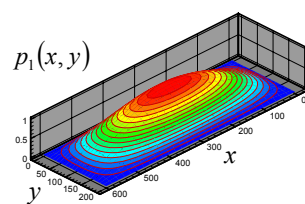
FEM

与える外力 (圧力分布)

$$p(x, y, t) = \sum_{i=1}^9 p_i(x, y) h_i(t)$$

i : 基底の番号 a : x 方向長さ

$h_i(t)$: 時間の関数 b : y 方向長さ



荷重履歴同定

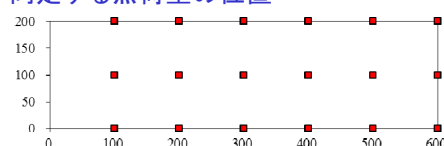
点荷重: x 方向6 y 方向3

同定時間の間隔: $50 \mu s$

同定時間: 15 ms

同定に用いるひずみ成分: 面内ひずみ ($\varepsilon_{xx} + \varepsilon_{yy}$)

同定する点荷重の位置



16

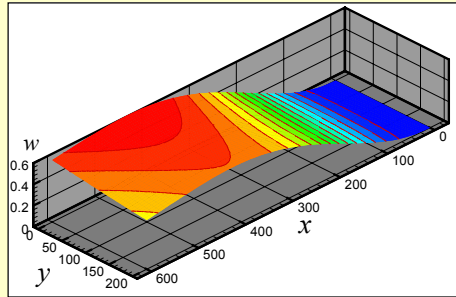
動的分布荷重同定結果1

変形状態の比較

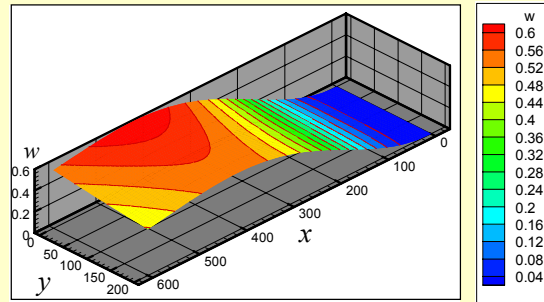
分布荷重を点荷重として同定 → 変形状態で精度を検証

計測誤差: 10% 時刻: 5 ms

想定した圧力分布による変形



同定した荷重による変形



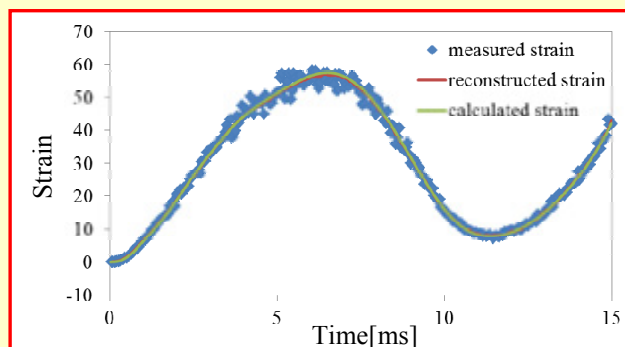
⇒ 精度良く同定可能

17

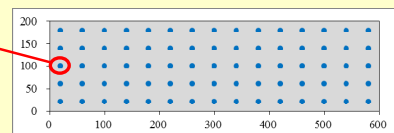
動的分布荷重同定結果2

ひずみ履歴の比較

計測ひずみと同定した荷重により算出したひずみ履歴の比較



計測位置: (20, 100)

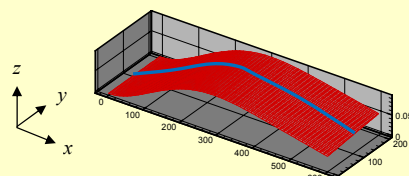


18

動的分布荷重同定結果3

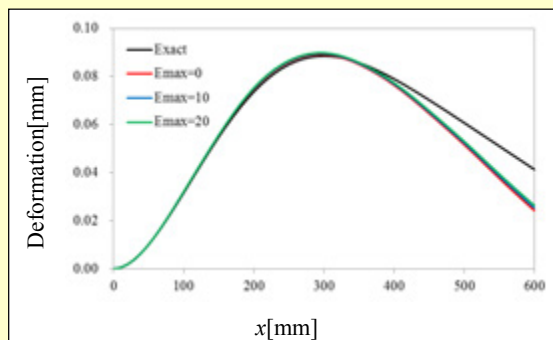
変形状態

x方向の変位の同定結果
(y方向100mm)



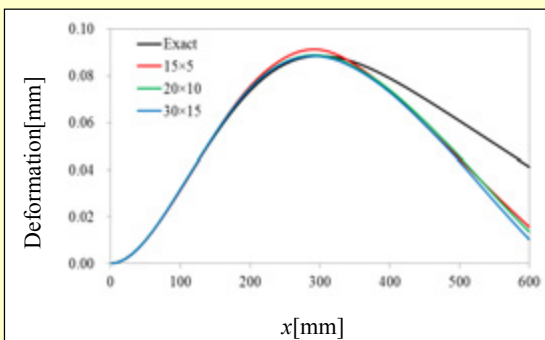
計測誤差の影響

計測点数
x15点 y5点



計測点数の影響

計測誤差
Emax=10



19

まとめ

静的分布荷重同定と動的分布荷重同定の比較

	計測誤差の影響
静的	非常に大きい 計測誤差が同定荷重の誤差に直接影響
動的	小さい 時刻歴データを考慮して荷重を同定するため 計測誤差の影響が時間的に平滑化される



精度向上のためには
膨大な計測点数が必要、
多項式近似等の適用

20

今後の課題

■ 静的分布荷重同定

- 数値シミュレーションによる検証
- 実験による検証

同定精度の向上: 各種パラメータが同定精度に及ぼす影響の検討

- センサ
- ・ 計測点数・位置
 - ・ 計測誤差

21

今後の課題

■ 動的分布荷重同定

- 数値シミュレーションによる検証
- 実験による検証

各種パラメータが同定精度に及ぼす影響の検証

- センサ
- ・ 計測点数・位置
 - ・ 計測誤差

- 荷重
- ・ 同定する点荷重の数・位置
 - ・ 与える外力の種類

- FEMモデルを必要としない実験的分布荷重同定法の構築

22

連続炭素繊維強化複合材料への熱可塑性プラスチック適用による超高速成形法の確立

小林 訓史(首都大学東京), 森本哲也(JAXA)

研究背景

繊維強化プラスチック FRP
(Fiber Reinforced Plastics)

・軽量 ・高強度 ・耐食性

熱可塑性樹脂基

- ・実用例は少ない
- ・硬化に化学反応を伴わない
→ 成形時間短縮
- ・樹脂/繊維の分離が可能
→ リペア・リサイクル可能
- ・比較的延性的
→ 耐衝撃性に優れる

熱硬化性樹脂基

- ・実用例は多い
- ・硬化に化学反応を伴う
→ 成形時間長い
- ・樹脂の加熱溶融が不可
→ リペア・リサイクル困難
- ・比較的ぜい性的
→ 衝撃に弱い

問題点

樹脂の溶融粘度が高い → 繊維への含浸性が低い
※熱硬化性樹脂の数倍～数百倍 → 強化繊維が短繊維に限られる

研究背景

含浸性が低い



Micro-Braiding法

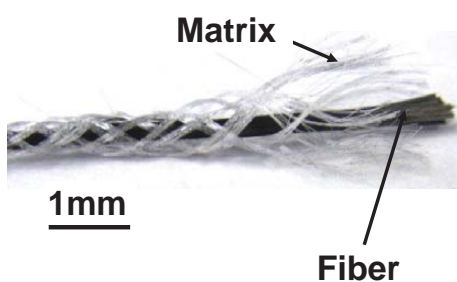
強化繊維束近傍に
母材樹脂を均一に配置
含浸・成形工程が同時



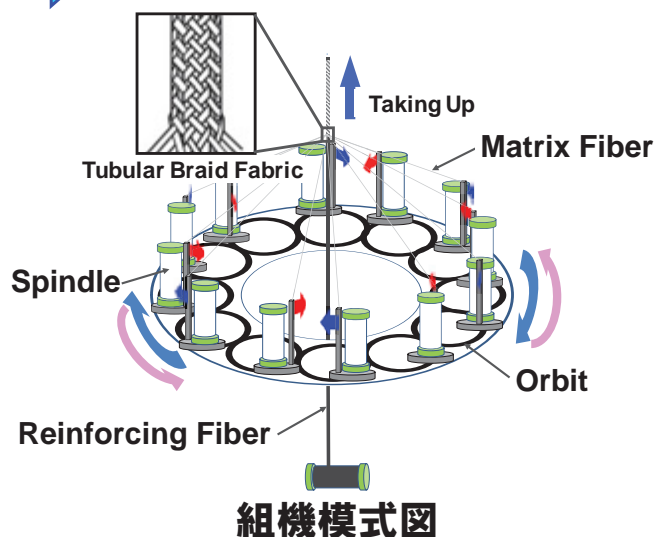
含浸性の**向上**
均一な含浸} が期待できる



樹脂の**熱劣化**を抑制



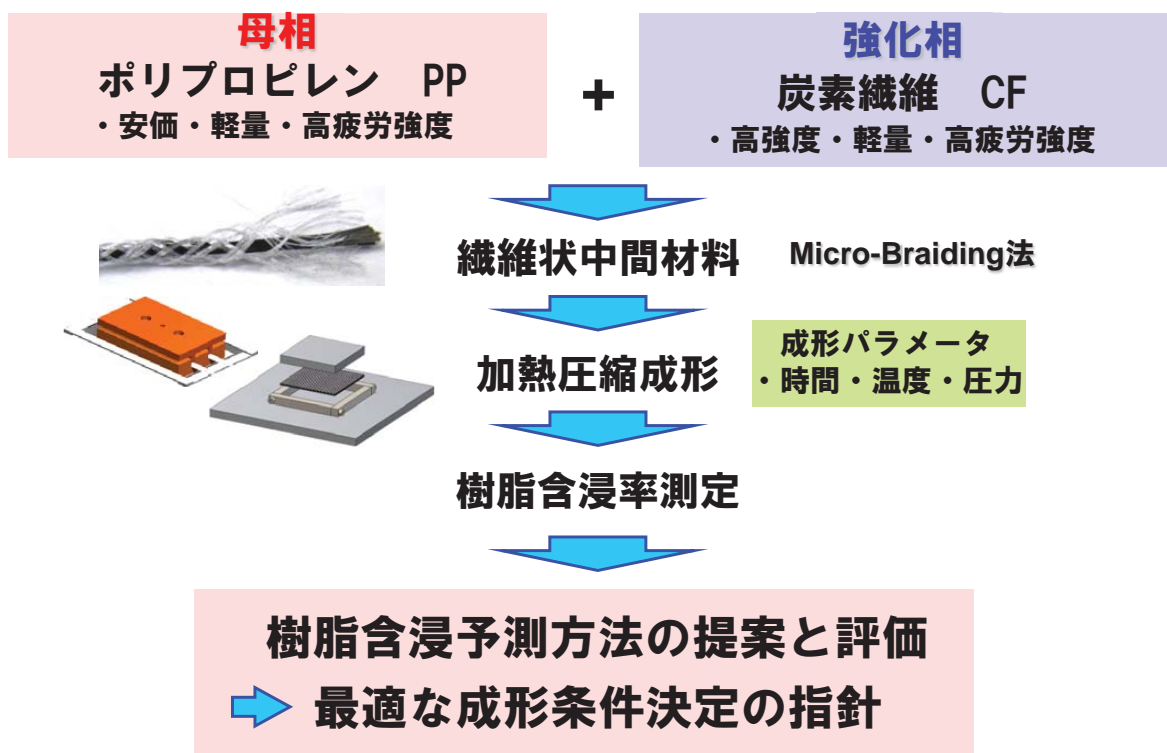
作製された中間材料



組機模式図

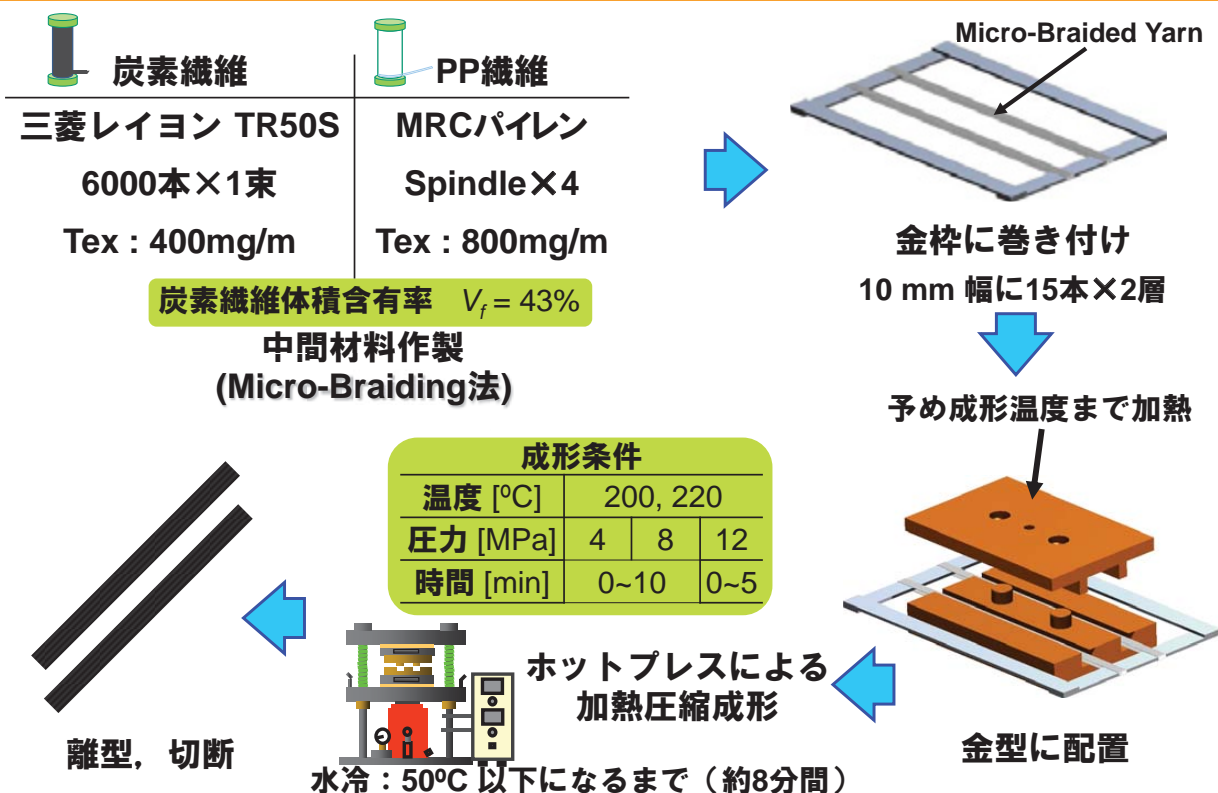
2

研究目的



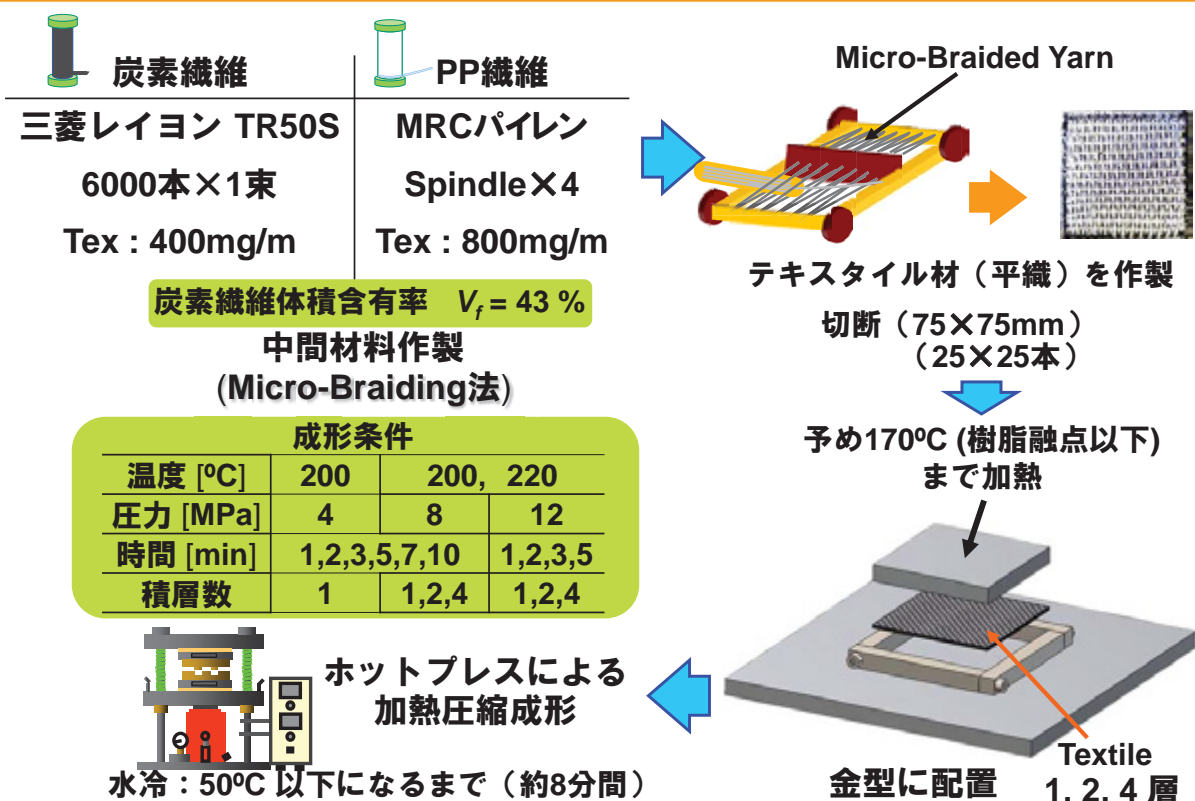
3

実験方法 < 成形方法（一方向材） >



5

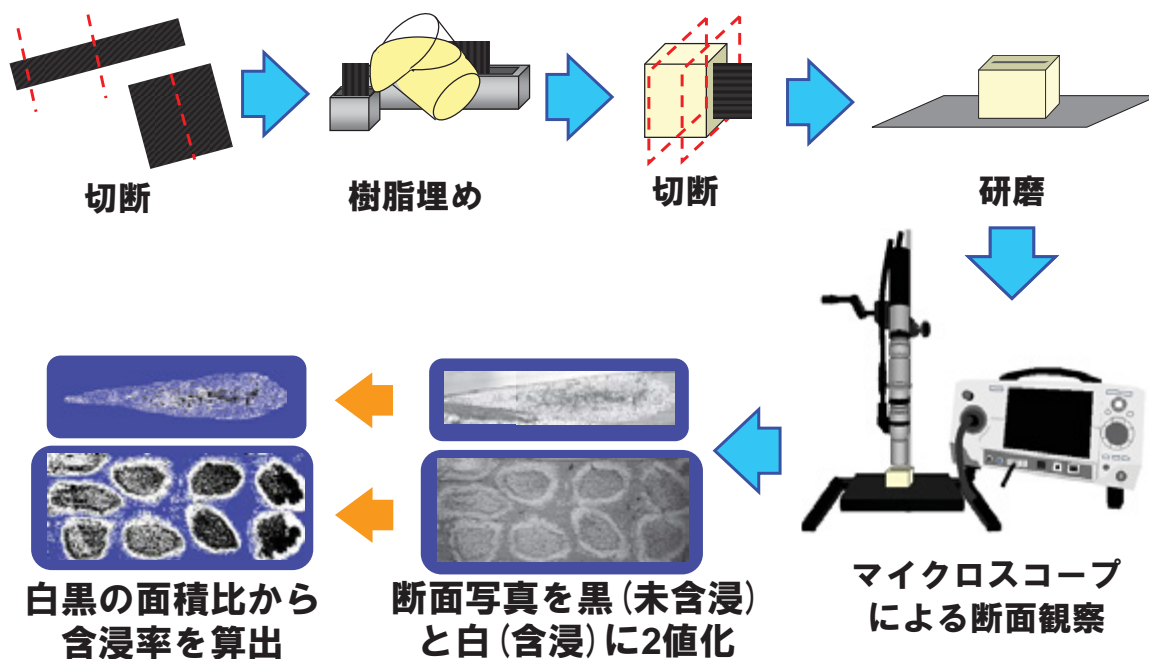
実験方法 < 成形方法（テキスタイル材） >



6

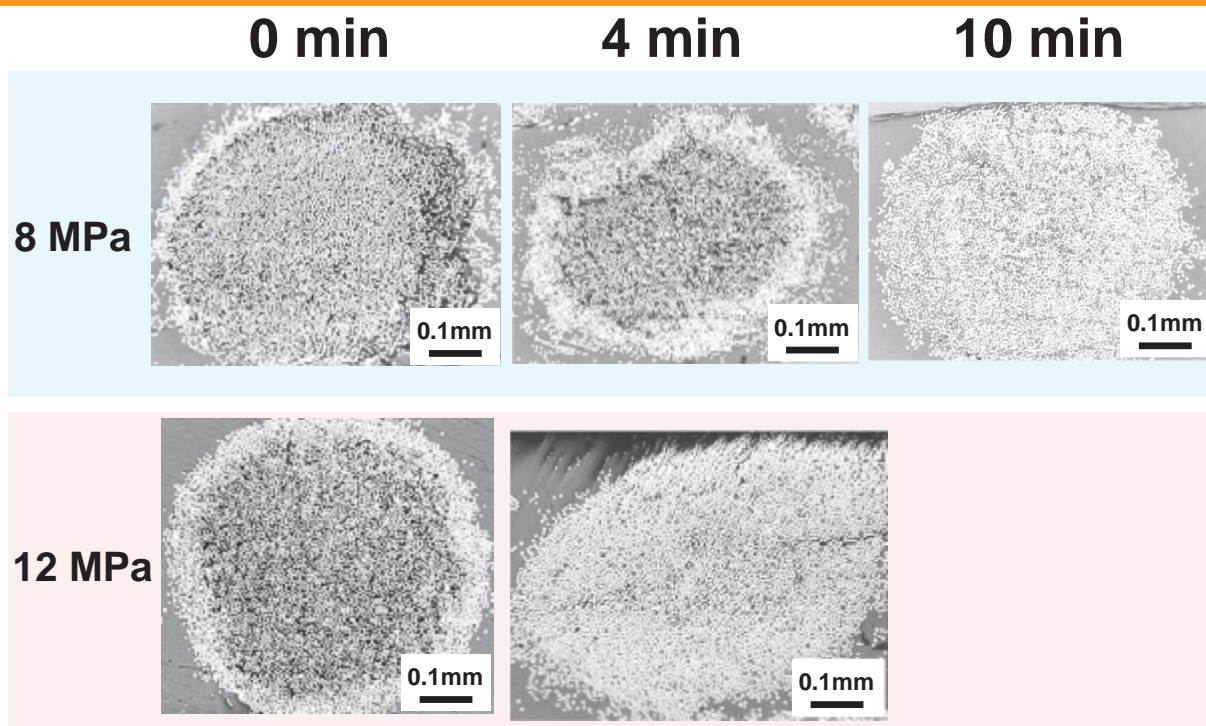
実験方法＜断面観察＞

強化繊維への樹脂含浸挙動の観察



7

実験結果＜断面観察（一方向材）＞

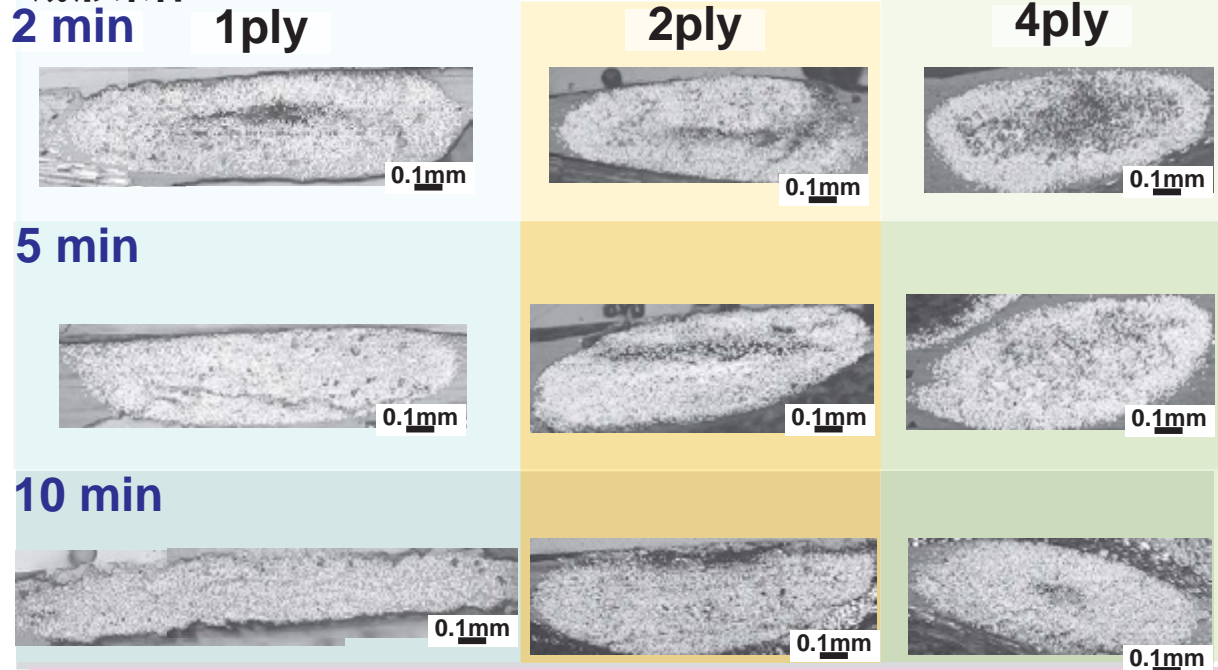


全ての成形条件で繊維束の形状がほぼ円形

8

実験結果＜断面観察（テキスタイル材）＞

成形条件 200°C 8 MPa

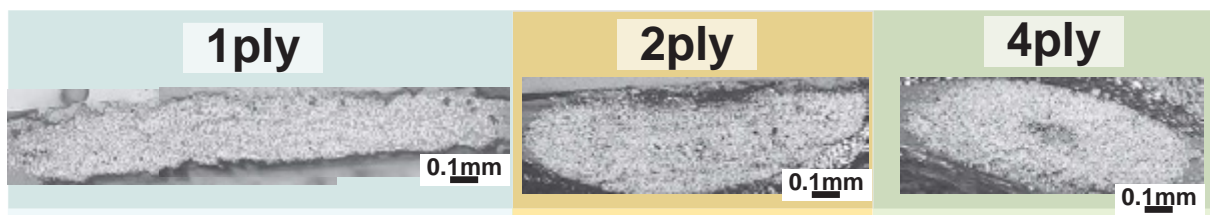


積層数による繊維束の潰れ方の差異

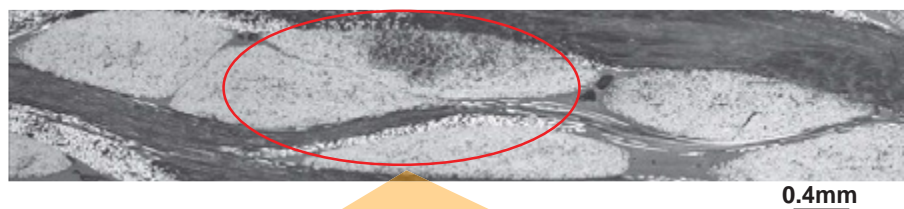
9

実験結果＜断面観察（テキスタイル材）＞

成形条件 200°C 8MPa 10min



220°C 8MPa
5min 4ply



各層の経糸繊維束のはまり込み

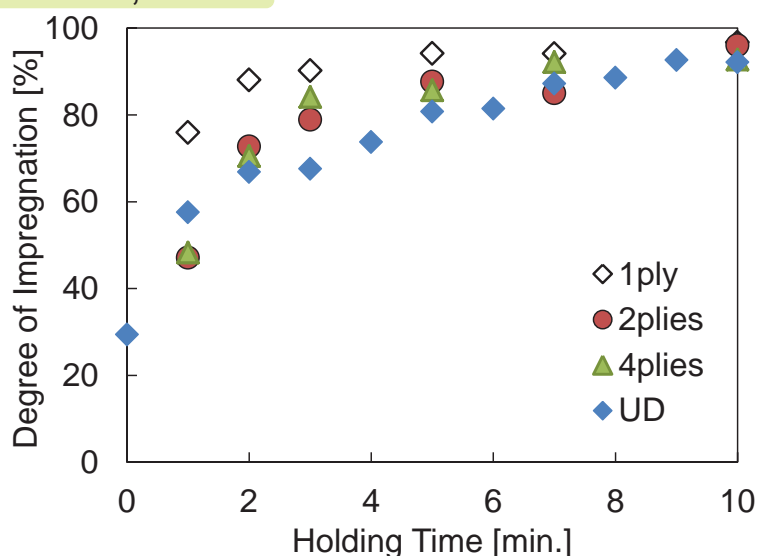
積層数による繊維束の潰れ方の差異

10

実験結果＜断面観察＞

樹脂含浸率

成形条件 200°C, 8MPa



積層数の違いによる含浸率比較

テキスタイル材 ➡ 含浸性向上

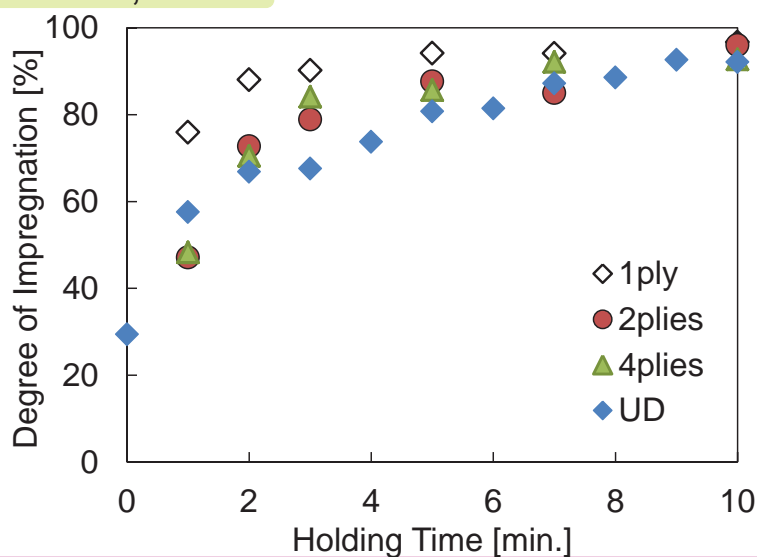
➡ 繊維束が潰れ、含浸距離が減少

11

実験結果＜断面観察＞

樹脂含浸率

成形条件 200°C, 8MPa



積層数の違いによる含浸率比較

含浸率 ➡ 1層 > 2, 4層

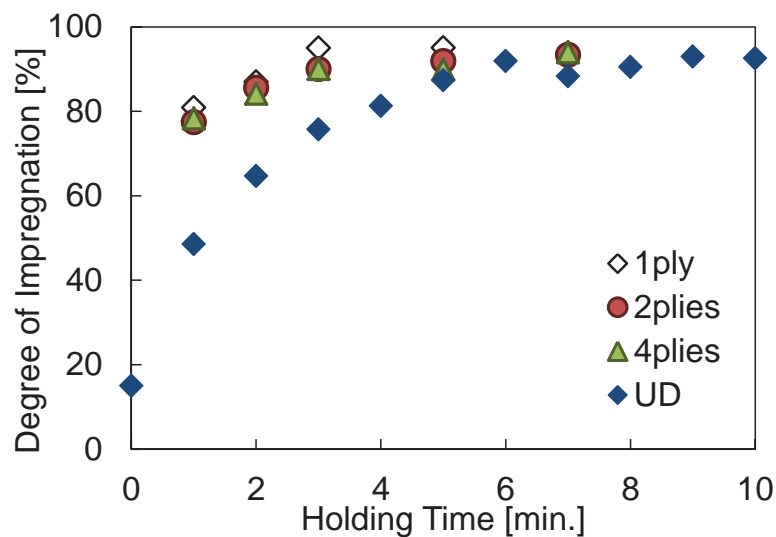
➡ 互いの層の繊維束のはまり込み

11

実験結果<断面観察>

樹脂含浸率

成形条件 220°C, 8MPa



積層数の違いによる含浸率比較

テキスタイル材 ➡ 含浸性**向上**

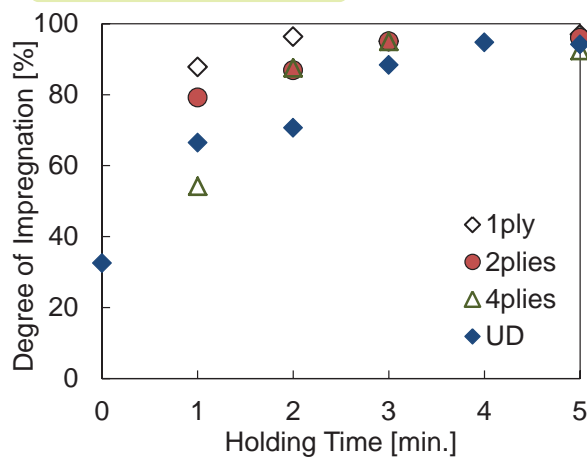
➡ 繊維束が潰れ、含浸距離が減少

12

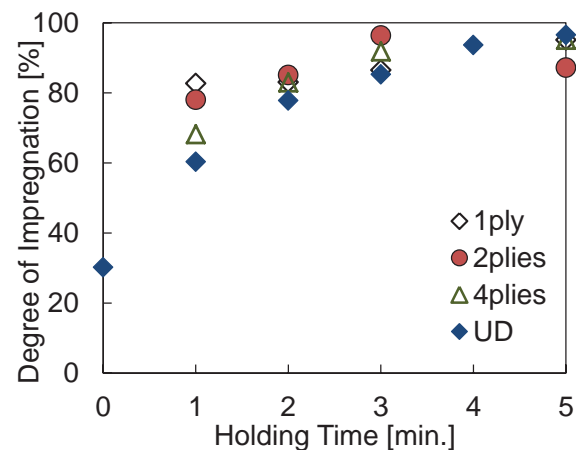
実験結果<断面観察>

樹脂含浸率

成形圧力 12MPa



成形温度 200°C



成形温度 220°C

積層数の違いによる含浸率比較

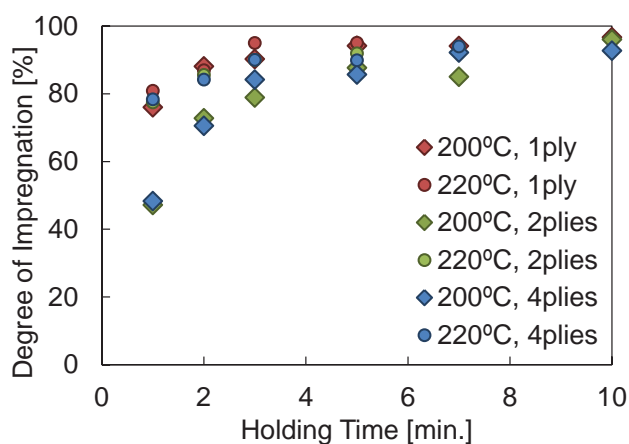
テキスタイル材 ➡ 含浸性**向上**

➡ 繊維束が潰れ、含浸距離が減少

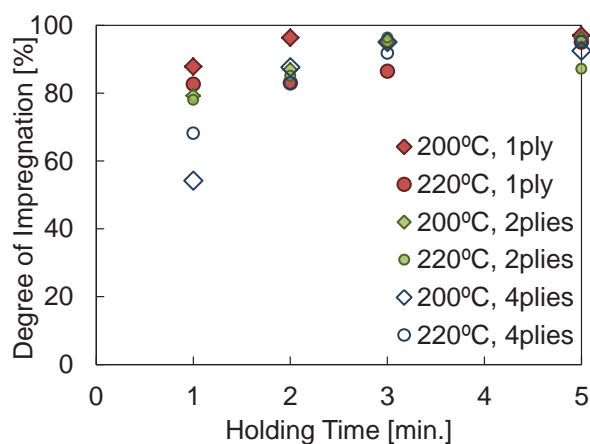
13

実験結果＜断面観察＞

樹脂含浸率



成形圧力 8MPa



成形圧力 12MPa

成形温度の違いによる含浸率比較

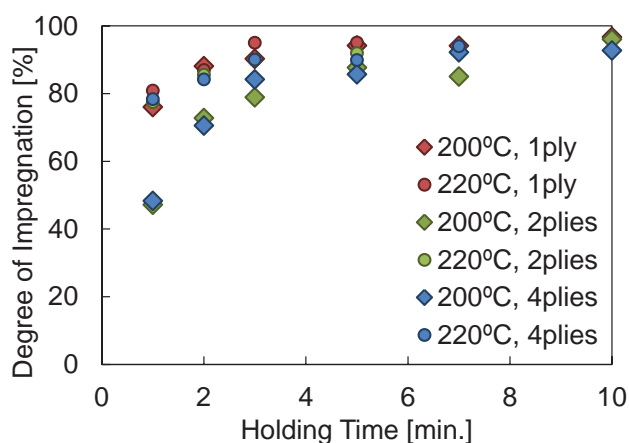
成形温度上昇 ➡ 僅かに含浸性向上

➡ 温度上昇による樹脂粘度の低下

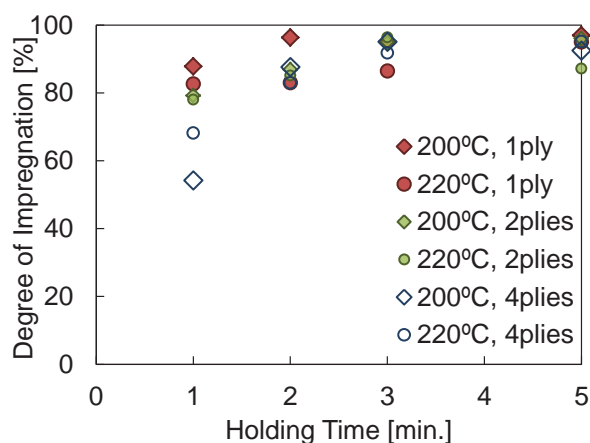
14

実験結果＜断面観察＞

樹脂含浸率



成形圧力 8MPa



成形圧力 12MPa

成形温度の違いによる含浸率比較

12MPa 1ply ➡ 220°Cで含浸性低下

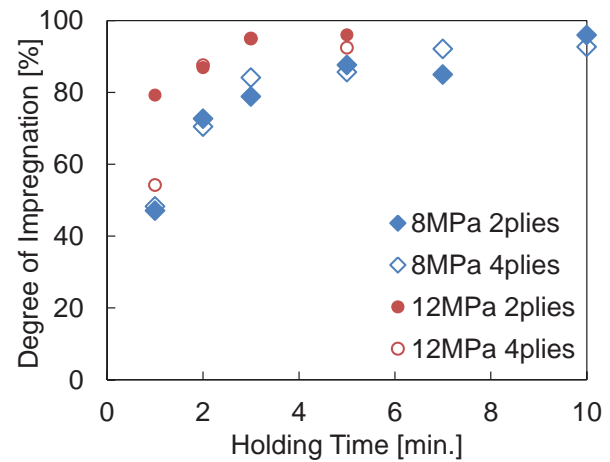
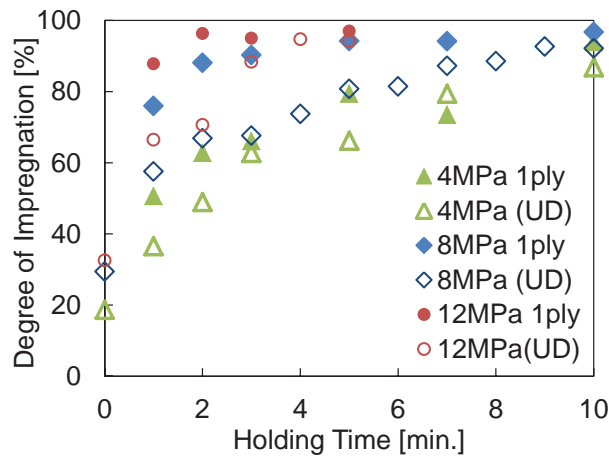
➡ 樹脂粘度の低下は僅か？

14

実験結果<断面観察>

樹脂含浸率

成形温度 200°C



成形圧力の違いによる含浸率比較

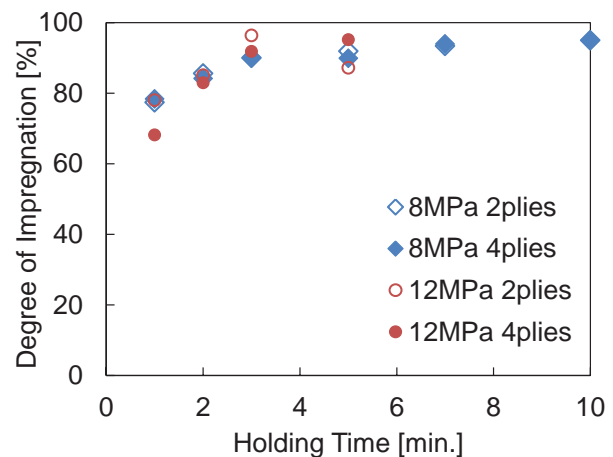
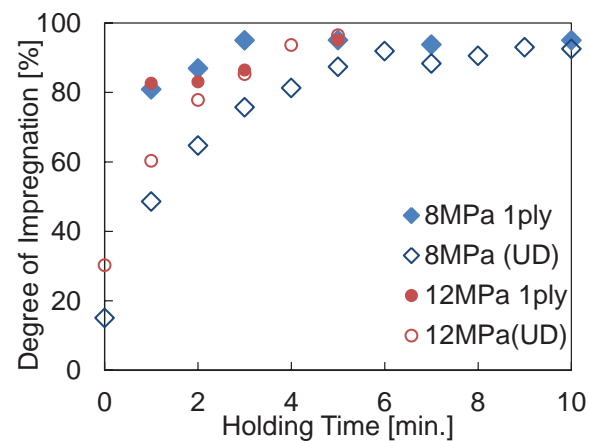
成形圧力**向上** ➡ 樹脂含浸性**向上**

15

実験結果<断面観察>

樹脂含浸率

成形温度 220°C



成形圧力の違いによる含浸率比較

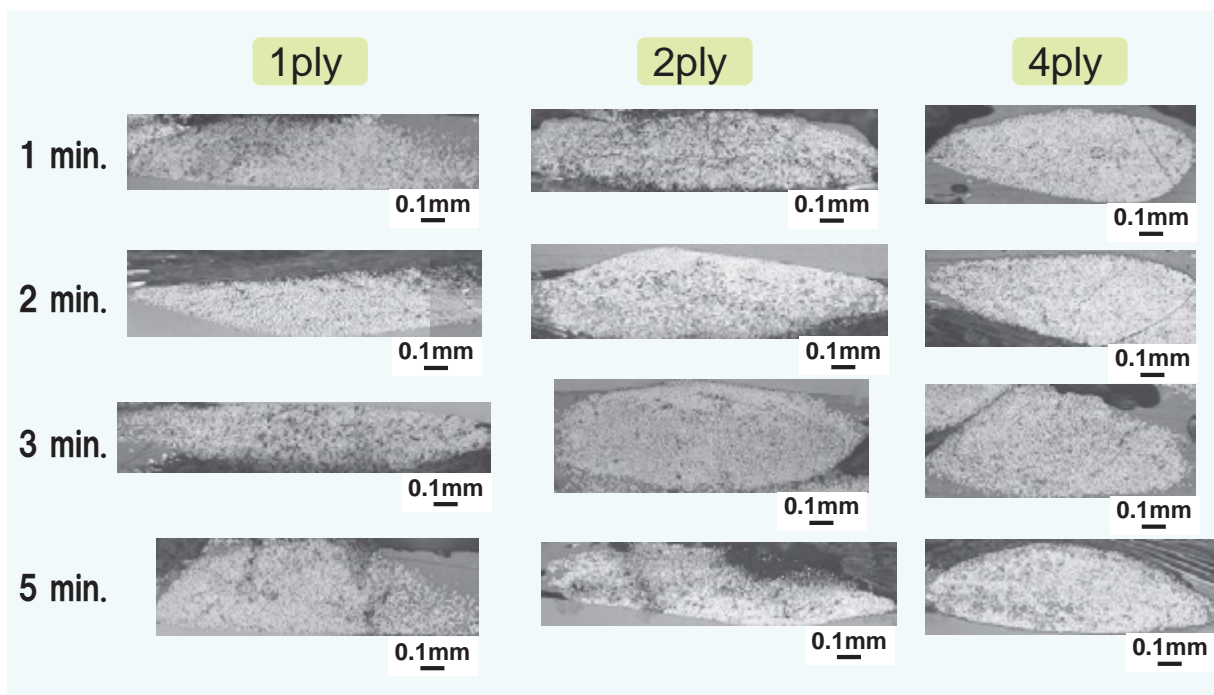
成形圧力**向上**による樹脂含浸性**向上**が見られない

16

実験結果＜断面観察＞

断面写真

成形条件 220°C, 12MPa



17

まとめ

各成形条件における成形品の樹脂含浸性

成形温度
成形圧力
成形時間

の増加 → テキスタイル材
一方向材

の含浸性向上

→ 成形条件220°C, 12MPa において異なる傾向

成形初期の樹脂含浸性 → テキスタイル材 > 一方向材

→ 繊維束が潰れ、含浸距離が減少
テキスタイル材

樹脂含浸性 → 1層 > 2, 4層

→ 互いの層の繊維束どうしのはまり込み

→ 繊維束の潰れを抑制

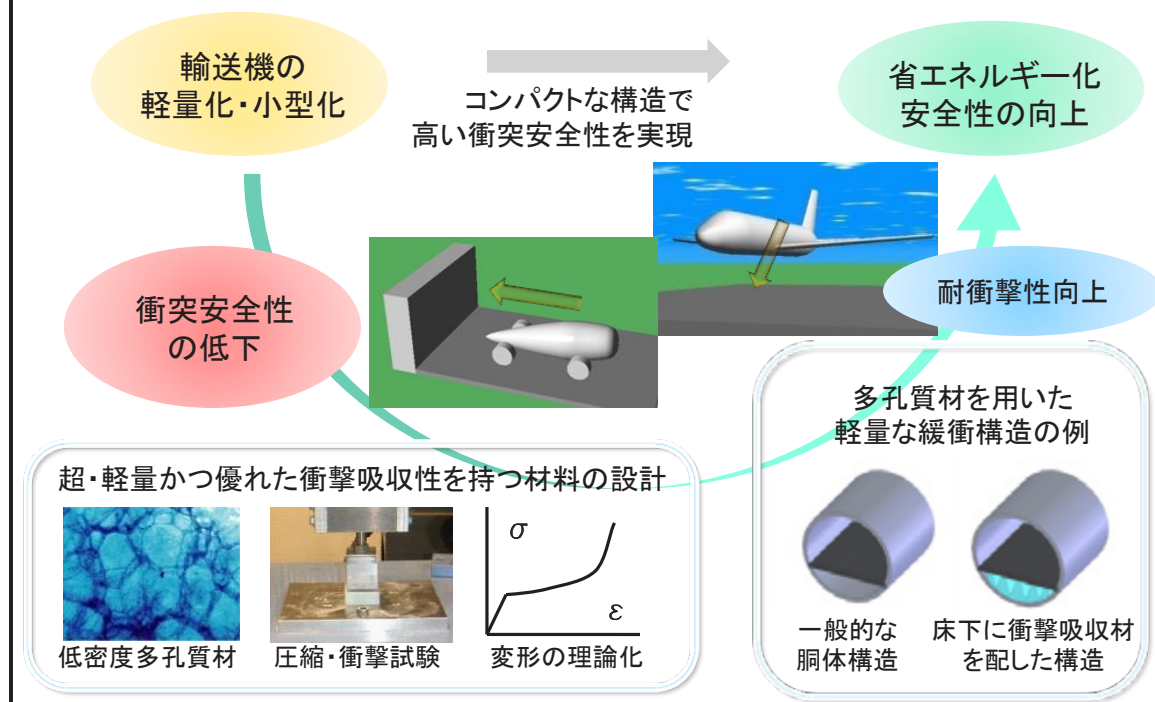
18

生体組織の流動変形の特性解析と 鳥衝突試験用ファントム開発

佐久間 淳(農工大)

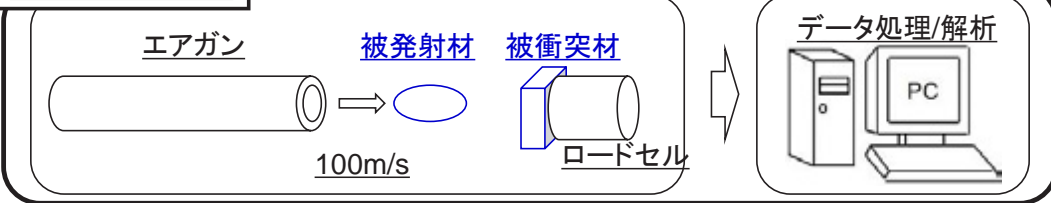


地球と人に優しい 輸送機器の超軽量構造の開発



エアガンを用いた衝突試験

変形特性の解析



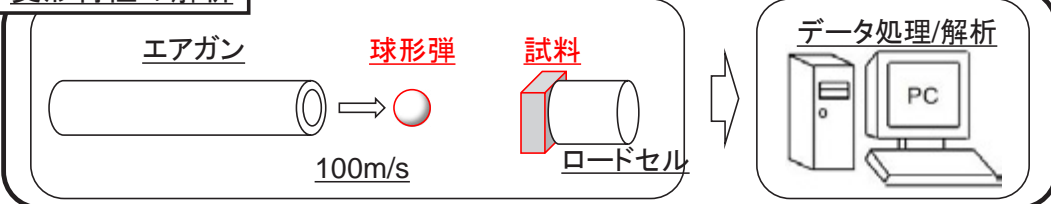
モデル/ファントム開発



実鳥のデータを基に、解析・実験の高信頼性化を図る

エアガンを用いた衝突試験

変形特性の解析

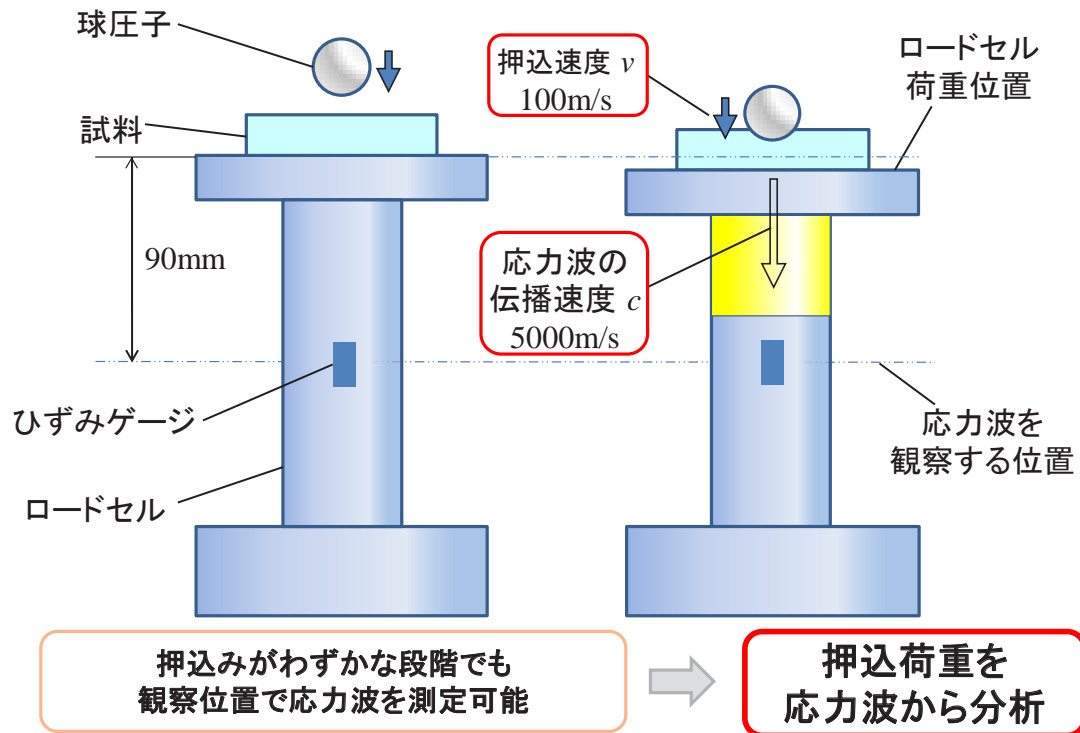


モデル/ファントム開発

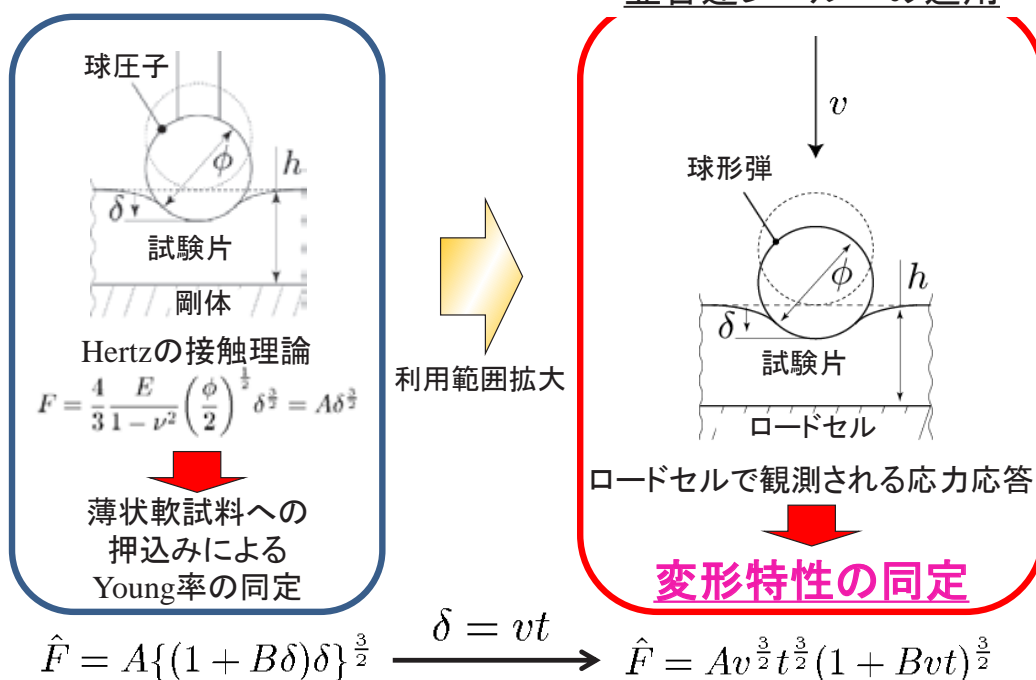


実鳥のデータを基に、解析・実験の高信頼性化を図る

応力波による試料への押込荷重の評価



変形特性の同定原理



ロードセル中の応力波

固体中を伝わる応力波は波動方程式を満たす

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = c^2 \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}$$

速度 v_b の球形弾の衝突を考える

$$\hat{F} = A\{(1 + B\delta)\delta\}^{\frac{3}{2}} \xrightarrow{\delta = vt} \hat{F} = Av^{\frac{3}{2}}t^{\frac{3}{2}}(1 + Bvt)^{\frac{3}{2}}$$

ロードセルの境界条件

$$\frac{\partial u}{\partial x} \Big|_{x=0} = \frac{Av^{\frac{3}{2}}}{E_s S} t^{\frac{3}{2}} (1 + Bvt)^{\frac{3}{2}}$$

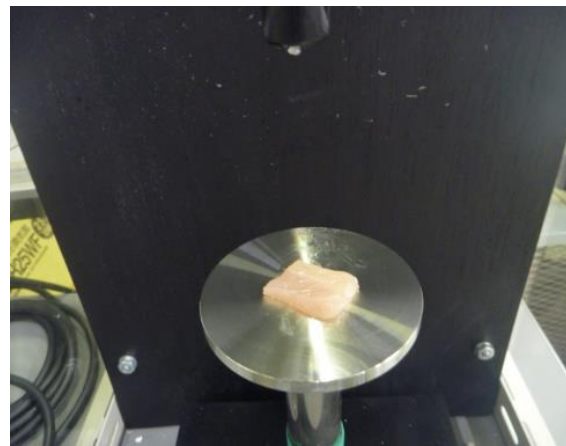
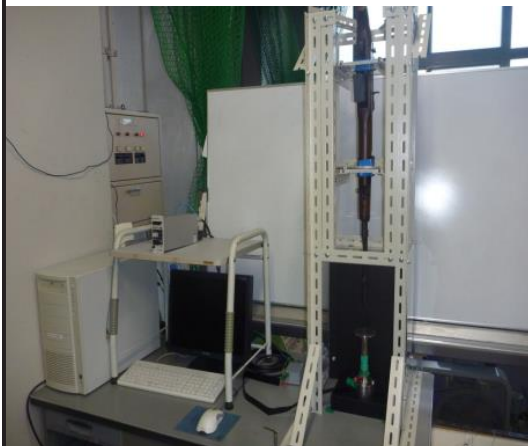
波の関数

$$u(x, t) = a \left\{ 3 \log \left\{ \sqrt{1 + b(ct - x)} + \sqrt{b(ct - x)} \right\} + \sqrt{b(ct - x)} \{ 1 + b(ct - x) \} \right. \\ \left. \{ 16b^3(ct - x)^3 + 24b^2(ct - x)^2 + 2b(ct - x) - 3 \} \right\}$$

$$\begin{aligned} \hat{F} &= E_s S \frac{\partial u}{\partial x} \Big|_{x=X_g} \\ &= -64ab^{\frac{3}{2}} E_s S (ct - X_g)^{\frac{3}{2}} \{ 1 + b(ct - X_g) \}^{\frac{3}{2}} \\ &= A \left(\frac{v}{c} \right)^{\frac{3}{2}} (ct - X_g)^{\frac{3}{2}} \{ 1 + b(ct - X_g) \}^{\frac{3}{2}} \end{aligned}$$

F と t の関係式となり, 応力波第一波の立ち上がりを表すことができる。

亜音速レベルにおける衝撃試験システム



・動ひずみ計

型番 : LPC-320724
応答周波数 : 500kHz

・A/D変換ボード

最高サンプリング周波数 : 1.536MHz

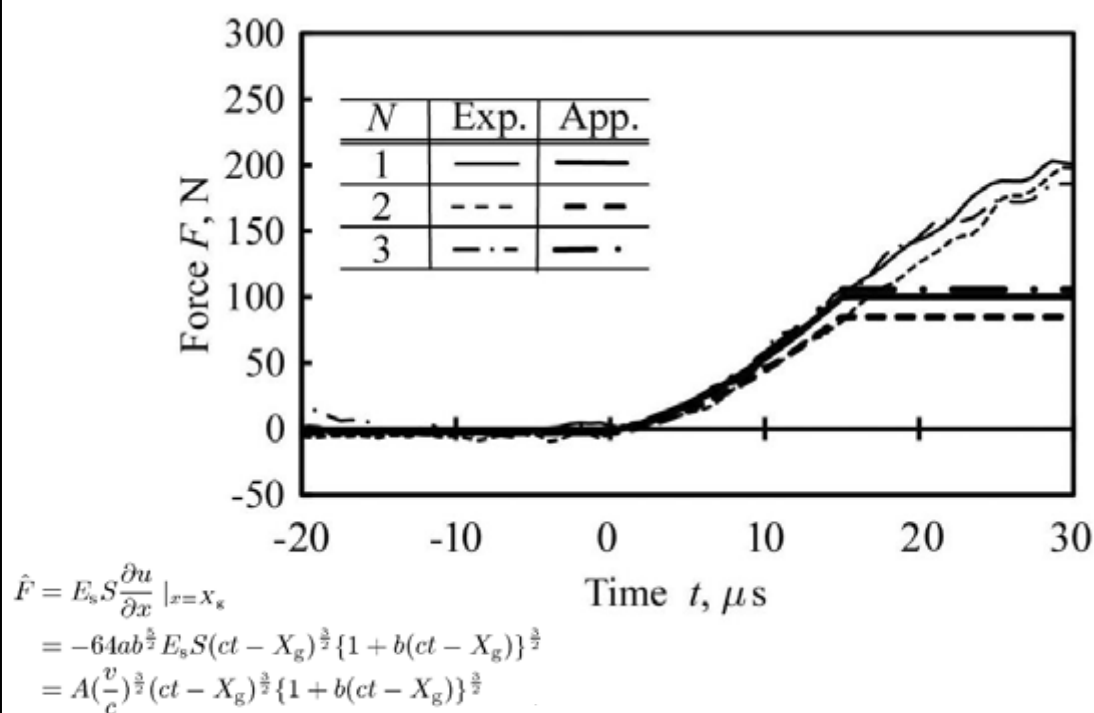
・圧子射出装置

製品 : M14 wood stock (東京マルイ社製)
撃込み速度 : 93 m/s

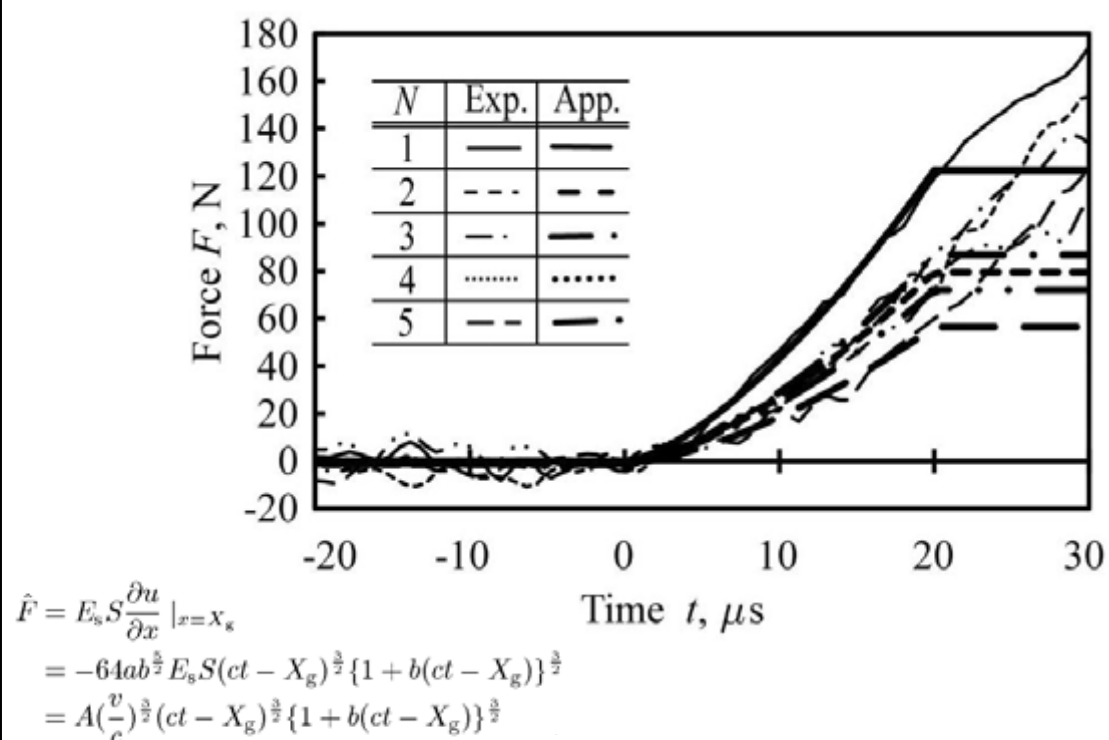
・球形圧子

材質 : ポリスチレン樹脂, 石灰
直径 : 6mm

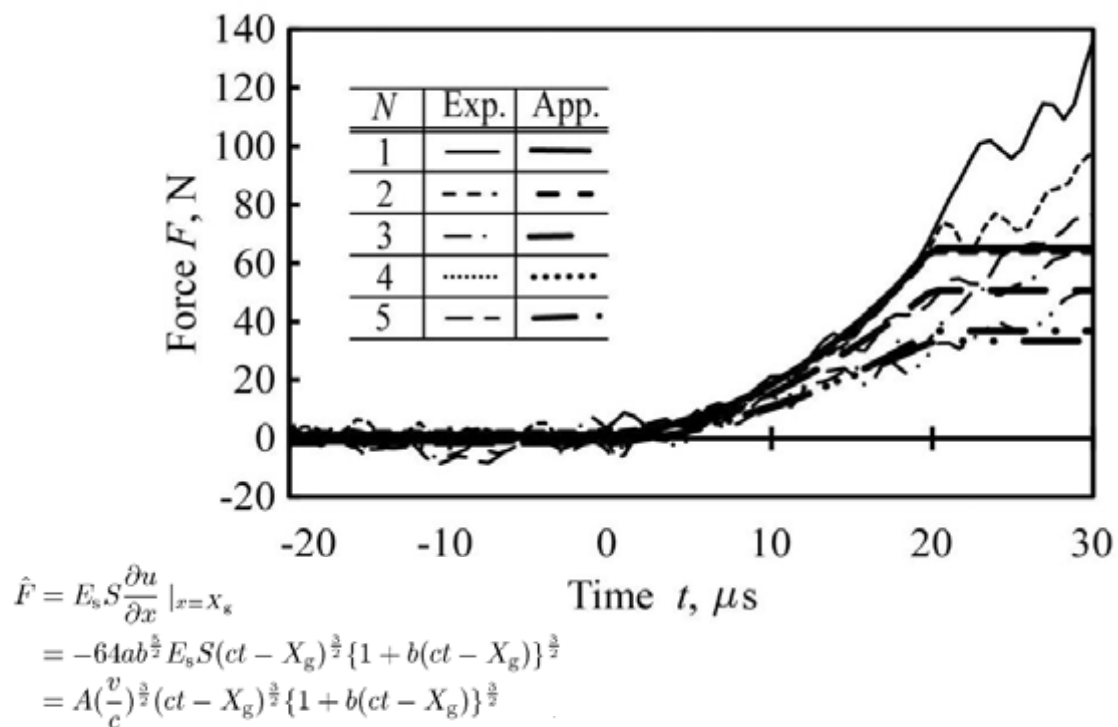
シリコンゴムの衝撃応力波形



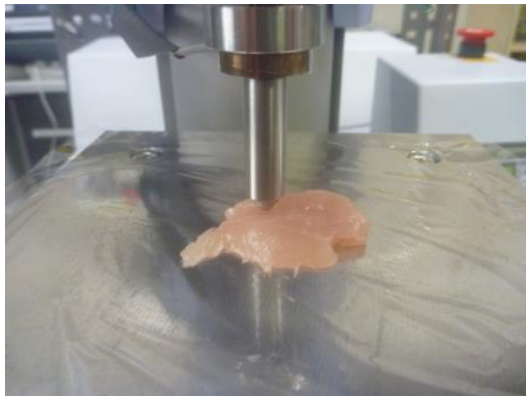
胸肉の衝撃応力波形



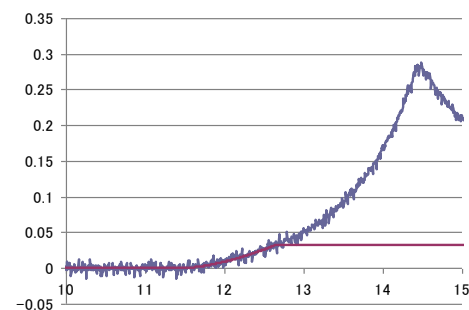
ささみ肉の衝撃応力波形



深胸筋(ささみ)の柔さ計測



押し込み変位(mm)-荷重(N)の関係



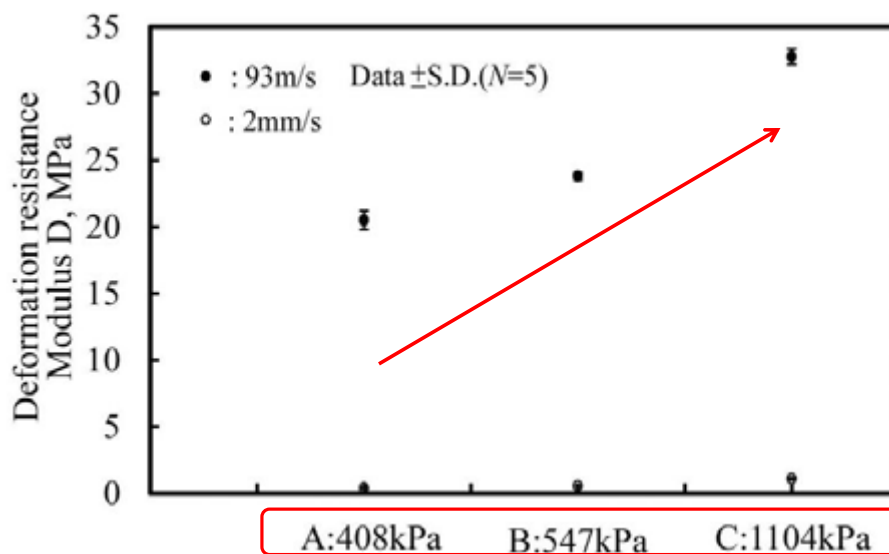
試験条件

Young率

8.03kPa

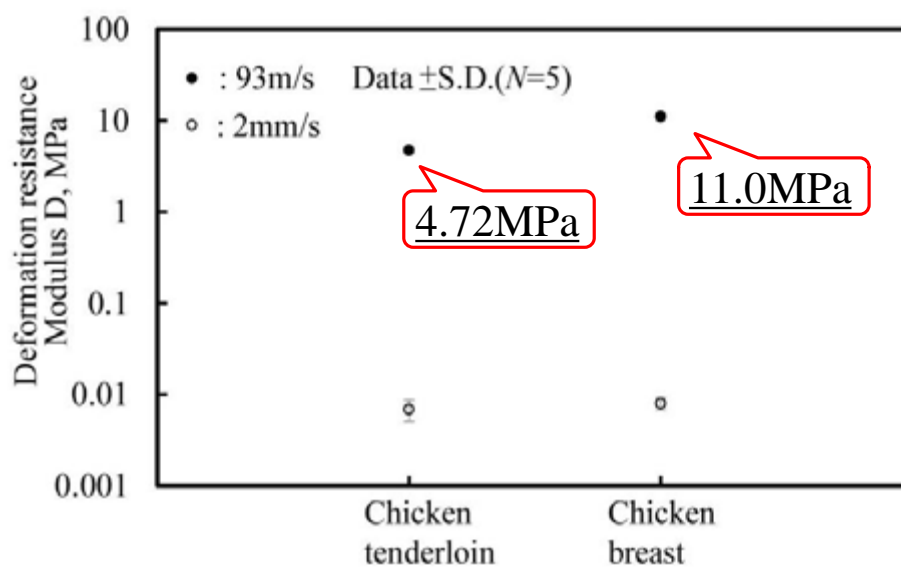
押し込み速度	2 mm/s
圧子径	5 mm
試験力	0.2 N

衝撃の効果(シリコンゴム)



$$\text{荷重と押込み量} \quad \underline{E = \frac{3}{4} A (1 - \nu^2) \left(\frac{\phi}{2} \right)^{-\frac{1}{2}}} \longrightarrow \text{荷重と時間} \quad D = \frac{3}{4} A (1 - \nu^2) \left(\frac{\phi}{2} \right)^{-\frac{1}{2}}$$

衝撃の効果(ささみ肉, 胸肉)



$$\text{荷重と押込み量} \quad \underline{E = \frac{3}{4} A (1 - \nu^2) \left(\frac{\phi}{2} \right)^{-\frac{1}{2}}} \longrightarrow \text{荷重と時間} \quad D = \frac{3}{4} A (1 - \nu^2) \left(\frac{\phi}{2} \right)^{-\frac{1}{2}}$$

ファントムに用いる材料の選定

必要な要件

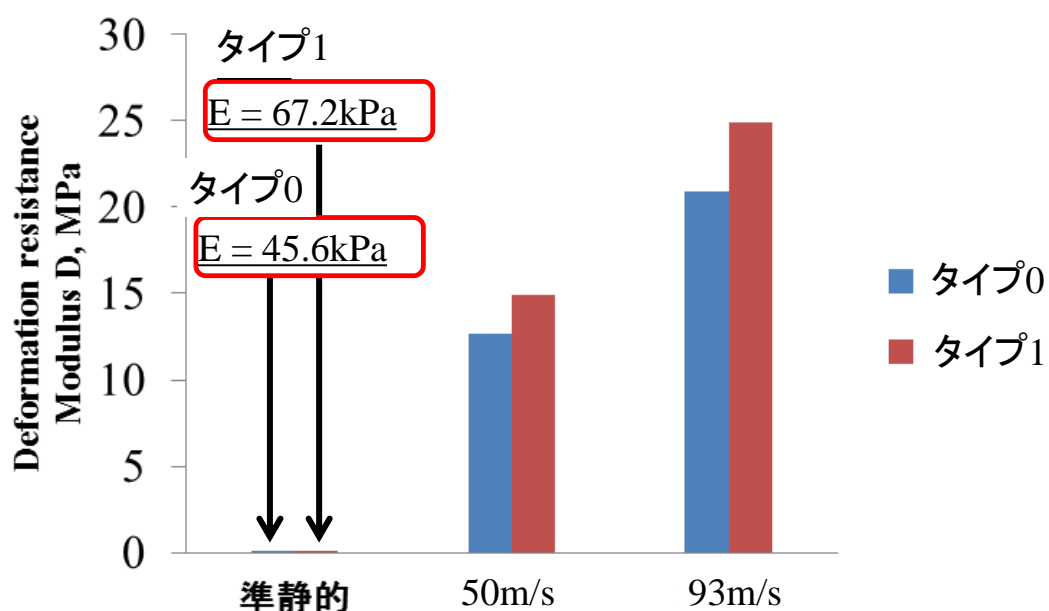
- ・ 実鳥と同様の変形抵抗を衝突レベルでも呈すること
- ・ 破壊形態が実鳥と同等とみなせる挙動を示すこと

一般に用いられている疑似生体材料

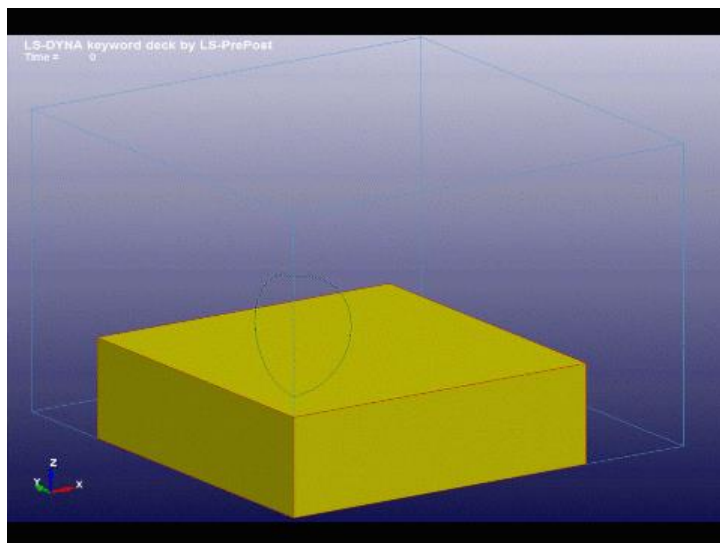
- ・ シリコーンゴム: 物性安定、柔いもの難、速度依存性低
- ・ ゼラチン: 速度依存性良好、柔いもの容易、物性不安定
- ・ PVAゲル: 速度依存性良好、柔いもの容易、製造が難

特に、破壊形態の制御が可能なものはない

開発した材料(エポキシ系)の特性



模擬試料への球体の衝突シミュレーション



まとめ

エアガンを用いた亜音速レベルの衝撃材料試験法を開発

- ・ シリコンゴムでは準静的なYoung率に応じて変形抵抗が上昇
- ・ 生体細胞ではシリコンゴムより速度依存性が高いことを確認

疑似鳥材料の創成と鳥衝突用ファントム開発

- ・ 変形特性が生体に近く、破壊形態制御ができる材料を開発
- ・ ファントム開発のためのシミュレーション環境を構築



2012 年度 JAXA
航空プログラムグループ
公募型研究報告会
2012 年 12 月 7 日



航空機用アルミニウム合金を用いた 発泡材料の製法開発と強度・機能性の評価

早稲田大学 高等研究所
鈴木進補

共同研究者 早大・機械科学航空学科
野中由寛(M2), 福井貴明(M1)

発泡アルミニウムの特性

輸送機用材料
への要求

✓軽量化

✓客室内の快適室温

✓客室内の静寂

✓衝突時の
衝撃吸収

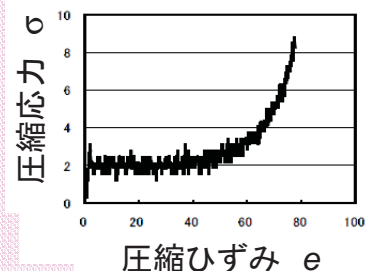
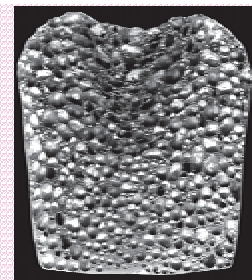
発泡アルミニウム

✓低密度

✓低熱伝導率

✓吸音性

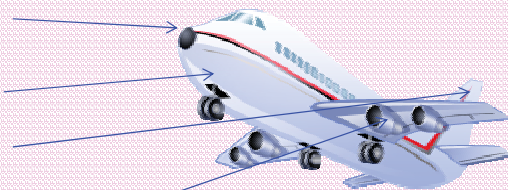
✓エネルギー
吸収性



発泡アルミニウムを航空機用に発展

発泡アルミニウムの航空機体への適用案

- 機首(軽量, 衝撃吸収),
- 機体胴体(軽量, 断熱性),
- 尾翼(軽量, 衝撃吸収性),
- エンジンカバー(軽量, 衝撃吸収)



- 客室床面(軽量, 高い比曲げ剛性),
- 座席(軽量, 衝撃吸収性),

など

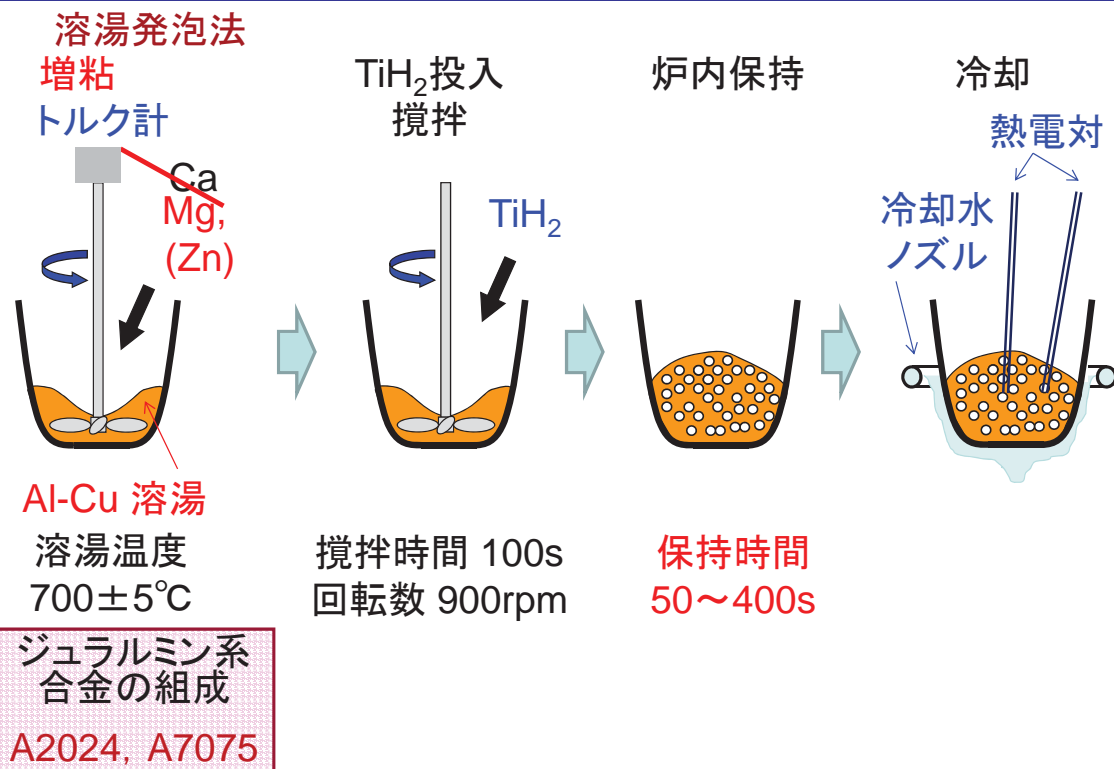


研究目的

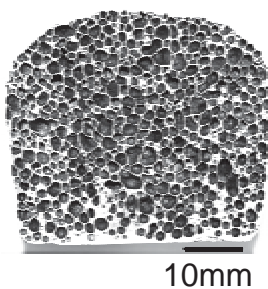
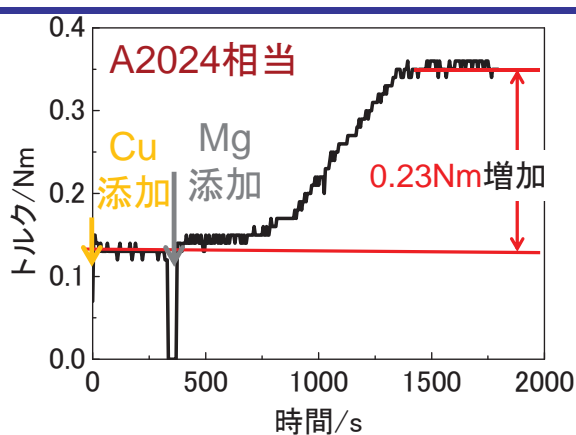
航空機体材料であるジュラルミンを用いた発泡Alの製法の確立と航空機用多機能材料としての応用を目的として、以下の研究を行う。

- **Mgを増粘剤**として用いた製法の確立
- 熱処理条件が**ミクロ組織**, 機械的性質(**硬さ**, 降伏強度, 衝撃吸収性など)に与える影響の解明
- 発泡ジュラルミンの**伝熱・吸音特性**の解明
- 各**航空機部材への適用**可能性の検討

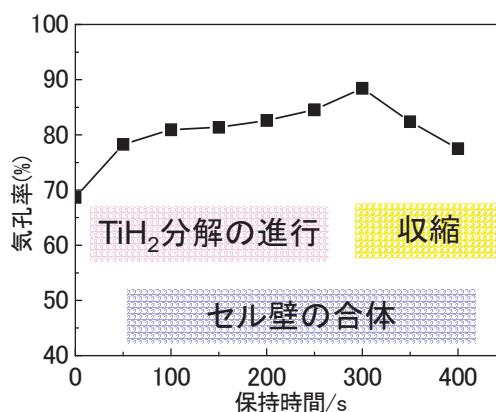
航空機用合金を用いた発泡アルミニウムの作製



発泡ジュラルミンの作製結果 (2011年度)



試料	組成	
	Cu	Mg
添加量	4.5	1.5
母合金 (EPMA)	4.45	1.42
発泡材 (EPMA)	4.19	1.22
JIS規格 A2024	3.8-4.9	1.2-1.8



研究目的

航空機体材料であるジュラルミンを用いた発泡Alの製法の確立と航空機用多機能材料としての応用を目的として、以下の研究を行う。

2012年度

- Mgを増粘剤として用いた製法の確立
- 熱処理条件がミクロ組織、機械的性質(硬さ、降伏強度、衝撃吸収性など)に与える影響の解明
- 発泡ジュラルミンの伝熱・吸音特性の解明
- 各航空機部材への適用可能性の検討

研究計画

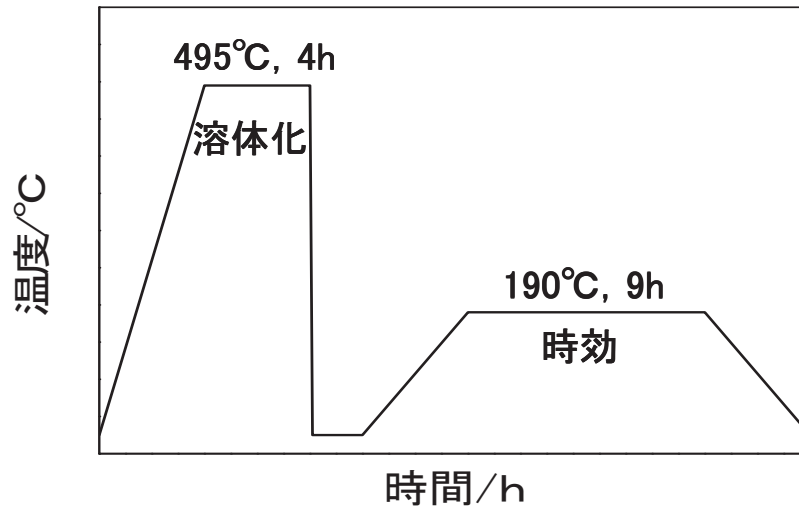
	2011年度	2012年度	2013年度
目 標	均一な微細気孔を有する発泡ジュラルミンの作製	発泡ジュラルミンの強度特性の解明	発泡ジュラルミンの伝熱吸音特性の解明
作製条件の検討	→		
セル壁のミクロ組織観察	→	→	
圧縮試験		→	
セル壁の硬さ試験		→	
伝熱・吸音特性評価			→
航空機体への応用検討			→

熱処理方法

・発泡試料(A2024相当, A7075相当), A2024鋳造材, 母合金

F材: 熱処理なし

T6材



試料の評価

気孔率

・アルキメデス法による測定

$$\rho = (1 - \rho_P / \rho_{NP}) \times 100$$

ρ_{NP} : ノンポーラス試料の密度

(=2.7g/cm³)

ρ_P : 発泡試料の密度

マイクロビッカース硬さ試験

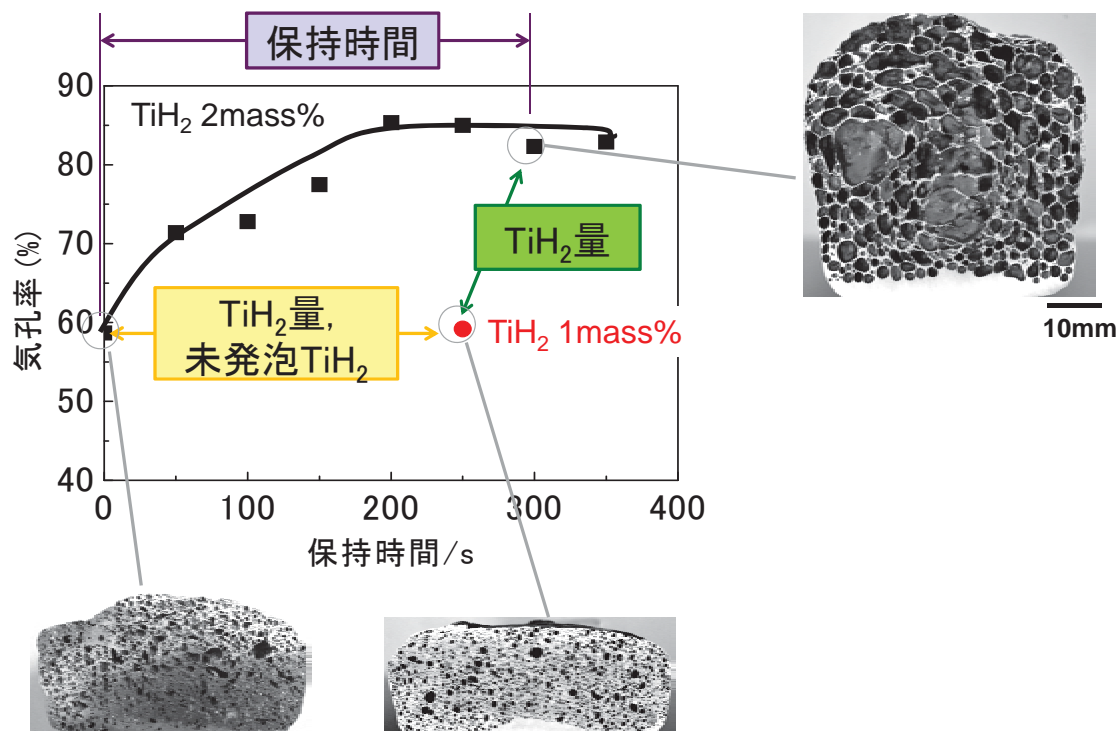
・樹脂込めし、鏡面処理後、硬さの測定。

(荷重:0.49N, ; 負荷時間:15s; 各10点測定し、平均値で評価)

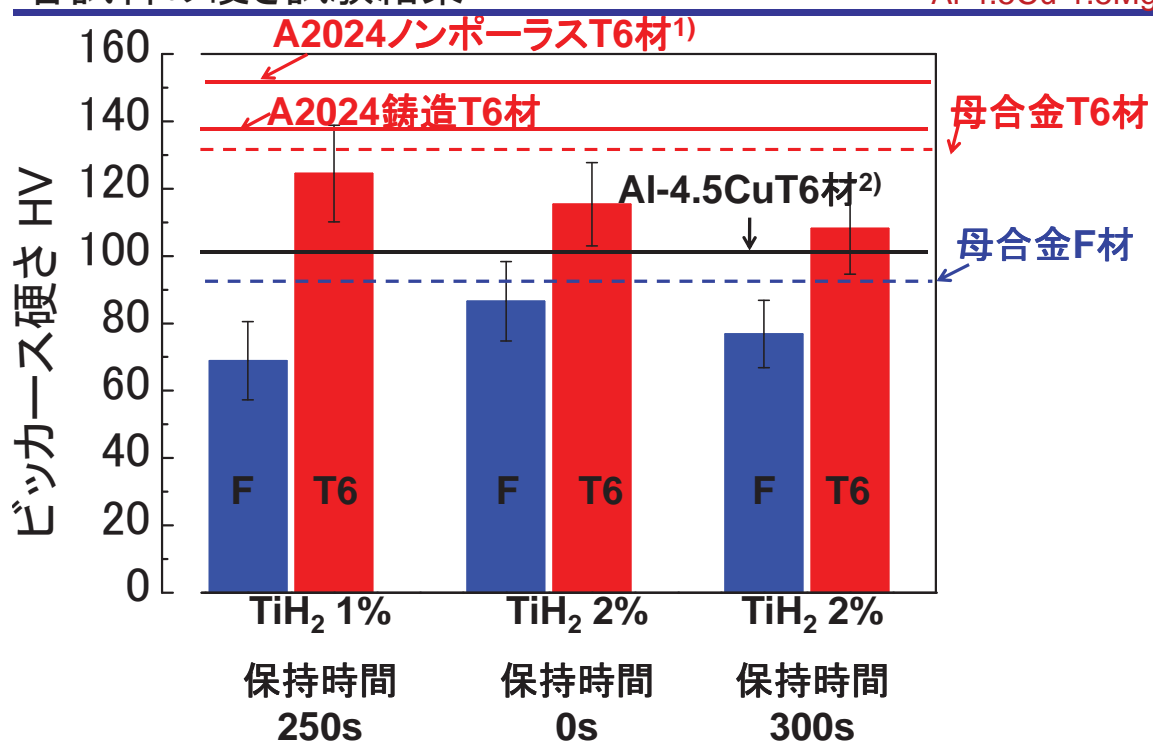
組成分析

・EPMAによる元素分析(Al, Cu, Mg, Ti, O).

保持時間及びTiH₂添加量による気孔率の変化 Al-4.5Cu-1.5Mg



各試料の硬さ試験結果

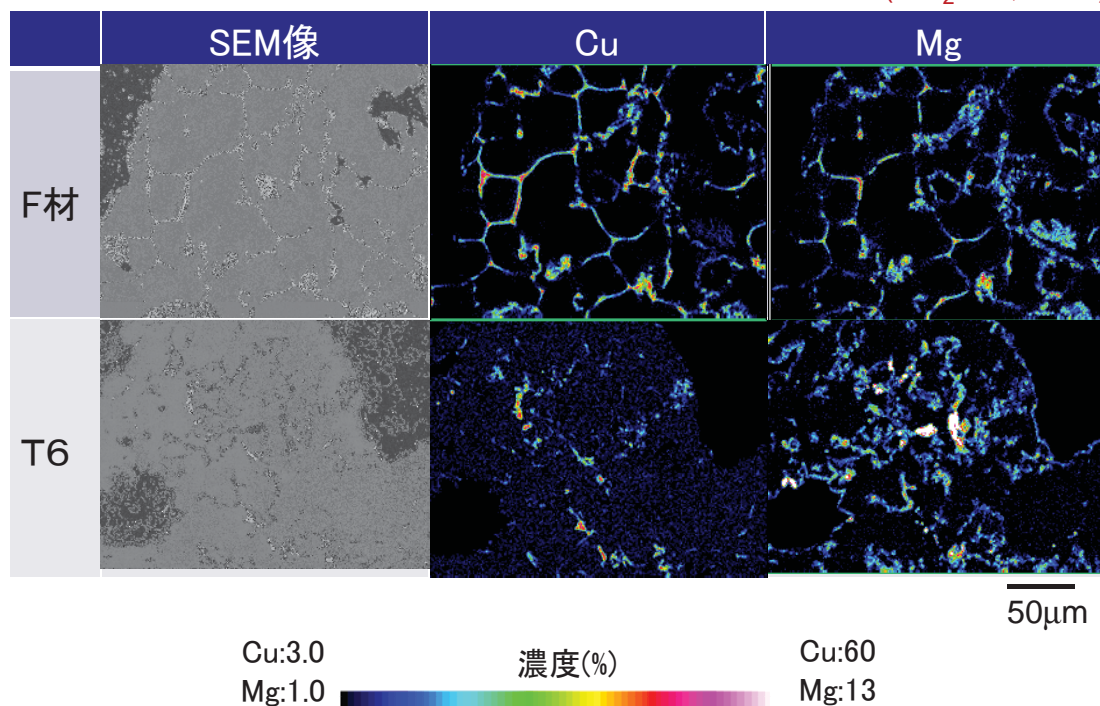


1) 荒木一郎, 軽金属Vol.34, No.4, (1984), 221-226.

2) H.K. Hardy: J. Inst. Metals, 79 (1951), 321; 82 (19534), 236.

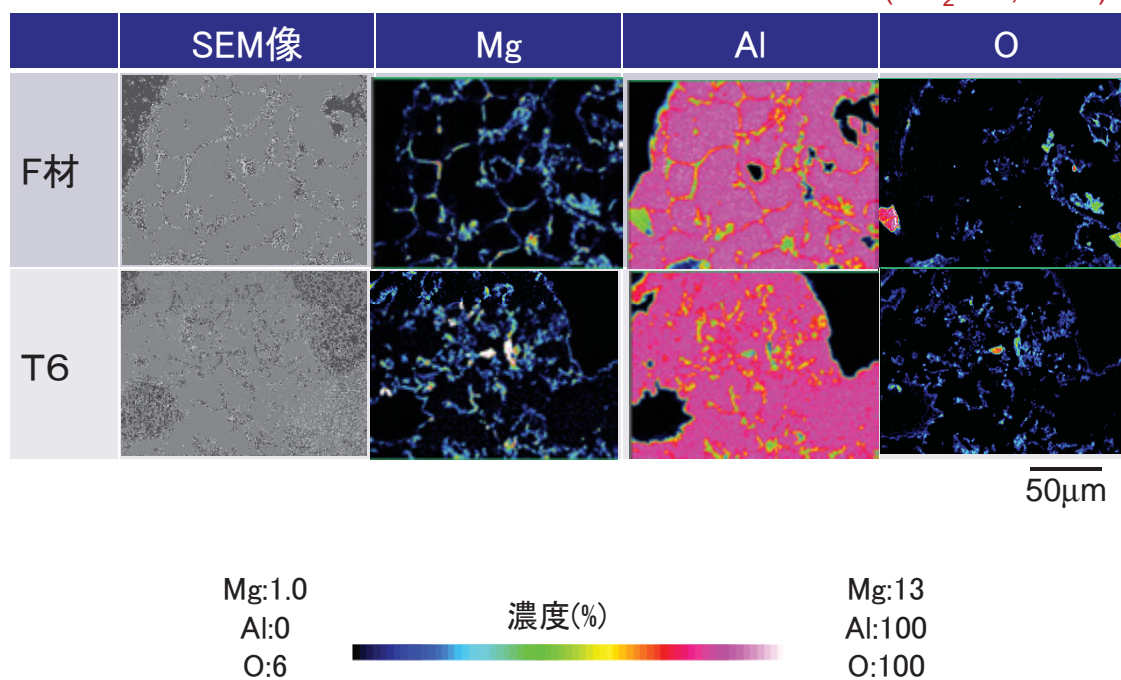
熱処理による組成分布の変化

Al-4.5Cu-1.5Mg

(TiH₂ 1%, 250s)

熱処理による酸化物の変化

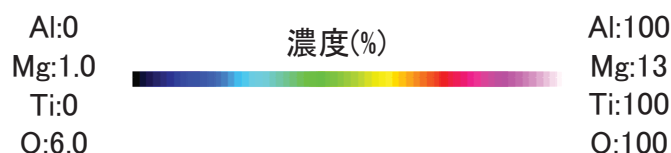
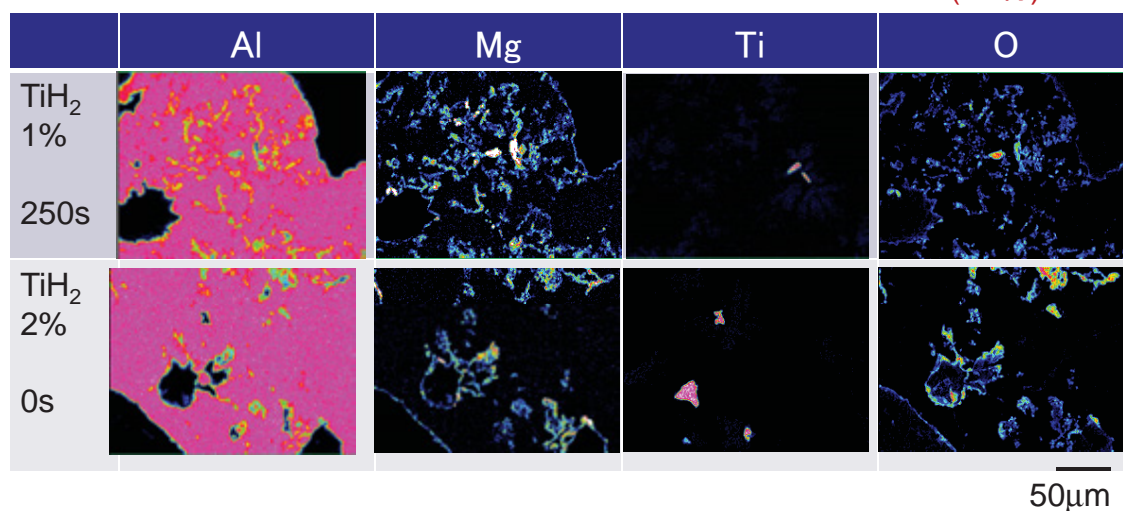
Al-4.5Cu-1.5Mg

(TiH₂ 1%, 250s)

セル壁におけるTi及びその周囲の元素

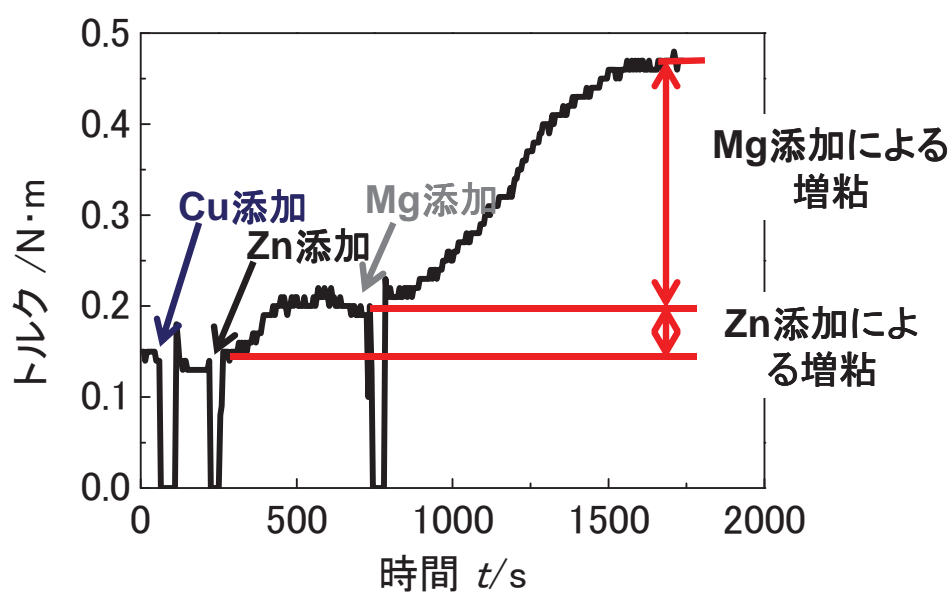
Al-4.5Cu-1.5Mg

(T6材)



母合金作製時のトルク変化

Al-1.5Cu-5.5Zn-2.5Mg







Zn, Mgの添加によっ
て、溶湯が増粘



発泡アルミニウム合金
の作製が可能

TiH₂添加量による影響

Al-1.5Cu-5.5Zn-2.5Mg

TiH ₂ :2.0mass%		TiH ₂ :1.0mass%	
100s (<i>p</i> =64.2%)		150s (<i>p</i> =63.0%)	
300s (<i>p</i> =83.6%)		300s (<i>p</i> =81.8%)	

TiH₂の添加量によって、

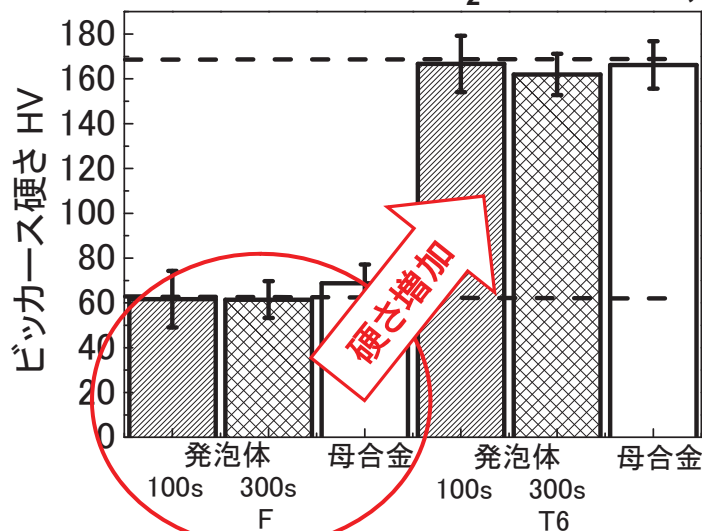
10mm

添加量が多いと気孔率
の増加速度が速い

気孔生成の仕方に
大差はない

マイクロビッカース硬さ試験

Al-1.5Cu-5.5Zn-2.5Mg

発泡試料の作製条件: TiH₂:2.0mass%, 保持時間:100s, 300s

T6処理によって試料
の硬さが増加

保持時間が異なり、気孔分布、気孔形状が
異なっても硬さに大差はない

¹⁾ 社団法人 軽金属学会 アルミニウムの製品と製造技術

結論

Al-Cu溶湯にMg及びZnを添加し、ジュラルミン系合金組成の発泡体を作製し、T6処理後のミクロ組織観察、硬さ試験により以下の知見を得た。

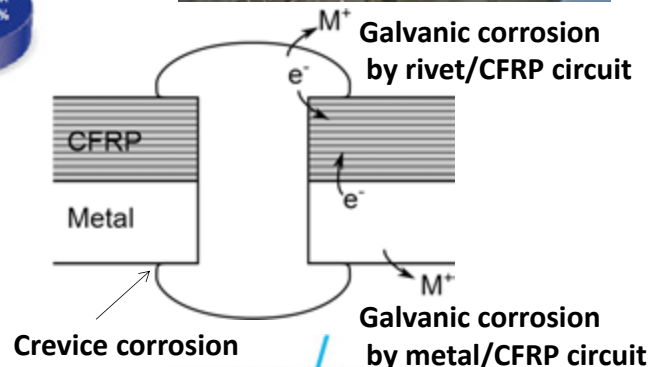
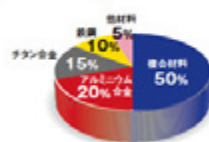
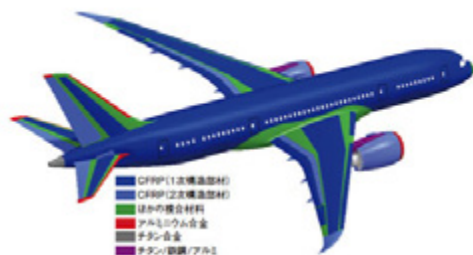
- T6処理により、溶体化処理後急冷することにより過飽和に固溶したCu, Mg, Znが、時効処理により微細に析出し強度を改善できる。
- 合金元素として作用するMgの量が不足すると、A2024よりも硬さが低下する。
- Al-Cu-Mg-Zn合金の場合は、A7075同等の硬さを得ることができる。
- 母合金よりも発泡体の硬さが低い(A2024)のは、Tiによるものであり、未発泡のTiH₂の顕著な違いは見られない。

炭素繊維強化材／軽量合金継手の耐食性評価

池庄司敏孝
東京工業大学



炭素系複合材と軽金属の接合体の電解腐食



CFRP製航空機におけるリベット接合

• CFRPの補修

- スカーフ継手による補修
 - CFRPの厚み・重量は変化しない.
 - パッチが大きくなる.
- リベットと当て金による補修
 - 厚みのあるCFRPの場合でもパッチは小さい.
 - リベット接合は実績がある.

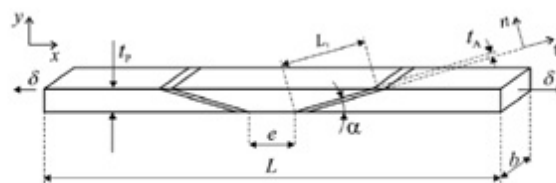
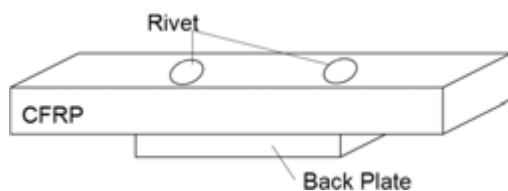
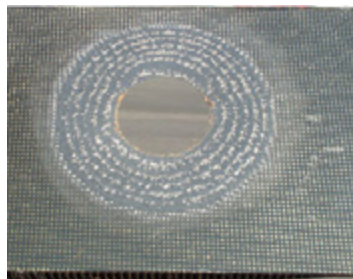


Fig. 2. Scarf repair geometry.



研究目的

CFRP / 軽金属のリベット接合部において

1. 接合部の耐食性の評価

- 腐食の種類の見極め
- 腐食する成分・材料組織の同定
- 腐食量の測定

2. 防食方法の開発

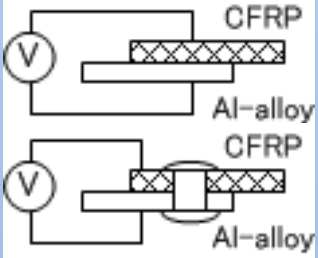
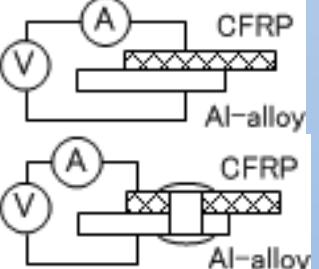
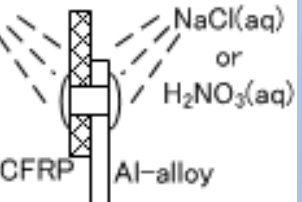
- 犠牲電極法

• 対象

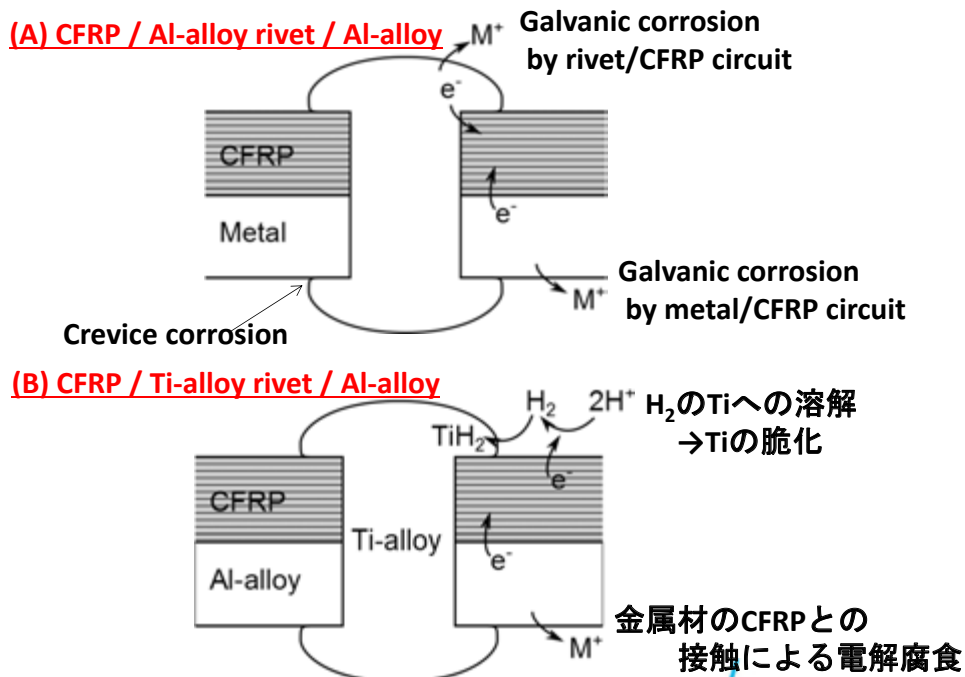
- Al合金リベット：A2000系, A5000系, A7000系
- Ti合金リベット：CP-Ti, Ti-6Al-4V
- ステンレス鋼リベット：SUH660 (A286)
- 環境：塩水, 硫酸, 硝酸



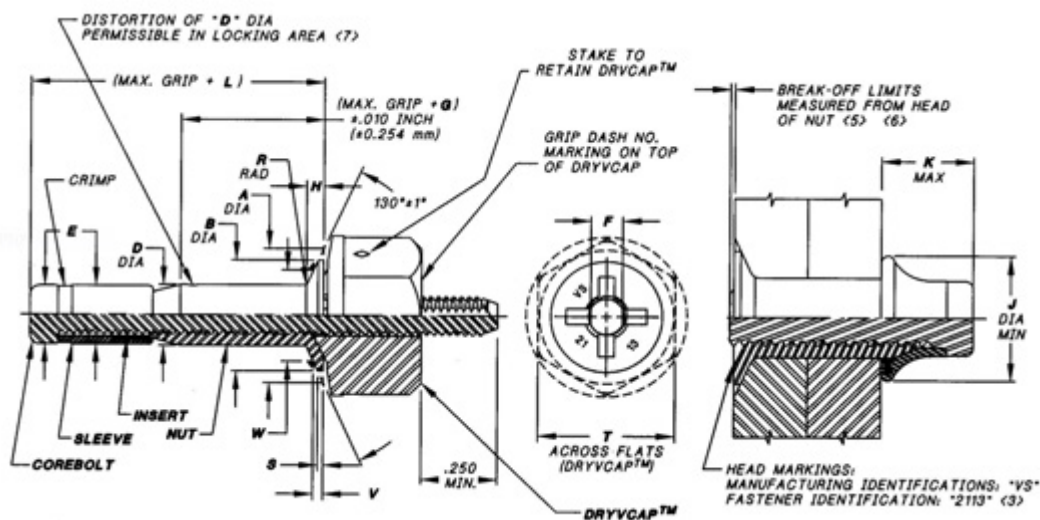
研究手法

(イ) 自然電位測定	(ロ) アノード分極曲線測定	(ハ) 腐食試験
		
<p>接合継手の自然電位を測定することにより、腐食が進行する度合いの優劣を大まかに推定する。</p>	<p>電位を印加・走査し、継手に流れる電流を測定する。このアノード分極曲線の測定を行うことで、金属表面で起こっている電気分解反応を推定することができる。</p>	<p>NaCl溶液中、硝酸溶液中、硫酸溶液中に接合体を浸漬し、一定期日のちに、減肉量等を測定する。</p>

リベット接合部の腐食



ブラインドボルト



Alcoa Accu-Lok™ II



航空機用ファスナの材質

Material			Strength	Ductility	Corrosion Resistance
Al-alloy	Pure Al	A1050, A1080	Moderate	Excellent	Good
	Al-Cu	A2017-T, A2024-T, A2117-T	Good	Good	Moderate / Bad Precipitation hardened
	Al-Mg	A5056-T		Hard	Good
	Al-Zn-Mg-Cu	A7075-T	Excellent	Hard	Moderate
Ti-alloy	αTi alloy	CP-Ti, 55Ti-45Nb (Ti/Cb)	Good	Moderate	Good, Firm oxide layer, Hydrogen embrittlement
	βTi alloy	Ti15-3-3-3 (15V-3Al-3Cr-3Sn)	Good	Moderate	
	α-βTi alloy	Ti-6Al-4V	Excellent	Hard	
Steel	Fe-25Ni-15Cr-1Mo	A286 (JIS SUH660)	Excellent at high temp.	Moderate	Good, SCC
Monel	63Ni-Cu		Moderate	Good	Good



CFRPの耐薬品性

アクリルの耐薬品性

薬品	(濃度)	条件	状態
硫酸	30%	常温浸漬	異常なし
"	98%	"	膨張軟化
塩酸	30%	"	異常なし
塩酸	36%	"	侵される
硝酸	10%	"	異常なし
沸化水素	40%	"	膨潤
クロム酸	40%	"	異常なし
蟻酸	90%	"	一週間で侵される
氷酢酸	98%	"	溶解
クエン酸	20%	"	異常なし
乳酸		"	三年間でやや侵される
砒酸		"	異常なし
無水酢酸		"	浸される

・マトリクス

- ・アクリル
- ・耐薬品性は高い。

・炭素繊維

- ・腐食は殆どしない。

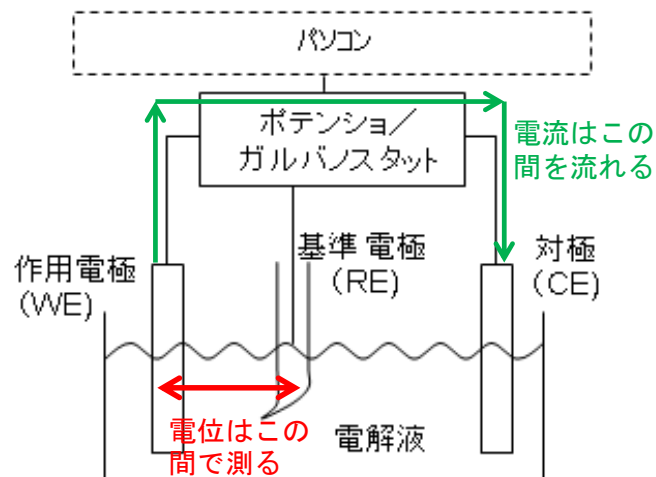
- ・強酸の存在下ではCFRPは劣化するとの研究もある。

- ・Mueller et.al, "Anodized titanium and stainless steel in contact with CFRP," Wiley InterScience, 2,Mar.(2007)



分極曲線測定

- ポテンショ・ガルバナスタットを用いて測定を行う。



①自然電位測定

作用電極に電圧も電流も印加していない状態で、基準電極に対する作用電極それぞれの電位の値（**自然電位**）を測定。

②分極曲線測定

その後、作用電極に電圧を印加・走査し、流れる電流を測定し、分極曲線を得る。

➤基準電極 Ag/AgCl sat. KCl (aq) ➤作用電極

➤対極 Pt

➤試験溶液 3%NaCl水溶液

・チタン合金Ti-6Al-4V

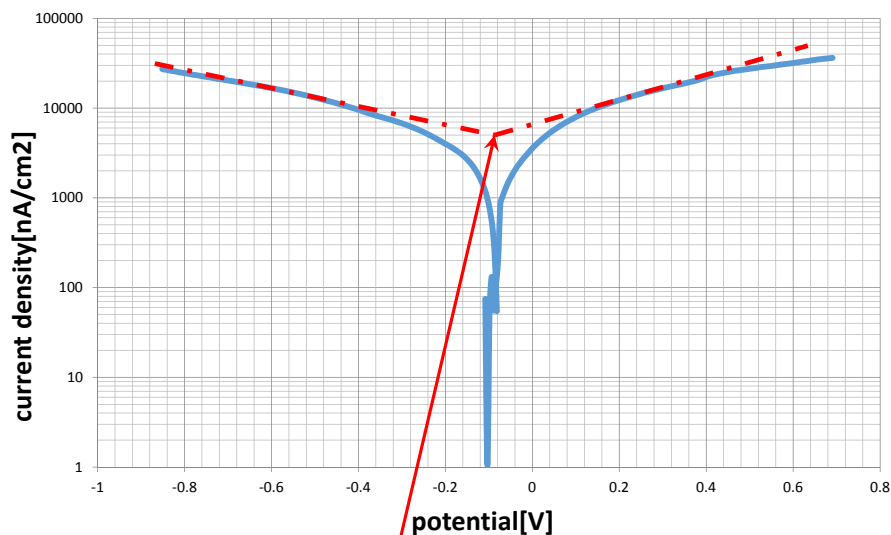
・アルミ合金A2024

・オーステナイトステンレス鋼SUH660

・CFRP



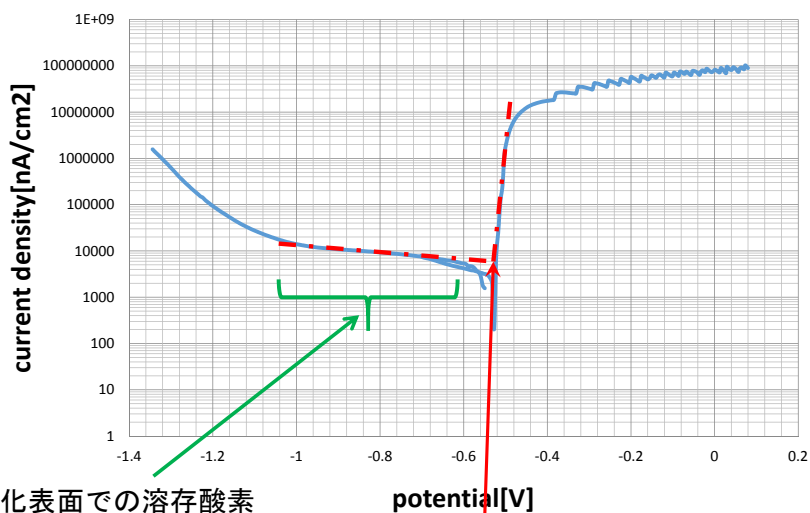
自然電位・分極曲線測定 作用電極 Ti-6Al-4V



自然電位：-0.08V



自然電位・分極曲線測定 作用電極 A2024

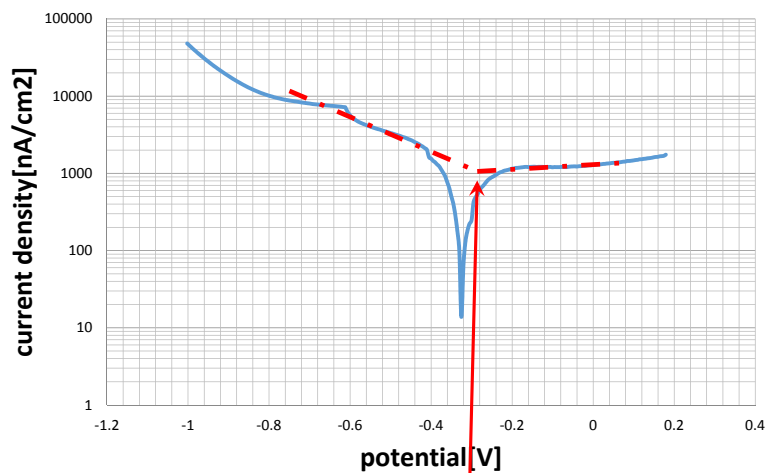


不動態化表面での溶存酸素
の還元反応などのカソード
反応が不活発なため

自然電位：-0.54V



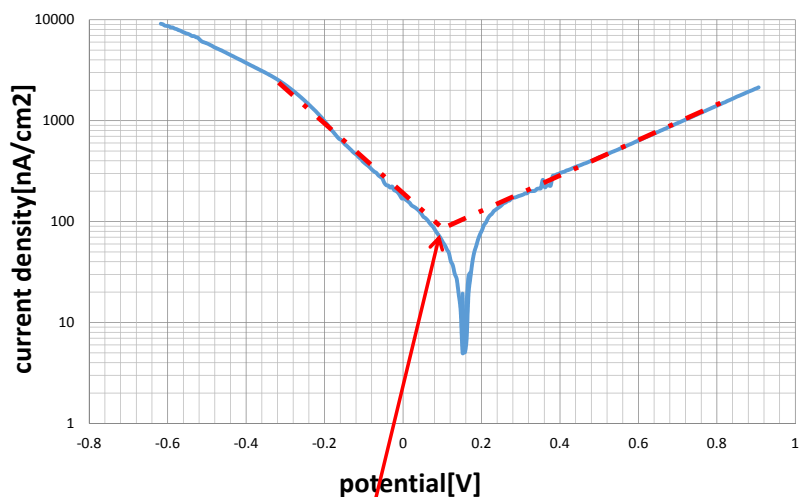
自然電位・分極曲線測定 作用電極 SUH660



自然電位 : -0.28V



自然電位・分極曲線測定 作用電極 CFRP



自然電位 : +0.12V



電気化学的性質の測定

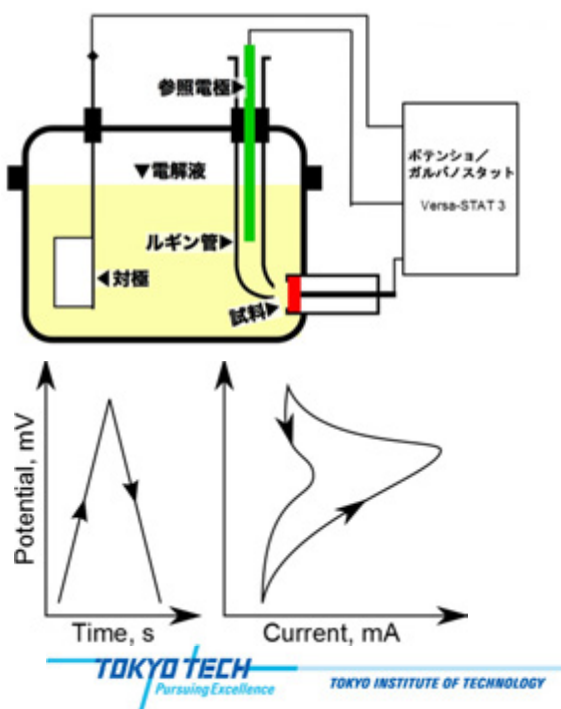
・作用極

- ・ 純Ti (TP340)
- ・ アルミ合金 (A2024)
- ・ オーステナイトステンレス鋼SUH660 (Fe-15Cr-26Ni-Mo-Ti-Al-V)
- ・ 試験面は研磨 (#1500)

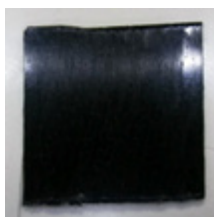
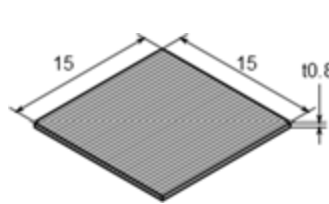
・ 0.5mol/l H_2SO_4 水溶液

・ 測定

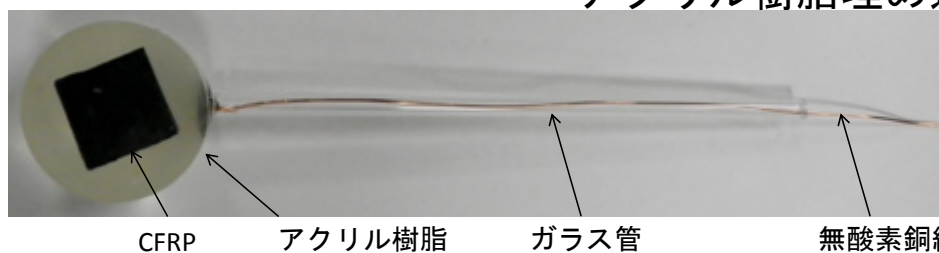
1. 自然電極電位
2. CV測定 (動的分極測定)
3. ガルバニック腐食測定
4. 定常分極測定



CFRP対極の作製



- ・ $V_f \cong 70\%$
- ・ 裏面にAl蒸着
- ・ 裏面に銅線をはんだ付
- ・ アクリル樹脂埋め込



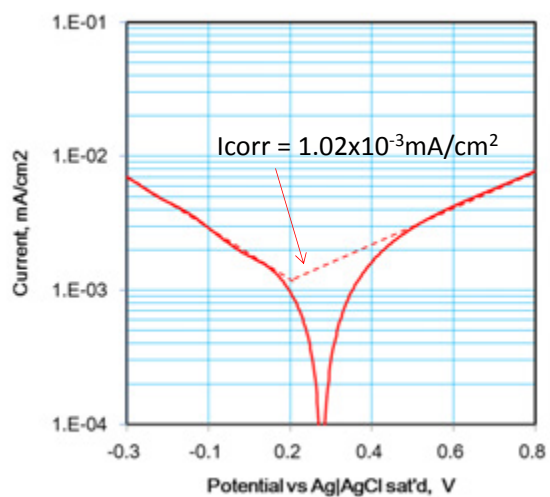
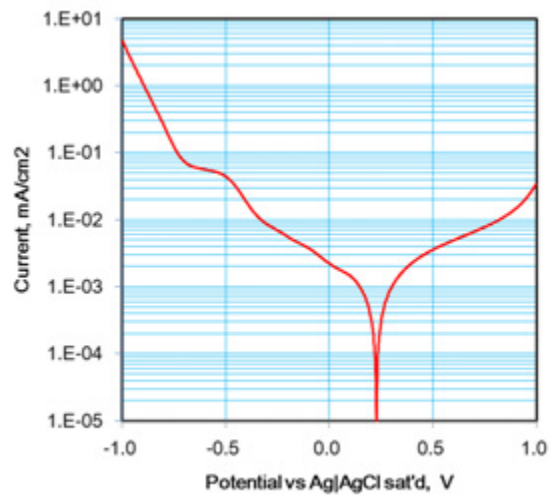
CFRP

アクリル樹脂

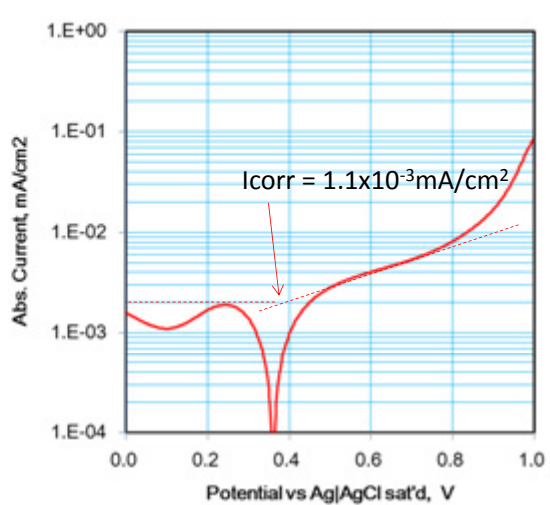
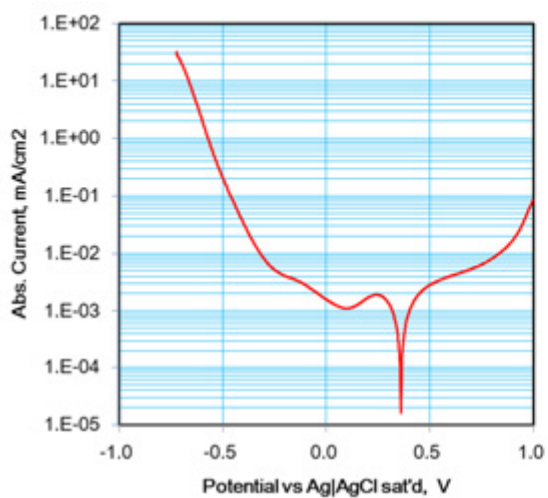
ガラス管

無酸素銅線

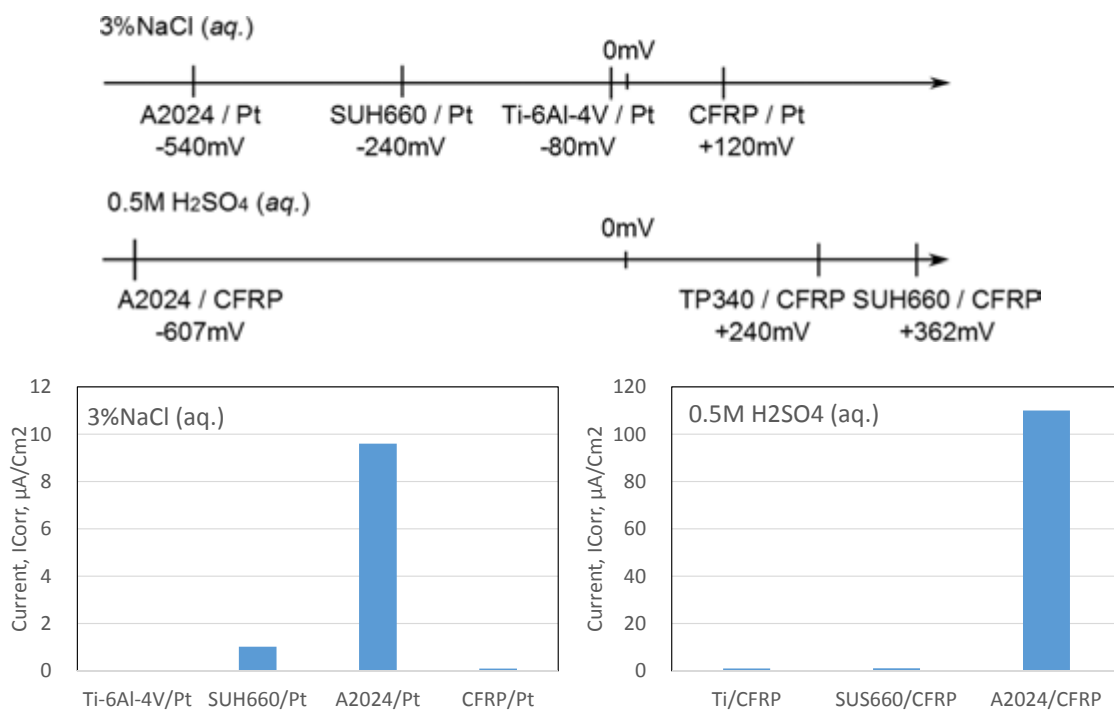
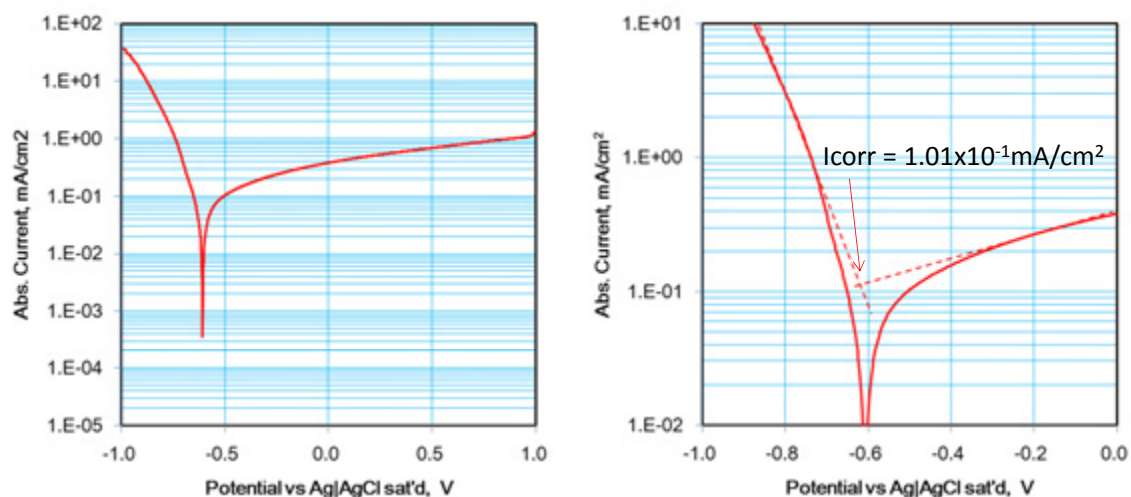
定常分極曲線 TP340



定常分極曲線 SUH660 (A286)



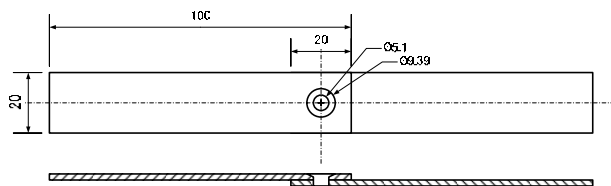
定常分極曲線 A2024



腐食試験

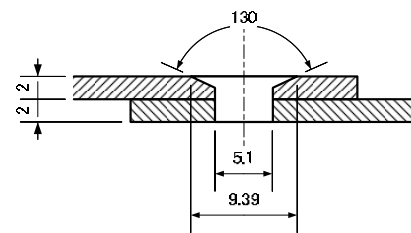
塩水噴霧試験

- 塩水噴霧試験 (JIS Z 2371)
 - NaCl (aq.) 50g/l, pH 6.5-7.2
 - 噴霧量
水平面積 80cm² 当たり 1.5±0.5ml/h.
 - 暴露時間
24h, 96h, 240h,
...腐食が発現するまで.

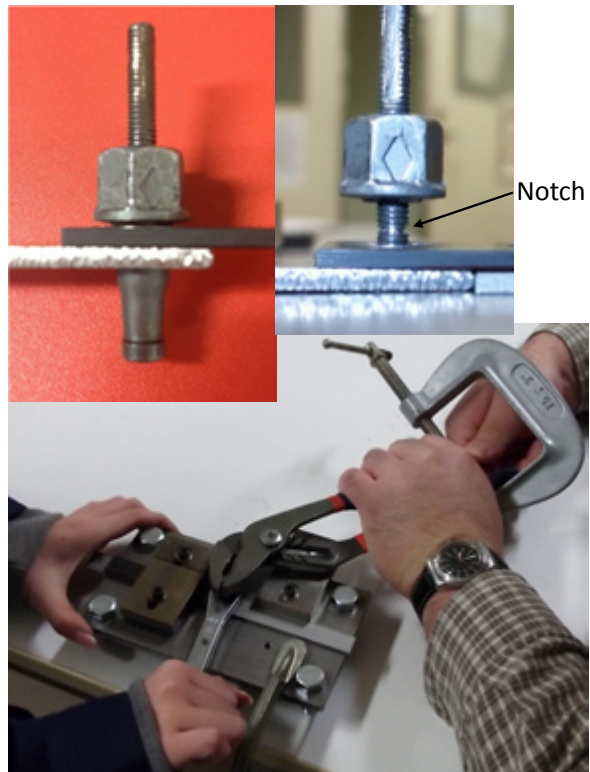
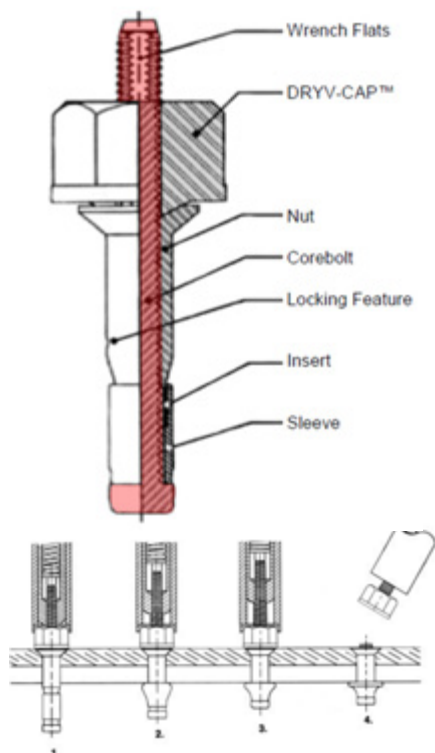


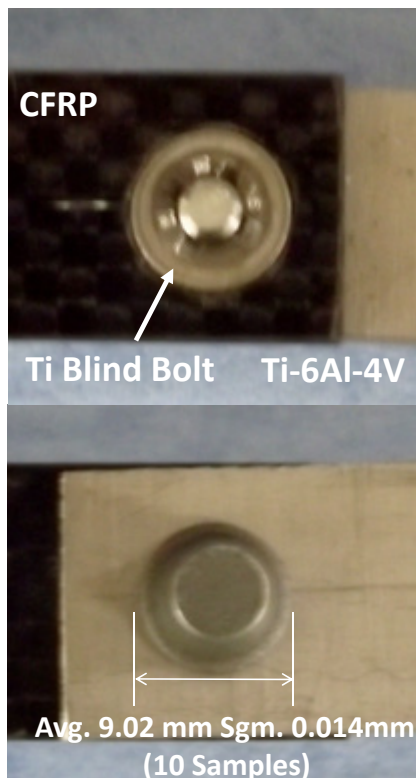
浸漬試験

- 3%塩水腐食試験
 - 24h浸漬×7
- 65%硝酸腐食試験
 - 48h浸漬×5
- 50%硫酸浸漬試験
 - 24h 浸漬



ACCU-LOCK II® Blind Bolt





3%NaCl (aq.) 24h @30°C浸漬試験

締結後トルク(仕様値) :

0.170 Nm

コアボルト : No.6-32 左巻き

→ 圧縮荷重 : 0.214 N

締結後の飛び出し部分

Break-off Limits

.000 — 0.100mm



TOKYO TECH
Pursuing Excellence
TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

塩水噴霧試験



TOKYO TECH
Pursuing Excellence
TOKYO INSTITUTE OF TECHNOLOGY

まとめ

1. CFRP/軽量合金のブラインドボルトによる結合を想定し，純チタン，チタン合金（Ti-6Al-4V），アルミ合金（A2024），耐熱鋼（SUH660）について，分極曲線測定を行った.
 1. 3%NaCl(aq.)中において対極をPtとした場合，
A2024 >> SUH660 > Ti-6Al-4V
の順で腐食しやすい.
 2. 0.5M H₂SO₄(aq.)中において対極をCFRPとした場合，
A2024 >> SUH660 > Ti-6Al-4V
の順で腐食しやすい.
2. 塩水噴霧試験（準備中）
3. 浸漬試験（準備中）





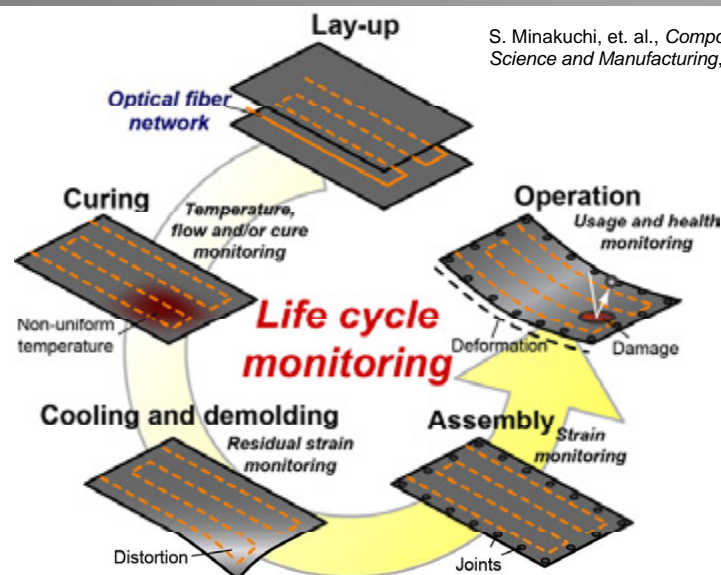
2012.12.7 JAXA航空プログラムグループ公募型研究報告会

埋込光ファイバセンサを用いた CFRP構造ライフサイクルモニタリング技術 構築に関する研究

水口 周, 武田 展雄
東京大学新領域

1/15

ライフサイクルモニタリング



全光ファイバセンシング情報を統合することで構造の健全性をより正確に評価

成形時に形状・材料特性が決定し

ライフサイクルを通したひずみ蓄積によって最終破壊に至るCFRPに有効

2/15

L型複合材部材

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



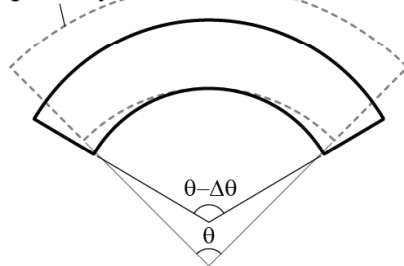
L型材は複雑形状を有する
複合材航空機構造で多用される

翼ボックス構造のコーナ部を構成する
主要な構造要素



成形後のスプリングイン変形

Original
geometry



- 複合材の異方性に起因する熱変形
- 主要因は面内方向と面外方向のCTEの差
 - ✓ 繊維が支配的な面内方向は小さなCTE
 - ✓ 樹脂が支配的な面外方向は大きなCTE
- 部材間の隙間や干渉が発生し、組立後に著しい応力が生じたり予期せぬ破壊の要因になる

3/15

L型複合材部材

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo

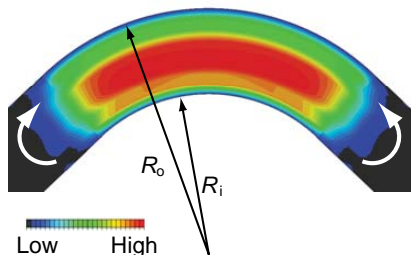


L型材は複雑形状を有する
複合材航空機構造で多用される

翼ボックス構造のコーナ部を構成する
主要な構造要素



運用時の面外方向応力



- 鋭い曲線形状のため運用荷重により面外方向（径方向）の引張応力が発生することがある
- 複合材の面外方向強度は面内方向強度と比較して著しく弱い（5%程度）、面外方向応力の発生は予期せぬ破壊につながりやすい

ライフサイクルにわたった面外方向のひずみ・応力変化が重要な挙動であり
光ファイバセンサに基づく内部ひずみモニタリング技術が構造の信頼性向上に有効

3/15

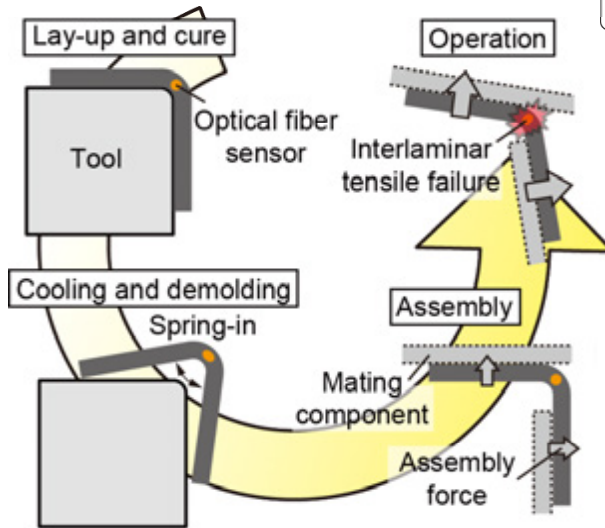
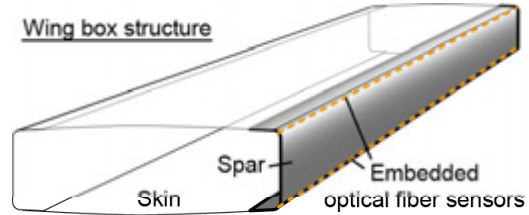
L型材ライフサイクルモニタリング

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



光ファイバセンサをL型材コーナ部長手方向に埋め込み、面外方向ひずみの変化履歴をライフサイクルにわたり連続して取得

Wing box structure



•光ファイバセンサの埋め込み位置は面外ひずみが支配的な厚さ方向中央

•成形時・脱型時のスプリングイン変形や運用時の層間引張破壊などに起因するひずみ変化を取得

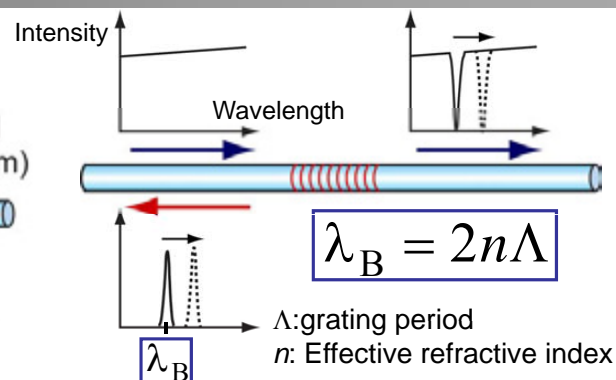
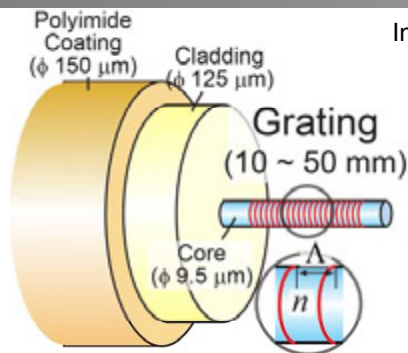
•L型材の品質・健全性保証あるいは設計法の改善などに有用な情報を取得することが可能

*S. Minakuchi, T. Umehara, K. Takagaki, Y. Ito, N. Takeda
Composites Part A, 48: 153–161 (2013)

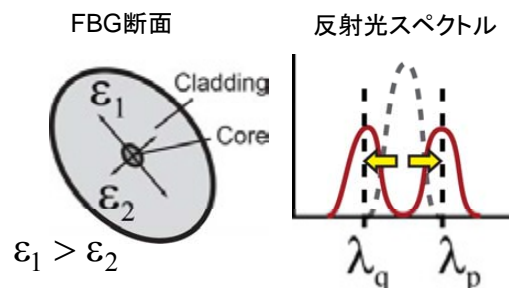
4/15

Fiber Bragg grating センサ

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



複屈折効果



$$|\lambda_p - \lambda_q| = k \frac{|\epsilon_1 - \epsilon_2|}{2} = k \epsilon_d$$

$$k = n_0^2 \lambda_0 (p_{12} - p_{11})$$

n_0 : 初期屈折率
 λ_0 : 初期中心波長
 p_{11}, p_{12} : 光弾性定数

FBGセンサの非軸対称ひずみから
L型材の面外方向ひずみを間接的に評価

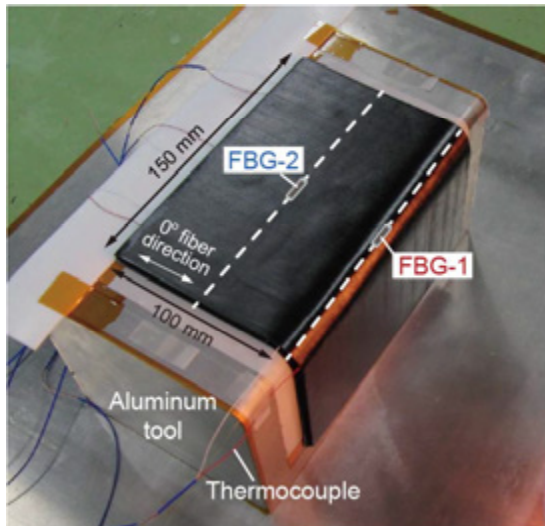
5/15

成形モニタリング

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



アルミ成型型上で積層された未硬化試験片



- 形状はASTM D6415 を参考に決定
- アルミ成型型コーナは角度90°および曲率半径 6.4mm
- 材料は 32 層の CF/epoxy prepreg T700S/2592 (Toray, $[0_4/90_4]_{2S}$)
- 2本のFBGセンサ (クラッド径 125 μ m, ポリイミド被覆径 150 μ m, センサ長 10mm)をコーナ部およびフランジ部の厚さ方向中央に埋め込み
- 供試体と成型型の間の摩擦を抑えるために2枚のテフロンフィルム(厚さ 0.1mm)を挿入
- 真空バッグ後にオートクレーブ内で3気圧 130°C環境下で硬化したのち冷却・脱型

異なる場所に埋め込まれた2本のセンサ応答を比較することで
コーナ部特有のひずみ応答を明らかにする

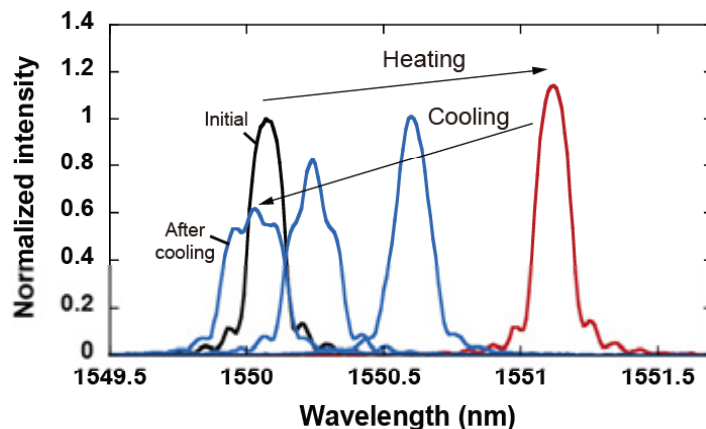
6/15

FBGセンサ応答

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



加熱中および冷却中に計測されたFBG反射光スペクトル



- 初期スペクトルは急峻な単一のピークを有した
- 加熱時にはFBGスペクトルは形状を保ったまま、温度上昇にともない高波長側にシフト
- また硬化中にもFBGスペクトルは有意な変化を示さなかった
- しかし冷却過程においては、FBGスペクトルは温度低下にともない短波長側にシフトすると同時に徐々に形状が崩れていった

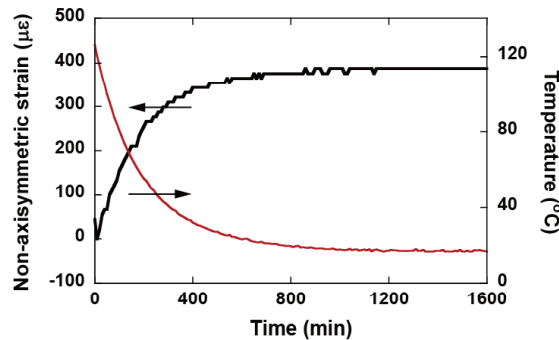
7/15

成形モニタリング結果

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo

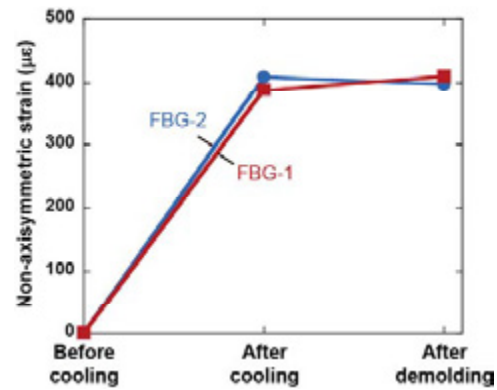


コーナ部に埋め込まれたFBG-1の
非軸対称ひずみ $\varepsilon_d = |\varepsilon_1 - \varepsilon_2|/2$



- 温度低下にともない、非軸対称ひずみが増加し、最終的に390μɛに収束
- フランジ部のFBG-2も同様のひずみ変化を見せたが、最終的な値は410μɛでありFBG-1よりも若干大きな値

2本のFBGセンサの
非軸対称ひずみの変化履歴

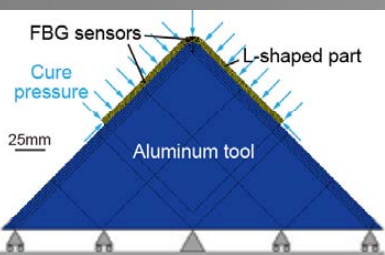


- 脱型過程において、コーナ部のFBG-1では非軸対称ひずみが20μɛ増加したのに対し、フランジ部のFBG-1では変化せず

8/15

有限要素解析(2次元モデル)

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo

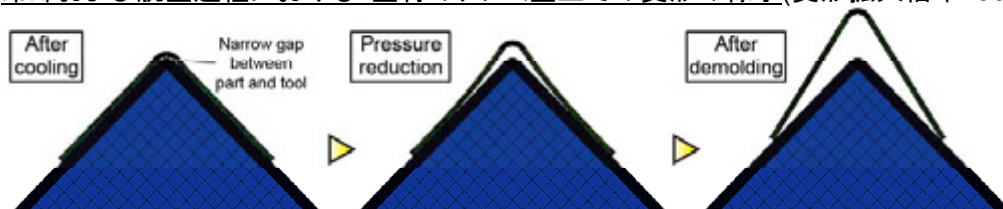


- 平面ひずみを仮定 ・接触干渉を定義
- 摩擦はゼロと定義(フィルム挿入を模擬)

解析手順

1. 成形圧力をL型材上面に負荷
2. 冷却過程のシミュレーション:
硬化温度から室温まで変化
3. 脱型のシミュレーション:
成形圧力を除荷

冷却および脱型過程におけるL型材のアルミ型上での変形の様子(変形拡大倍率: 50)



- 冷却後に熱収縮によりL型部材とアルミ成形型の間にわずかな隙間が生じたが、全体としては90°の形状を保持→成形圧がL型材の熱変形を拘束
- しかしその後の減圧過程において、変形拘束が緩まるにつれてL型部材は徐々に成形型から離れていき、コーナ角度が減少(スプリングイン変形)

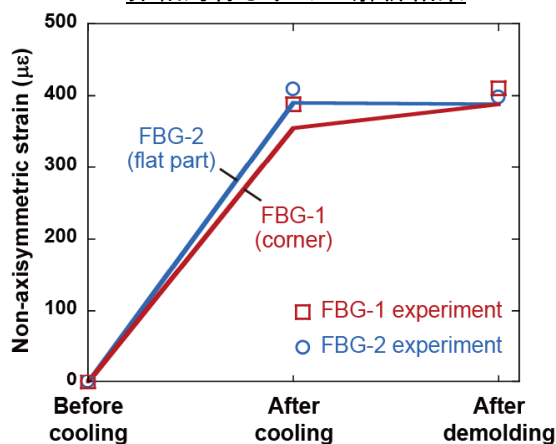
9/15

結果と考察

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



非軸対称ひずみの解析結果



•解析結果は実験値と良く一致

•脱型後に発生した非軸対称ひずみは複合材の異方性に起因

✓面内CTE(繊維支配)が面外CTE(樹脂支配)に比べて著しく小さい

✓スプリングイン変形発生の要因

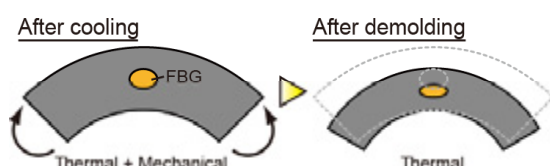
✓ひずみ値は積層構成のみによって決定されるので、2つのFBGで同じ値を示す

•冷却後のひずみ差は前述の成形圧による変形拘束に起因

✓成形圧とそれに対する成形型からの反力によりコーナ部に開口モーメントが負荷され、面外方向引張ひずみが発生

✓成形圧はフランジ部にはひずみ変化を発生させない

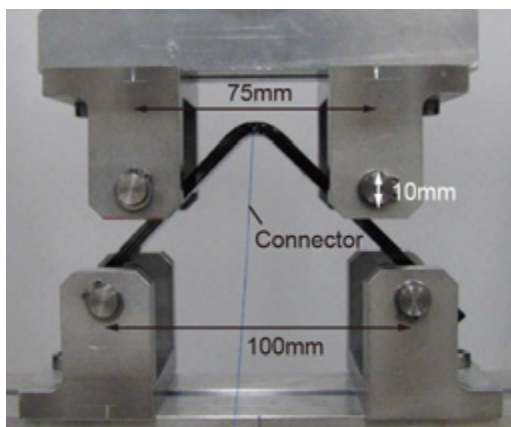
コーナ部とFBGセンサの変形



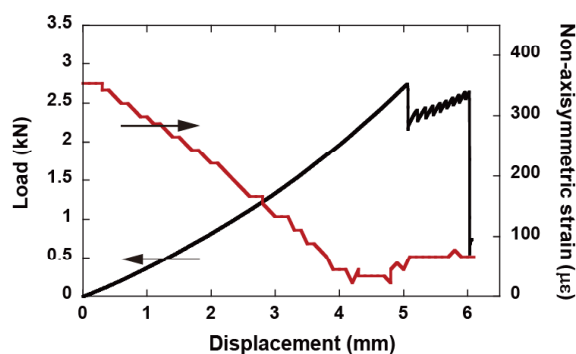
10/15

4点曲げ試験(運用過程を模擬)

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



荷重と非軸対称ひずみの変化



•荷重は幾何学的効果により非線形に増加したのち、コーナ部厚さ方向中央での面外引張破壊により急激な低下

•非軸対称ひずみはまず徐々に低下し変位4.5mmでゼロになったのち反転して増加

•最初の破壊以降はひずみはほぼ同じ値を保ち、荷重負荷点まで達する最終的な亀裂進展と同時にセンサ応答が消失

•変位速度: 1.0 mm/min

•25mm幅の試験片を切り出し光ファイバコネクタを再接続

✓光素子用自動調芯機を活用

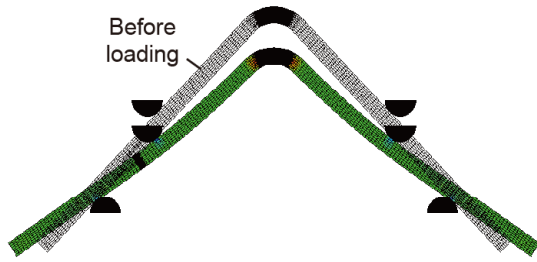
✓光損失は最小で0.2dB

✓補修やトリムの際にも利用可能

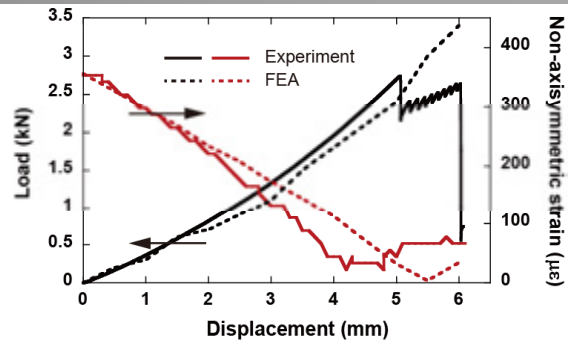
11/15

有限要素解析

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



+平面応力を仮定 +圧子とL型材間に接触を定義
+幾何学的非線形を考慮 +損傷モデルは未導入



解析は破壊以降を除き計測値と良く一致

計算されたFBGセンサの変形



- 初期には荷重負荷による面外引張りひずみが熱残留ひずみを打ち消す方向に働き、非軸対称ひずみが減少
- さらに荷重を負荷することで面外方向の力学的ひずみが優位になり、非軸対称ひずみが反転して増加

ライフサイクルモニタリング技術によりL型材のキーとなるひずみ変化を取得可能
・スプリングインの要因となる熱残留ひずみ ・破壊の要因となる力学ひずみ

12/15

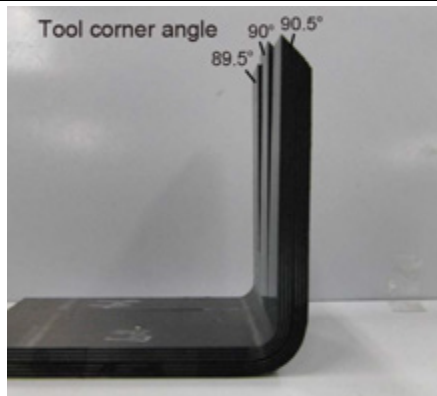
センサ応答に基づく品質保証技術

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



組立時のひずみ変化を用いることで組立品の強度を予測・保証する技術を構築

異なるコーナ角度を有する供試体3種



- 異なるコーナ角度(90.5°, 90° or 89.5°)を有するアルミ成型型を用いて3種の供試体を成形
- わずかな角度変化は製造上のばらつきや成形不具合によるゆがみを模擬
- すべてのL型材がコーナ部が90°の状態に組み立てられたのちに運用されると仮定
- 各供試体のコーナ部厚さ方向中央にFBGセンサを埋め込み

実験手順

1. 脱径後にコーナ角度を測定し4点曲げ荷重下で90°に角度矯正 (荷重はFEAで計算)
2. 擬似的な組み立て過程におけるひずみ変動をFBGセンサで計測
3. 矯正後に4点曲げ試験を実施し、組立L型材の強度を評価
(強度は最初の荷重低下があった荷重で定義)

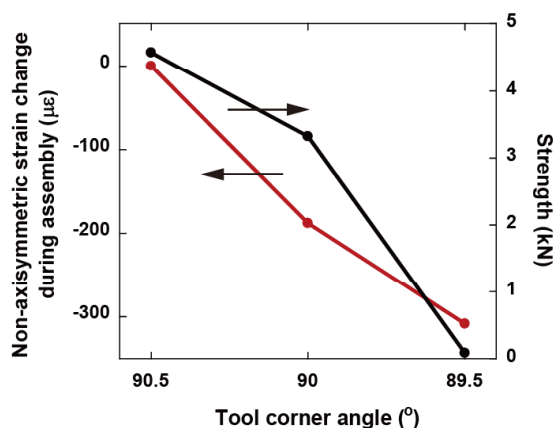
13/15

実証試験結果

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo

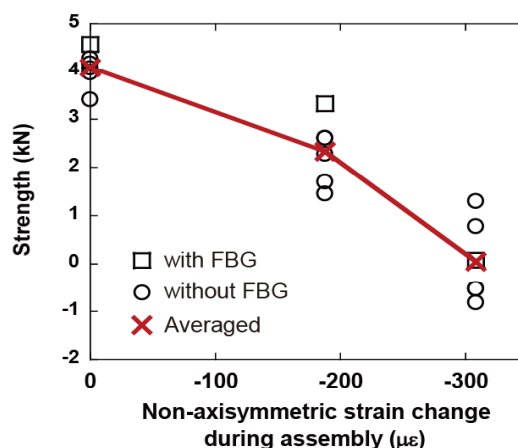


成形型角度に依存した
組立時の非軸対称ひずみ変化と強度



- 組み立てひずみと強度に正の相関
- 非軸対称ひずみの減少は、組立時の面外方向引張ひずみの発生を示唆

組立ひずみと強度の関係
ばらつき評価のための
追加試験(FBGなし)のデータを含む



組立時の非軸対称ひずみの減少量と
強度低下の平均値は比例

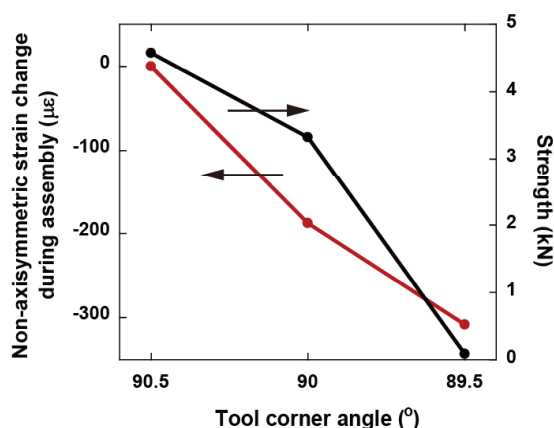
14/15

実証試験結果

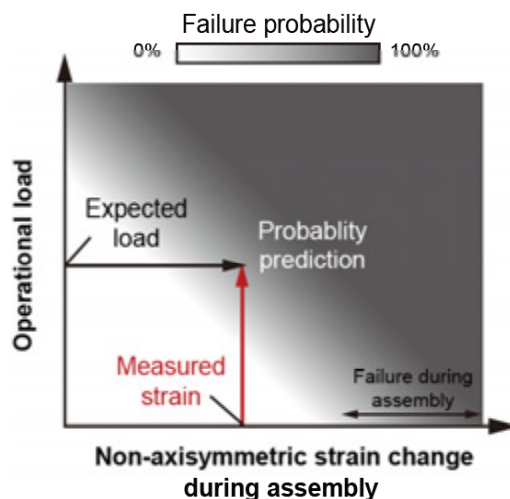
Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



成形型角度に依存した
組立時の非軸対称ひずみ変化と強度



強度予測手法



運用過程における予期せぬ破壊を回避可能

従来NDIの損傷情報とライフサイクルモニタリングシステムのひずみ情報を
組み合わせることで、より正確な品質保証と構造信頼性の向上が可能

14/15

まとめ

Smart Composites
System lab.
The University of Tokyo



L型複合材のライフサイクルモニタリング技術を実証

- FBGセンサをコーナ部厚さ方向に埋め込むことで、スプリングインの要因となる熱残留ひずみおよび破壊につながる面外方向引張ひずみを感度良くモニタ可能
- 組立時のセンサ応答を用いた組立品の強度予測・品質保証技術を構築

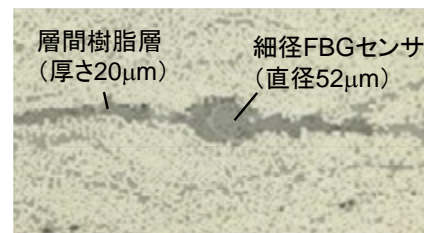
今後の予定

成形時の光ファイバセンサ応答を用いて
複合材料成形状態の可否を予測する技術



ライフサイクルモニタリング技術の高度化

層間樹脂層に埋め込んだ細径FBG



成形時の非軸対称ひずみ変化量と
層間破壊靱性値に正の相関

APG 公募型研究報告会資料

謝辞

JAXA 航空プログラムグループ (APG) では、ソニックブーム低減、離着陸騒音低減、軽量化、低抵抗化の 4 つの技術課題に重点化した「静粛超音速機技術の研究開発 (S3)」計画を推進し、特に低ソニックブーム設計技術については、実験機を用いた飛行実験による設計概念実証プロジェクト (D-SEND) を 2010 年度より本格的に進めている。本研究開発計画では、各技術課題に対して具体的な数値目標を設定し、その達成のために多角的に研究テーマに細分化して効率的に研究を進めているが、JAXA 内の人的リソース不足に関連して国内の大学等の研究ポテンシャルによる研究連携の強い必要性を感じ、これまでの個別的な共同研究や委託研究での対応以上に、さらに研究連携の拡大を実現させるため、2010 年度に APG として新たな公募型研究制度の導入を促した。S3 計画ではその第 1 号として 14 件の研究課題 (研究テーマ) を提案し、17 件の応募に対して最終的に 10 件を採択し、本公募型制度の新たな枠内で共同研究並びに委託研究の実施に至った。

今回の報告会は、APG 超音速機チームとしては 3 か年研究の 3 回目で、締めくくりの会にあたるが、既に 2 年以上の研究進捗があることから、成果報告としては技術的にもかなり詳細な説明と深い議論がなされ、関係者への有益な情報提供になったものと感じる。また S3 計画の目標達成への見通しが得られたことも本計画を推進する同チームとしても大変有意義であった。同チームが航空本部機体システム研究グループとなり、後継研究の今後のますますの進展を期待したい。関係各位のご協力に感謝申し上げます。

D-SEND プロジェクトチーム長
(前・超音速機チーム長)

吉田憲司

APG 公募型研究報告会資料

謝辞

JAXA 航空プログラムグループ (APG) では、次世代の国産旅客機の開発に必要な技術の研究開発のために、「国産旅客機高性能化技術研究開発」事業を行っている。これに対応するために、先行的な技術研究を推進している。今般、平成 22 年度より施行されている、APG 公募型研究制度の枠組みを利用し、大学、企業等 JAXA 外部の研究ポテンシャルを利用しての効果的研究開発の推進を計画し、平成 23 年度に JAXA より、「国産旅客機高性能化技術研究開発」にかかわる 6 件の研究課題（例示として 7 研究テーマ）を提案し、大学、企業より 15 件の応募を受け、最終的に 9 件を採択した。

今回の報告会は、「国産旅客機高性能化技術研究開発」テーマとしては 2 年度目のものであり、各研究課題に対し着想の異なるアプローチとその検討結果が紹介され、活発な質疑応答がなされた。必ずしも十分な研究費ではないものの、各テーマとも工夫をこらした研究計画となっており、最終年度の報告会が楽しみとなる結果となった。今後の研究の進展を期待したい。関係各位のご協力に感謝申し上げます。

事業推進部長
(前・環境適合機体技術チーム長)
大貫武

