



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-13-009

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

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

2014年2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23年度は、新たに「国産旅客機高性能化技術研究開発」を対象に公募し、15件の応募がありました。採択されました研究課題のうち契約に至った9件について、平成23年12月9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。

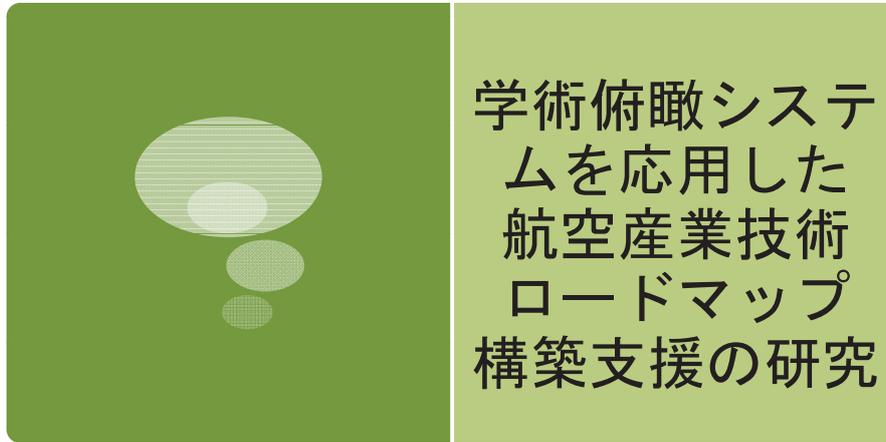
JAXAの目指している「国産旅客機高性能化技術研究開発」の一端を理解していただくための資料として活用していただければ幸いです。

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

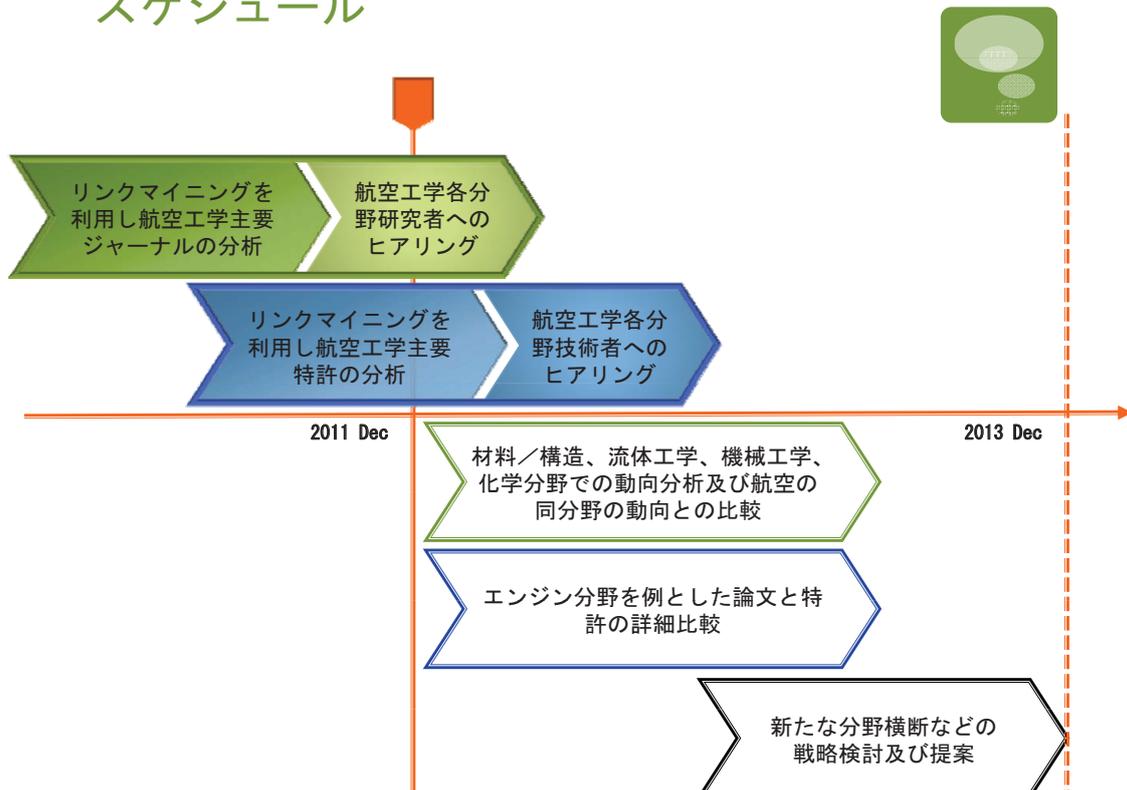
1. 学術俯瞰システムを応用した航空産業技術	
ロードマップ構築支援の研究	1
	中村 裕子 (東京大学)
2. CNT単分散化によるチタンの静的・動的強度	
および耐熱性の向上に関する研究	11
	○近藤 勝義、梅田 純子 (大阪大学)
3. 計測ひずみによるCFRP翼構造の	
荷重・応力同定と損傷モニタリング	21
	福永 久雄 (東北大学)
4. 連続炭素繊維強化複合材料への熱可塑性	
プラスチック適用による超高速成形法の確立	31
	○小林 訓史 (首都大学東京)、森本 哲也 (JAXA)
5. 鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究.....	47
	佐久間 淳 (東京農工大学)
6. 航空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	57
	○鈴木 進補、中江 秀雄、野中 由寛、福井 貴明 (早稲田大学)
7. 炭素繊維強化材／軽量合金継手の耐食性評価.....	65
	池庄司 敏孝 (東京工業大学)
8. 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	71
	水口 周 (東京大学)
9. 実現可能性を重視した環境適合型旅客機概念検討.....	83
	中橋 和博、佐々木 大輔、○大清水 道也、橋本 成泰 (東北大学)
	(所属は発表当時)

平成 23 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

スケジュール





厳しい運航事業競争

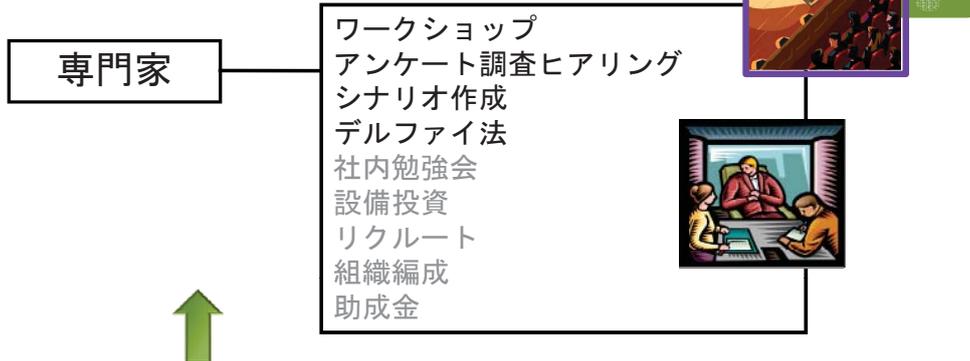
環境問題への責任



国産航空機競争力の向上
さらに
311から考える国家安全

イノベーションのための
技術ロードマップ
及び
分野横断型
Collective Action促進
の重要性

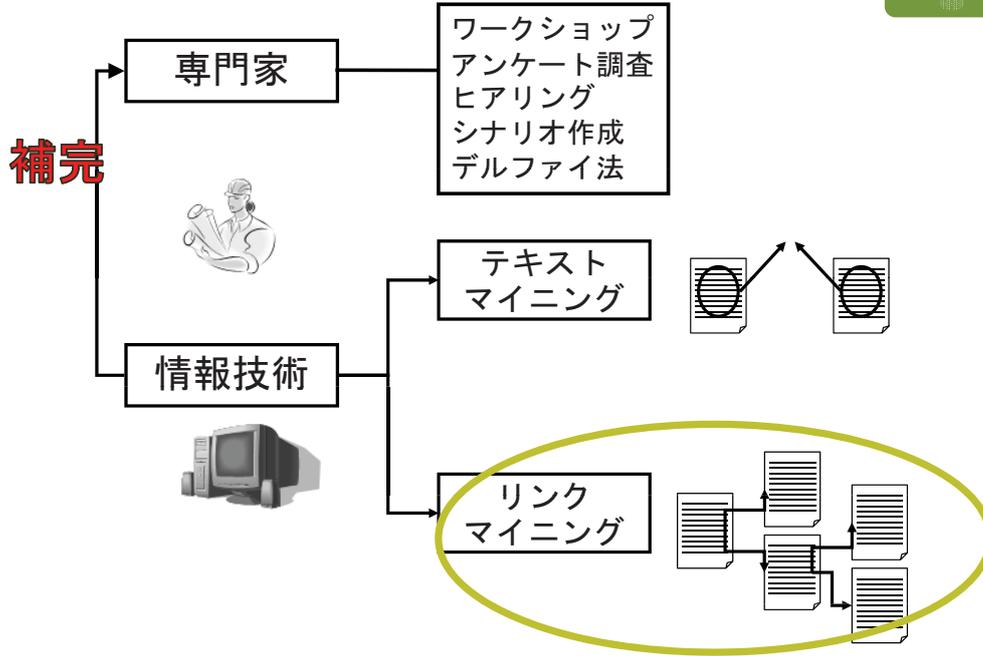
ロードマップ作成／分野横断型協力
従来の仕掛け方法



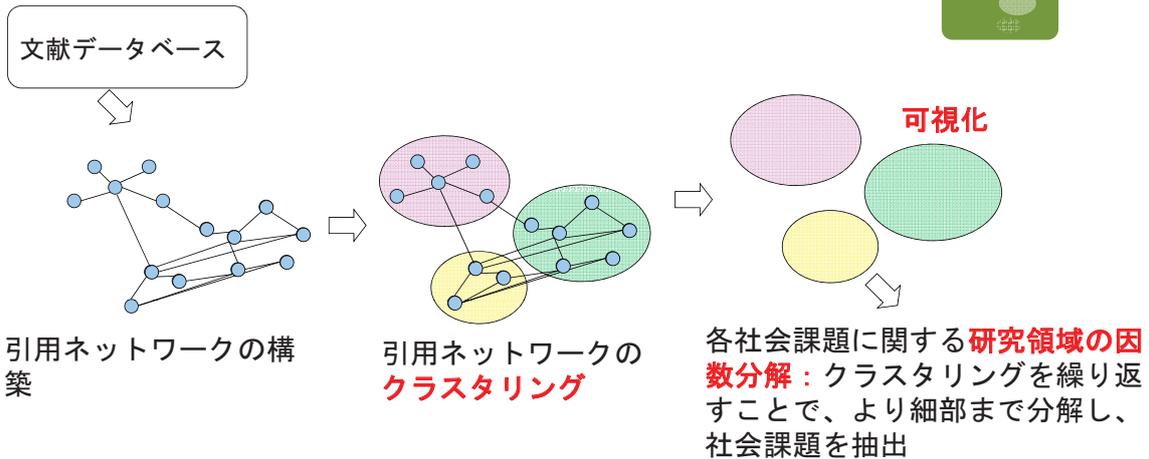
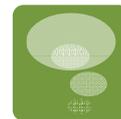
障害 ... **エフェクティブ** but アンエフィシエント

- 時間
- 網羅性、優先順位
- 文化、慣習
- 評価、論文化
- 基金(サイズや継続性)
- 雇用、昇進
- 認知、見える化

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

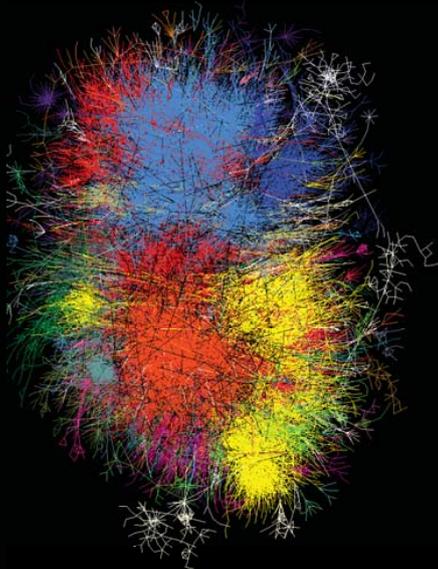
- Boyack et al. *JASIST* (2002)、Börner et al. *ARIST* (2003)、Chen, *JASIST* (2006…)
- 学術論文分析では、トムソン・ロイター社のデータベースを用い論文データを取得

今回分析をおこなった書誌情報：航空宇宙工学トップ雑誌（トムソン・ロイター社Web of Science）

PROGRESS IN AEROSPACE SCIENCES	1977 - May 2011: 274
ESA BULLETIN-EUROPEAN SPACE AGENCY	1979 - May 2011: 1,909
IEEE AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS MAGAZINE	1994 - Aug 2011: 1,773
JOURNAL OF GUIDANCE CONTROL AND DYNAMICS	1982 - J/A 2011: 4,963
AIAA JOURNAL	1963 - Aug 2011: 19,665
JOURNAL OF PROPULSION AND POWER	1985 - J/A 2011: 3,806
PROCEEDINGS OF THE INSTITUTION OF MECHANICAL ENGINEERS PART G-JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING	1994 - Sep 2011: 904
JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING	1994 - Jul 2011: 486
AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY	1997 - J/A 2011: 873
MICROGRAVITY SCIENCE AND TECHNOLOGY	1994 - Jun 2011: 763
JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS	1965 - J/A 2011: 7,596
JOURNAL OF AIRCRAFT	1977 - M/J 2011: 7,345
JBIS-JOURNAL OF THE BRITISH INTERPLANETARY SOCIETY	2002 - N/D 2009: 408
ACTA ASTRONAUTICA	1974 - S/O 2011: 6,469
AERONAUTICAL JOURNAL	1968 - Aug 2011: 3,156
SMART MATERIALS & STRUCTURES	1995 - Jul 2011: 2,949
COMPOSITES SCIENCE AND TECHNOLOGY	1985 - Jul 2011
COMPOSITES PART A-APPLIED SCIENCE AND MANUFACTURING	1996 - Sep 2011: 7,856
JOURNAL OF TURBOMACHINERY-TRANSACTIONS OF THE ASME	1985 - Oct 2011: 2,232

Top Impact Factor

主要ジャーナル計算結果



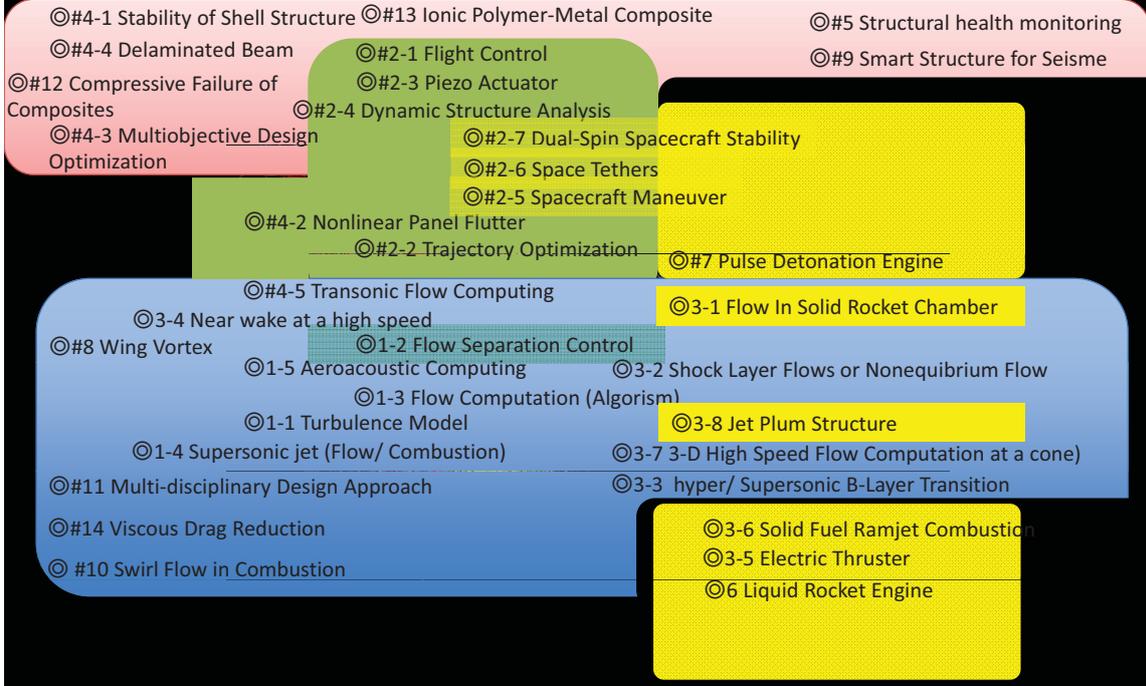
本分析であつかった書誌情報は、2011年9月に取得した73,451件の論文情報。

そのうち、32,078件の論文が最長連結成分としてつながり、この成分に対してクラスタリングを施した。Newmans法によって、282ものクラスターに分解された。

テキストマイニング (tfidf分析) により抽出された各クラスターの主要キーワード、及び主要論文のタイトル/アブストラクトなどから、各クラスターのタイトル付けを行った。

俯瞰図でのクラスターの位置は、クラスター間の引用頻度による。

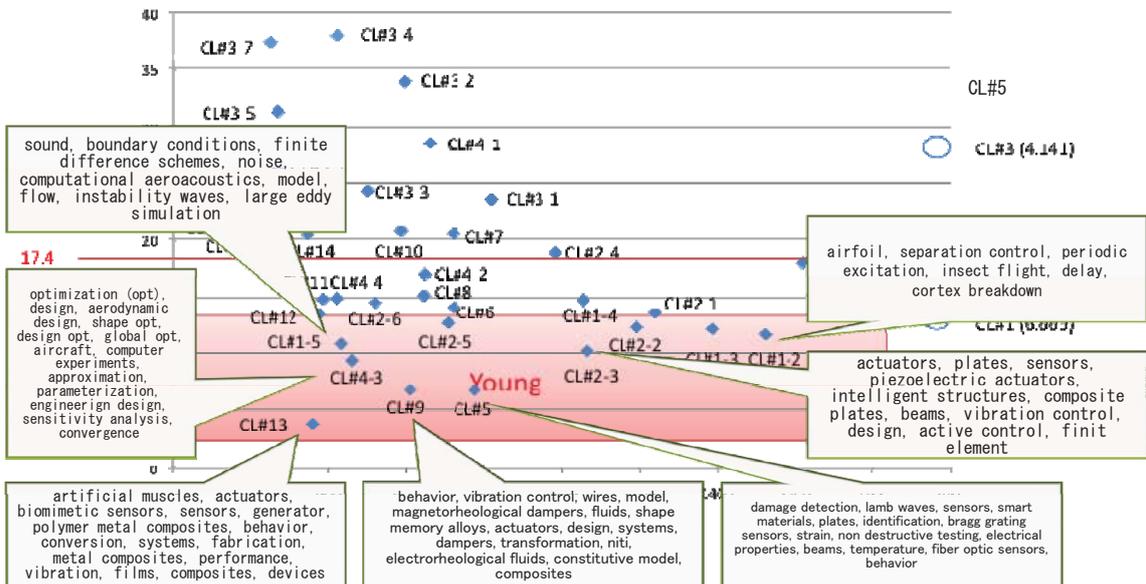
主要ジャーナル俯瞰分析結果



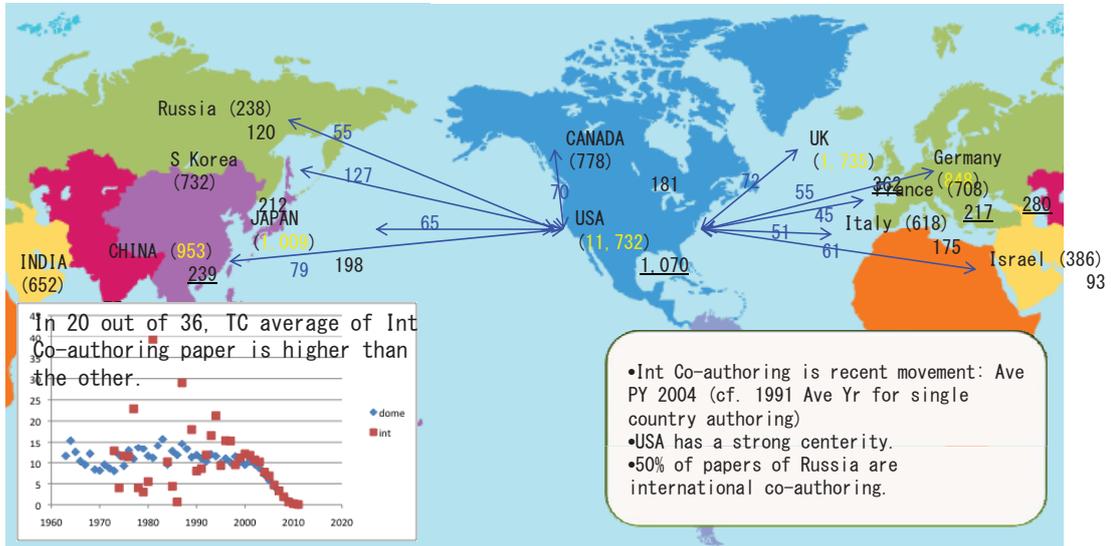
トレンド俯瞰

Materials, Intelligent Structures and Design Optimization are new communities.

Average Age (2011 base) CL Size



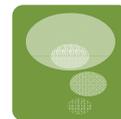
国際交流の実績俯瞰



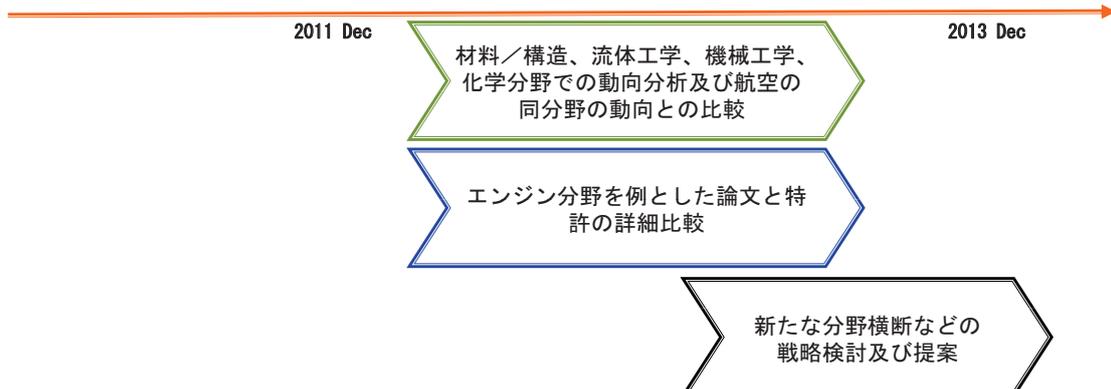
Yellow Number: Top 5 Countries
 Under Bar: Top 5 International Co-authoring Countries
 Blue Array: Top 10 International Co-authoring Pairs

Country (# of Papers in MC)
 # of International Co-authoring Papers

今後

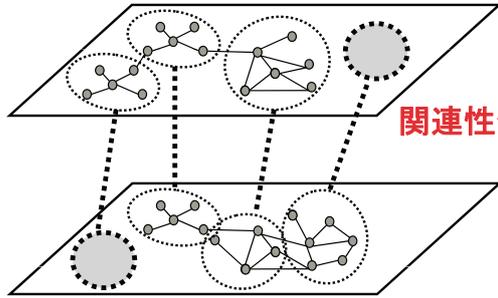


- 今存在しない繋がりを創出するために…
 - 分析データの範囲の拡大（流体工学etc）
 - いくつかの分野について詳細分析（morphing等）
 - 特許との比較



社会課題と技術の関連性分析手法 (航空特許俯瞰分析実行中)

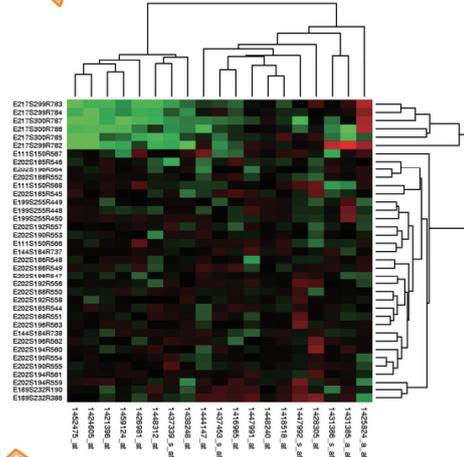
エンジン分野を例とした論文と特許の詳細比較



関連性分析

		社会課題	
		有り (顕在)	無し (潜在)
技術	有り (保有)	A	B
	無し (非保有)	C	D

マトリックス表示



結果の解釈

本分析ツールの研究戦略立てへの応用例

新たな分野横断などの
戦略検討及び提案

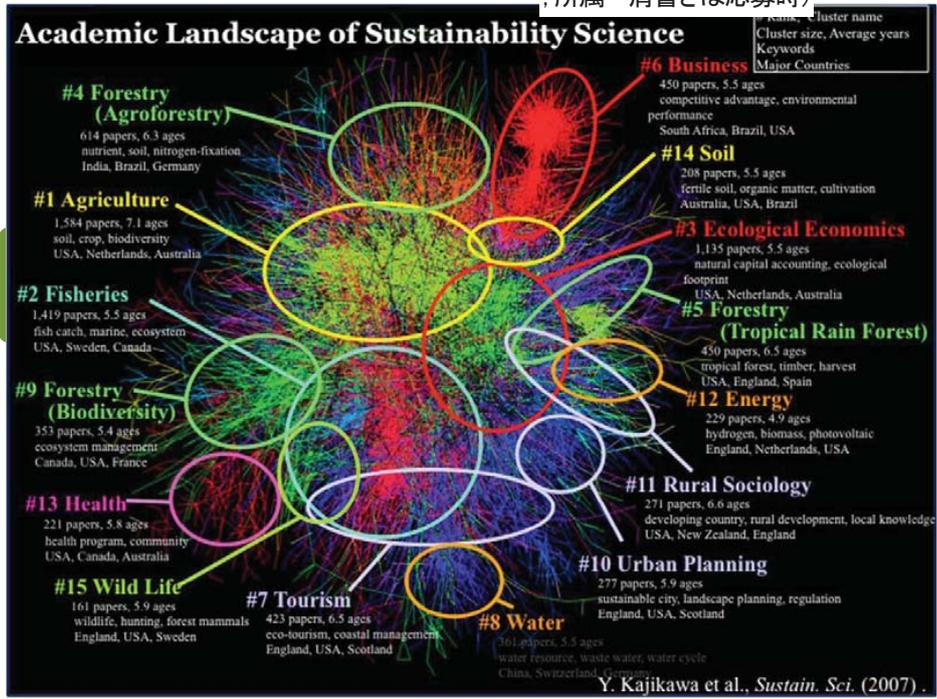


事例紹介:

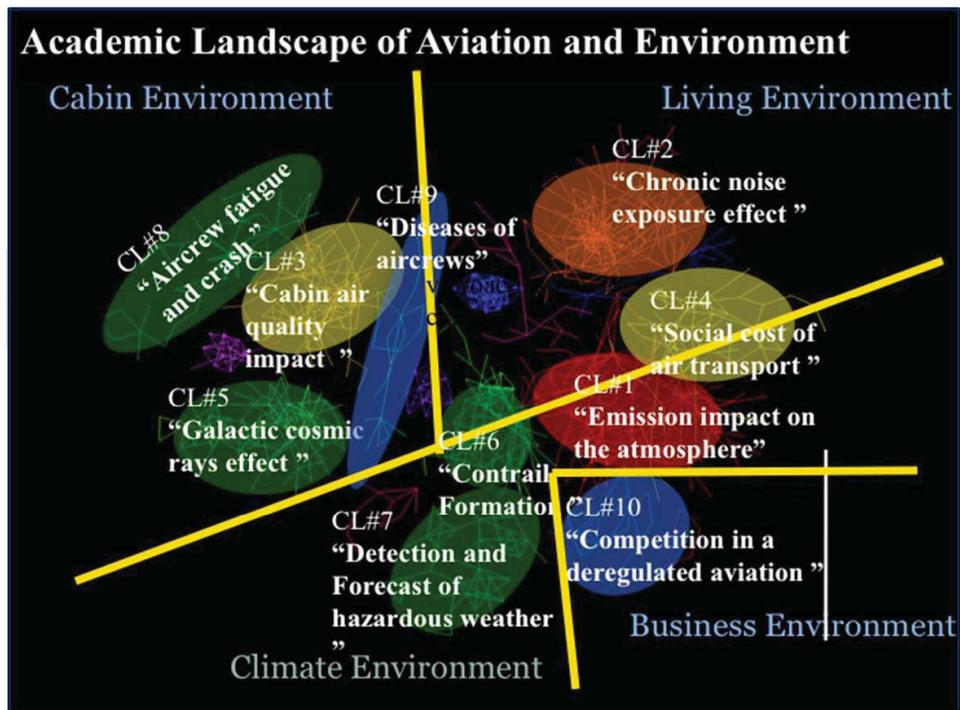
エアバスビジネスコンテスト
航空宇宙工学専攻の学生チーム

社会課題としてのサステナビリティ

(所属・肩書きは応募時)

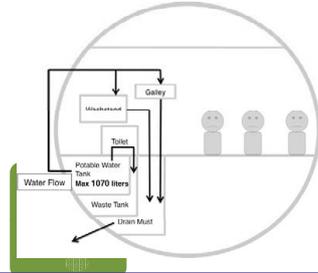


航空における環境技術

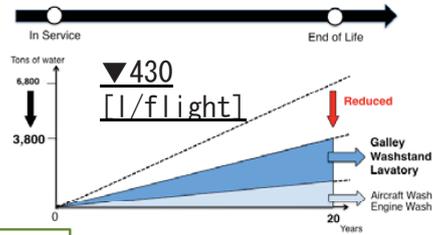


キャビン環境×水

キャビン内における水利用の現状



システム導入の効果



提案システム

•キャビン内の水の回収

•手洗い水のリサイクル

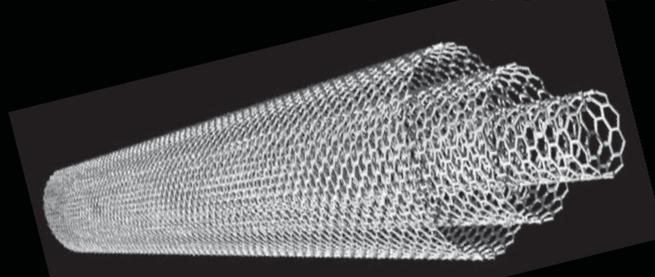
•アンビエント空調



ご清聴ありがとうございました。

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 (2011年12月26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

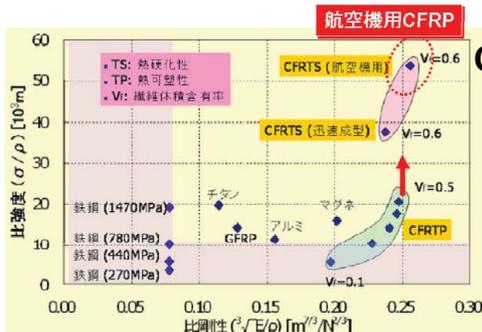


大阪大学 接合科学研究所
近藤勝義・梅田純子

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



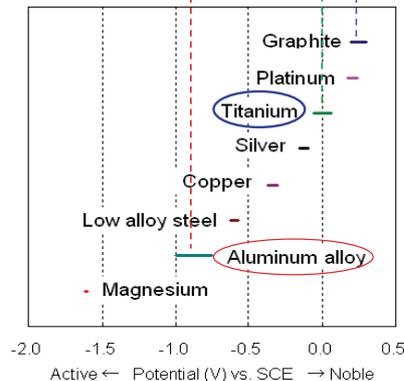
Titanium and its alloys necessary for weight reduction of airplanes



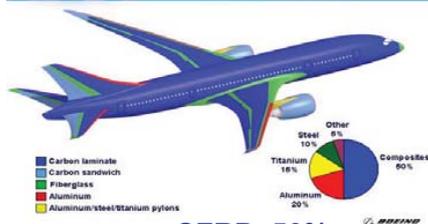
CFRP:

Specific high Young's modulus + strength
→ Fuel efficiency improvement
and CO₂ gas emission reduction

Surface potential difference, V_{SPD}



787 Composite Solutions Applied Throughout the 787

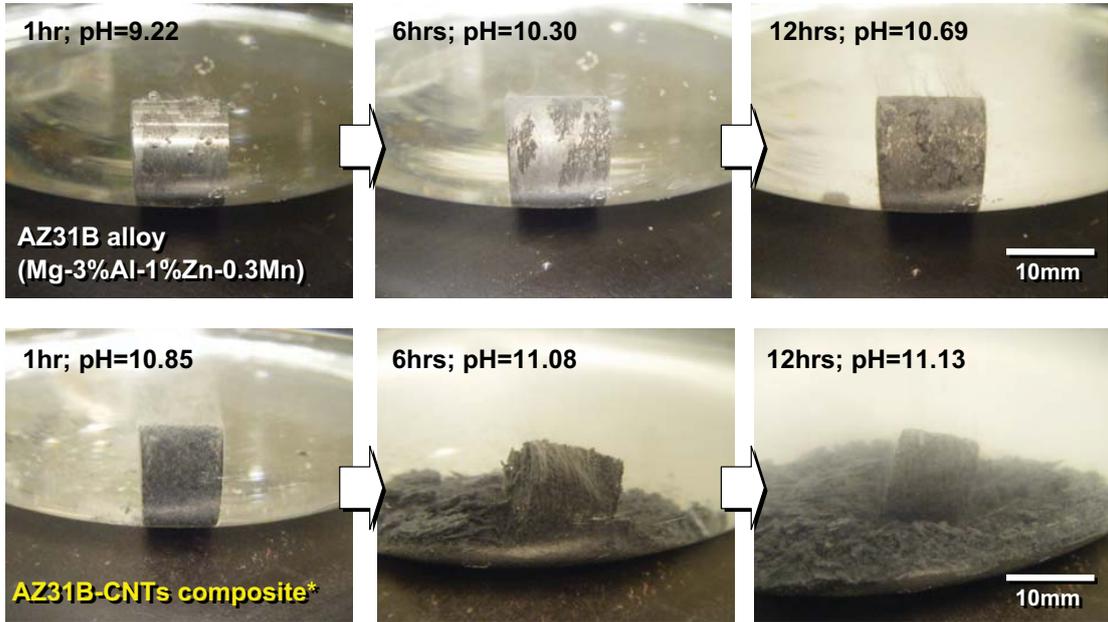


CFRP~50%
Al~20%, Ti~15%

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Titanium and its alloys necessary for weight reduction of airplanes



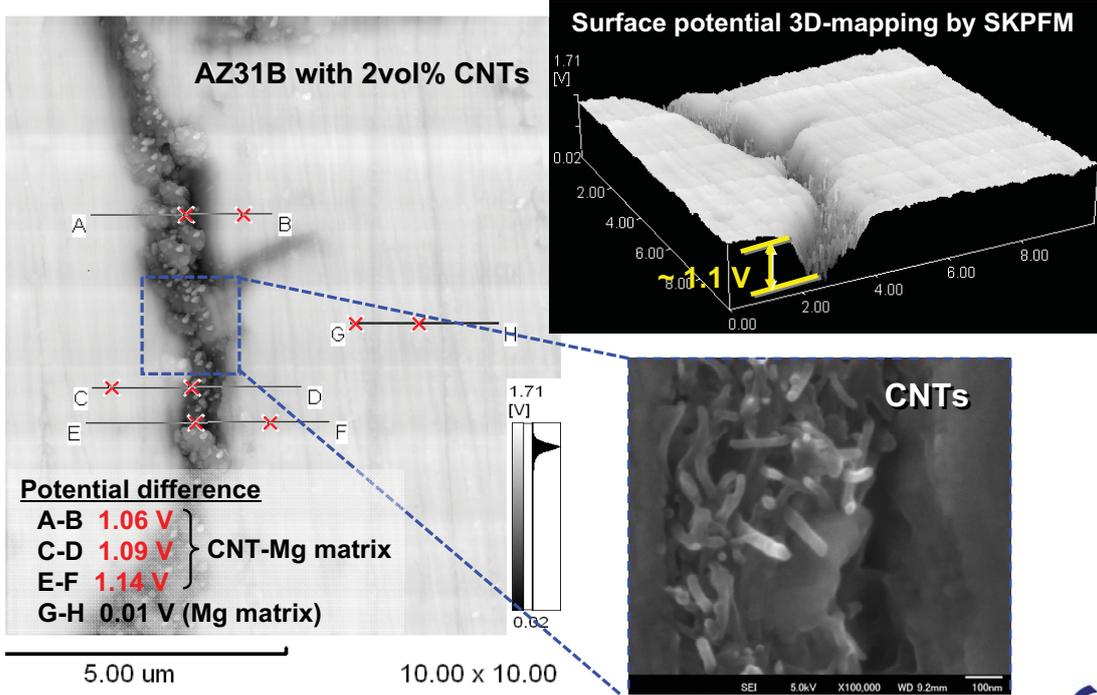
• Salt water immersion test at 35C (NaCl concentration; 3%)

*H. Fukuda, J. A. Szpunar, K. Kondoh, R. Chromik, Corrosion Science, 52, (2010), 3917-3923.

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



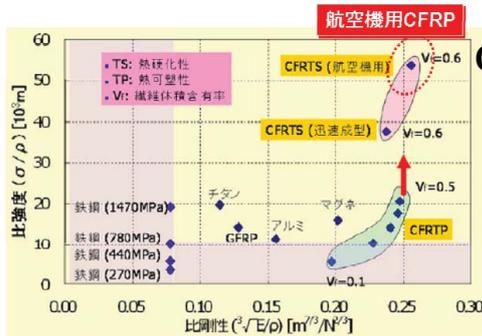
Titanium and its alloys necessary for weight reduction of airplanes



Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



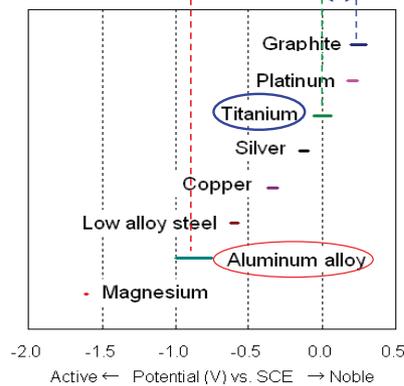
Titanium and its alloys necessary for weight reduction of airplanes



CFRP:

Specific high Young's modulus + strength
 → Fuel efficiency improvement
 and CO₂ gas emission reduction

Surface potential difference, V_{SPD}



Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



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

【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、さらには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15~20mm, 全長3m以上のプロトタイプ素材の試作および特性評価

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY

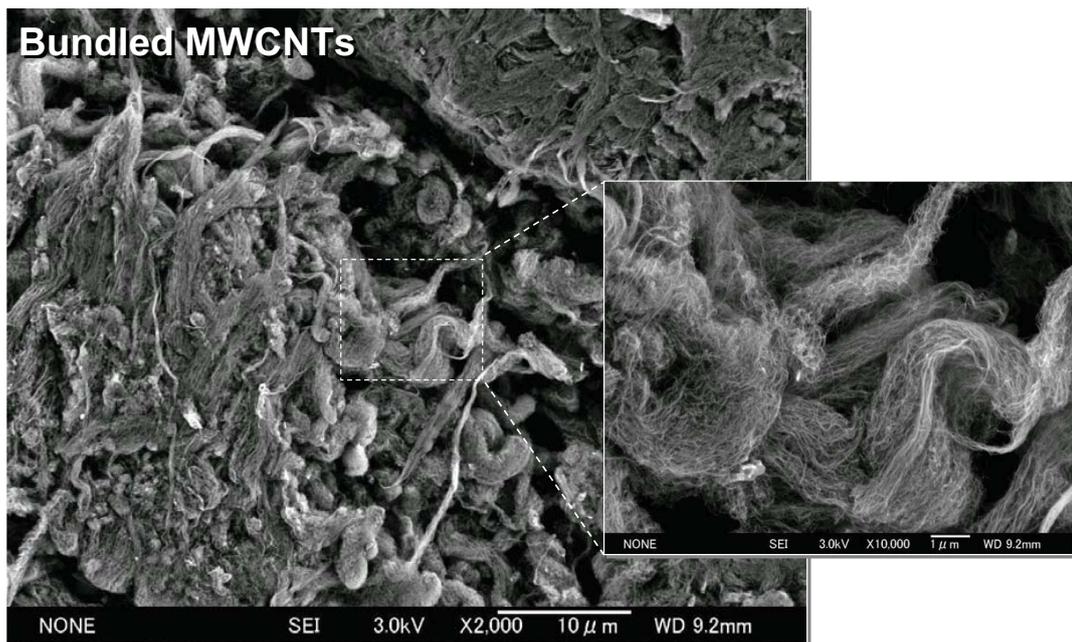


Carbon nanotubes (CNTs) benefits to all materials

- High-strength light metal (Al, Mg, **Ti**) composites reinforced with MWCNTs effective for weight reduction
- Energy saving and Environmental benign materials

Properties	Single-walled	Multi-walled	Steel
Specific gravity	0.8 g/cm ³	1.4 g/cm ³	7.8 g/cm ³
Tensile strength	50~500 GPa	10~60 GPa	400~1500 MPa
Young's modulus	1.4 TPa	1 TPa	210 GPa
Electric resistivity	~1000 /μΩ cm	~200 /μΩ cm	9.7 /μΩ cm
Thermal conductivity	3 kW/m K	3 kW/m K	80 W/m K

Segregation of bundled Multi-Walled CNTs due to Van der Waals force



Previous Studies in CNTs Reinforced Metal Matrix Composites (MMCs)

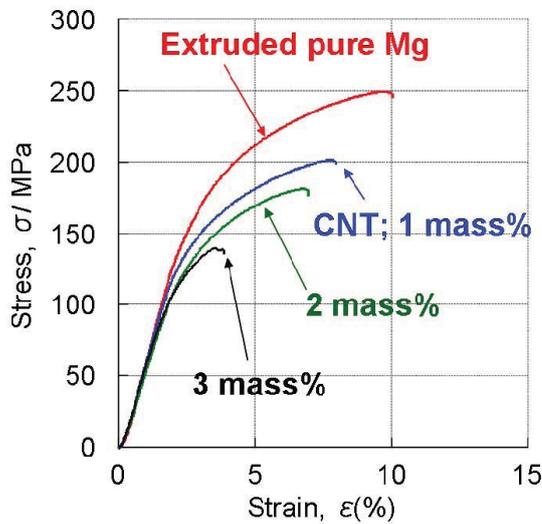
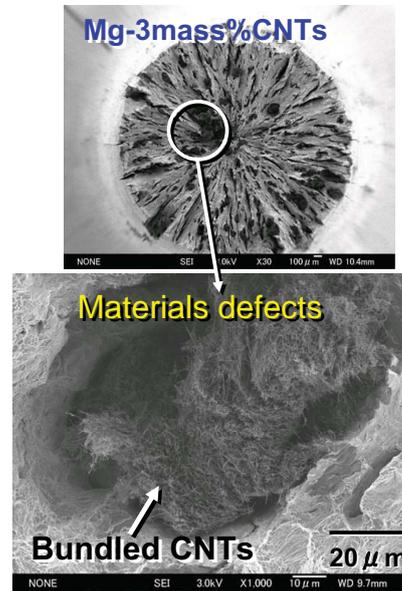


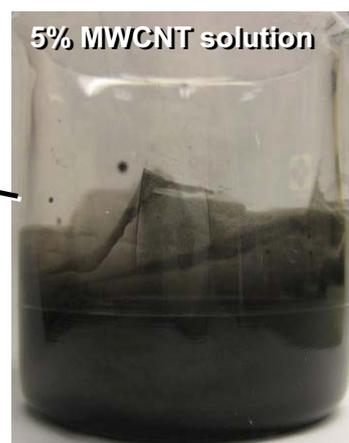
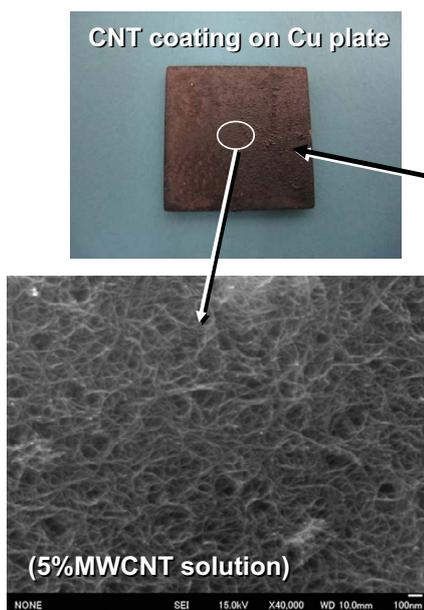
Fig: Stress-strain curves of P/M pure Mg composite reinforced with MWCNTs.



Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Un-bundled CNTs formation in zwitterionic surfactant solution



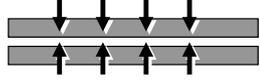
CNTs distributed in water
with zwitterionic surfactants
(in 2 weeks)

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY

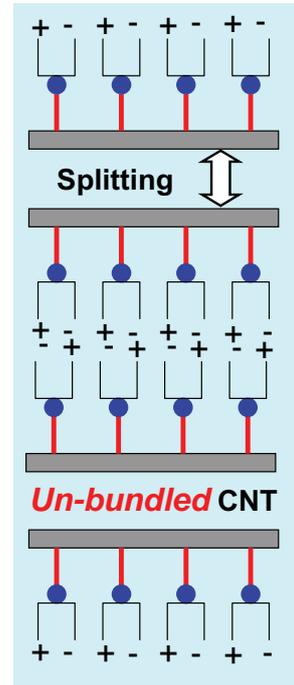
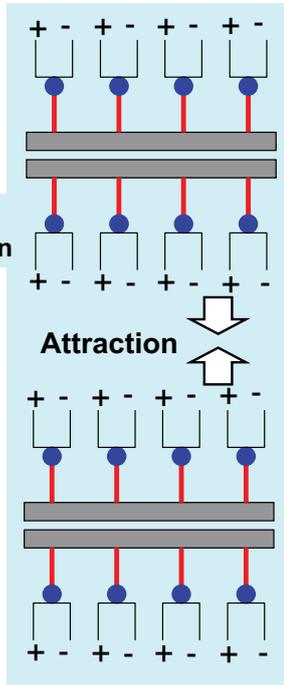
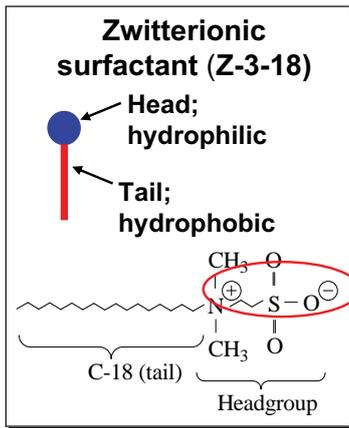


Un-bundled CNTs formation in zwitterionic surfactant solution

Bundled-CNTs due to van der Waals force



Zwitterionic surfactant solution



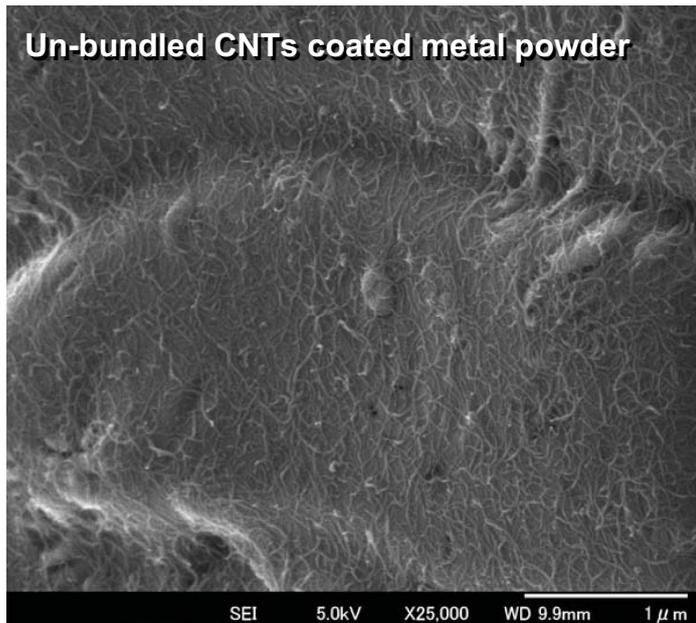
Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Preparation of composite powders coated with un-bundled CNTs



Un-bundled CNTs dispersed in solution



Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Tensile stress transfer at interface of matrix/CNTs by TiC formation

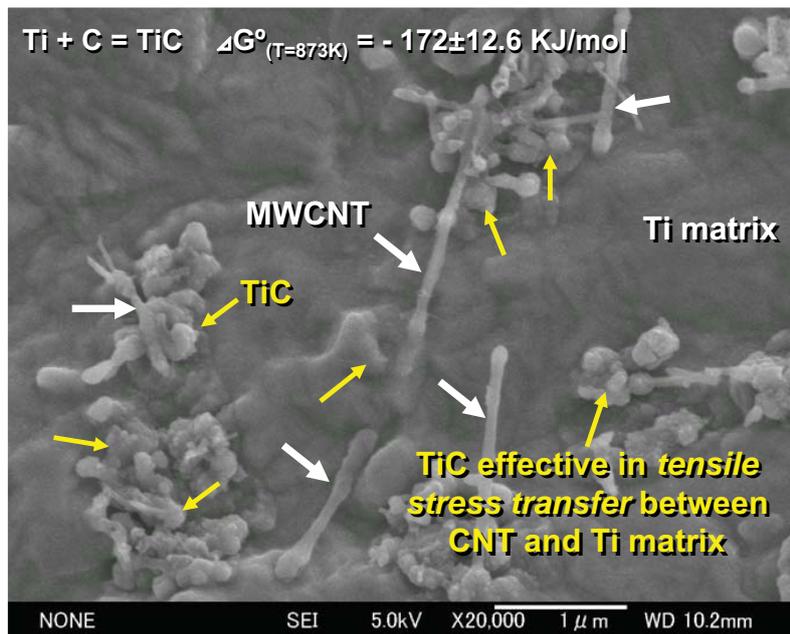
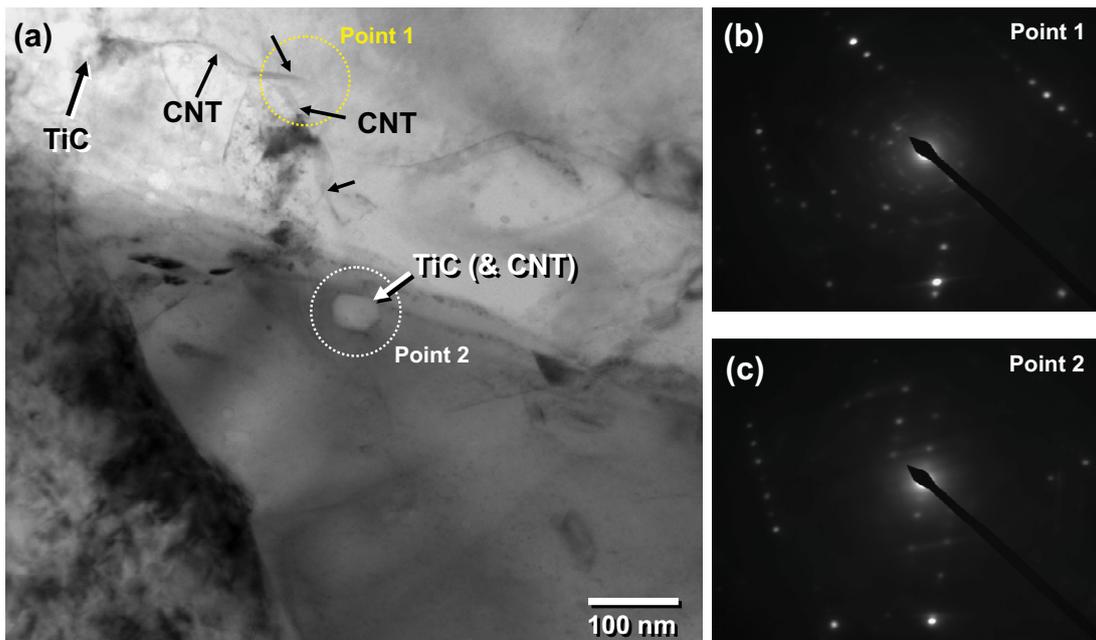


Fig: SEM observation on CNT/Ti composite powders after annealed at 873K in Ag gas.
(In-situ formed TiC particles detected between CNTs and Ti matrix)

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Microstructures of CNTs reinforced Ti composites



Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Mechanical behavior of CNTs reinforced Ti composites

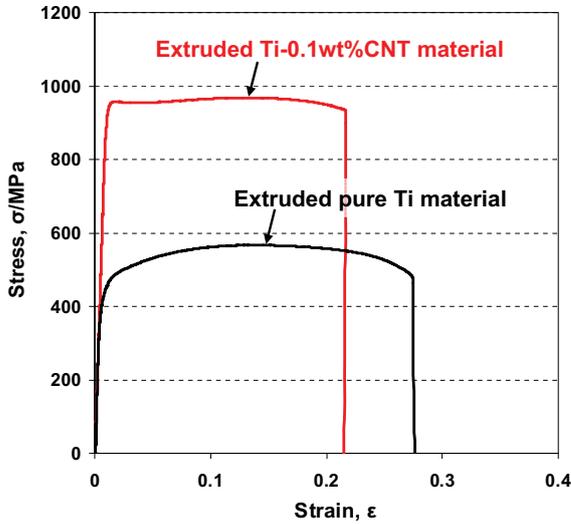
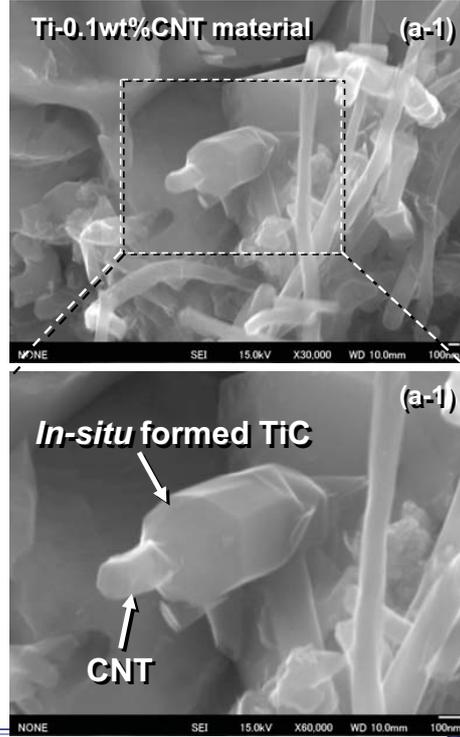


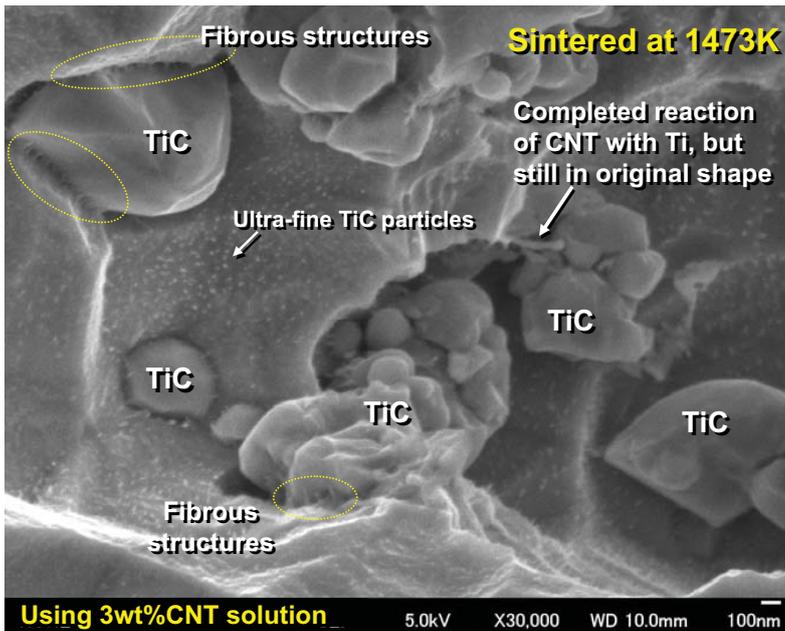
Fig: Stress-strain curves of extruded pure Ti powder material and its composite reinforced with CNTs, and SEM observation of fractured surfaces after tensile test



Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Mechanical behavior of CNTs reinforced Ti composites



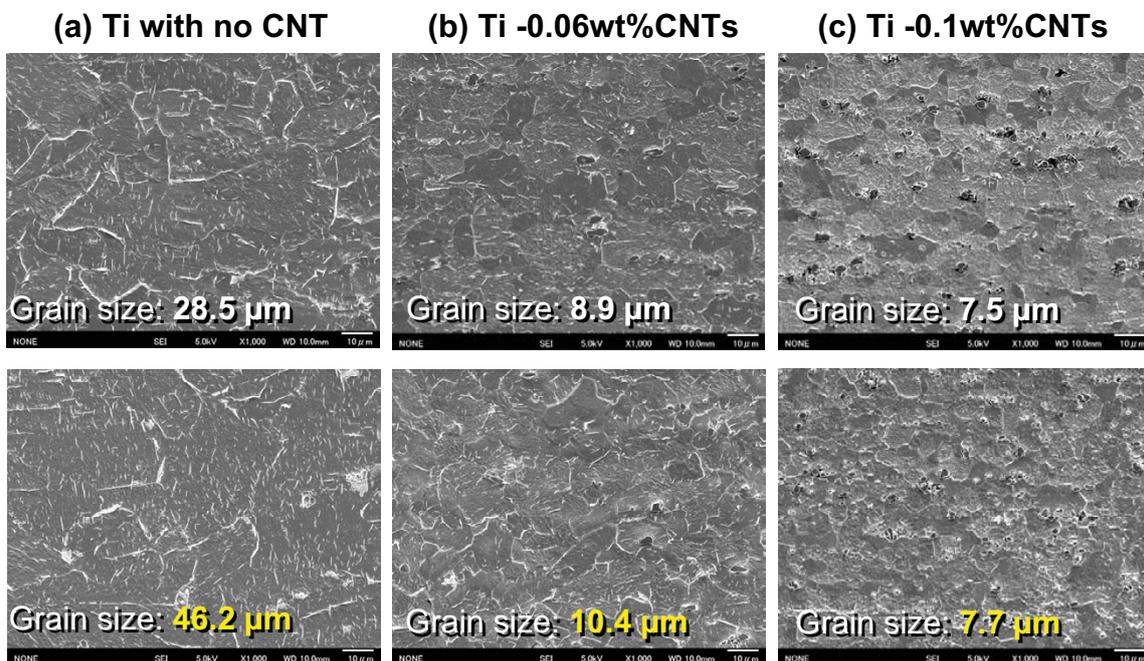
Using 3wt%CNT solution 5.0kV X30,000 WD 10.0mm 100nm

Extruded Ti-CNTs powder composite material via SPS at 1473K.

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Thermal stability of CNTs reinforced P/M pure Ti composites



**Annealed at 300°C (upper) and 400°C (lower) for 10hrs*

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



Thermal stability of CNTs reinforced P/M pure Ti composites

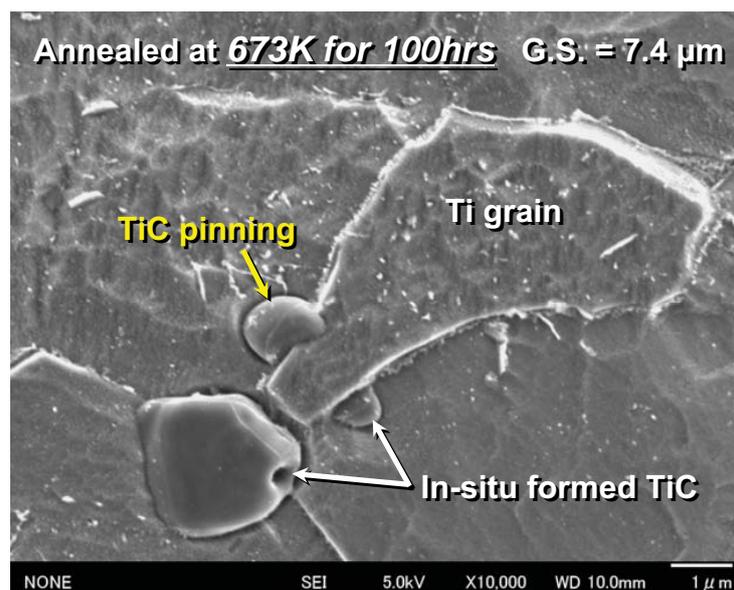


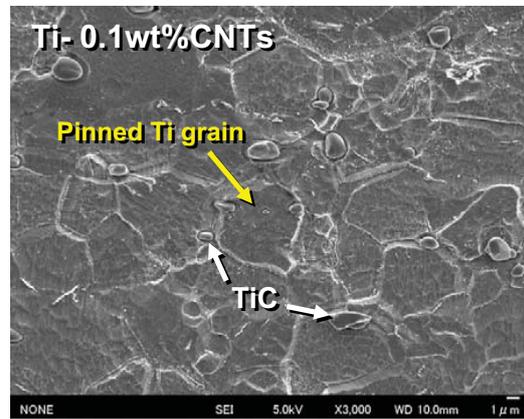
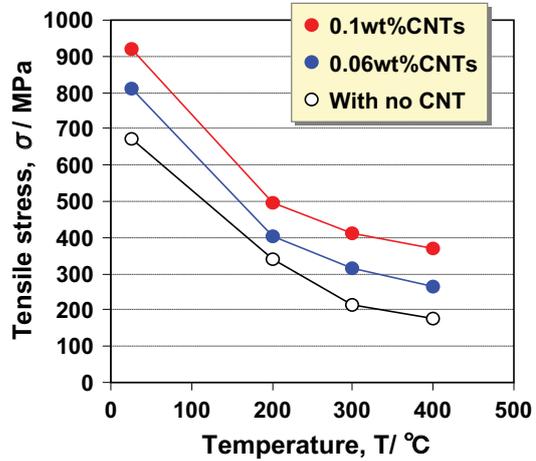
Fig: SEM observation on pure Ti powder composite with 0.1wt% CNTs after annealing at 673K for 100hrs. In-situ formed TiC dispersoids at grain boundaries are effective to obstruct Ti grains growth by their pinning effect.

Joining and Welding Research Institute, OSAKA UNIVERSITY



High-temperature property of CNTs reinforced P/M pure Ti composites

- High-temperature strength improved by TiCs pinning effects



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) 荷重同定1: 1点衝撃荷重同定
- (2) 荷重同定2: 分布荷重同定
- (3) 今後の予定

1

荷重同定問題の分類

(1) 同定荷重の種類

点荷重・分布荷重 静的荷重・動的荷重

例: 1点衝撃荷重(工具落下、雹・小石衝突、鳥衝突等)

静的分布荷重(定常水平飛行時の空力荷重)、

動的分布荷重(変動する運動荷重、突風荷重等)

(2) 実験的荷重同定と解析モデルに基づく荷重同定

実験的荷重同定: 実験的なデータのみを用いてひずみセンサ
応答より荷重を同定

解析モデルに基づく荷重同定: FEM等の解析モデルに基づい
て、ひずみ実験データと解析データの誤差を最小化

実験的荷重同定法の利点: 複雑な構造に適用可能

2

荷重の種類

(1) 1点集中衝撃荷重

- ・工具落下、雹・小石衝突、鳥衝突(小領域の分布荷重)
- ・衝撃損傷の発生・CAI強度の低下
- ・飛行中の実時間モニタリング
- ・危険の回避
- ・地上での詳細な検査および修理

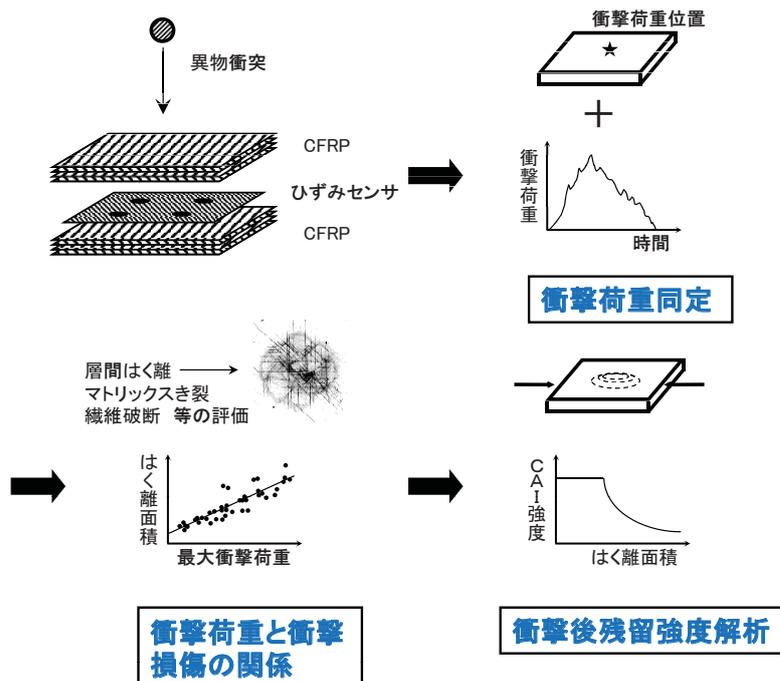
(2) 分布荷重

- ・飛行中の実時間モニタリング
- ・静的空力荷重～応力状態のモニタリング
- ・動的空力荷重～応力・変形状態のモニタリング、
疲労損傷、制御

➡ 少ないセンサ数で高精度の荷重同定法の確立

3

CFRP構造の実験的衝撃荷重同定



4

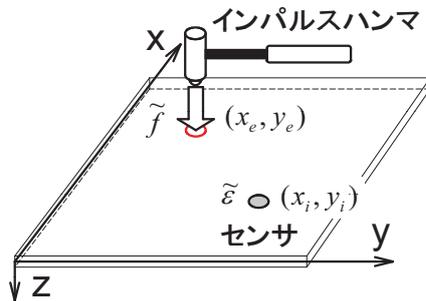
衝撃荷重とひずみ応答との関係

$$\{\tilde{\varepsilon}\} = [G(x_i, y_i, x_e, y_e)] \{\tilde{f}\}$$

↑
ひずみ応答

↑
インパルスハンマ

(PZT センサ or ひずみゲージ)



- $\tilde{\varepsilon}$: センサ応答
- \tilde{f} : 衝撃荷重
- G : 変換行列
- (x_i, y_i) : センサ位置
- (x_e, y_e) : 荷重位置

5

実験的変換行列の決定法

衝撃荷重とセンサ応答との関係

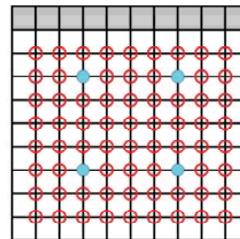
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_m \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 & & & 0 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ \varepsilon_m & \varepsilon_{m-1} & \dots & \varepsilon_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \vdots \\ f_m \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 & & & 0 \\ f_2 & f_1 & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ f_m & f_{m-1} & \dots & f_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_m \end{Bmatrix}$$

$$\{\varepsilon_i\} = [G_i] \{f\} = [F] \{g_i\}$$

最小二乗法

$$\min_{\{g_i\}} H = \sum_{k=1}^K \|\{\varepsilon_i\} - [F_k] \{g_i\}\|^2 \Rightarrow \{g_i\}$$

計測データ

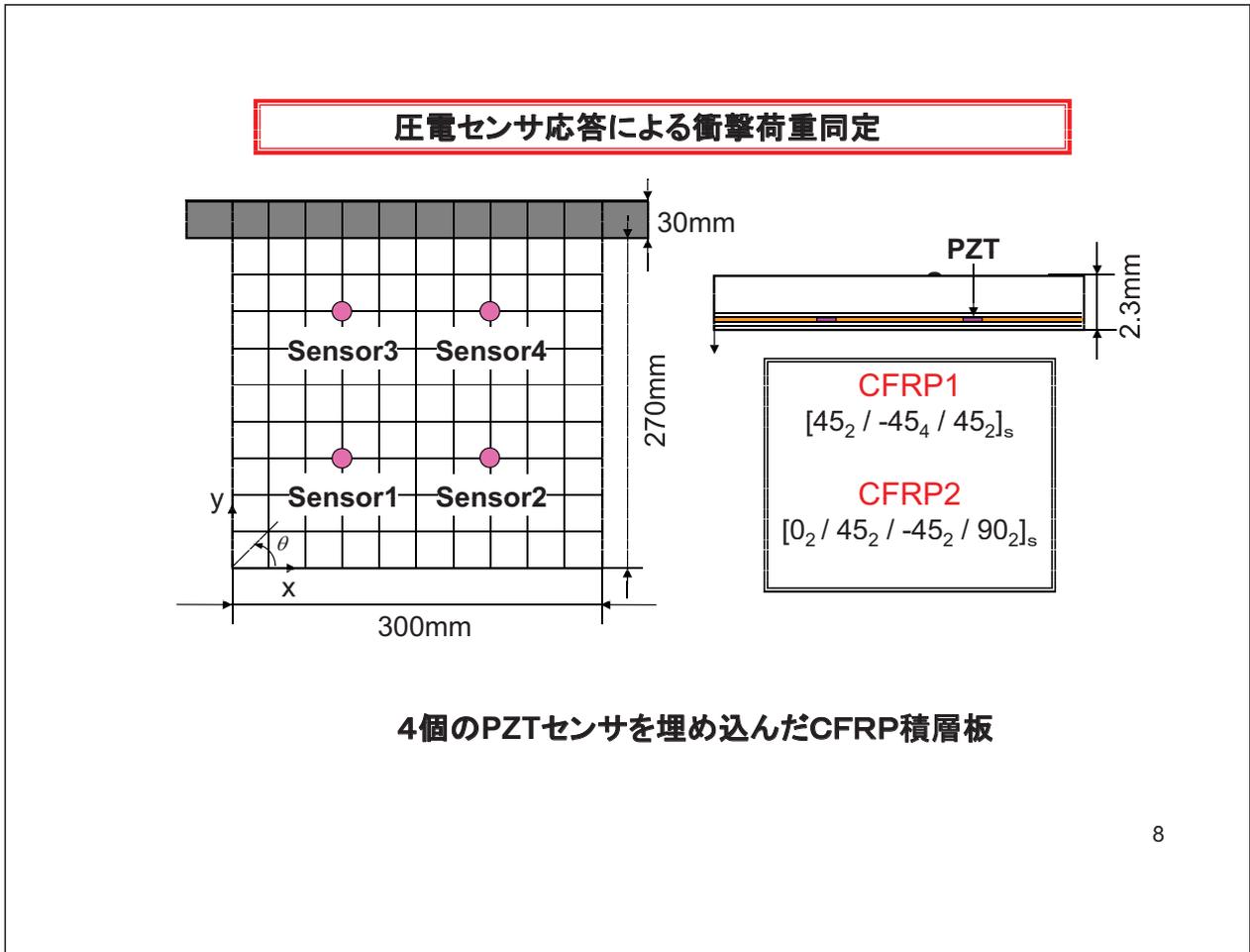
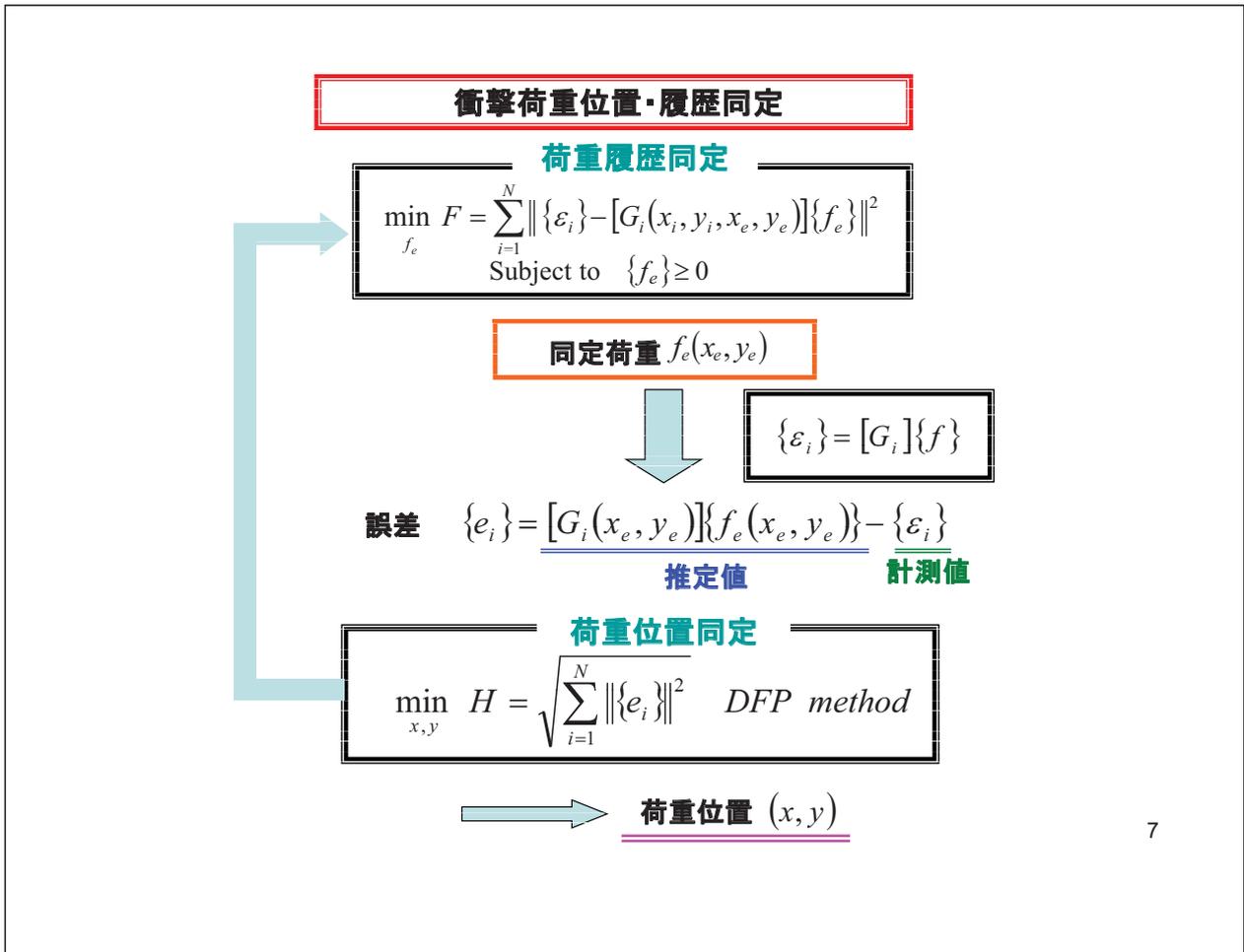


- Sensor
- Clamped Edge
- Impact Points

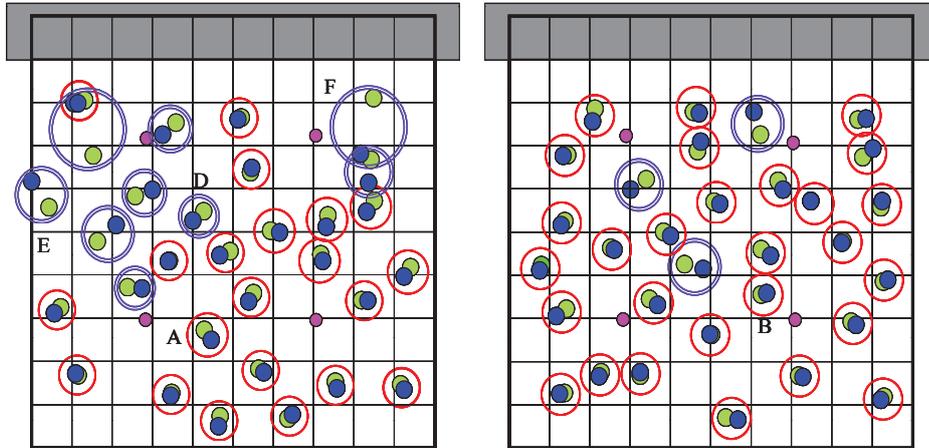
すべての格子点で
変換行列を決定

↓
格子点内部は補間

6



CFRP片持積層板の荷重位置同定結果

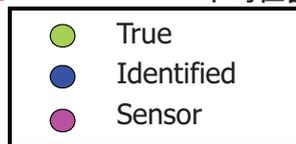


(a) CFRP1: $[45_2 / -45_4 / 45_2]_s$

平均位置誤差: 8.5mm

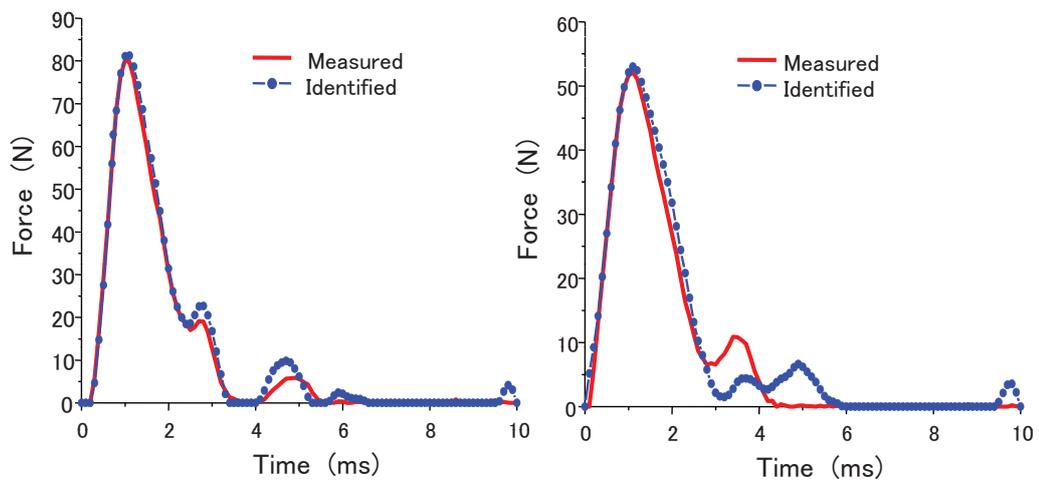
(b) CFRP2: $[0_2 / 45_2 / -45_2 / 90_2]_s$

平均位置誤差: 4.1mm



9

CFRP片持積層板の衝撃荷重履歴同定

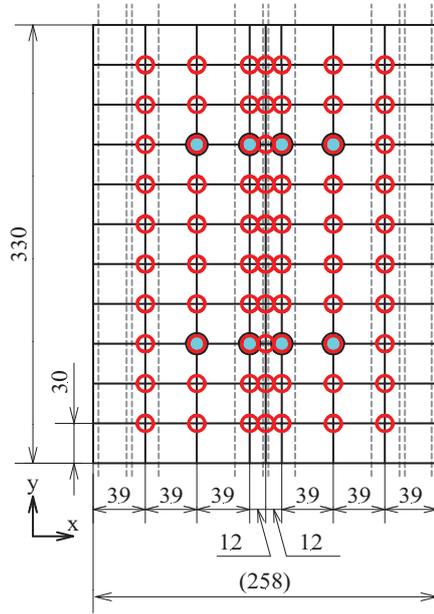
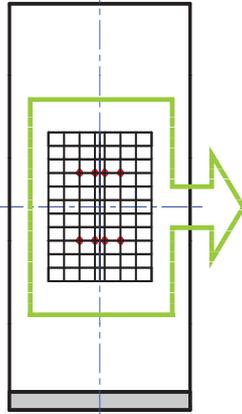
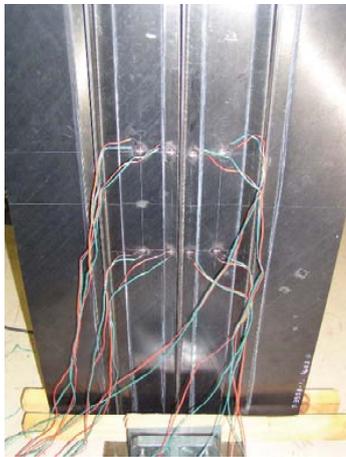


(a) CFRP1: point A

(b) CFRP2: point B

10

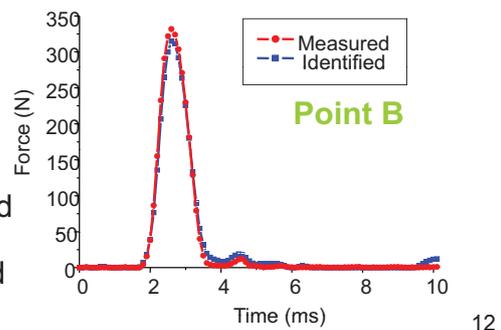
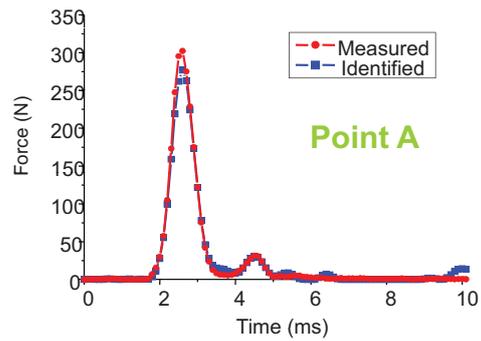
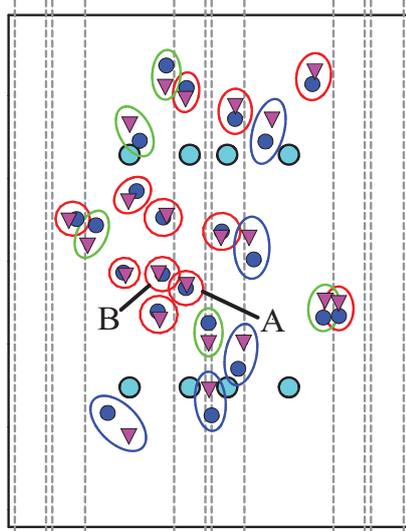
CFRP補強パネル(CF/PEEK)



- Strain Gauge
- Impact Points
- Clamped Edges

11

CFRP補強パネルの衝撃荷重位置・履歴同定



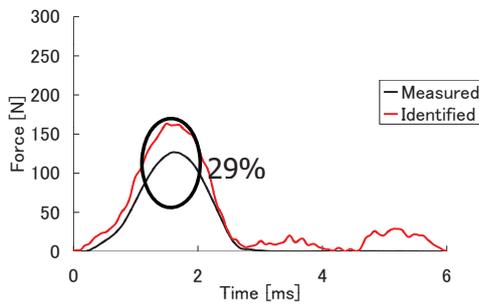
Average error

$$\Delta d_{average} = 9.2mm$$

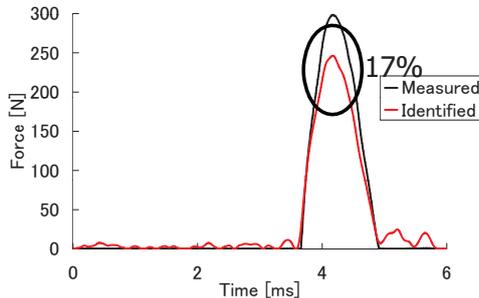
- Measured
- ▼ Identified
- Sensor

12

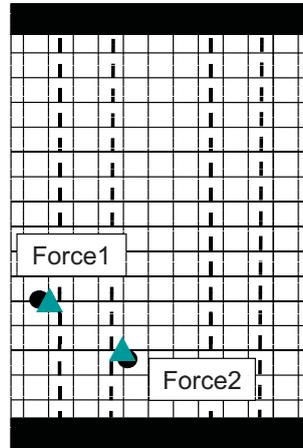
二点荷重を受けるCFRP補強パネルの衝撃荷重位置・履歴同定



Force1(インパクトB)荷重履歴同定結果



Force2(インパクトA)荷重履歴同定結果



●: True location
▲: Identified location

Force	Error [mm]
Force1	8.1
Force2	9.9

13

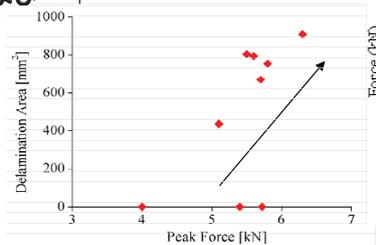
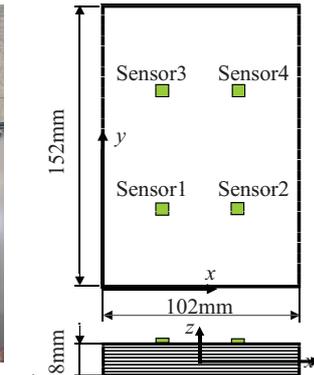
CFRP積層板の衝撃荷重同定による損傷モニタリング



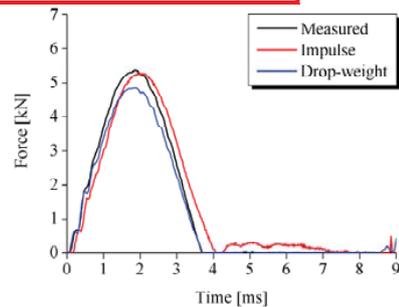
落錘衝撃試験機 (JAXA) および SACMA試験片

・同定荷重による損傷有無の判定～荷重履歴形状からの推定

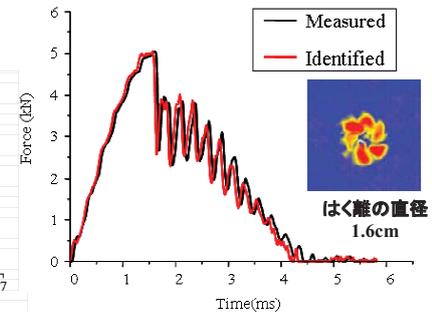
・最大衝撃荷重からの損傷面積の推定



最大衝撃荷重とはく離面積の関係



4.8J(損傷無し): 半正弦波状荷重形状



4.8J(損傷あり): 刃状の荷重形状

14

計測ひずみによる荷重分布同定

■FEMモデル

□ 圧力分布から節点荷重を計算

$$\{f\} = [H]\{p\}$$

□ 有限要素法モデルの作製

$$[K]\{u\} = \{f\}$$

□ 節点におけるひずみを計算

$$\{\varepsilon\} = [B]\{u\}$$

計測点でのひずみ値を取得
 → ひずみ × (1 + 乱数 × 最大誤差)
 を計測値として与える

■逆解析

□ ひずみ応答と荷重の関係式

$$\{\varepsilon\} = [G]\{f\}$$

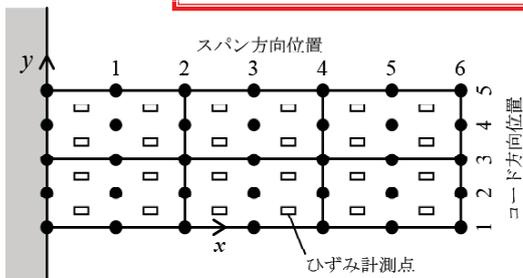
□ 節点荷重の同定

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

□ 圧力分布の同定

$$\{p\} = [H]^{-1}\{f\}$$

静的計測ひずみによる圧力分布同定

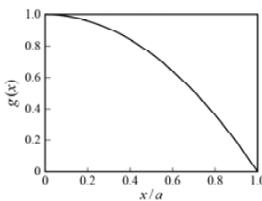


FEM解析モデル

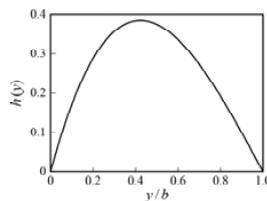
外力(圧力分布)

$$p(x, y) = g(x) \times h(y)$$

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



(a) スパン方向



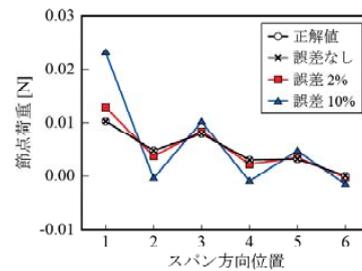
(b) コード方向

圧力分布形状 (a=1.2, b=0.4)

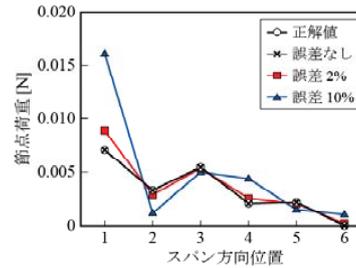
同定結果 (節点力を最小二乗法で同定)

荷重点: 30点, 計測ひずみ ($\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy}$): 48点

計測誤差: 各点ひずみ × (1 + 乱数 × 最大誤差)



(a) コード方向位置: 2



(b) コード方向位置: 3

分布外力同定結果 (計測誤差の影響大)

多項式近似による圧力分布の表示

■圧力分布の多項式近似

$$p(x, y) = g(x) \times h(y)$$

$$g(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + \dots + a_mx^m$$

$$h(y) = b_0 + b_1y + b_2y^2 + \dots + b_ny^n$$

■係数決定問題に帰着

$$\{f\} = [H]\{c\}$$

$$\{c\}^T = \{c_1 \quad c_2 \quad \dots \quad c_n\} \quad c_1 = a_0b_0, \quad c_2 = a_0b_1, \quad c_3 = a_0b_2, \quad \dots$$

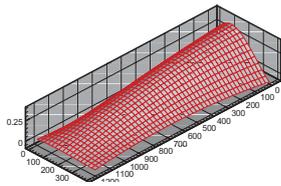
$$\Rightarrow \min_{\{c\}} \|\{e\} - [G][H]\{c\}\|^2$$



◆少ない未知数を同定 → 計測点数の減少

17

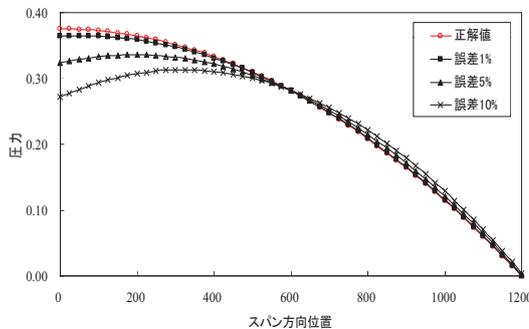
圧力分布同定結果: 計測誤差・計測点数の影響



有限要素分割: スパン方向24, コード方向8

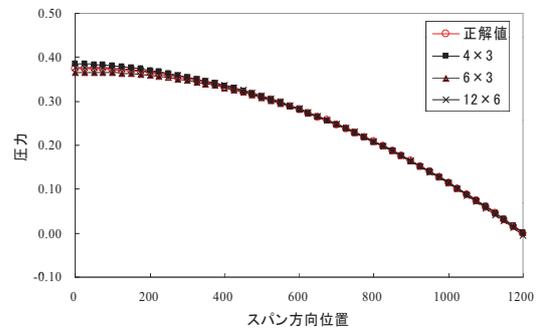
スパン1200xコード400 計測ひずみ ($\epsilon_{xx}, \epsilon_{yy}$)

計測誤差: 各点ひずみ × (1 + 乱数 × 最大誤差)



計測誤差の影響 (コード方向位置: 200)

計測点数: スパン方向...6点
コード方向...3点

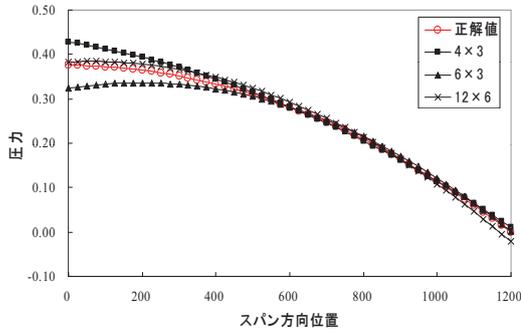


計測点数の影響 (コード方向位置: 200)

計測誤差: 1%

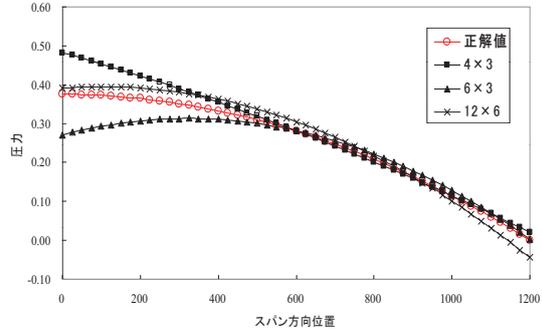
18

圧力分布同定結果:計測誤差・計測点数の影響



計測点数の影響 (コード方向位置:200)

計測誤差:5%



計測点数の影響 (コード方向位置:200)

計測誤差:10%

今後の予定

年度	研究目標	研究課題と方法
H23	ひずみ応答を用いた静的・動的荷重分布の同定法の開発	<ul style="list-style-type: none"> ・1点集中衝撃荷重の衝撃荷重位置と荷重履歴の同定 ・圧力分布の多項式近似による係数決定問題 ・最適なセンサ配置 ・適切化項導入によるill-posed問題の改良 を用いて、少数のセンサ計測により計測誤差にロバストな荷重同定法を開発する
H24	荷重分布同定法の確立と、同定した分布荷重からの応力・ひずみ分布予測法の開発	<ul style="list-style-type: none"> ・荷重同定法の片持CFRP板による実験的検証と同定法の改良 ・同定分布荷重によるFEMによる応力・ひずみの予測 ・少数のひずみ計測データのみを用いた応力・ひずみ分布の予測
H25	損傷発生位置推定法の開発、および、本手法の集中荷重問題への適用と妥当性検証	<ul style="list-style-type: none"> ・同定した応力・ひずみ分布から損傷発生位置の推定 ・CFRP補強パネルおよび落錘衝撃を受ける積層板に適用し、本研究で提案する手法の妥当性の検証

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**
(**F**iber **R**einforced **P**lastics)
・軽量 ・高強度 ・耐食性

熱硬化性樹脂基FRPが主流

欠点

- ・硬化に化学反応を伴う
→ 成形時間が長い
- ・リサイクルが困難
→ 焼却などの廃棄問題

熱可塑性樹脂基FRPの優位点

- ・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
→ リサイクル性に優れる
- ・熱硬化性樹脂に比べ耐衝撃性に優れる

問題点

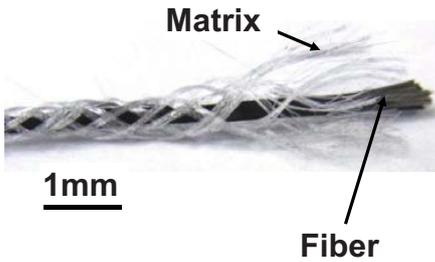
- 樹脂の熔融粘度が高い
※熱硬化性樹脂の数倍～数百倍
- 繊維への含浸性が低い
→ 強化繊維が短繊維に限られる

研究背景

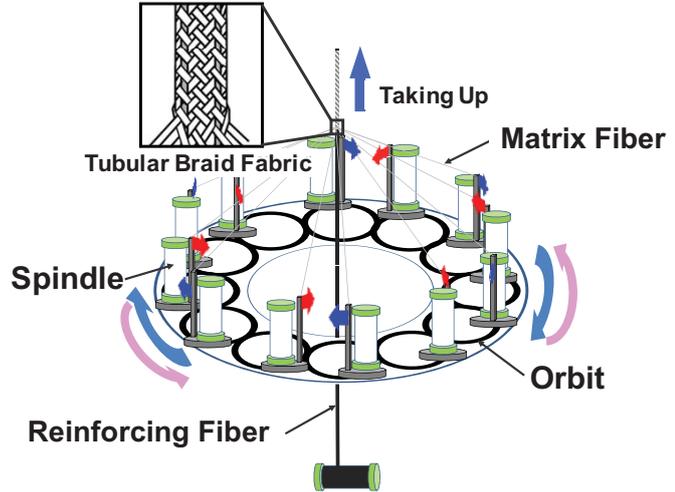
含浸性が低い → **Micro-Braiding法**

強化繊維束近傍に
母材樹脂を均一に配置

含浸性の向上 } が期待できる
均一な含浸



作製された中間材料



組機模式図

研究目的

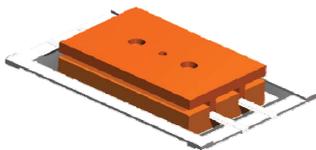
母相
ポリプロピレン PP
・安価・軽量・高疲労強度

+

強化相
炭素繊維 CF
・高強度・軽量・高疲労強度



繊維状中間材料 Micro-Braiding法



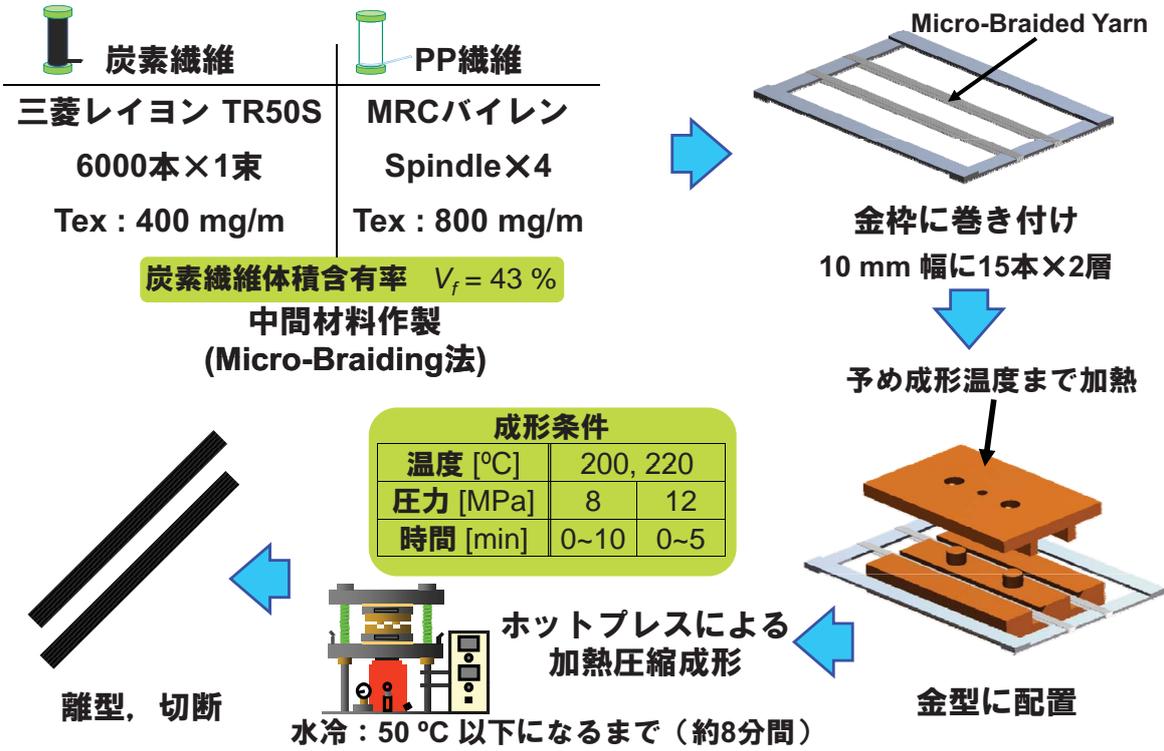
加熱圧縮成形

成形パラメータ
・時間・温度・圧力

熱可塑性樹脂基FRPの樹脂含浸性評価

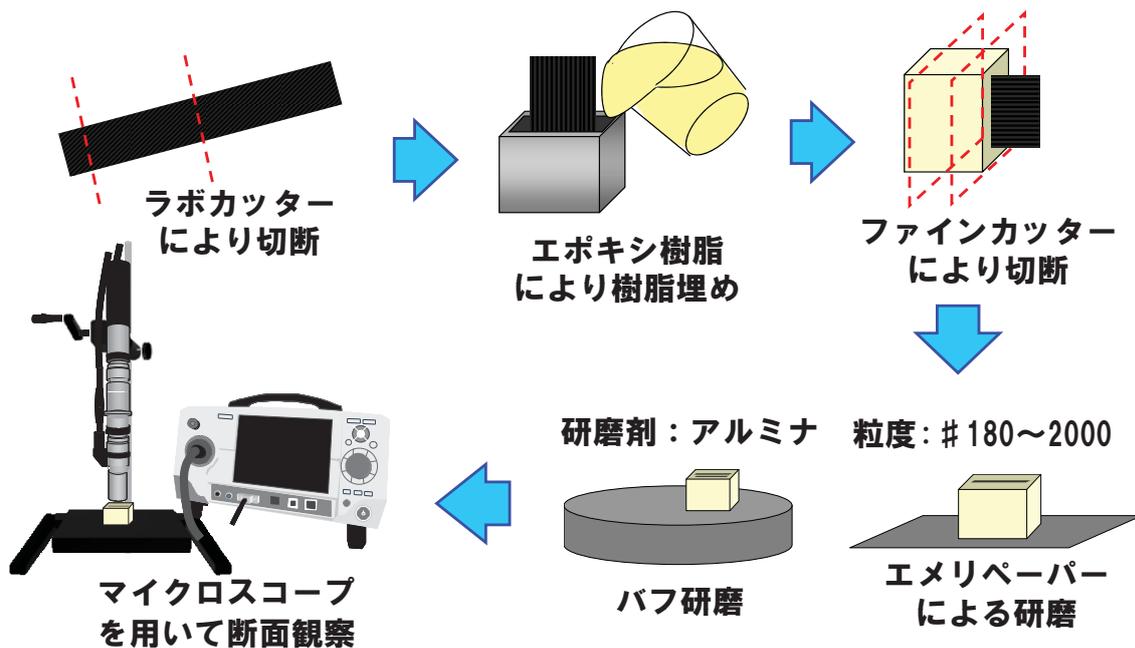
→ 最適な成形条件決定の指針

実験方法-1 <成形方法>

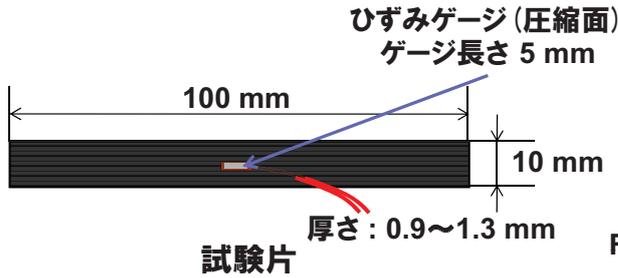


実験方法-1 <断面観察>

強化繊維への樹脂含浸挙動の観察

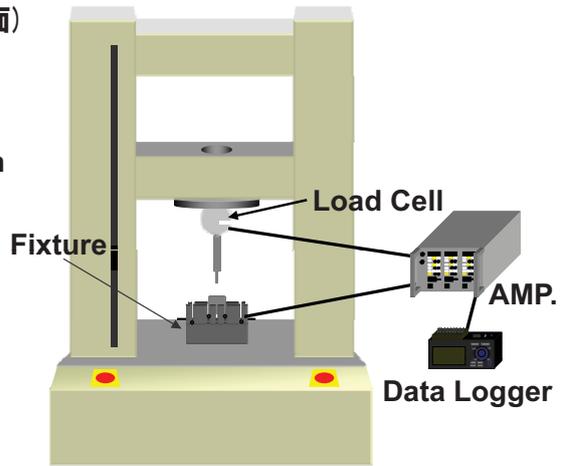


実験方法-1 <4点曲げ試験>

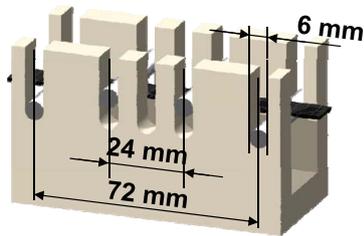


$$\sigma = \frac{3Fl}{bt^2}$$

: 曲げ応力
 l : 上部荷重点間距離
 b : 試験片の幅
 t : 試験片の厚さ
 F : 荷重



試験機 (株)島津製作所製 AG-IS 50kN
クロスヘッドスピード 1 mm/min



4点曲げ試験治具
上部荷重点間距離 24 mm
下部荷重点間距離 72 mm

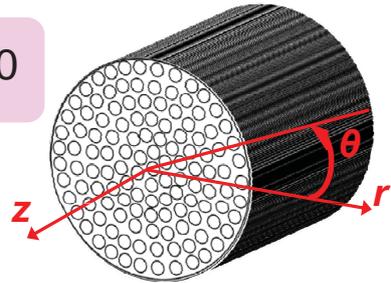
解析-1 <樹脂含浸時間の予測>

繊維間への樹脂の含浸 → 多孔体中の流動現象

Darcy則 $u_r = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{dP}{dr}$

連続の式 $\nabla \cdot \mathbf{u} = 0$

●仮定
 $u_z = 0$ (z方向流速0) $\frac{\partial}{\partial \theta} = 0$ (z軸対称)



●境界条件

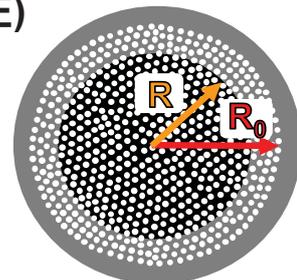
$r = R_0$ (繊維束半径) → $P = P_m$ (成形圧力)

$r = R$ (未含浸領域の半径) → $P = P_0$ (大気圧)

※ $P_0 \ll P_m$ より $P_0 \approx 0$ とする

圧力 P は r について

$$P = \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \ln(r/R)$$



解析-1 <樹脂含浸時間の予測>

$$\text{Darcy則 } u_r = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{dP}{dr} \quad P = \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \ln(r/R)$$

Darcy則と圧力の式から

$$u_r = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \cdot \frac{1}{r} \quad \text{が得られる}$$

Flow Frontの速度は

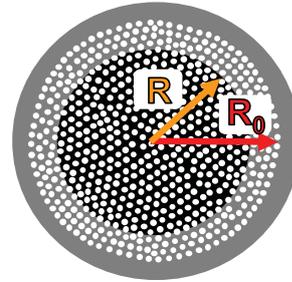
$$u_{r(r=R)} = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \cdot \frac{1}{R}$$

含浸時間 t は

$$t = -\frac{\mu}{kP_m} \left\{ \frac{R^2}{2} \ln\left(\frac{R_0}{R}\right) + \frac{R^2 - R_0^2}{4} \right\}$$

また、含浸率 I は

$$I = 1 - \left(\frac{R}{R_0}\right)^2$$



解析-1 <樹脂含浸時間の予測>

含浸時間 t

$$t = -\frac{\mu}{kP_m} \left\{ \frac{R^2}{2} \ln\left(\frac{R_0}{R}\right) + \frac{R^2 - R_0^2}{4} \right\}$$

含浸率 I

$$I = 1 - \left(\frac{R}{R_0}\right)^2$$

含浸時間 t

$$t = -\frac{\mu R_0^2}{4kP_m} \left[(1-I)\{1 - \ln(1-I)\} - (1-I_0)\{1 - \ln(1-I_0)\} \right]$$

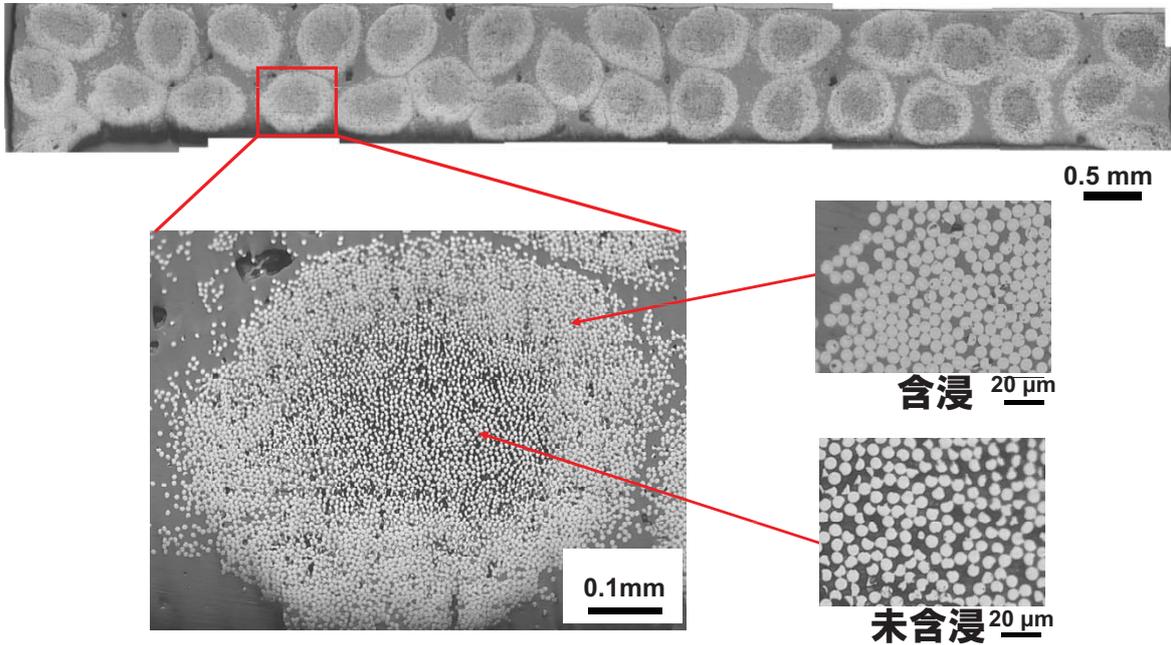
k : 浸透率 μ : 粘度 I : 含浸率 I_0 : $t=0$ における含浸率

$R_0 = 0.6 \text{ mm}$ (断面写真より測定) I_0 : 実験値により決定

P_m : 各成形圧力 $\mu/k = 5.7 \times 10^{16} \text{ kg/s} \cdot \text{m}^3$ (200°C)
 $\mu/k = 4.0 \times 10^{16} \text{ kg/s} \cdot \text{m}^3$ (220°C)

実験結果-1 <断面観察>

成形条件 200 °C 12 MPa 1 min



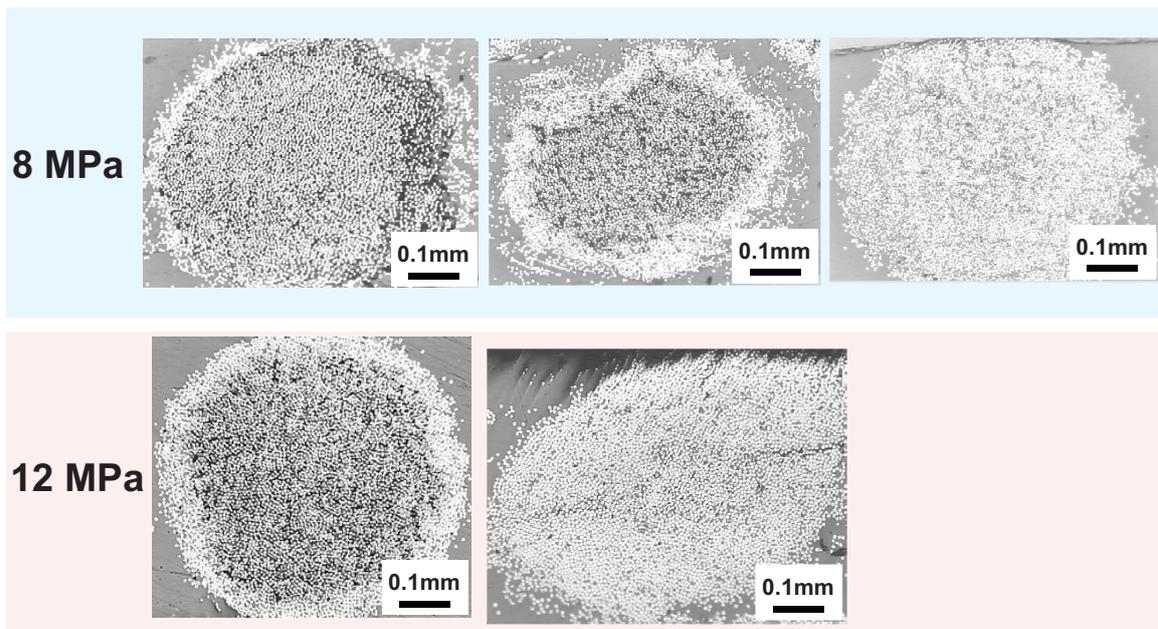
繊維束中心部分に樹脂未含浸の領域

実験結果-1 <断面観察>

0 min

4 min

10 min



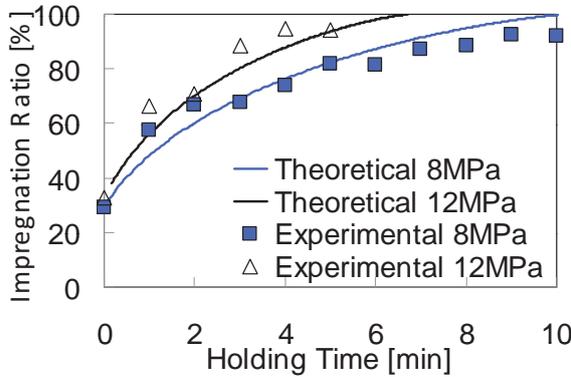
成形圧力による含浸時間の差異

実験結果-1 <断面観察>

成形圧力による比較

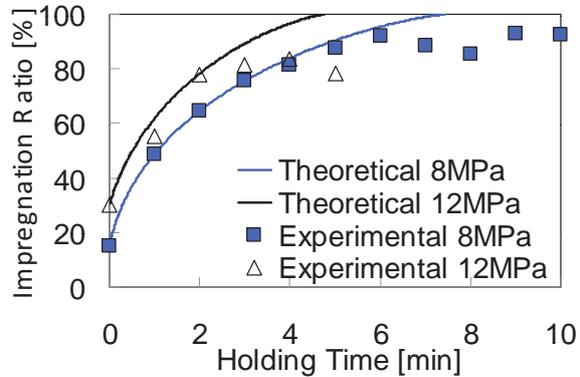
$R_0 = 0.6 \text{ mm}$, l_0 : 実験値
 P_m : 各成形圧力

$$t = -\frac{\mu R_0^2}{4kP_m} [(1-l)\{1-\ln(1-l)\} - (1-l_0)\{1-\ln(1-l_0)\}]$$



成形温度 200°C

$$\mu/k = 5.7 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$$



成形温度 220°C

$$\mu/k = 4.0 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$$

実験値 → 理論式と良好な一致

μ/k を求めることで任意の成形条件で含浸時間の予測が可能

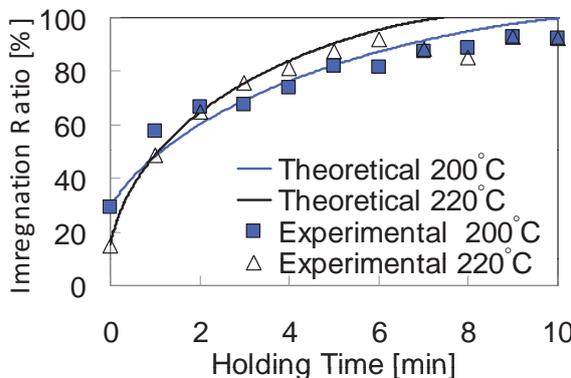
実験結果-1 <断面観察>

成形温度による比較

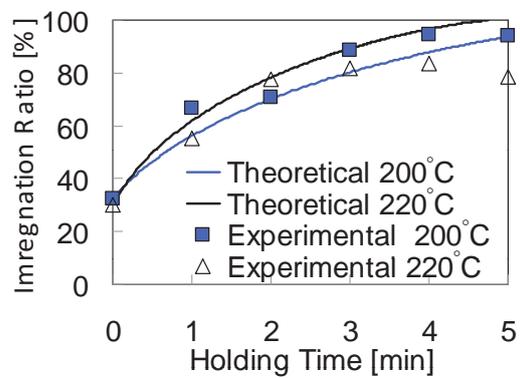
$$t = -\frac{\mu R_0^2}{4kP_m} [(1-l)\{1-\ln(1-l)\} - (1-l_0)\{1-\ln(1-l_0)\}]$$

$$200^\circ\text{C} : \mu/k = 5.7 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$$

$$220^\circ\text{C} : \mu/k = 4.0 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$$



成形圧力 8 MPa

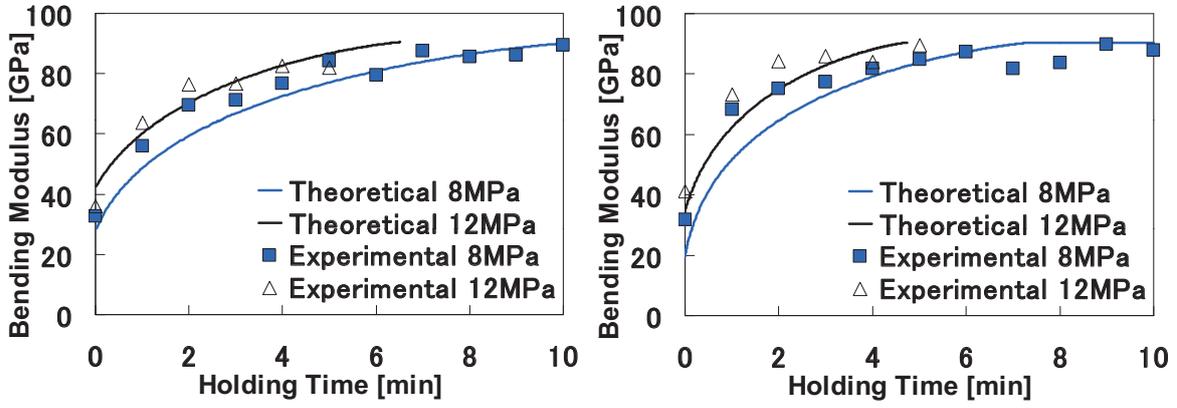


成形圧力 12 MPa

温度の上昇 → 粘度 μ の低下 → 樹脂含浸性向上

実験結果-1 <4点曲げ試験> 成形圧力による比較

$$E_b = \frac{2\alpha}{1+\sqrt{\alpha}} V_f E_{ft} \quad E_{ft}=240 \text{ GPa}, E_{fc}/E_{ft} = 0.84 \text{ (文献値)}, V_f = 43 \%$$



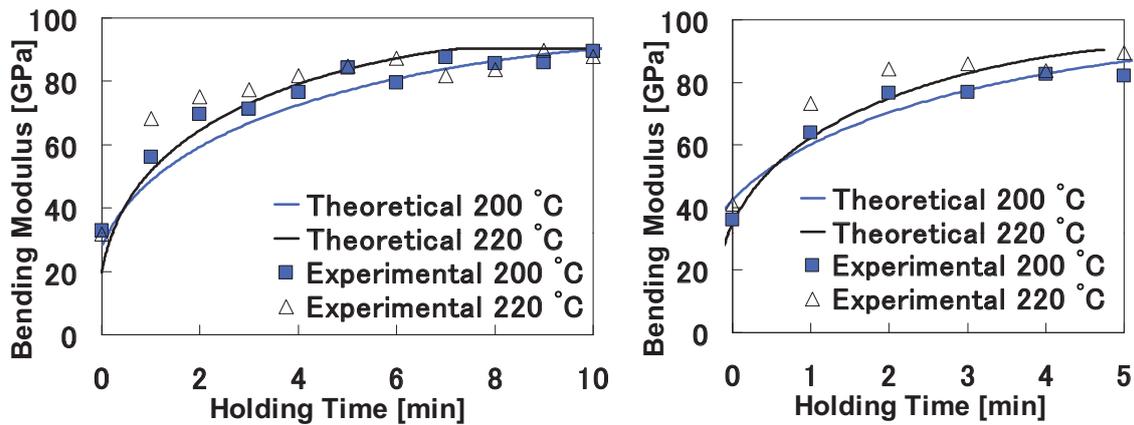
成形温度 200°C

成形温度 220°C

実験値 → 理論式と良好な一致
 含浸率を求めることで曲げ弾性率の予測が可能

実験結果-1 <4点曲げ試験> 成形温度による比較

$$E_b = \frac{2\alpha}{1+\sqrt{\alpha}} V_f E_{ft} \quad E_{ft}=240 \text{ GPa}, E_{fc}/E_{ft} = 0.84 \text{ (文献値)}, V_f = 43 \%$$



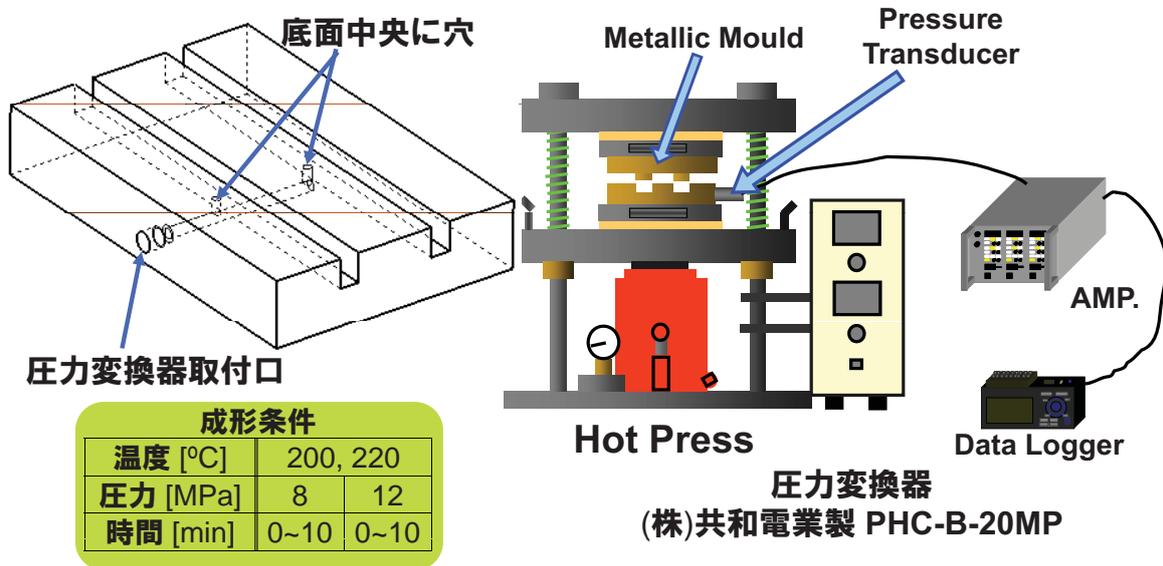
成形圧力 8 MPa

成形圧力 12 MPa

温度上昇 → 含浸率向上 → 曲げ弾性率向上

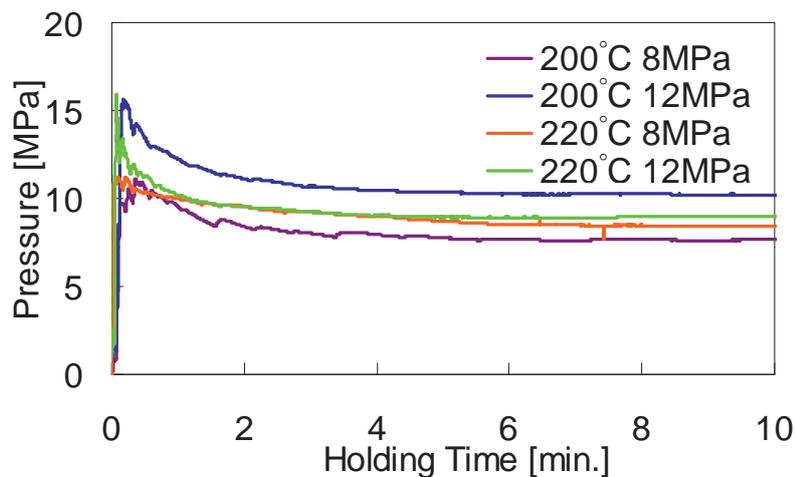
実験方法-2 <圧力測定>

圧力変換器を用いて 実際に成形品に負荷される圧力を測定



実験結果-2 <圧力測定>

$$\int P_m dt = -\frac{\mu R_0^2}{4k} \left[(1-l) \{1 - \ln(1-l)\} - (1-l_0) \{1 - \ln(1-l_0)\} \right]$$



圧力の時間変化 → 急激に圧力上昇後徐々に低下
→ 金型から流出する樹脂の影響が考えられる

解析-2 <樹脂含浸時間の予測>

繊維間への樹脂の含浸 → 多孔体中の流動現象

$$\text{Darcy則 } u_r = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{dP}{dr}$$

$$\text{連続の式 } \nabla \cdot \mathbf{u} = 0$$

● 仮定
 $u_z = 0$ (z方向流速0) $\frac{\partial}{\partial \theta} = 0$ (z軸対称)

● 境界条件

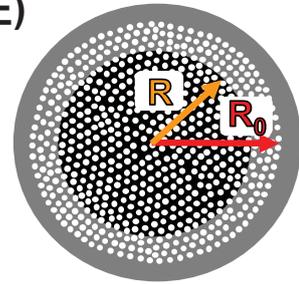
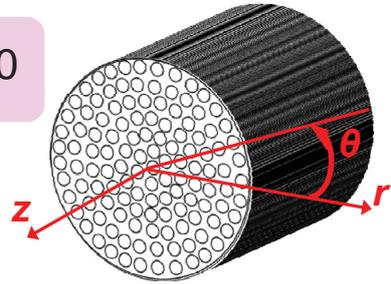
$r = R_0$ (繊維束半径) → $P = P_m$ (成形圧力)

$r = R$ (未含浸領域の半径) → $P = P_0$ (大気圧)

※ $P_0 \ll P_m$ より $P_0 \approx 0$ とする

圧力 P は r について

$$P = \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \ln(r/R)$$



解析-2 <樹脂含浸時間の予測>

$$\text{Darcy則 } u_r = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{dP}{dr}$$

$$P = \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \ln(r/R)$$

Darcy則と圧力の式から

$$u_r = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \cdot \frac{1}{r} \quad \text{が得られる}$$

Flow Frontの速度は

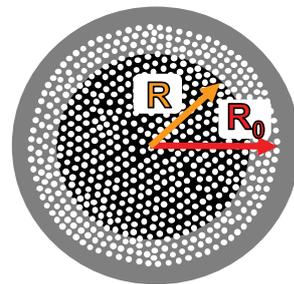
$$u_{r(r=R)} = \frac{dR}{dt} = -\frac{k}{\mu} \cdot \frac{P_m}{\ln(R_0/R)} \cdot \frac{1}{R}$$

成形圧力の時間積分 $\int P_m dt$ は

$$\int P_m dt = -\frac{\mu}{k} \left\{ \frac{R^2}{2} \ln\left(\frac{R_0}{R}\right) + \frac{R^2 - R_0^2}{4} \right\}$$

また、含浸率 I は

$$I = 1 - \left(\frac{R}{R_0}\right)^2$$



解析-2 <樹脂含浸時間の予測>

成形圧力の時間積分 $\int P_m dt$

$$\int P_m dt = -\frac{\mu}{k} \left\{ \frac{R^2}{2} \ln\left(\frac{R_0}{R}\right) + \frac{R^2 - R_0^2}{4} \right\}$$

含浸率 I

$$I = 1 - \left(\frac{R}{R_0}\right)^2$$

成形圧力の時間積分 $\int P_m dt$

$$\int P_m dt = -\frac{\mu R_0^2}{4k} \left[(1-I)\{1 - \ln(1-I)\} - (1-I_0)\{1 - \ln(1-I_0)\} \right]$$

k : 浸透率 μ : 粘度 I : 含浸率 I_0 : $t=0$ における含浸率

$R_0 = 0.6 \text{ mm}$ (断面写真より測定) I_0 : 実験値により決定

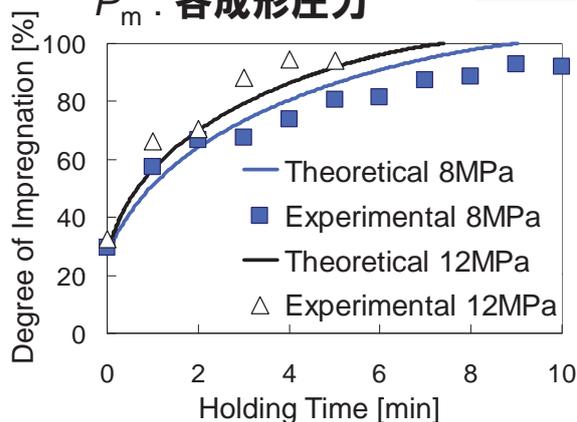
$\int P_m dt$: 各成形圧力測定値より算出 $\mu/k = 5.7 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$ (200°C)
 $\mu/k = 4.3 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$ (220°C)

実験結果-2 <断面観察>

成形圧力による比較

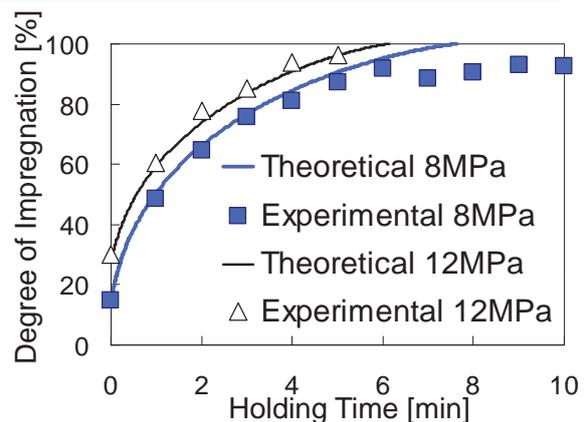
$R_0 = 0.6 \text{ mm}$, I_0 : 実験値
 P_m : 各成形圧力

$$\int P_m dt = -\frac{\mu R_0^2}{4k} \left[(1-I)\{1 - \ln(1-I)\} - (1-I_0)\{1 - \ln(1-I_0)\} \right]$$



成形温度 200°C

$\mu/k = 5.7 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$



成形温度 220°C

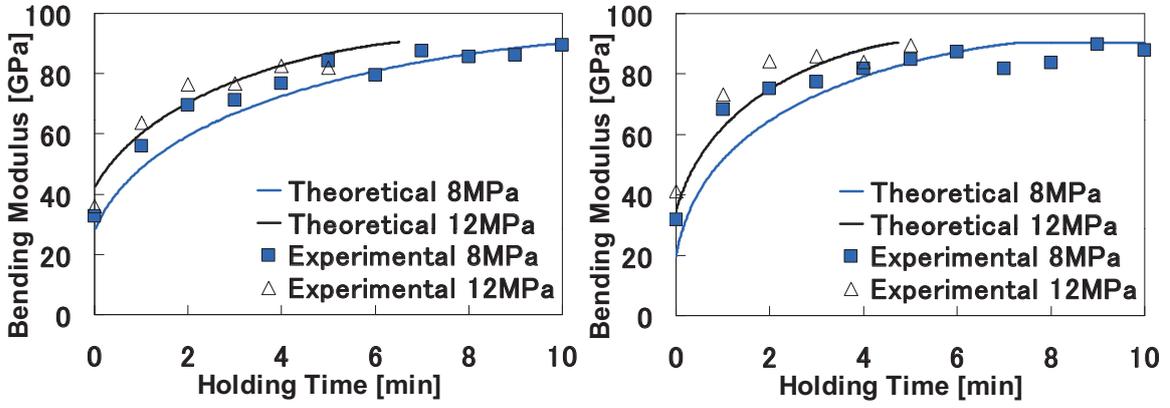
$\mu/k = 4.3 \times 10^{16} \text{ kg/s}\cdot\text{m}^3$

実験値 → 理論式と良好な一致

μ/k を求めることで任意の成形条件で含浸時間の予測が可能

実験結果-2 <4点曲げ試験> 成形圧力による比較

$$E_b = \frac{2\alpha}{1+\sqrt{\alpha}} V_f E_{ft} \quad E_{ft}=240 \text{ GPa}, E_{fc}/E_{ft} = 0.84 \text{ (文献値)}, V_f = 43 \%$$



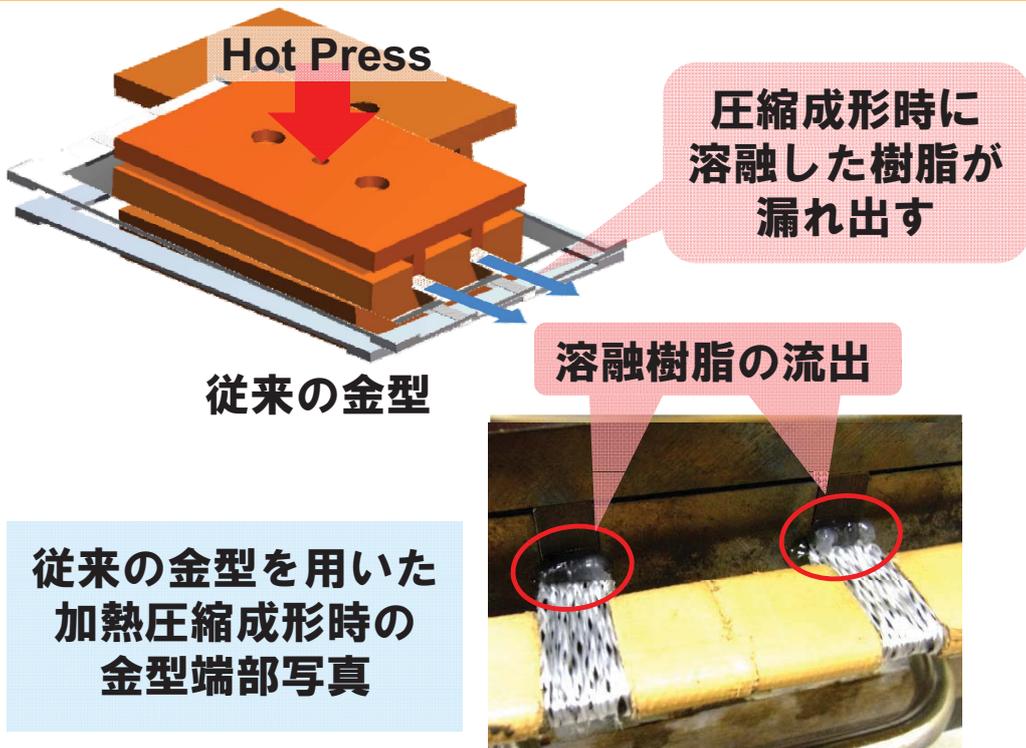
成形温度 200°C

成形温度 220°C

実験値 → 理論式と良好な一致

含浸率を求めることで曲げ弾性率の予測が可能

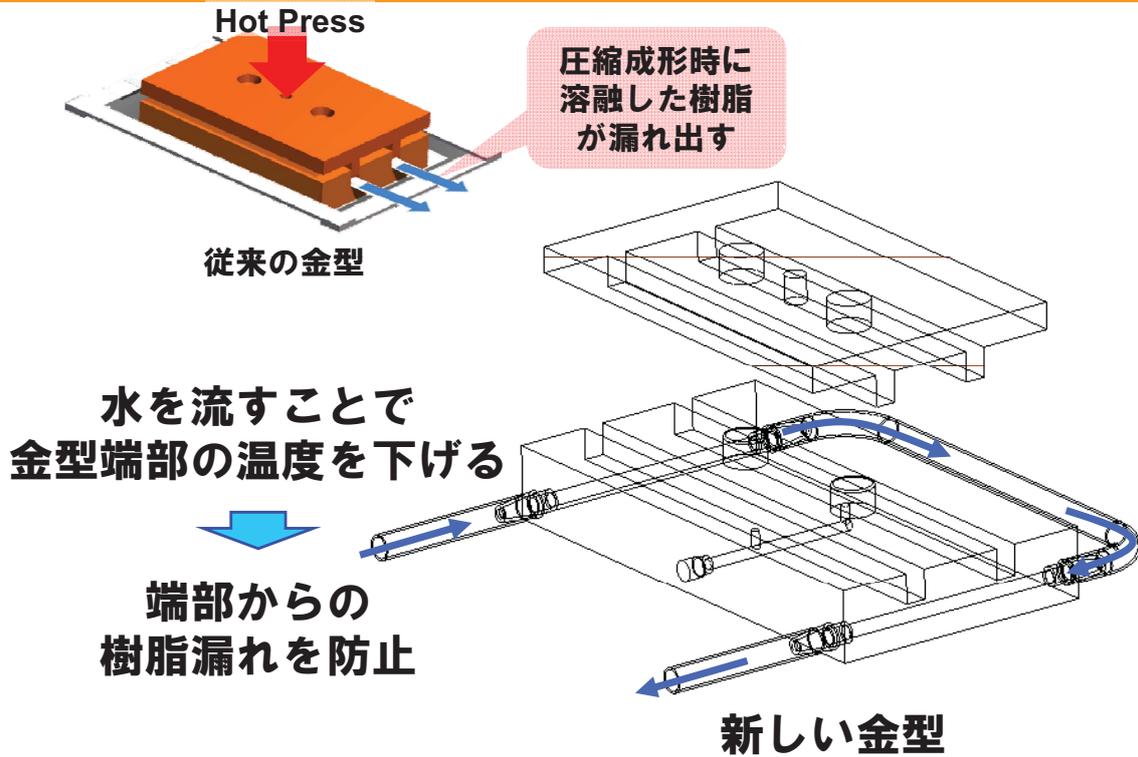
実験方法-3 <圧力損失の低減>



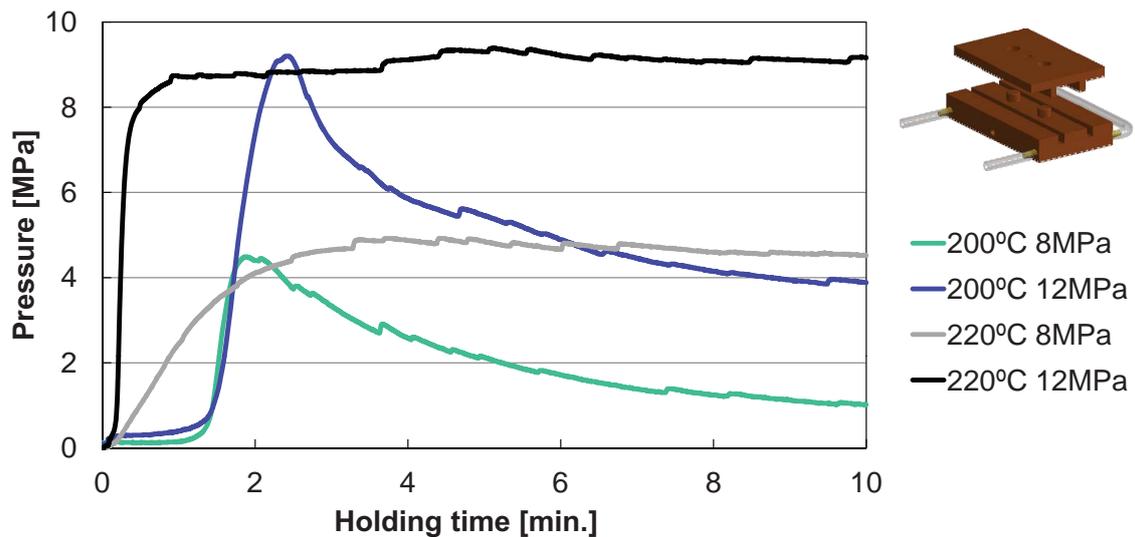
従来の金型

従来の金型を用いた加熱圧縮成形時の金型端部写真

実験方法-3 <圧力損失の低減>



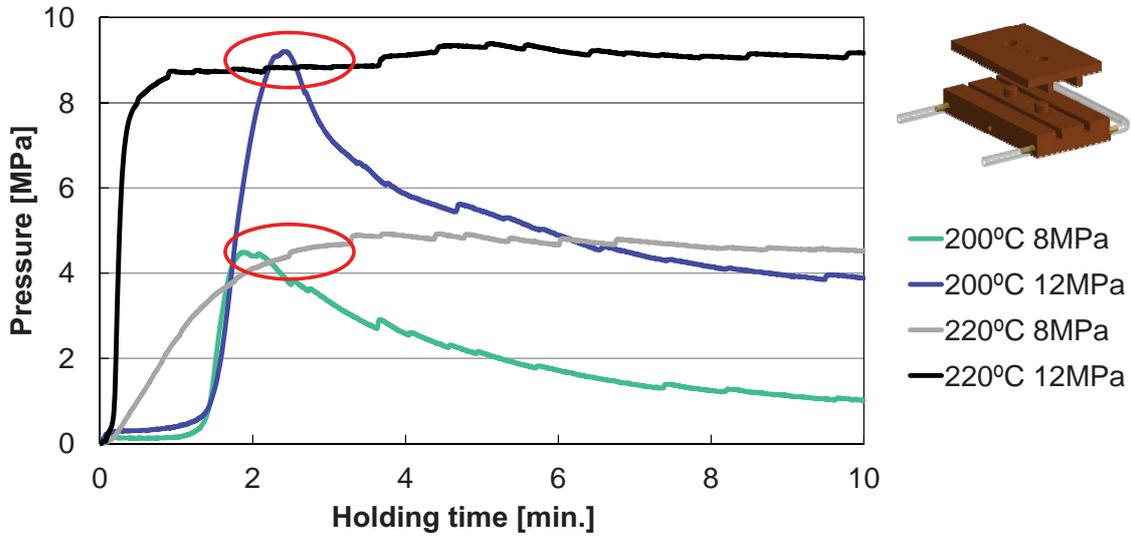
実験結果-3 <圧力測定 (新しい金型) >



成形温度によって圧力履歴が異なる

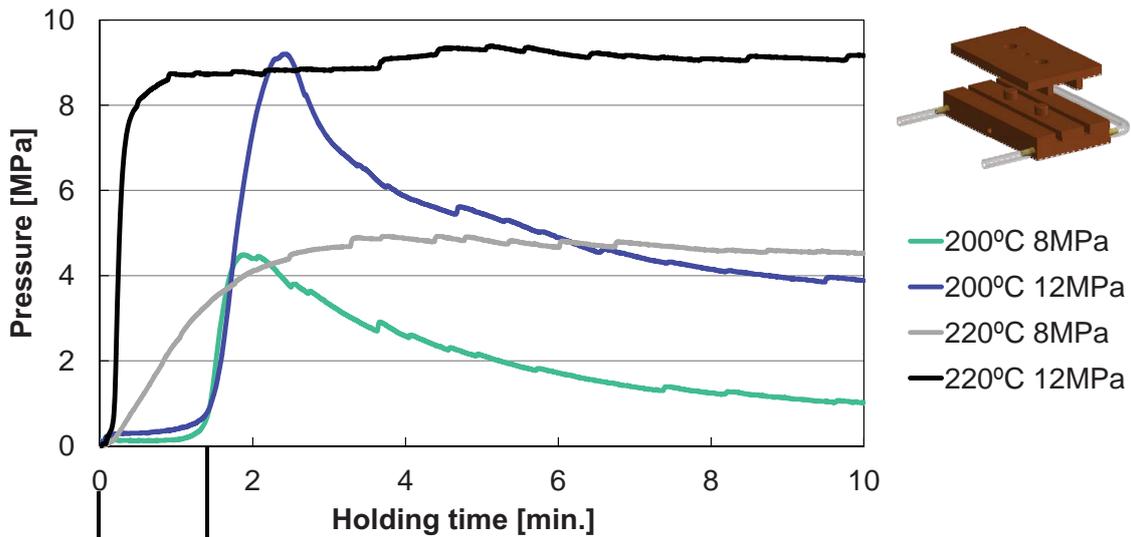
- 200°C ➡ ピーク後、徐々に圧力低下
- 220°C ➡ ピーク後も圧力保持

実験結果-3 <圧力測定 (新しい金型)>



圧力ピークは各成形圧力で等しい

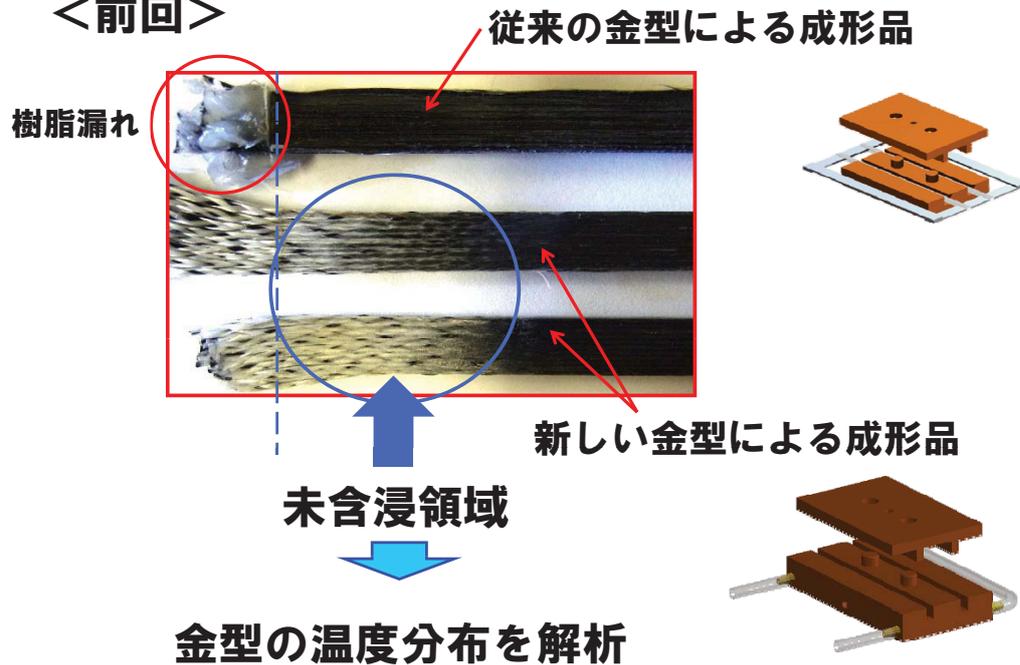
実験結果-3 <圧力測定 (新しい金型)>



(成形温度200°Cにのみ見られる)
樹脂溶融までにかかる時間?

実験結果-3 <新しい金型を用いた成形>

<前回>



結言

含浸性

Darcy則, 連続の式による含浸時間予測式の提案

→ 実験値に良好な一致 → μ/k を求めることで含浸時間予測可能

4点曲げ試験

樹脂含浸率を考慮した曲げ弾性率予測式の提案

→ 実験値と良好な一致 → 樹脂含浸率により曲げ弾性率予測可能

圧力損失の低減

水冷による樹脂流出抑制

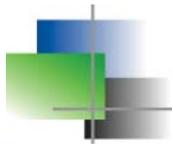
→ 温度分布の存在 → 金型形状の改良が必要

鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究

東京農工大学

大学院工学研究院 先端機械システム部門

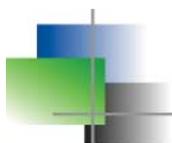
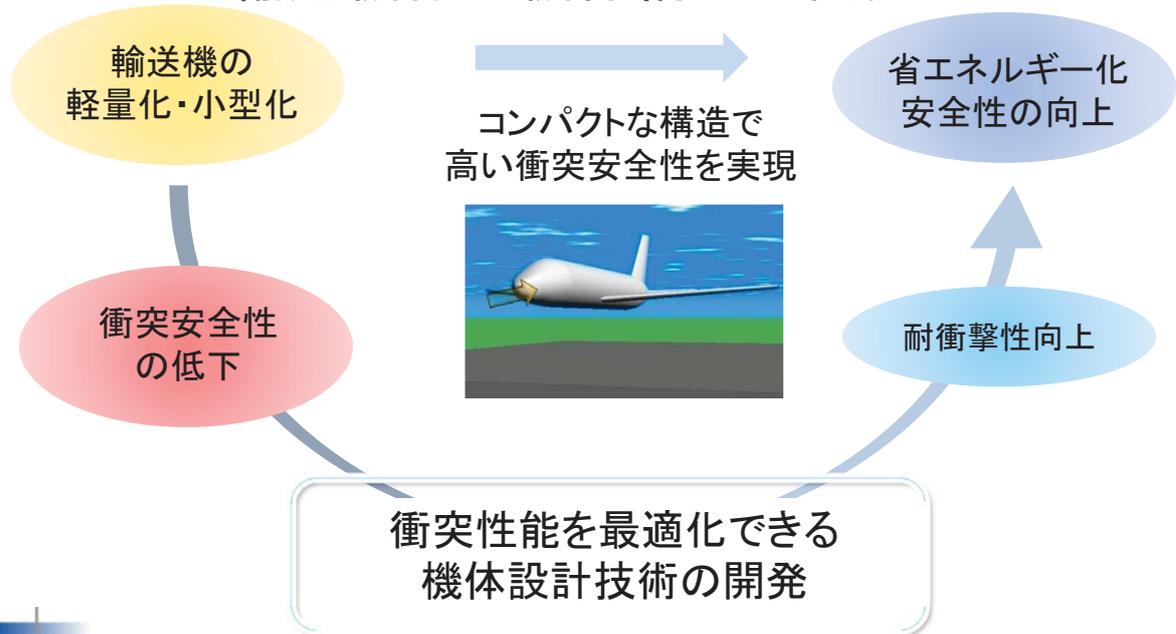
佐久間 淳



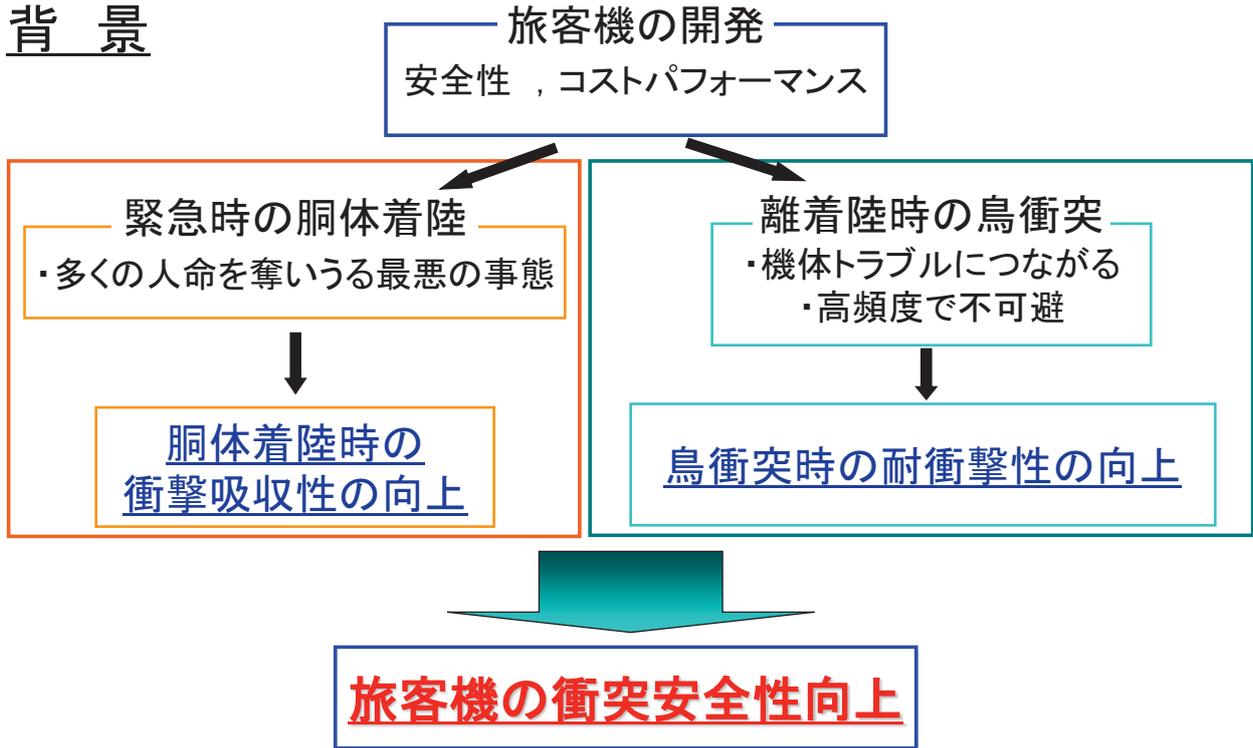
於 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
(東京都調布市深大寺東町)

地球と人に優しい

輸送機器の機体構造の開発

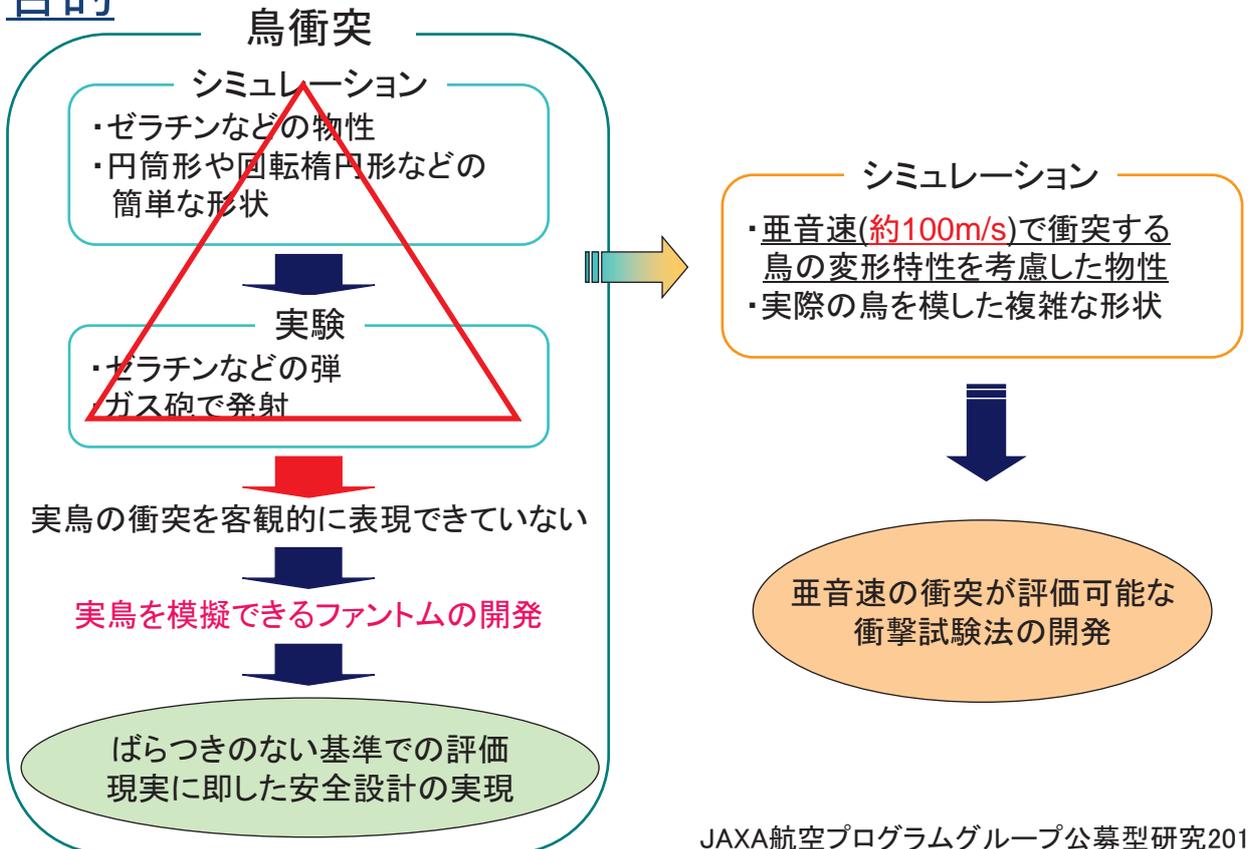


背景



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

目的



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

亜音速レベルの球衝突による物性の計測

落下による試験
(10m/sオーダー)

振子式衝撃試験機
落錘式衝撃試験機

航空機の鳥衝突
(100m/sオーダー)

衝撃波による試験
(1000m/sオーダー)

ホプキンソン棒衝撃試験
火薬銃式衝撃試験

亜音速レベル(100m/sオーダー)での計測に相応しい現象が少ない
→ 亜音速レベルの計測事例が少ない

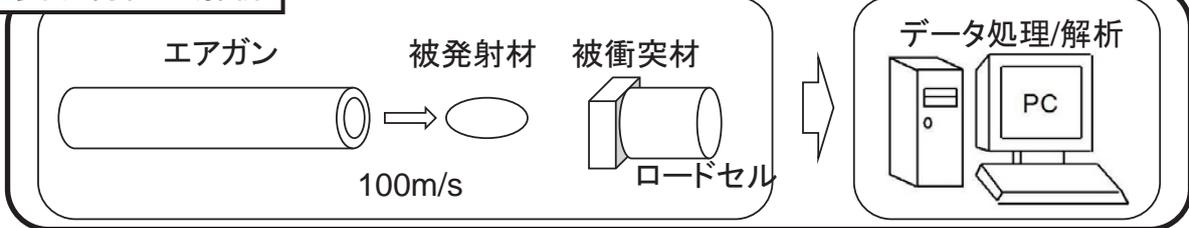
エアガン (100m/sオーダー)の衝突
→ 物性の計測への利用事例がない

エアガンを利用し、物性計測を実現

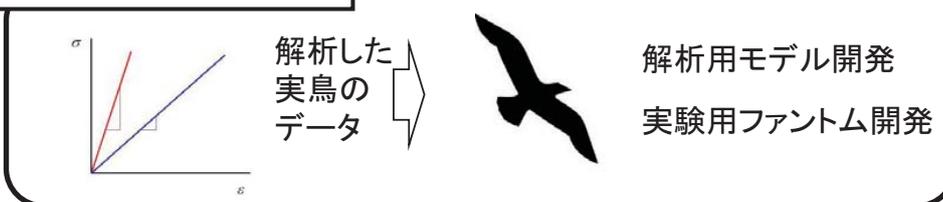
JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

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



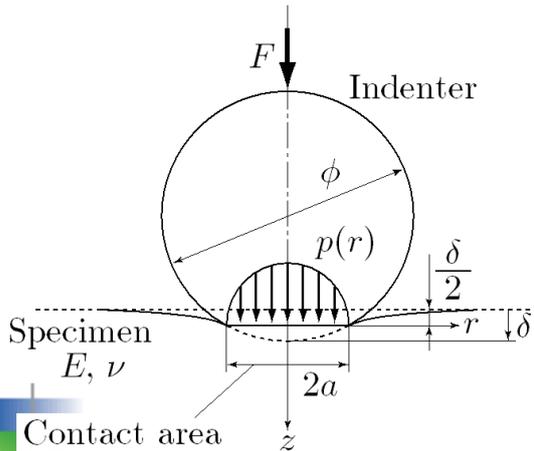
実鳥のデータを基に、解析・実験の高信頼性を図る

JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

Hertzの接触理論による押し込み試験の評価

仮定

- 圧子は弾性体の試料に比べ十分に硬い
- 変形は微小 → 試料厚さを無限大



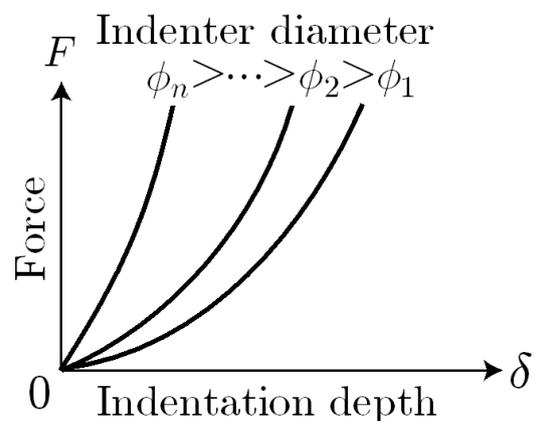
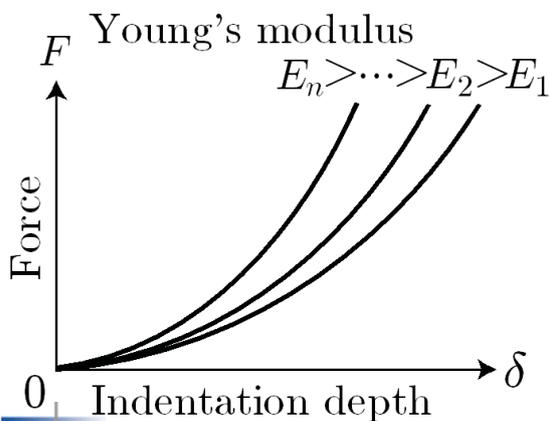
$$F = \frac{4}{3} \frac{E}{1 - \nu^2} \left(\frac{\phi}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \delta^{\frac{3}{2}}$$

$$a = \left(\frac{3 \phi}{4} \frac{1 - \nu^2}{E} F \right)^{\frac{1}{3}}$$

JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

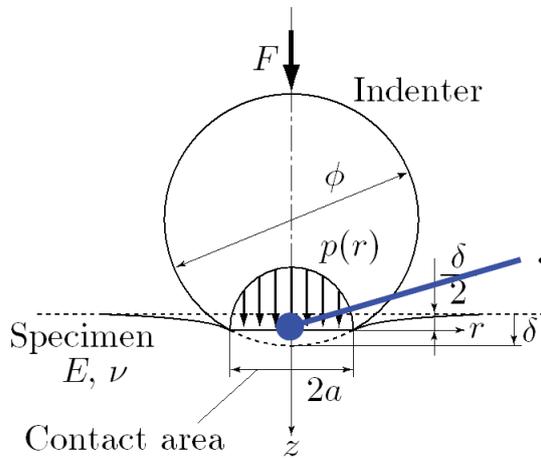
荷重と押し込み量の関係

$$F = \frac{4}{3} \frac{E}{1 - \nu^2} \left(\frac{\phi}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \delta^{\frac{3}{2}}$$



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

HertzひずみとYoung率



□ 応力

$$\sigma = -\frac{3}{2\pi} \left(\frac{3\phi}{4} \frac{1-\nu^2}{E} \right)^{-\frac{2}{3}} F^{\frac{1}{3}}$$

□ Hertzひずみ

$$\bar{\epsilon}_H = -\frac{2}{\pi(1-\nu^2)} \left(\frac{2\delta}{\phi} \right)^{\frac{1}{2}}$$

□ Young率: $E = -\frac{6}{\pi^3(1-\nu^2)^2} \left(\frac{2}{\phi} \right)^2 \frac{F}{\bar{\epsilon}_H^3}$

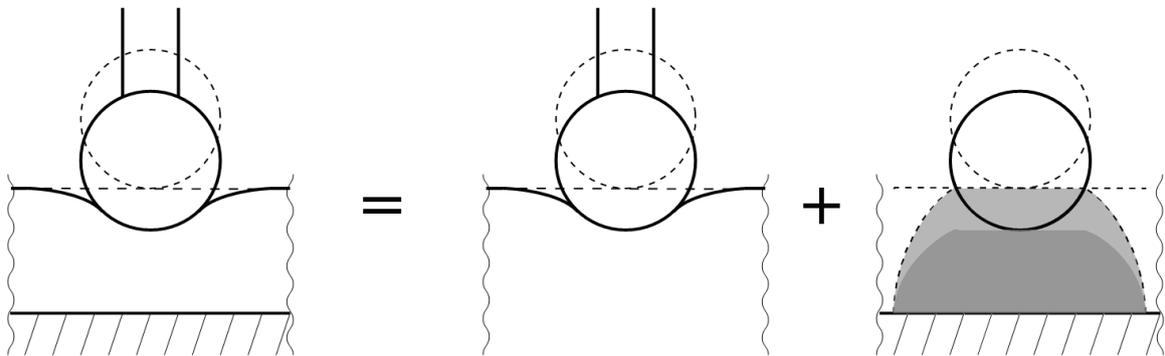
JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

接触変形と圧縮変形の重ね合わせによる 押し変形の表現

押し変形

接触変形

圧縮変形



Hertzひずみ

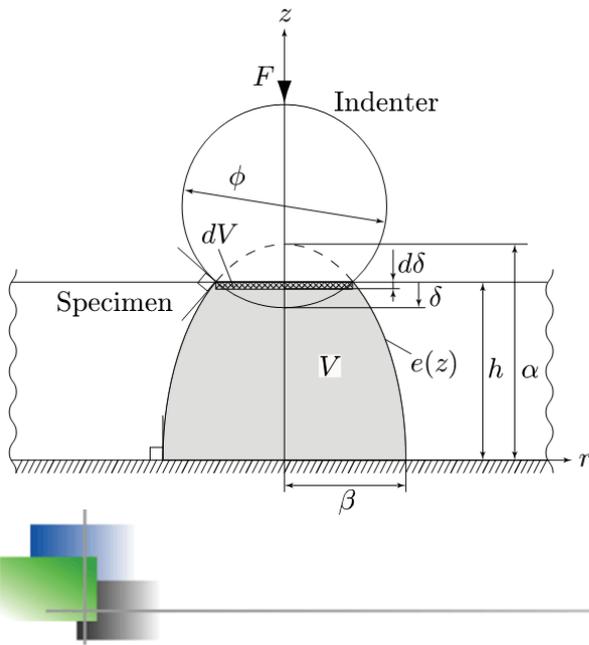
圧縮領域体積の変化率

相当押しひずみ

$$\bar{\epsilon}_I = \bar{\epsilon}_H + \bar{\epsilon}_V$$

JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

圧縮変形領域の体積の変化率



□ 体積

$$V = \frac{\pi}{3} (\phi\delta - \delta^2) \frac{2h^2 + 3h \left(\frac{\phi}{2} - \delta \right)}{\frac{\phi}{2} - \delta}$$

□ 変化分

$$dV = -\pi (\phi\delta - \delta^2) d\delta$$

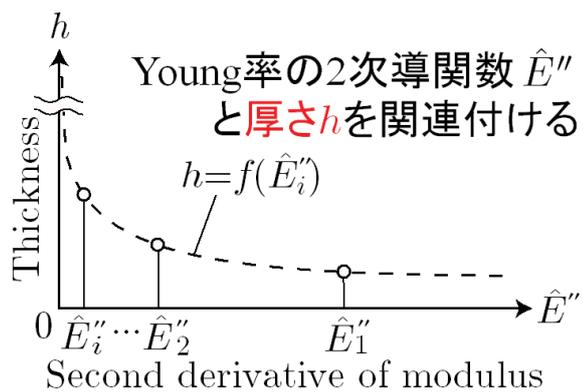
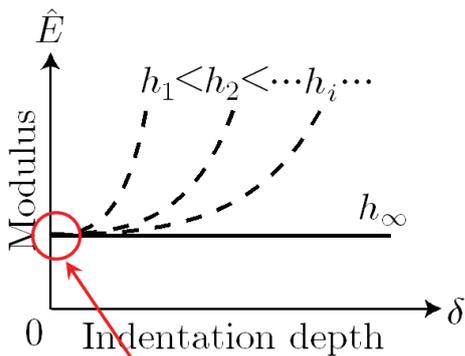
□ 変化率

$$d\bar{\epsilon}_V = \frac{dV}{V}$$

$$\bar{\epsilon}_V = -\frac{\delta}{h} - \frac{2}{3} \ln \left\{ \frac{2h + 3 \left(\frac{\phi}{2} - \delta \right)}{2h + 3 \frac{\phi}{2}} \right\}$$

JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

試料厚さの計測原理

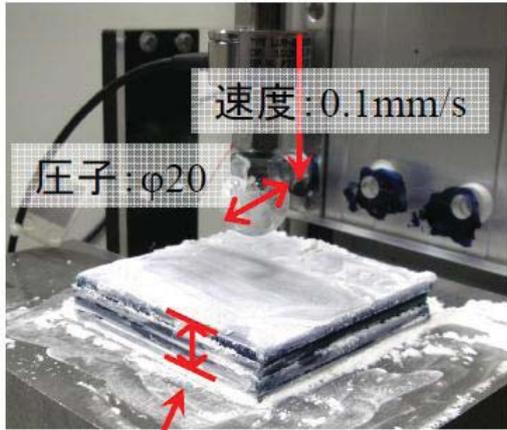


$$\lim_{\delta \rightarrow 0} \frac{\partial \hat{E}(h_i)}{\partial \delta} = 0$$

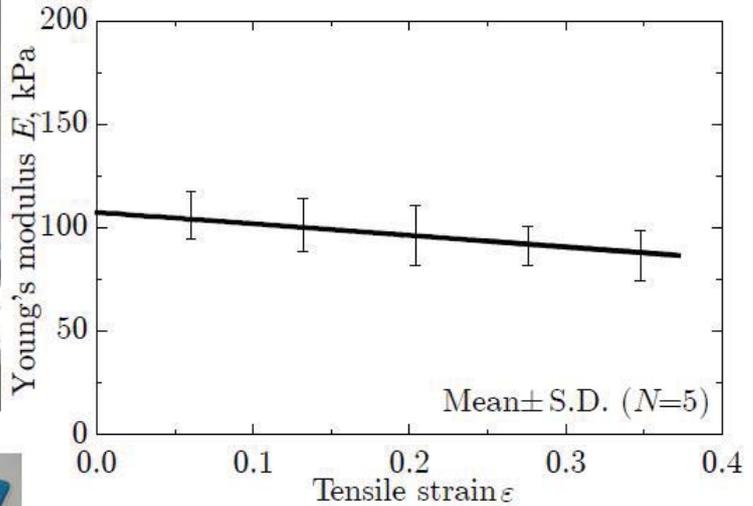
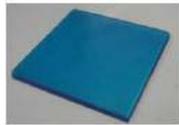
$$\lim_{\delta \rightarrow 0} \frac{\partial^2 \hat{E}(h_i)}{\partial \delta^2} > \lim_{\delta \rightarrow 0} \frac{\partial^2 \hat{E}(h_{i+1})}{\partial \delta^2}$$

JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

試料厚さの影響の評価試験



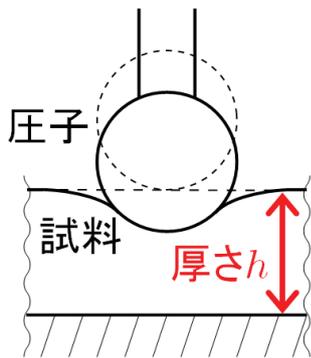
ポリウレタン樹脂



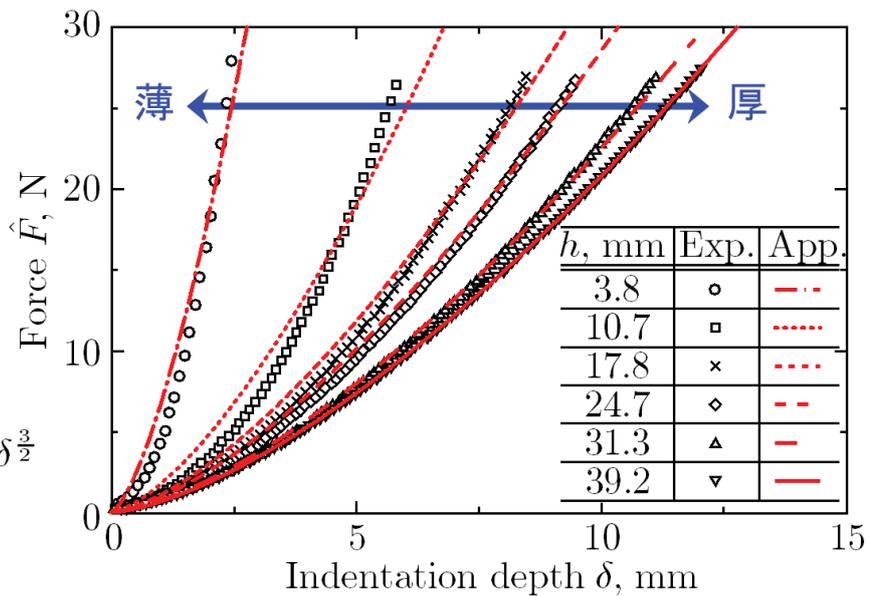
引張試験による供試材のYoung率

JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

Hertzの接触理論による荷重曲線の評価

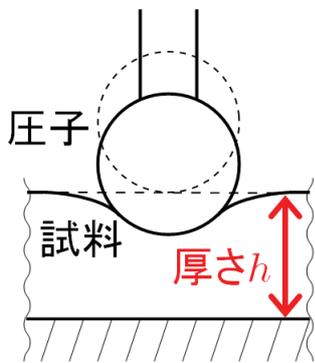


$$F = \frac{4}{3} \frac{E}{1-\nu^2} \left(\frac{\phi}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \delta^{\frac{3}{2}}$$



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

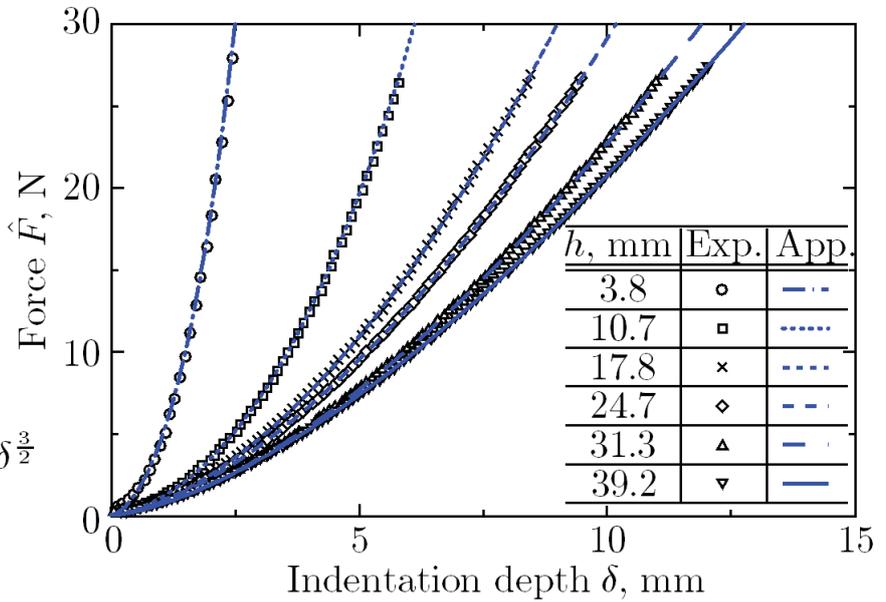
試料厚さの影響を考慮した荷重曲線の評価



$$F = \frac{4}{3} \frac{E}{1 - \nu^2} \left(\frac{\phi}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \delta^{\frac{3}{2}}$$

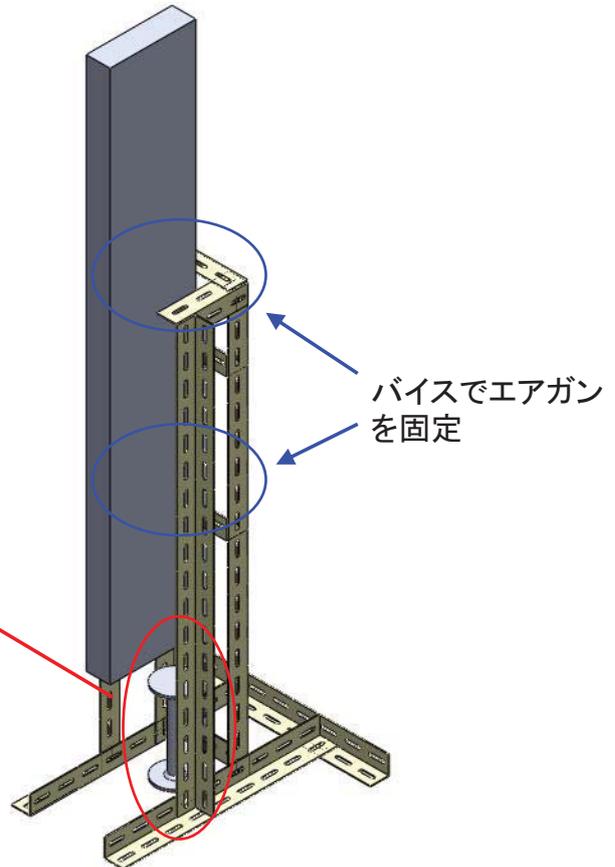


$$\hat{F} = \frac{4}{3} \frac{E}{1 - \nu^2} \left(\frac{\phi}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \{ (1 + B\delta) \delta \}^{\frac{3}{2}} = \frac{4}{3} \frac{\hat{E}}{1 - \nu^2} \left(\frac{\phi}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \delta^{\frac{3}{2}}$$



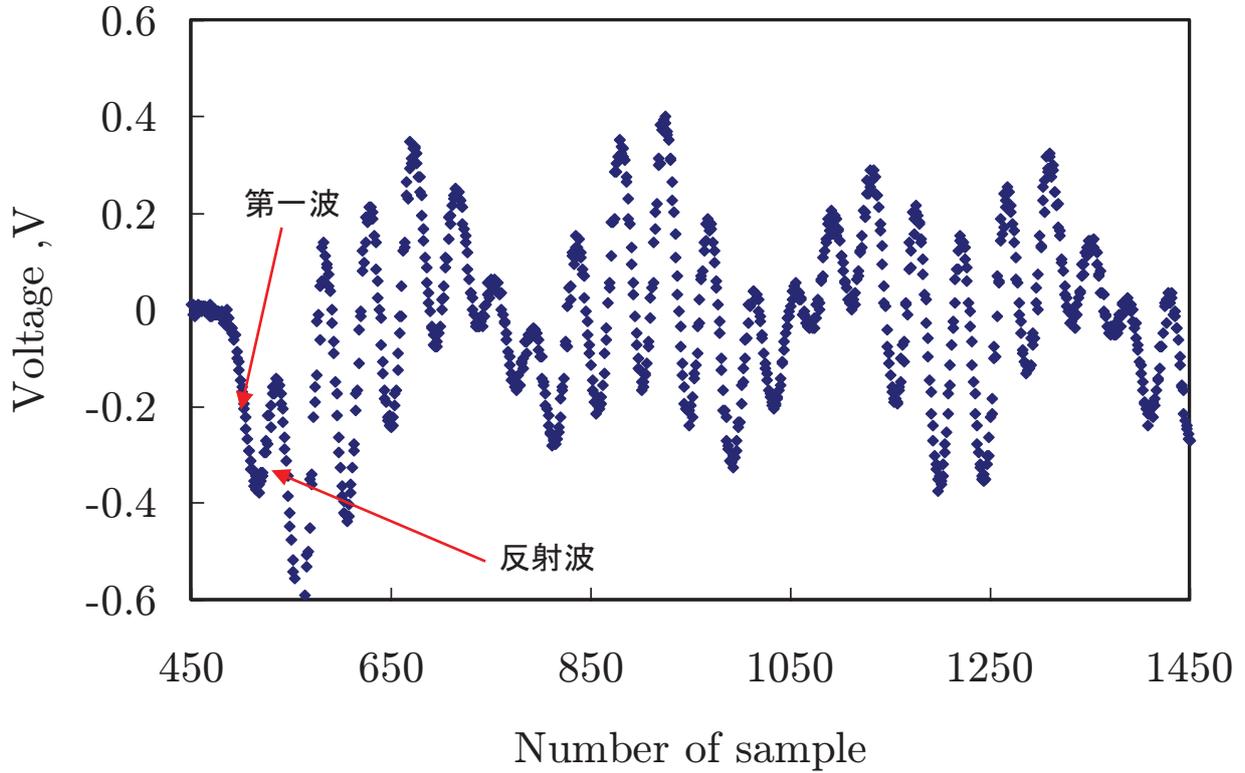
JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

実験装置の設計



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」

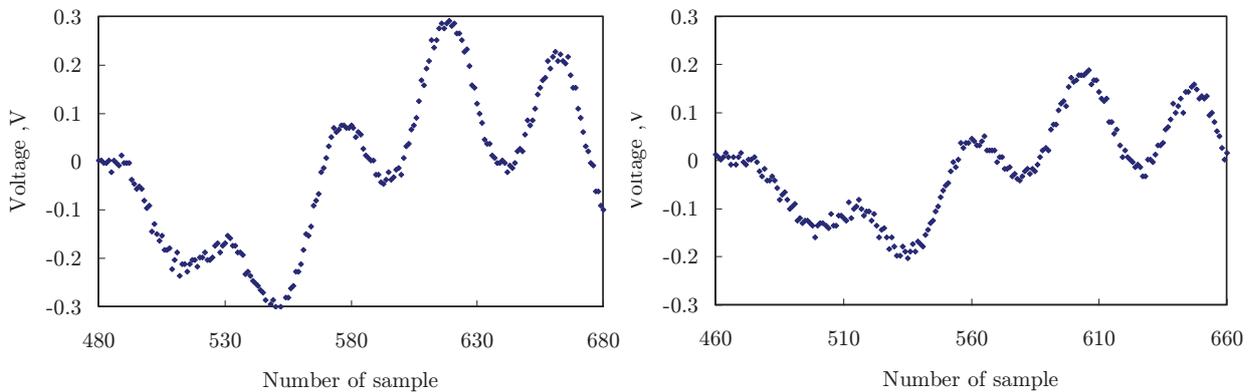
予備実験1



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」



予備実験2



JAXA航空プログラムグループ公募型研究2011
「鳥衝突に用いる疑似鳥材料の研究」



2011 年度 JAXA
航空プログラムグループ
公募型研究報告会
2011 年 12 月 26 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
中江秀雄(教授), 野中由寛(M1), 福井貴明(B4)

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

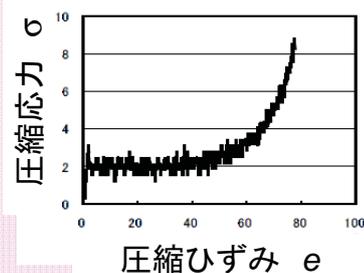
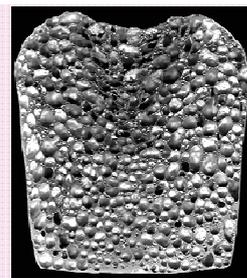
発泡アルミニウム

✓低密度

✓低熱伝導率

✓吸音性

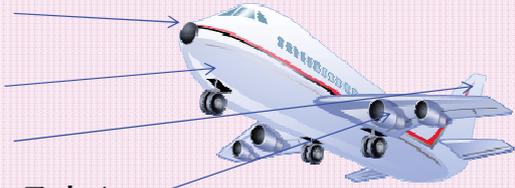
✓エネルギー
吸収性



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)

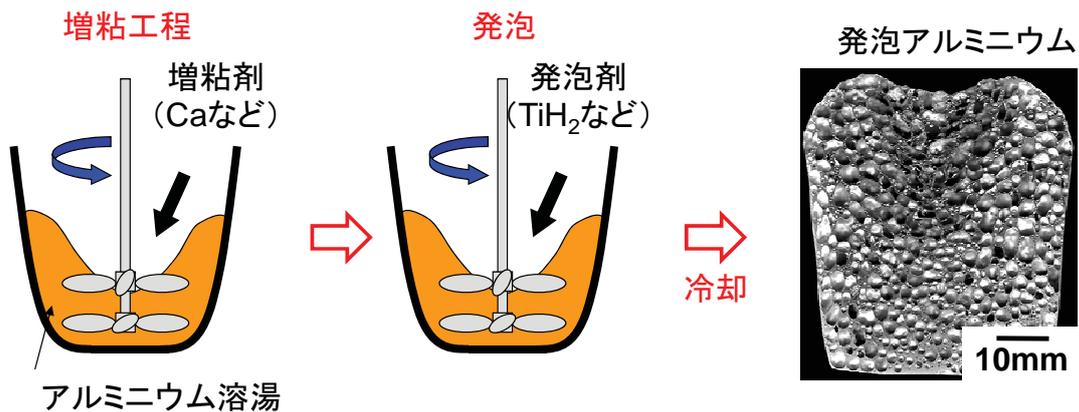


- 客室床面(軽量, 高い比曲げ剛性),
- 座席(軽量, 衝撃吸収性),

など



発泡アルミニウムの製法 / 溶湯発泡法



高強度化に向けた課題

- ✓ 合金化
- ✓ 熱処理
- ✓ 塑性加工

高品質化に向けた課題

- ✓ 不均一な気孔分布
- ✓ 粗大気孔の改善

アルミニウム合金への適用例

発泡アルミ用に用いられる合金 凝固温度範囲例

✓A7000系(Al-Zn-Mg) ¹⁾	111 °C (A7050)
✓A4000系(Al-Si) ²⁾	39 °C (A4032)
✓鋳造用合金 (Al-Si-Mg) ³⁾	55 °C (AC4C)

代表的な航空機体用合金

✓A2000系(Al-Cu-Mg) ⁴⁾	136°C (A2024, 超ジュラルミン)
---------------------------------	-------------------------------

超ジュラルミンの発泡化における課題

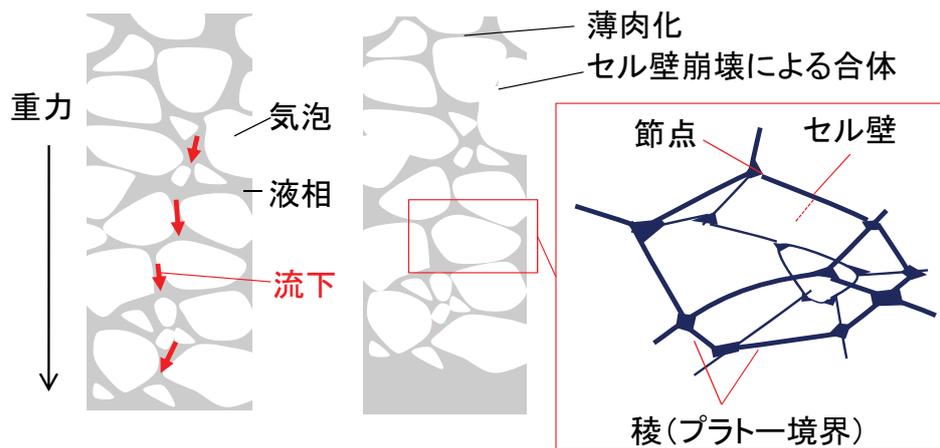
広い凝固温度範囲 ⇨ 冷却時における気孔粗大化の進行

発泡開始後から凝固までの保持時間における
気孔の変化が重要

- 1) T. Miyoshi, et al. Mater. Trans. (2002)
- 2) Z. Sarajan, et al. Mater. Manu. Proc. (2011)
- 3) R. Nadella, et al. Mater. Sci. Tec. 26 (2010)
- 4) 社団法人 軽金属学会 アルミニウムの製品と製造技術

気孔の不均一化・粗大化の抑制

ドレナージ
(排水)



気泡安定化のための方策

増粘剤Ca
の添加



粘性増加による
液相流下の抑制



ドレナージ
の抑制

課題

合金元素ではないCaの添加



合金元素のMgを増粘剤として
使用できないか？

研究目的

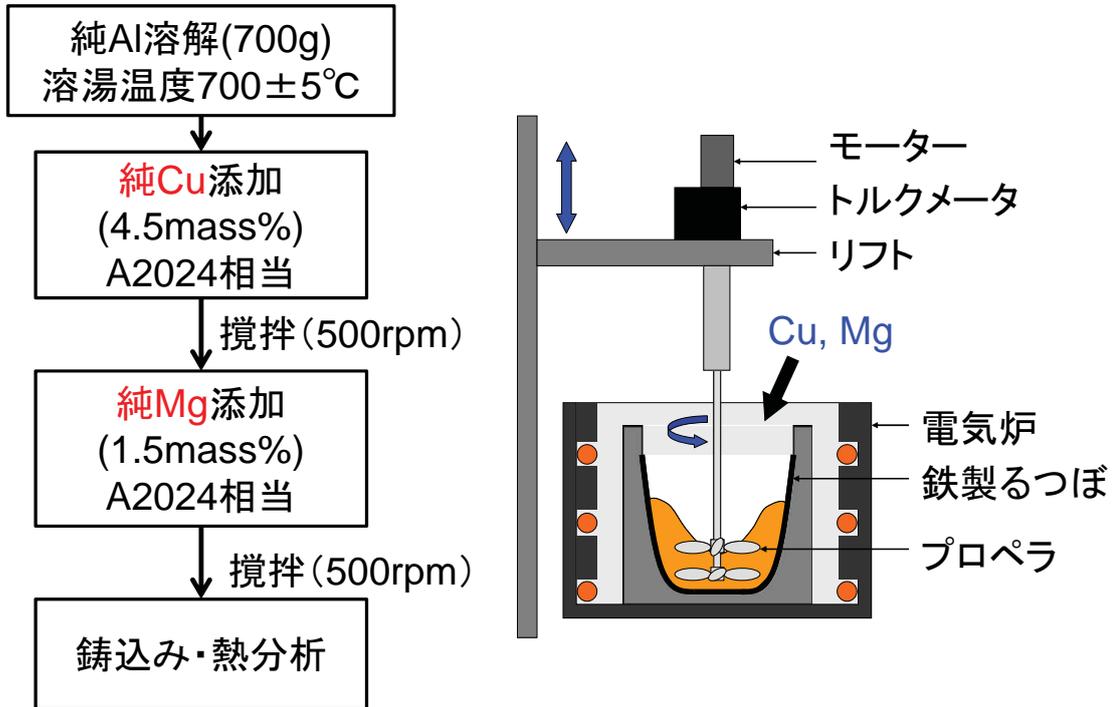
航空機体材料であるジュラルミンを用いた発泡Alの製法の確立と航空機用多機能材料としての応用を目的として、以下の研究を行う。

- Mgを増粘剤として用いた製法の確立
- 熱処理条件がマイクロ組織、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

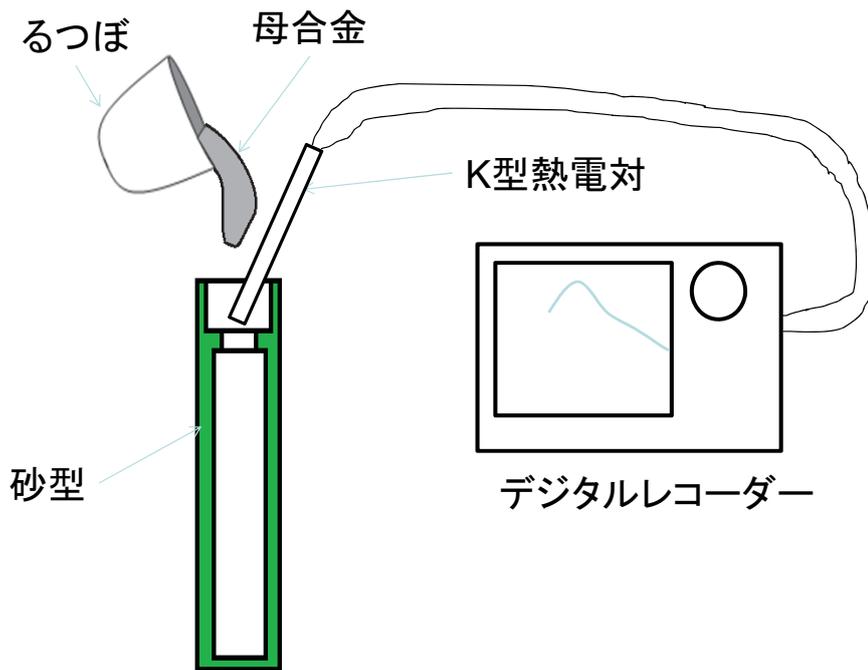
研究計画

	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	→		
セル壁のマイクロ組織観察	→		
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			→

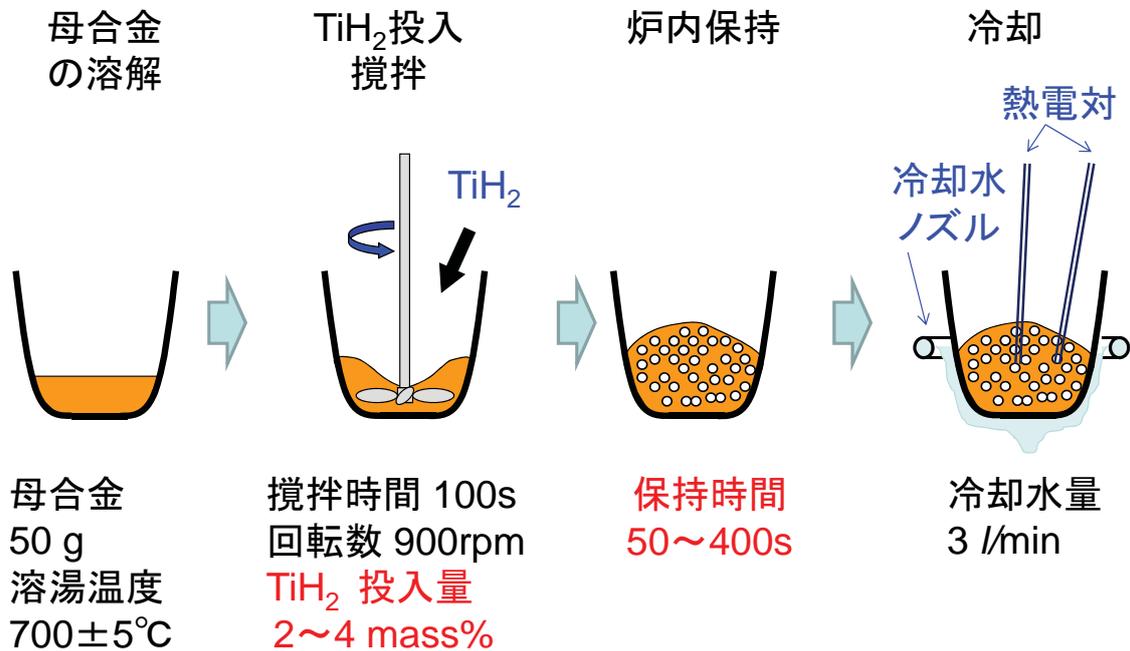
増粘したジュラルミン母合金の作製方法



母合金作製時の熱分析



発泡ジュラルミンの作製方法



試料の評価方法

気孔率の評価

- 密度測定(アルキメデス法), 試料全体を測定
- 気孔率 p 算出

$$p = 1 - \frac{\rho_P}{\rho_{NP}} \times 100$$

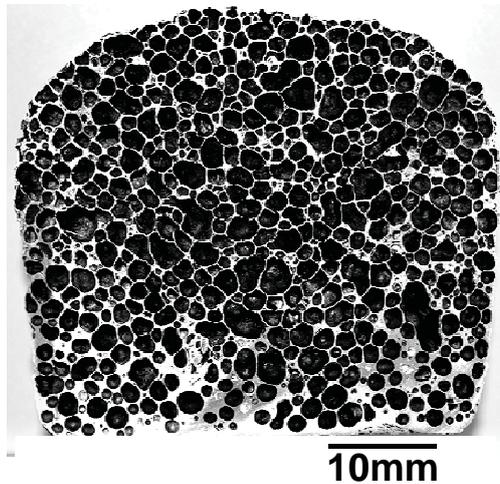
ρ_{NP} : 母合金の密度

ρ_P : 発泡試料の密度

気孔形態の評価

- 断面観察
- 気孔径測定:画像解析ソフト(WinROOF)

作製した発泡ジュラルミンの断面



保持時間: 150 s
TiH₂ : 4 mass %

平均気孔径: 1.2mm
気孔率: 81%

Mgを合金成分・増粘剤として用いることにより
発泡ジュラルミン(A2024相当)の作製が可能

まとめ

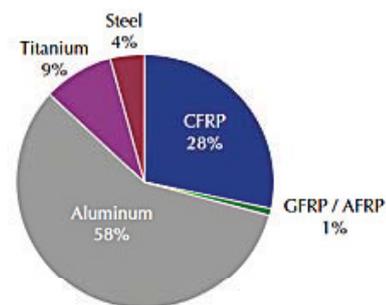
- Al-Cu溶湯においてもMgは増粘剤として作用した.
 - Al-Cu-Mg合金(A2024相当)による発泡ジュラルミンの作製は可能である.
 - 発泡時の保持時間の経過とともに以下のように変化する.
 - 1)TiH₂分解の進行過程
 - 2)セル同士の合体による粗大化過程
 - 3)セル壁の崩壊による水素の離脱及び液相の沈降による収縮過程
- 微細・均一な気孔を生成させるためには2)の過程が進行する前に発泡ジュラルミンを凝固させる必要がある.

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

研究背景

- 旅客機のCFRP使用率は上昇しているが、今後も金属部材と併用する。
- CFRP/金属材接合部は存在する。



MRJの材料別使用率



CFRP/金属材接合の方法

1. 機械的ファスニング
 - リベット, ボルト・ナット
 - 従来からの接合方法. 高い実績.
2. 接着
 - 接着強度の低さ, ハンドリングの悪さ
3. 直接接合
 - ろう付・はんだ付, レーザ接合
 - 開発途上

リベットによる接合

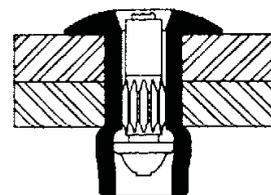
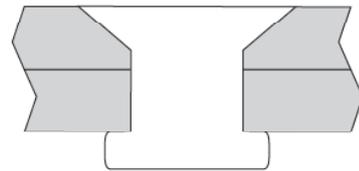
丸頭リベット
(Round head solid rivet)



皿頭リベット, 沈頭鋏
(Round head solid rivet)



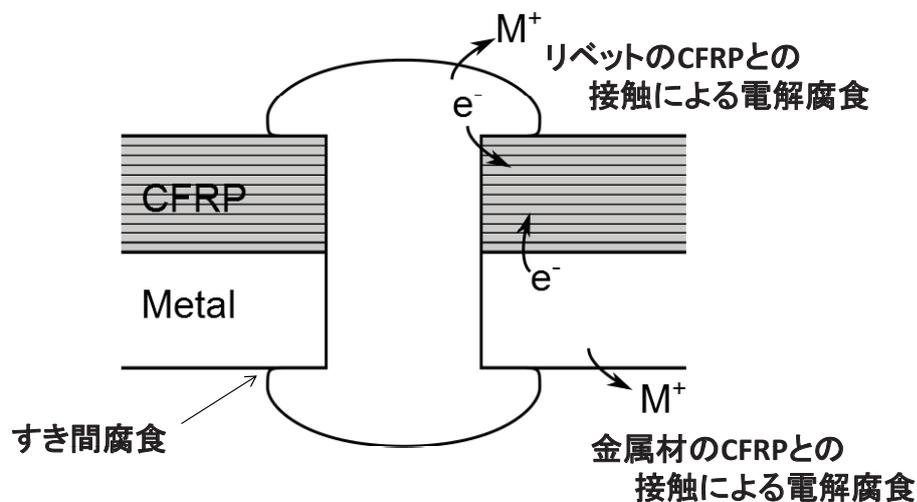
ブラインドリベット
(Blind rivet)



航空機用リベットの材質

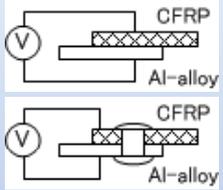
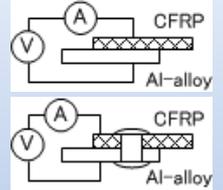
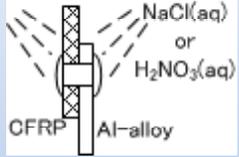
- Al合金
 - Pure Al : 1100
 - A2000 (Al-Cu) : A2017-T, A2024-T, A2117-T
 - A5000 (Al-Mg) : A5056-T
 - A7000 (Al-Zn-Mg-Cu) : A7075-T
- Ti合金
 - α Ti alloy : CP-Ti, 55Ti-45Nb (Ti/Cb)等
 - β Ti alloy : Ti15-3-3-3 (15V-3Al-3Cr-3Sn) 等
 - α - β Ti alloy : Ti-6Al-4V
- A286 (JIS SUH 660, Fe-25Ni-15Cr-1Mo)
- モネル合金 (63Ni-Cu)

リベット接合部の腐食



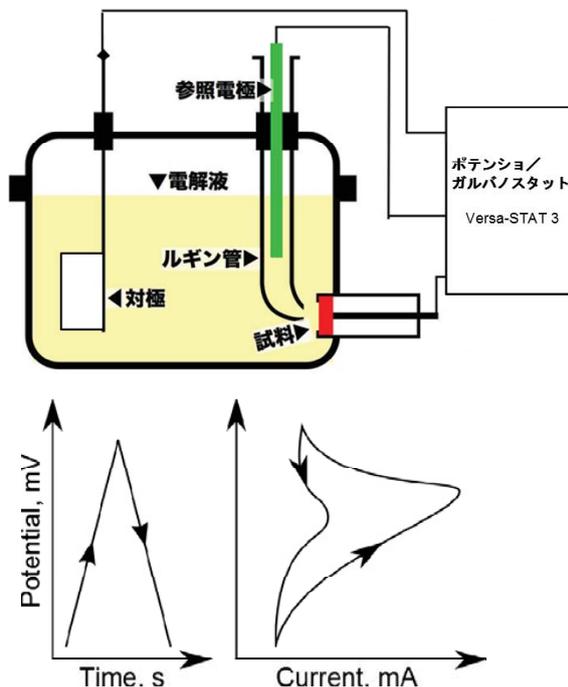
研究アプローチ／手法

	(イ)自然電位	(ロ)アノード分極	(ハ)腐食試験
(1-1) CFRP/アルミ合金 単純接合体	○ (H23前期)	○ (H23後期)	—
(1-2) CFRP/アルミ合金 リベット継手	○ (H23前期)	○ (H23後期)	○(H24後期—H25)
(2-1) 単純接合体+犠牲電極	○ (H23後期)	○ (H24前期)	—
(2-2) リベット継手+犠牲電極	○ (H23後期)	○ (H24前期)	○(H24後期—H25)

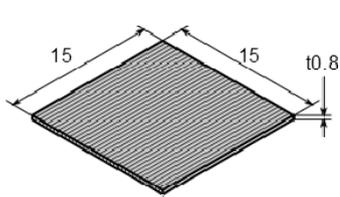
(イ)自然電位測定	(ロ)アノード分極曲線測定	(ハ)腐食試験
		
<p>接合継手の自然電位を測定することにより、腐食が進行する度合いの優劣を大まかに推定することができる。</p>	<p>電位を印加・走査し、継手に流れる電流を測定する。このアノード分極曲線の測定を行うことで、金属表面で起こっている電気分解反応を推定することができる。</p>	<p>NaCl溶液中、硝酸溶液中、硫酸溶液中に接合体を浸漬し、一定期日のちに、減肉量等を測定する。</p>

EPR法による鋭敏化測定

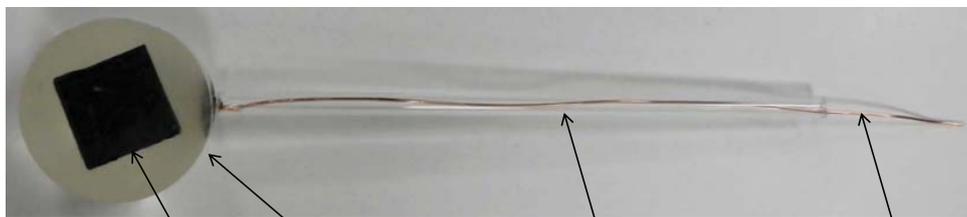
- ステンレス鋼の電気化学的再活性化率の測定
 - JIS G 0580
 - 0.01mol/l KSCN + 0.5mol/l H₂SO₄ 水溶液
 - 試験面は鏡面まで研磨
 - JIS規格では#120以上.
 - -0.35V → 0.35V → -0.35V と電位を100mV/minで掃引し、電流を測定した。



CFRP対極の作製

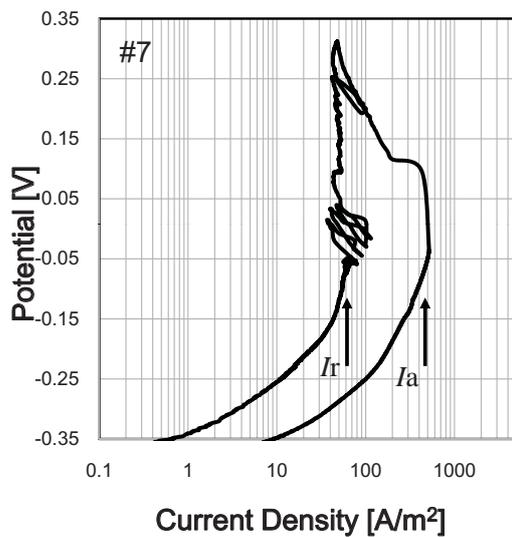


- $V_f \approx 70\%$
- 裏面にAl蒸着
- 裏面に銅線をはんだ付
- アクリル樹脂埋め込み

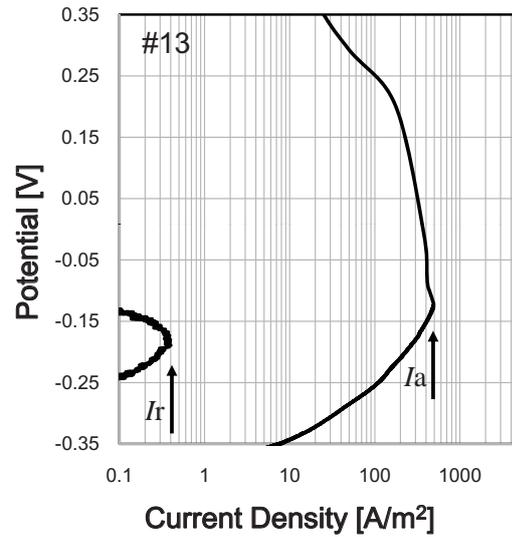


CFRP アクリル樹脂 ガラス管 無酸素銅線

往復アノード分極曲線図

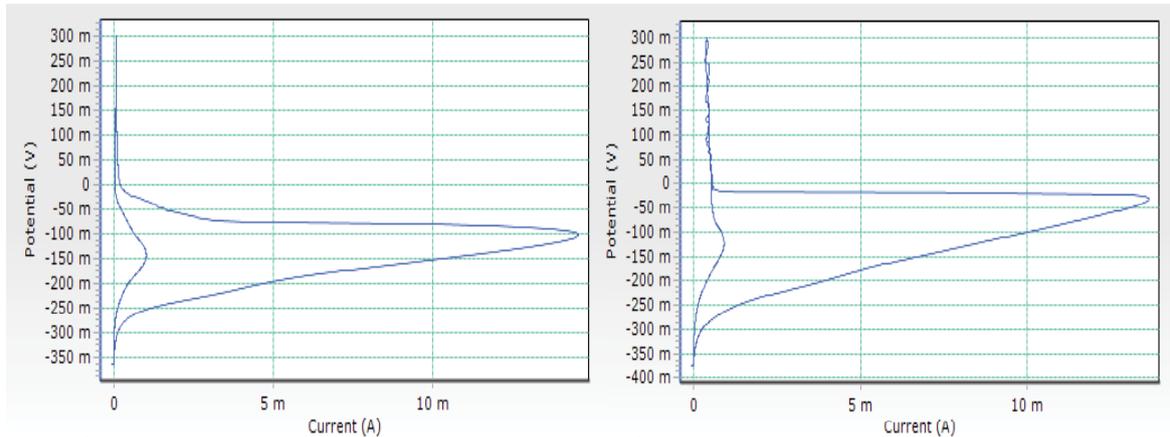


$$R_m = 10.8 [\%]$$



$$R_m = 6.64 \times 10^{-2} [\%]$$

SUS304を用いたEPR試験結果



対極: 黒鉛丸棒
再活性化率: 6.7%

対極: CFRP
再活性化率: 8.0%

全体的に不安定なプロファイル.

まとめ

- SUS304鋼に対するEPR法試験において対極が黒鉛棒の場合とCFRPの場合で比較した.
 - CFRPを対極とする場合にはAl蒸着をした上ではんだ付を行うなどして銅線を十分に密着させなくてはならない.
 - 黒鉛棒, CFRPのいずれの場合も同様な往復アノード分解曲線が得られる.
 - CFRPとSUS304鋼の接触により電解腐食が起こり得る.



Smart composites
system lab.
Univ. of Tokyo

2011年度JAXA航空プログラムグループ公募型研究報告会, 2011.12.26(調布)

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(東大・新領域)

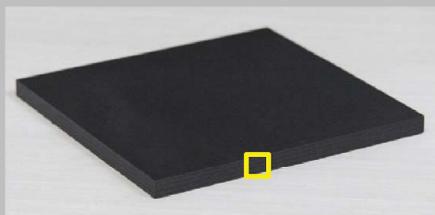
Outline

- ・ライフサイクルモニタリング
- ・CFRP成形品質予測
- ・アングル材ライフサイクルモニタリング

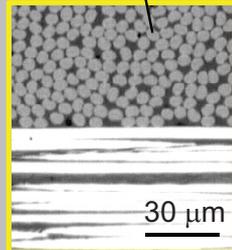
研究背景

Smart composites
system lab.
Univ. of Tokyo

CFRP (Carbon fiber reinforced plastic)



炭素繊維(直径約5μm)



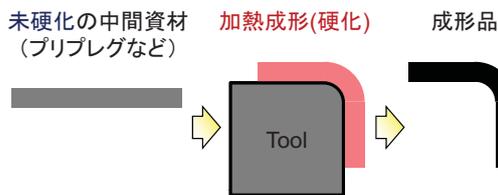
0°層
(繊維断面)

90°層
(繊維側面)

航空機主要一次構造部材への適用が急速に進んでいる

CFRPの特徴

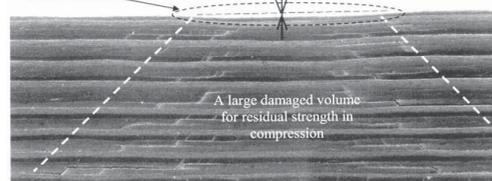
加熱成形時に材料物性と形状が決定



(金属構造: 熱処理された部材を加工・組立)

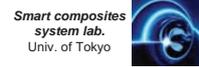
内部に複雑な亀裂が発生

衝撃損傷の断面写真
A small dent depth for detectability



検査で発見できない損傷が
強度を大幅に低下させる

研究背景



依然として大型CFRP構造を精度良く一体成形・組立し
さらに運用時の長期健全性を保証することは困難

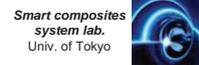
Boeing787の翼パネルの製造(MHI)



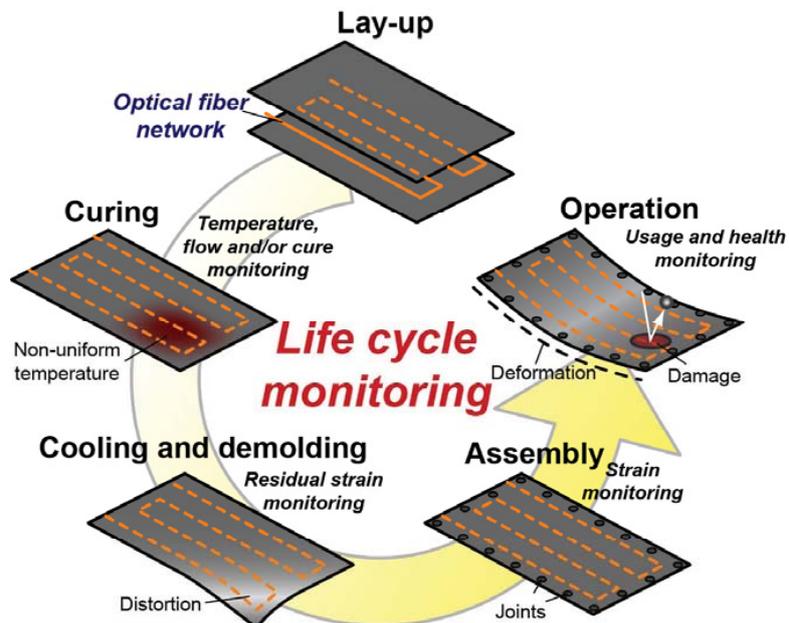
- ・オートクレーブ内の温度不均一性
- ・厚板内部での温度分布
- ・材料特性のばらつき/分布
- ・熱残留変形/歪み
- ・歪んだ部材同士の接合
- ・内部損傷による強度の大幅な低下
(例: 層間剥離、衝撃損傷)

設計手法の革新、製造・メンテナンス技術の向上を通して
CFRP構造の信頼性・安全性向上、更なる軽量化を実現するために
構造内部の状態を連続的にモニタする新たな技術の開発が重要

ライフサイクルモニタリング



“生体における神経網”のように
積層時に構造内部に形成された埋込光ファイバネットワークを用いて
構造のライフサイクルにわたり、連続的に構造内部の状態を監視

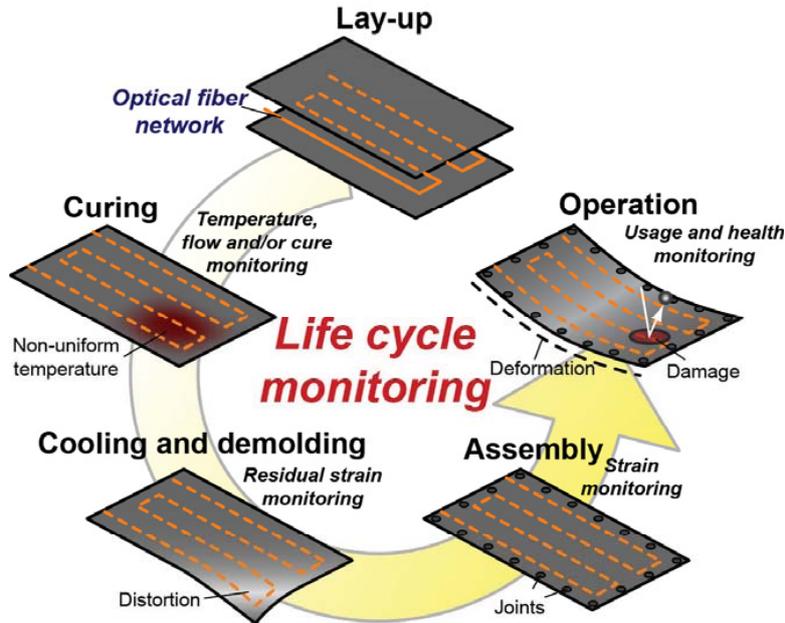


ライフサイクルモニタリング



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

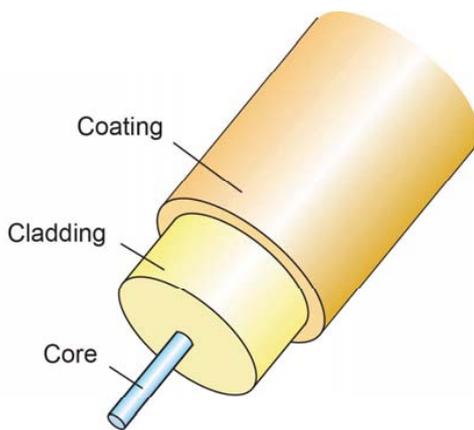
成形時に形状・材料特性が決定し
ライフサイクルを通したひずみ蓄積によって最終破壊に至るCFRPに有効



モニタリング用光ファイバ



光ファイバの構造

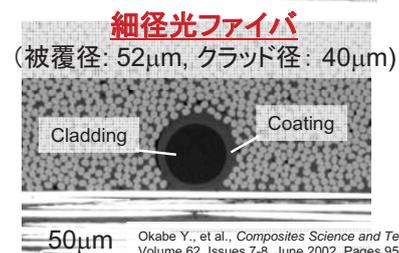
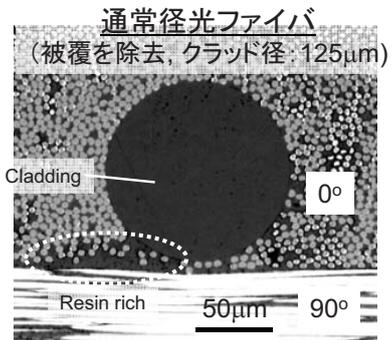


クラッド: 石英ガラス
コア: ゲルマニウムドープ石英 (直径<10μm)
被覆: ポリイミド

埋め込み、成形・運用時の計測のため
耐熱・耐損傷性に優れる構成

複合材料への埋め込み

強化繊維に沿う方向に配置し
成形することで層内に埋没



本年度の研究目的

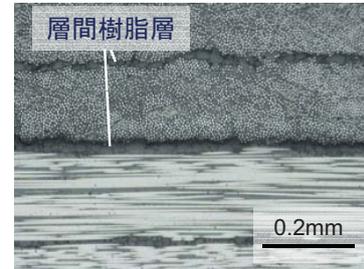


ライフサイクルモニタリング技術の確立に向け 特に成形過程に着目した基礎検討を実施

FBG光ファイバセンサを埋込、成形時のセンサ応答履歴を用いることでCFRPの成形品質を予測する手法を構築

- 層間に樹脂層を有するT800S/3900-2Bを対象に成形時に樹脂層に発生する熱残留ひずみ計測手法を構築
- 成形条件を変化させた実験を行い品質予測手法を検討

T800S/3900-2Bの断面



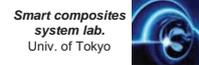
埋込FBG光ファイバセンサを用いたCFRPコーナ部のライフサイクルモニタリングを実証

- CFRPにとってクリティカルな板厚方向ひずみのライフサイクルモニタリング技術基盤の構築
- 擬似的な組立荷重を加えた試験での強度予測手法の検討

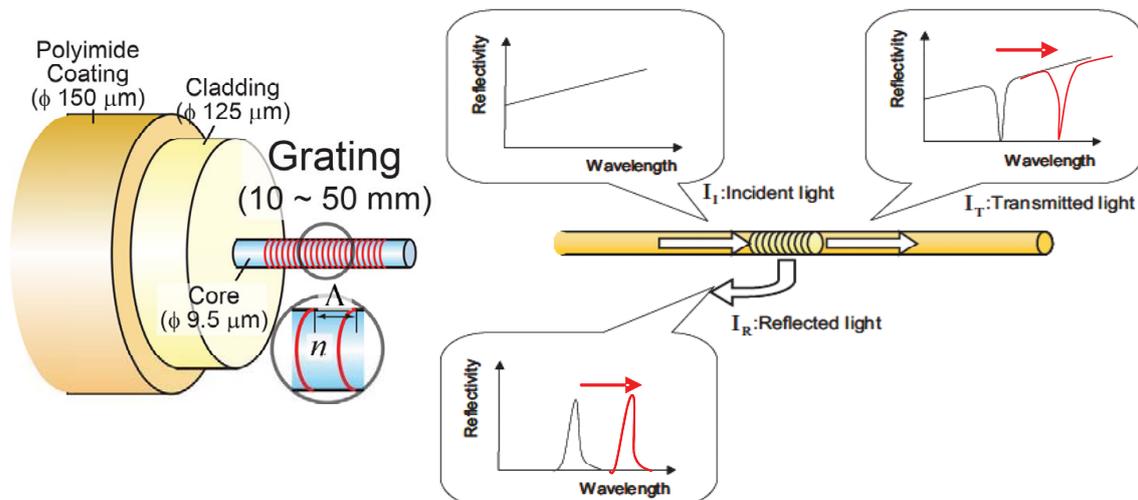
Wing spar of A350



FBGセンサ



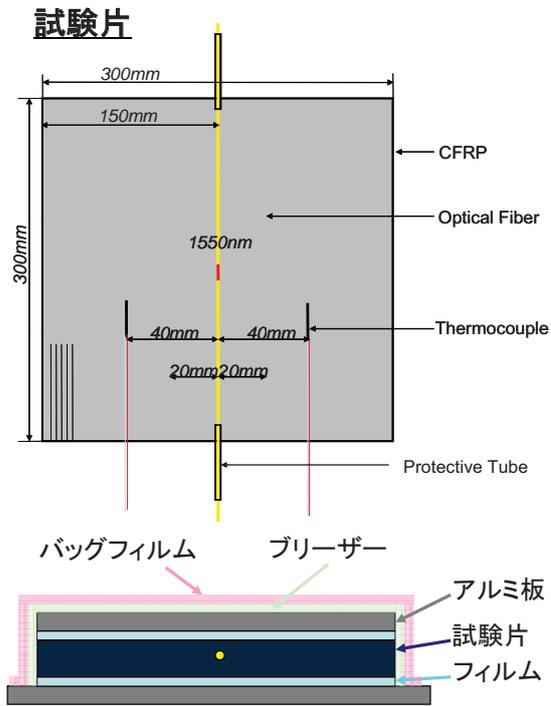
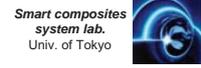
コア、クラッド、被覆の3層構造からなる光ファイバのコアに周期的屈折率変化を生じさせ、回折格子(グレーティング)を形成したもの



広帯域の光 I_1 を入射すると、狭帯域の光 I_R を反射
反射光の中心波長やスペクトル形状は、ひずみや温度の影響を受けると変化

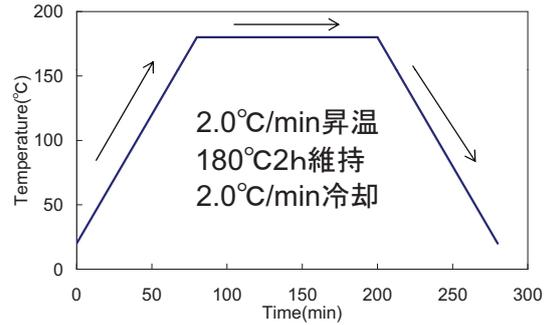
ひずみ・温度センサとして用いられる

実験方法



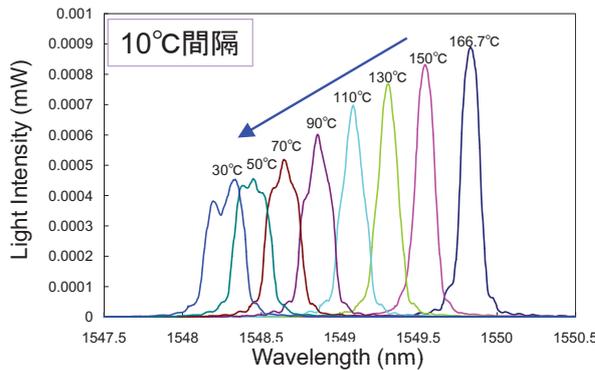
試験条件

CFRP : T800S/3900-2B (東レ), [0]₁₆
 8-9層間 : FBGセンサ(10mm), 熱電対
 圧力条件 : 0.7MPa加圧
 温度条件 :



成形プロセス中のFBGセンサ
 スペクトル応答履歴を連続計測
 (特に冷却中に着目)

FBGセンサスペクトルの変化履歴



- FBGスペクトルは短波長側にシフト (温度応答)
- 冷却過程初期には埋め込み前と同様に単一の急峻なピークを有する形状
- 温度低下にともないスペクトル幅が広がり最終的にはスペクトルがスプリット

FBGセンサの複屈折効果

センサ断面形状

反射光スペクトル

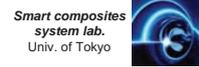
$$\lambda_p - \lambda_q = k (\epsilon_1 - \epsilon_2)$$

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

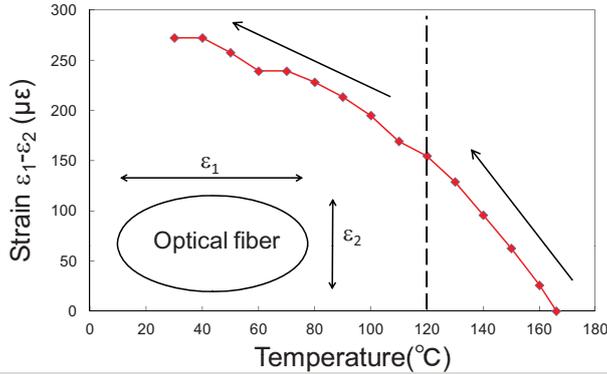
n_0 : 初期平均屈折率
 λ_0 : 初期波長
 p_{11}, p_{12} : 光弾性定数

ピーク間距離は
 断面方向の主ひずみの差に依存

計測されたスペクトル変化は、冷却過程において光ファイバ断面が初期の真円形状から楕円形状に押しつぶされていることを示している

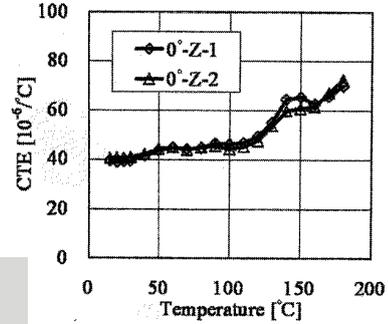


主ひずみ差の変化履歴



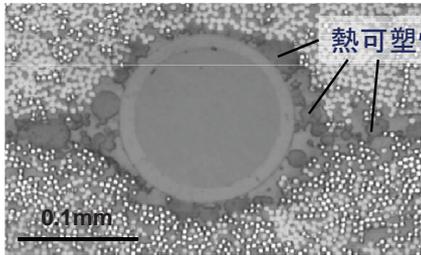
厚さ方向の熱膨張係数(T800S/3900-2B)

清水隆之, et al. 日本複合材料学会誌. 37 (1), 21-28 (2011).



傾きが変化した温度(約120°C)は厚さ方向CTEが熱可塑性粒子の影響で非線形性を示す温度と一致

光ファイバ埋め込み断面観察

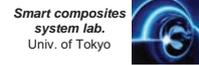


熱可塑性粒子

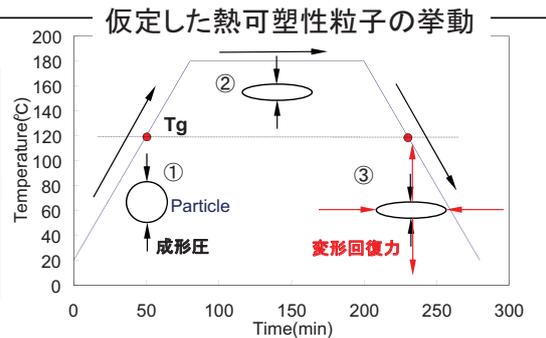
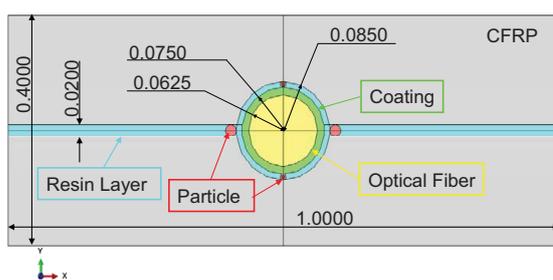
熱可塑性粒子がセンサ周囲にほぼ均等に分散している

FBGスペクトル形状変化にも熱可塑性粒子が関与していると考えられる

有限要素解析



有限要素モデル(Abaqus 6.10)

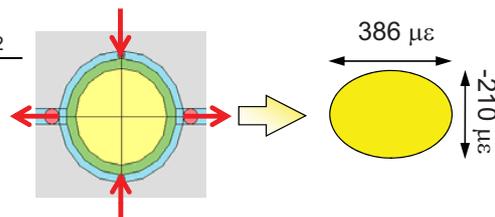


熱可塑性粒子が降伏応力程度(100MPa)の力を発生したと仮定して
それに相当する点荷重を熱可塑性粒子位置に負荷し
FBGセンサに発生する残留ひずみ(熱ひずみ含む)を算出

解析結果

樹脂層なし	-8 με
樹脂層のみ	27 με
樹脂層+熱可塑性粒子	298 με
実験値	270 με

主ひずみ差 $\epsilon_1 - \epsilon_2$



FBGスペクトル形状の変化要因は熱可塑性粒子であり
硬化の際の成形加圧によって上下方向に潰されることがキーとなる現象

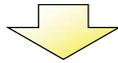
成形条件に依存したFBG応答履歴



成形加圧によって上下方向に潰されることがキーとなる現象

加圧条件が変化することで、FBGセンサ応答履歴が変化する可能性

複雑形状のCFRP成形では
真空バッグフィルムのたるみや張り
あるいはプリプレグの突っ張りが発生



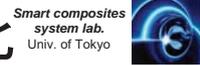
オートクレーブの設定圧力と
材料に加わる圧力(局所圧力)が異なり
成形不良を起こす例が多数報告

複雑形状CFRP構造を成形する際に生じる
バッグフィルムのしわ

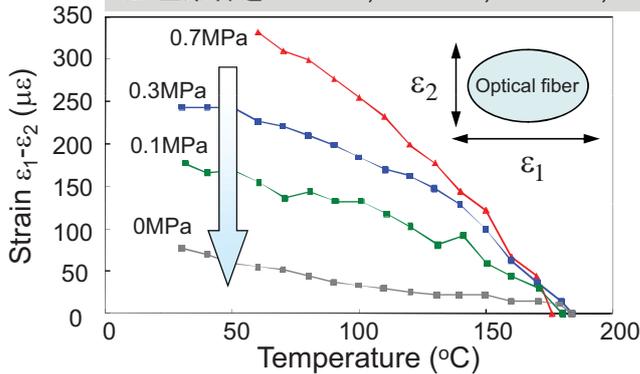


FBGセンサの応答履歴から材料に実際に加えられた圧力を知ることができれば
成形品の品質を保証することが可能

加圧条件に依存した主ひずみ差の変化



加圧条件を0.7MPa, 0.3MPa, 0.1MPa, 0MPaに変化させた試験を実施

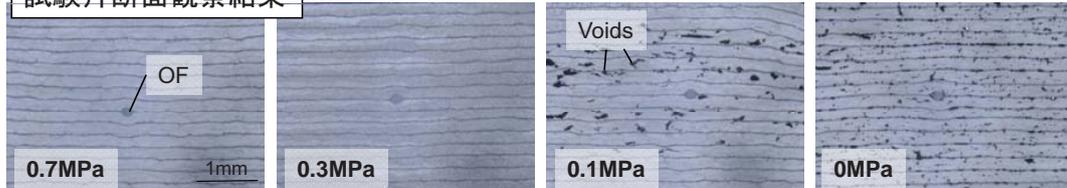


- 各試験条件において温度低下とともに非軸対称ひずみが増加
- 加圧が小さくなるとともに冷却過程で生じるひずみ量が減少



残留ひずみ量から
加圧不良の有無を判定可能

試験片断面観察結果



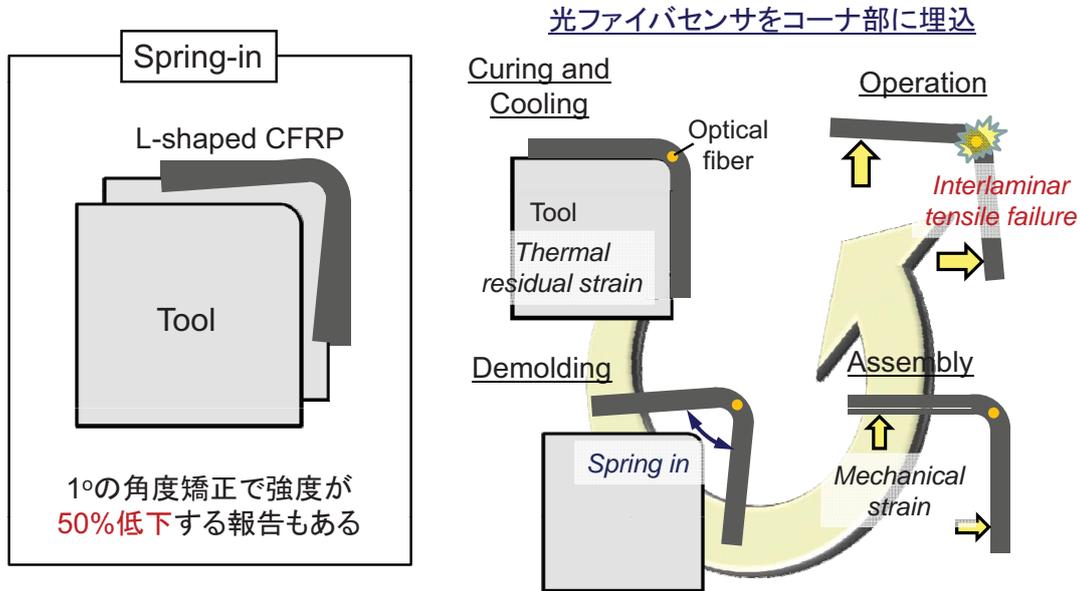
ひずみ量が200 $\mu\epsilon$ 以下であればボイドが形成していると予測することが可能

層間靱性値と光ファイバ応答の相関評価を実施中→品質・材料特性予測

コーナ部のライフサイクルモニタリング



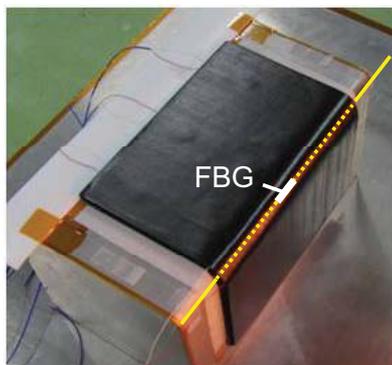
L型コーナー部は成形時にSpring-inが発生するとともに
ライフサイクルにわたって板厚方向応力が負荷される
(CFRPの面外(板厚)方向の強度は面内強度の5%程度)



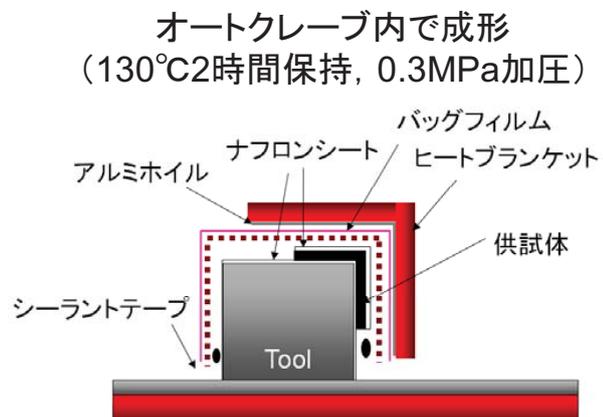
試験片作成の概要



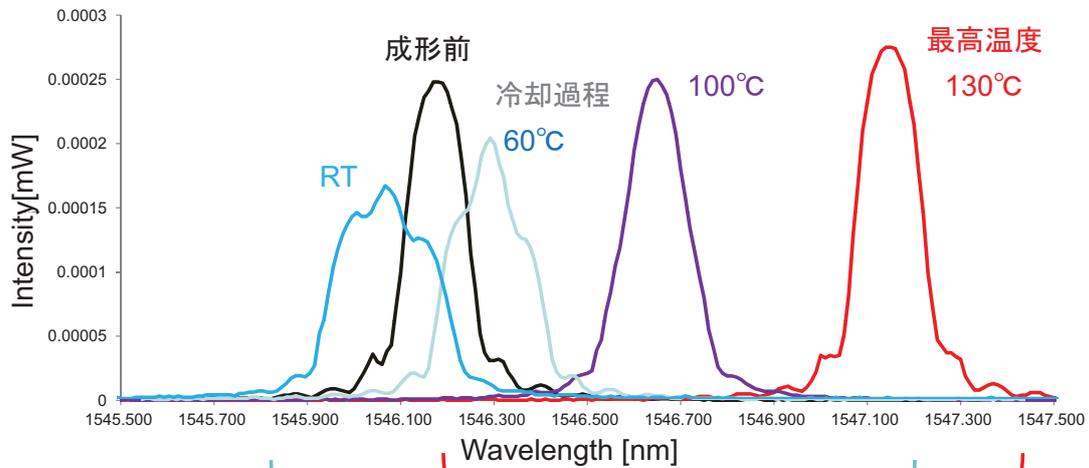
- ◆ 供試体 : T700S/Epoxy#2592 $[0_4/90_4]_{2S}$ 32層
- ◆ センサ : FBGセンサ (繊維方向埋込み)
-1546nm→コーナー部16-17層間
: 熱電対



積層中の様子



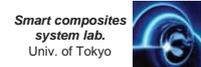
成形中のFBGスペクトル応答



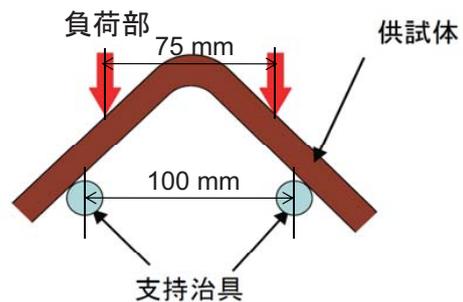
冷却過程において複屈折が発生

➡ 約 $300\mu\epsilon$ の非軸対称ひずみの検出

4点曲げ試験



- ◆ 供試体 : T700S/Epoxy#2592 $[0_4/90_4]_{2S}$ 32層, 幅25 mm
- ◆ センサ : FBGセンサ(1546nm)
→コーナー部16-17層間
- ◆ 負荷スパン : 75 mm
- ◆ 支持スパン : 100 mm
- ◆ 変位速度 : 1 mm/min

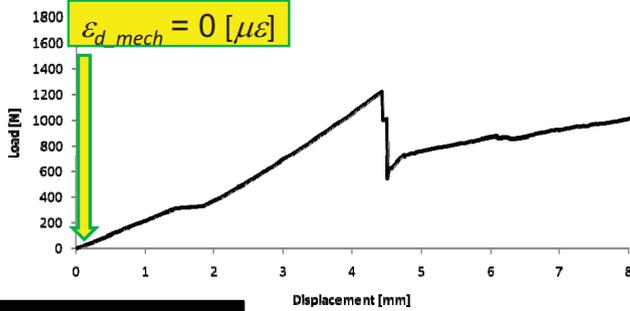


試験時はコーナー部を光学顕微鏡で観察

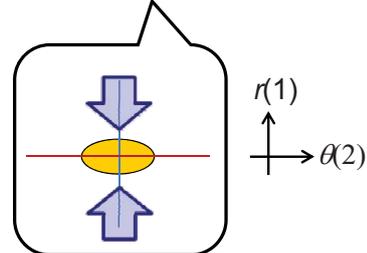
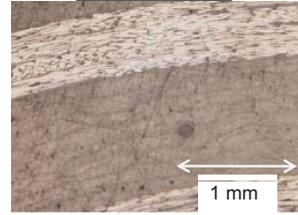


曲げ試験結果

荷重一変位曲線



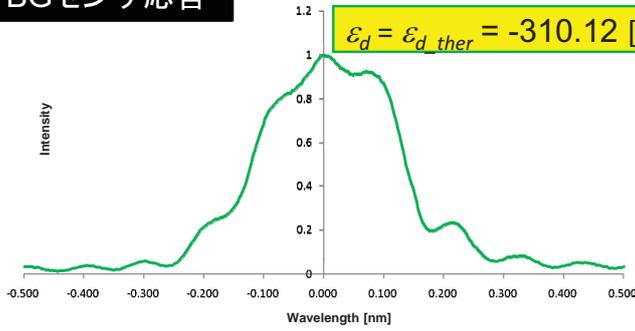
断面写真



ファイバ断面

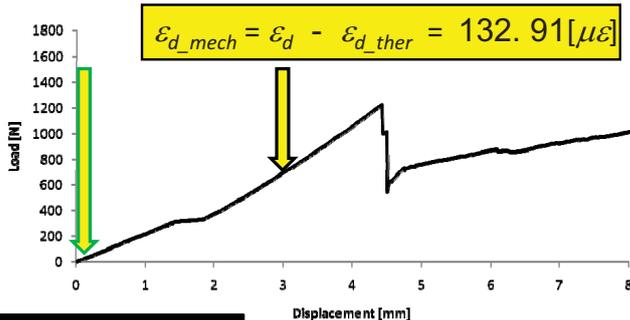
成形時の熱収縮による面外圧縮ひずみが残留

FBGセンサ応答

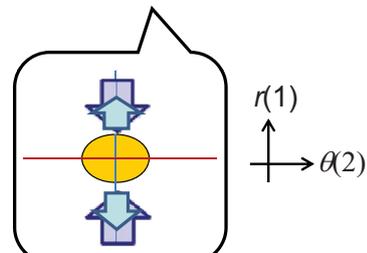
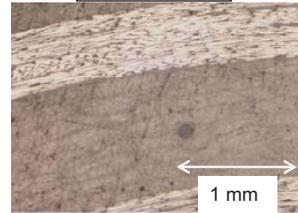


曲げ試験結果

荷重一変位曲線



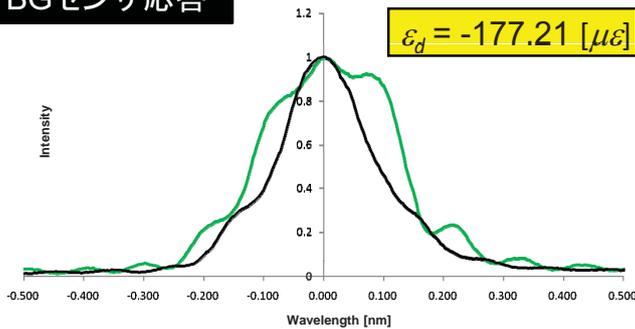
断面写真



ファイバ断面

力学的変形による面外圧縮ひずみの緩和

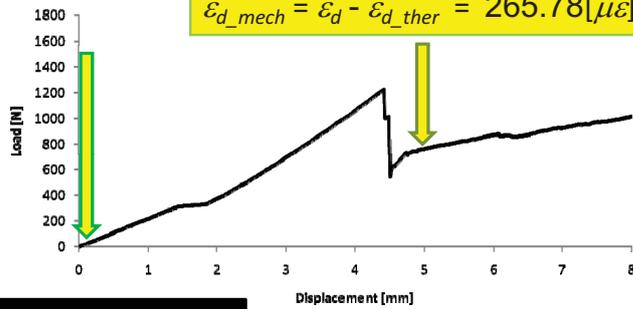
FBGセンサ応答



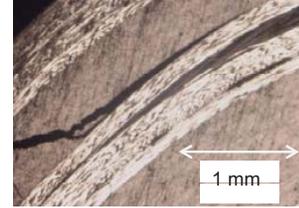
曲げ試験結果



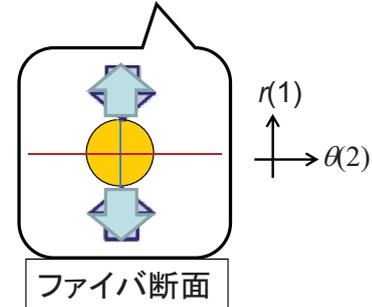
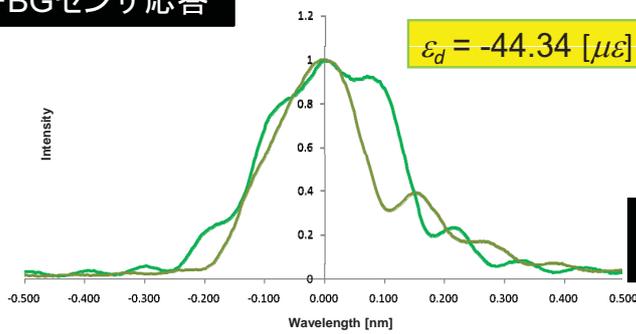
荷重—変位曲線



断面写真



FBGセンサ応答



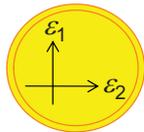
ファイバ断面

非軸対称ひずみがほぼ見られない
→熱変形と力学的変形の釣り合い

有限要素解析

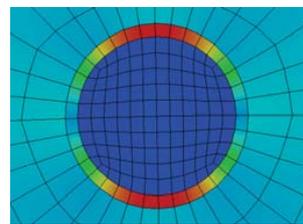
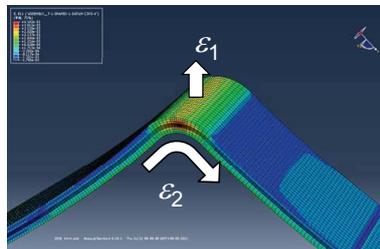


解析モデルによる非軸対称ひずみの算出

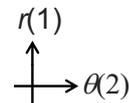


$$\epsilon_d = \frac{\epsilon_1 - \epsilon_2}{2}$$

径方向ひずみ ϵ_1 と周方向ひずみ ϵ_2 から
非軸対称ひずみを算出



ϵ_{1_pred}



	$\epsilon_{d_mech_pred}$	ϵ_{d_mech}
Displacement [mm]		
1	49.132	44.299
2	97.395	88.603
3	144.791	132.906

非軸対称ひずみの発生は面外方向ひずみ ϵ_1 の寄与が主であり
埋込光ファイバを用いることで面外方向ひずみ ϵ_1 をライフサイクルにわたってモニタ可能
コーナ部角度を変化させた供試体に擬似組立荷重を加えた試験で強度予測手法を検討中

結論



ライフサイクルモニタリング技術の確立に向け 特に成形過程に着目した基礎検討を実施

- 埋込光ファイバを用いて層間樹脂層の熱残留ひずみを計測し
光ファイバ応答からボイド形成の有無を判定可能
- CFRPコーナ部の面外方向ひずみのライフサイクルモニタリング技術を実証

現在の取り組み

- 成形条件を変化させた試験片を用いて
光ファイバ応答と材料物性の相関を評価
- 角度の異なるアングル材に擬似組立荷重を加えた破壊試験を行い
光ファイバ応答から最終強度を予測する試験を実施

2011年度APG公募型研究報告会



実現可能性を重視した 環境適合型旅客機概念検討

本委託研究は、我が国の現有技術をベースに、2020年就航時に環境適合性においてクラス世界トップになる旅客機形態の提案を行うことを目的とする。MRJは既存の機体に比べ20%~30%の燃費削減が見込まれているが、本研究ではMRJ後継機として有望な110~150席クラスで、既存の旅客機に比べ50%以上の燃費改善を狙う。

東北大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻 中橋・佐々木研究室
中橋 和博、佐々木 大輔、**大清水道也**、橋本成泰

内容



- 研究背景、研究目標
 - 近年の航空業界の傾向調査
 - 研究目標
- 構想設計
 - 中橋・佐々木研究室の過去の成果
 - NASA N+2分析
 - 近未来エンジンについての調査、予想
 - 機体形状考察
- 概念計算
 - エンジン数変更
 - 座席配置変更
 - 巡航速度変更
 - 概念設計まとめ
- 今後の研究予定



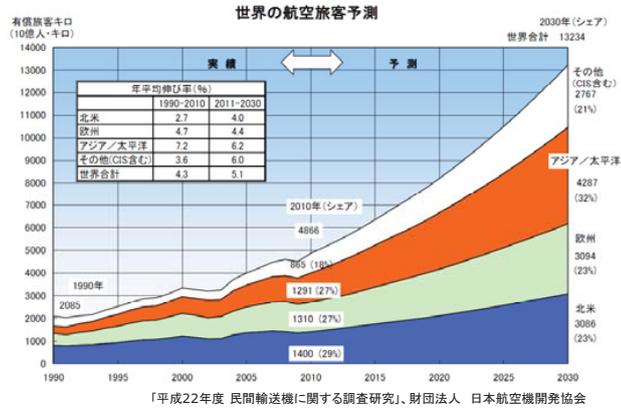
研究背景

近年の航空業界における傾向

- 航空旅客数の増加
- 燃料費の上昇
- CO₂排出抑制への動き
- 騒音規制の厳格化



航空機の環境適合理化
低燃費、低排出、低騒音



- 最新の機体 - B787
燃費-20%、排出-20%、騒音範囲-60%(B767比較)
- 数年以内に完成予定の機体 - A320neo, B737MAX
2016年頃完成予定 燃費約-15%(新エンジン)(B737NG比較)
- 進行中の計画
 JAXA TRA2022 - 燃費-30%、排出-70%、騒音-20dB
 TRA2035 - 燃費-50~75%、排出-70~100%、騒音-30~75dB
 NASA N+2 - 燃費-40%、排出-75%、騒音-42dB
 N+3 - 燃費-70%、排出-75%以上、空港周辺で55LDN

2011/12/26

▶ 3

研究目標

機体クラス

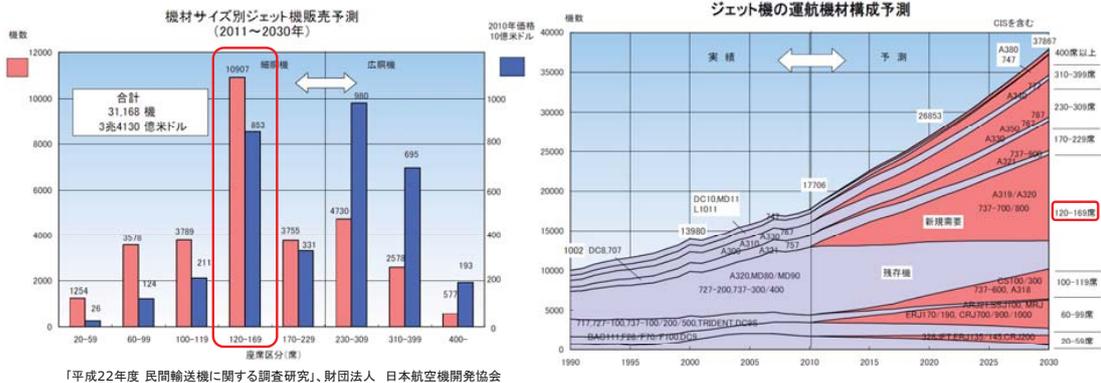
座席数 150席前後(最も需要の見込めるクラス)

達成目標

JAXA TRA2022性能目標の達成(燃料消費-30%)

機体制限

- 2020年に達成可能な機体形状である事。
- 整備、保管、運行などにおいて著しい障害がないこと。



2011/12/26

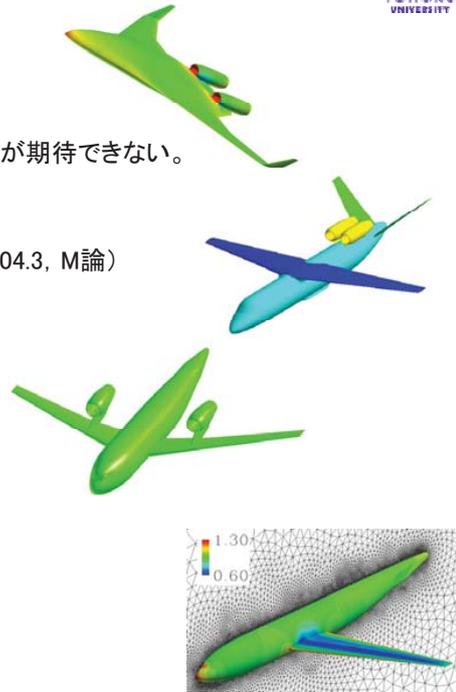
▶ 4

構想設計



中橋・佐々木研究室の過去の成果

1. 翼胴一体型 (T. E. Pambagio, 2002.3, D論)
低騒音を達成。
大型機に比べ中・小型機では濡れ面積の減少が期待できない。
安定・制御に問題あり。
2. エンジンを胴体後方上部に搭載するモデル (森田雅之, 2004.3, M論)
低騒音を達成。
拡張性・整備などに問題。
3. 翼上部に搭載するモデル (米田良太, 2010.3, M論)
低騒音が期待できる。
低燃費を達成。
整備・客室騒音などに問題。
4. 低後退角翼の機体 (砂古昌也, 2008.9, M論)
低速における低燃費を達成。
運行面での検討が必要。



2011/12/26

▶ 5

構想設計



NASA N+2 プロジェクト 分析

- Boeing - Blended Wing Body
翼胴一体形状、エンジンが胴体上に、三角形の客席部
- Northrop Grumman - Dual Fuselage
胴体(客席部、脚)が二つ、長い翼幅
- Lockheed Martine - Box Wing
細長く翼端のつながった段違いの複葉翼、高いエンジン位置

問題点

- 設計・製造
- 避難通路の確保
- 滑走路との適合性
- 空港適合性(搭乗など)
- 乗客に対するイメージ
- エンジン整備
- パイロット育成

2020年に達成可能?

実現性を重視するなら、
既存の形状に近い必要
がある。

機体制限

- 2020年に達成可能な形状である事
- 整備、運行、保管などにおいて著しい障害がない事



Mark Mangelsdorf, "Environmentally Responsible Aviation N+2 Advanced Vehicle Concepts NRA Status", NASA, 2011

2011/12/26

▶ 6



構想設計

燃費改善のメインソース

大幅な機体形状の変更が不可能
→空力的、構造的な改善少



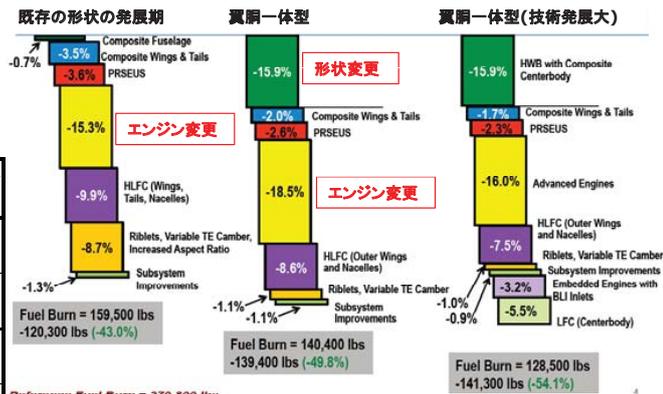
エンジンの性能向上が燃費改善の
メインソースとなる

<例>

- A320neo 2015年就航予定
 - GTFエンジンPW1000Gに換装。
 - エンジン燃費-16%
 - 機体燃費-15%
- B737MAX 2017年就航予定
 - TFエンジンLEAP-1Bに換装。
 - エンジン燃費-10~12%
 - 機体燃費-16%

機体	就航(予定)	エンジン	バイパス比	ファン直径 (cm)
A320	1987	CFM56-5	6	173
A320 neo	2015	PW1100G	12	205
B737NG	1997	CFM56-7	5.5	154
B737 MAX	2017	LEAP-1B	10	172

NASA N+2 各改善要素と改善割合予想



Mark Mangelsdorf, "Environmentally Responsible Aviation N+2 Advanced Vehicle Concepts NRA Status", NASA, 2011

2011/12/26

▶ 7

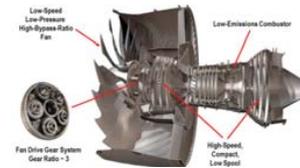
構想設計

エンジン開発の予測

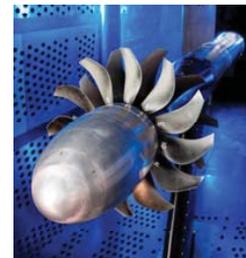
2020年達成を目指す航空機のエンジンについて、

- **ターボファンエンジン**
既存の機体に装着しやすい。
性能限界が近い。
限界を超える技術ができて、他2種のエンジンにもその技術が適用可能。
- **ギアードターボファンエンジン**
効率改善の可能性大
バイパス比増加による排気量・騒音の減少
ファン直径増加に伴い、重量・抗力増加
直径増加による装着の問題
- **オープンローターエンジン**
効率改善の可能性大(ギアードターボファン以上)
排気減少
騒音増加
(重量増加)
装着方法・位置の問題(ギアードターボファン以上に困難)

ギアードターボファンエンジン



Christopher E. Hughes, "Aircraft Engine Technology for Green Aviation to Reduce Fuel Burn", 3rd AIAA Atmospheric Environmental Conference, 2011.



オープンローターエンジン

将来性、燃費改善の期待度、2020年の時点での現実性を考慮すると、**ギアードターボファンエンジン**が選択される可能性が高い。

2011/12/26

▶ 8

構想設計



エンジン開発の予測

エンジンメーカー4社(CFM International, GE, Pratt & Whitney, Rolls-Roys)製の現存するエンジン30種のデータと、公開されている新型エンジン(PW1000G, LEAP)、及びNASA N+3プロジェクトの3チームのレポートを参考に2020年に使用可能なギアードターボファンエンジンとその性能を予想する。

※機体はB737-600と同程度であると予想し出力を設定。
 ※4発機の1エンジンの推力は双発の場合の1/2と設定。

2020年におけるギアードターボファンエンジン

出力	20 klb
バイパス比	13~17
ファン直径	190~210cm
燃費改善	20~30%

問題点

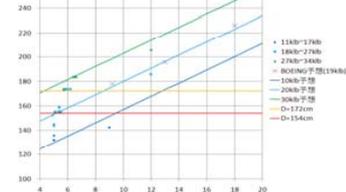
B737-600のエンジンCFM-567Bはファン直径約150cmであり、すでにグラウンドクリアランスの限界に達している。

予想される新型の低燃費、大直径な超高バイパス比エンジンを搭載するためには工夫が必要。



"NASA N+3 MIT Team Final Review", NASA Langley Research Center, 2010.

算出したバイパス比、出力とファン直径の関係



構想設計



超高バイパス比エンジンを搭載するための機体形状の考察

コンセプト	形状例	利点	欠点
高翼		<ul style="list-style-type: none"> エンジン直径に大きな余裕 パイロン長さなどの自由度 	<ul style="list-style-type: none"> 主翼位置変化に伴う設計 (居住空間確保、フェアリング) ランディングギアボックス 客室騒音 乗客の視界の妨げ メンテナンス(エンジン高さ)
リアジェット		<ul style="list-style-type: none"> エンジン直径に大きな余裕 主翼の効率改善 	<ul style="list-style-type: none"> 重心位置変化 APU搭載位置 メンテナンス(エンジン高さ) 燃料タンクとエンジンの距離 異物吸い込みの危険性
4発機		<ul style="list-style-type: none"> 既存の形状に近い 1エンジン故障時を考慮した推力の確保の必要量が少ない。 	<ul style="list-style-type: none"> エンジンコスト(メンテナンス) 抗力増加 直径の限界

構想設計



4発機の可能性の予測

エンジンを双発から4発にした場合、どの程度のバイパス比のエンジンが搭載可能か、またそれにより燃費がどの程度改善されるかを推算する。

エンジン	推力	搭載可能直径	バイパス比	燃費改善(%)
双発	20klb	150~160cm	5~9	0~10%
4発	10klb	150~161cm	12~17	17~30%

予測された新型の超高バイパス比エンジンを搭載可能。
→2020年達成目標の機体としては問題なし。

実現性の高さから、4発機コンセプトを採用

問題点

- メンテナンスコスト増加
エンジンメーカーに依存→本研究では考慮しない。
- 抗力増加

空力性能の改善目標

- 4発での抗力増加低減
- 揚抗比改善7%(TRA2022目標)

2011/12/26

▶ 11

構想設計



既存の形状での揚抗比改善案

① 座席配置変更

B737-600はB737-800の胴体を短縮した機体であり、客席数に比べ胴体が太い。座席配置を横6席から5席、4席と変更し胴体を細長くする事で揚抗比の改善を図る。

② 巡航速度変更

2000nm程度の飛行において、B737-600のMach0.785もの巡航速度は必要ない可能性がある。巡航速度を遅くすることで揚抗比の改善を図る。

CFDを用いた最適化により効果を最大限に引き出す。

※CFDを用いた最適化には大きな計算コストと時間がかかる。
→概念計算により結果をあらかじめ予想する。

2011/12/26

▶ 12



概念計算

超高バイパス比エンジン4発案増加抗力予測

エンジンを双発から4発に変更した場合の抗力の増加量を概念計算により推算する。

基準機体はB737-600、Mach0.785で巡航中とし、
基準エンジンをCFM56-7B(バイパス比5.5)とし、

- ・基準エンジン2つ(直径約150cm)
- ・バイパス比17のエンジン2つ(直径約200cm)
- ・バイパス比17のエンジン4つ(直径約150cm)

の3パターンを比較する。

$$CD_{o,component} = \frac{Cf FF Q S_{wet,c}}{S_{ref}}$$

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right)$$

$$f = \frac{Length}{Diameter}$$

抗力の計算には、Daniel Raymer著、Aircraft Design : A Conceptual Approach
で紹介されている経験則から導かれたComponent Buildup Methodを用いる。

	基準	超高バイパス比 エンジン2発	超高バイパス比 エンジン4発
エンジン単体の推力(klb)	20	20	10
バイパス比	5.5	17	17
ファン直径(cm)	150	200	150
エンジン、パイロンからの 有害抗力	0.00303	0.0098	0.00606
基準との比較(% (機体全体で)	0	20	8.9

バイパス比5.5の双発から
バイパス比17の4発で
約9%の抗力増加

同じバイパス比では、
4発のほうが抗力が少ない。

2011/12/26

▶ 13



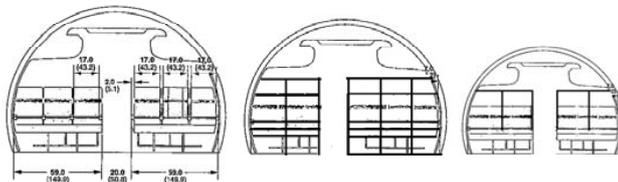
概念計算

座席配置変更 — 胴体部有害抵抗

座席配置をB737-600の横6列から、5列、4列と変更した場合の抗力変化を推算する。

抗力の計算には、Component Buildup Methodを用いる。

Daniel Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach", AIAA, 1801



$$CD_{o,component} = \frac{Cf FF Q S_{wet,c}}{S_{ref}}$$

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right)$$

$$f = \frac{Length}{Diameter}$$

	6席	5席	4席
列数	25	30	37.5
直径(m)	13.2	11.5	9.89
長さ(m)	31.06	33.07	36.9
濡れ面積(m ²)	407.7	408	408.2
胴体部有害抗力	0.0046	0.00422	0.00405
変化量	0	-0.00023	-0.00041
機体全体での %変化	0	-0.7	-1.2

座席配置横6席から
5席で約0.7%
4席で約1.2%
の抗力低減(胴体変化の影響)

濡れ面積変化はわずか。
細長さ f (直径と長さの比)が影響

2011/12/26

▶ 14



概念計算

座席配置変更 — 尾翼部抗力

座席配置を変更することで胴体の長さが変化し、尾翼と主翼の距離(モーメントアーム)が変化する。尾翼面積はモーメントアームによって決定されるため、座席配置の変化により尾翼からの面積、抗力が変化する。

座席配置変化による尾翼部抗力の変化量を推算する。
 計算方法は、Component Buildup Methodを使用。

Daniel Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach", AIAA, 1801

トリム抗力は巡航時の全抵抗の3%であると仮定する。

	6席	5席	4席
モーメントアーム(m)	12	13.01	14.92
水平尾翼面積(m ²)	32.78	30.24	26.37
垂直尾翼面積(m ²)	26.44	24.39	21.27
尾翼有害効力	0.0015	0.0013	0.0011
尾翼有害抗力変化量	0	-0.00012	-0.00031
トリムドラッグ変化(%)	0	-8.53	-14.1
尾翼部抗力%変化	0	-0.61	-1.3

座席配置横6席から
 5席で約**0.6%**
 4席で約**1.3%**
 の抗力低減(尾翼変化の影響)

胴体と尾翼の変化を合わせると、
 5席で約**1.3%**
 4席で約**2.5%**
 の抗力低減

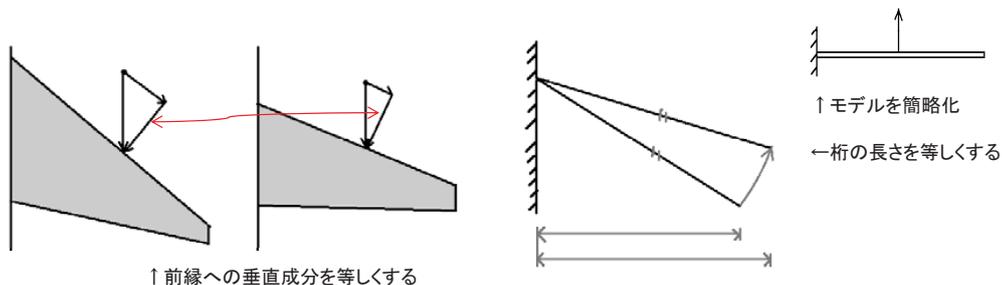
概念計算



巡航速度変更

巡航速度をB737-600のMach0.785から0.7に変更した場合の影響を推算する。
 B737-600を基準とし、翼面積、テーパー比、上反角は一定で変形する。

- 巡航速度の変化により主翼の後退角を変更できる。
 後退角を、主翼前縁への気流の垂直成分が等しくなるように決定。
- 後退角の変化により翼重量が低減。
 翼重量変化をEgbert TorenbeekのSynthesis of Subsonic Airplane Designにて紹介されている経験則から導かれた翼重量算出法により予測。
- 後退角の変化により構造的余裕ができ、翼幅の延長が可能になる。
 翼幅変化を簡略化したモデルで翼幅延長の可能性を予測。
 翼幅変化による揚抗比の改善を予測。



↑ 前縁への垂直成分を等しくする

↑ モデルを簡略化
 ← 桁の長さを等しくする



概念計算

巡航速度変化

主翼重量変化予測
(翼面積、テーパー比、翼幅一定)

	Mach0.785	Mach0.74	Mach0.7
後退角(deg)	25.0	17.3	5.5
主翼重量(kg)	8022	7685	7526
重量変化(kg)	0	-337	-496

B737-600の巡航速度Mach0.785からMach0.74で約300kg、Mach0.7で約**500kg**の主翼重量削減。

翼幅、抗力変化予測
(翼面積、テーパー比一定)

	Mach0.785	Mach0.74	Mach0.7
後退角(deg)	25.0	17.3	5.5
翼幅(m)	34.3	36.1	37.7
アスペクト比	9.5	10.5	11.4
抗力変化(%)	0	-4.4	-8.3

構造要求に合わせて翼幅を延長した場合、B737-600の巡航速度Mach0.785からMach0.74で約4.4%、Mach0.7で約**8.3%**の抗力低減。

2011/12/26

▶ 17

概念計算

巡航速度変化

巡航速度を変更した場合、

- ・燃料費
- ・運行乗務員費
- ・客室乗務員費
- ・整備費

なども変化する。

JAXA中島徳顕氏の論文を参考に予測。

燃料費が2020年で\$3/USガロンであるとすると、Mach0.785から0.7への変更で、運行面でのデメリットが2.8%。

結果、
空力性能8.3%－運航2.8%＝**5.4%**の経済性。

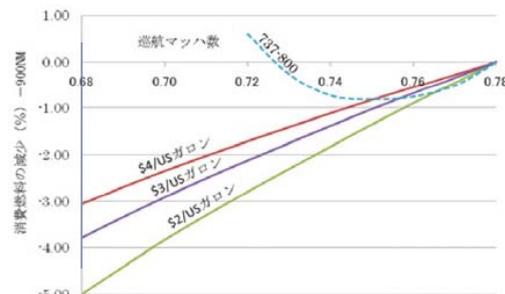


図7. 巡航マッハ数と消費燃料の減少との関係
中島徳顕、「航空機の環境配慮技術に関する運行面での一考察」、JAXA、2011



「平成22年度 民間輸送機に関する調査研究」、財団法人 日本航空機開発協会

2011/12/26

▶ 18



概念計算

概念計算まとめ

エンジンを従来バイパス比(5.5)の双発から超高バイパス比(17)の4発、
座席配置を横6席から4席、
巡航速度をMach0.785から0.7に変更した場合、

エンジン部抗力増加 + 胴体部抗力低減 + 尾翼抗力低減 + 主翼抗力低減
8.9% + -1.2% + -1.3% + -8.3%

計**1.9%の抗力低減**。

エンジン変更による効力増加を打ち消し、更に空力性能を改善。

エンジンの高バイパス比化による燃費改善が20~30%、
巡航速度変更による運行コスト増加の影響が2.3%とすると、
エンジン+空力で**19.6~29.6%の燃費改善**が見込める。(目標は30%)

4発機では1エンジン故障時のための余剰推力が双発に比べて小さくてよい。
この影響も考慮した場合、更なる燃費改善が見込める。

→検討の価値ありと判断、CFDを用いた最適化へ

2011/12/26

▶ 19

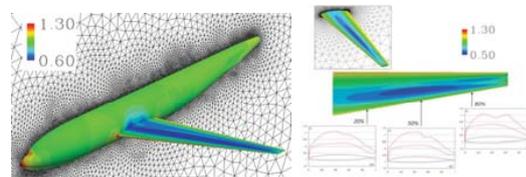
今後の研究計画



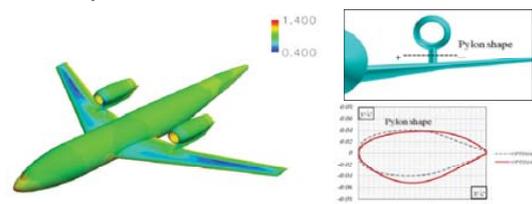
概念計算の結果から効果の期待ができる座席配置と巡航速度変化に対し、
CFDを用いた最適化を適応することでさらなる揚抗比改善を目指す。

Masaya Sunago, Daisuke Sasaki, Keizo Takenaka, Kazuhiro Nakahashi,
"Multipoint Optimization of a Short-Range Quiet Passenger Aircraft", Journal of
Aircraft, 46(3), 2009.

(巡航速度に合わせた主翼形状の最適化ソルバー)



Daisuke Sasaki, Kazuhiro Nakahashi, "Aerodynamic Optimization of an Over-the-Wing-Nacelle-Mount Configuration", Modelling and Simulation in Engineering, 2011.
(エンジン位置、ナセル・パイロン形状の最適化ソルバー)



2011/12/26

▶ 20



ご静聴ありがとうございました。



This work has been supported in part by the FY2011 "Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) Aviation Program Group Research Announcement".

APG 公募型研究報告会資料

あとがき

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、昨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た。今年度は、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」テーマとしては初年度のものであり、主に、研究計画の報告内容となったが、各研究課題に対し、着想の異なるアプローチが紹介され、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、来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。

国産旅客機チーム長 大貫武
(肩書き当時)

