

先端複合材料を追いかけた43年の回想 -CFRPは今や人類の宝- に至った経緯

名古屋大学工学研究科 最終講義 2015/2/27

名古屋大学 ナショナルコンポジットセンター長・教授
(航空宇宙工学専攻 並担)

(前 宇宙航空研究開発機構 理事
研究開発本部長・航空プログラム統括リーダー)

石川隆司



本講義では、スライド番号6番以降、トピックが変わるとタイトルの字の色が変わります



講演の概要



- ・ 一方向複合材料力学の改善とCF弾性係数の推定: 修士論文
- ・ 織物複合材力学の構築: 世界の先駆け(1980-85), NAL/デラウェア
 - 動機: STOL機CFRP尾翼模型に当時は珍しい「8枚縹子織」使用: 一層だけで成形すると反ってしまう問題が持ち込まれた
 - モザイクモデル、糸うねりモデル、架橋モデル: 繰返し数 n_g
- ・ 軸力部材の座屈と座屈後破壊: 動機は尾翼模型の不時破壊
 - CF/エポキシ材の場合、瞬時破壊: 実験と解析のよい一致
- ・ CAI問題への解明への挑戦: 精密な理論解析は末益教授に
 - 多数の実験と観察から: 層間剥離の定量化、破壊過程究明
- ・ いくつかのプロジェクト的研究テーマ
 - 熱可塑複合材構造の開発・翼的用途と評価
 - 層間強化複合材の開発と評価: スティッチングと三次元織物
 - セラミックス基複合材の開発と力学特性記述: 世界最高性能
 - 先進複合材データベースの構築/複合材試験法標準化
- ・ 究極には、「我が国が複合材技術に強み」という事実に貢献
- ・ ナショナルコンポジットセンターで自動車用CFRTP技術開発: 難題

複合材料の研究を始めた経緯

- ★: 大学進学時、航空工学、もしくは理学部化学を考えていた
入学したら、航空部 [=グライダー部]に入部したかった
- ★: 東大に合格し、航空部新人歓迎会で 林 毅先生に航空学科
への進学と、卒論で複合材研究をすることを命令される



卒論指導教授
故 林 毅 先生
世界初のFRPグライダー設計者
日本の複合材料工学の創設者



林先生の
設計した
世界初の
FRPグライダー
LBS-III

当時、世界のグライダー界
では、旧式の木製合板翼・
鋼管羽布張り胴体から
GFRPへの革新が進行中

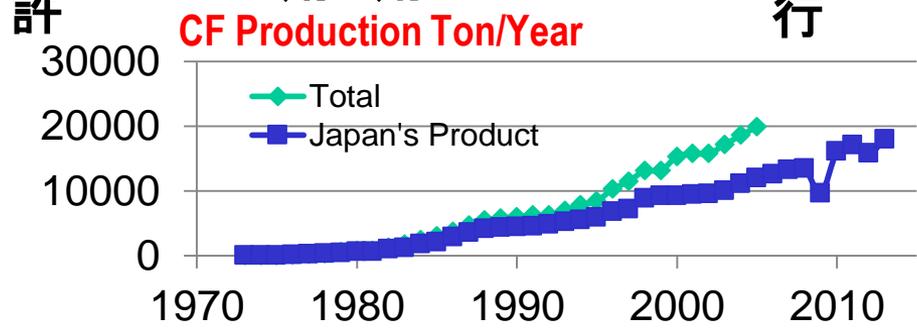


- ★: 航空部活動を通じ、GFRPへの興味と、現実に接して工学感覚
を得ることができた。学業の点ではマイナス⇒かろうじて院進学

複合材料・炭素繊維複合材料(CFRP)の歴史とイベント

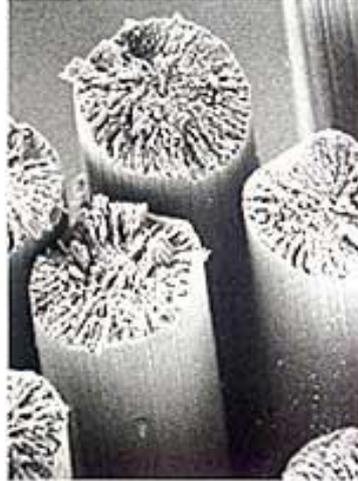
1 9 0 0	1 9 2 0	1 9 4 0	1 9 6 0	1 9 8 0	2 0 0 0	2 0 2 0
エンジンによる竹炭素系の電球利用 プラスチックの発明(フェノール樹脂)	ガラス繊維(GF)の発明(日米同じ頃)	GFRP複合材料出現(固体ロケット)	進藤博士による炭素繊維の特許 プリプレグの発明	PAN系炭素繊維の量産開始 複合材料の国際専門誌発足	CFRPの航空機への最初の応用 CFRPの旅客機への最初の応用 エアバスA320運航開始 CFRPを多用したF2初飛行	CFRPの低コスト化技術開発 CFRP大量使用のB787初飛行 自動車の先駆BMW i3発売

▼ : 石川の主要な研究成果着手(発表)



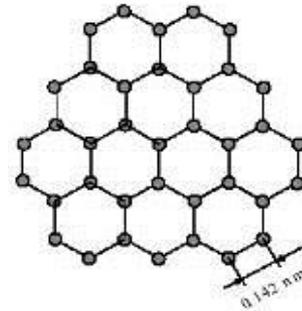


フィラメント
(連続繊維)

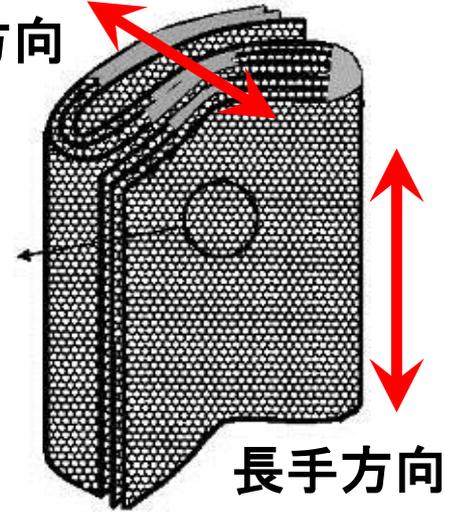


X1,500

電子顕微鏡写真: 直径6 μ m

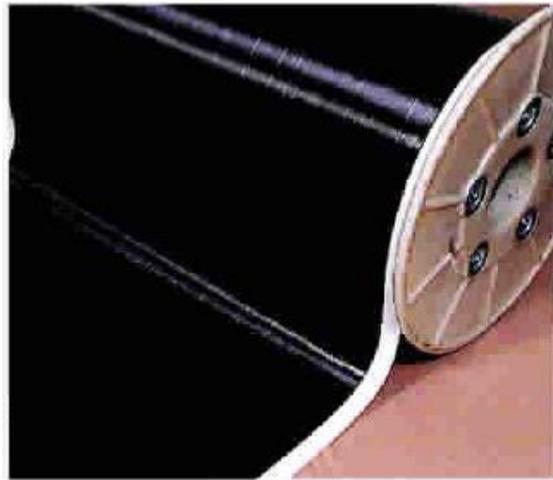


径方向



長手方向

炭素繊維のさらにミクロな構造のイメージ: このような構造から、繊維自身が異方性を持つ

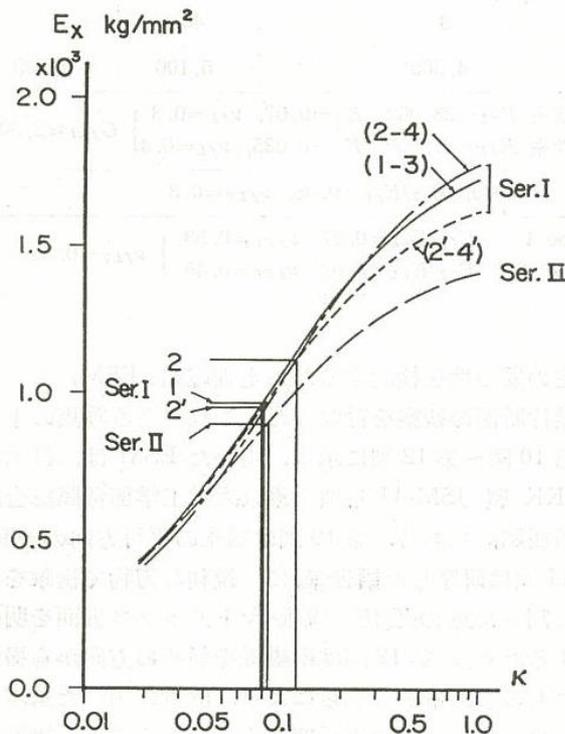
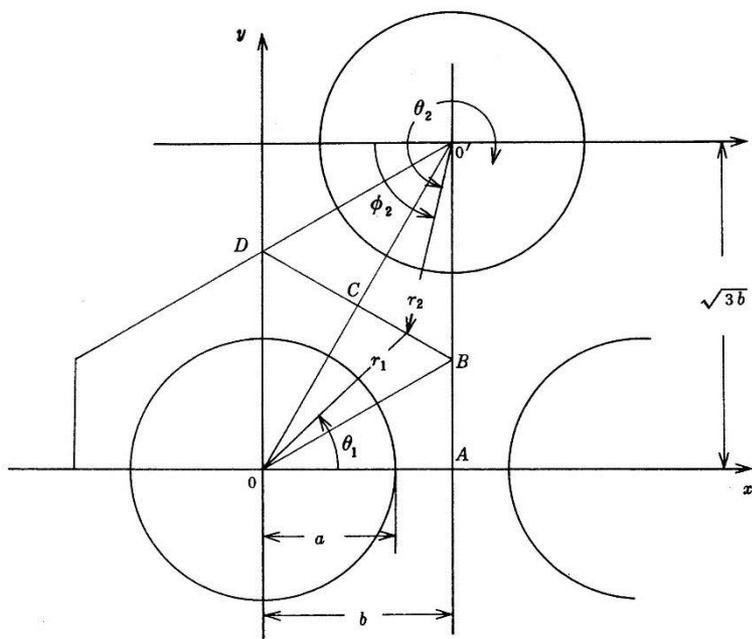


プリプレグ:(繊維に硬化剤を混ぜた樹脂を含浸したもの)
: この発明によりCFRPの航空機適用が促進された



▼: 一方向強化複合材料の力学特性の探求 弾性係数解析:未知であった炭素繊維それ自体の 異方性弾性特性の解明 (修士論文:小林繁夫先生)

(研究継続期間: 1972-2005) : 小林繁夫先生は、公私にわたる人生の恩師

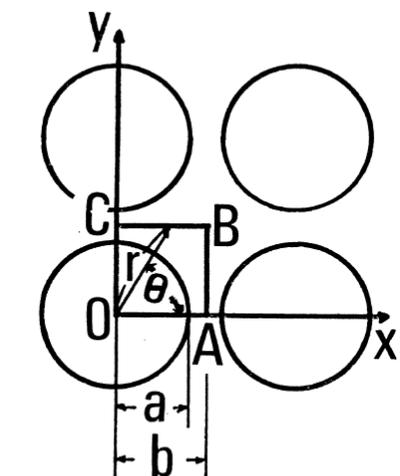


解析に用いた六角形配列モデル
(正方形配列より望ましいことも
本研究の中で併せて解明)

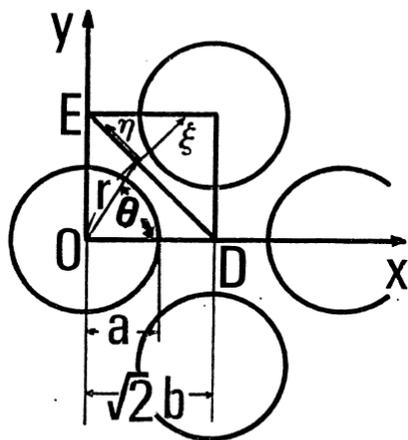
炭素繊維の繊維直角方向と繊維方向
の弾性係数比: κ の推定: 数値解析と
実験から [最近の実験測定と一致]



▼: 一方向強化複合材料の力学特性の探求 特性解析のための正方形配列モデルの正方晶系 弾性特性を指摘、米国の議論に終止符

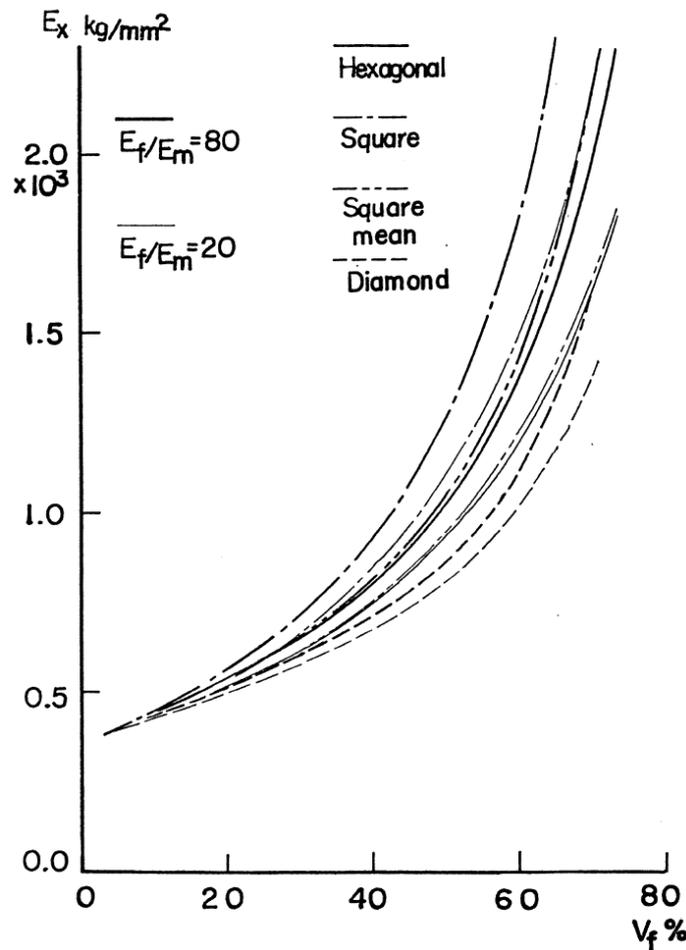


a) Square Array



b) Diamond Array

正方形配列を45°回転した
ダイヤモンド配列での弾性
係数を求めた

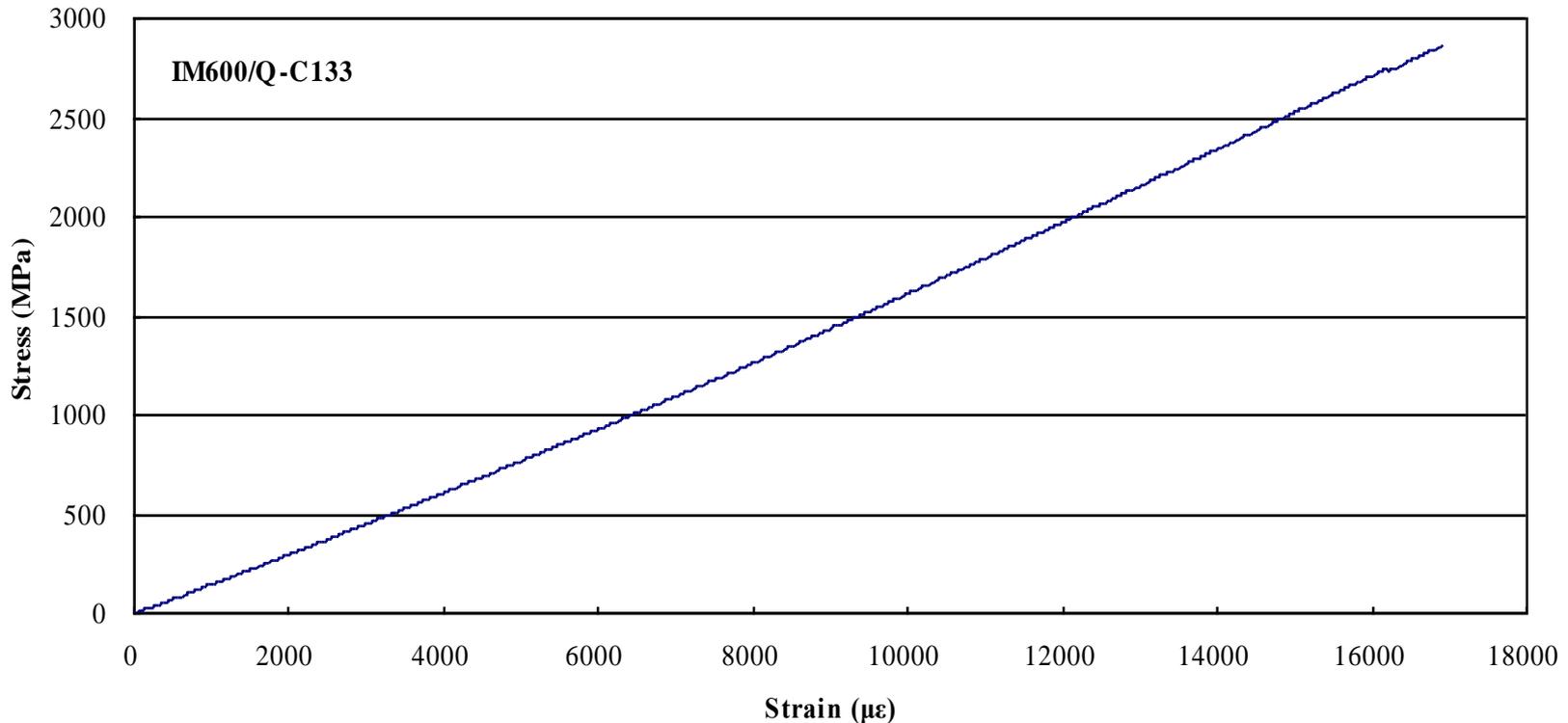


正方形配列の結果の数値積分に
よる平均値は六角形配列解に近い



▼: 織物複合材の非線形挙動研究の副産物 CFRP一方向材繊維方向硬化型非線形挙動

[0]8ply Stress-Strain Curve



高次非線形弾性に基づく構成方程式: 弾性係数を応力の2次分数関数表示

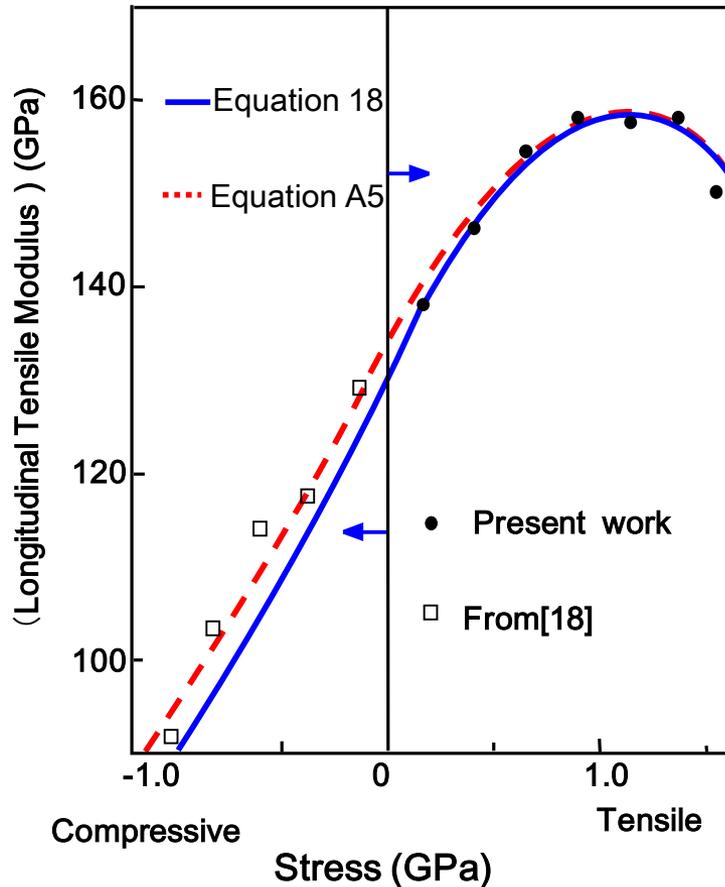
$$E_L = 1 / (S_{11} + 2S_{111} \sigma_1 + 3S_{1111} \sigma_1^2) \quad [\text{Ishikawa, et al.: J. Mat.Sci. Vol.20}]$$

$$\text{T300級CFRPの実数値: } E_L = 1000 / \{6.689 + 0.982(\sigma_1 - 1.10)^2\} \quad [\text{GPa}]$$

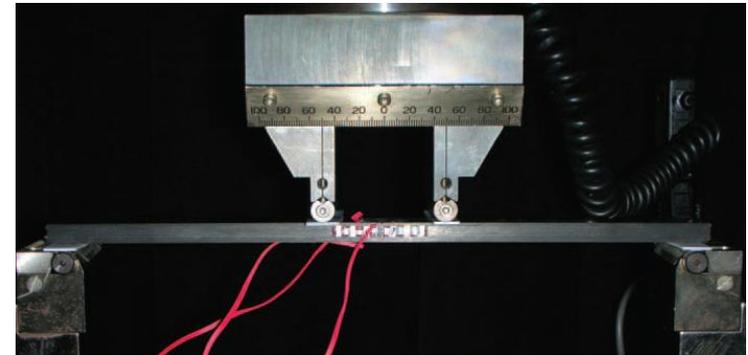
▼: CFRP一方向材繊維方向の 弾性係数の応力依存性 (1985-2006)

(1985-2006)

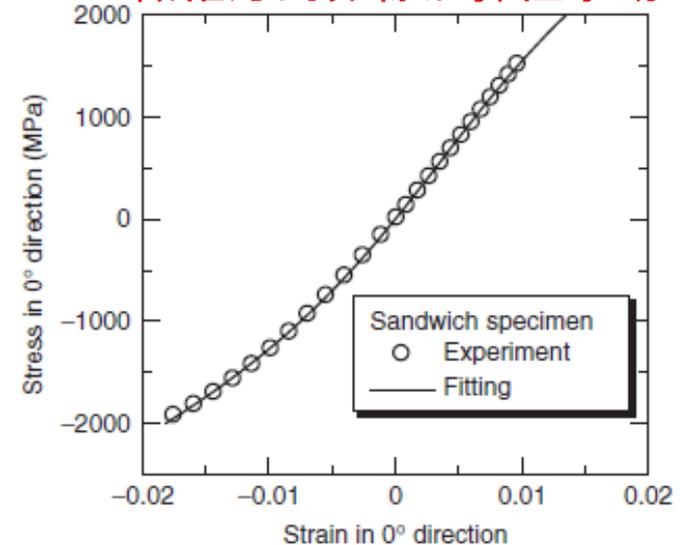
最近の成果: サンドイッチ梁曲げ法適用
東大: 横関先生との共同研究



#29



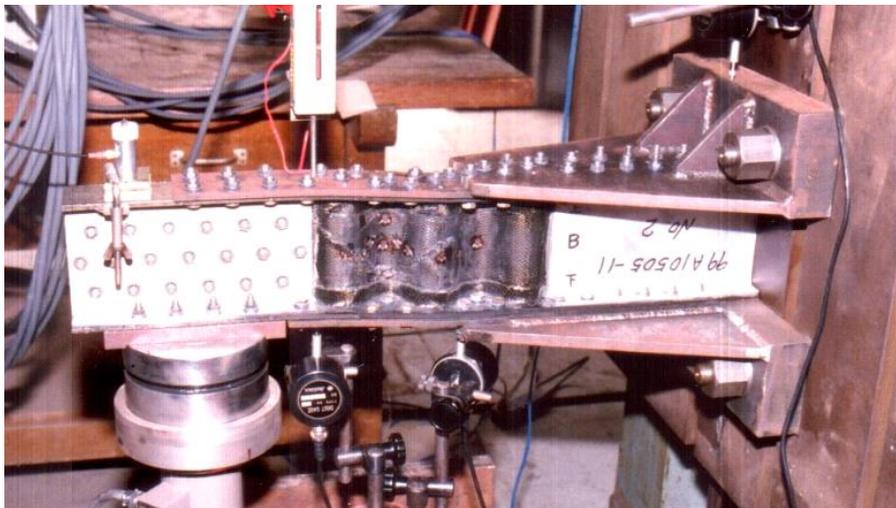
繊維方向非線形弾性挙動



一方向複合材(T300使用)の弾性
係数変化: 下記分数関数型が最適
 $E_L = 1 / (S_{11} + 2S_{111} \sigma_1 + 3S_{1111} \sigma_1^2)$

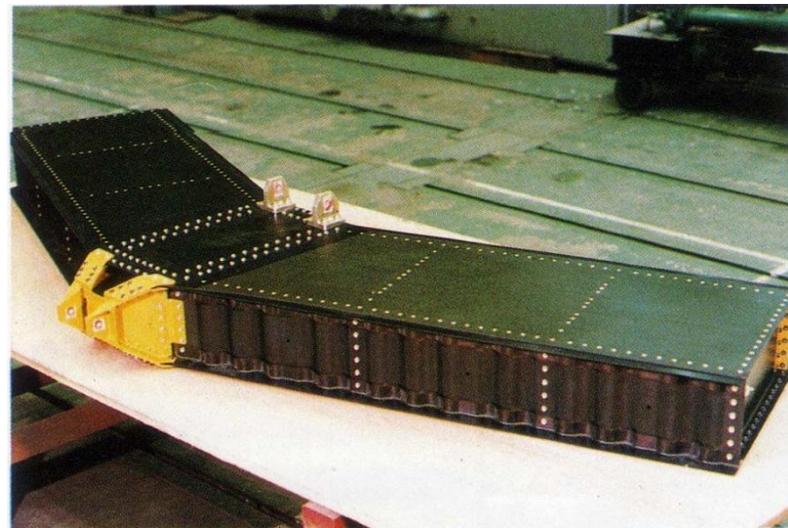
高圧縮歪み域における激しい弾性係数低下

▼： 織物複合材の研究のきっかけとなった STOL機尾翼想定CFRP構造模型の研究開発



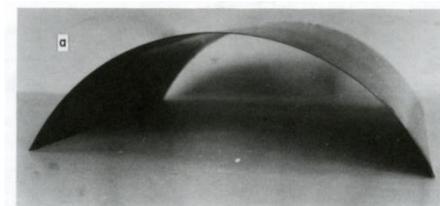
初期のサイン波桁模型 (MHI: 1978)
⇒型なじみの点から「8枚縹子織」使用
本写真は曲げによるウェブせん断破壊

8枚縹子織を一層で成形すると反りが発生してしまう⇒
当時は原因不明で解決が石川のところへ持ち込まれた:
断面観察を行い、非対称性からすぐ原因予想⇒宝の山



CFRP Horizontal Plane Model

最終模型である全CFRP尾翼模型⇒
やはり前・後桁には「8枚縹子織」使用
:我が国最初のCFRP航空機構造





Technical Break-through by JAXA(NAL)

Courtesy of JAXA

Composites



STOL(1986)

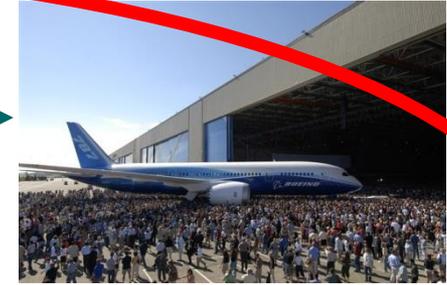
- Composites
- FBW
- FJR Reliability

Japan's Strength

Composite Material Research



F-2 (Composite Wing)



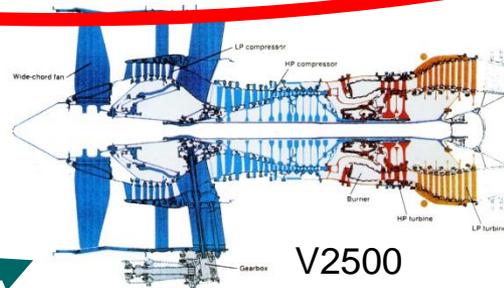
B787

Engine

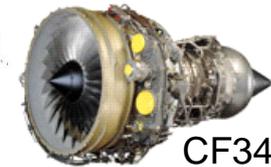


RJ500 (UK)

- FJR -710(1980)
- System Performance
 - Reliability



V2500



CF34

CFD

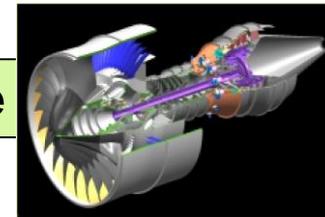
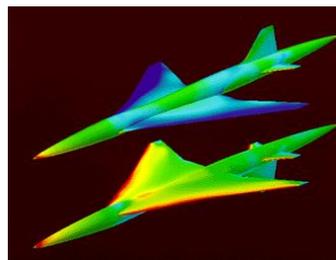


CFD Supercomputer(1980-)

Engine internal flow

+ Combustion

Eco-Engine

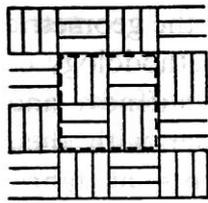


NEXST Inverse Design

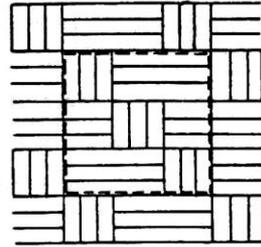
Multi-Disciplinary Optimization

Real Flight Type Certificate

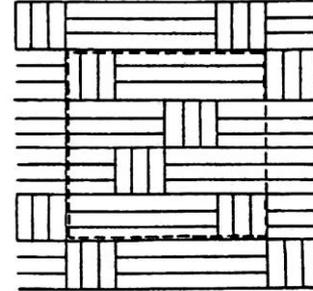
▼: 織物のパターンと幾何的繰り返し数 n_g の関係



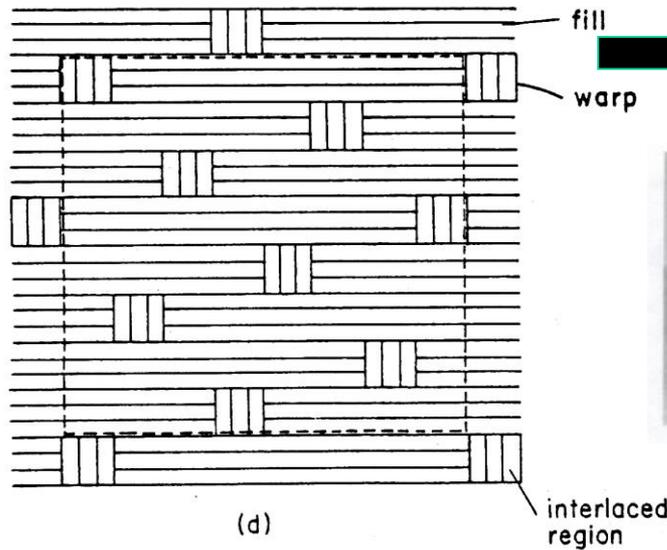
(a)



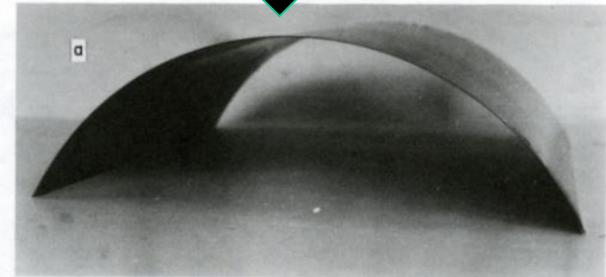
(b)



(c)



(d)

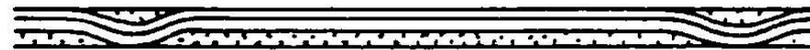


- (a) $n_g=2$: 平織り、最も基本的な織=非対称性なし (b) $n_g=3$: 綾織
 (c) $n_g=4$: 4枚縹子(Claw Foot Satin) (d) $n_g=8$: 8枚縹子

▼: モザイクモデルへの理想化過程



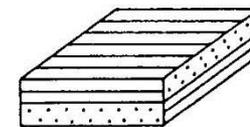
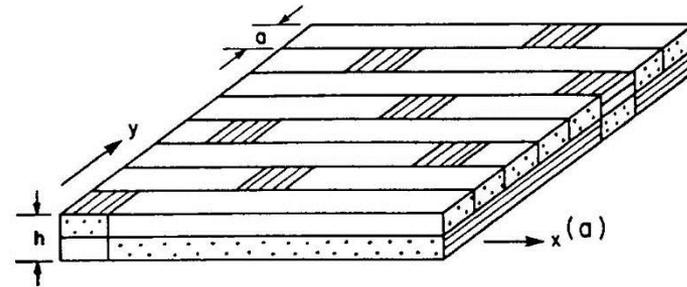
(a)



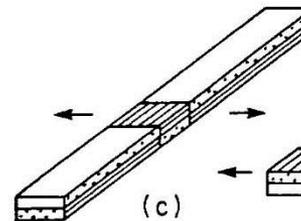
(b)



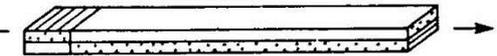
(c)



(b)



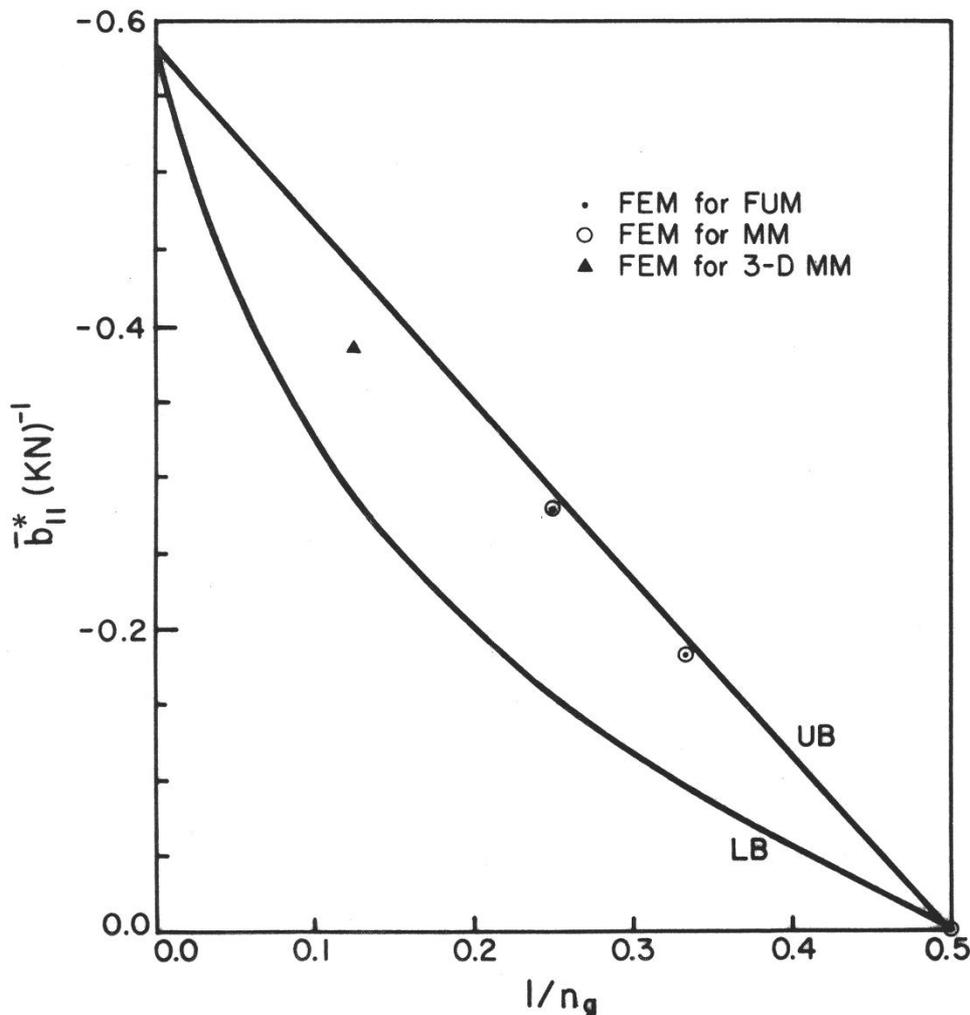
(c)



(d)

左列: (a)織物のみ (b)複合材成形後 (c)糸うねり捨象
 右列: (a)8枚縷子想定 of モザイクモデル (b)一つの構成単位
 (c)荷重と平行の配列 (d)荷重と直列の配列

▼:面内カップリングコンプライアンス b_{11}^* の 上下界と糸うねりモデルの解



カップリングは $1/n_g = 0.5$ で消失する

白抜き○、黒●はそれぞれモザイク直列、糸うねりモデルに対する二次元(長手-板厚面内)有限要素解

一次元糸うねりモデルの解とモザイクモデルの解はほぼ一致する

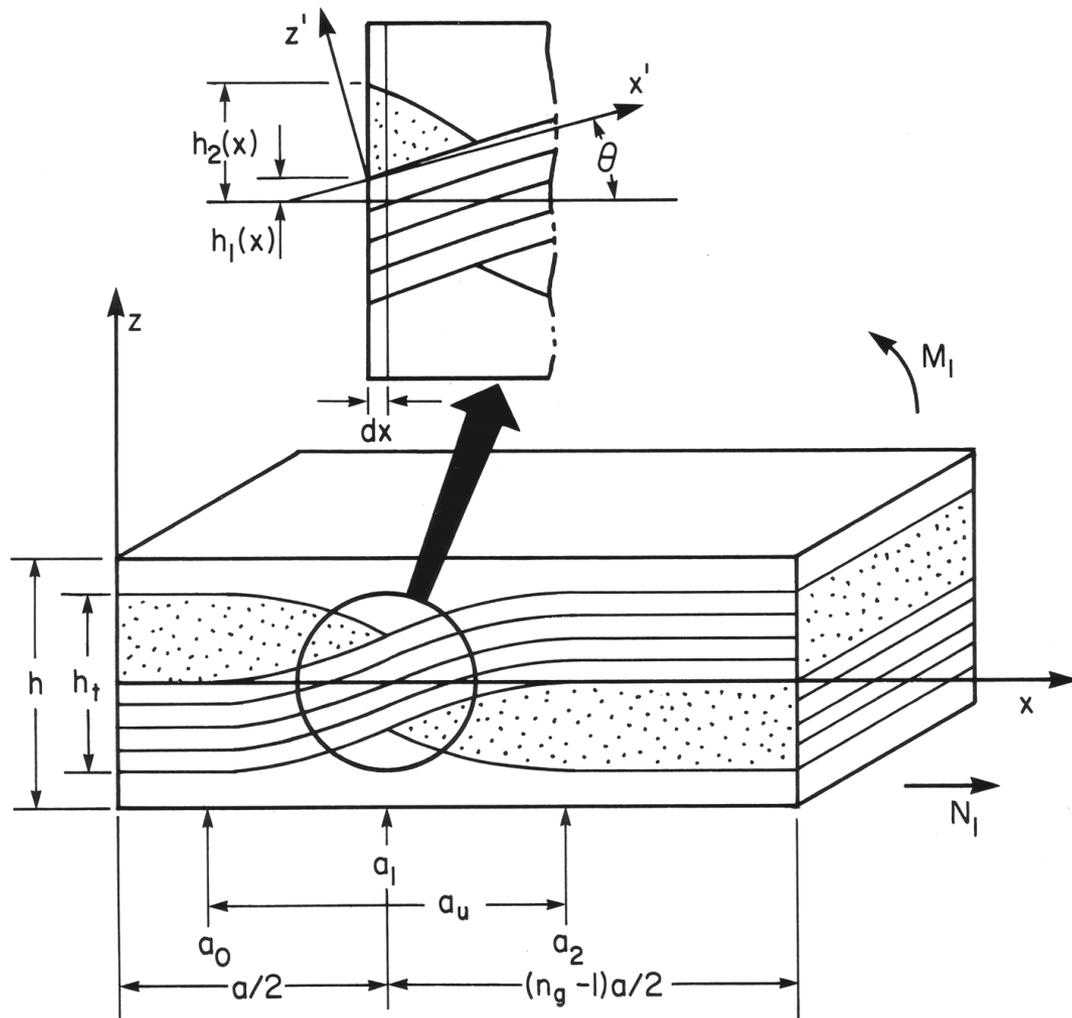
ここからがDelaware大
学での業績

経糸(y方向)断面をレン
ズ状と仮定

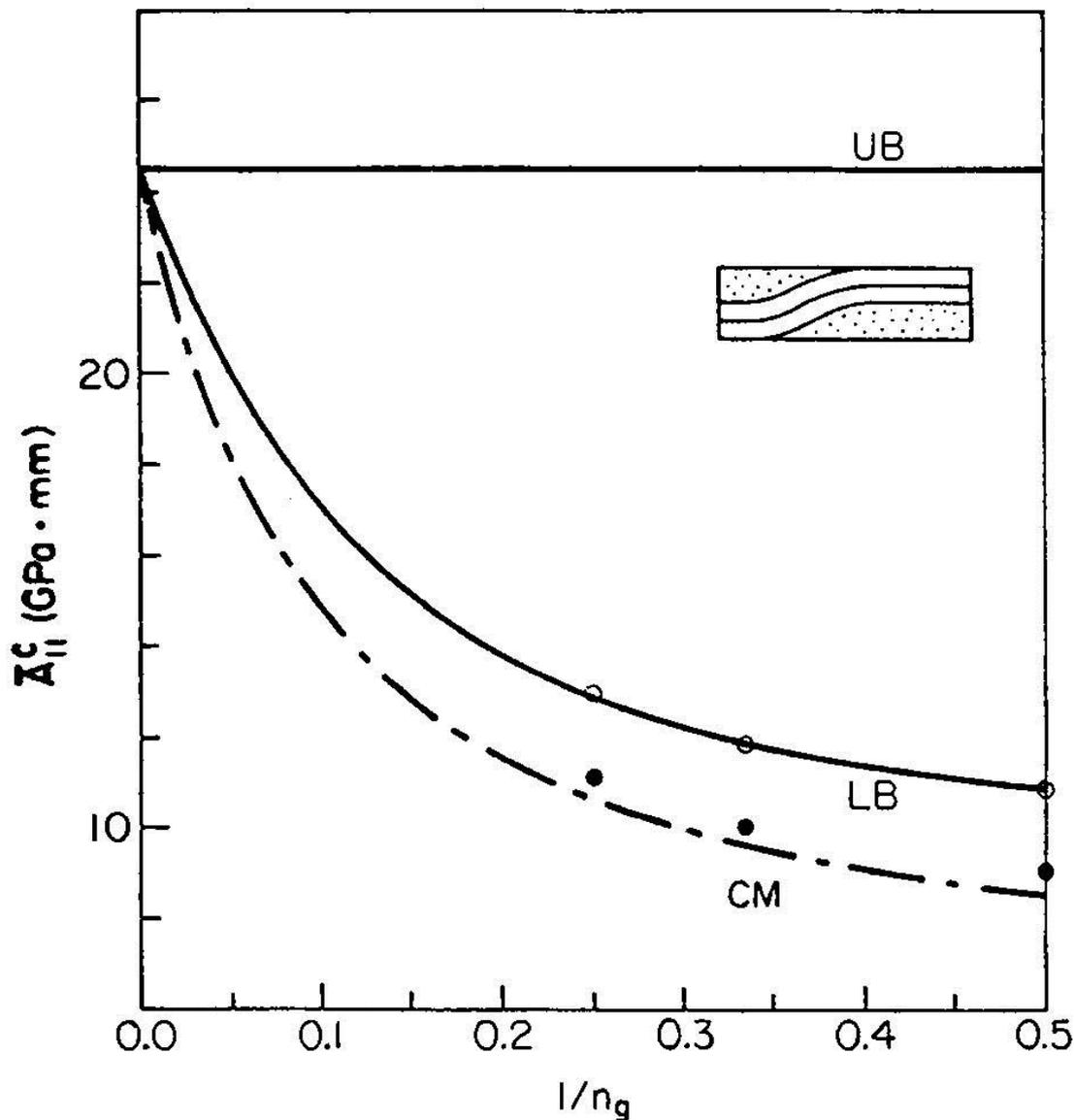
純樹脂部分の存在を
仮定⇒糸部分のVfと
全体のVfは僅かに異
なることも可

糸のうねりはサイン関
数で仮定⇒数値積分

後年、この積分解の解
析的表示論文を発見



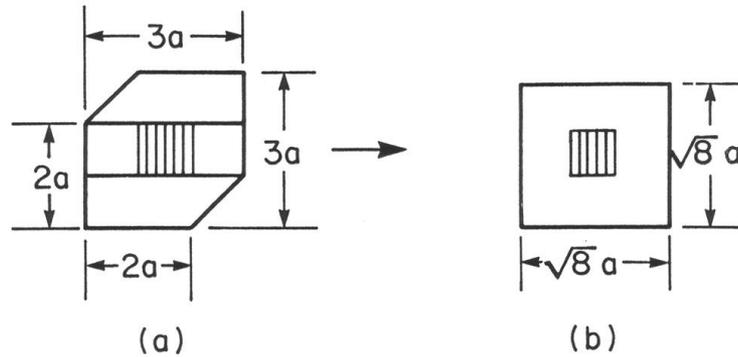
▼ : 面内剛性 A_{11} の上下界と糸うねりモデルの解



上下界は $1/n_g=0.5$ で最大乖離する

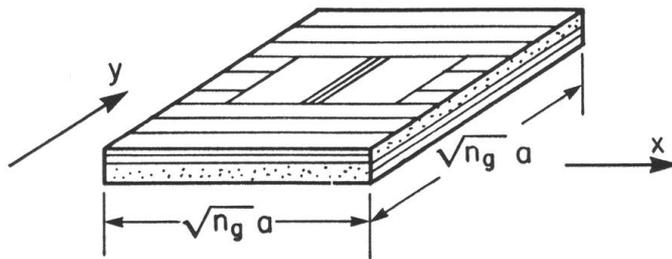
白抜き○、黒●はそれぞれモザイク直列、糸うねりモデルに対する二次元(長手-板厚面内)有限要素解

一次元糸うねりモデルの解はかなり低い剛性を与える

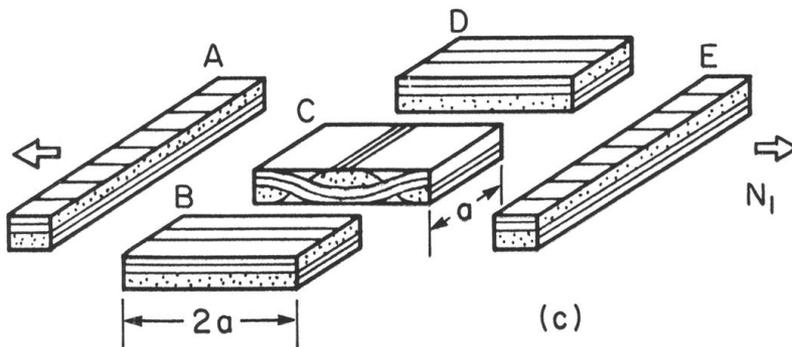


平織りの基本構造は低い剛性を示す。これがクロスプライ部分で包囲されている

実際のユニットセルの六角形を同面積の正方形に置換する($n_g \geq 4$ でのみ本モデル成立)

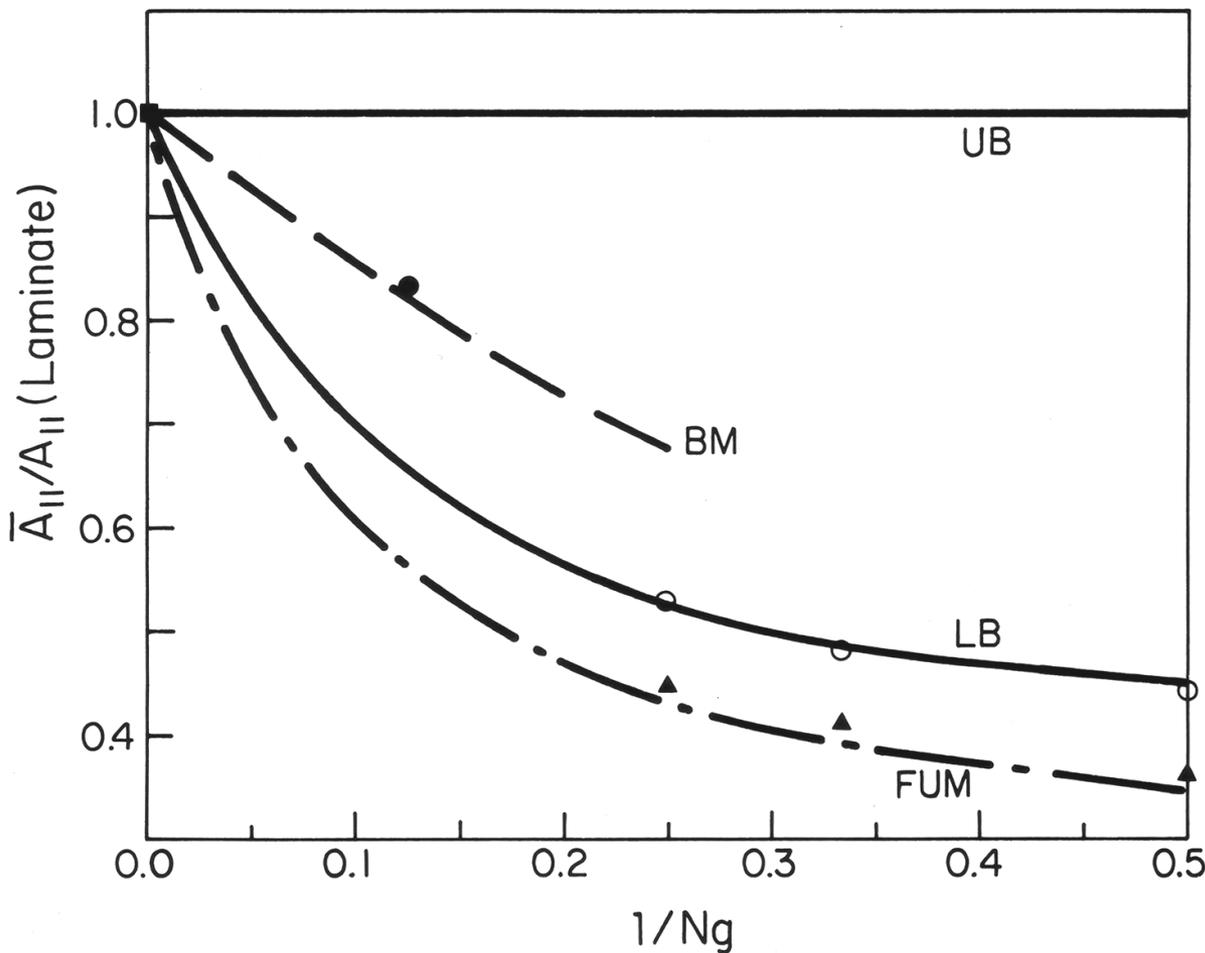


領域B,C,Dは同一の平均基準面歪み及び曲率を有すると仮定



基本の糸うねりモデルの段階から、y方向糸の影響を入れることを模索: Naik博士

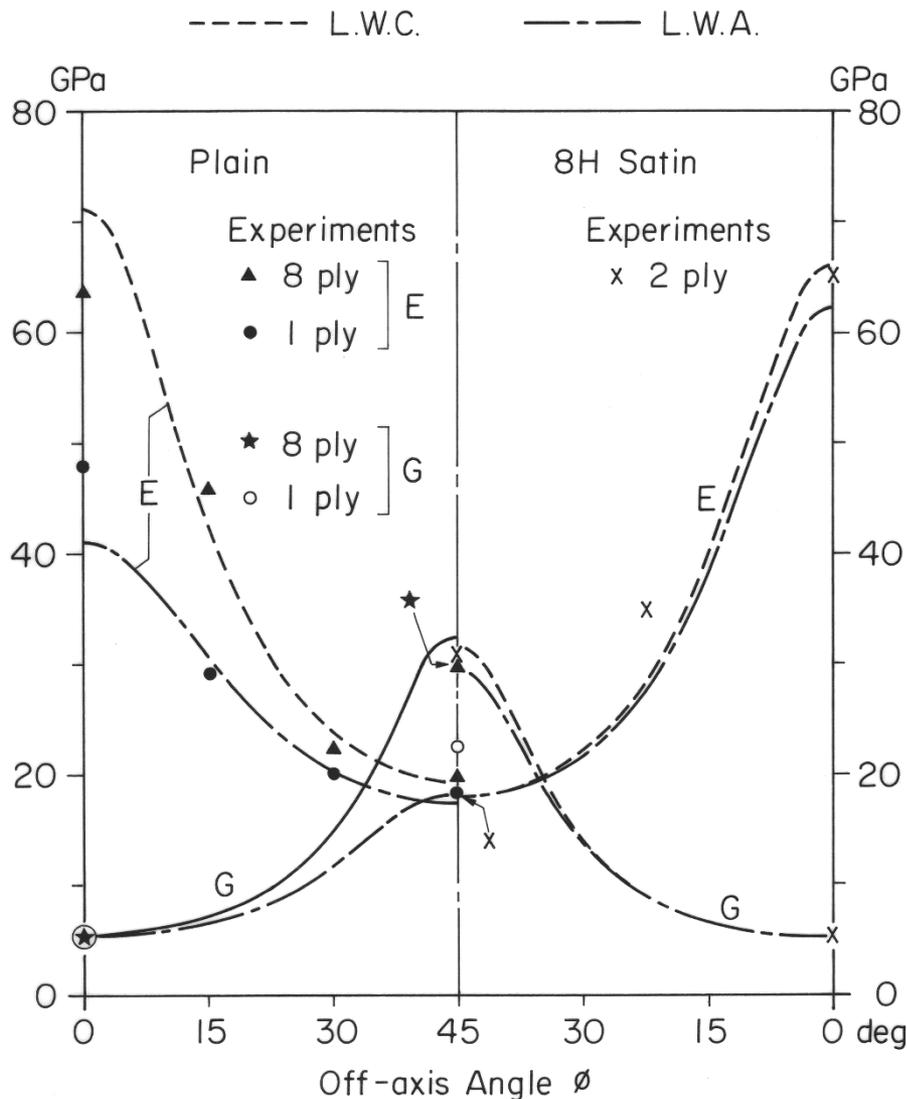
▼: 前に示した図に架橋モデルの結果をプロット



モザイクモデルの解は上下界の間へ入る
8枚縹子織の三次元有限要素解とよく一致



▼: 織物複合材弾性特性理論予測 と実験の比較



日本に帰国後、追認実験

平織りについてはプライ
数依存性あり: 多層の貼
り合わせによる面外変形
拘束の影響

8枚縹子は裏表貼りあわ
せの2プライ対称材の実
験結果

予測と実験結果は概ね一
致

▼: 織物複合材の非線形挙動研究の副産物 CFRP一方向材繊維方向硬化型非線形挙動

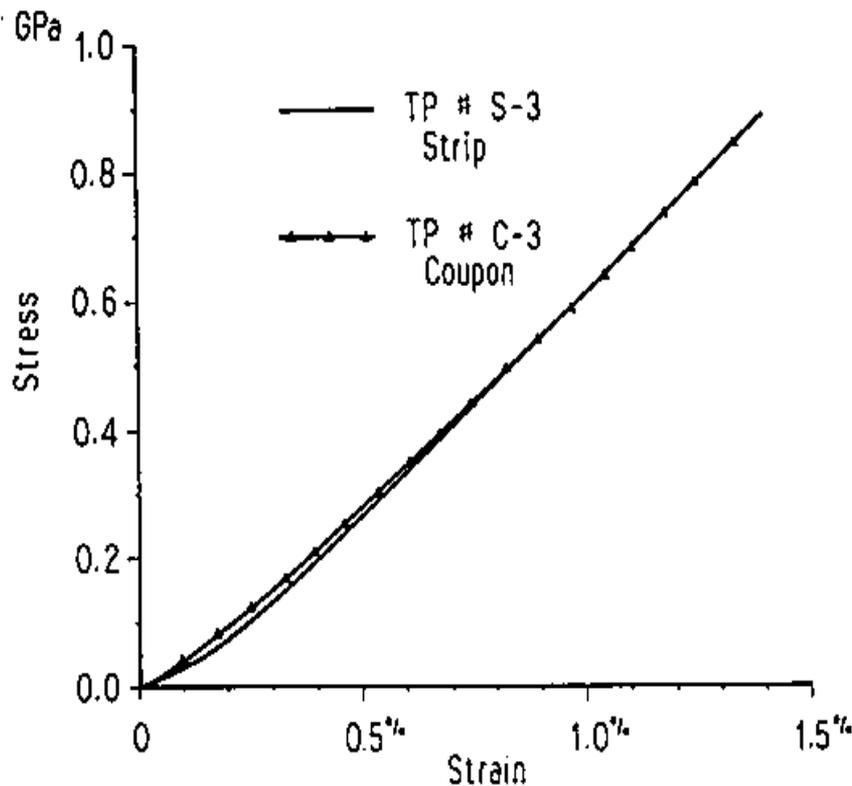
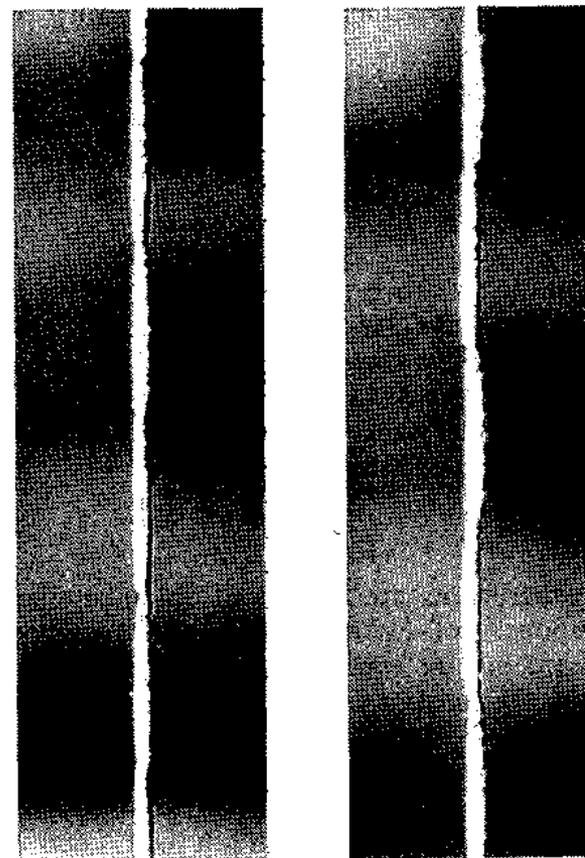


Fig. 5 Examples of measured stress-strain relations of strip and coupon specimens made of carbon/epoxy plain weave composites with a single ply (TP = test piece number).



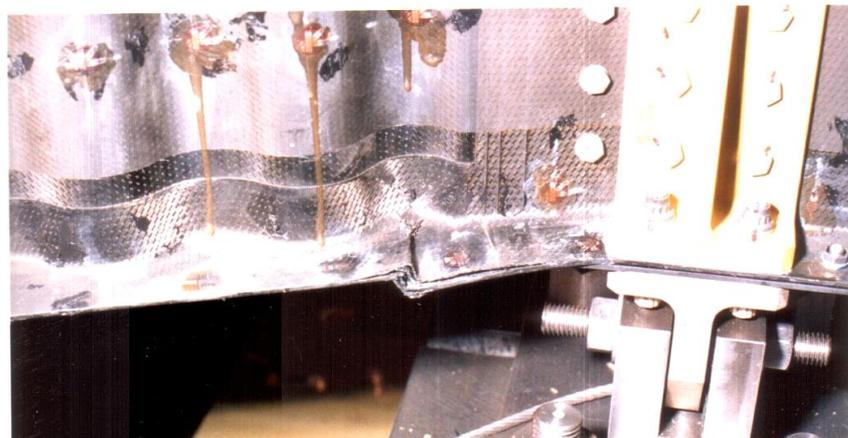
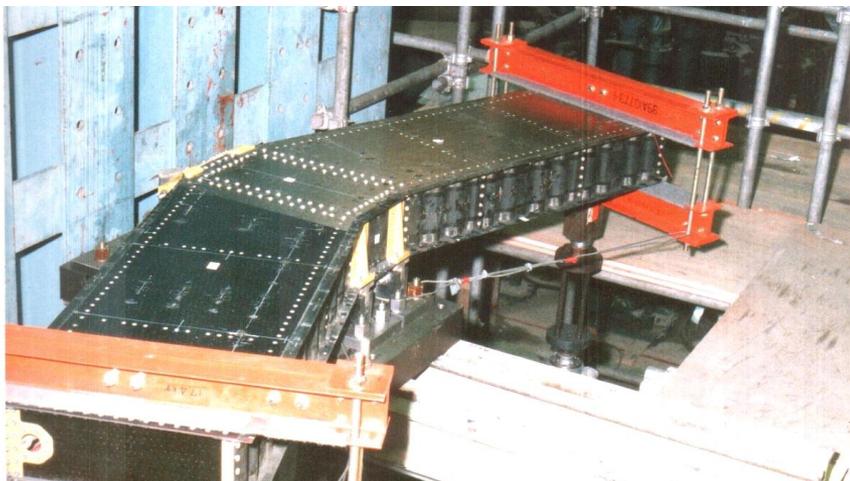
a) $\sigma_1 = 0.027$ GPa.

b) $\sigma_1 = 0.728$ GPa.

Fig. 6 Magnified sectional views of a strip specimen under two levels of tensile stress.

織物の一糸分の試験片(Strip)の非線形性が、幾何学的非線形だけでは説明できなかった ⇒ 一方向CFRPの硬化型非線形に原因

▼:軸力部材の圧縮座屈破壊:この研究のきっかけ STOL機尾翼想定全CFRP模型の不時破壊

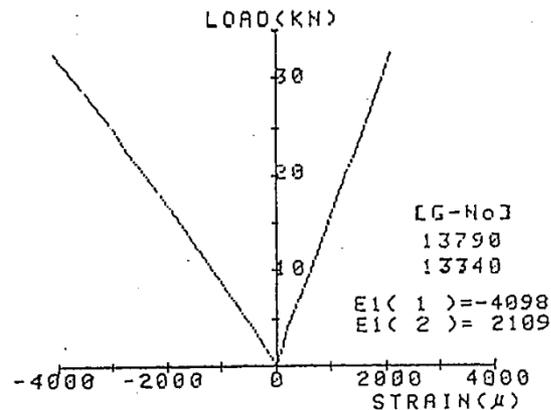


下部フランジのクローズアップ⇒桁のクリッピング破壊=座屈誘導破壊の典型

翼端引下ろし荷重による曲げ試験後、計測系を取り外した状態: 破壊場所は後桁下部フランジ

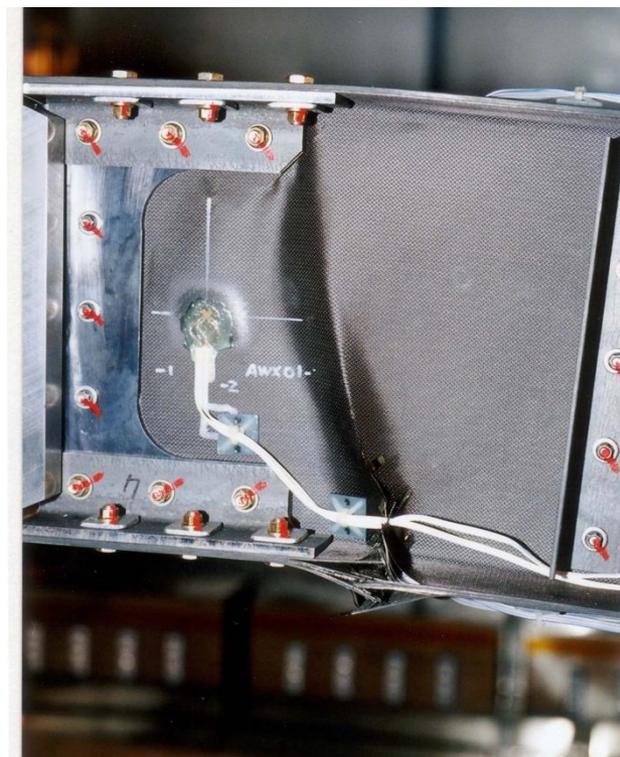
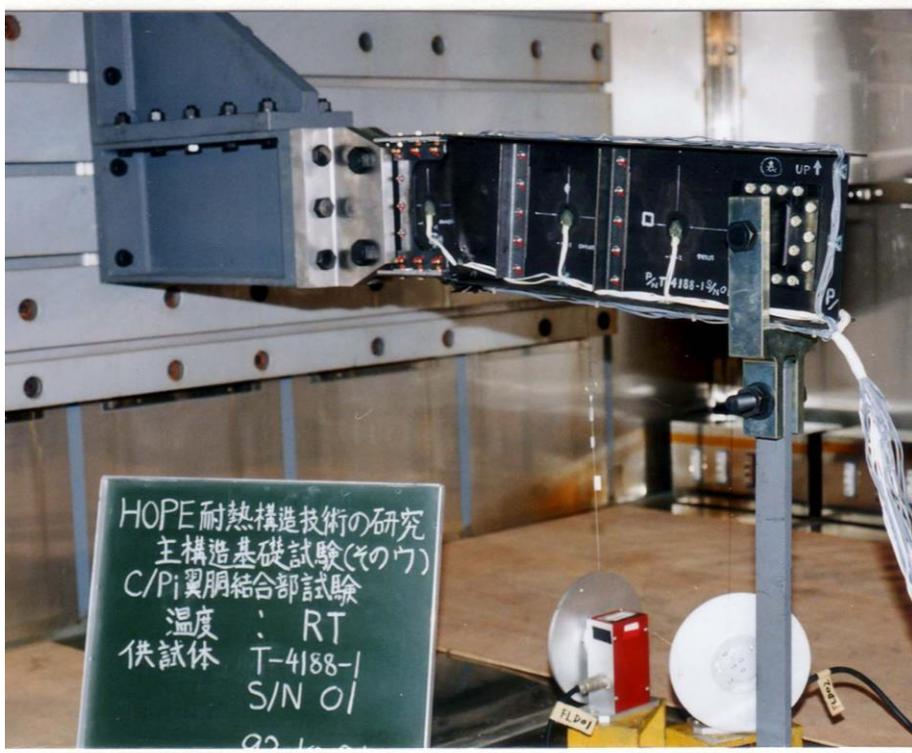
予測の74%と相当低い荷重で不時破壊=サイン波桁の交点と自由縁との距離の大きいところで発生⇒

サイン波桁の座屈問題理解不足



破壊点近傍の荷重-歪みデータ

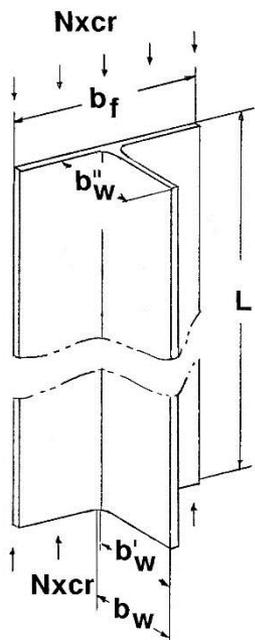
▼: もうひとつのこの研究の動機 HOPE桁模型のクリッピング破壊



材料はCF/ポリイミド: この場合、破壊場所は桁クリッピングと予想通り
ただ、破壊荷重に安全率がありすぎ⇒重い構造になるのは不適

▼: 用いた供試体の図と実験のイメージ

(unit: mm)



N-Type $b_f=42$

$b_w=24$

$L=140$

($L=280$)

W-Type $b_f=51$

$b_w=29$

$L=140$

Typical Ply Thickness:

0.118; C/PEEK

0.127;

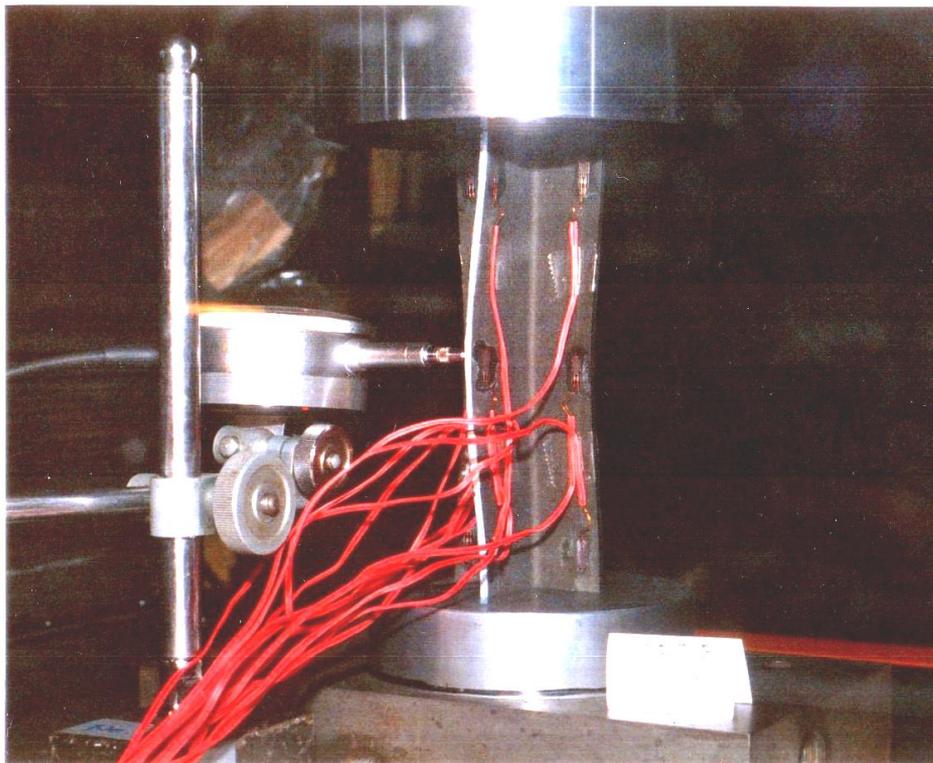
0.133; C/Epoxy

Stacking Sequence:

A: (45/-45/-45/45/0³/90/0²)sym.

$$b'_w = b_w - t/2$$

$$b''_w = b_w - t$$

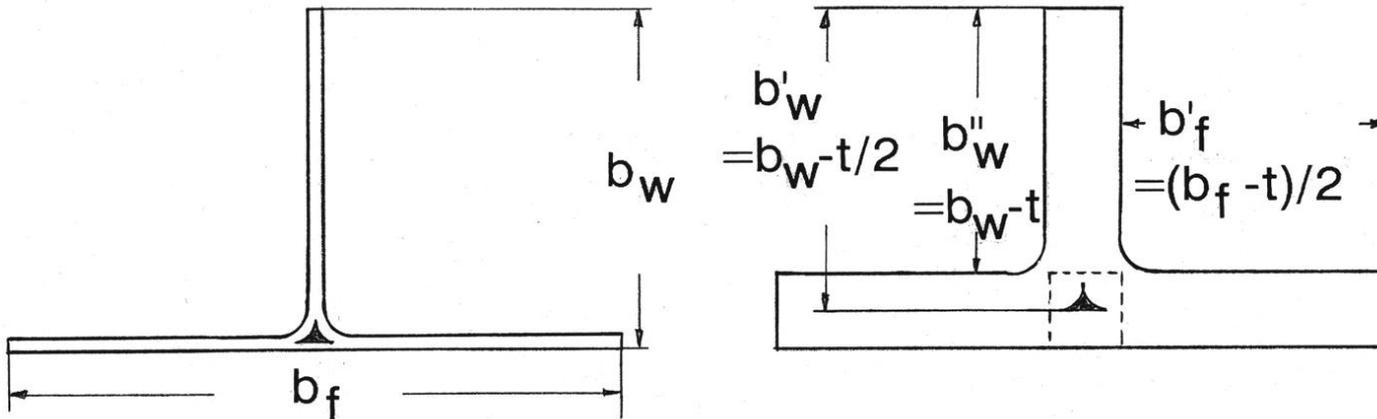


供試体: T型補強材=桁フランジあるいは補強平板の要素
 使用材料: CF/エポキシとCF/PEEK(熱可塑樹脂複合材)

▼: 供試体断面のイメージと重要な寸法

Thin

Thick



供試体が薄いと b_w と $b'_w = b_w - t/2$ の差はそれほど問題でない
 厚いと差が大きい = 供試体断面積から
 どこを回転拘束線と解釈するか に 差 = 積層要素との兼合い
 コーナー部に「フィラー」と言う一方向材紐状のものを挿入

▼: エネルギー法を用いた解析近似解について

面外変形 w が生じている時の板のポテンシャルエネルギー Π_p は

$$\Pi_p = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \left\{ D_{11} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + 2D_{12} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) + D_{22} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 + 4D_{66} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 \right. \\ \left. + 4D_{16} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right) + 4D_{26} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right) + N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right\} dy dx$$

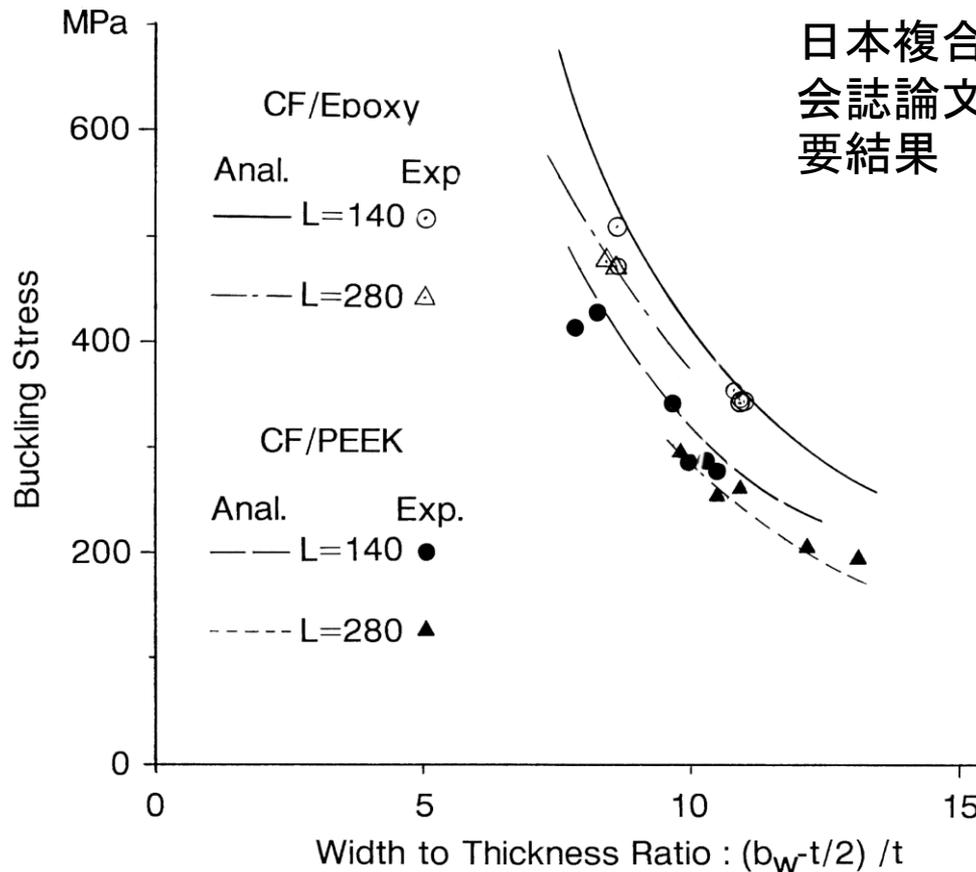
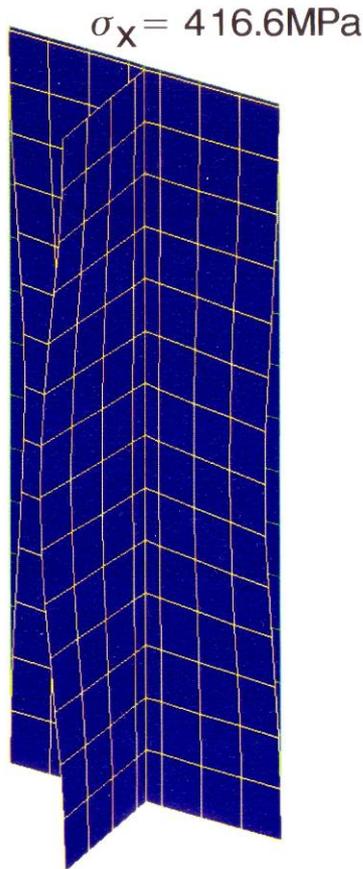
のように書かれる。このT型補強材を構成する3辺単純支持、1辺自由の長方形板の変位関数を次式のように仮定する。

$$w(x, y) = \sum_{m=1}^3 \sum_{n=1}^3 \sum_{p=1}^3 \sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right) \cdot \left\{ A_{mn} \sinh\left(\frac{ny}{b}\right) + B_{mp} \sin\left(\frac{p\pi y}{b}\right) \right\}$$

特徴: x(長手)方向にサイン関数、y方向は双曲線サイン関数使用
 D_{16}, D_{26} 項(曲げ-ねじりカップリング=座屈低下)の影響検討のため
実際の解析はT型でなく片辺自由・片辺単純指示の平板



▼:座屈予測への板厚変動の影響 これ以後は有限要素解使用

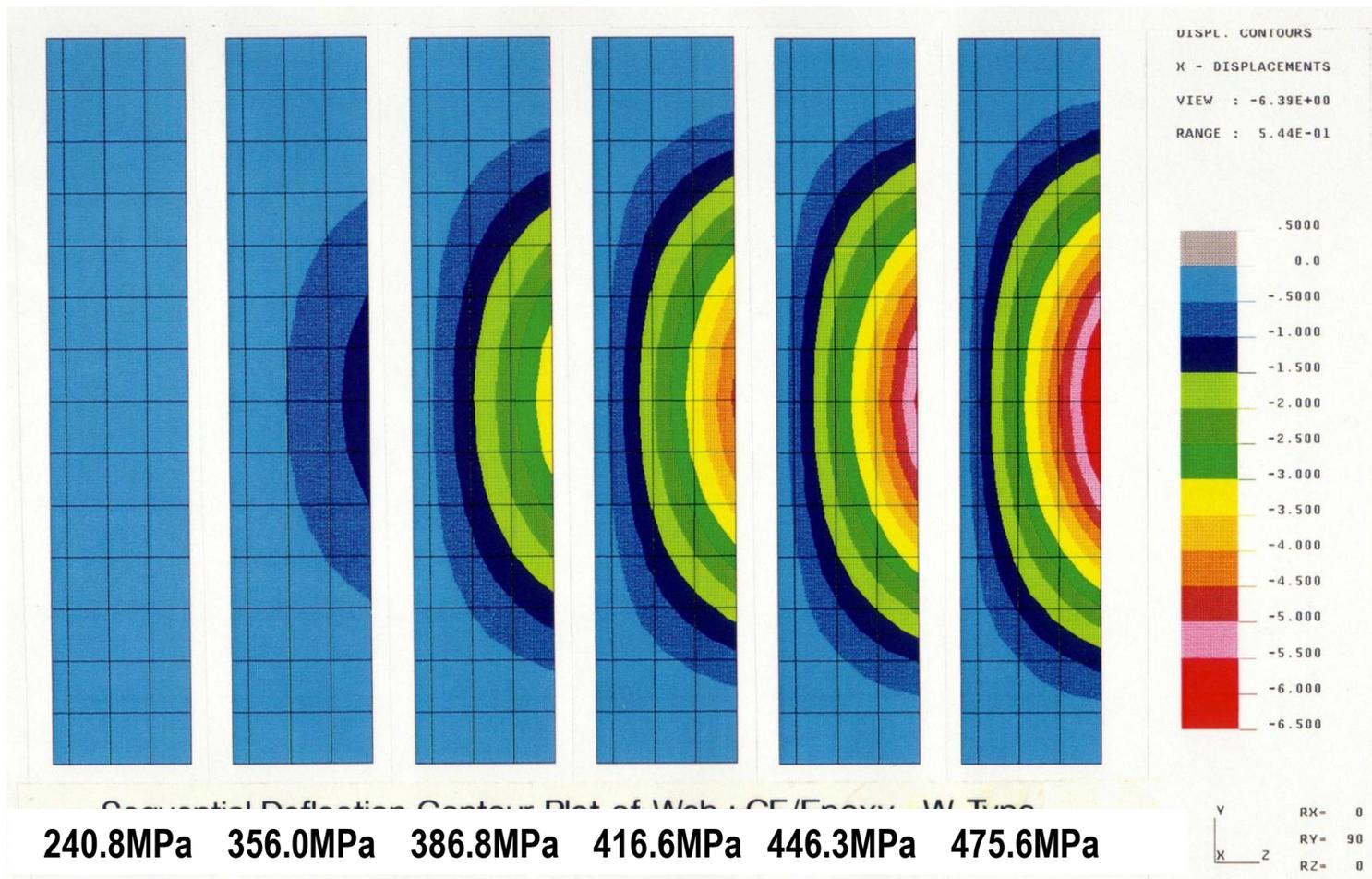


日本複合材料学会誌論文賞の主要結果

使用したメッシュ分割と座屈モード: 実験と近い

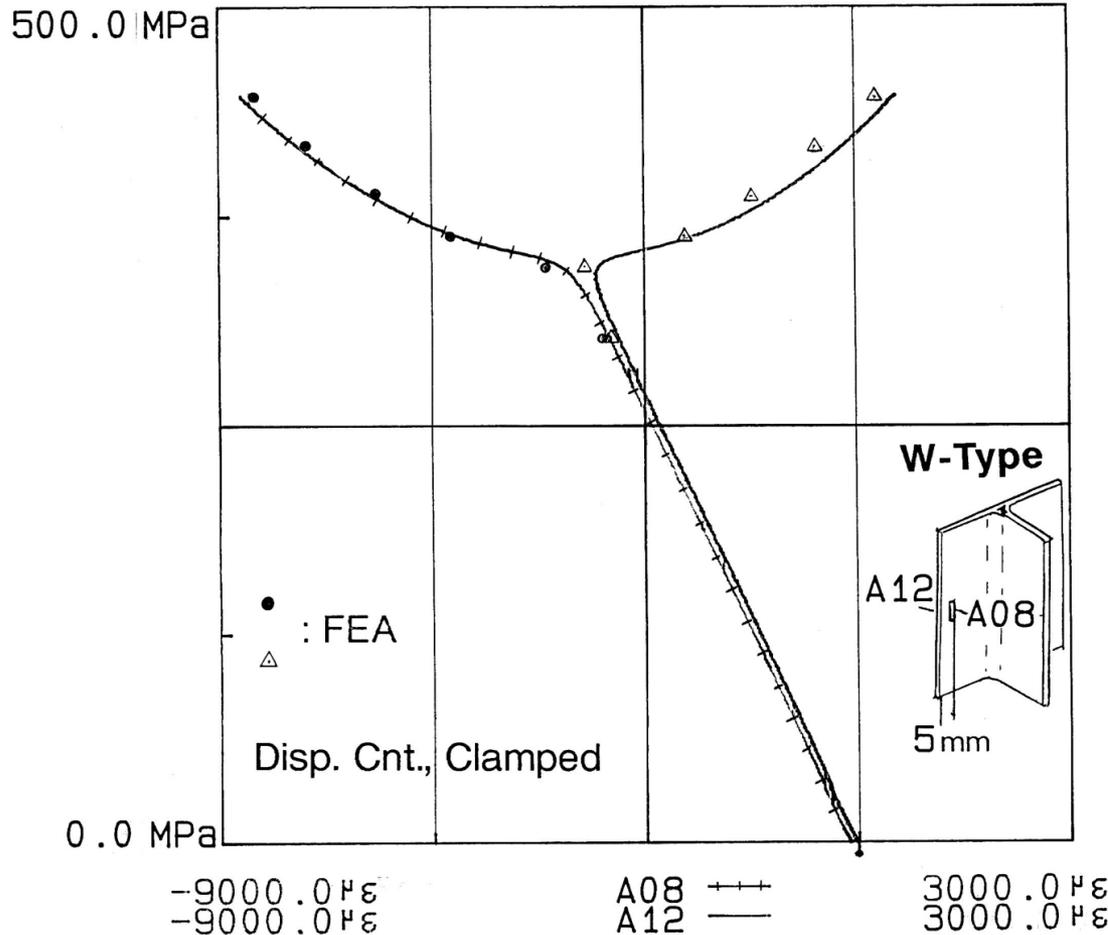
黒丸と黒三角は横軸の一定値をねらった: 成形技術未熟でばらつき⇒座屈に影響

▼:座屈後変形予測と実験値の比較(W型) #1



考慮すべき要素: 幾何学的非線形[変形後解析]、適切な初期不整、負荷辺の境界条件の適切な考慮、荷重モード
 上図には、ウェブ面外変形の等高線プロット例

▼:座屈後変形予測と実験値の比較(W型) #2



前図に示したウェブ中央自由辺から2mm内(実験の変位検出点と合わせるため)の変位の解析と実験の比較

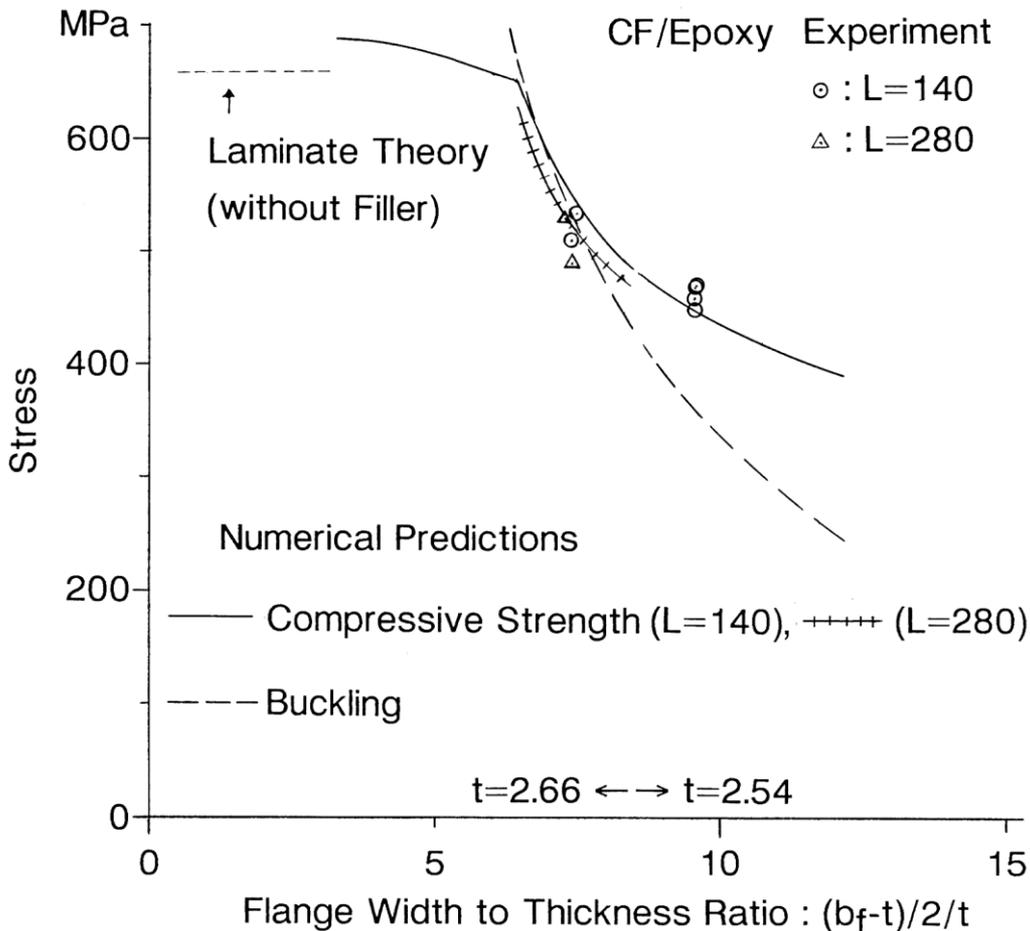
⇒まず、負荷辺境界条件単純支持は×、固定が○

見かけは初期荷重一定分布がよいが、実験は変位一定押し(平押し)

少しのずれの主原因は材料非線形と推定



▼: T型補強材の破壊予測結果と実験値



日本複合材料学会誌論文賞の主要結果

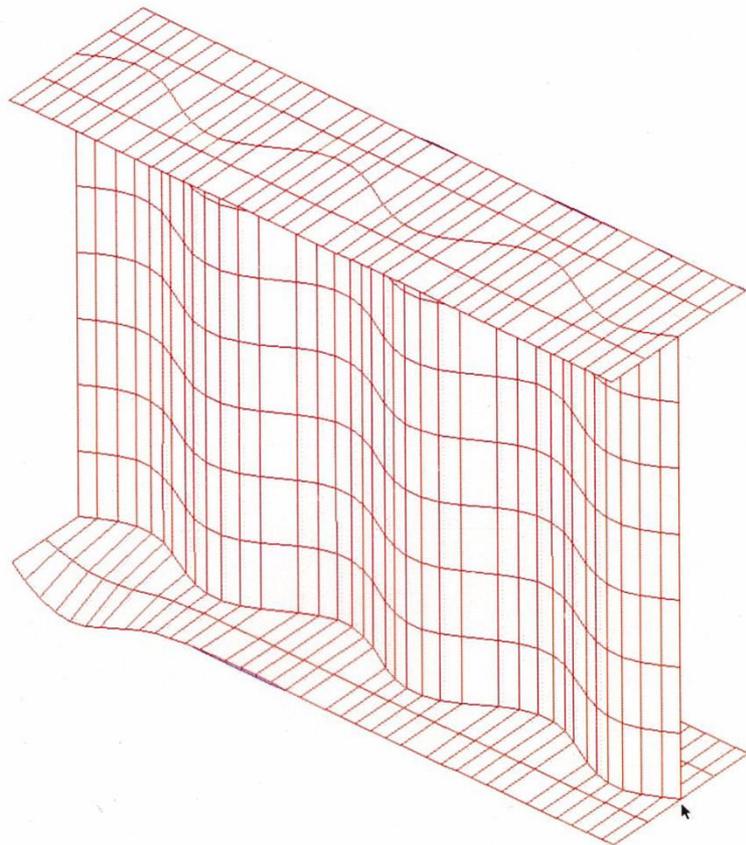
板幅/板厚比 = $[(b_f - t)/2]/t$ が6.5程度以下であれば座屈以前に材料破壊が起こる

この比が大きいと早く座屈し強度が下がる

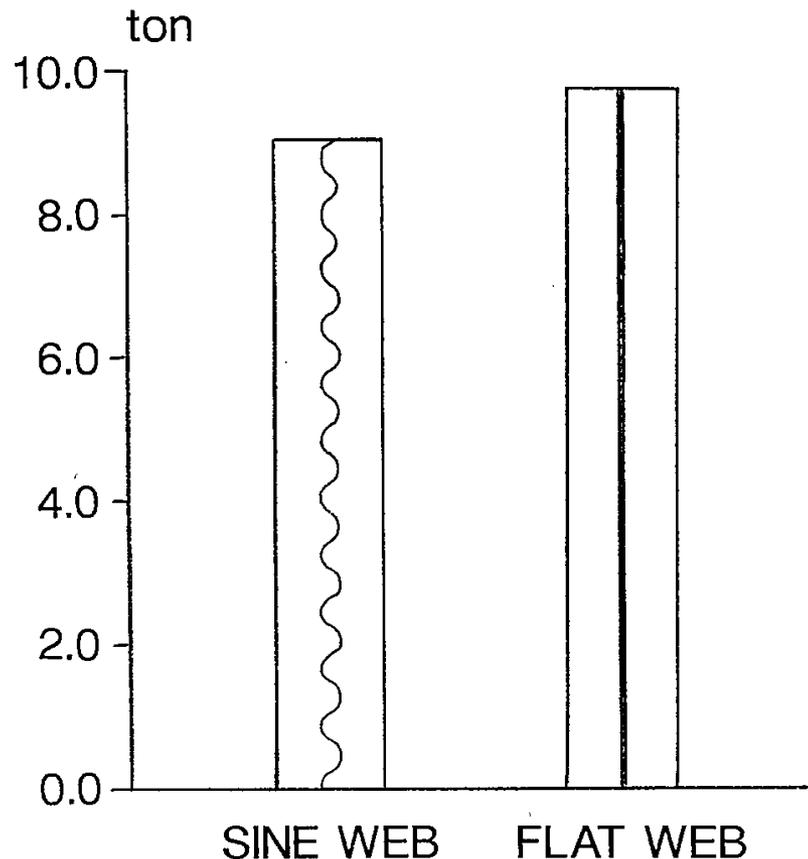
CF/エポキシのように逐次破壊を起こさない場合は数値予測可能

▼:自由辺と構造交線の距離の座屈への影響大 サイン桁の座屈解析(前述の翼模型と桁スパンは違う)

E.M.R.C. - DISPLAY II POST-PROCESSOR VERSION 91.0 Oct/15/93



BUCKLING LOAD



BCKL OF CF/EPOXY SPAR: SINE WEB, web t=9.6, FZ:POS

MODE NO. = 7 BUCKLING LOAD FACTOR = -9.05089E+00

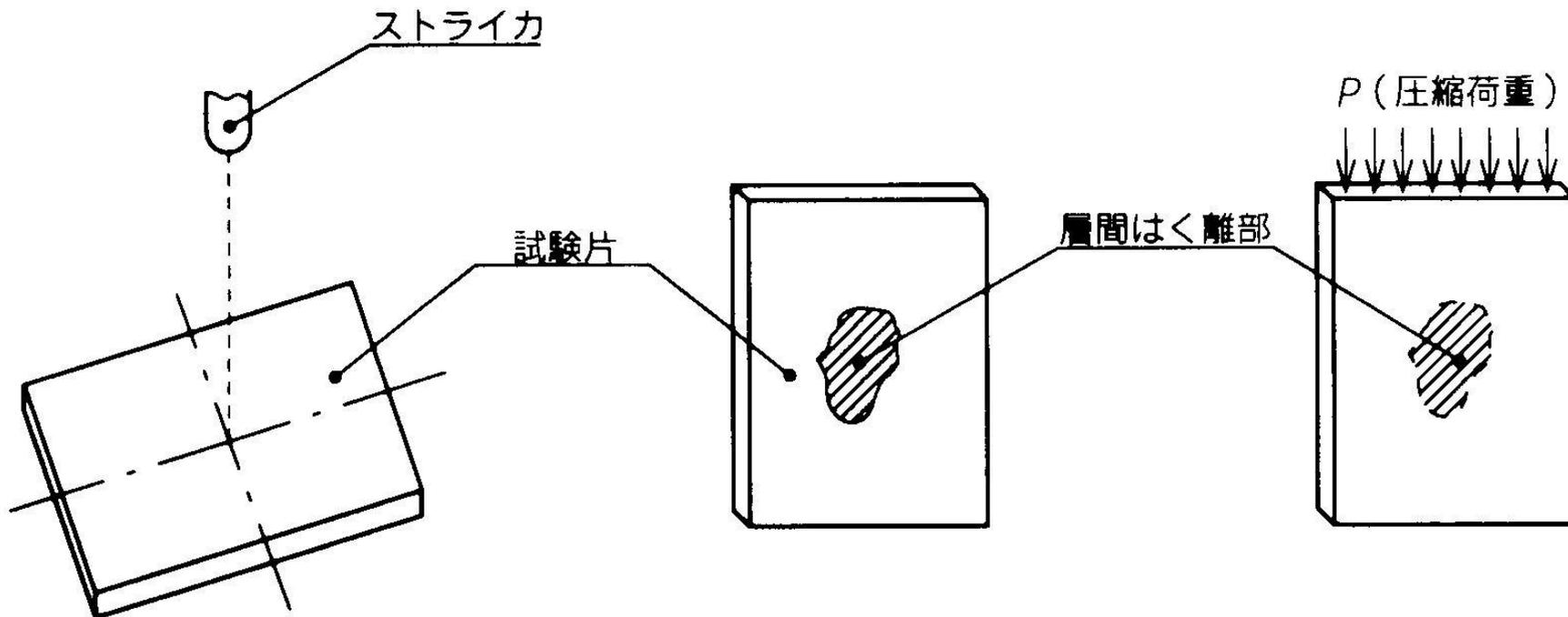
20年前(1993)と35年前の解析能力の違い + 問題所在の認識の差

▼: 衝撃後残留圧縮強度: CAI 問題の追及 CAI試験の実施内容のイメージ

(a) 衝撃力を与える

(b) 非破壊試験

(c) 圧縮試験



(落錘)衝撃付与⇒(超音波)非破壊検査による損傷面積確定⇒
圧縮試験による強度決定

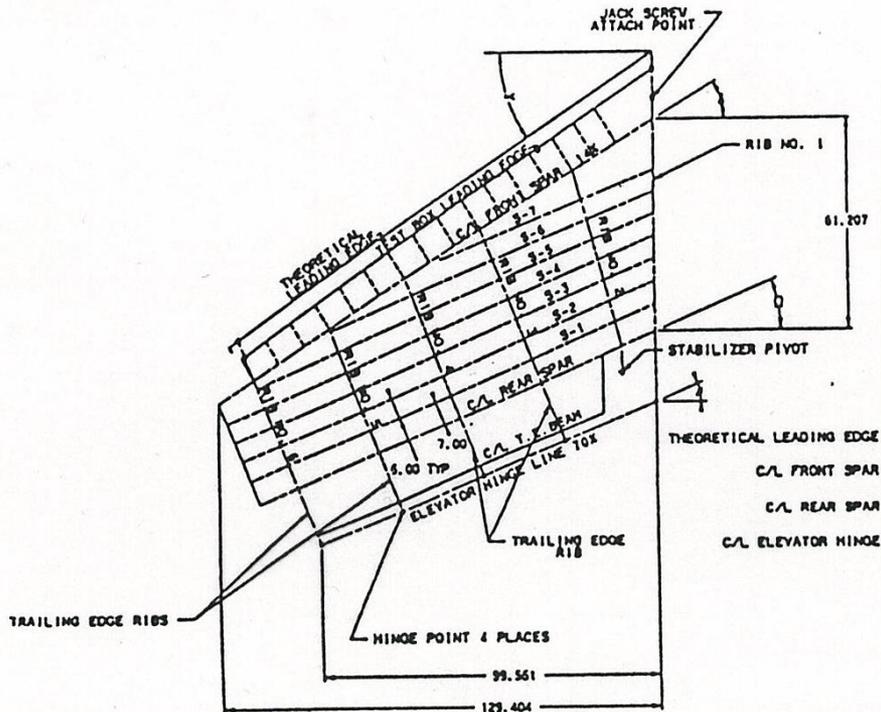
▼: CAI 問題の研究加速の要因 となった7J7尾翼試験



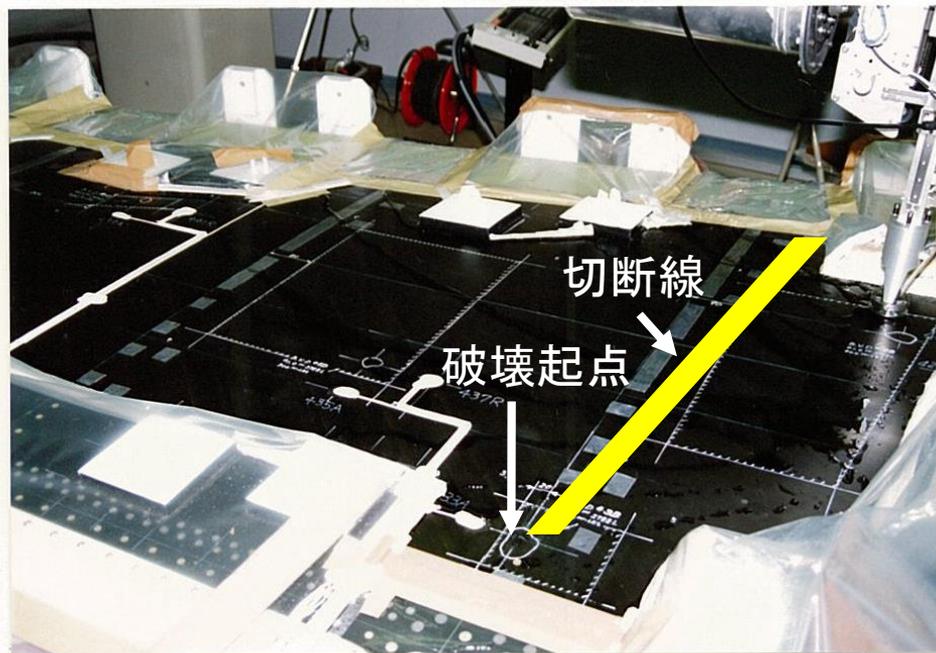
写真は(一社)
日本航空機
開発協会殿
[JADC]のご
提供

1988(準備含む)から1991年まで、Boeing-JADC-NAL(当時)の共同研究として実施
実質的には777尾翼のプロトタイプ: 実施場所は旧NAL, Boeing社の監視のもと

▼: 7J7尾翼全CFRP供試体概要と 初期に与えた衝撃



模型の概要線図と寸法

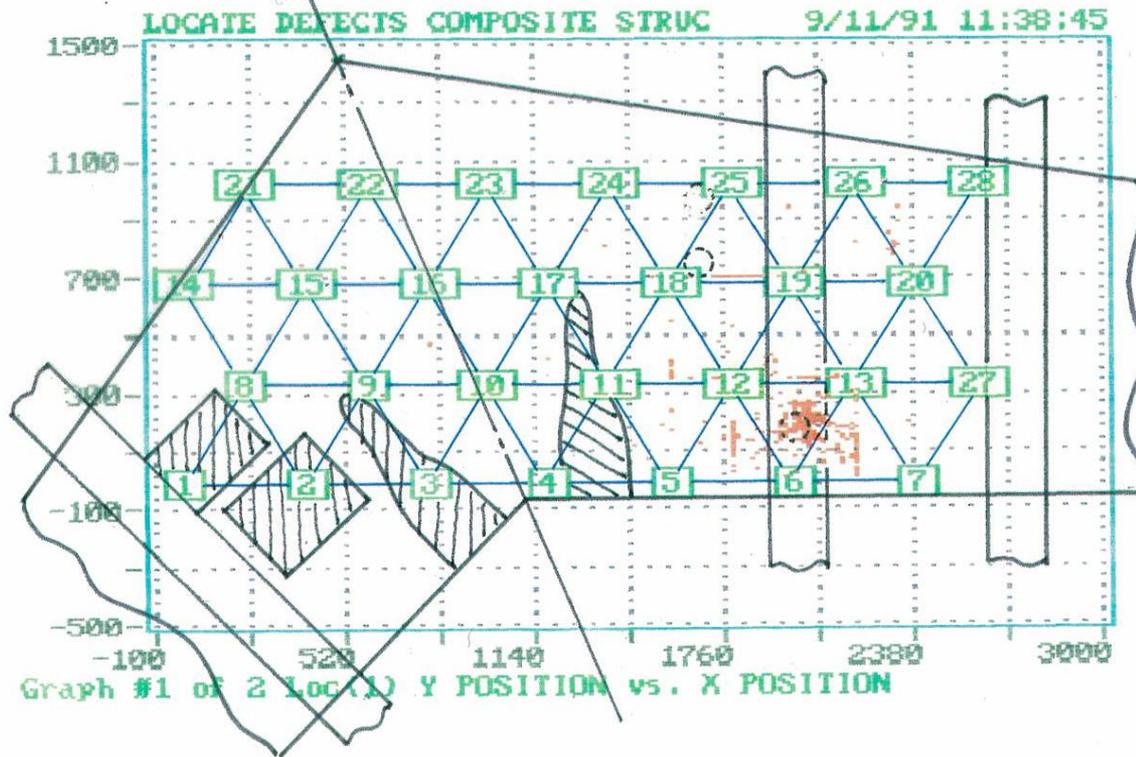
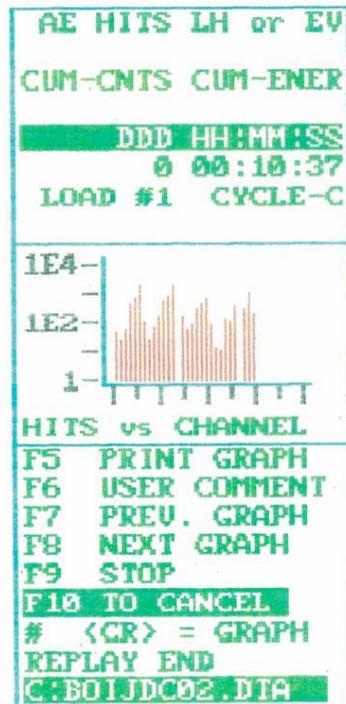


初期に与えた落錘衝撃(6か所、
最大900lbs*in)のロボット式超
音波探傷試験の写真
および最終破壊の起点と切断線



▼: 7J7尾翼供試体の最終破壊直前のAE計測結果(旧NAL 林元主研の成果)

Load 167%

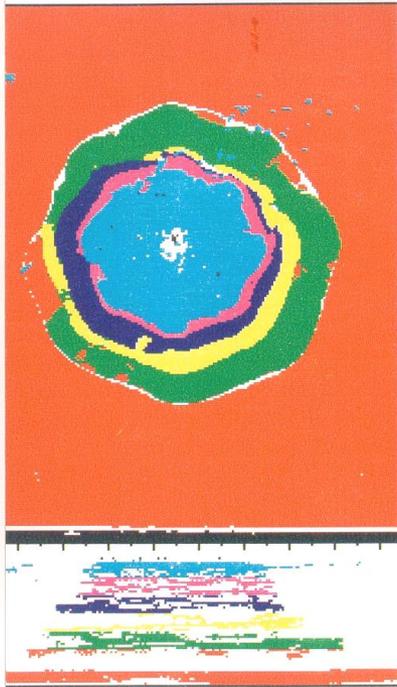


一番信号の出ている3B衝撃点(850lbs*in)から、層間剥離が一挙に進展し、
 ほぼ、翼舷に平行に(主圧縮方向に直角に)、オノでたたき切ったように破壊
 ボーイングのコントロール下で、残念ながら写真なし
 大きなCAI破壊が起きたものと推定: CAI現象の研究の重要性を確信

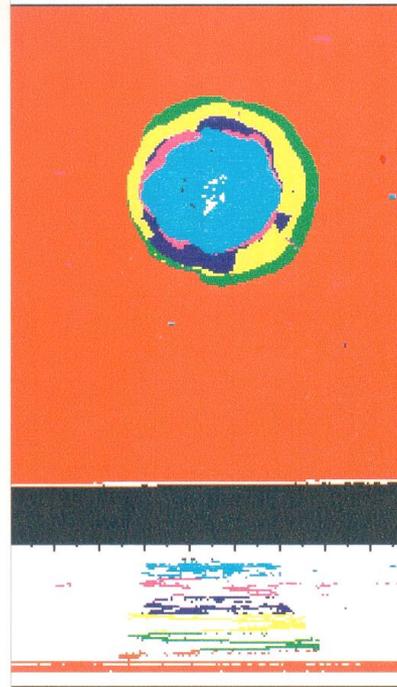
▼: 衝撃による剥離損傷の 典型例のいくつか

DELAMINATION AREA: 3460mm²

1310mm²

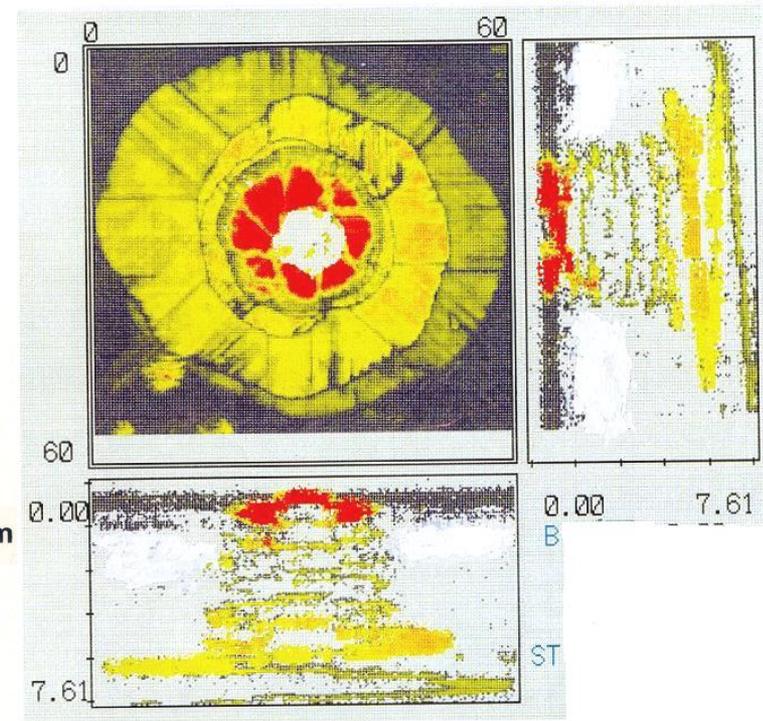


CF/EPOXY



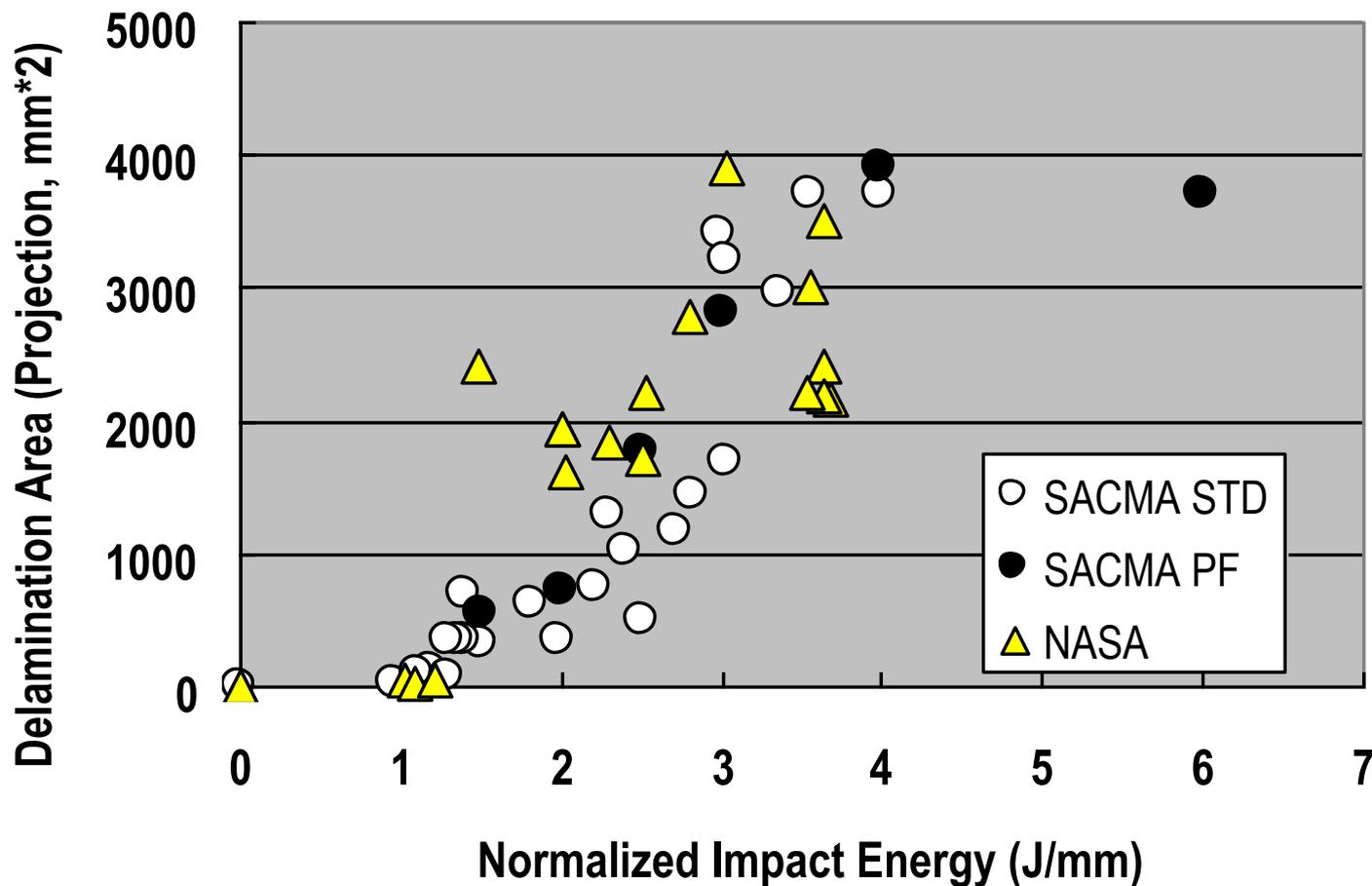
CF/PEEK

mm
0
5



低靱性材料のNASA法試験片の大エネルギーでの衝撃損傷
すそ引きのある円錐台状剥離の例

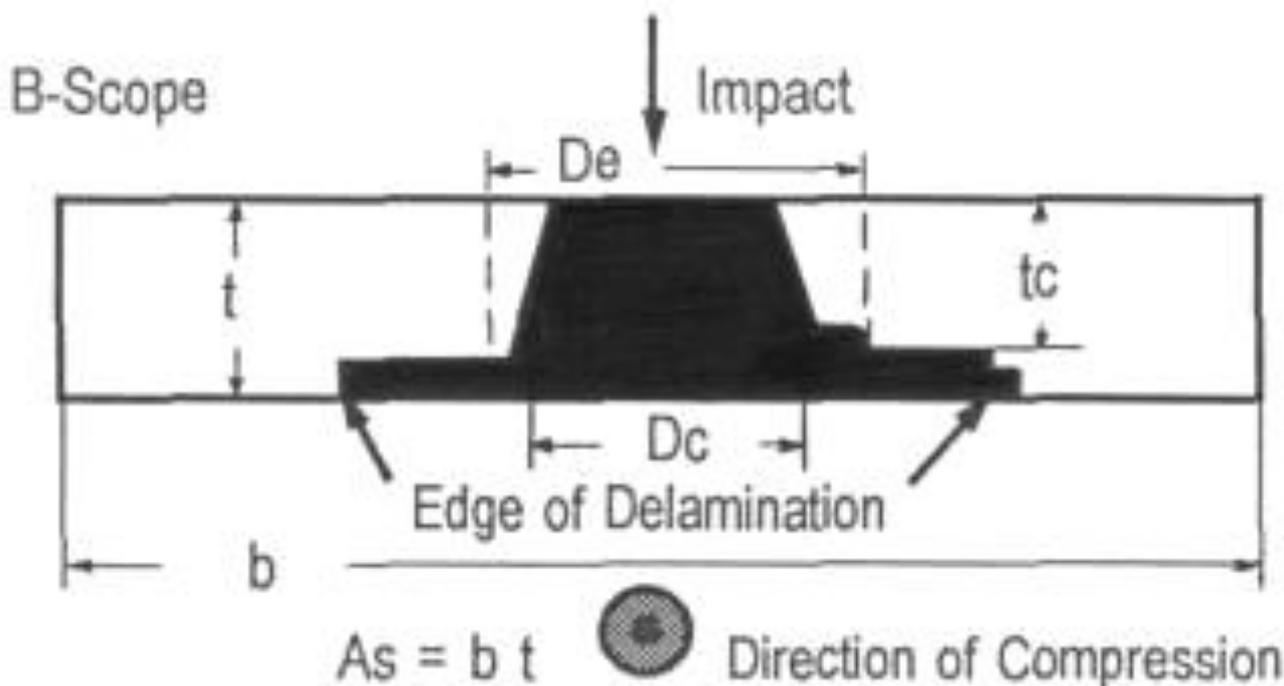
▼: 板厚あたり衝撃エネルギーと剥離投影面積の関係



剥離形成に必要なエネルギーの閾値あり

大きなエネルギーでの面積飽和:剥離が支持金具枠に近づく

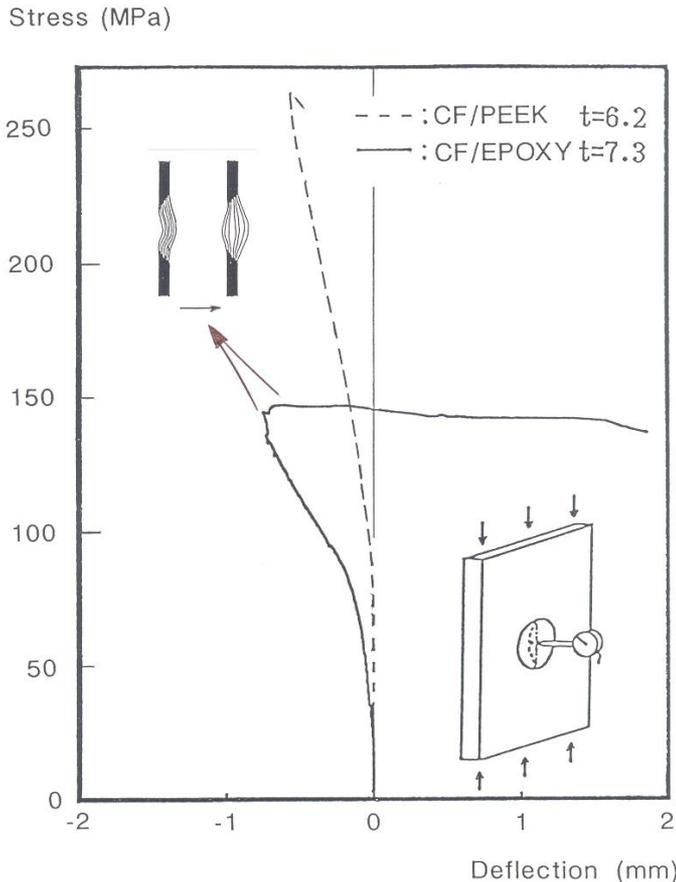
▼:超音波Bスコープから真剥離面積合計 と関連させる方法



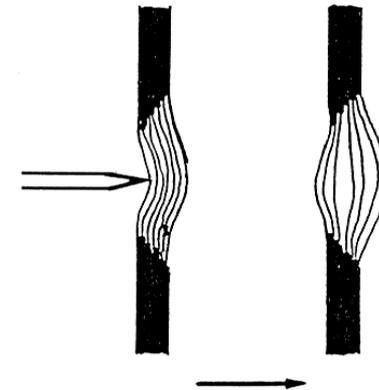
剥離が集積した仮想円筒に関する幾何学的関係

$$R_c = A_c/A_s = tD_c / (t b) = D_c / b, \quad R_e = A_e/A_s = tD_e / (t b) = D_e / b$$

▼: CAI試験における圧縮応力と剥離部面外変位の関係 (CF/エポキシ材とCF/PEEK材: NASA法)



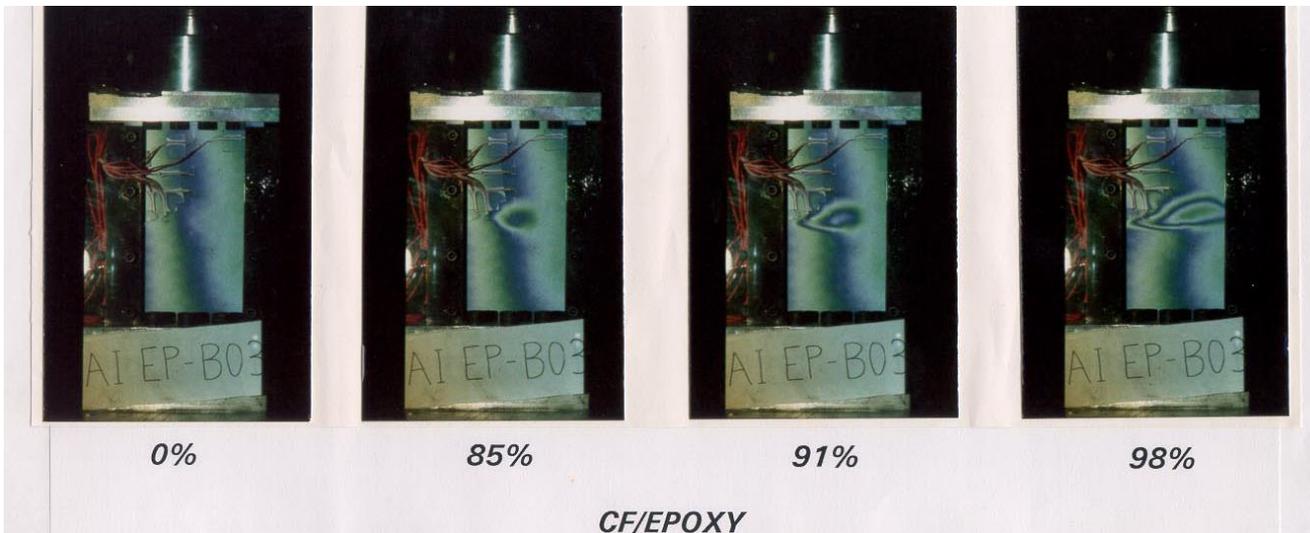
剥離座屈挙動と測定変位の概念



全ての剥離片の同方向への変位:
モードII成分の卓越

衝撃点側の剥離片の逆方向反転:
モードI成分の卓越

▼: 圧縮試験中の連続的モアレ トポグラフィ写真 層間剥離の左右進展がよく観察できる



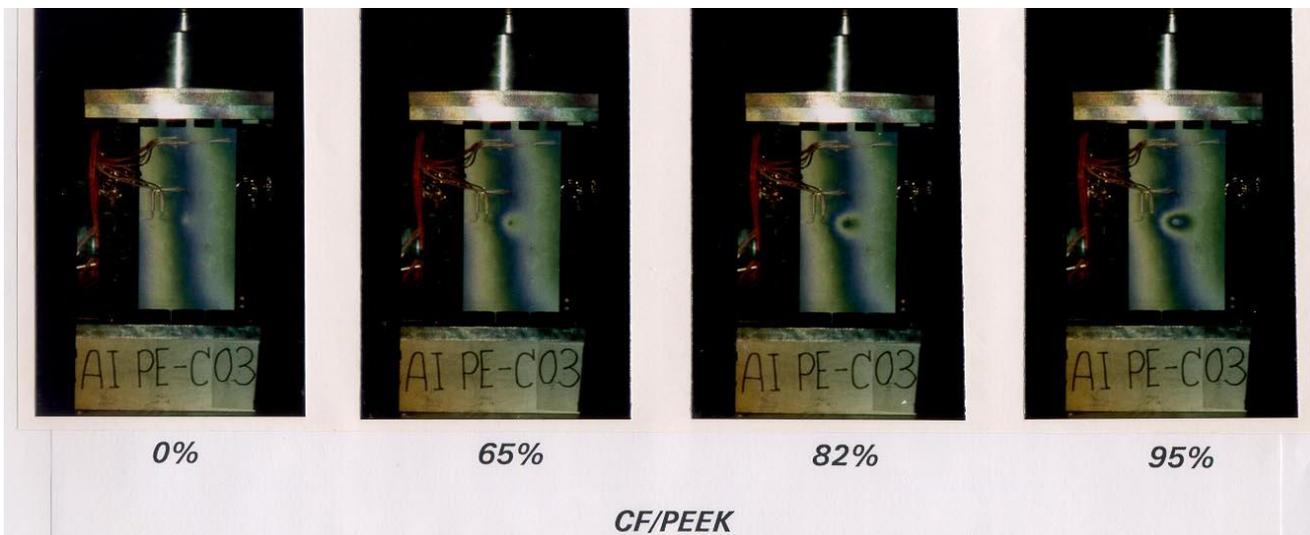
いずれも
NASA 法試験

上段:

CF/エポキシ

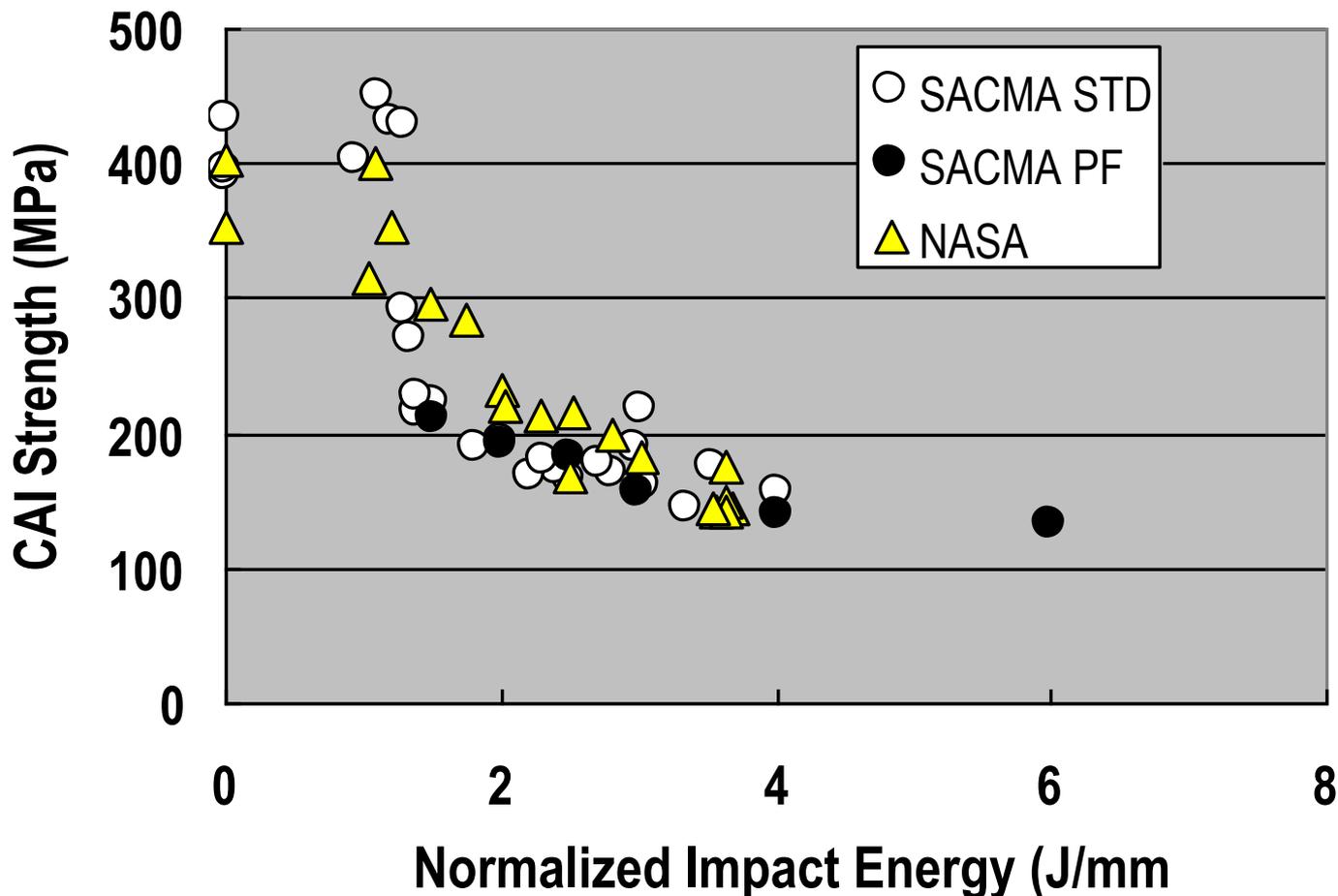
下段:

CF/PEEK



パーセント表
示は破壊荷重
に対して

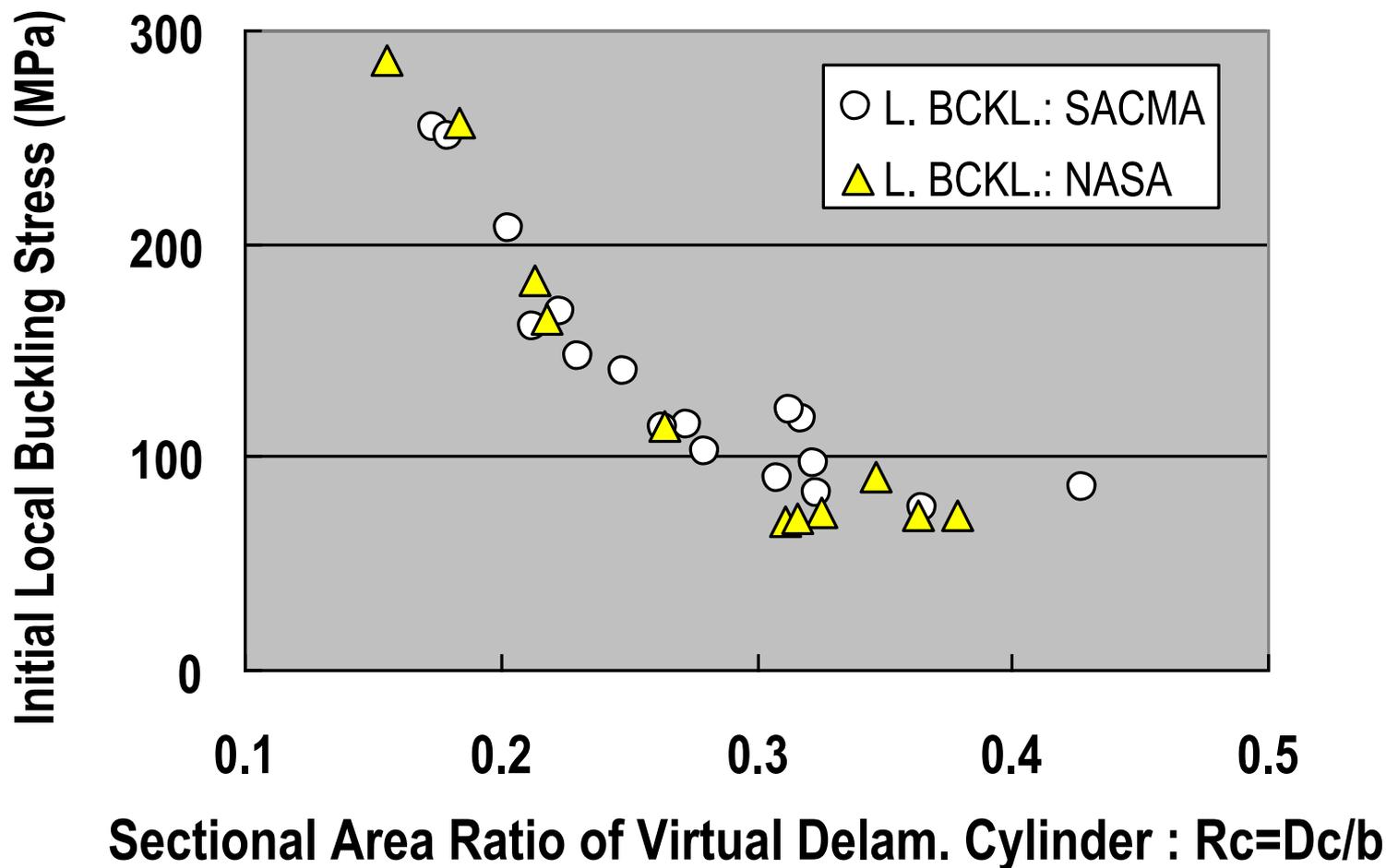
▼: 板厚あたり衝撃エネルギーと 圧縮強度低下の関係:CAI特性



この整理法ではNASA法とSACMA法で結果に差が出る
他の整理パラメタを用いた整理法開発のきっかけ

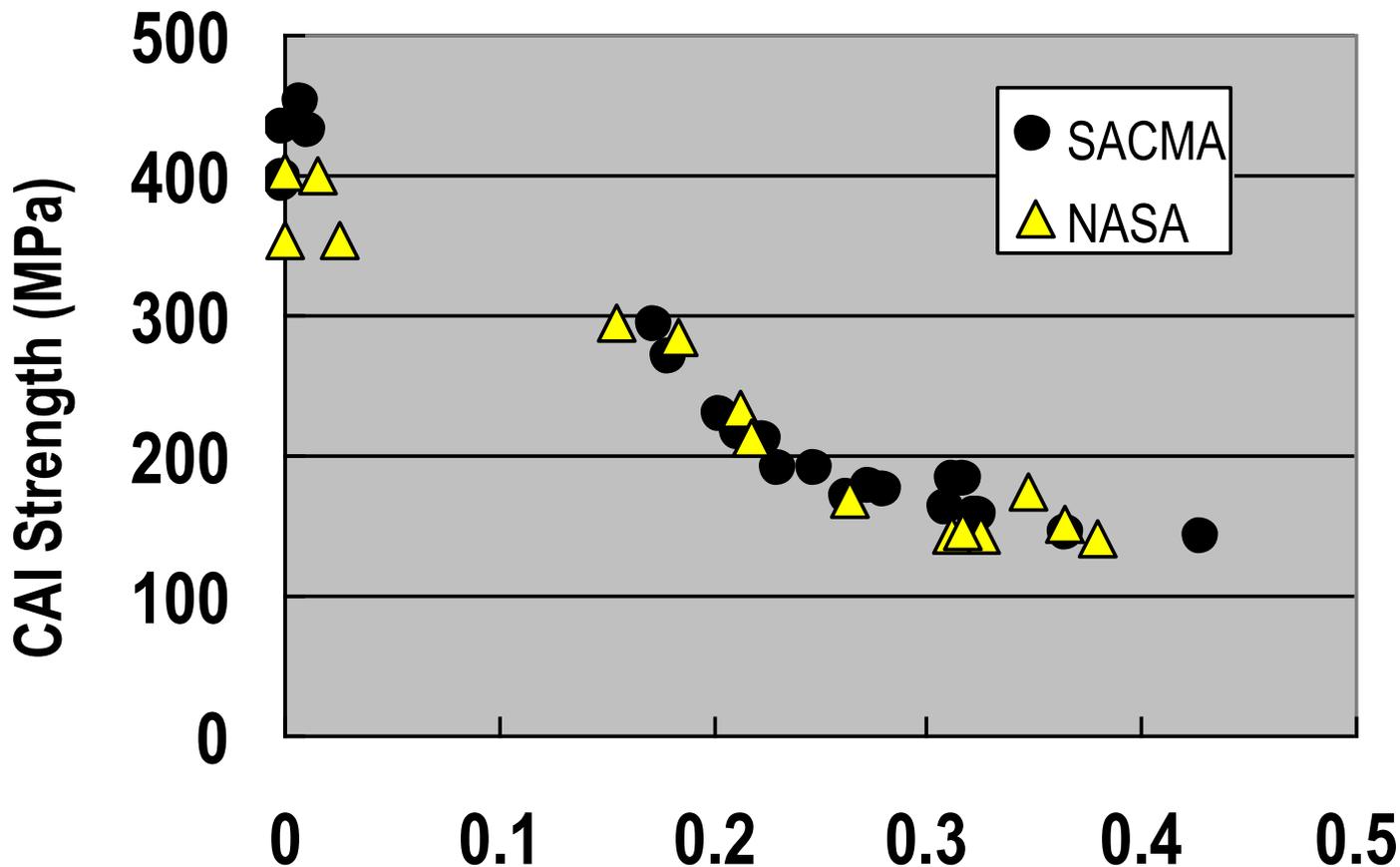


▼: 剥離部初期座屈応力と 仮想剥離円筒直径/板幅比の関係



前に定義した比: D_c/b を用いると
NASA法とSACMA法のデータはほぼ同一の曲線に乗る

▼: 剥離部初期座屈応力と
仮想剥離円筒直径/板幅比の関係



Sectional Area Ratio of Virtual Delam. Cylinder: $R_c = D_c/b$

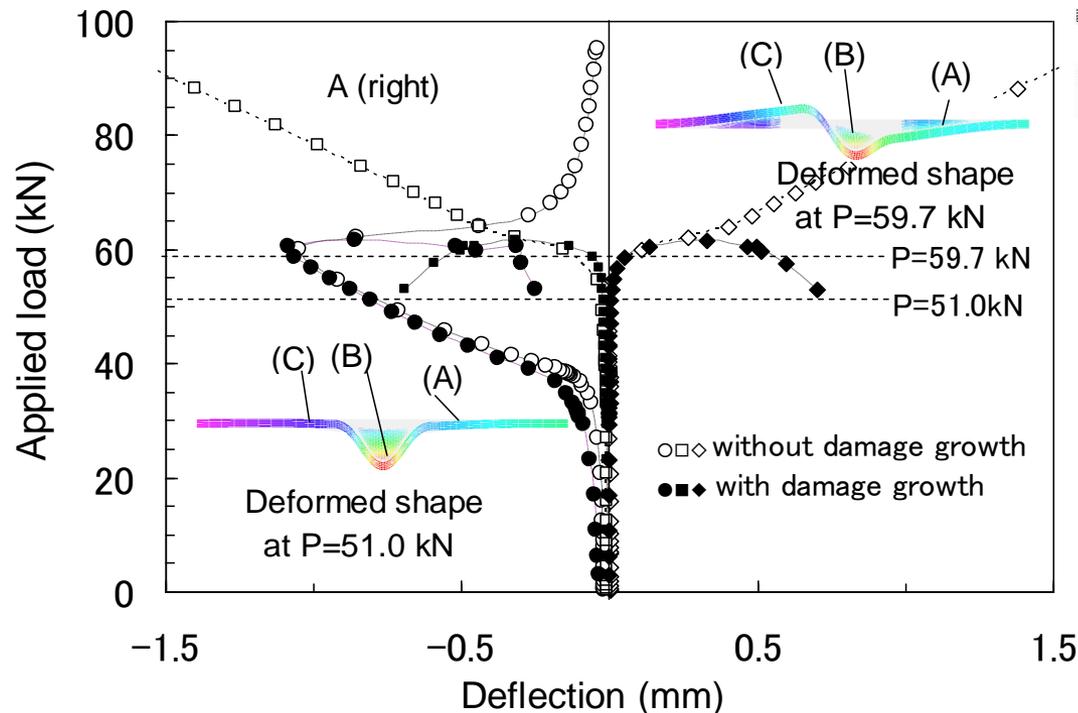
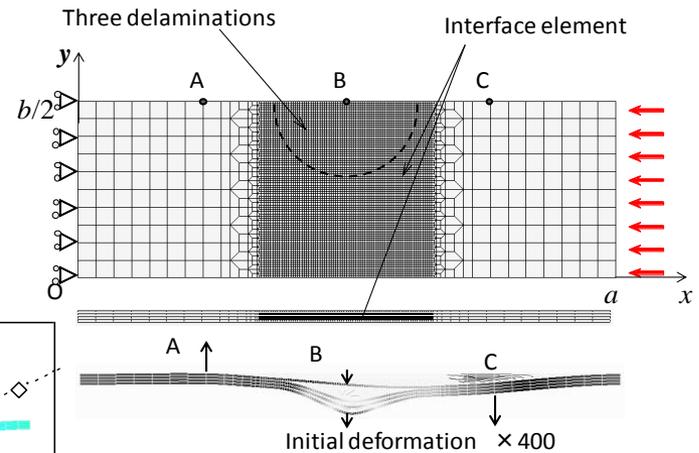
D_c/b を用いると

NASA法とSACMA法のCAI強度もほぼ同一の曲線に乗る

▼:数値解析は上智大学 末益先生の成果

多重円形層間剥離と破壊挙動

結合力要素を用いた剥離進展解析



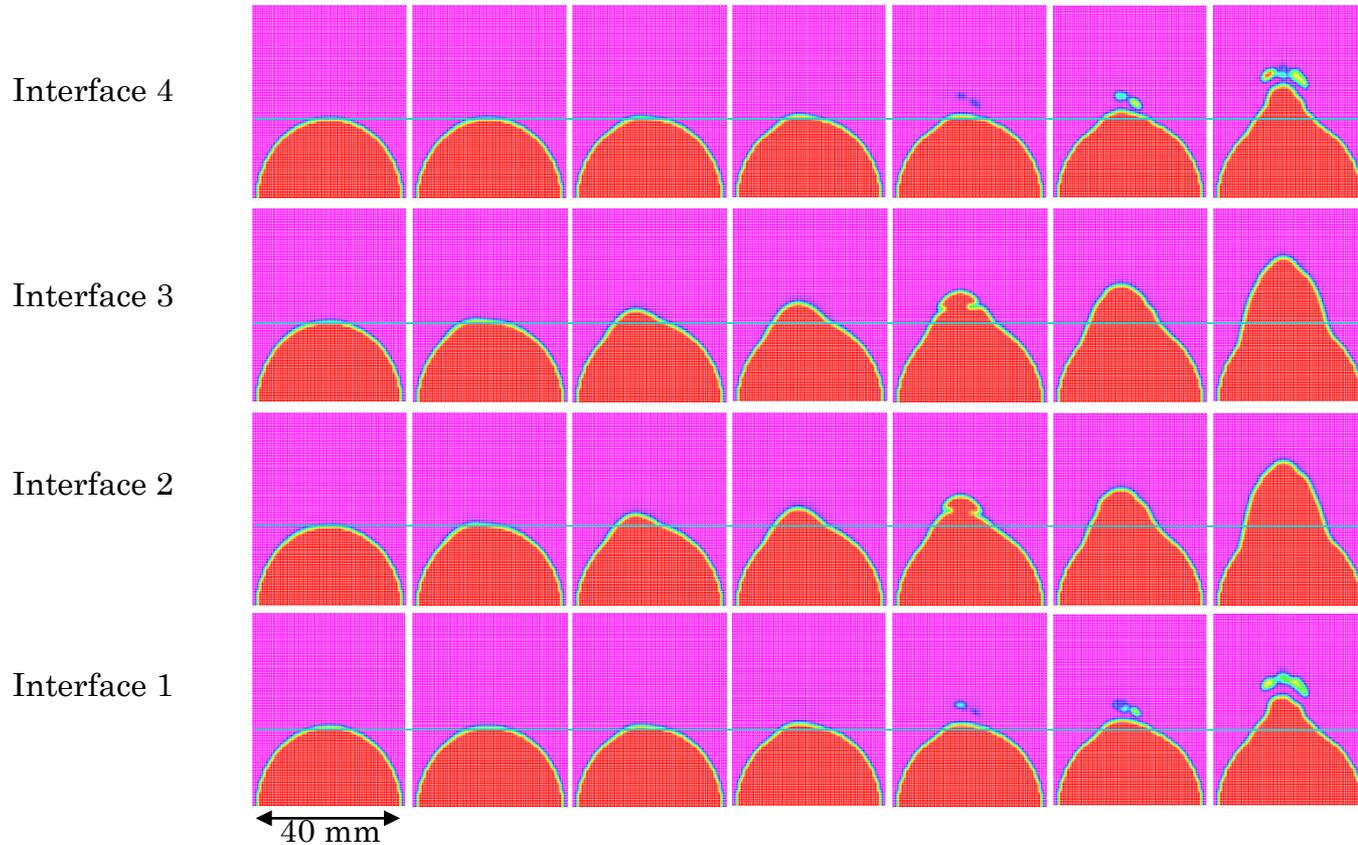
Relationships between the applied load and the deflections of a delaminated portion (B) and undelaminated portions (A and C) for a plate with four delaminations(4D40).

末益ら、石川

H. Suemasu, W. Sasaki, T. Ishikawa, Y. Aoki, A numerical study on compressive behavior of composite plates with multiple circular delaminations considering delamination propagation, Composite Science and Technology, 68, 2008, 2562-2567

▼:数値解析は末益先生の成果(続き)

60.50 kN 61.57 kN 60.61 kN 59.71 kN 60.56 kN 57.55 kN 52.93 kN



荷重を増加していった場合の
層間剥離進展の数値解析予測

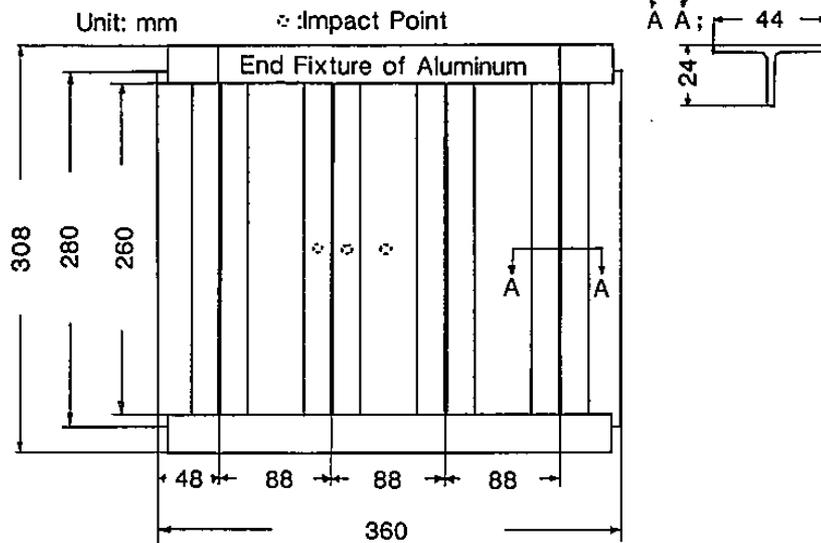
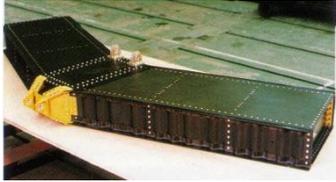


荷重方向

末益ら、石川

H. Suemasu, W. Sasaki, T. Ishikawa, Y. Aoki, A numerical study on compressive behavior of composite plates with multiple circular delaminations considering delamination propagation, Composite Science and Technology, 68, 2008, 2562-2567

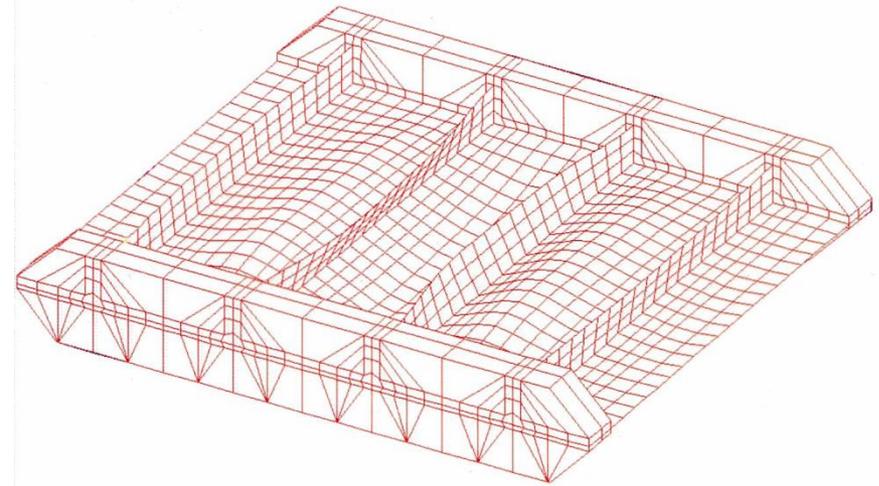
▼: 補強平板のCAI現象への挑戦: まず座屈解析



Stacking Sequence in CFRP Panels (s.:Symmetric)

Stiffeners	Skin
CF/PEEK(FY89) : (45/-45/-45/45/0 ⁴ /90/0 ³)s.	(45/-45/-45/45/0/90)s.
CF/Epoxy : (±45f/0/0/90f/0 ²)s. f;fabric	(45/-45/45/-45/90)s.

E.M.R.C.- DISPLAY II POST-PROCESSOR VERSION 90.0 Sep/18/91

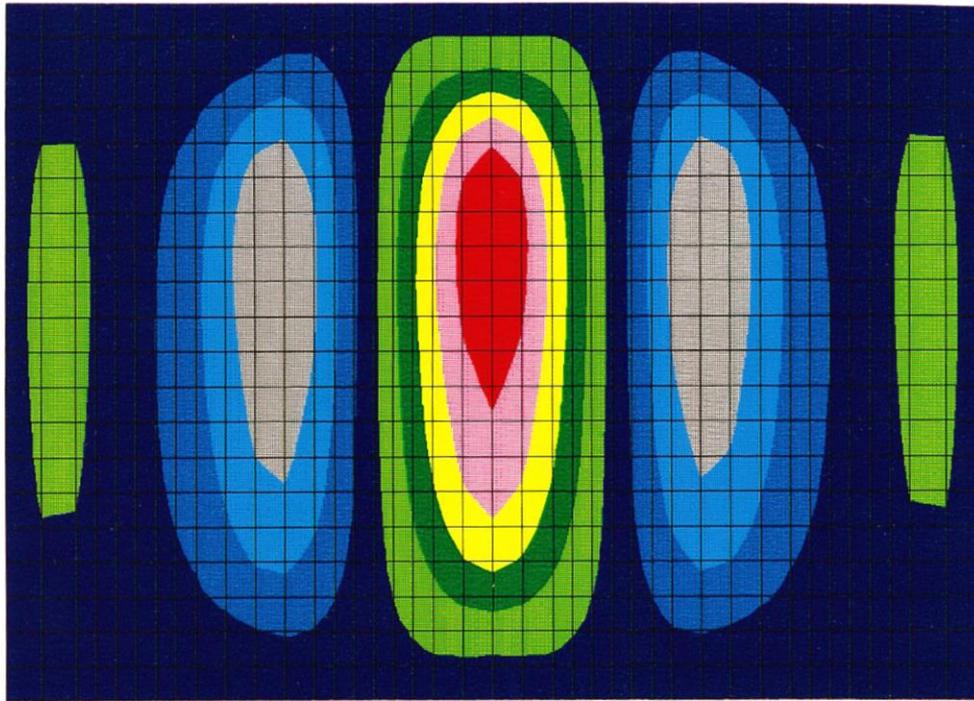


BEK;1/1, EMod, 0.135&0.1125&0.11,Em=1.7k,CF=PrDwn NU 1,Btm:Flt LC

MODE NO. = 1 BUCKLING LOAD FACTOR = 1.54192E+01

一つの目的は熱可塑の高いCAI特性実証: 比較用のCF/エポキシはSTOL機尾翼模型の外側外板を使用 = 長さが不足し、問題あり

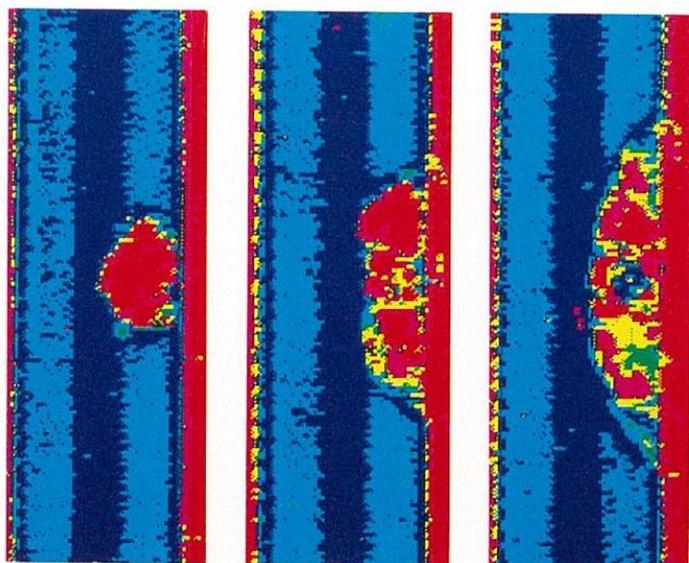
▼:最低次座屈モードの解析と実験の比較



ポッティングした末端のアルミ金具を解析に含めることで、モード、座屈予測値ともよい一致 (この実験はCF/PEEK, 4T)



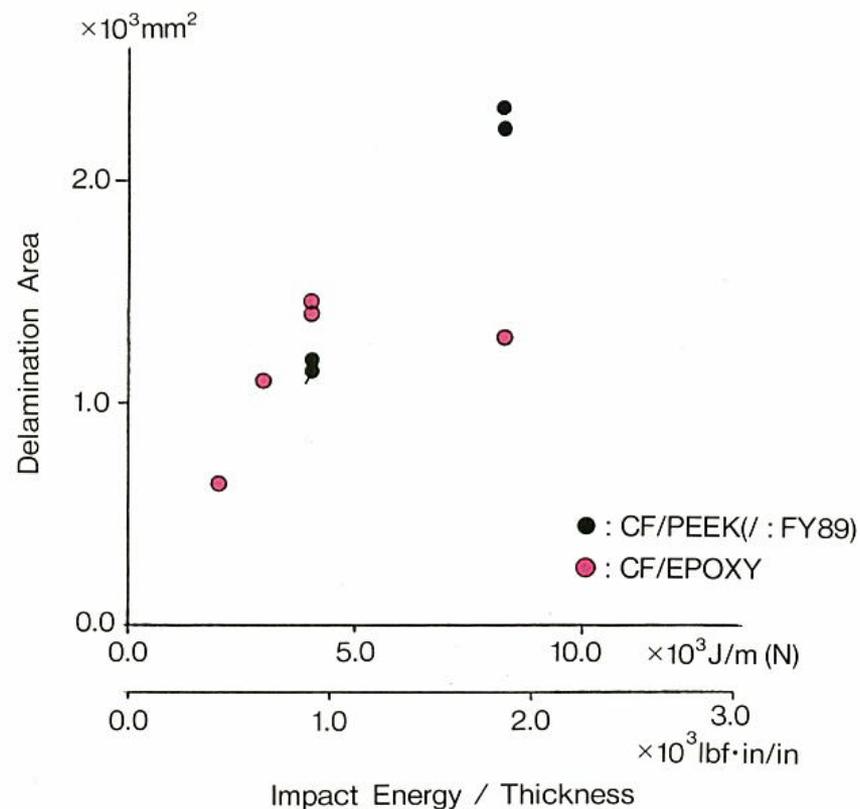
▼: 補強平板のT型補強部背面への衝撃による剥離面積と衝撃エネルギーの関係



2.0 kJ/m

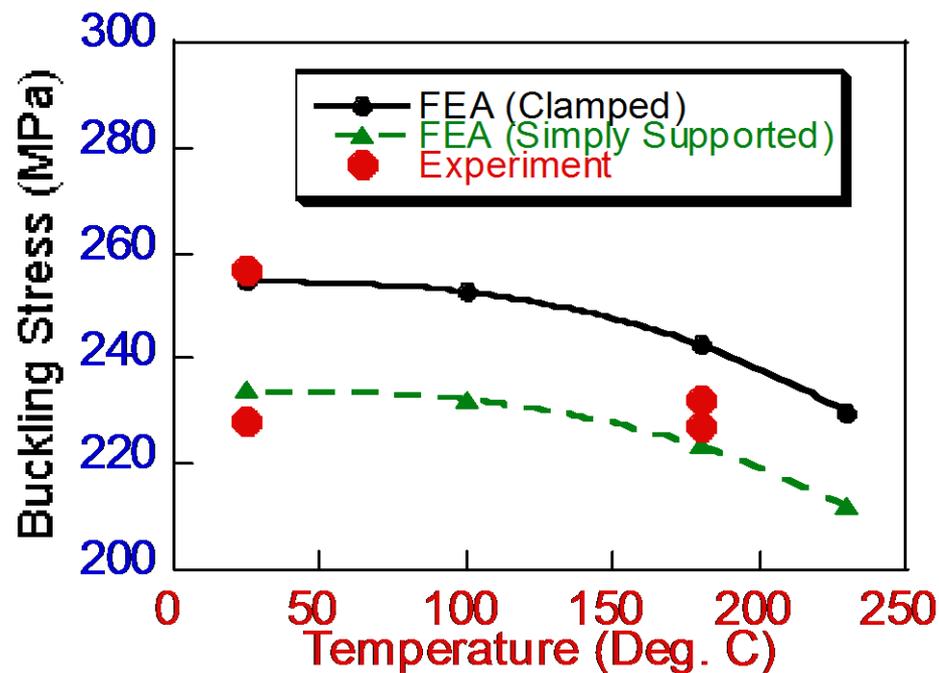
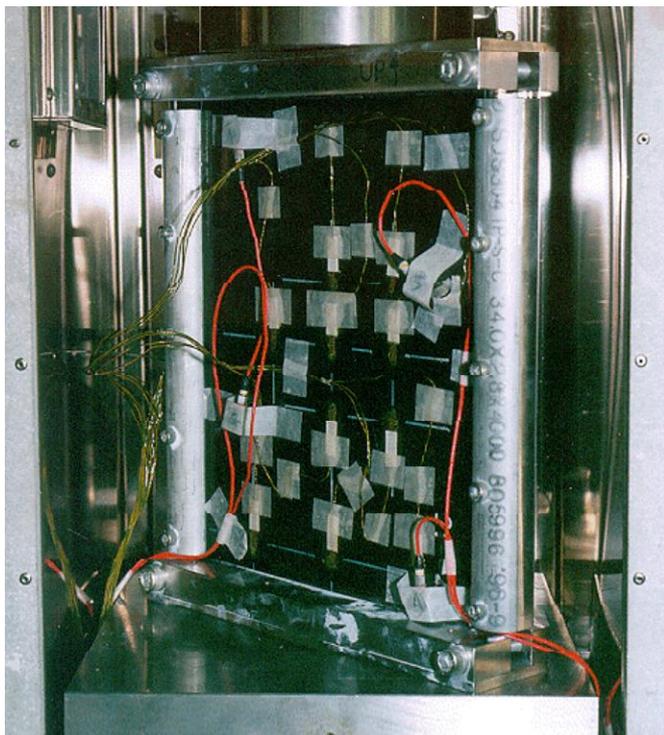
3.0 kJ/m

4.0 kJ/m



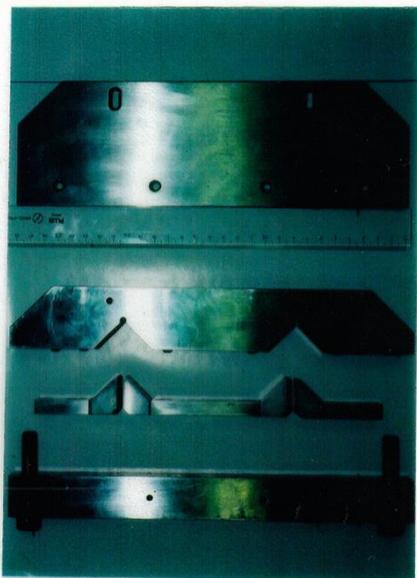
靱性の低いCF/エポキシは、閾値を超えると貫通モードが卓越し、外板と補強材との剥離面積は、むしろ小さくなる。CF/PEEKの場合は、まだ比例的な領域

▼:材料をCF/PIXA(耐熱熱可塑)に変更し、コスト、寸法の改善をねらって、T型2本とした = 高温のCAI特性

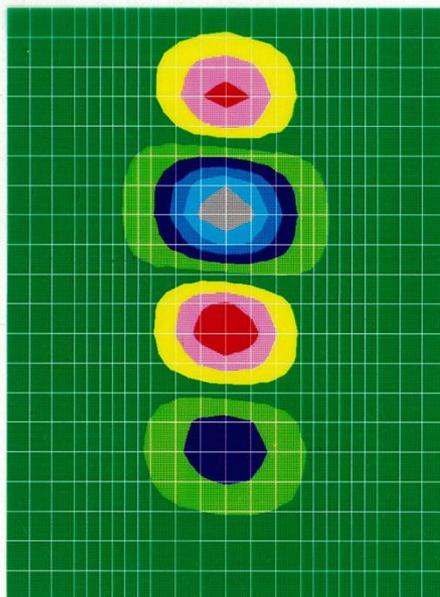


第2段階 1996-2003 超音速航空機翼を想定した、耐熱熱可塑複合材(CF/PIXA)構造の開発研究: 補強平板からボックス翼模型まで. 左写真の補強平板の高温圧縮
 右の座屈解析と実験結果比較 (供試体は富士重工(株)製作)

▼:実験のキー:高温圧縮用のエンドクランプ金具の考案, 座屈モードと最終CAI特性のまとめ(常温)



for 2T

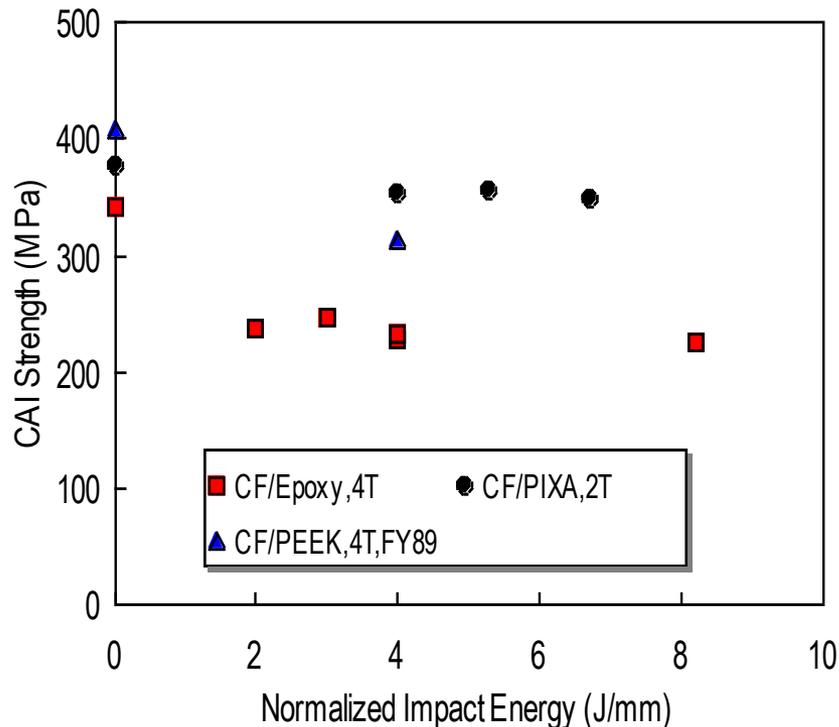


DDE NO. - 1 BUCKLING LOAD FACTOR = 4.03190E+00
F/PIXA BKL L=320, pt=0.148sk&0.15ws&0.15sf LE: CL

Pictures of Loading End Fixtures (to Realize "Clamped" Condition)

200度での圧縮:エポキシポットイングが使用できないので、金具を考案

ベイ間と長さを改善して、最低次でも4半波が出るようにした



補強平板のCAI特性のまとめ
CF/PIXAの圧倒的に良好な特性が理解される

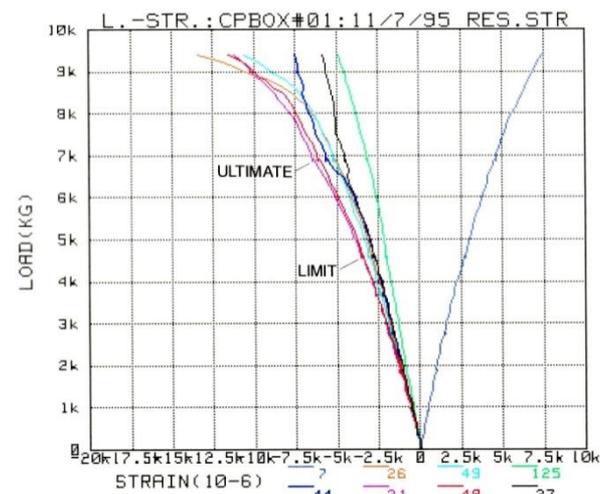
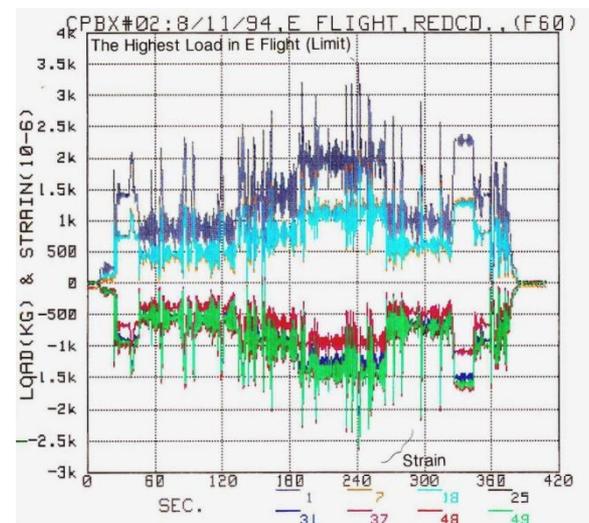
製造コストが高すぎることで、マイクロクラックで消えた材料: 残念な結果

▼:プロジェクト的な研究テーマ #1

熱可塑複合材構造の開発と応用



第1段階 1989-1996, 亜音速航空機翼を想定した、CF/PEEK複合材構造の開発研究: T型補強材、補強平板から写真の尾翼模型の疲労・残留強度 (供試体は富士重工(株)製作)



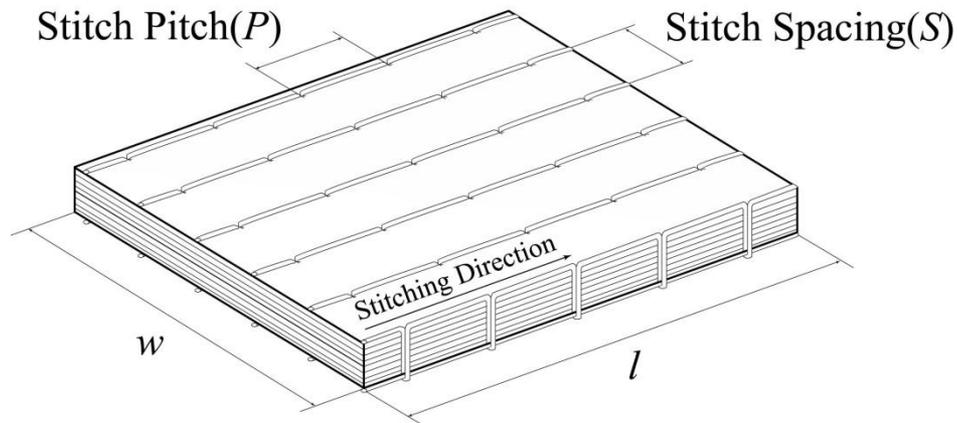
上: 疲労試験中の歪み履歴の一例
下: 最終破壊試験時の荷重-歪み

▼:縫合(Stitching)を用いた層間強化型 複合材の開発・評価と強化機構の研究(多田、岩堀)

ここでは、織物複合材料研究の一部と分類

(1983-2007)

縫合の模式図と
基本的幾何学パラメタ

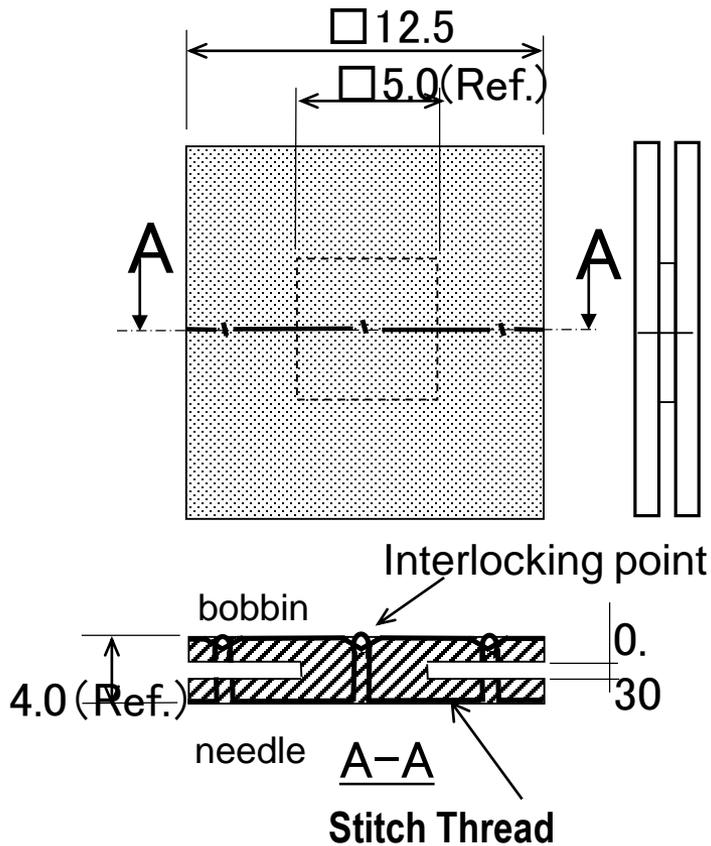


実際に縫合後、硬化した板の写真
(縫合糸に炭素繊維を用いた
特殊なケース)

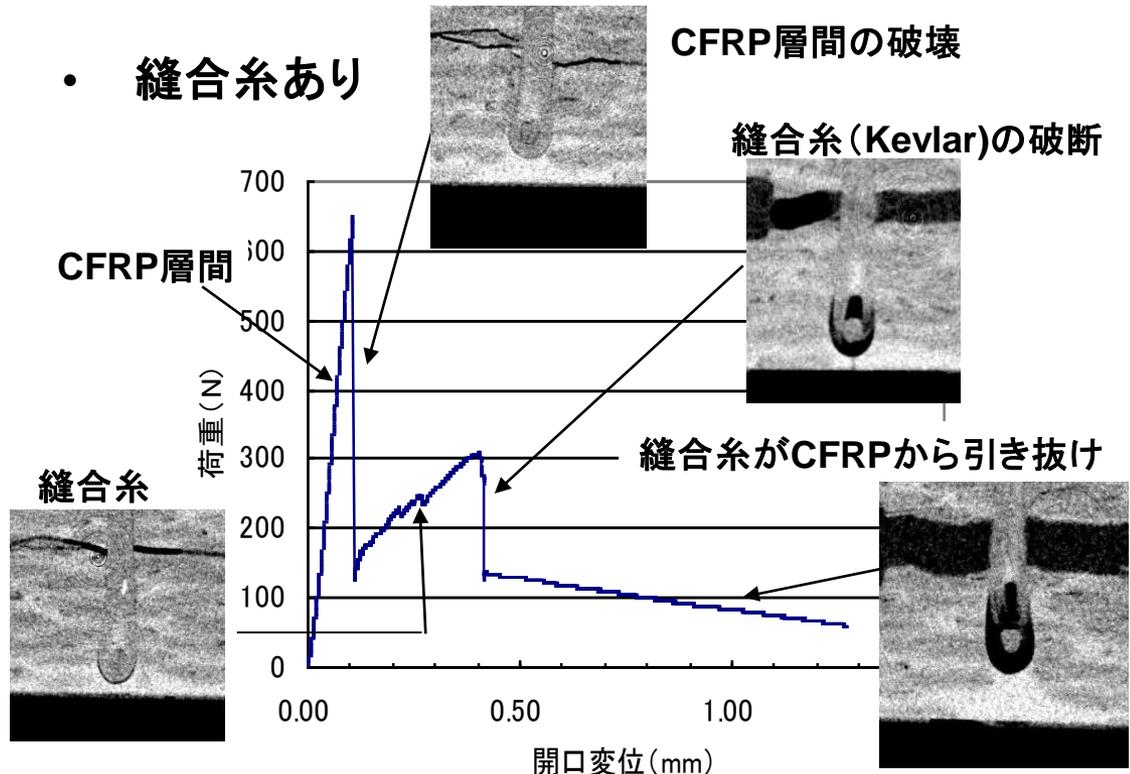


留学中に着想: 帰国後、当時の多田
部長とともに特許出願。トヨタ自工(株)
に一月程度の差で遅く、拒絶

▼: 縫合糸引抜き特性試験片の考案と試験のマイクロCTによる観察(岩堀)

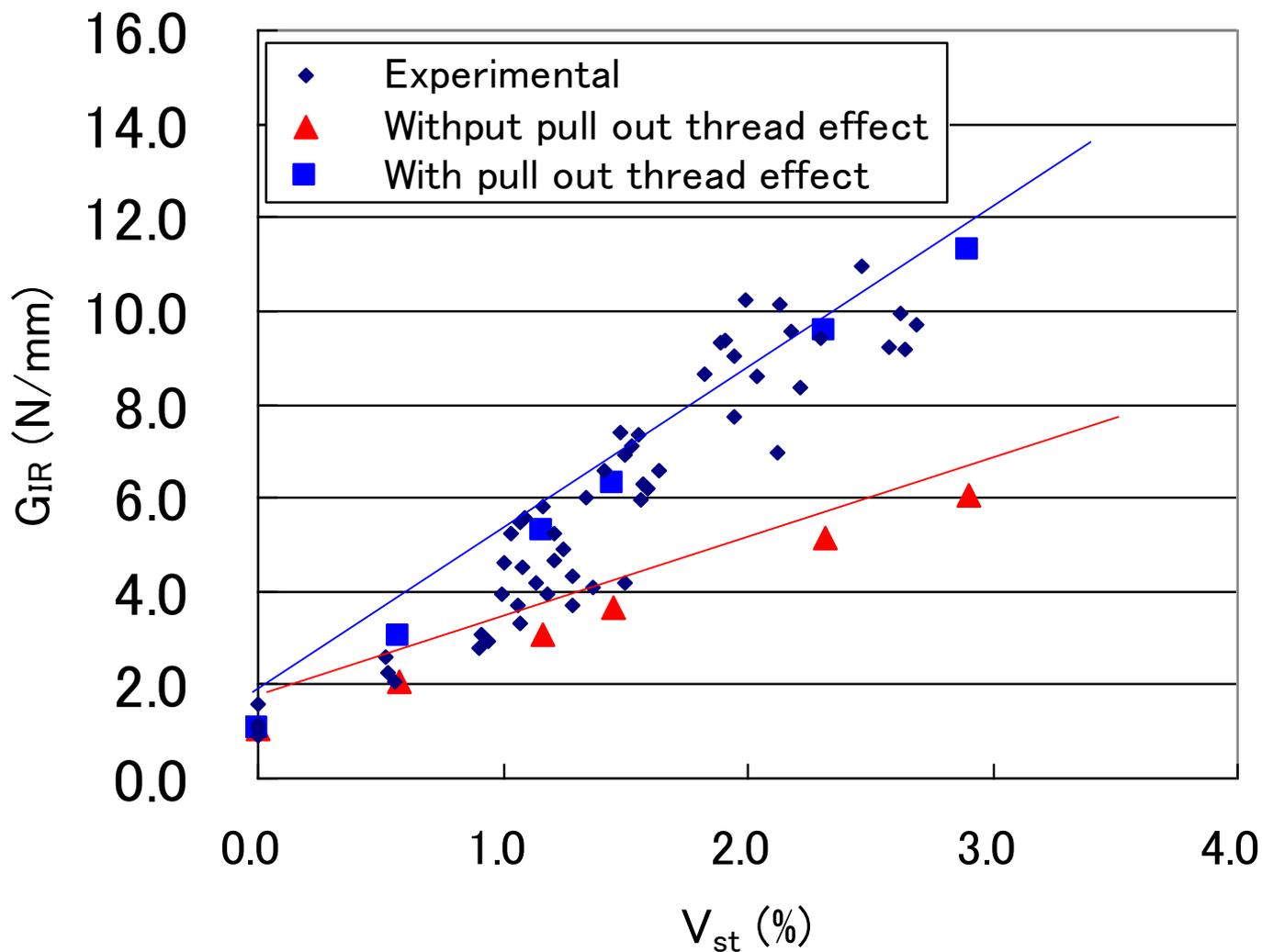


縫合糸あり





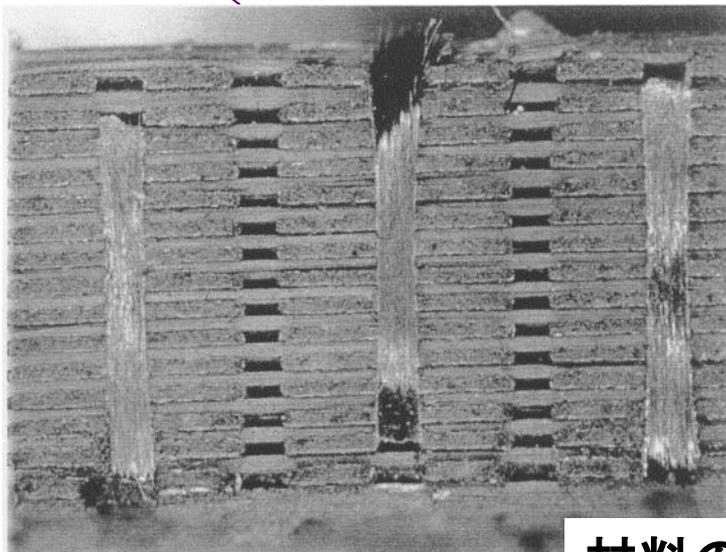
▼:モードI層間破壊靱性と縫合糸体積率 の関係； 実験値とFEMシミュレーションの比較(岩堀)



G_{IR} - V_{st} plot with DCB test data

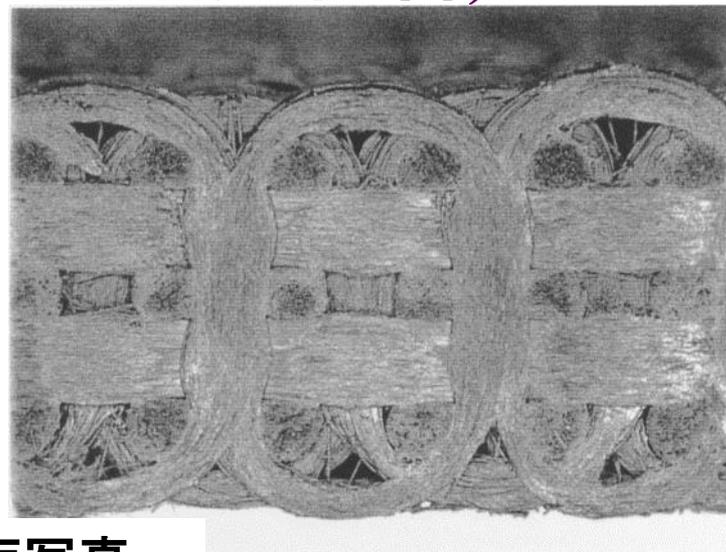
▼:三次元織物強化セラミックス基 複合材料の開発と力学の研究 (1000°C以上の高温適用材料)

(1989-2011)



SCL04

材料の断面写真



SC04

基本アイデア特許: 第1764978号 / 三次元織物、PIP法

強化体を三次元織物(ステッチング含)とする理由

- 部品製造中の形状の安定性
- 面内繊維束の直線性
- 板厚方向・層間強度の向上(当初ねらったメリット)

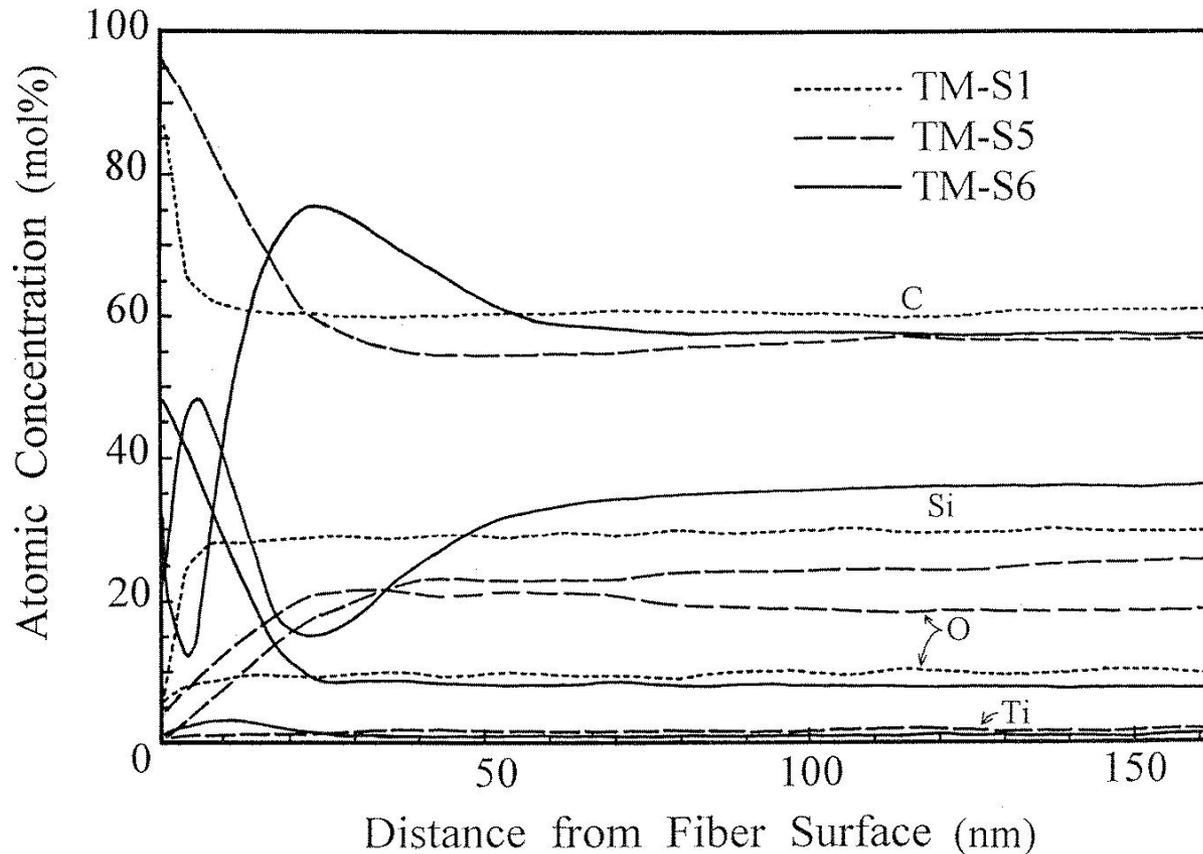
上の白抜き丸は、このトピックだけがCFRPでないことを表示



▼:セラミック複合材の繊維/母材界面 (協力会社:宇部興産(株)殿の開発技術)



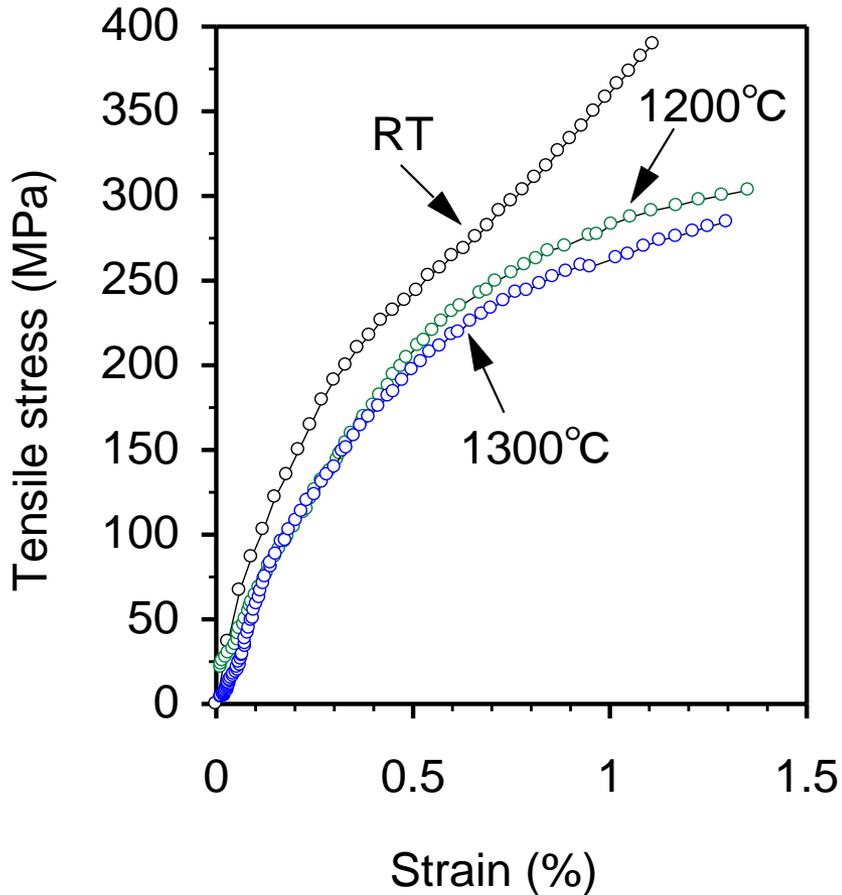
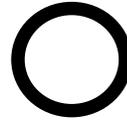
- 高温化学処理(G/CO)による繊維表面の余剰炭素層形成(TM-S6処理)
→ 常温・高温真空中における高強度の鍵



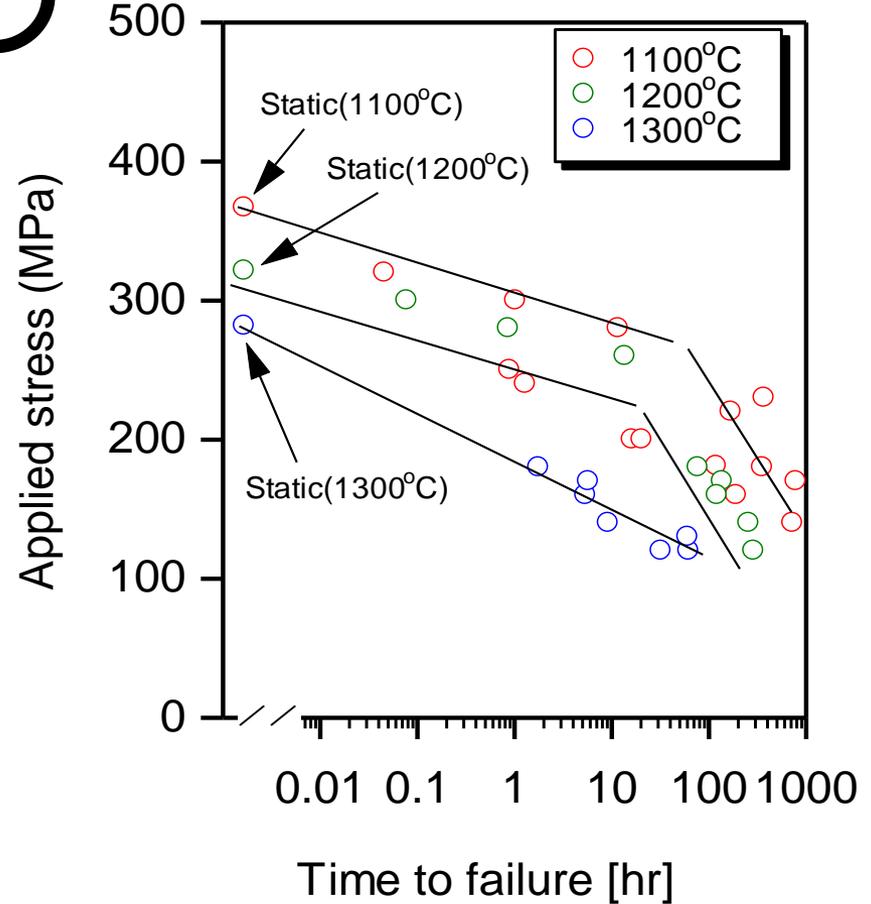
繊維表面のオージェ分析結果



▼: NUSK-CMCの常温と高温における引張り強度試験結果とクリープ破断特性 (小笠原)



Stress/strain curves of NUSK-CMC under monotonic tension at elevated temperature in air



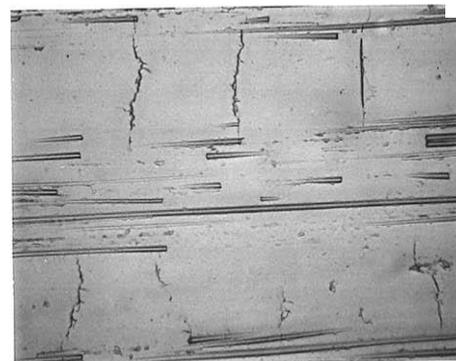
Creep rupture data for NUSK-CMC at 1100-1300°C in air



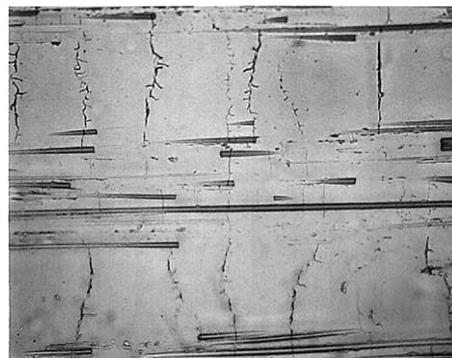
▼:各応力における 試験片端面の 観察結果



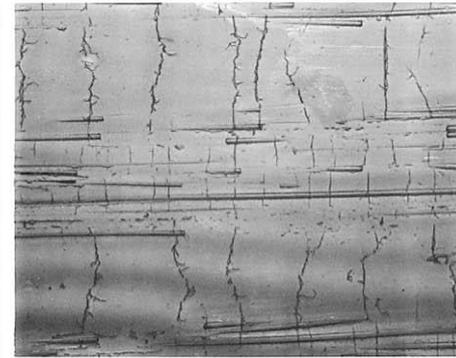
(a) 64.0MPa



(b) 183.4MPa



(c) 242.3MPa

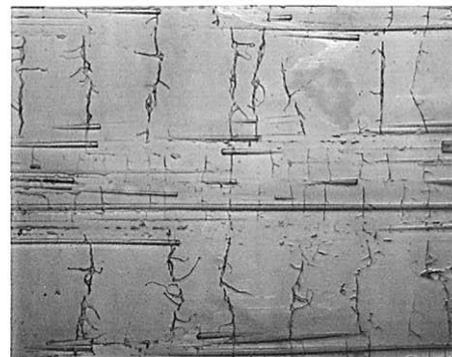


(d) 301.4MPa

これを元に以下を考慮
した解析 (小笠原)

- ・ 90°層のマトリックスクラックの発生と飽和
- ・ 0°層のマトリックスクラックの発生と飽和
- ・ 繊維破断の簡単な確率的予測

J. Am. Ceram. Soc., 84 [7], 2001

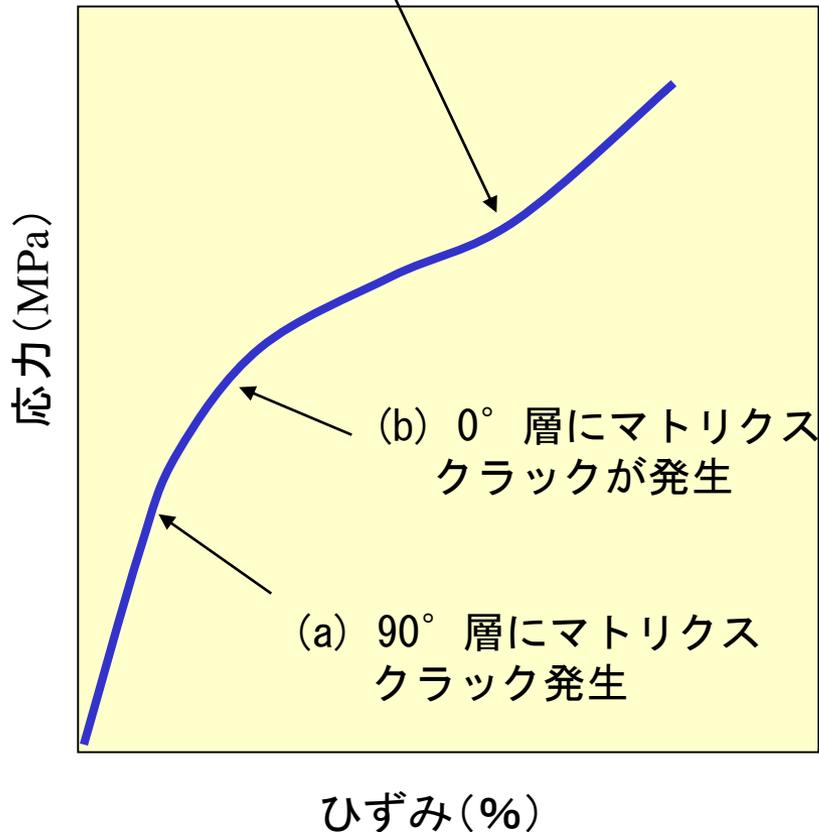


(e) 331.5MPa

▼: 直交3次元織物セラミックス基複合材料の 損傷挙動と引張り強度に及ぼす界面の影響



小笠原主幹研究員の明快な解説
(c) 0° 層中のマトリクスクラック密度が飽和



界面の接着強度が適切

- 90° 層中にマトリクスクラックが発生しても、層間においてき裂は停留し、0° 層中には進展しない。(a)
- 応力が高くなり、0° 層中にマトリクスクラックが発生しても、繊維／マトリクスの剥離により、ほとんどの繊維は破断しない。(b,c)

最初にCMCを民間機に適用したPassport Engine (2014) : 20年間の研究の結実
研究は早くから実施しておくべきという教訓



但し写真は、オキサイド/オキサイドCMC, 我々開発のSiC系CMCは写真なし

<http://www.ainonline.com/aviationnews/business-aviation/2013-10-22/ges-passport-20-engine>

▼:プロジェクト的な研究テーマ #3 複合材データベースの整備と一般公開 (杉本)



アドレスは <http://www.jaxa.acdb.com/>

左はウェブ画面トップページ(旧版)、右は検索用画面、産学官に多数の登録者
最近では、一般機械系会社のエンジニアの登録が多く、有効活用されている

▼: プロジェクト的な研究テーマ #4 複合材試験法の国内、国際標準化 (岩堀、加藤、原)

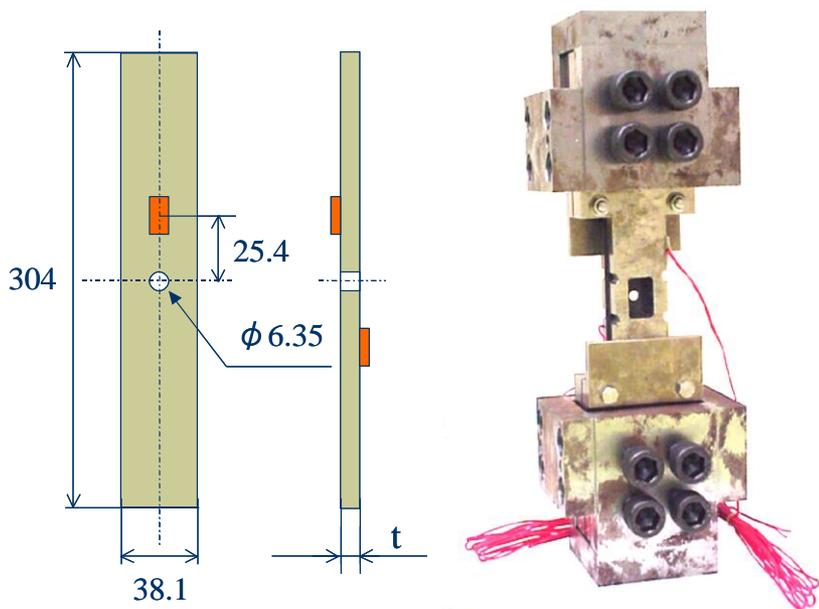
有孔圧縮試験(OHC)の ISO提案⇒成立、JISも

規格化されている試験法の調査: SACMA試験片の非効率性指摘

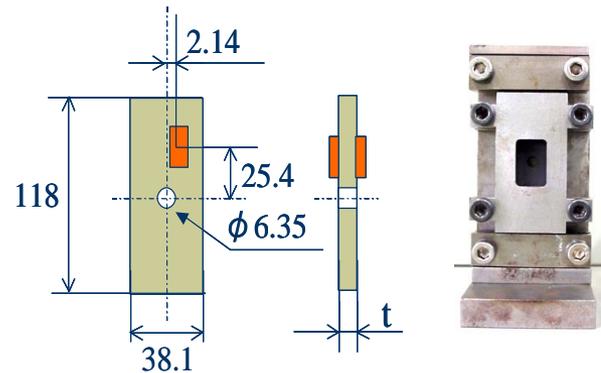
SACMA: 長さ**304.8mm**, 幅**38.1mm**,
寸法・治具写真を下へ

NAL-III: 長さ**118mm**, 幅**38.1mm**

以前から使用していたNAL型の改善としてSACMAと同じ窓を開けたものを候補(NAL-III)としてラウンドロビン試験(RRT)を実施



SACMA

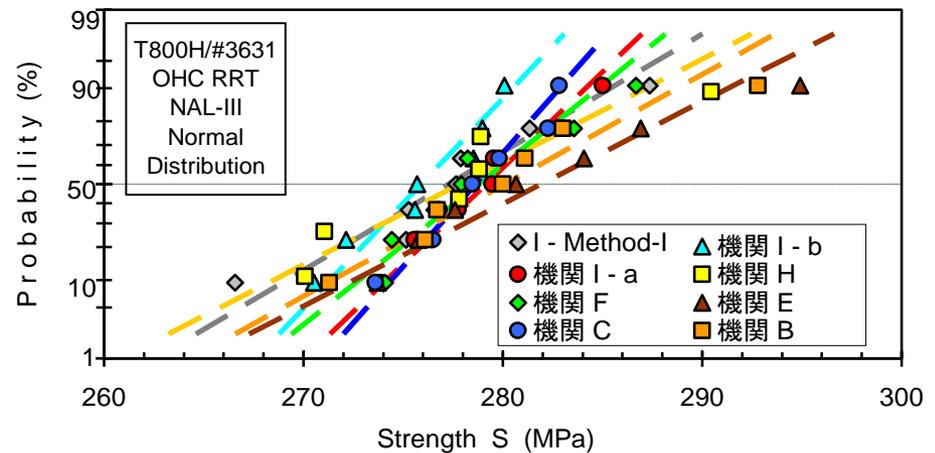
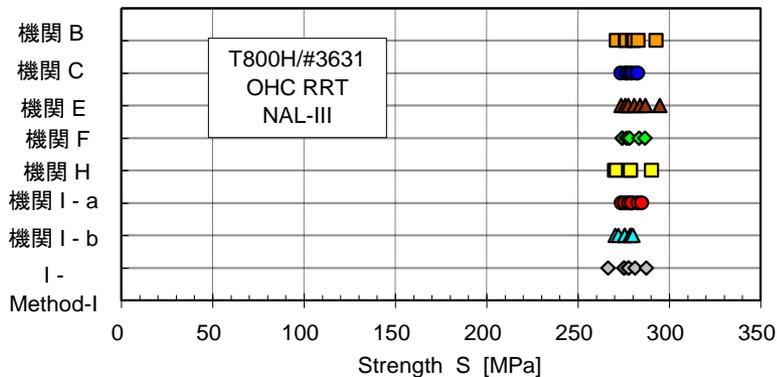
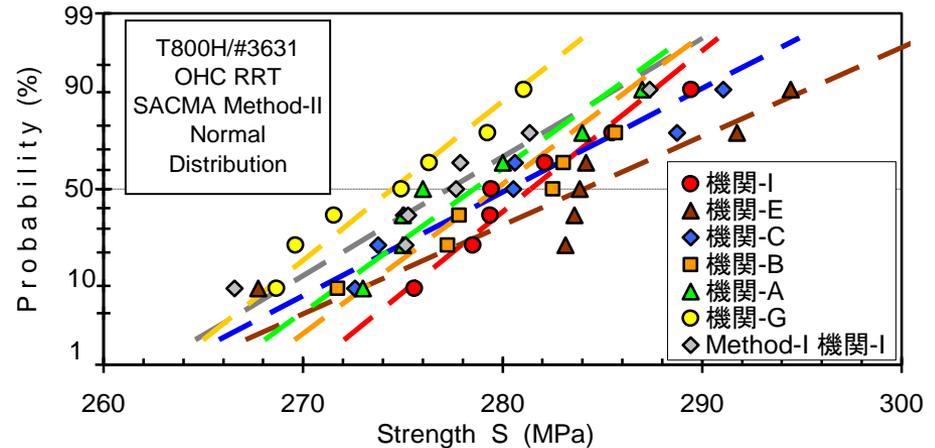
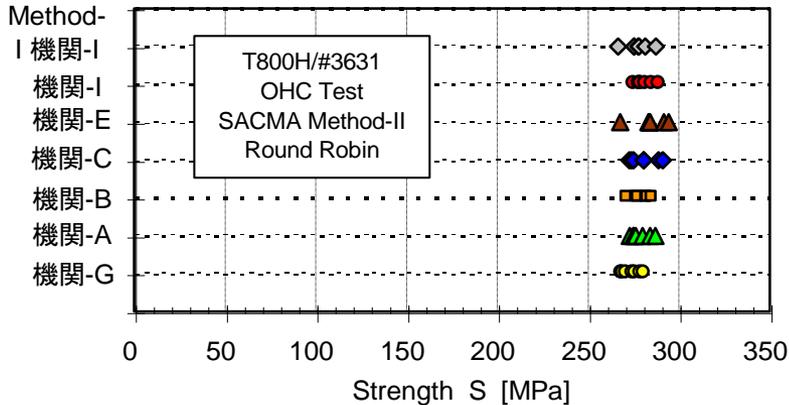


NAL-III



▼: 有孔圧縮試験(OHC)のJIS化基礎データ(濱口)

ばらつきまで含めた各機関のラウンドロビン試験結果の整理
 上段: SACMA SRM-3R 94(原則端末押し:M-II), 下段: NAL-III



NAL-IIIの方がばらつきの少ないことを確認、平均値ほぼ同一



▼: Gas Permeability in Damaged Composites Laminates: Background (1) [with Yokozeki, Aoki]

● Composite Cryogenic Propellant Tank

- Key technology for high-performance future space launch vehicle
- Challenge for light weight tank structure (application of CFRP)



RLV/ELV



Courtesy of NASA,
JAXA Website

HST



Fuel Cell (automobile etc.)



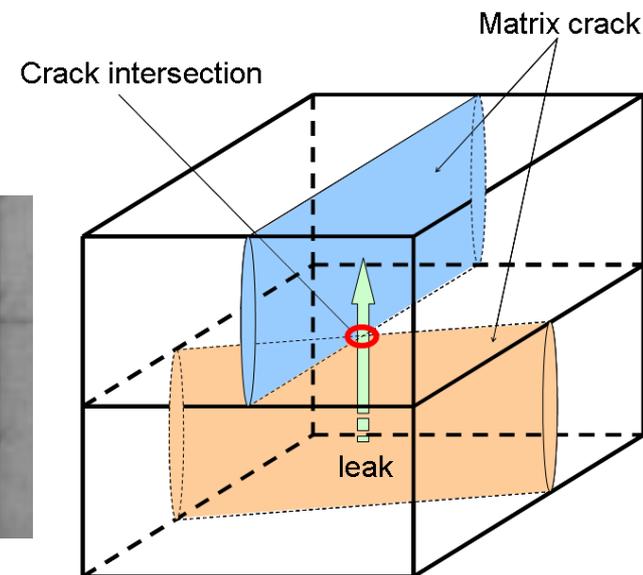
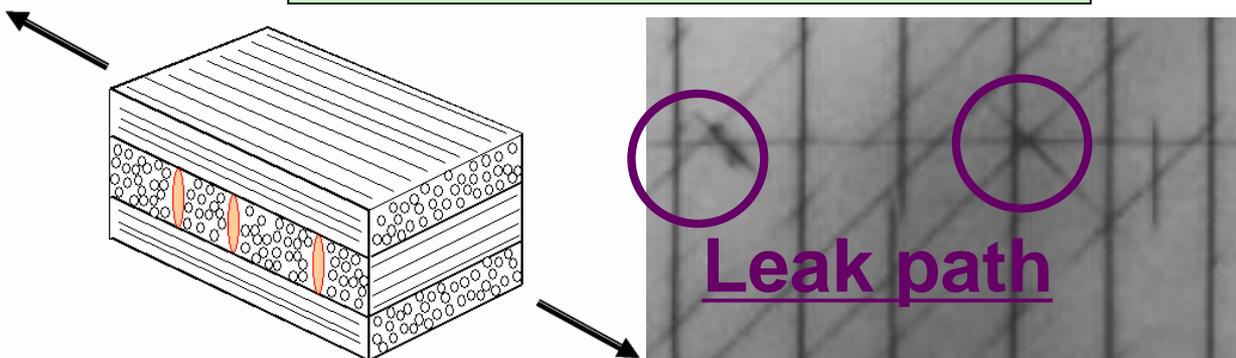
▼: Background (2)

- **Failure of X-33 composite tank**
 - Fuel leak problem
(microscopic damage, cryo-pumping, etc.)
 - Return to basic researches
(thermo-mechanical properties, durability, etc.)
- **Microcracking in CFRP laminates**
 - Induce fuel leak paths



Courtesy of NASA Website

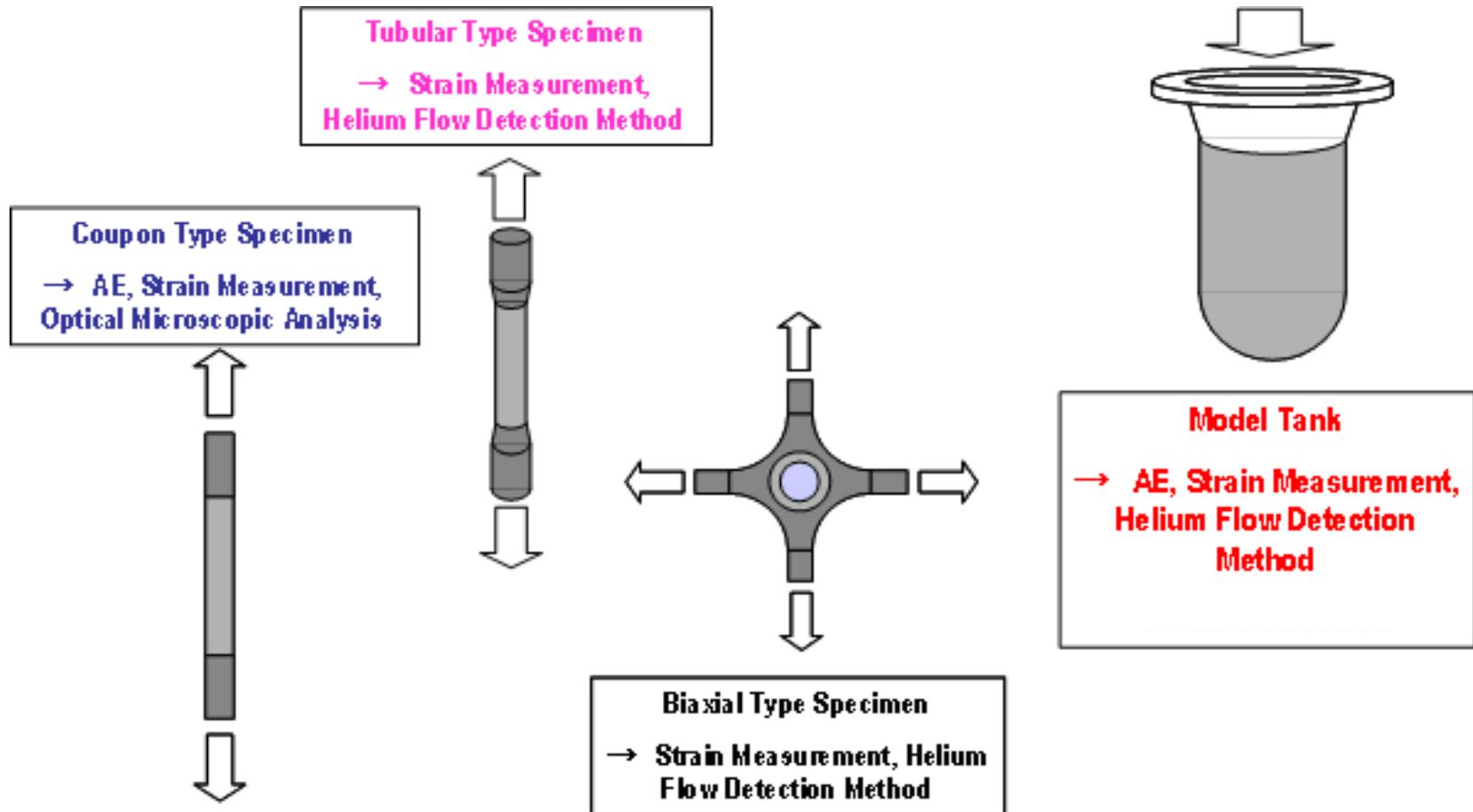
**severe thermo-mechanical loads
under cryogenic conditions**



▼: JAXA's activity

● Experimental program (liner-less CFRP cryogenic tank)

- Coupon specimen, Tubular specimen, Cruciform Specimen
- Development of model tank (structural element)





▼: Experiment



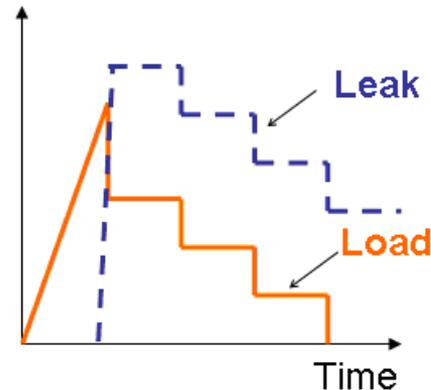
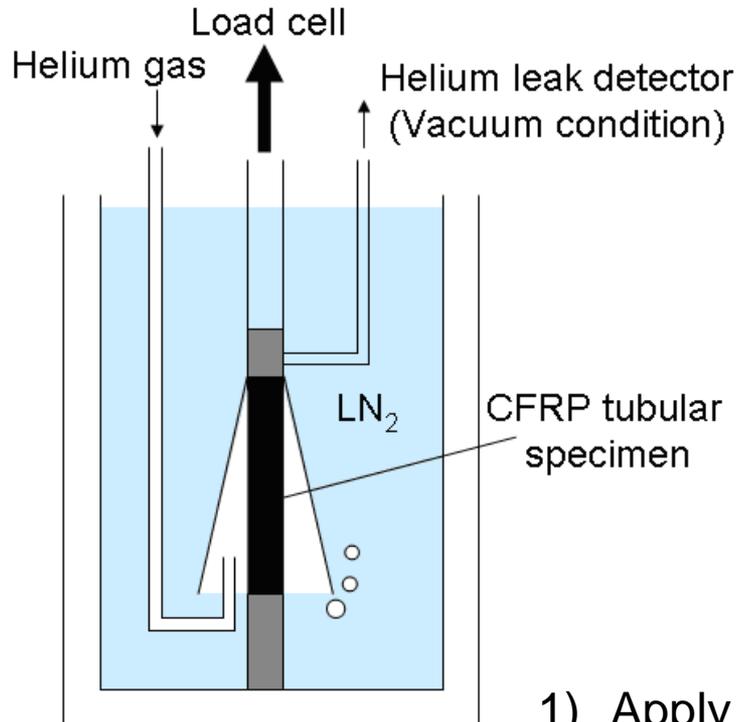
Gas leak measurement at RT and LN₂T

→ Effect of temperature on crack-induced leakage

→ Use of specimens with identical damage state at both temperatures

● Materials and specimens

- IM600/#133 (Toho tenax, CF/toughened epoxy)
- layup: [45/-45/90]_s, [45/-45/90₂]_s, [90₂/-45/45]_s, [90₂/0/90₂]_s
- Inner radius 30mm, length 200mm

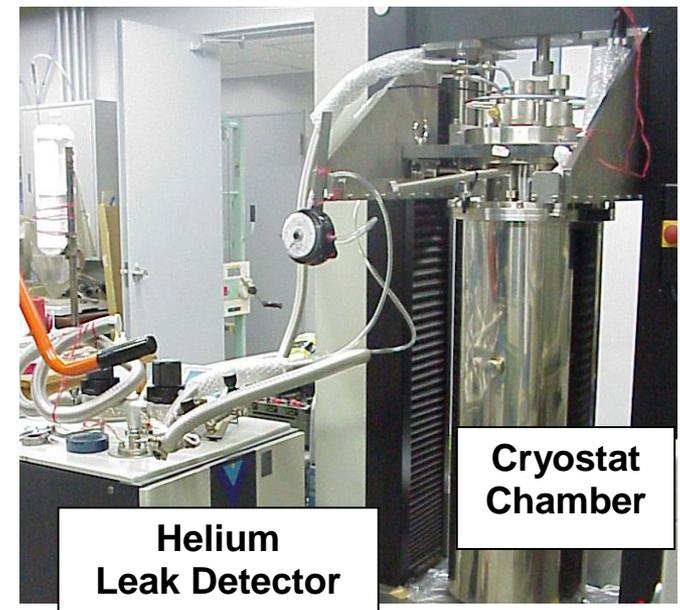


- 1) Apply tensile loads until severe gas flow is detected
- 2) Remove the tension loads in a stepwise manner (measure leak flow as a function of applied loads)

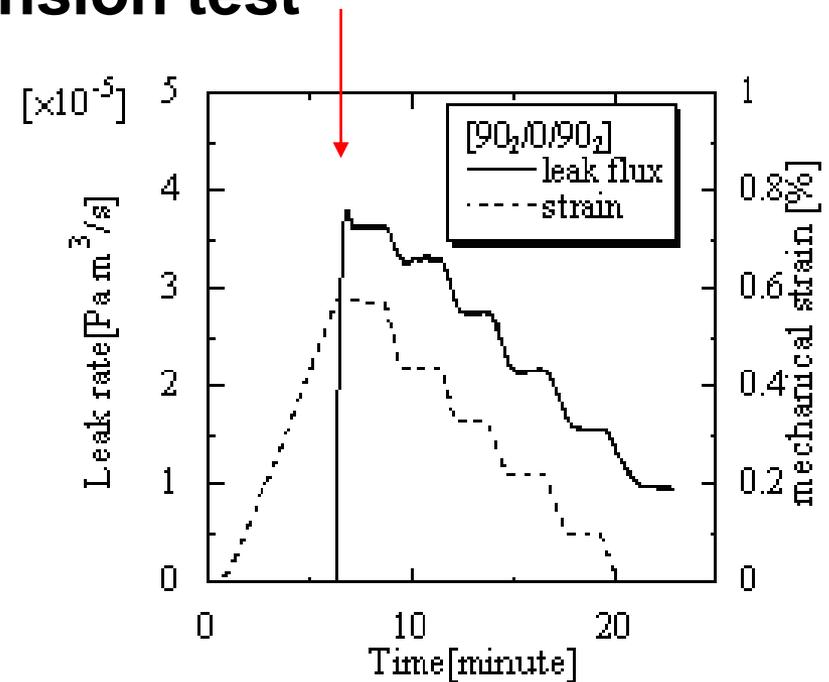
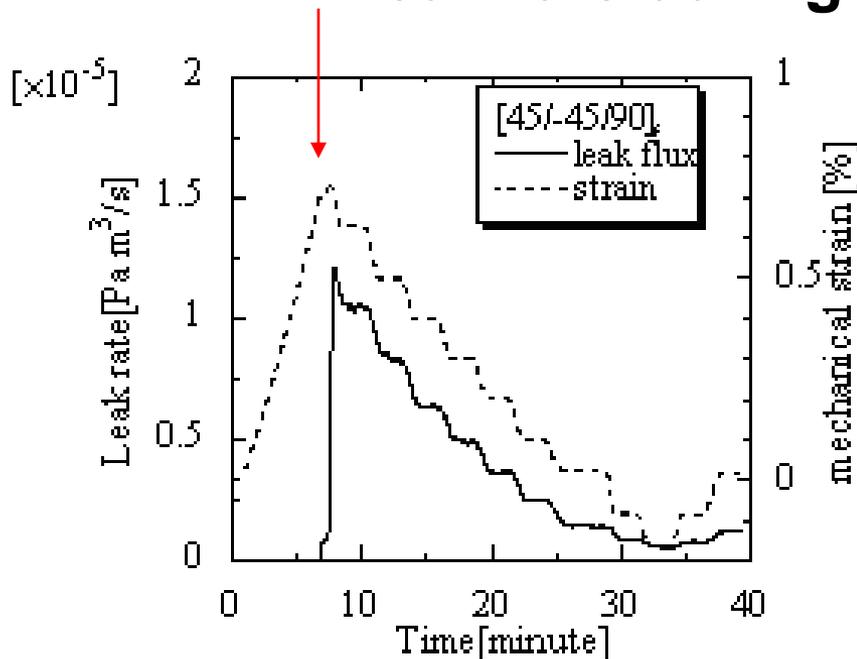


▼: Experimental Results (1)

- Test apparatus under cryogenic condition



- Leak rate during tension test



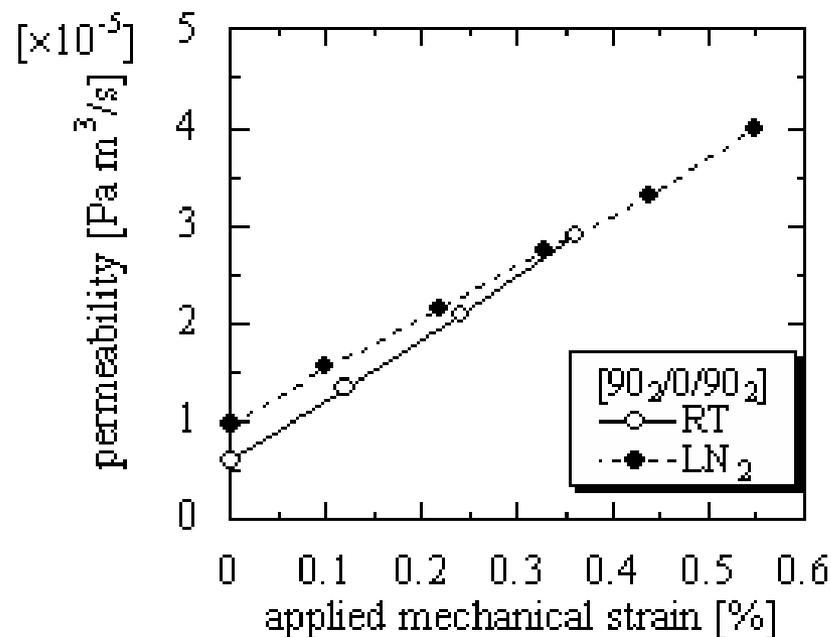
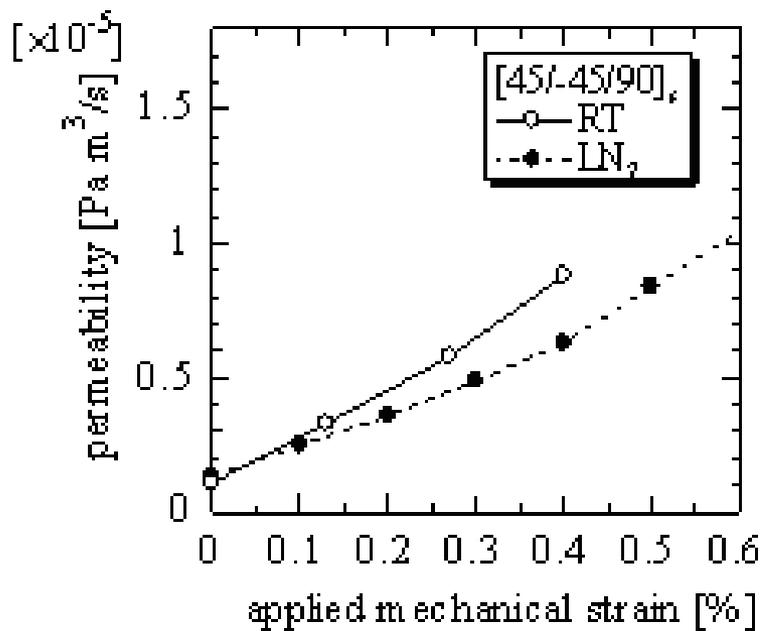


▼: Experimental Results(2)



● Leak rate as a function of applied strain

- Comparison between RT and LN₂T



Cryogenic condition

↘ **Molecular mobility**

↗ **Damage scale (crack opening)**

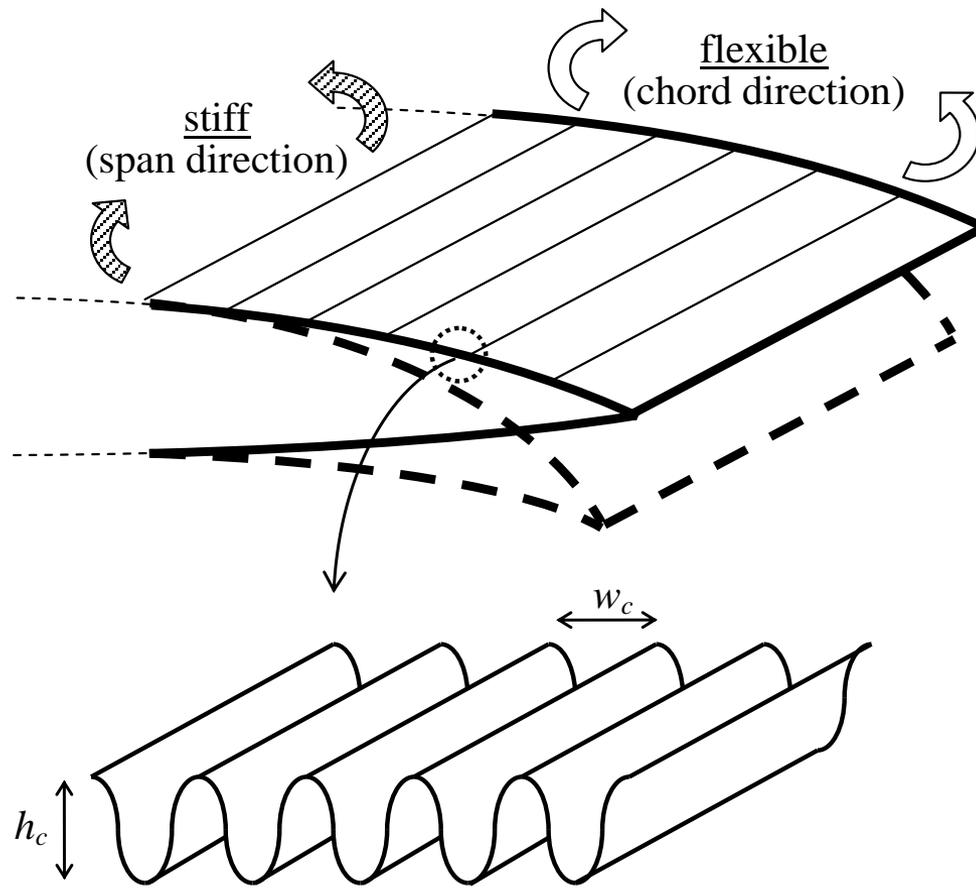
} Crack-induced gas leak is comparable to that at RT

▼: 形状可変翼用材料 (東大 横関先生とともに)

可変翼用可とう材料

要求

翼舷方向 : 柔軟
翼幅方向 : 剛

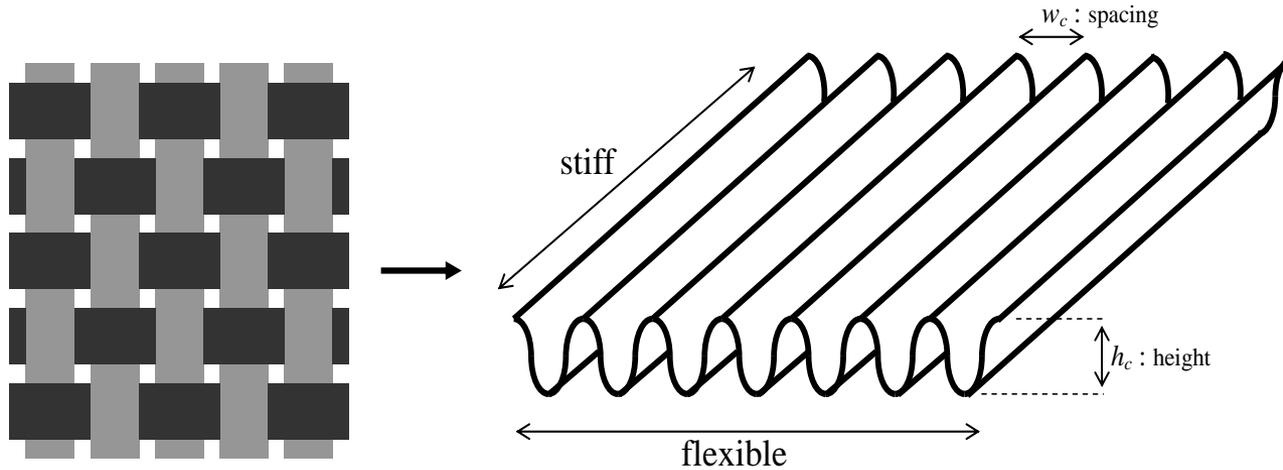


炭素繊維コルゲート複合材の適用

- ・波方向に非常に柔軟
- ・波に垂直方向は剛
- ・軽量

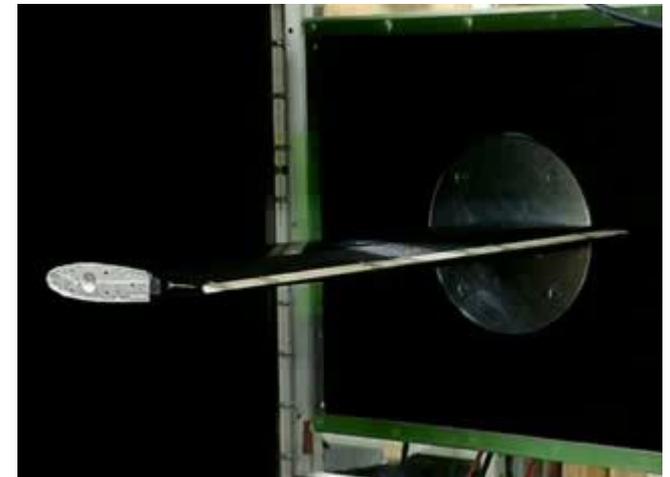
- ・極度の異方性
- ・圧縮安定性

▼:炭素繊維コルゲート材



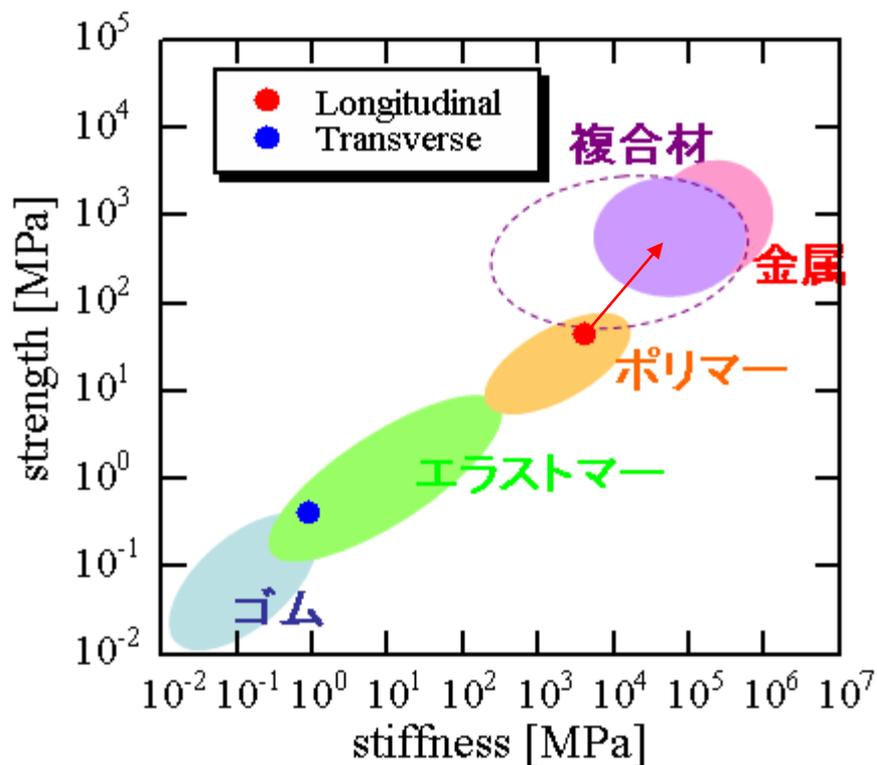
炭素繊維平織プリプレグ

米国Ultracore社 (岩井様の仲介)
材料:T300-1K/RS11(130°C硬化)
波高さ:3mm
波間隔:3mm

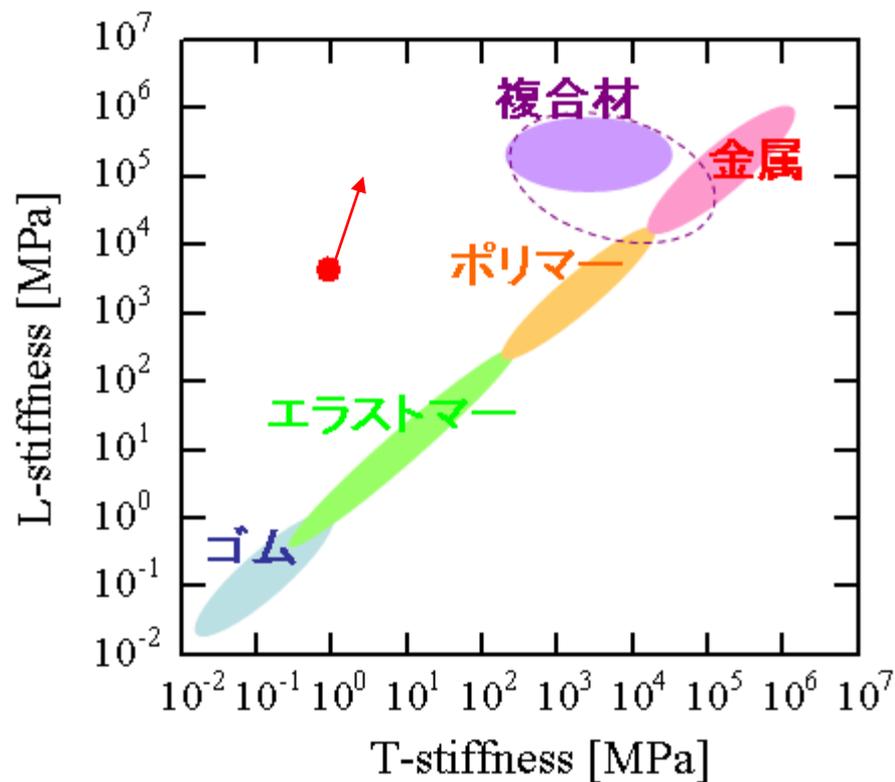


▼:材料特性まとめ

引張剛性と引張強度の関係

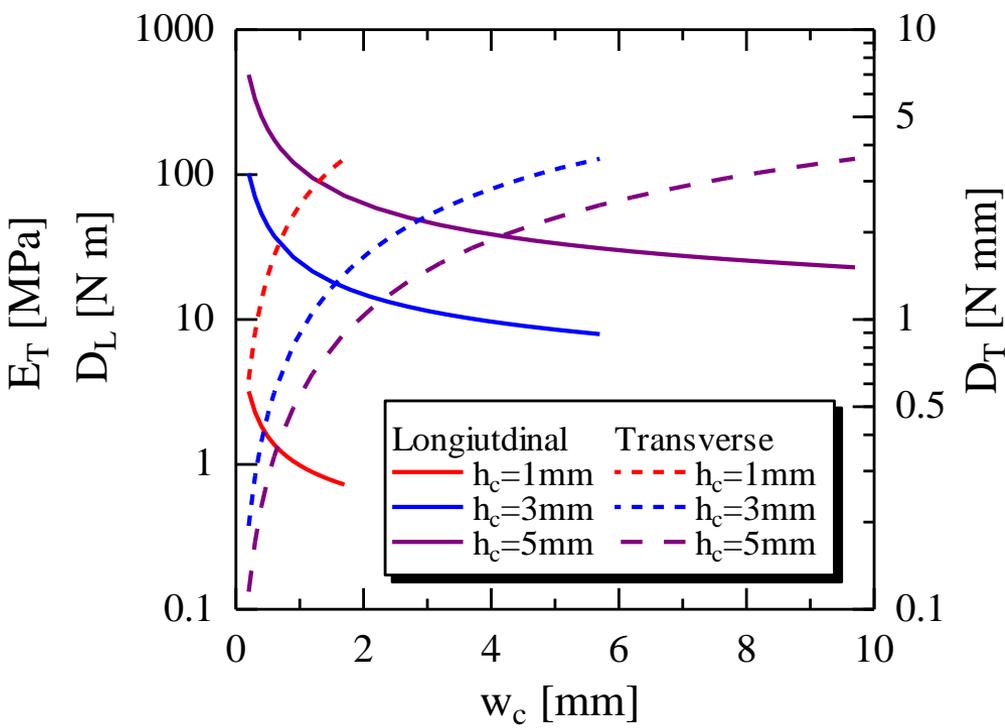
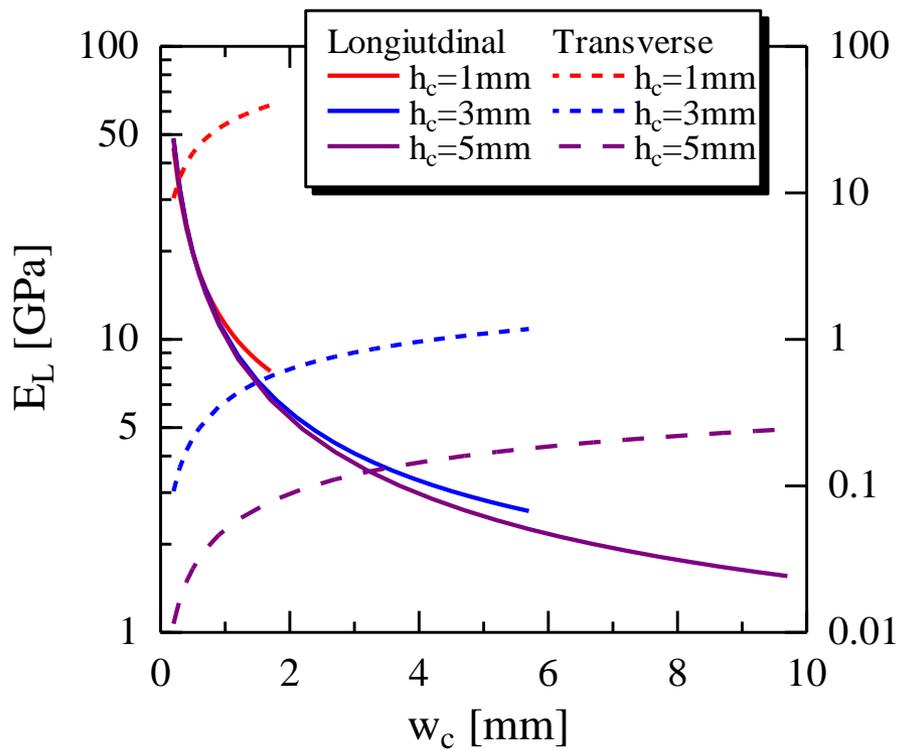


引張に関する縦方向剛性と横方向剛性の関係



▼: 剛性解析

コルゲート形状と各剛性の関係



▼: コルゲート複合材の改良

課題: 1. 剛性の向上 2. 翼面の凹凸の改善

縦方向剛性の向上

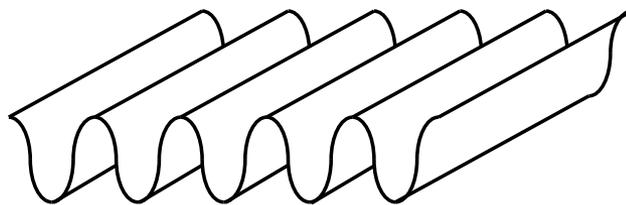
CFRPロッド(三井化学製)

径: 1 [mm]

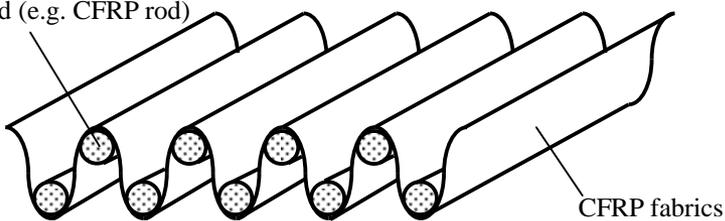
ヤング率: 92 [GPa]

* エポキシ樹脂により接着

Stiff rod (e.g. CFRP rod)



CC0

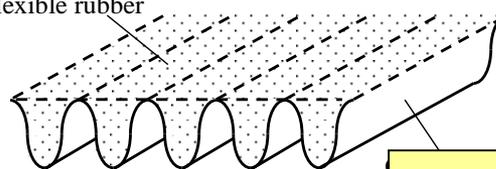


CC1

thin plate or film

flexible rubber

CFRP fabrics

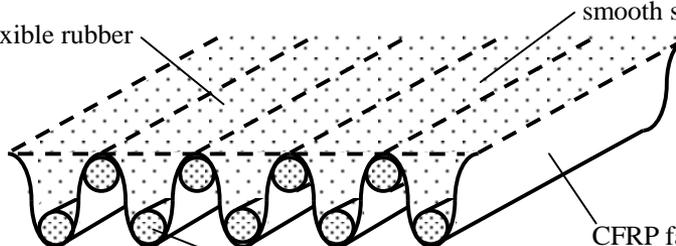


CC2

flexible rubber

smooth surface

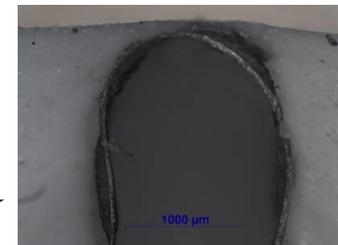
CFRP fabrics



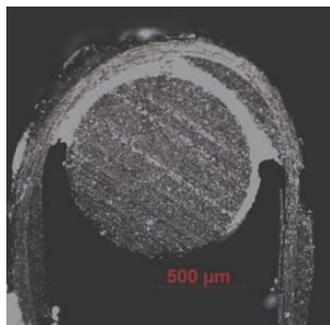
Stiff rod (e.g. CFRP rod)

CC3

滑らかな翼面形成



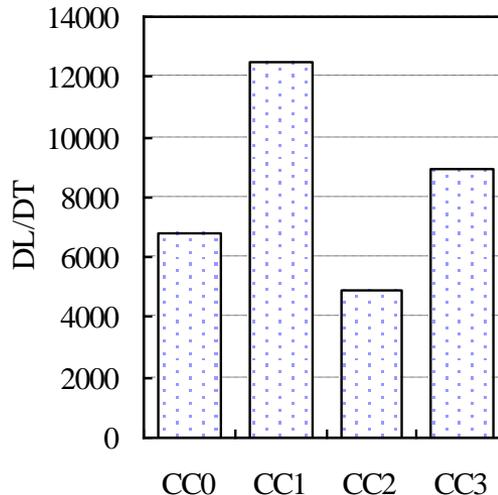
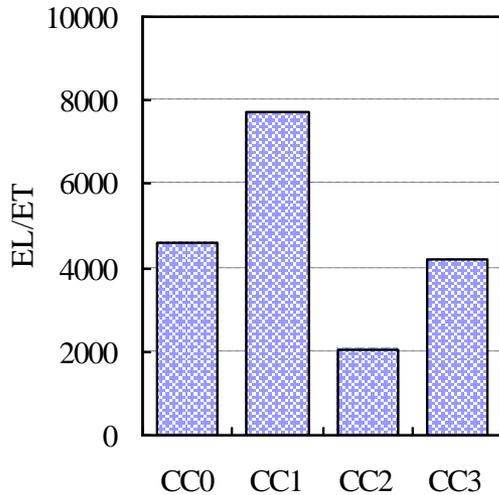
RTVゴム
(信越化学)
ヤング率:
1.3 [MPa]



▼: 改良材の力学的特性

(その後、横関先生の努力により、種々の案へ発達した)

縦横剛性比



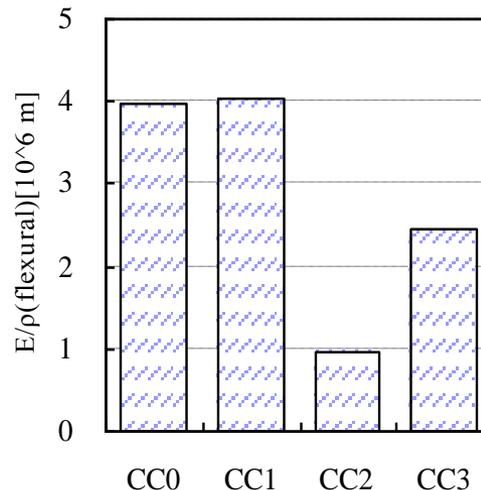
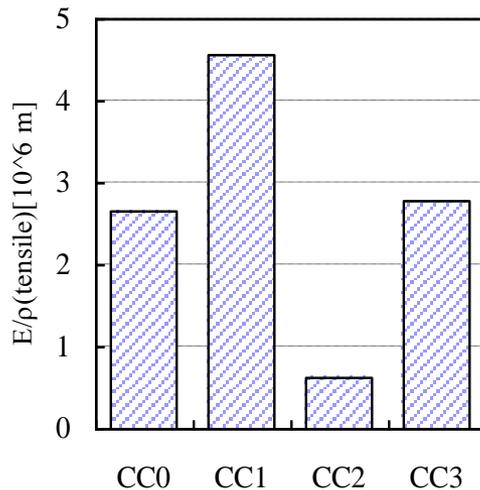
ロッド強化

→ 剛性比大幅向上

ゴム充填

→ 剛性比低下

縦方向比剛性



ロッド強化

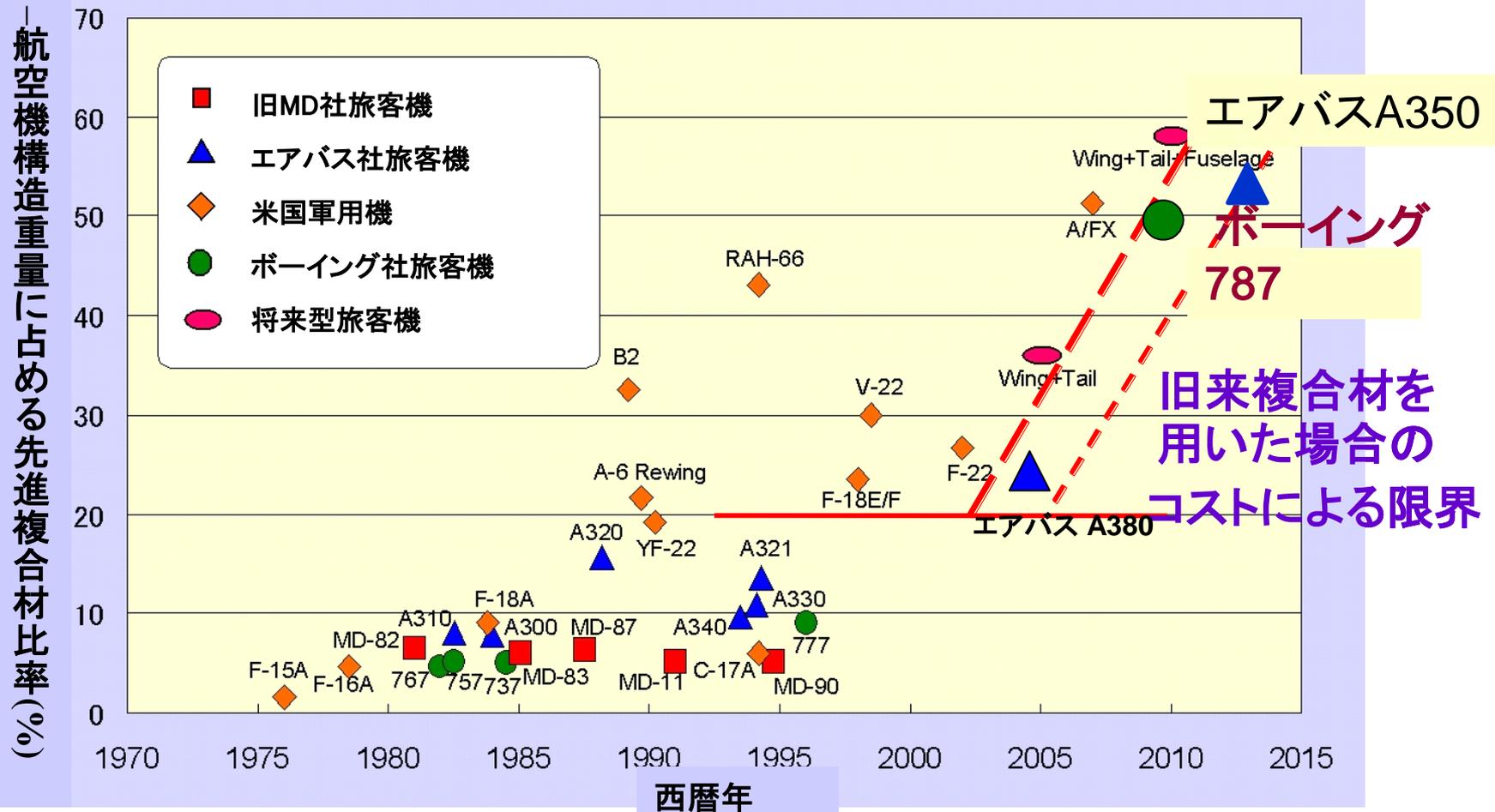
→ 比剛性大幅向上(引張)

ゴム充填

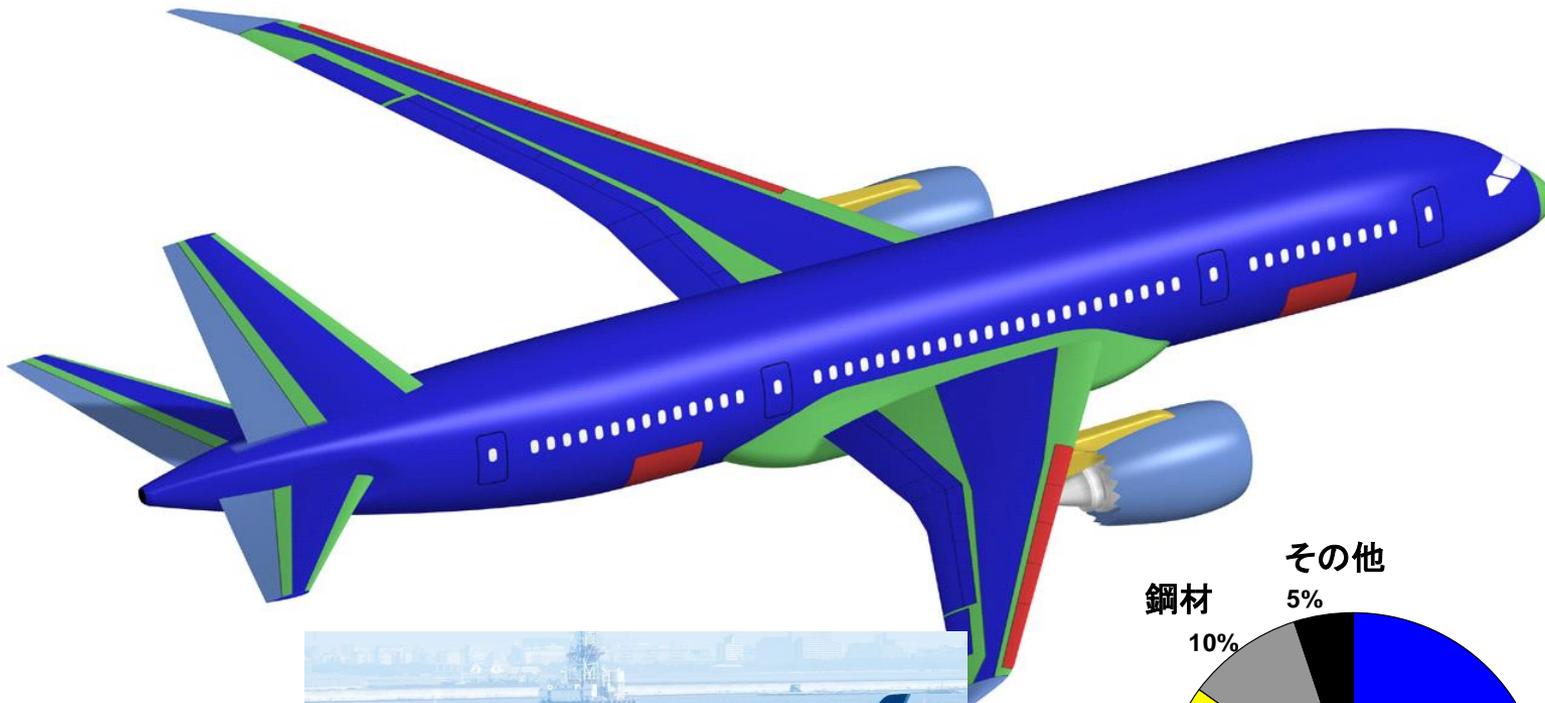
→ 比剛性低下

複合材利用:特にCFRP適用拡大

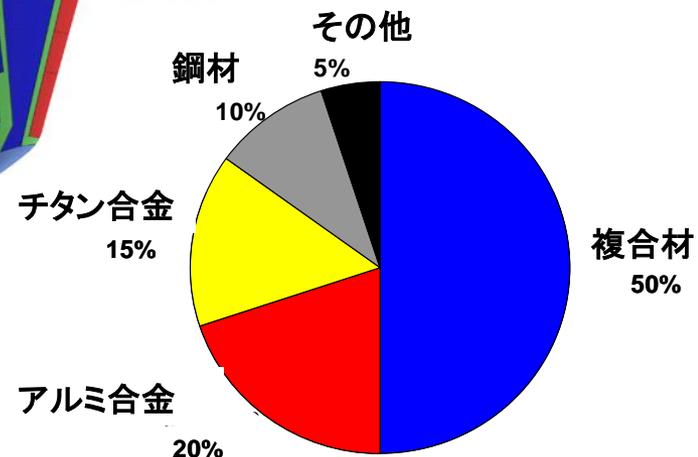
航空機構造重量に占める複合材比率の変遷



ボーイングB-787における 先進複合材の適用



- CFRP
- CFRPサンド
- GFRP
- アルミ合金
- 鋼・チタン エンジンパイロン



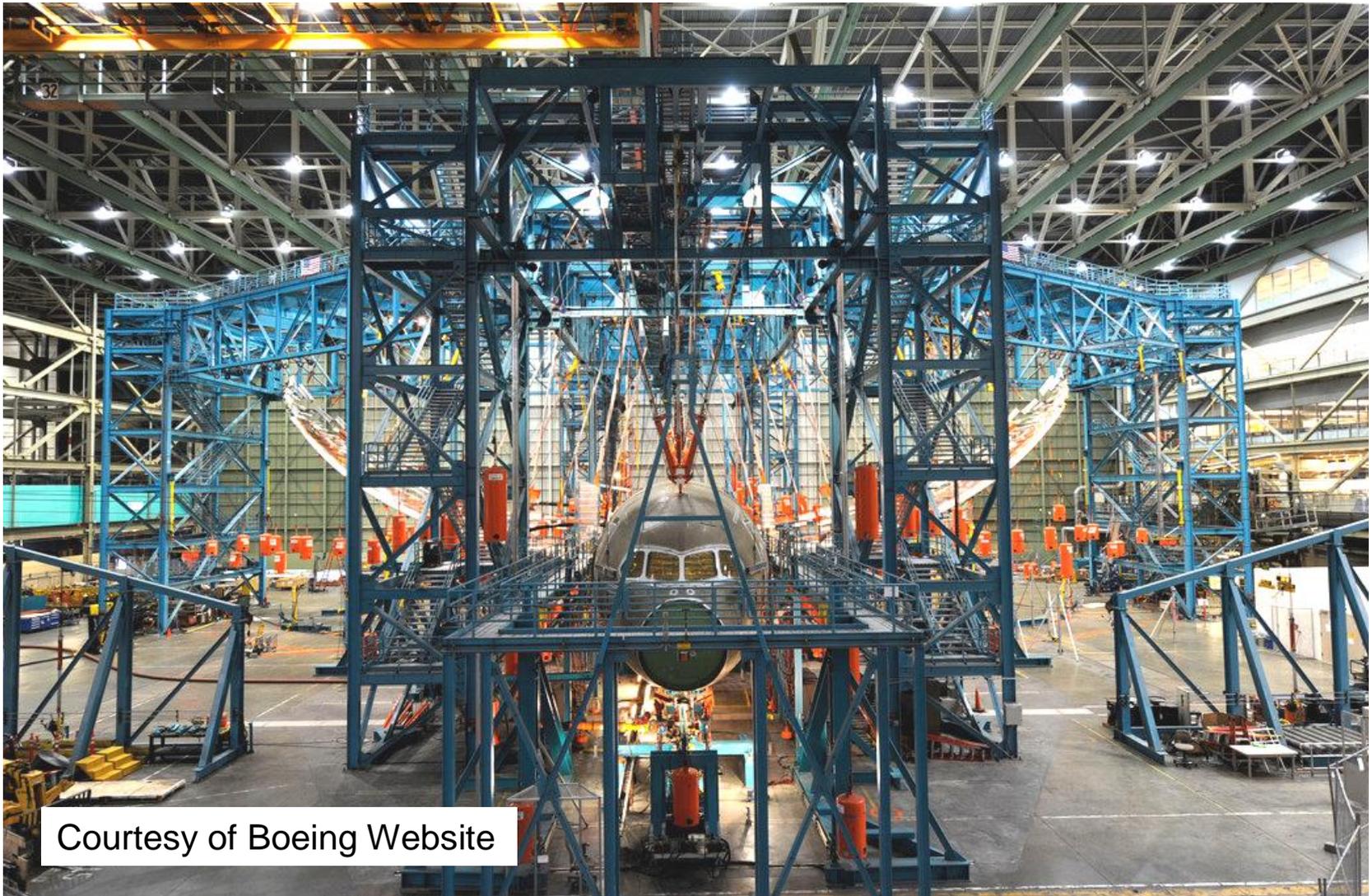
B777の経験を生かした大きな決断



**B787主翼の内部構造製造中の写真
中央翼との結合部の問題点などが指摘
され、チタンを用いた補強などの改造設
計が行われた**

**CFRP構造の技術課題①
高荷重・厚肉部材の破壊予測
[特に曲げ構造圧縮側]
の数値解析精度がまだ不完全**

B-787のCFRP製主翼の極限荷重試験



Courtesy of Boeing Website

A-VaRTM法で製造したCFRP 尾翼がMRJ実機に適用



実機のVaRTM使用
CFRP構造の開発には
いろいろと克服すべき
点がありそう

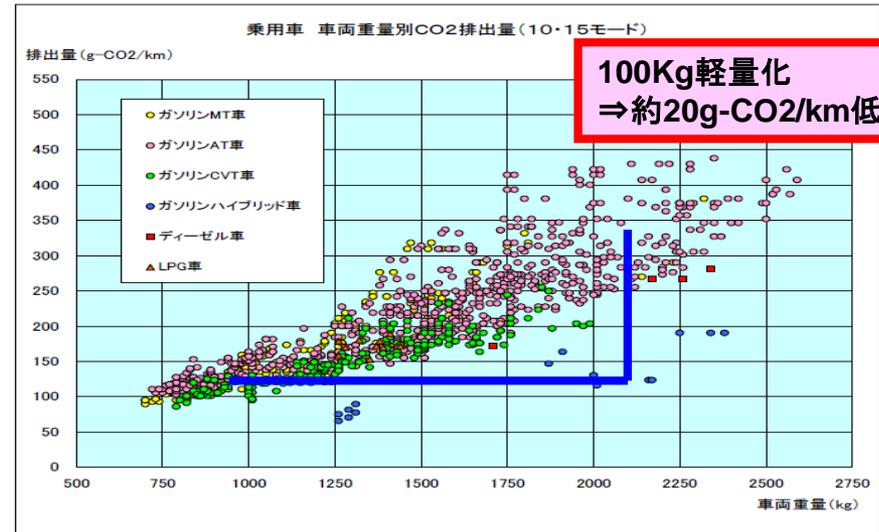


JAXAで実施した開発前の確認試験の写真

▼: 1. ナショナルコンポジットセンターでの自動車用熱可塑CFRP技術の研究開発プロジェクト

背景と目的 (1) 研究開発の背景 (1/2)

CO2削減、燃費向上のための自動車の軽量化ニーズが増大
 ~EV化、知能化に伴う重量増要因への対応



環境規制の強化
 (グローバル排ガス燃費規制の動向)

軽量化ニーズ
 (車両重量別CO₂排出量)

▼: 1. 目標・計画の妥当性

(1) 研究開発の背景(2/2)

各国でCFRP適用の取組が加速
欧米は量産車適用開始、国内は限定的

BMW i3

- 量産車適用(月販1000台レベル)
- 大量のCFRP使用(100kg)
- ハイサイクルRTM工法



BMW社
ウェブサイト
から

Toyota Mirai

- 世界初の燃料電池車
- 高圧水素タンク、ボンネットなどにCFRP適用
- フィラメントワインド、熱可塑プリプレグ



トヨタ社 ウェブサイト から

▼: 1. 研究開発の背景と目的

(2) 研究開発の全体計画

実証目標：ロータスエリーゼ実車シャーシ構造を対象モデルとしてLFT-D構造を試作、強度試験により技術実証

Elise現状構造：

アルミ押し出し部材＋アルミパネル部材の複数部品を接着＋リベット／ボルト締結。従来スチール構造より約30%減



実証構造：

LFT-Dの特長を活かした構造設計、補強材を効果的に組合せたハイブリッド構造、成形性を考慮した金型設計、高速接合による実証構造の組立製作
アルミ構造より重量減

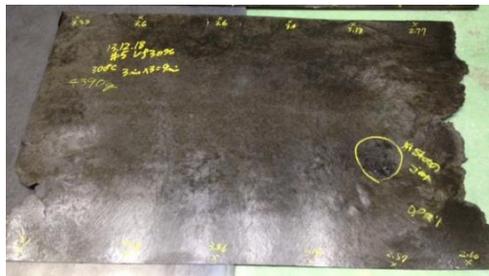


▼: 2. 研究開発成果について

(1) H25年度成果概要～大物高速成形技術の開発の例

大型平板の成形トライ実施

- 問題点: 未充填力所、中央部と端部の板厚差、表面の膨れ発生
- 原因: プレス機への搬送中の材料表面と内部の温度差、全体温度低下と推定
- 対策: 加熱方法(より均一な加熱法)、搬送方法(時間短縮により温度バラツキを低減)を実施、その結果、流動性が改善、未充填部ほぼなしの板を得る条件を把握
 →保温システムの重要性判明⇒熱風循環炉を使用した保温システム導入
 →高速マテリアルハンドリングの重要性判明



平板成形品(当初設備使用)

良好な平板成形品試作成功(保温システム導入)

HAT断面形状補強材の試作



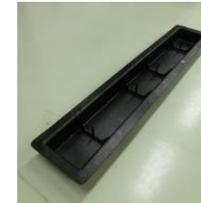
補強構造材背面形状(共通)



単純なハット断面補強材



45°格子状ウェブ付き補強材



直角方向部分ウェブ付き補強材

▼: 2. 研究開発成果について

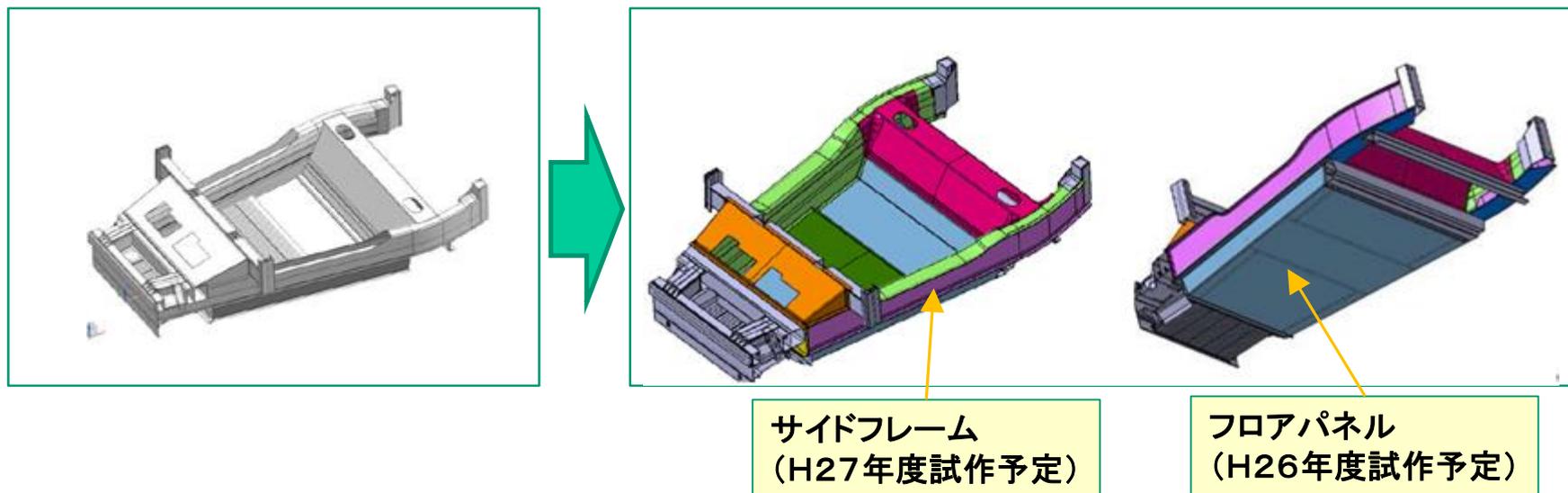
(2) H26年度成果～ ②大物高速成形技術の開発

構造設計の成果

- ・ LFT-D全体構造概案設計～現アルミ構造の外形形状を維持しつつ、設計解析検討を実施、LFT-Dの特長を活かした設計概案を設定
- ・ H26年度試作予定のフロアパネルの設計仕様を設定、金型設計を完了
- ・ 下期はH27年度試作予定のサイドフレームの最適設計を実施

ベース車構造(アルミ)

LFT-D構造



(2) H26年度成果～ ③大物高速接合技術の開発
④意匠性外板製造技術の開発 についても成果取得



複合材の研究から得た教訓



- ・ 織物複合材の力学: 遙か先頭を切っていた、高いインパクト
 - 反省: 基本的部分が理解したとして中断したこと
 - ・ インドのNaik博士に理論完成者としての功績が行ってしまった
- ・ 補強材・CAIの研究: 実験を徹底的に行って観察を深めたこと
 - 非破壊検査装置の導入、試験観察装置強化と不可分
 - IDNAL複合材試験設備の強化と表裏一体-大学では困難
 - 上智大、末益教授他の理論解析支援を受けたこと
- ・ プロジェクト的研究: 成果の実際の応用への難しさを理解
 - 熱可塑複合材: 軽量化能力は今でも有数
 - ・ コスト、特に製造冶具などのコスト過大、材料(PIXA)供給もストップ
 - 縫合の研究: 特許では後れを取ったが、強化機構を解明
 - セラミックス複合材: 強度特性では、今でも世界を圧倒
 - 試験法標準化: 長期戦が必要であり、最後の貢献
 - 極低温タンクを目指したガス漏洩特性解明等: 研究機運低下
- ・ 研究者にとって、研究開始のタイミングが如何に難しいかを痛感
- ・ 名大に着任し、ナショナルコンポジットセンターの運営に努力中



先進複合材:CFRPの研究開発の成功の分析



- ・「軽くて強い」という航空機にとって最も基本的な問題での利点
:炭素繊維が生まれたのは日本(1959:進藤昭男博士)
- ・品質の安定を高めるため、「プリプレグ」という炭素繊維に樹脂を浸した中間素材が開発されたこと:これは日本発ではない
- ・CAI性能を高めるための高靱性CFRPが開発されたこと:日本発
- ・産学官がこの研究開発に永年真剣に取り組んできたこと
その中でも旧NAL・JAXA複合材センターはコアの役割
- ・しかし、最初の特許から旅客機適用に50年かかった!!!
人間を乗せ安全に飛行するにはその年月が必要=研究の賜物

石油を節約し、環境に優しい点で、「CFRPは人類の宝」と認識



お世話になった方々、企業等



- ・ CF特性推定、CFRP尾翼模型からデラウェア留学/熱可塑複合材/補強材/CAI
 - 小林繁夫先生、小山一夫元助手、上田哲彦前名大教授
故多田保夫部長、竹内和之元所長、Professor T.W. Chou
 - 松嶋正道前主任研究員、林 洋一元主任研究官
 - 富士重工業(株)、特に天岡和昭氏(現特任准教授)
 - 末益博志教授(上智大)、青木雄一郎主任研究員
- ・ 板厚方向繊維配置による層間強化型複合材開発と評価
 - 岩堀豊センター長、渡辺直行教授(首都大)、田那村武司氏(シキボウ(株))
- ・ セラミックス基複合材の開発と応用
 - 小笠原俊夫主幹研究員、広川哲朗氏(シキボウ(株))、澁谷昌樹氏(宇部興産(株))、後藤 淳氏(川崎重工業(株)) Dr. Ian J. Davies、青木卓哉主研
- ・ 複合材データベースの構築と公開、試験法標準化、非破壊評価
 - 杉本直リダ、原栄一研究員、野口義男元主研、濱口泰正元主研、加藤リダ
- ・ 複合材ガスリーク特性、その極低温挙動評価、モーフィング基礎材料など
 - 青木隆平教授(東大)、横関智弘准教授(東大)
- ・ NCCでの自動車用複合材料の開発、航空宇宙工学専攻での研究
 - 今井清人准教授、天岡和昭准教授、NCCスタッフ、参加企業の皆様
池田忠繁准教授、仙場敦彦助教、学生: 柿谷君、山上君、米川君、立石君、
鳥居君、西原君、山本健君、大竹君、加野君: 他、
佐宗章弘教授、荒井政大教授、航空宇宙工学専攻の皆様、
松下裕秀教授・研究科長、松尾清一次期総長