



東北大学
TOHOKU UNIVERSITY



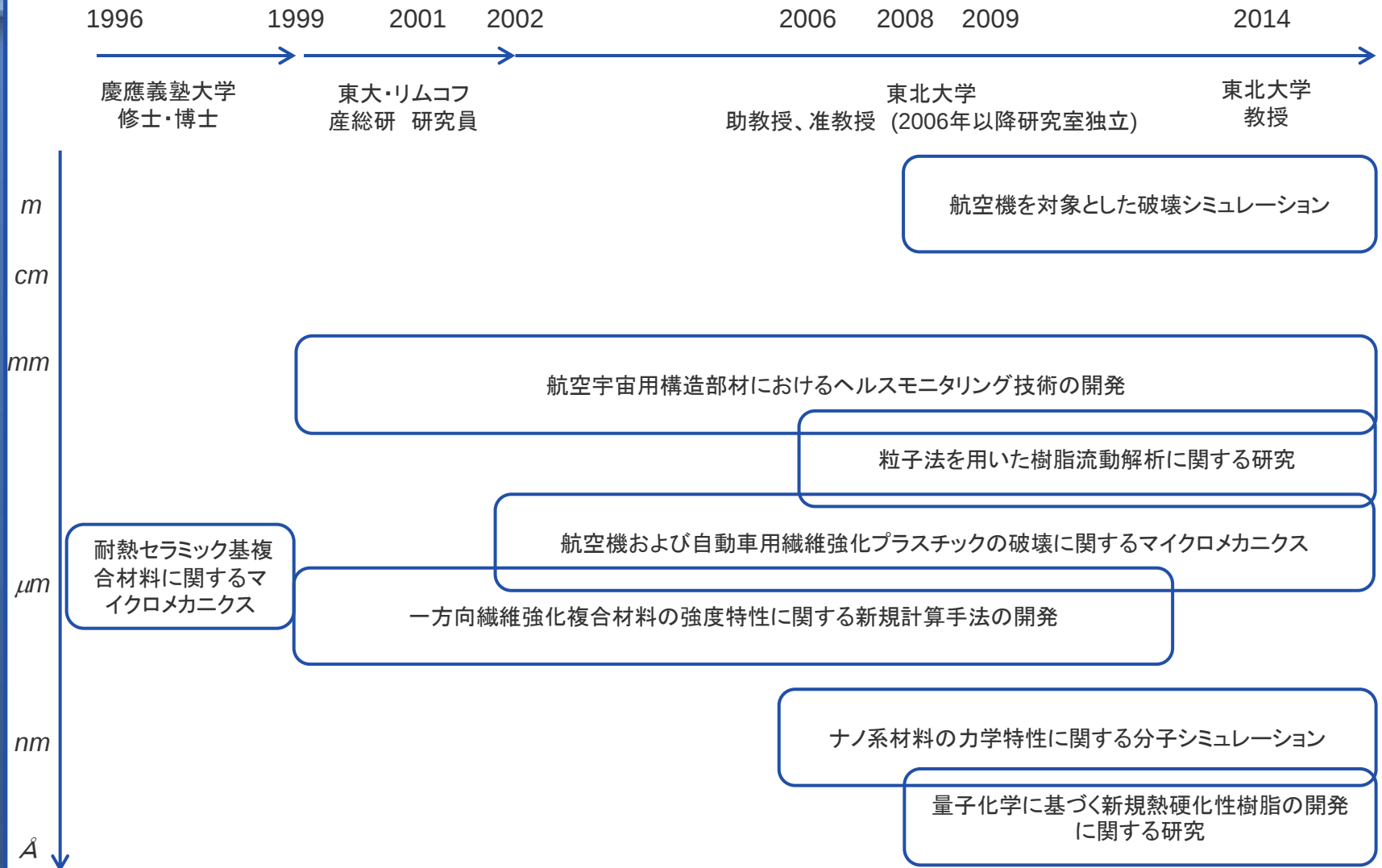
複合材主翼の多目的最適設計



東北大学大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻

岡部 朋永

研究歴



先進複合材料は急速な勢いで適用が拡大している



B787-8

航続距離: 14,200～15,200km

座席数: 210～300席

アスペクト比: 11

高効率エンジンの搭載

ボーイングは新型旅客機787において、機体の50%（重量比）まで複合材料を利用している。

研究背景



B777X

航続距離: 14,000～17,000km

座席数: 300～350席

アスペクト比: 9

高効率エンジンの搭載

！ 売れ筋である旅客機777の後継機の主翼・胴体に複合材が使われるのか
→ 翼胴結合部の問題を解決して

材料選択による軽量化

《Merit》

- ・ 劇的な変化を得ることができる
- ・ 成果の転用が可能

« Demerit »

- ・ 材料開発には時間がかかる
- ・ コストパフォーマンスに問題がある



航空機開発の現状

経済産業省 産業構造ビジョン2010

周辺状況：主要国は、複合材の最先端の技術に関し、産学官の連携を含めた戦略的な研究開発を加速させつつある。

現状：我が国の強みは、精度の高さと品質管理、納期遵守、複合材等の素材関連技術（例：東レがB787の炭素繊維を独占供給）などであり、高い品質が必要な部位を日本に発注するパターンが定着しており、米・欧とも、日本との更なる協力を模索している。

アクションプラン：機体、エンジン、装備品、素材メーカー等の連携や、製品現場の課題を学問が解決する実学的な産学官の連携により、次世代旅客機等の開発に向けて、トータルなソリューションの提供により世界をリードできる体制を構築する。具体的には、複合材等の材料技術の強みをいかしつつ、材料の性能を最大限生かした設計技術を獲得する。（以下略）

低コスト機体開発を実現するための数値シミュレーション技術開発

ボーイング、エアバスはいかに現実的に数値シミュレーションを使いこなすかに熱心で、集中投資をしている。空力・設計・材料・生産までが非常にタイトに関係づけられたCAEを通じて体系化されており、これにより不要な人件費も実験も削れ、費用対効果の高い筋肉質な枠組みになっている。また、彼らは大学をいかにうまく使いこなすかにも長けている。

⇒できるだけ早く世界の流れにキャッチアップする必要あり

PJ課題： 低コスト機体開発を実現するための数値シミュレーション技術開発

予算、期間： 3000万 × 5年

体制： 参加者) 岡部、大林、澤田、轟、末益、長嶋
参加企業) 三菱航空機、KHI、TORAY、JAXA

(1) 分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発

(澤田、長嶋、岡部、KHI) 1000万 × 5年

(2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

(岡部、末益、長嶋、TORAY、KHI) 1000万 × 5年

(3) 氷着に関する非定常空力設計シミュレーターの開発(大林、三菱航空機) 500万 × 5年

(4) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

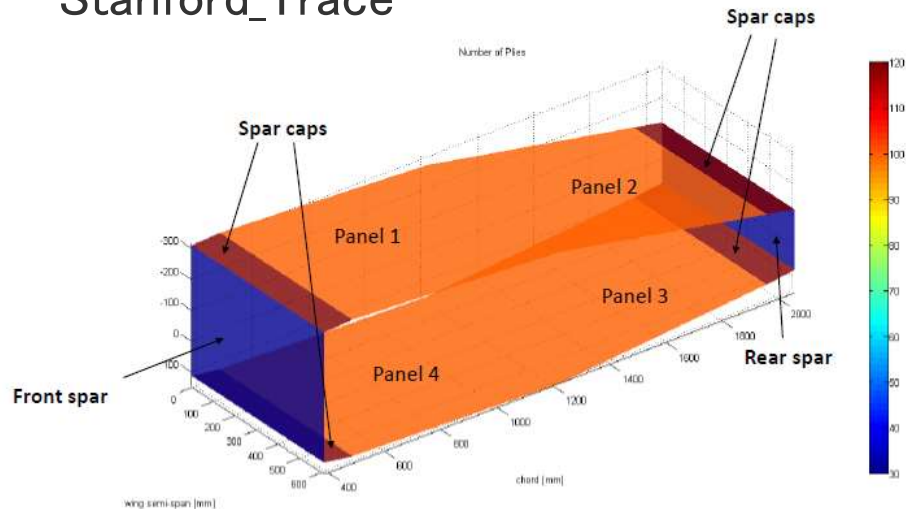
(轟、平野、TORAY) 500万 × 5年

⇒大学中心にて開発し、企業に検証してもらうことでブラッシュアップする



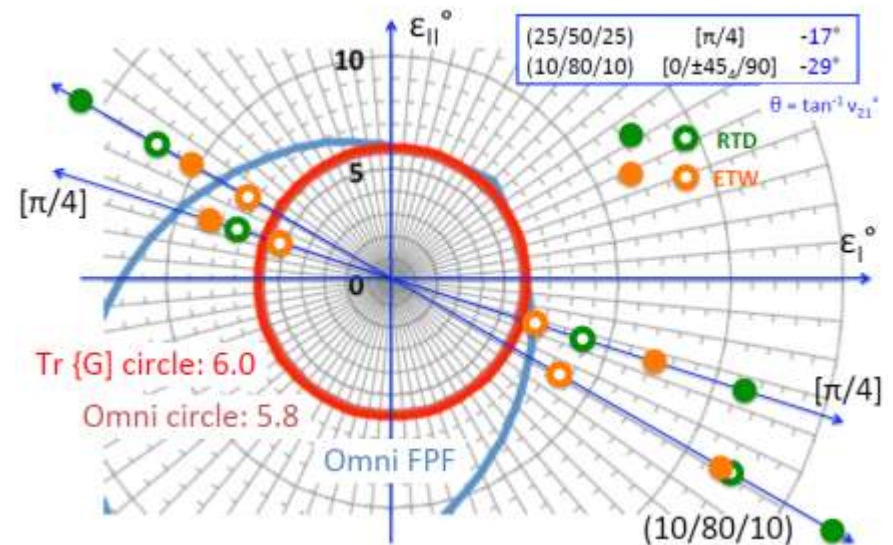
機体設計シミュレーターの開発

Stanford_Trace

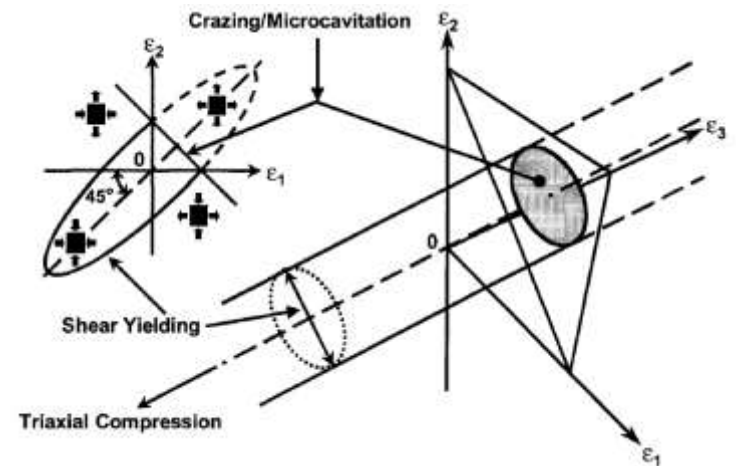
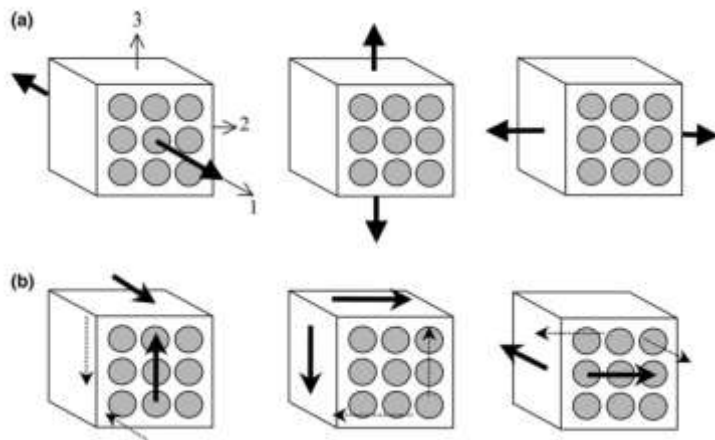


Note: panels 1-4 are stiffened

Cytec/MTM-45: Stain at Failure w/wo Hole

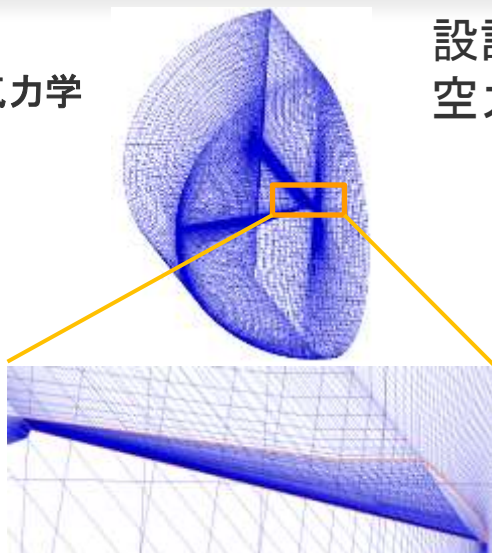


Boeing_SIFT



機体設計シミュレーターの開発

空気力学



設計初期段階から、空力と構造をシームレスに最適化することで、空力設計と構造設計のトレードオフを高い次元で実施する

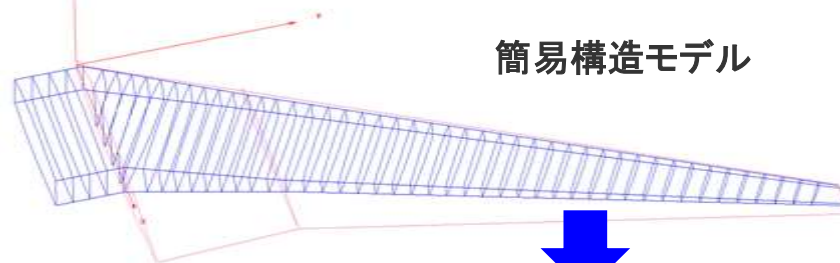
⇒我が国では経験の少ない全機設計を、

CAEを援用することで高度化する

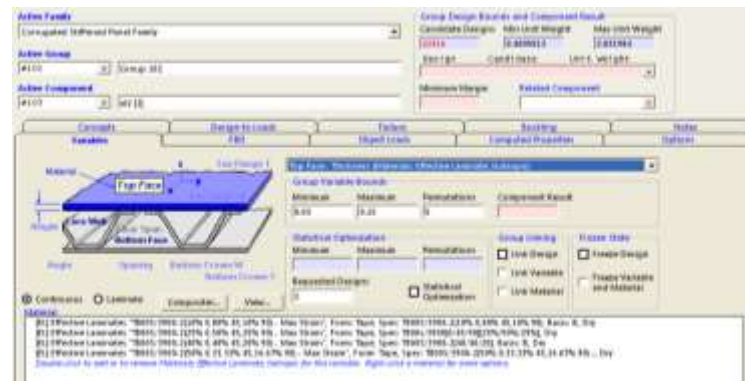
⇒設計の初期段階での擦り合わせを密にし、後工程での戻り作業を最小化する



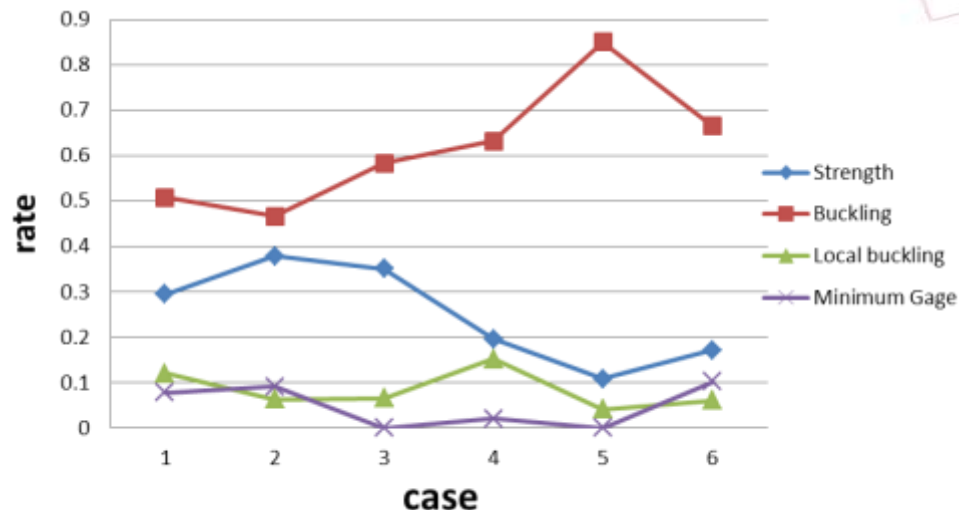
簡易構造モデル



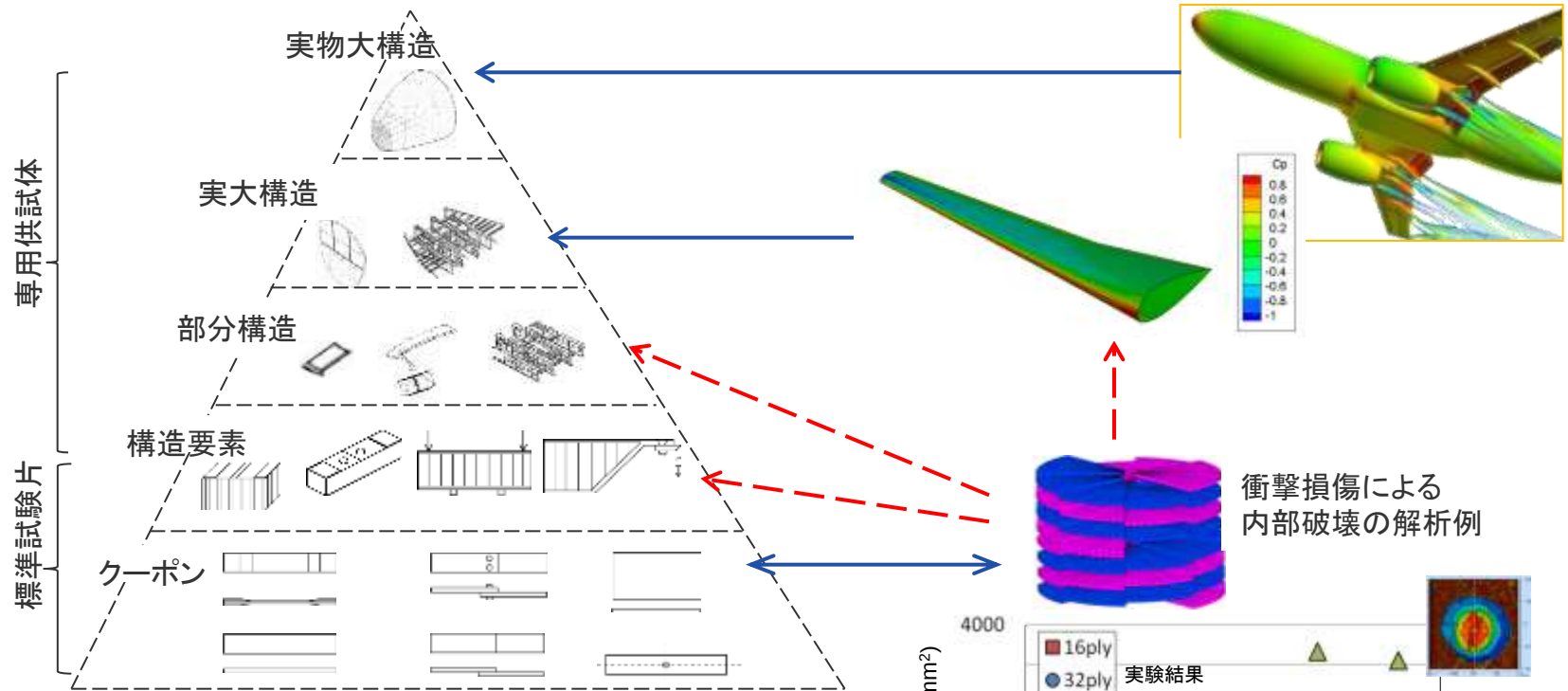
詳細構造モデル



安全余裕(均質化法)

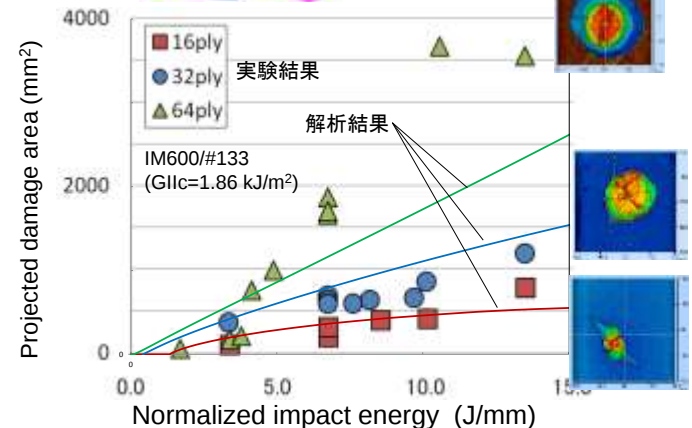


シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

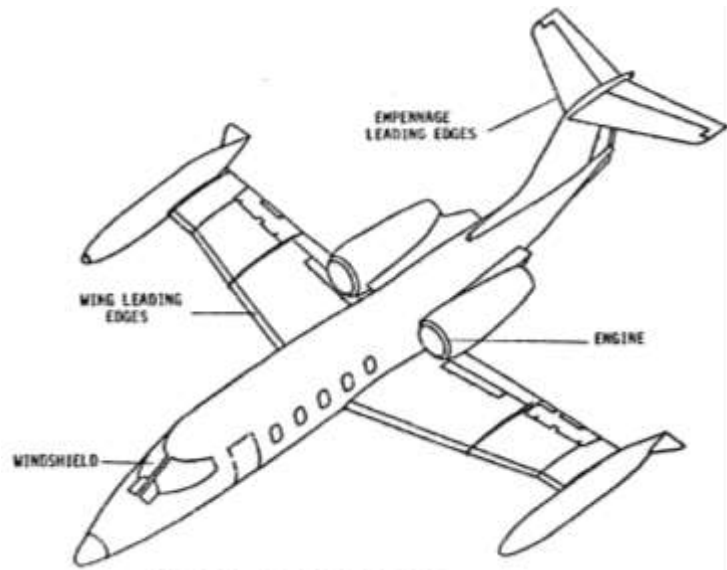


構造認証のうち、試験に頼っていた部分を数値シミュレーションに置き換えて開発コスト抑制を目指す。

具体的には、複合材構造衝撃損傷解析による
構造試験(構造要素から実大構造)の試験ケース数削減を想定。



着氷シミュレーション



主翼前縁への着氷例*



Figure 3(a) —Upper wing runback stage.



Figure 3(b) —Lower wing runback stage.



Figure 4(a) —Wing ice protection system failure case.



Figure 4(b) —Horizontal and vertical tail ice for the wing ice protection system failure case.

*出典: Bernstein, B., et. al., "The Embraer-170 and -190 Natural Icing Flight Campaigns: Keys to Success," AIAA 2006-264.

複合材の特性を活かした機体構造設計

シミュレーターの開発と実験的検証

複合材料構造設計においてテープレイアップや3Dプリンタの使用を前提として、従来の積層板構造にとらわれない最適繊維配向を制御した最適構造を目指す。



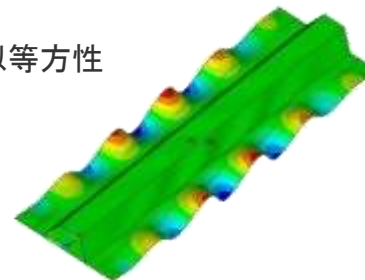
Automated Fiber Placement
(Coriolis Composites)

- ・繊維配向角度の場所による可変化
- ・補強構造の従来例にとらわれない最適化
- ・新規な構造であるため実験的検証が不可欠



Airbus A320 nacelle hinge brackets
(Airbus Group Innovation)

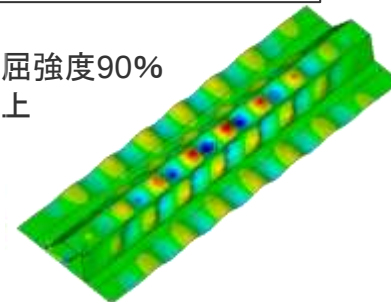
擬似等方性



局所座屈

最適化システム

座屈強度90%
向上



全体座屈

複合材の特性を活かした機体構造設計

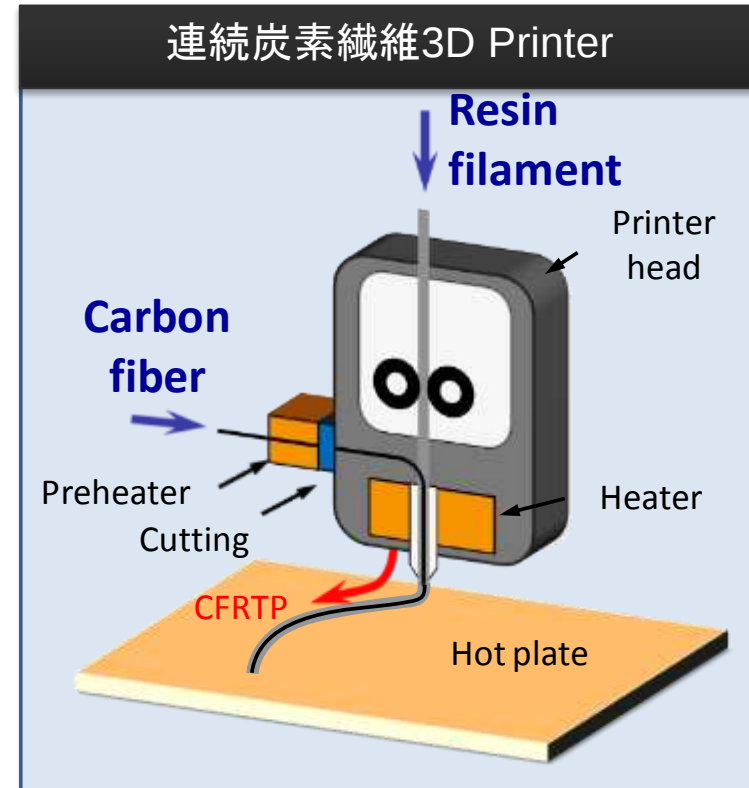
シミュレーターの開発と実験的検証 (FY2016-FY2020)

3次元構造

3D Printer 最適印刷



ランディングギアの部分構造
(EADS Innovation Works)



3D Printされた複合材試験片の破断面

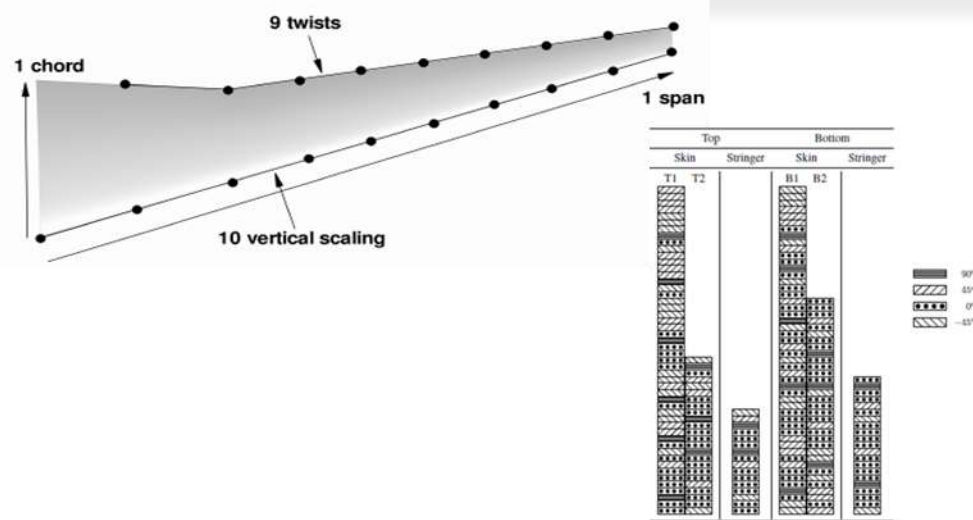
- (1) 3Dプリント複合材料技術の開発 (FY2016)
- (2) 形状・負荷に応じた最適スライス位置の探索(FY2017-2018)
- (3) 応力集中や樹脂割れ防止の繊維配置と印刷手順の最適化(FY2019)
- (4) 実験的検証(FY2020)

機体設計シミュレーターの開発

過去の研究

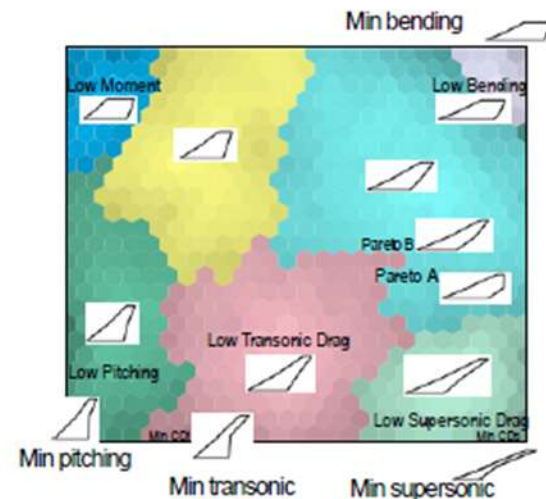
G. J. Kennedy, J. R. R. A. Martins : 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM, 17-19 September 2012.

・燃焼燃料重量と離陸総重量を目的関数とした複合材製および金属製の翼の設計の検討を行った。



大林茂(2003),「航空機が多目的最適設計」, 人工知能学会誌

SST 主翼の超音速巡航, 遷音速巡航の抵抗係数, 及び超音速巡航時の翼根にかかる曲げモーメント, 翼先端にかかる捻りモーメントの4つを最小化する多目的最適化を行った。



機体設計シミュレーターの開発

過去の研究

森野裕行(2013), 「次世代リージョナルジェット機開発のための多目的設計探索と空力弾性解析」, 東北大学博士論文

空力解析・簡易構造解析・詳細構造解析

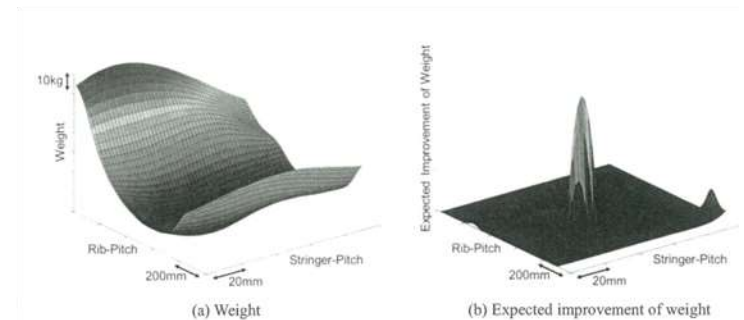
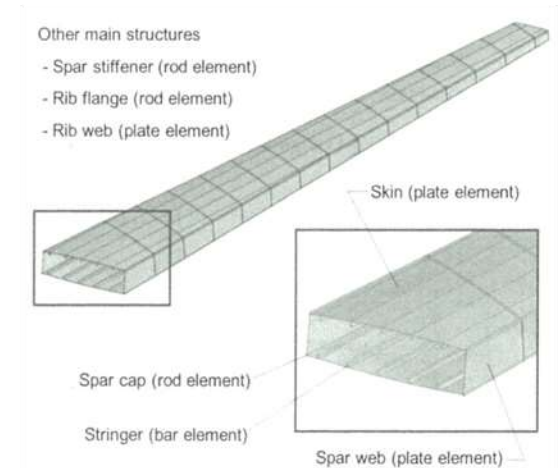
設計変数: ストリンガー間隔, リブ間隔

目的関数: 重量, 部品点数

制約条件: 座屈, 局所座屈, ひずみ

・構造と材料に関する破壊条件が制約条件として組み込まれている.

➡ 空力性能のみではなく, 構造強度信頼性についても最適化することが望ましい.



機体設計シミュレーターの開発

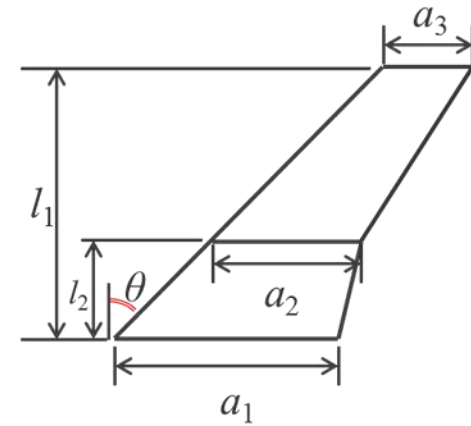
初期構造の決定

[空力モデル]

翼型: B777-200LRと同一形状

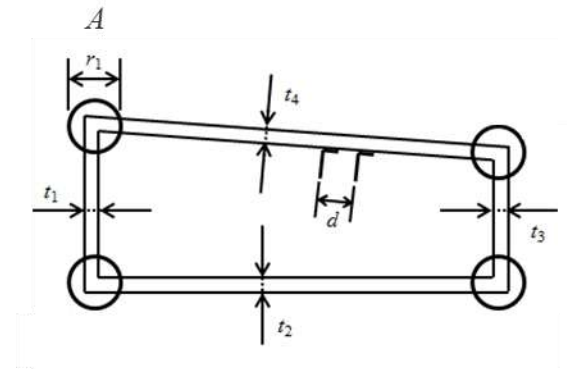
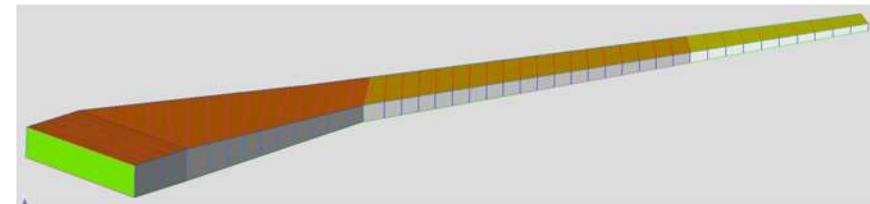
翼平面形: 6個の設計変数を導入

→ 設計変数の組はラテン超方格法(LHS法)によりランダムに決定される.



[内部構造モデル]

空力モデルの内部にWingbox構造を作成する. この時, 各頂点の座標は空力モデルの表面上に存在している.



機体設計シミュレーターの開発

本研究の目的

- ・目的関数(揚抗比, 重量, 安全余裕, 内部体積)のトレードオフ関係の検証.

設計変数一覧

[空力設計変数]

Variables	Minimum	Maximum
$\theta[\text{deg.}]$	10	50
$a_1[\text{inch}]$	400	600
$a_2[\text{inch}]$	200	400
$a_3[\text{inch}]$	80	200
$l_1[\text{inch}]$	800	1300
$l_2[\text{inch}]$	150	400

[構造設計変数(軸要素)]

	Variables	Minimum	Maximum
	$A_1[\text{inch}^2]$	1	10
上桁	$A_2[\text{inch}^2]$	10	40
	$A_3[\text{inch}^2]$	40	80
	$A_4[\text{inch}^2]$	1	5
下桁	$A_5[\text{inch}^2]$	3	10
	$A_6[\text{inch}^2]$	15	20
	$A_7[\text{inch}^2]$	1	5
上下リブ	$A_8[\text{inch}^2]$	3	10
	$A_9[\text{inch}^2]$	10	25
前後リブ	$A_{10}[\text{inch}^2]$	1	5
	$A_{11}[\text{inch}^2]$	3	10

[構造設計変数(積層板要素)]

	Variables	Minimum	Maximum
	$t_1[\text{ply}]$	1	4
スキン	$t_2[\text{ply}]$	3	8
	$t_3[\text{ply}]$	5	10
	$t_4[\text{ply}]$	1	6
上面	$t_5[\text{ply}]$	8	15
	$t_6[\text{ply}]$	10	15
	$t_7[\text{ply}]$	1	10
下面	$t_8[\text{ply}]$	15	25
	$t_9[\text{ply}]$	10	20
stringer pitch	$l_{11}[\text{inch}]$	3	8

機体設計シミュレーターの開発

簡易構造解析

前節で求めた節点荷重を内部構造モデルに与え、構造解析を実行する。



制約条件

構造を構成する全要素において破壊が生じてはならない。

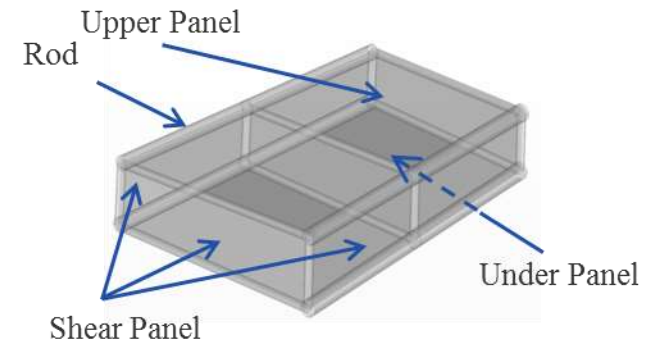
破壊判定には要素に生じる応力/ひずみを使用。

軸要素: 引張許容応力, 座屈許容応力

積層板要素: 引張許容ひずみ, 座屈許容ひずみ,
せん断許容ひずみ

$$\frac{\varepsilon_{allow}}{\varepsilon}, \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} > 1 \quad (\varepsilon, \sigma: \text{実ひずみ, 実応力})$$

$\varepsilon_{allow}, \sigma_{allow}$: 許容ひずみ, 許容応力)



機体設計シミュレーターの開発

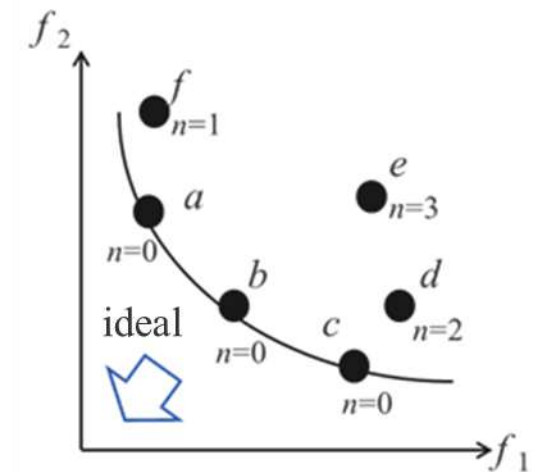
多目的遺伝アルゴリズムによる最適化

遺伝アルゴリズムを用いて、追加サンプル点の探索及び追加を行う。初期サンプル点の個数は20個であり、各個体に対して空力解析、構造解析を実施し応答を得る。世代数は100世代とし、探索はパレート解が20個になるまで繰り返し行われる。

※パレート解: 多目的最適化問題において、他の任意の解と総合的に比べても劣らないことが保証された解。

目的関数

揚抗比	(最大化)
内部体積	(最大化)
重量	(最小化)
安全余裕	(最小化)



機体設計シミュレーターの開発

簡易構造解析におけるMDOとそのSOM図

各領域にて主翼形状に特徴的な傾向が存在.

左上の領域: 濡れ面積は大きいがアスペクト比が低い

内部体積は大きい, 揚抗比, 安全余裕は低く, かつ重量の大きい翼となる.

左下の領域: 濡れ面積が大きく, かつアスペクト比が大きい.

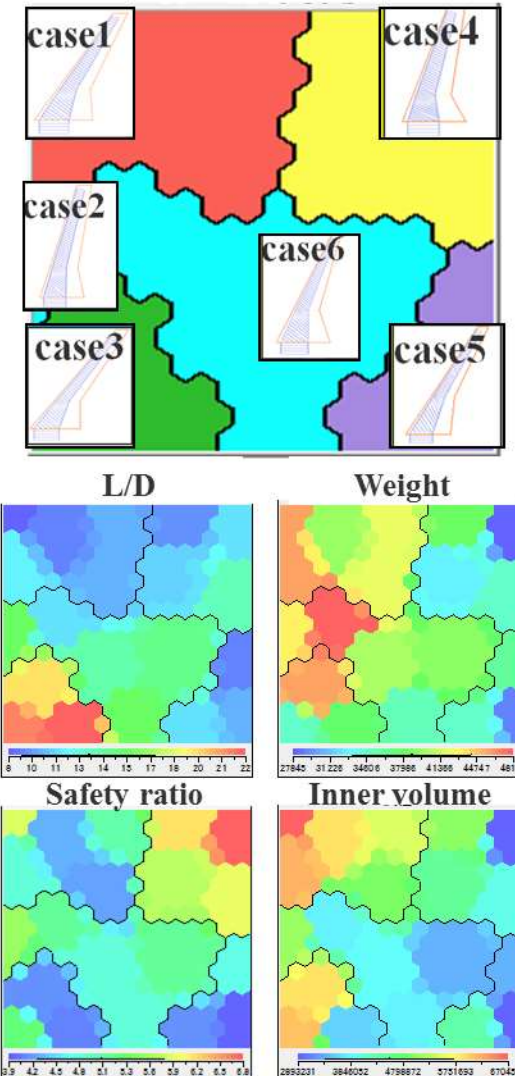
揚抗比および内部体積は大きい, 重量があり安全余裕のない翼となる.

すべての目的関数を同時に最適化することは不可能であり, 各目的関数はトレードオフ関係を持つ.

例

重量と内部体積: 正の相関関係

揚抗比と安全率: 負の相関関係



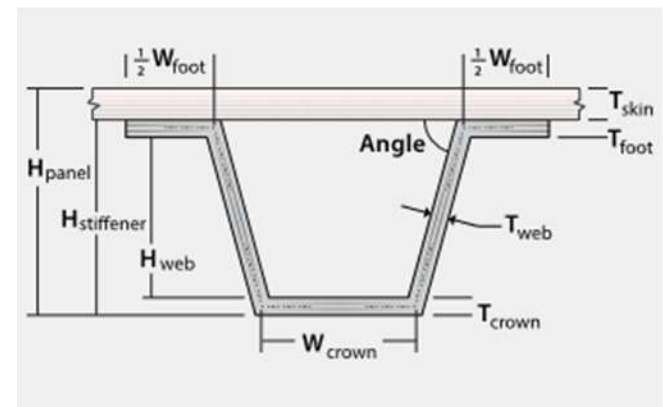
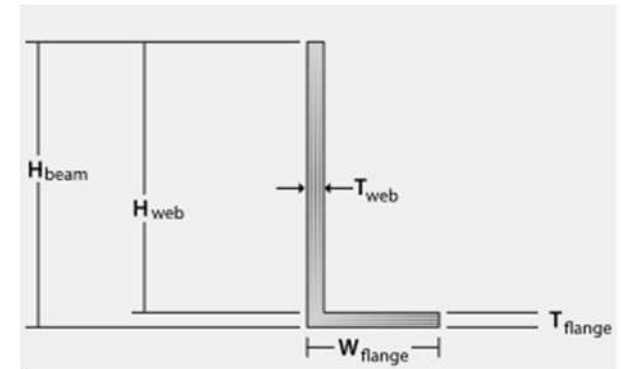
機体設計シミュレーターの開発

HyperSizerの使用による詳細最適設計

前節までで得られたプレート解に対して、複合材構造の設計支援ソフトであるHyperSizerにより、重量を最小化する詳細最適設計を行う。

利点

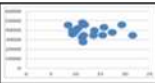
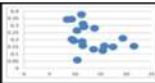
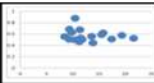
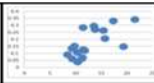
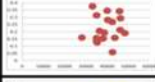
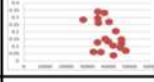
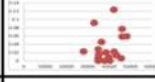
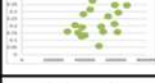
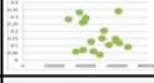
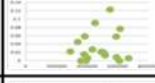
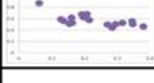
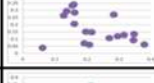
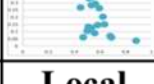
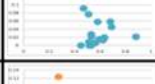
- ・様々な梁形状, パネル形状を選択することが可能
- ・積層構成最適化が可能
- ・各要素に対し, 複数の破壊指標を適応可能



機体設計シミュレーターの開発

HyperSizerを用いた詳細最適解析

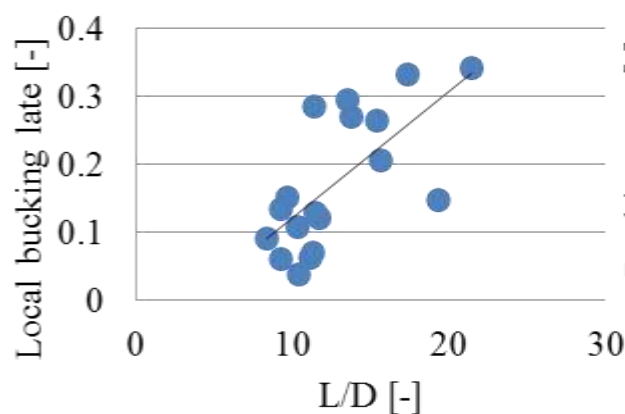
右図の赤字の場所では強い正の相関関係が、青字の場所では強い負の相関関係が確認された。

L/D						
-0.071	Weight					
0.044	0.563	Inner volume				
-0.409	0.125	0.388	Onset cracking			
-0.187	0.256	0.000	-0.633	Bucking		
0.690	-0.472	-0.283	-0.411	-0.415	Local buckling	
-0.276	0.248	0.152	0.374	-0.106	-0.614	Minimum gage

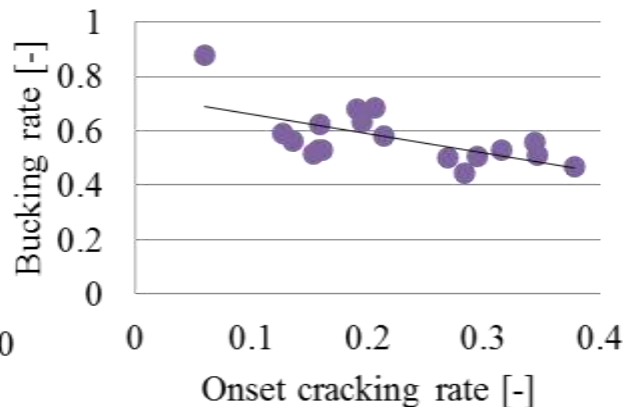
機体設計シミュレーターの開発

散布図行列の例

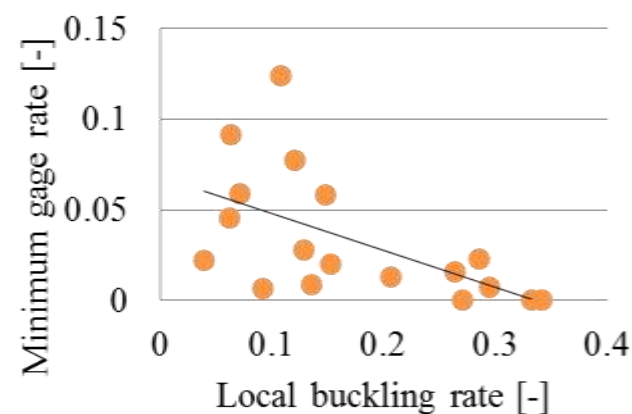
$\rho=0.690$



$\rho=-0.633$



$\rho=-0.614$



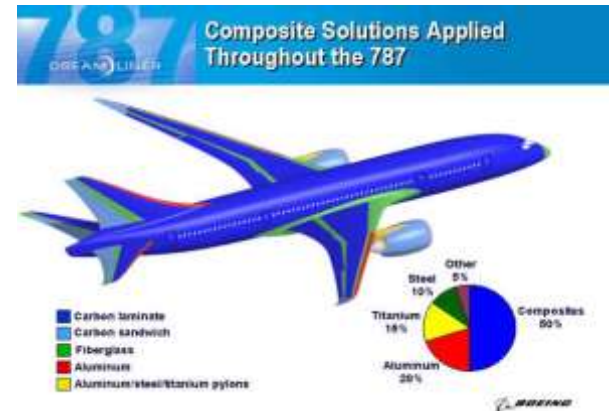
揚抗比と局所座屈： 正の相関関係

初期き裂と座屈，局所座屈とMinimum gage: 負の相関関係

機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)

CFRP(炭素繊維強化プラスチック)

従来の金属材料に比べ,優れた比強度・比剛性
⇒航空機構造への適用が盛んに試みられている



成形法(オートクレーブ法)

プリプレグ(繊維束に, 未硬化の熱硬化性樹脂を浸透させたシート)を積層させ, オートクレーブ内で加熱・加圧する

問題点

- プリプレグの材料コストが高い
- プリプレグの積層工程の生産効率が悪い
- オートクレーブに多額の設備費が必要

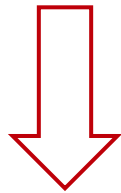


機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)

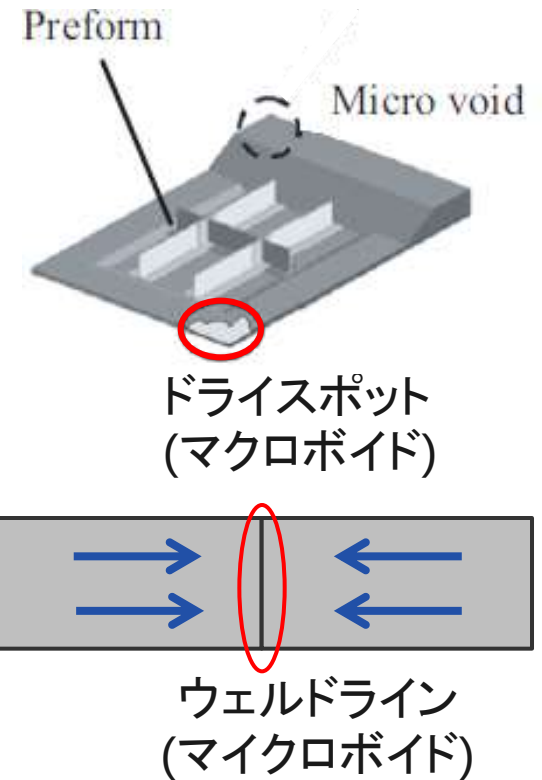
RTM (Resin Transfer Molding)

問題点

- ⇒ 樹脂含浸時に樹脂未充填となる欠陥
(ドライスポット)やウェルドライン等が形成
- ⇒ 成形品の材料特性の低下



欠陥の形成、充填時間はゲート位置に
大きく依存する



機体設計シミュレーターの開発（製造プロセス）



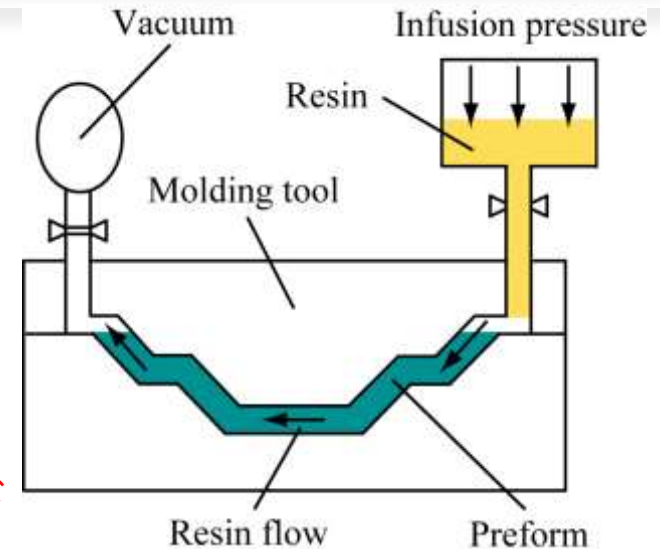
<http://www.bmw.de/de/neufahrzeuge/bmw-i/i8/2013/bilder-videos.html>

機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)

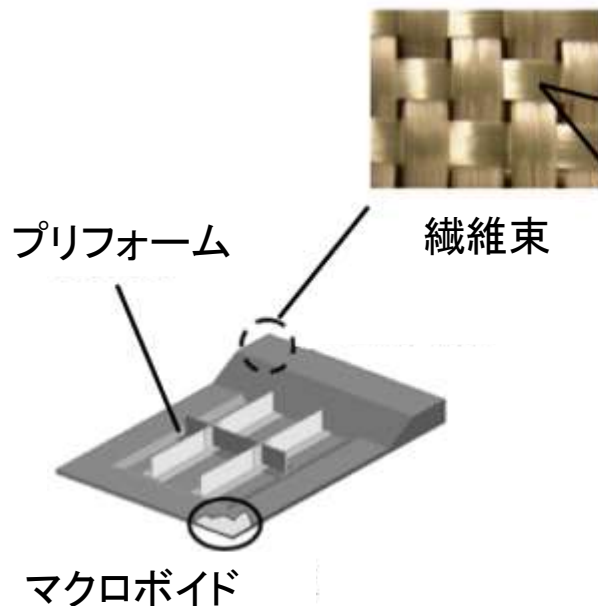
RTM (Resin Transfer Molding)

プリフォーム(構造設計に応じた形状・積層構造を有する繊維束からなる基材)を成形型に配置し、樹脂を含浸させ、その後、加熱硬化させる成形法

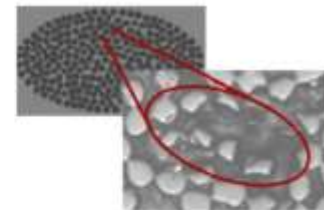
⇒i3, i8, MRJの尾翼に本手法が採用されている



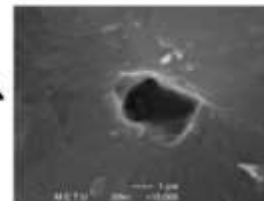
ボイドの種類および支配要因



マイクロボイド

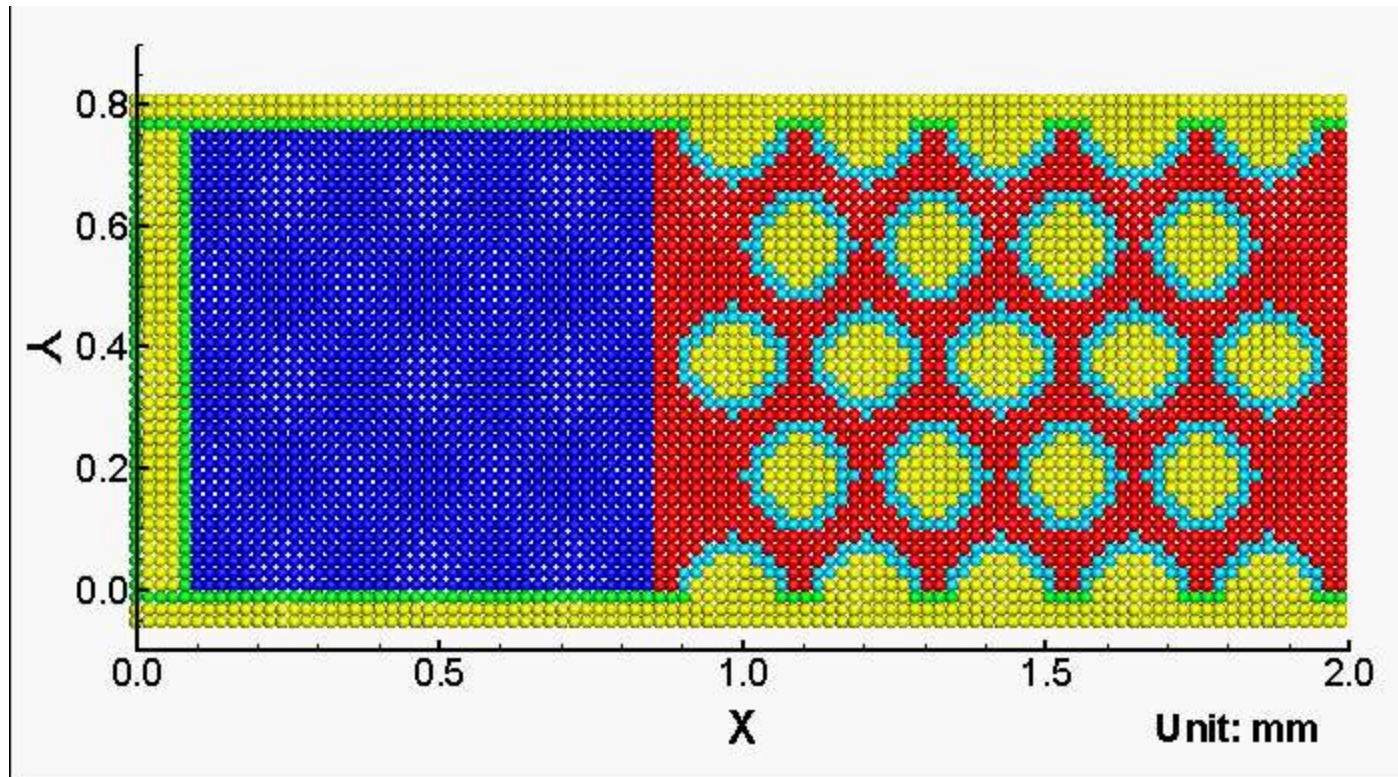


樹脂未含浸部

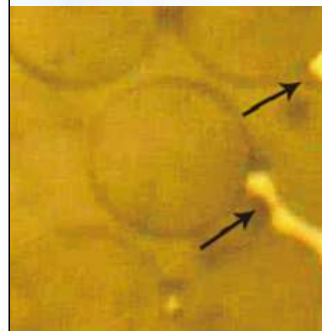
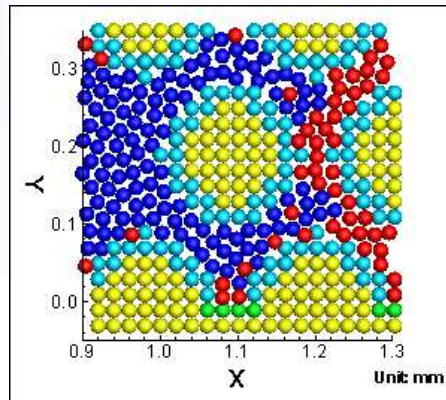
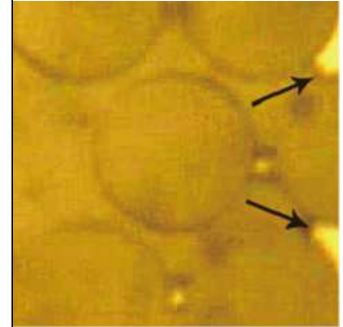
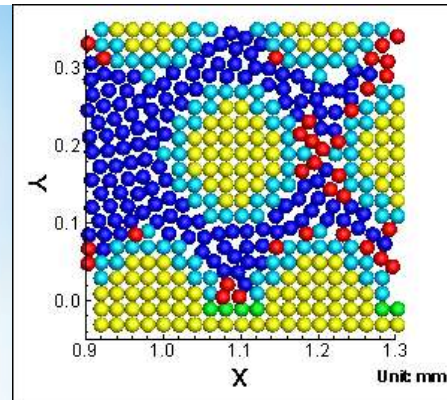
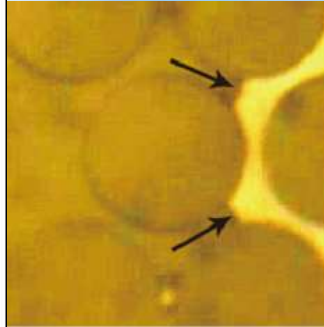
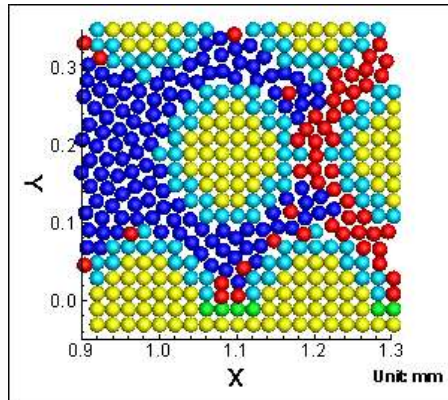


空気ボイド

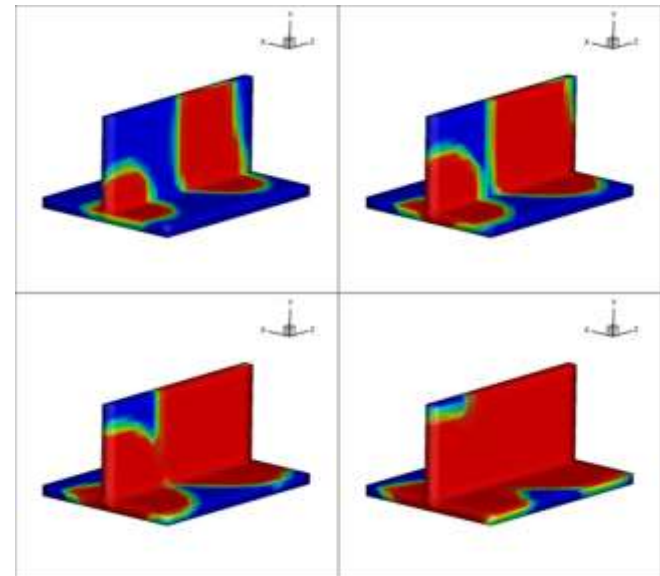
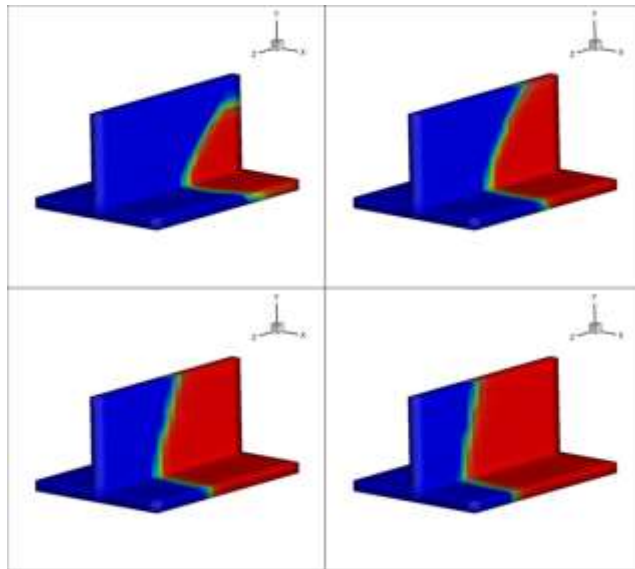
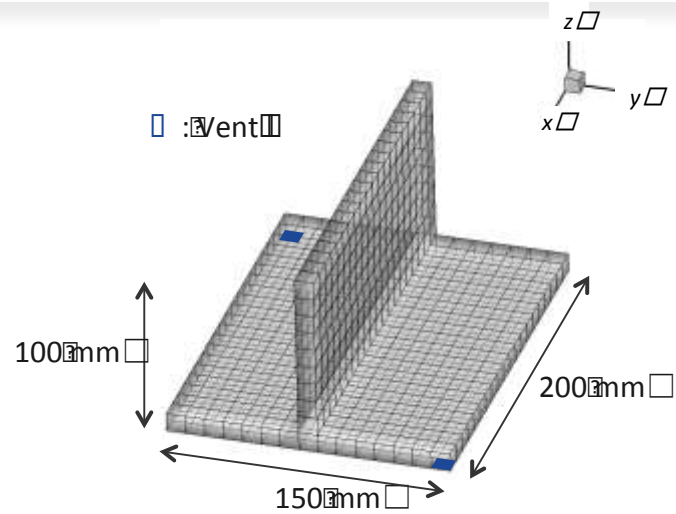
機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)



機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)

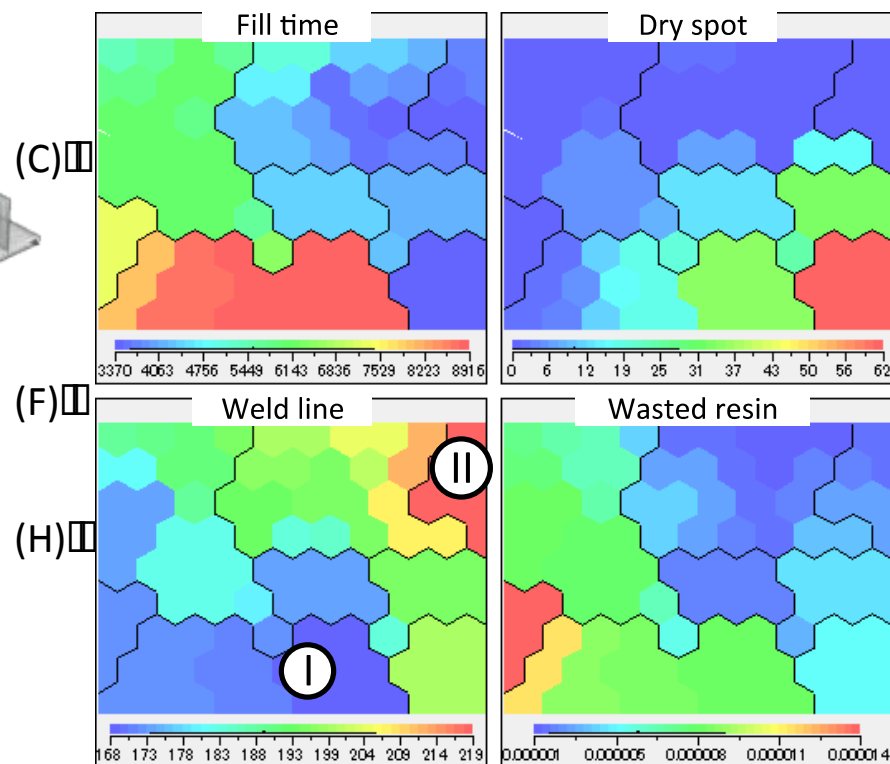
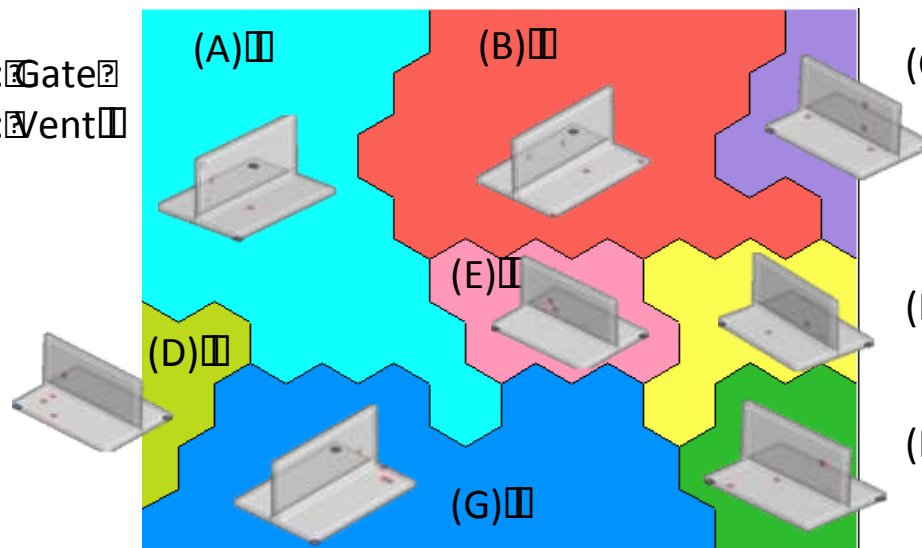


機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)

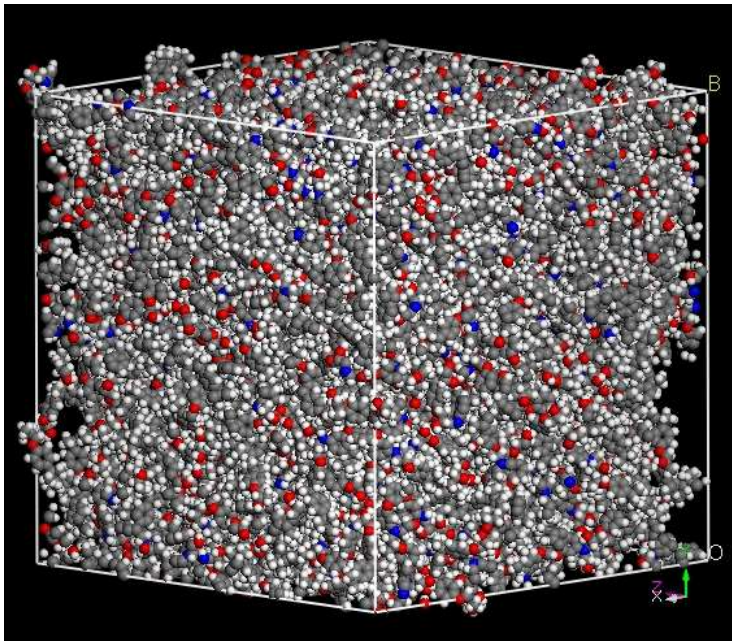


機体設計シミュレーターの開発(製造プロセス)

■ : Gate
■ : Vent

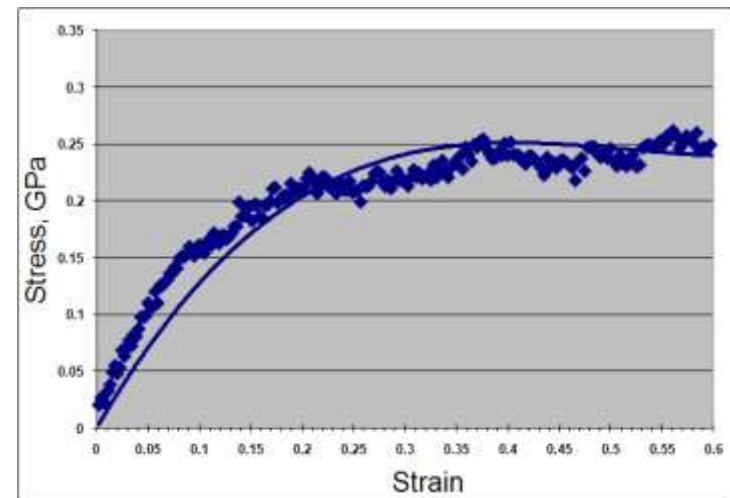


機体設計シミュレーターの開発(材料開発)



Computational Methods for New Materials Development
ICME - July 12, 2011

Steve Christensen, Andrea Browning and Jon Gosse
Boeing Research & Technology



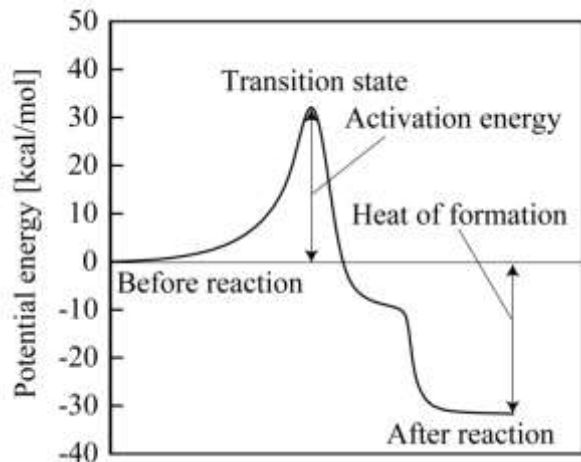
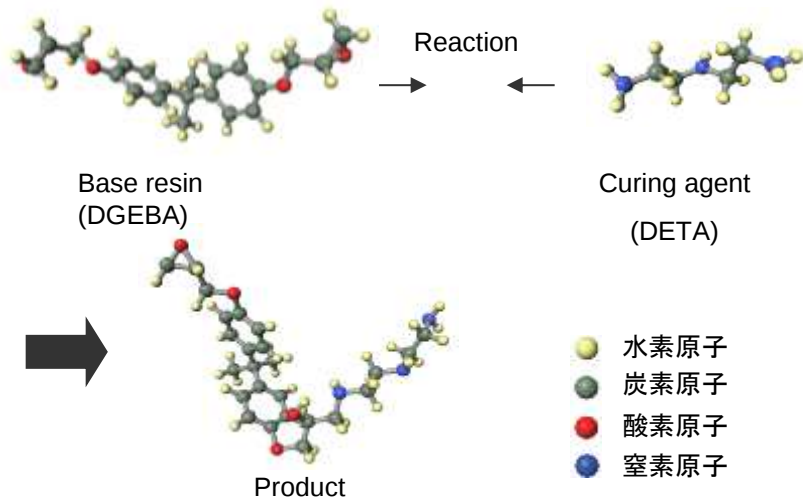
分子スケールから複合材料に適した樹脂開発を検討する

機体設計シミュレーターの開発(材料開発)

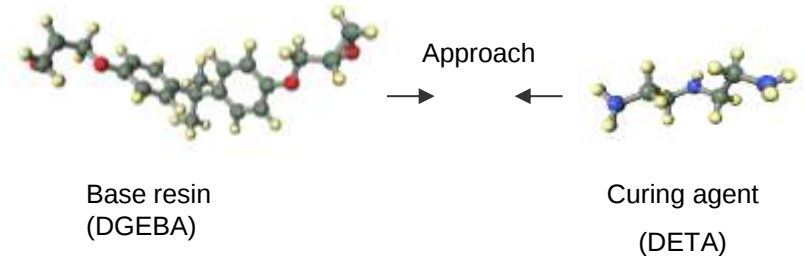
Tomonaga Okabe, Tomohiro Takehara, Keisuke Inose, Noriyuki Hirano, Masaaki Nishikawa, and Takuya Uehara, Polymer, 54 (2013), 4660-4668.

分子軌道法

硬化反応のモデリング



分子動力学法



反応確率

$$k = A \exp\left(-\frac{\Delta G}{RT}\right)$$

k : 反応確率 A : 加速係数 T : 絶対温度
 R : 気体定数 ΔG : 活性化エネルギー

モンテカルロ法

乱数 $P(0\sim 1)$ を用いる

$P < k$ なら硬化反応

$P > k$ なら反応しない

機体設計シミュレーターの開発(材料開発)

解析条件

初期温度 : 20 °C

昇温速度 : 0.1 °C/psec

→1psec毎に系の温度を0.1°C上げる

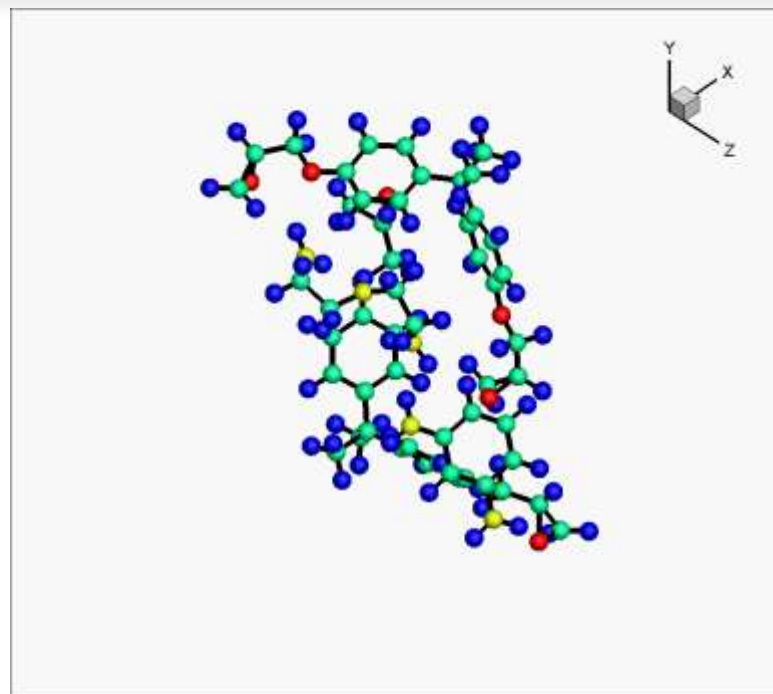
解析時間 : 2 nsec

力場 : AMBER

境界条件 : 自由境界

数値積分法 : 速度ベルレ法

(数値積分の時間間隔: 1.0 fs)



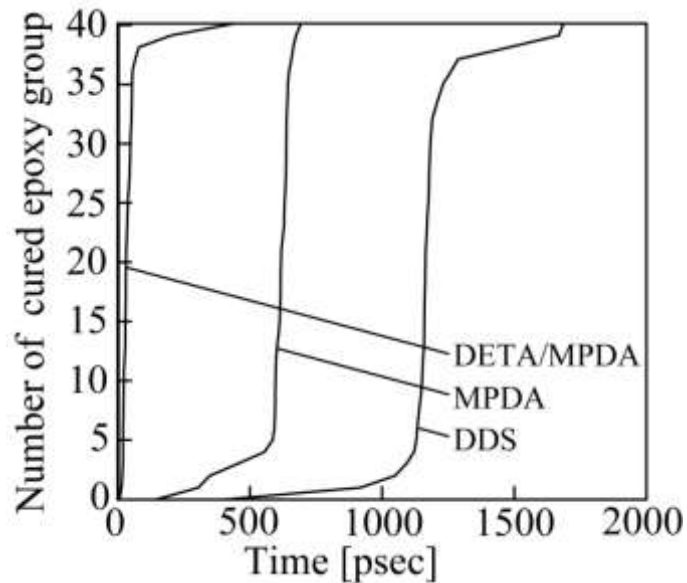
硬化過程の様子(低分子数の場合)

(DGEBA:DETA:MPDA = 2:1:1)

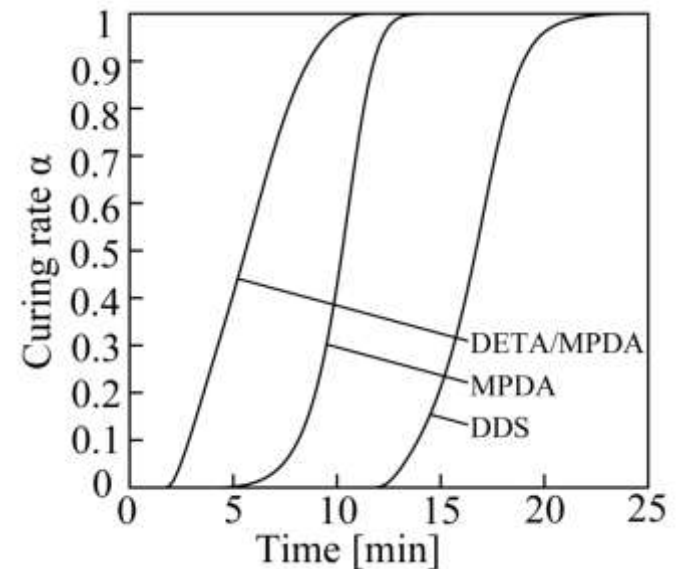
機体設計シミュレーターの開発(材料開発)

解析と実験の比較

ただし, DETAのみを用いた場合はDSCで測定不可のため,
DETA/MPDA(=1)の結果を比較



解析の結果



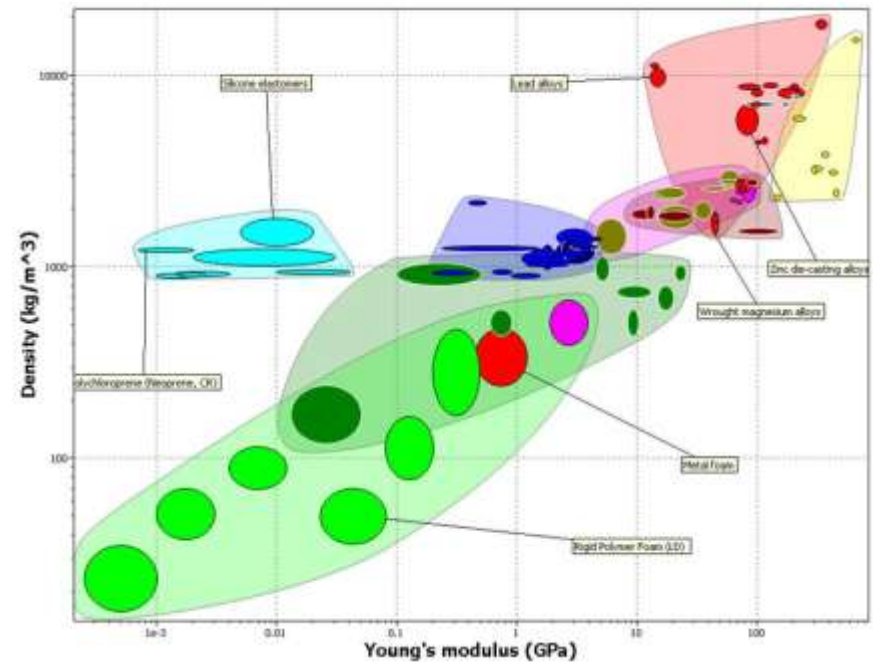
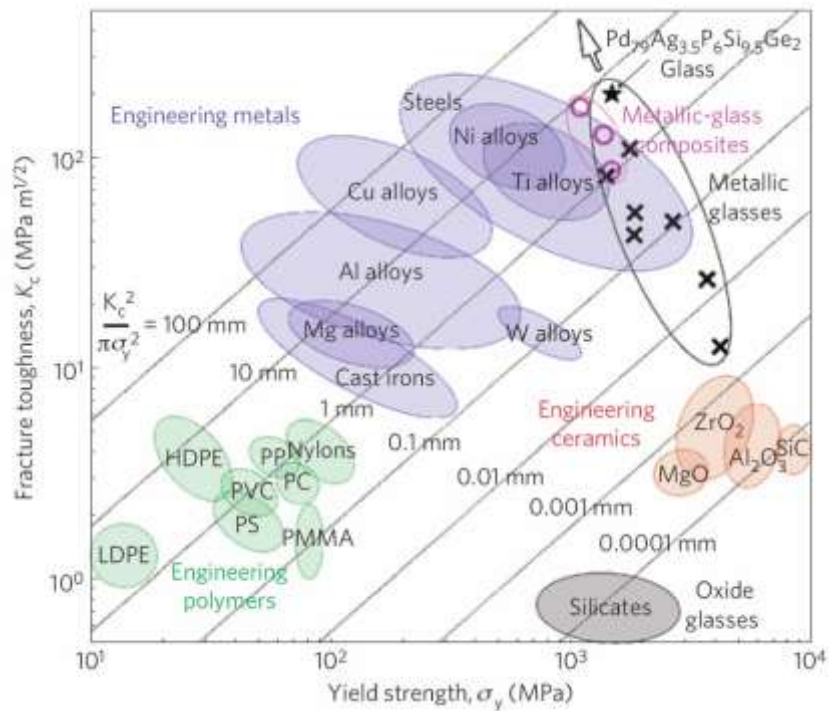
実験の結果

硬化速度の傾向が解析と実験で一致

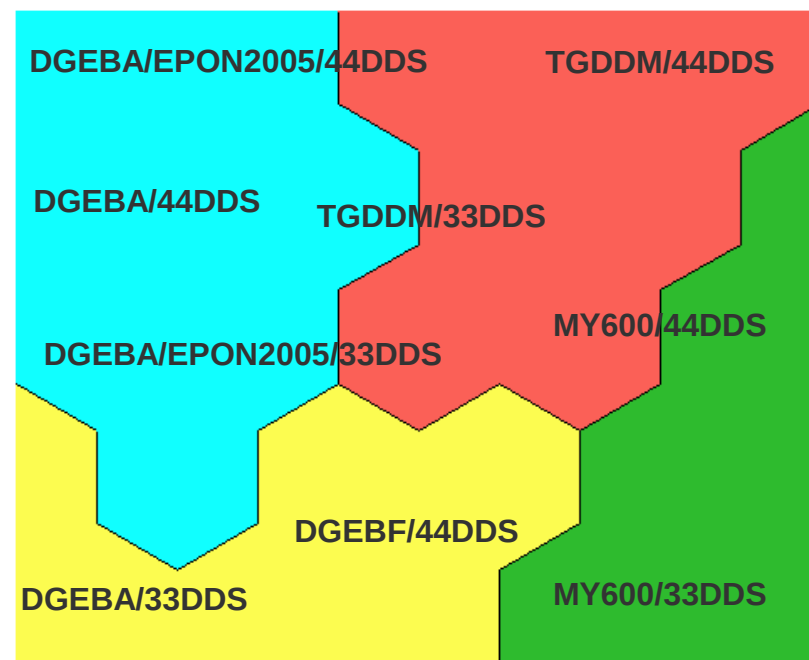
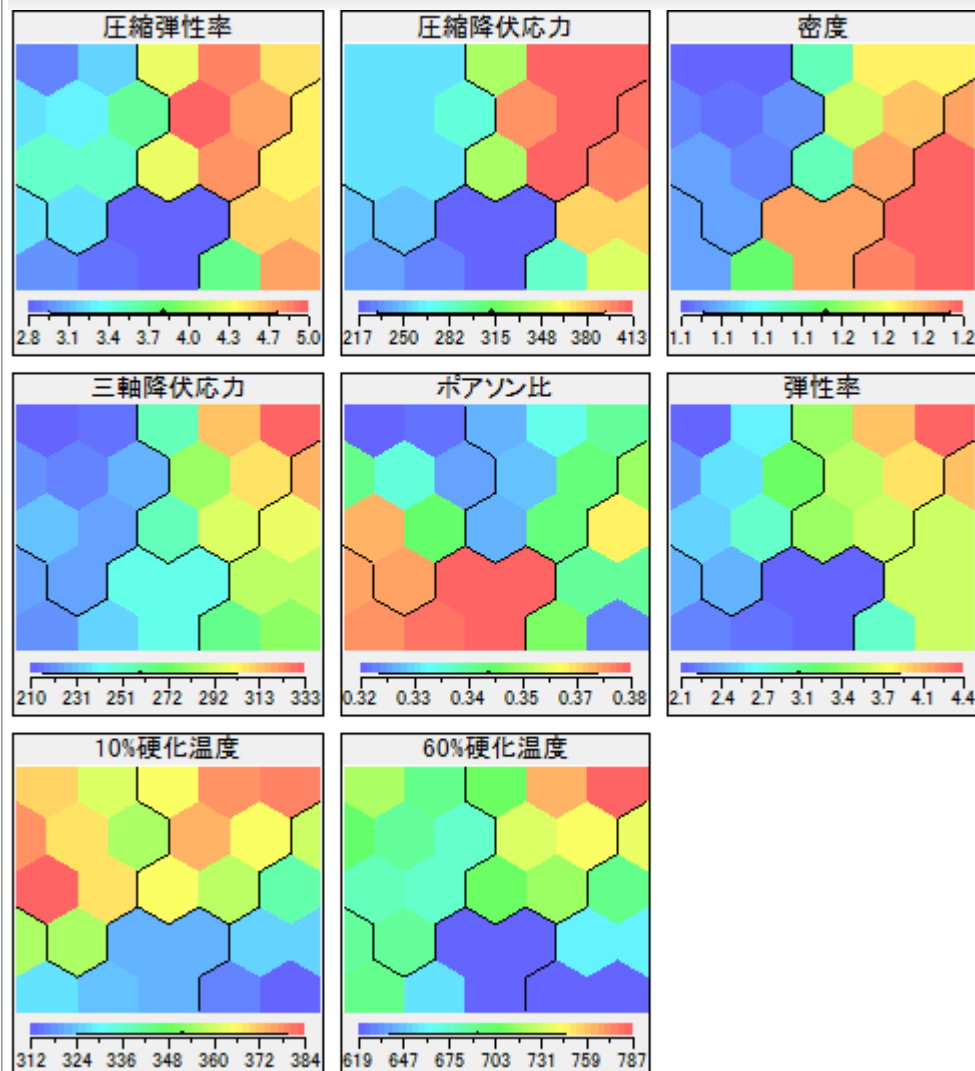
機体設計シミュレーターの開発(材料開発)

	圧縮弾性率	圧縮降伏応力	密度	3軸降伏応力	ポアソン比	引張弾性率
TGDDM/44DDS	4.51	409.07	1.17	333.2	0.342	4.38
TGDDM/33DDS	5.16	417	1.17	292.6	0.327	3.625
MY600/44DDS	4.427	400.2	1.19	298.1	0.363	3.58
MY600/33DDS	4.728	350.1	1.19	280.7	0.32	3.622
DGEBA/EPON2005/33 DDS	3.503	260	1.11	217.3	0.322	3.189
DGEBA/EPON2005/44 DDS	2.959	257	1.11	210.1	0.316	2.076
DGEBA/44DDS	3.563	256.6	1.12	230.5	0.369	2.496
DGEBA/33DDS	2.992	238.5	1.12	220.3	0.372	2.246
DGEBF/44DDS	2.817	217.1	1.18	245.6	0.378	2.095

機体設計シミュレーターの開発(材料開発)

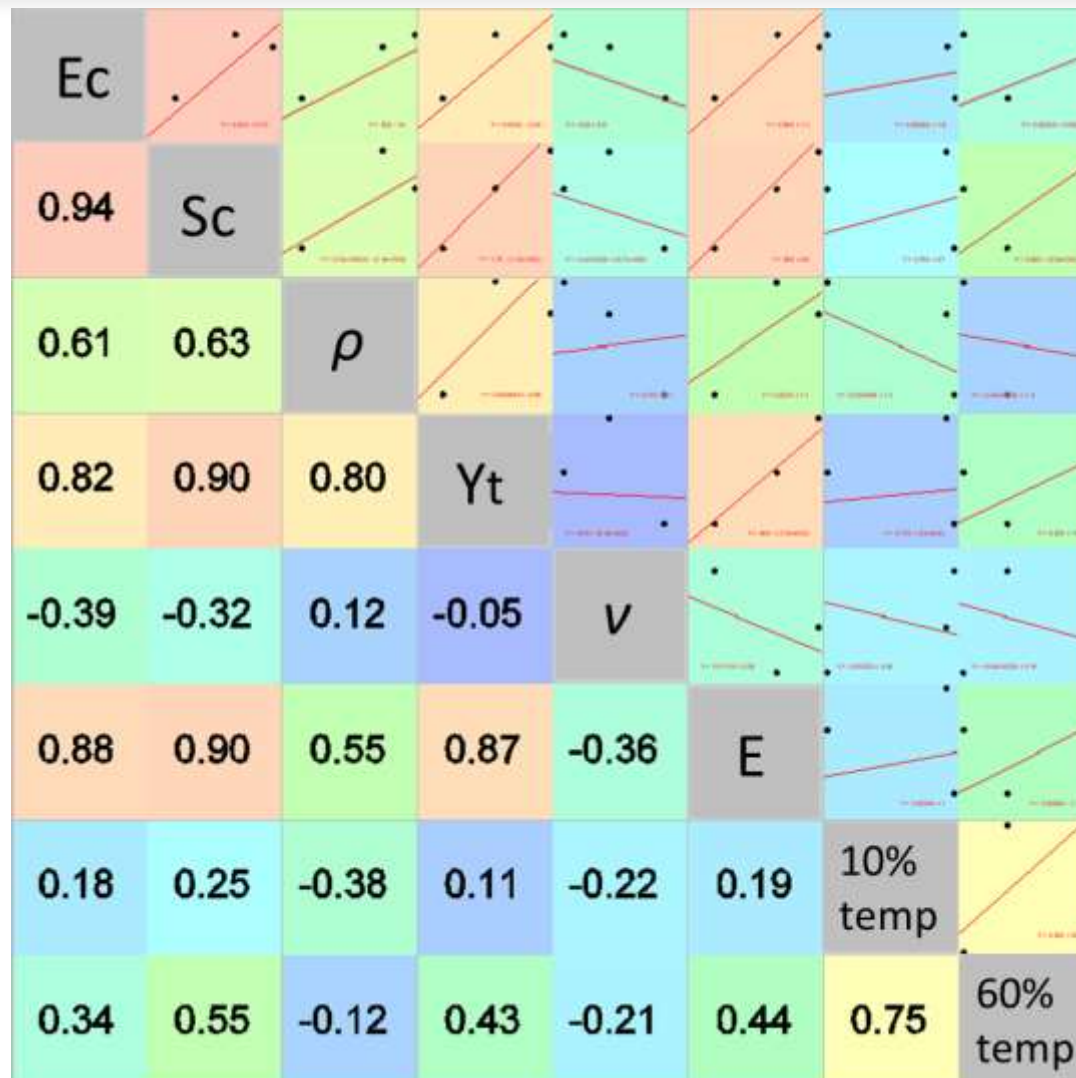


機体設計シミュレーターの開発(材料開発)



多次元目的関数のAshbyマップ

機体設計シミュレーターの開発(材料開発)



まとめ

私共の研究室では、10年以上に亘り、力学環境下における炭素繊維強化複合材料における損傷・破壊挙動の解明に取り組んできている。未だに未解決の課題は数多く存在するが、それでもなお、複合材料における損傷や破壊といった現象の原理やメカニズムの解明は随分と進んできている。是非、今後は得られた知識を設計に活かしていきたい。