

Virtual Composite Platform for High- performance Structures

Dr. Christian Hühne,
German Aerospace Center
(DLR)

高性能構造のための ヴァーチャルな 複合材料プラットフォーム

Dr. Christian Hühne,
German Aerospace Center
(DLR)

Agenda

- NAFEMS Composites WG
- Forward Swept Composite Wing
- Production Induced Deformations of High-Performance Structures
- Strength Aspects on Material Level
- Virtual Composite Chain
- Conclusion

アジェンダ

- NAFEMS 複合材料ワーキンググループ
- 複合材の前進翼
- 高性能構造の製造に起因する変形
- 材料レベルの強度的側面
- ヴァーチャルな複合材料チェーン
- 結論

NAFEMS Composites WG

- **HISTORY**

- Established in the fall 2010
- Several web meetings
- First meeting at the NAFEMS WC in Boston 2011
- Since then monthly web meetings
- Survey 2012
- Second meeting at the NAFEMS WC in Salzburg 2013
- Website

<http://www.nafems.org/tech/composites/>

NAFEMS複合材料ワーキンググループ

- **歴史**

- 2010年秋に設置
- Webによるオンライン会議を開催
- NAFEMS World Congressにおける第一回会議を2011年ボストンで開催
- その後月例のweb会議
- 2012にアンケート調査
- 第二回会議は、2013年ザルツブルグでのNAFEMS World Congressで開催
- Website

<http://www.nafems.org/tech/composites/>

NAFEMS Composites WG

MISSION

The mission of the NAFEMS Composites Working Group is to create awareness and education for the simulation of composites by gathering independent information and providing independent analysis of composites simulation capabilities and needs.

The mission includes education, communication, promotion of standards, and identification of simulation requirements that will have general benefit.

NAFEMS複合材料ワーキンググループ

使命

NAFEMS複合材料ワーキンググループの使命は、複合材料シミュレーションに関する、独自の情報を集め、機能やニーズを分析し提供することにより、複合材料シミュレーションの認知度を上げることです。

また、教育、コミュニケーション、基準化の推進、利益につながるシミュレーションへの要求を特定することなども含まれています。

NAFEMS Composites WG

VISION

The vision of the NAFEMS Composites Working Group is to create a cross-industry consortium in a end-user driven, vendor-neutral arena for discussing, sharing, and evolving engineering techniques and practices in the simulation of composite materials.

NAFEMS複合材料ワーキンググループ

ビジョン

NAFEMS複合材料ワーキンググループのビジョンは、エンドユーザー志向の業界を横断するコンソーシアムを作り、ベンダーに中立な工学技術の議論や情報交換、考案の場を提供し、複合材料のシミュレーションの例題を揃えることです。

NAFEMS Composites WG

- **THE TEAM**

- Chairman: Ronald Krueger
(rkrueger@nianet.org)
- Vice-Chairman: Roger Assaker
(roger.assaker@e-Xstream.com)
- NAFEMS North America Representative:
Michele Ringrose
(michele.ringrose@nafems.org)
- 27 International experts from research,
industry and academia

NAFEMS複合材料ワーキンググループ

- **ワーキンググループのチーム**
 - Chairman: Ronald Krueger
(rkrueger@nianet.org)
 - Vice-Chairman: Roger Assaker
(roger.assaker@e-Xstream.com)
 - NAFEMS 北米代表: Michele Ringrose
(michele.ringrose@nafems.org)
 - 研究者、産業界、学術界から27名の国際的な専門家が集まっています。

NAFEMS Composites WG

- **BACKGROUND**
 - Composites publications
 - Composites training
- **New Activities**
 - Upgrade existing publications and training
 - Generate new material based on the needs of the simulation community
 - Survey 2012

NAFEMS複合材料ワーキンググループ

- **背景**

- 複合材料の出版物
- 複合材料のトレーニング

- **新規の活動**

- 既存の出版物とトレーニングの改訂
- シミュレーションコミュニティのニーズに基づいた新しい資料の作成
- 2012年アンケート調査実施

NAFEMS Composites WG

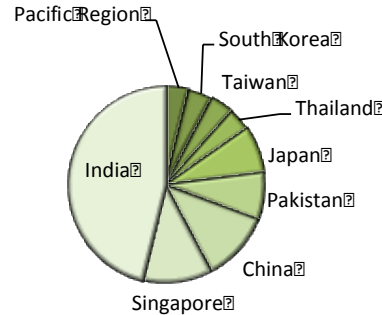
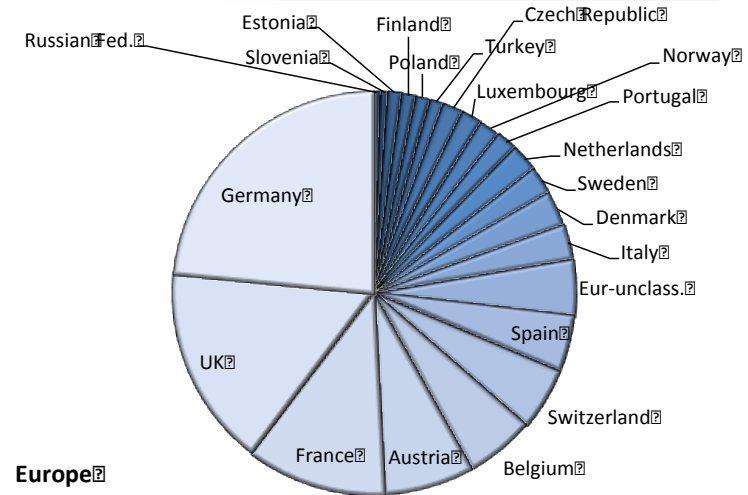
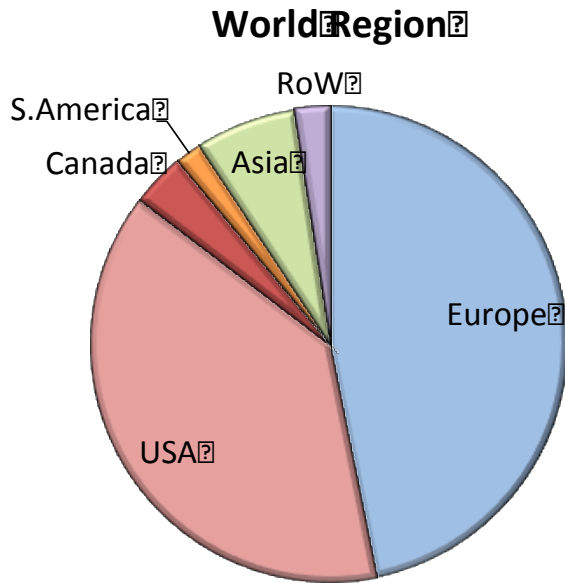
- **Composites Working Group Survey 2012**
 - Objective: To assess the state of the art and the needs of the community related to the simulation of composites
 - Online survey using SurveyMonkey performed February 2012 – May 2012
 - 26 simulation related questions
 - 385 participants
 - Summary report emailed to participants in June 2012
 - Final extended report in progress

NAFEMS複合材料ワーキンググループ

- **2012の複合材料ワーキンググループの調査**
 - 目的: 複合材料シミュレーションの最先端に触れ、同分野のコミュニティのニーズを知ること
 - オンラインアンケートツールSurveyMonkeyを使った調査の実施(2012年2月~5月)
 - 26項目のシミュレーションに関する質問
 - 385の参加者
 - 2012年6月に参加者への総括レポートをeメールで送付
 - 最終の詳細レポートは現在作成中

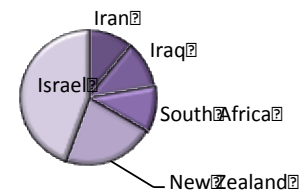
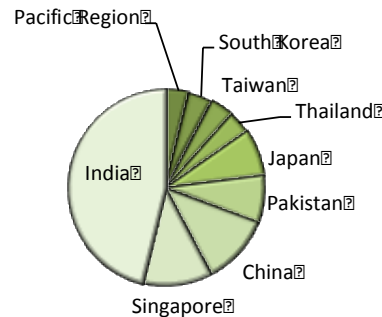
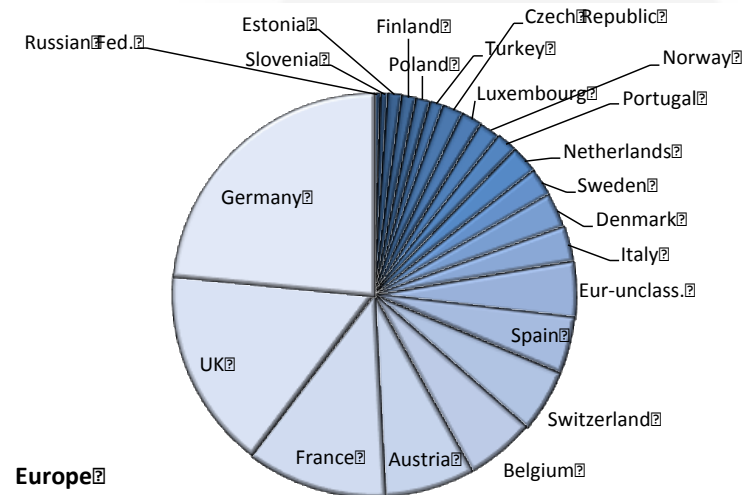
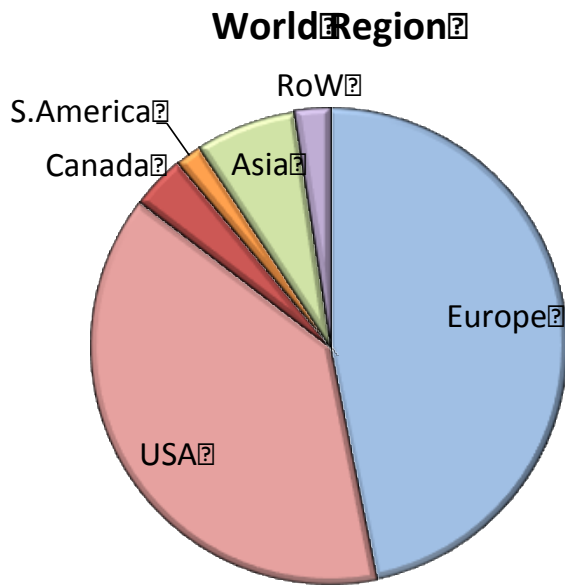
NAFEMS Composites WG

- Participants



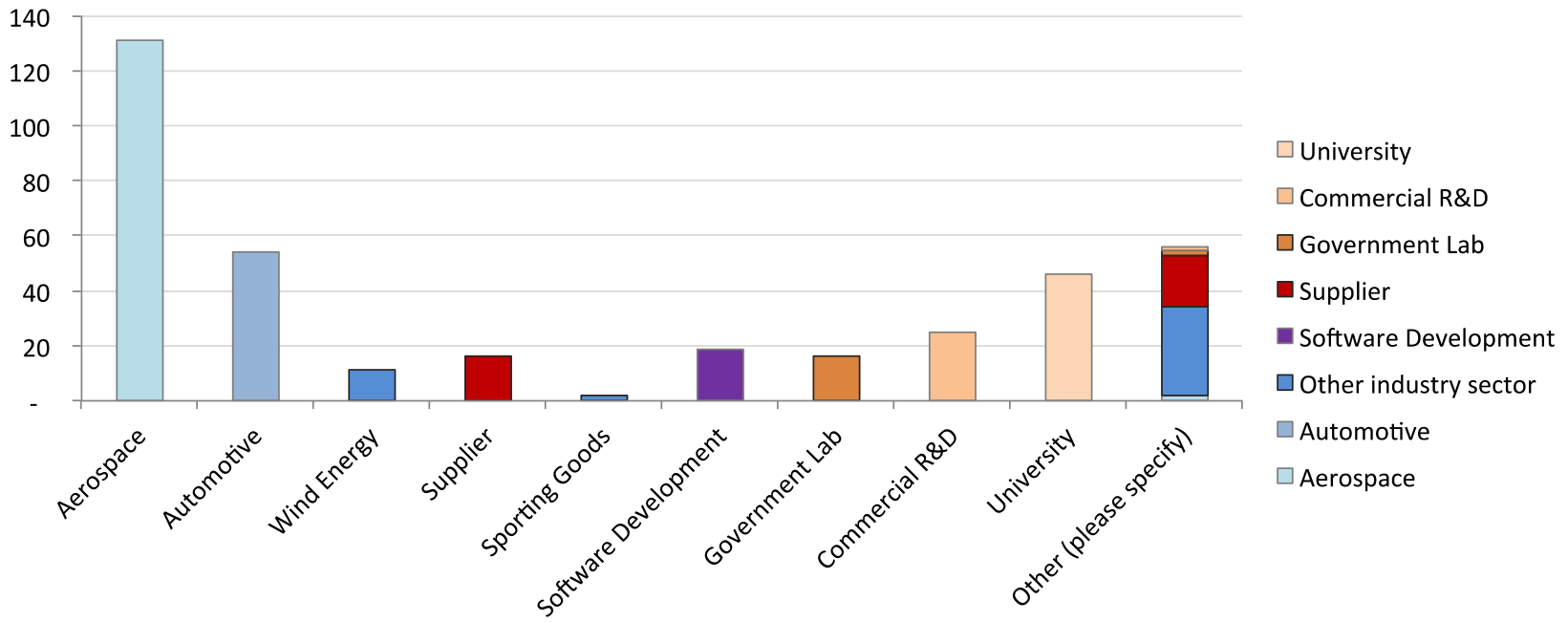
NAFEMS複合材料ワーキンググループ

- 参加者内訳



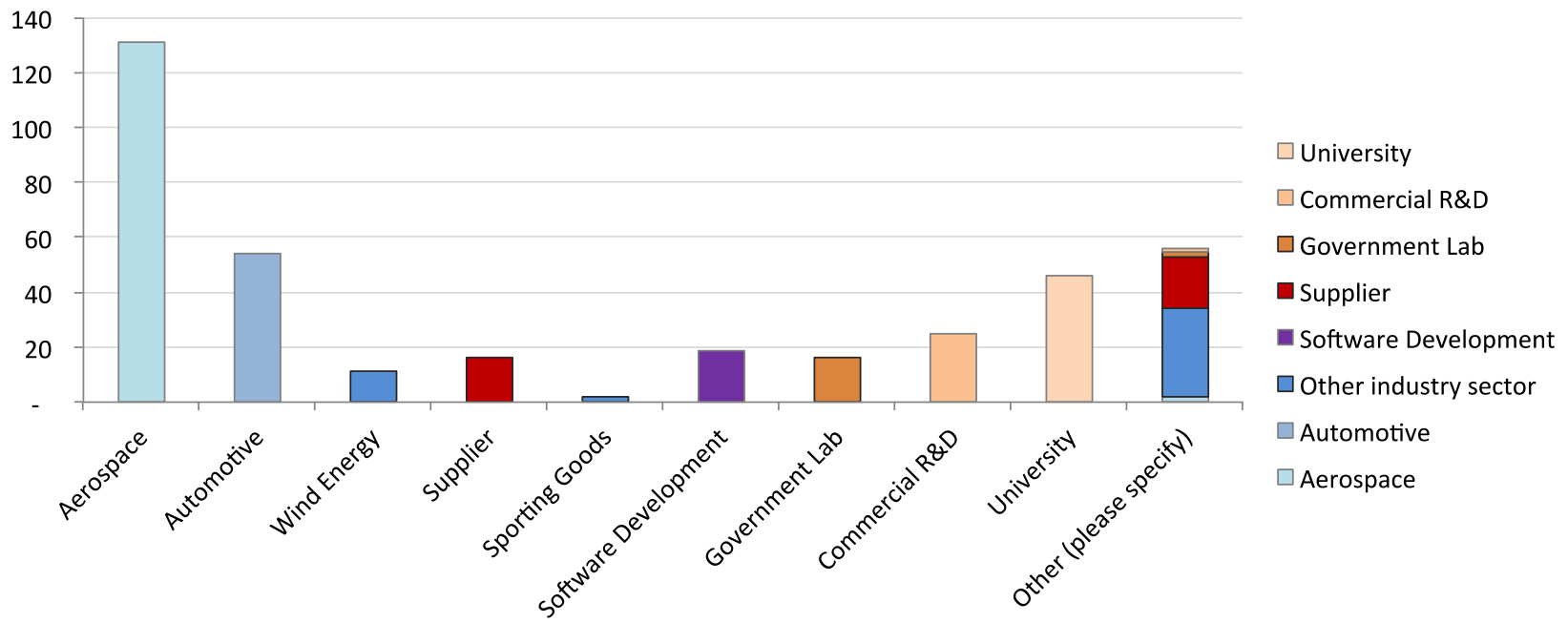
NAFEMS Composites WG

- **Selected example questions**
 - Which best describes your business area?



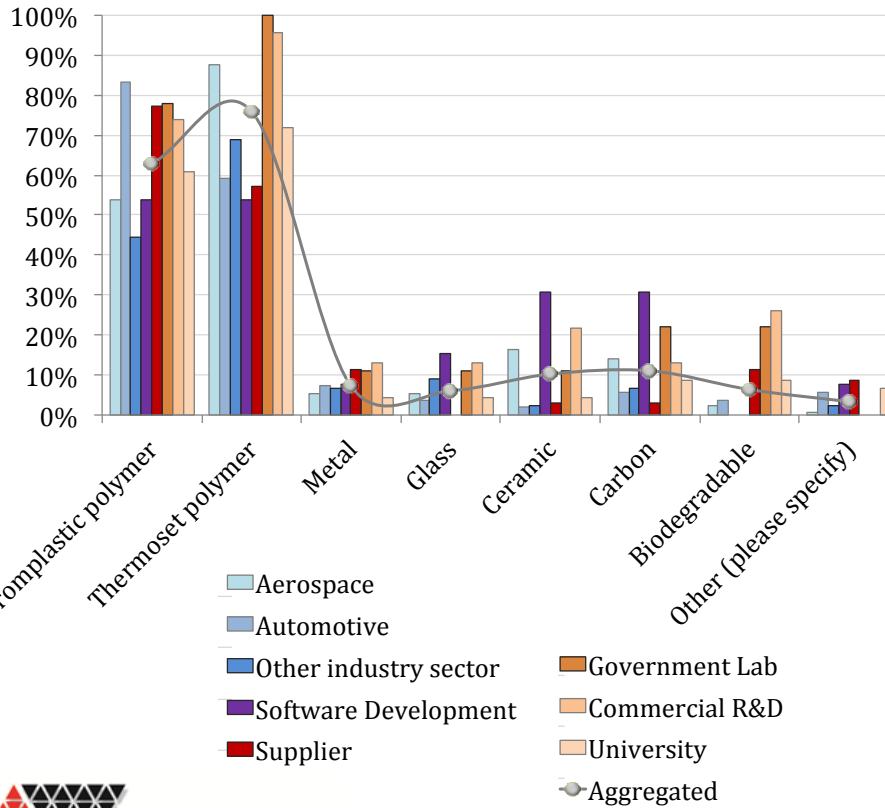
NAFEMS複合材料ワーキンググループ

- 質問項目例
 - 事業内容を選択してください。

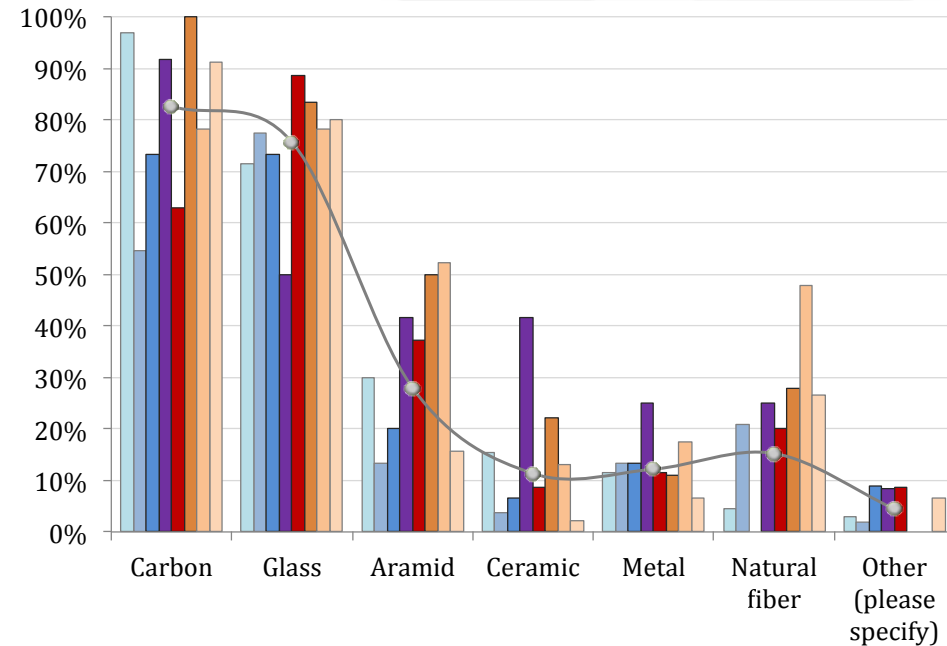


NAFEMS Composites WG

- Selected example questions – continued
 - What matrix material do you use? (Check all that apply)



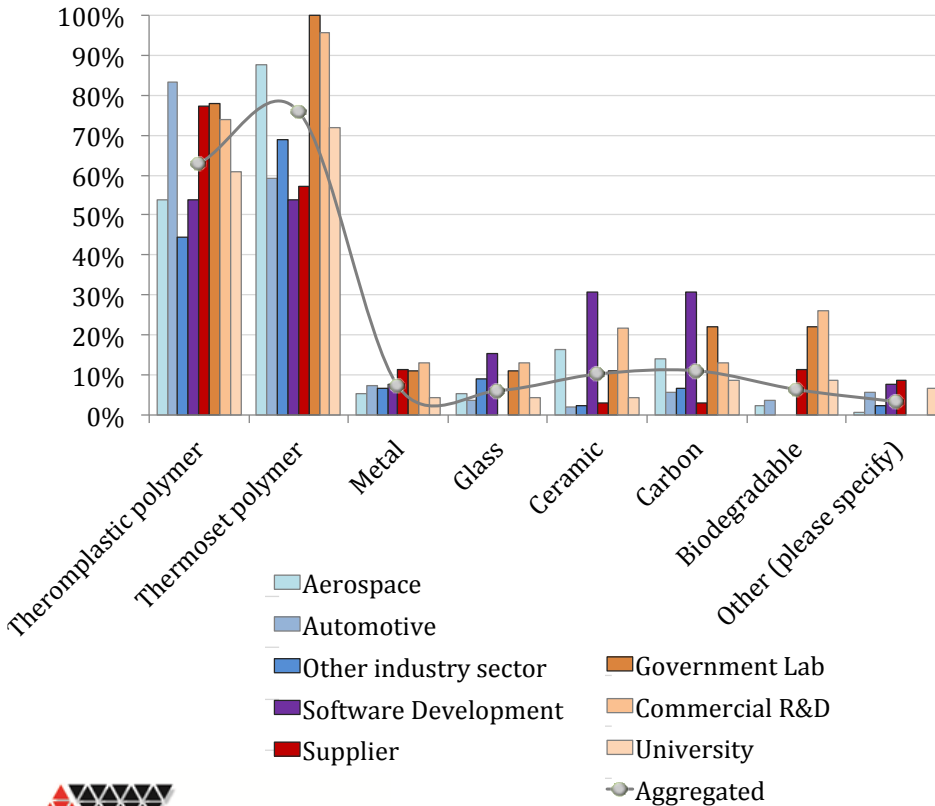
- What type of fiber material do you use? (Check all that apply)



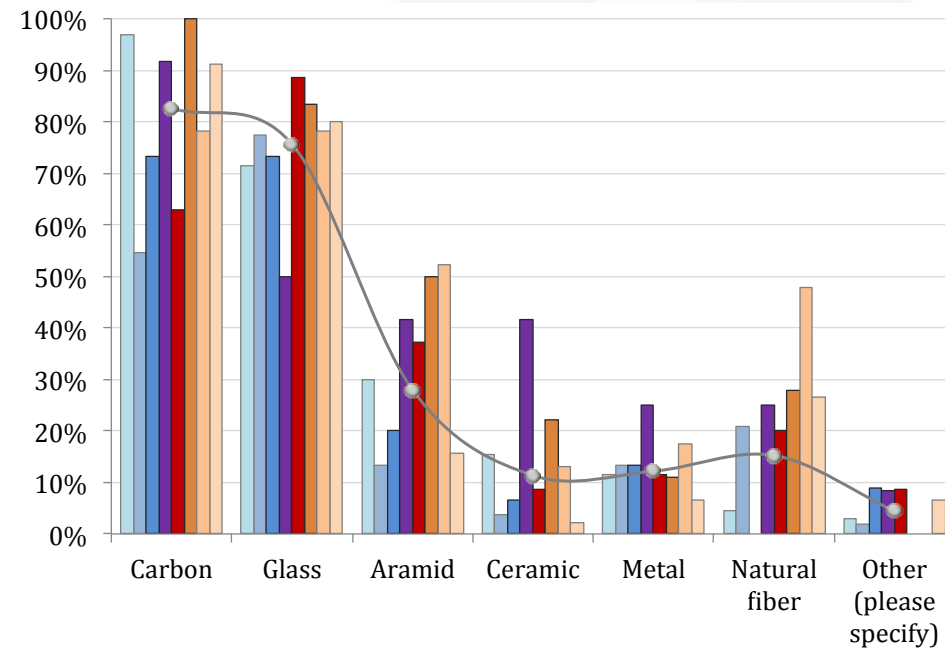
NAFEMS複合材料ワーキンググループ

質問項目例

- どのマトリクス材を使用していますか？（複数選択可）

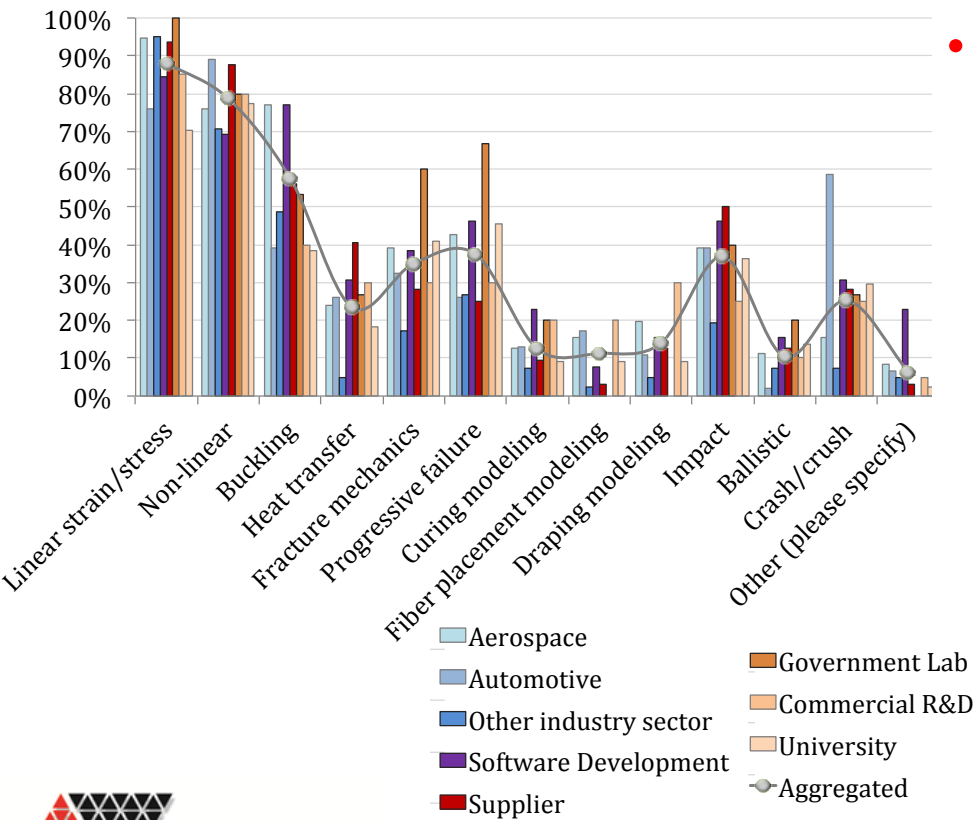


- どの繊維材料を使用していますか？（複数選択可）

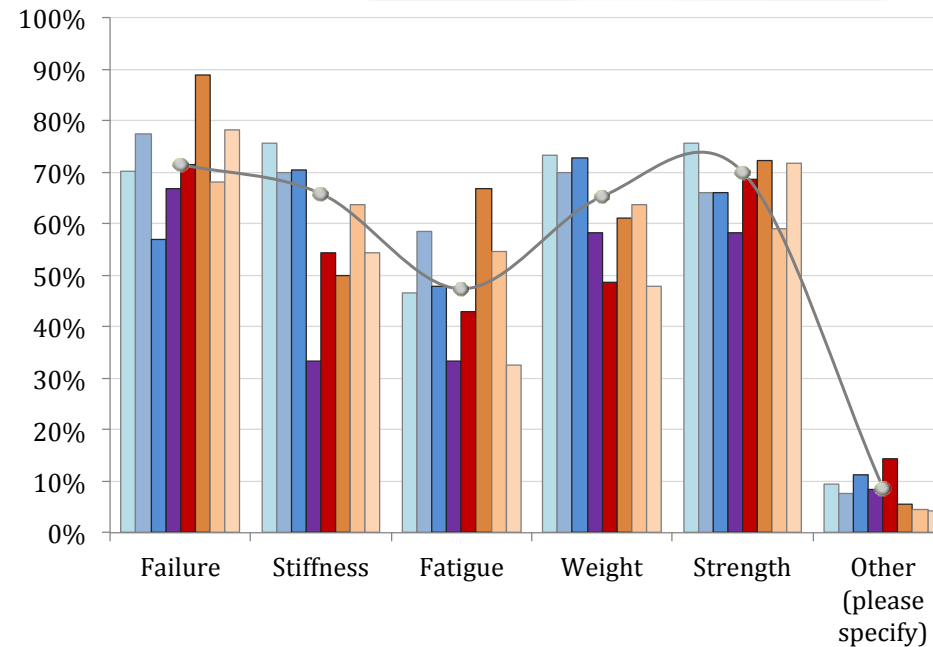


NAFEMS Composites WG

- Selected example questions – continued
 - What type of analysis do you typically perform?



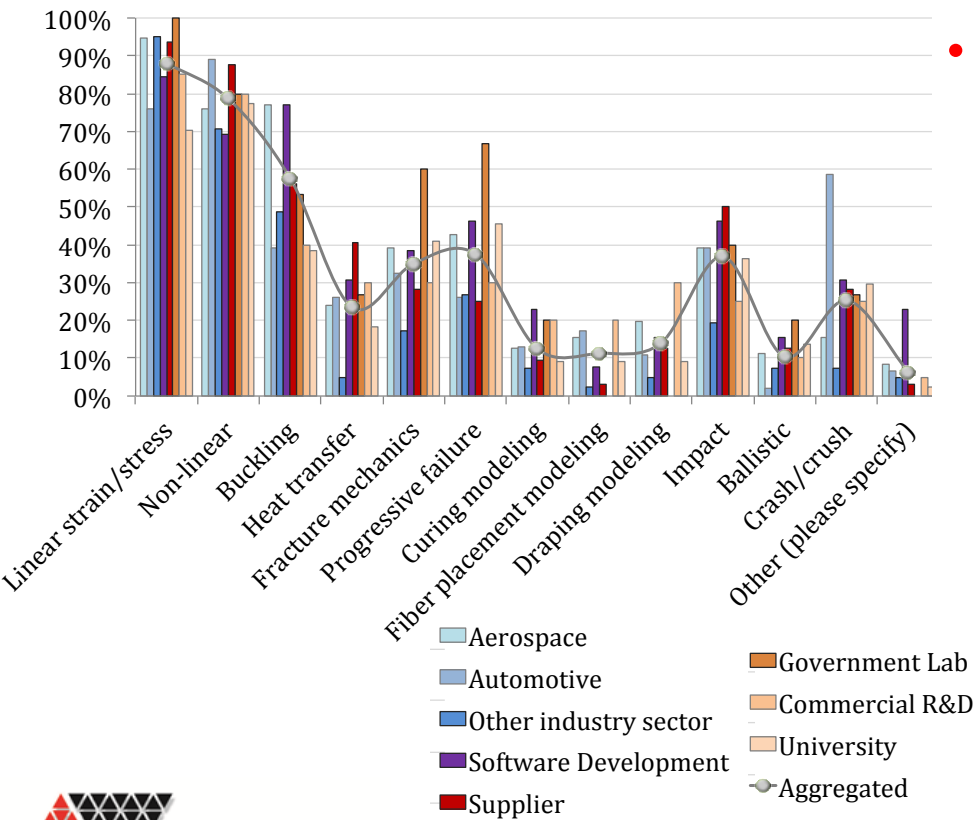
- What are the most important performance indicators?



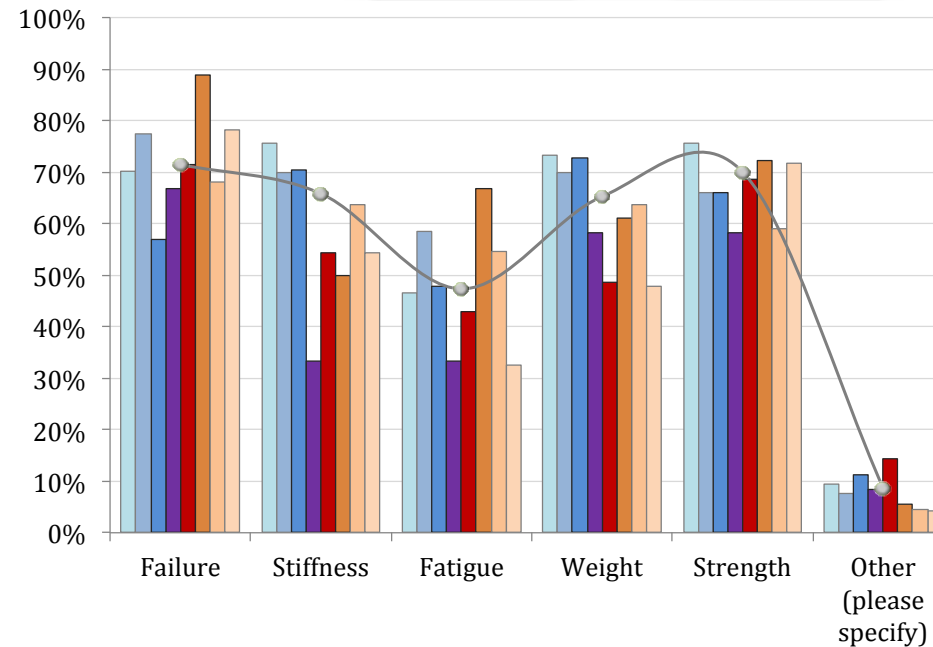
NAFEMS複合材料ワーキンググループ

質問項目例

－ 普段行っている解析は何ですか？



● 性能を決める最も重要な指標は何ですか？



NAFEMS Composites WG

- **Selected example questions – concluded**
 - **Where do you need the most help when simulating composites**

• Allowables, margin of safety	3	• Manufacturing simulation	3
• Benchmark, modeling examples, go-to	8	• Material data history	2
• Comparison of analysis and experiment	7	• Material models	3
• Cure analysis, resin flow	3	• Material properties, appropriate DB	40
• Damage tolerance	2	• Model selection, shell, solid, combination	6
• Details, bolts, adhesive joints	4	• Non-linear analysis, highly non-linear	2
• Failure theories, criteria	3	• Preprocessing, transfer CAE-CAD	3
• Failure modeling, criteria, prediction	20	• Preprocessing, transfer CAE-CAD	3
• Fiber orientation	8	• Postprocessing for failure modes	4
		• Process effects on material properties	3
		• Physics based modeling, input	2
		• Software capabilities, usage, bugs	4
		• Textile architecture modeling (preform)	2
		• Training: New, advanced users, certification	3

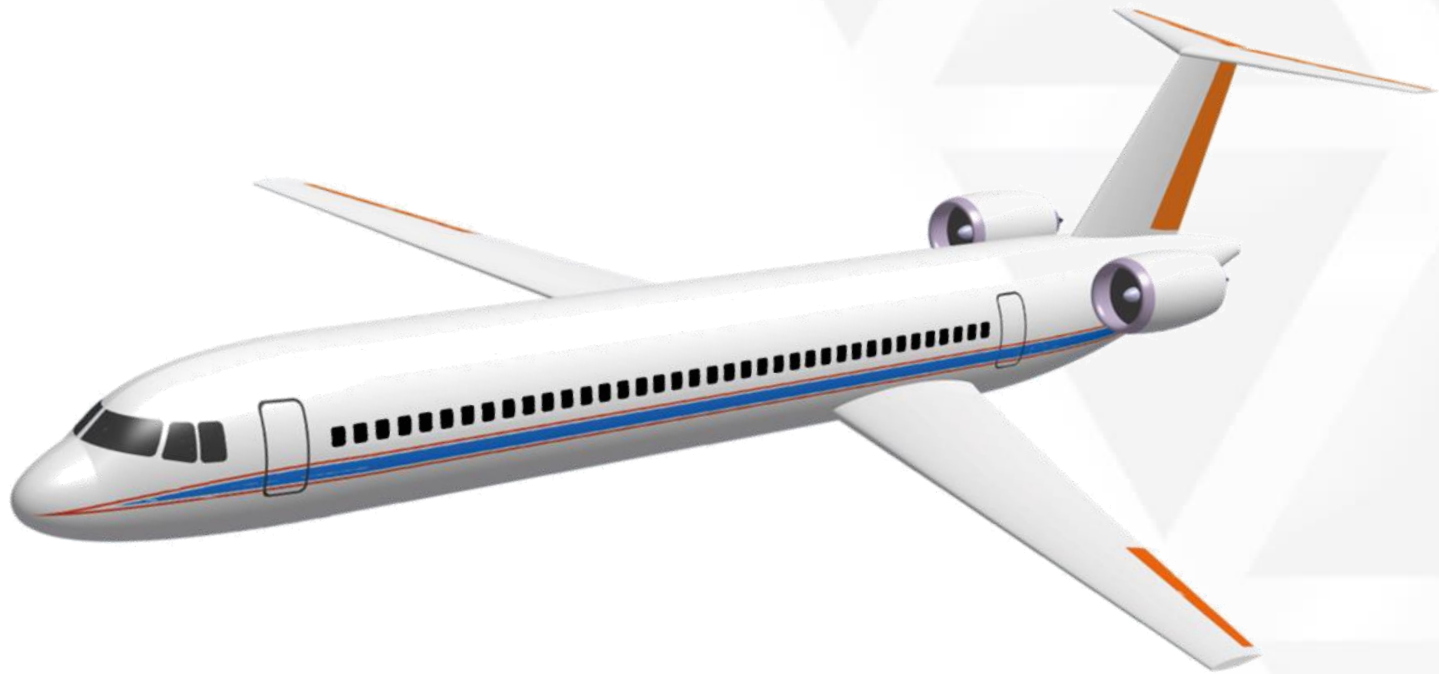
NAFEMS複合材料ワーキンググループ

• 質問項目例

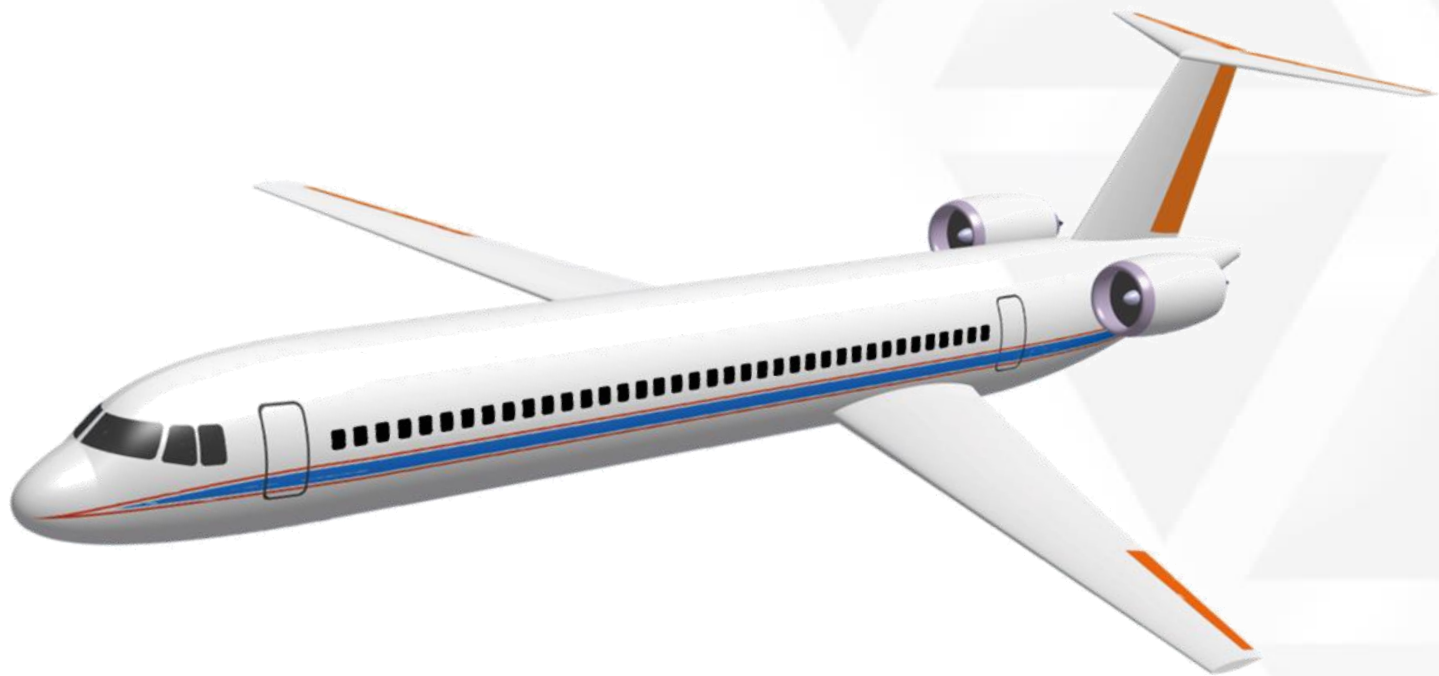
– 複合材のシミュレーションを行ううえで最も必要なものは何ですか？

• 許容、安全率	3	• 製造シミュレーション	3
• ベンチマーク、モデリング例、go-to	8	• 材料データ履歴	2
• 解析と実験の比較	7	• 材料モデル	3
• 硬化解析、樹脂流動	3	• 材料特性、適切なデータベース	40
• 損傷トレランス	2	• モデル選択、シェル、ソリッド、組み合わせ	6
• 詳細、ボルト、接着	4	• 非線形解析、高度非線形	2
• 破壊理論、基準	3	• プリプロセッシング、CAE-CAD連携	3
• 破壊モデリング、基準、予測	20	• 破壊モデルのポストプロセッシング	4
• 繊維方向	8	• 材料特性へのプロセス効果	3
		• 物理ベースモデリング、入力	2
		• ソフトウェア機能、利用、バグ	4
		• 繊維構造モデリング(母材)	2
		• トレーニング:新規、アドバンスユーザー、認証	3

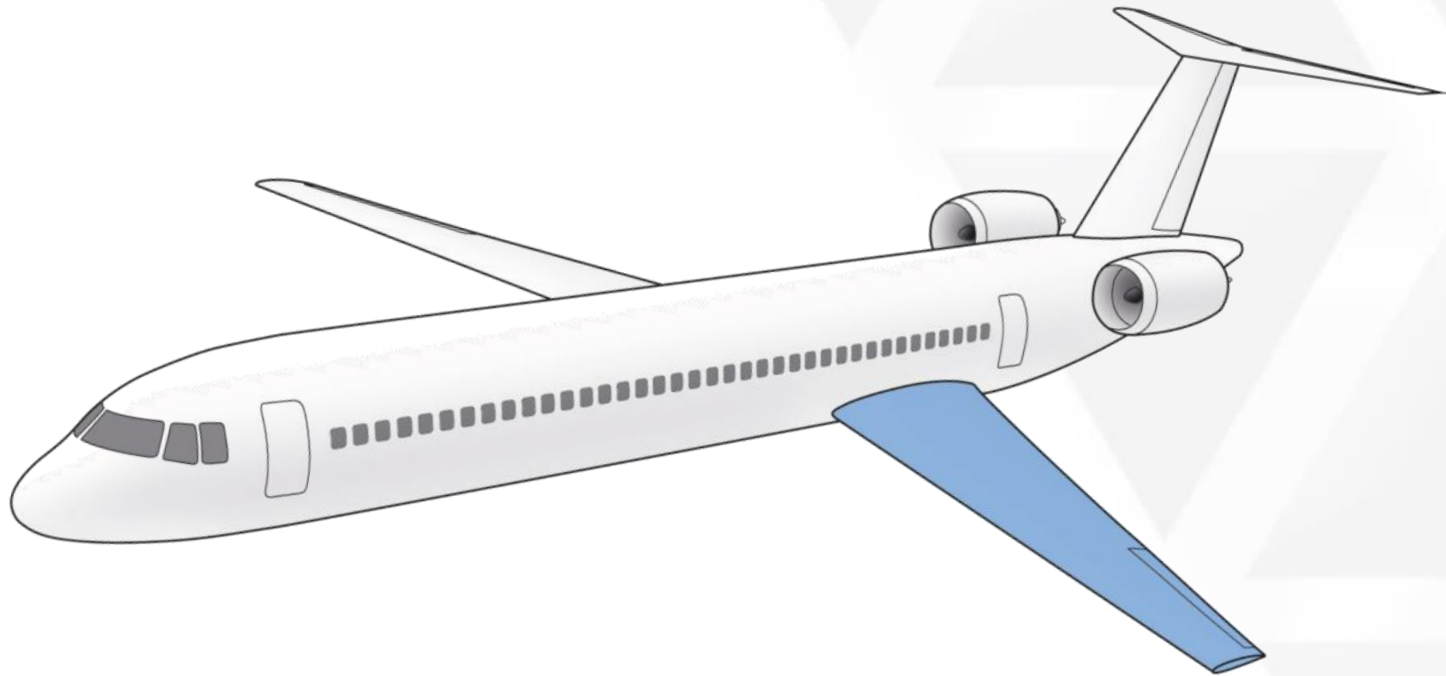
Forward Swept Wing



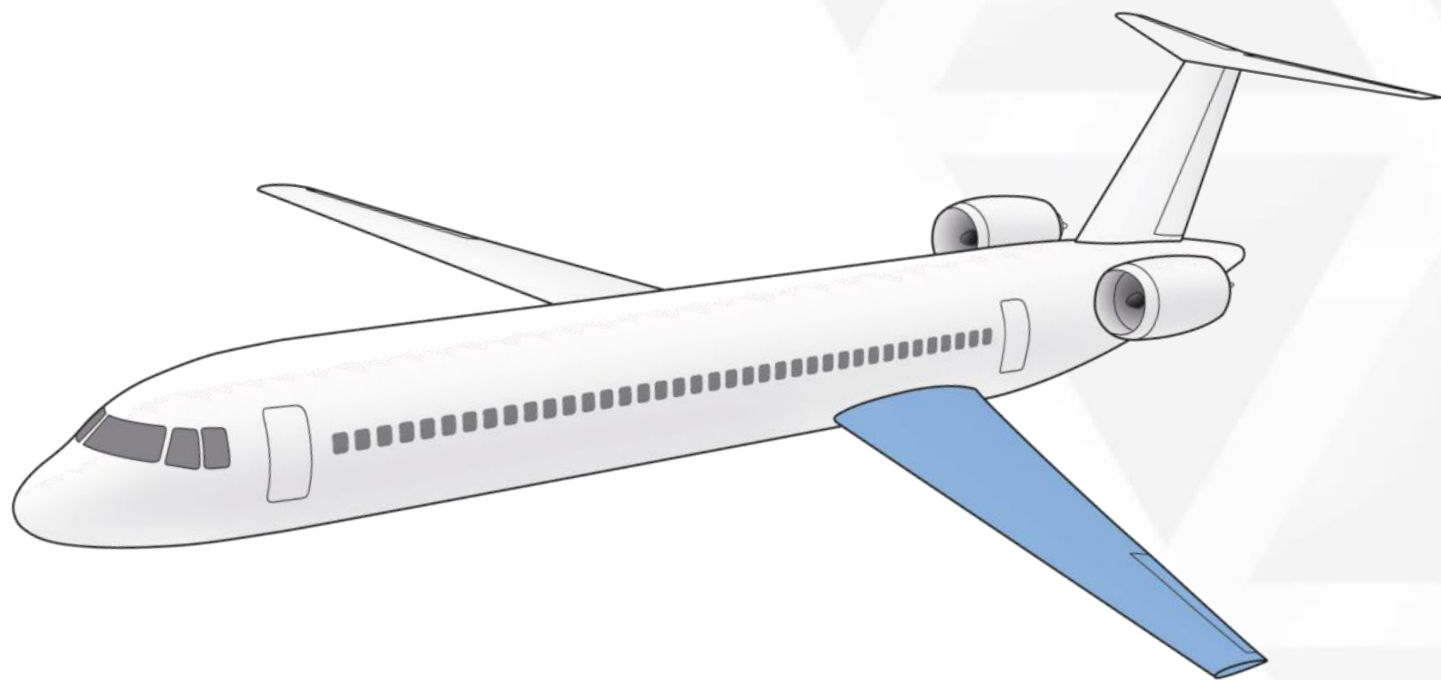
前進翼



Forward Swept Wing

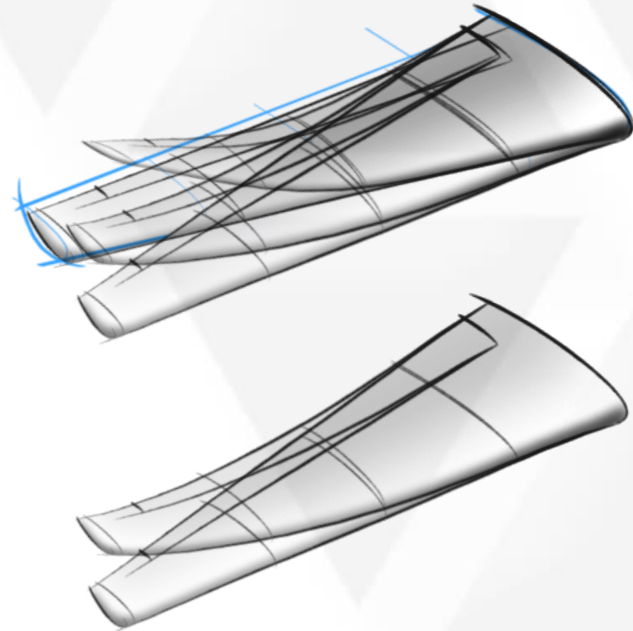


前進翼



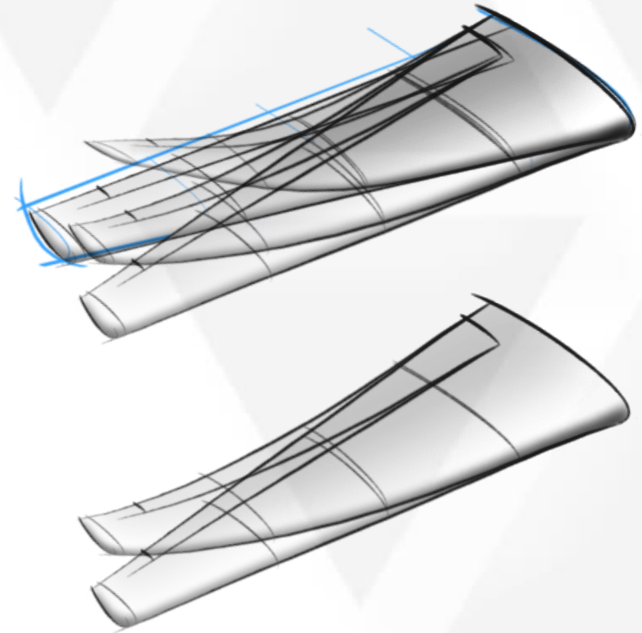
Physical Background of FSW

- Bending-Twist Coupling
- Aim: Sizing of FSW
- To Consider: Aero-Structure-Coupling



前進翼の物理的背景

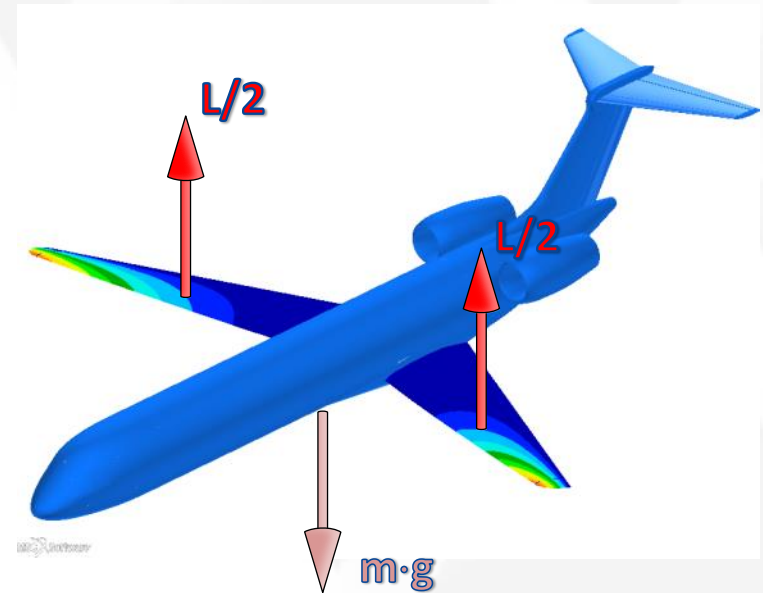
- 曲げとねじれのカップリング
- 目的：前進翼のサイジング
- 検討事項：
空力-構造カップリング



Forward Swept Wing

Bending-Twist-Coupling

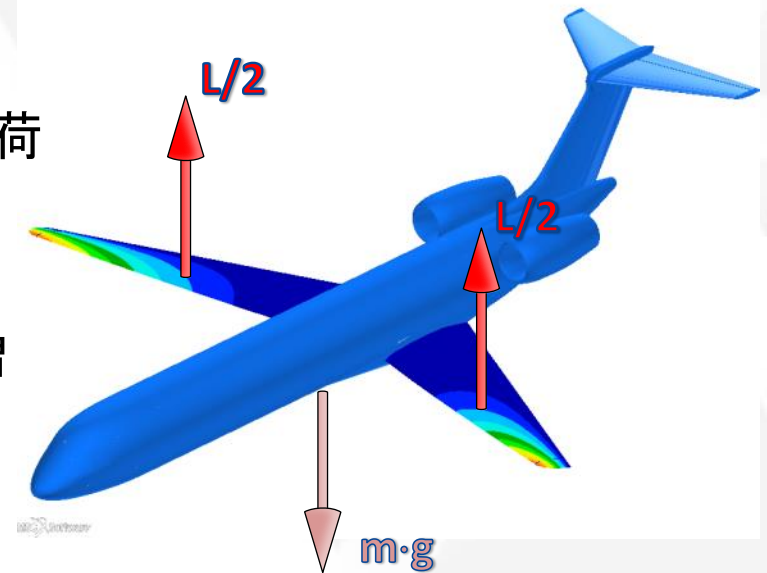
- Wing twist and inherent wash-in shift the **loads outboards**
- Wing bending moment is **increased** by the deformation
- Assuming an infinitely stiff wing is a **non-conservative** approach



前進翼

曲げとねじれのカップリング

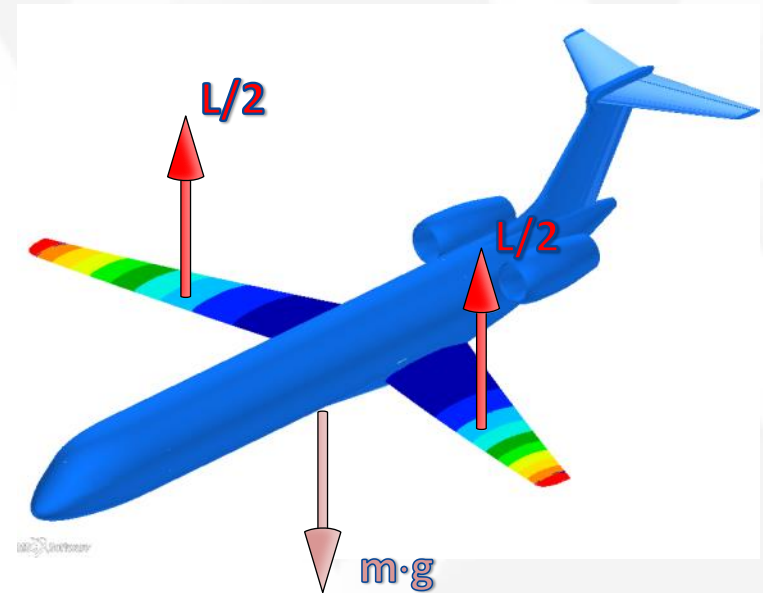
- 翼のねじれと特有のねじれ上げが荷重を機外方向へ変化させる。
- 翼の曲げモーメントは変形により増加する。
- 無限に硬い翼は非保存的アプローチとする。



Forward Swept Wing

Uncoupled Wing

- Wing bending and twist are uncoupled
- Aerodynamic loads do (virtually) not change the wing bending moment
- Assuming an infinitely stiff wing is a feasible approach



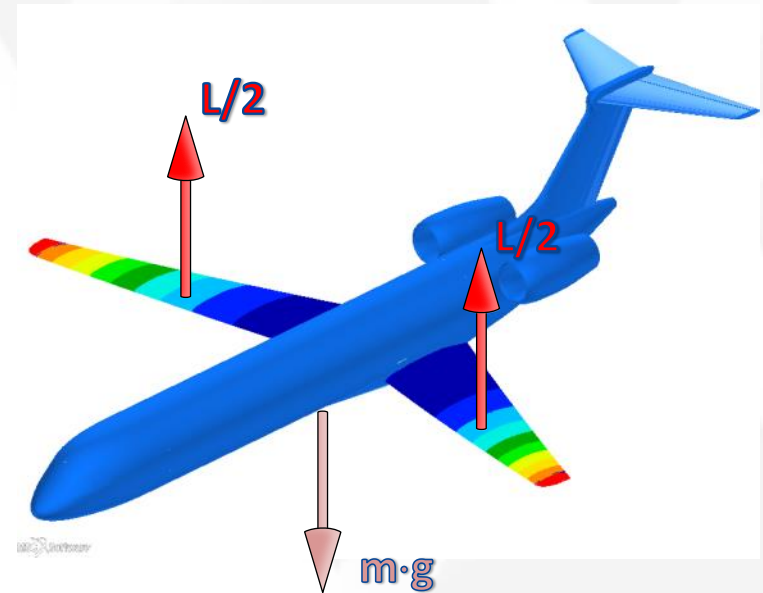
**Aim: Uncoupled, Light,
Producible, Composite Wing
Box**

前進翼

カップリングしていない翼

- 翼の曲げとねじれが連成していない
- 空力荷重は、翼の曲げモーメントをヴァーチャルには変化させない。
- 無限に硬い翼は実現可能とする。

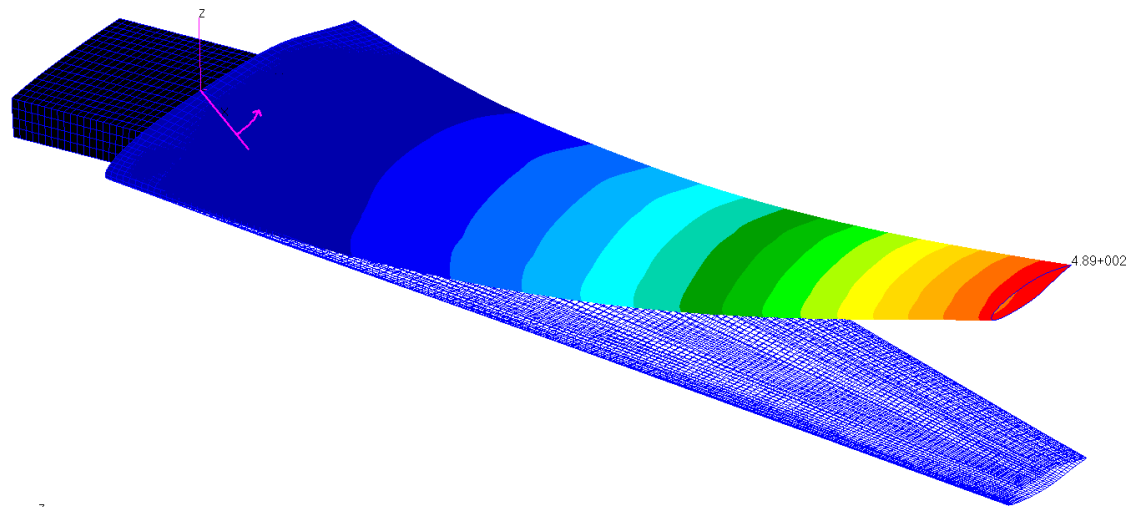
目的: 非連動、軽量、生産性、複合材の主翼ボックス



Forward Swept Composite Wing

Principal laminate direction of upper and lower skin are tailoring parameters for bending-twist coupling. They are varied simultaneously.

Patran 2011 (MD Enabled) 20-Sep-11 14:42:53
Fringe: wing_root_clamped, Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: wing_root_clamped, Static Subcase, Displacements, Translational.

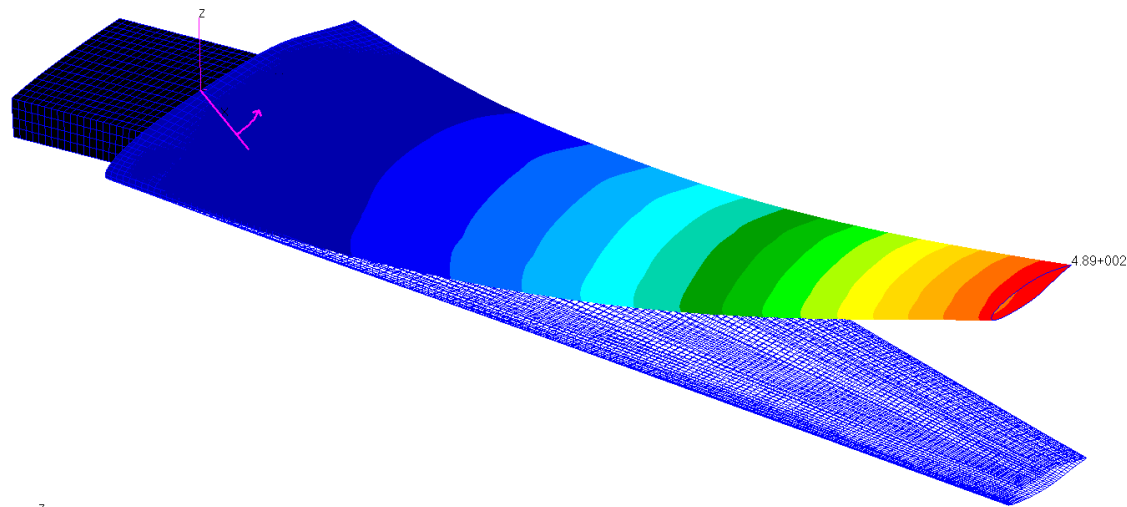


7

複合材の前進翼

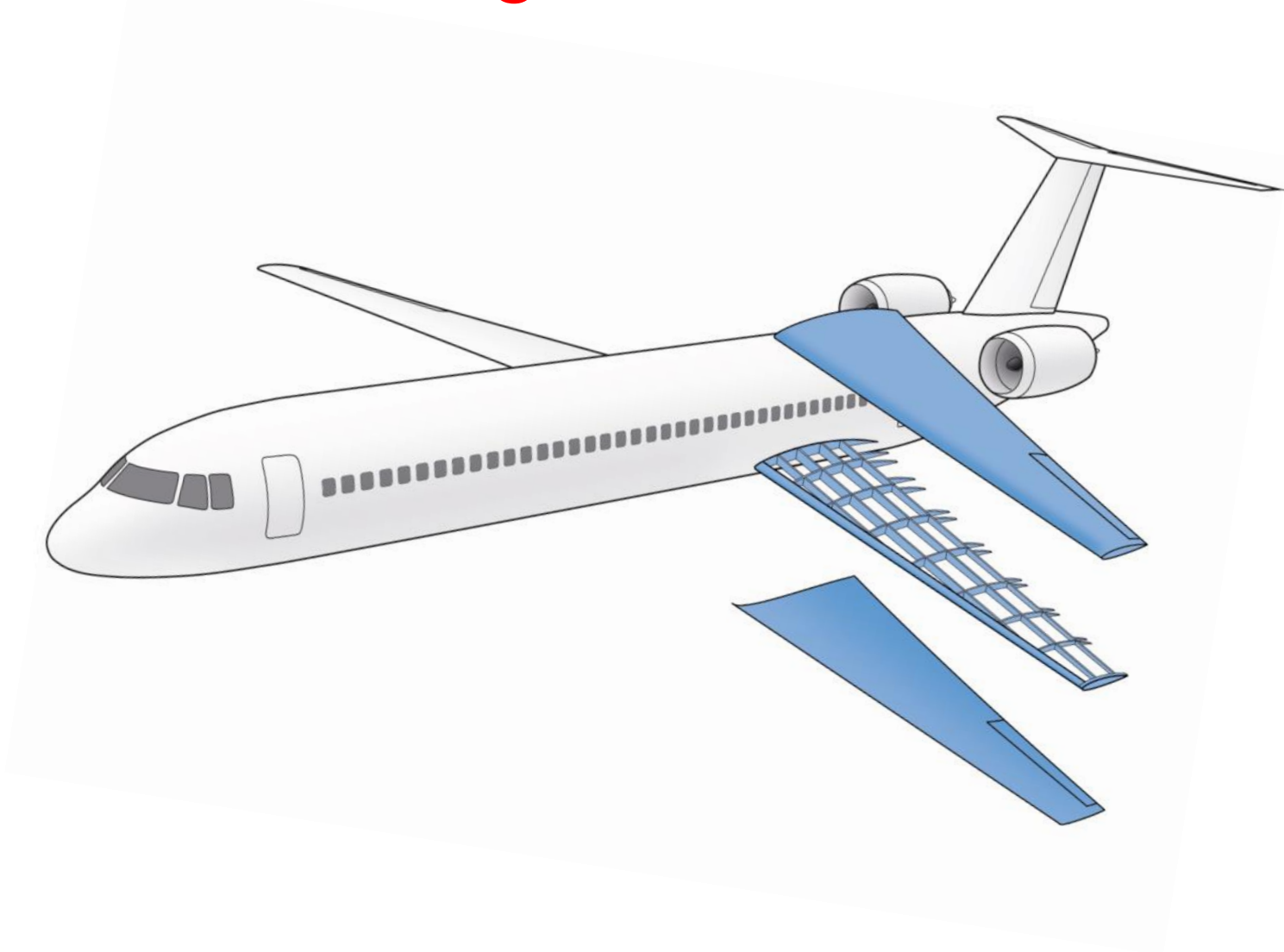
上部と下部の積層の主方向は、曲げとねじれのカップリングを行うためにパラメータを調整し、また同時に変化する。

Patran 2011 (MD Enabled) 20-Sep-11 14:42:53
Fringe: wing_root_clamped, Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
Deform: wing_root_clamped, Static Subcase, Displacements, Translational.

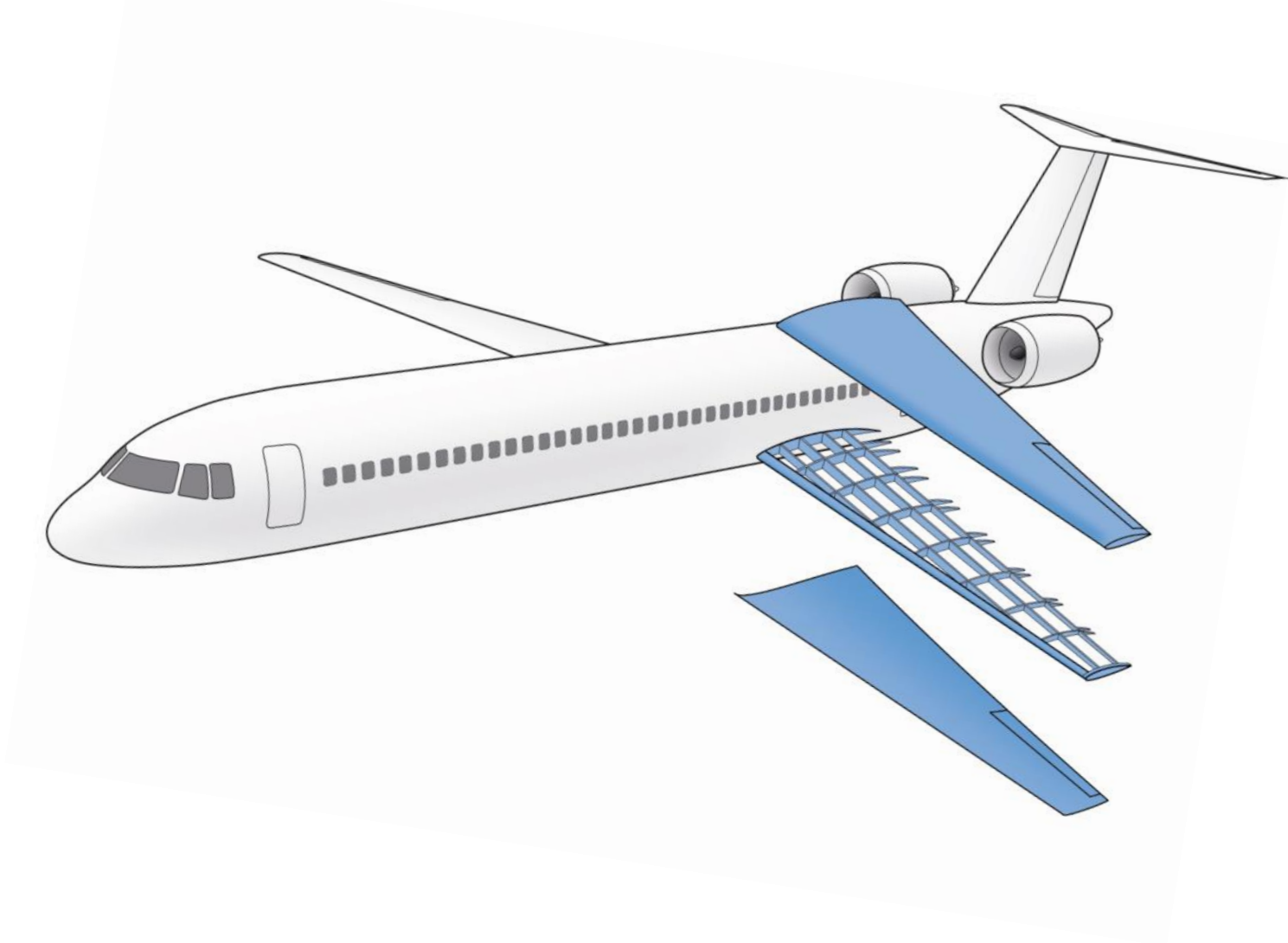


7

Detailed Design of FSW

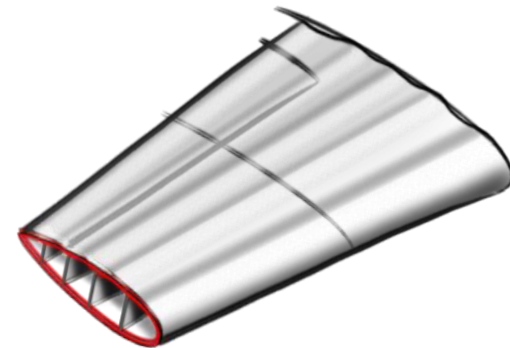
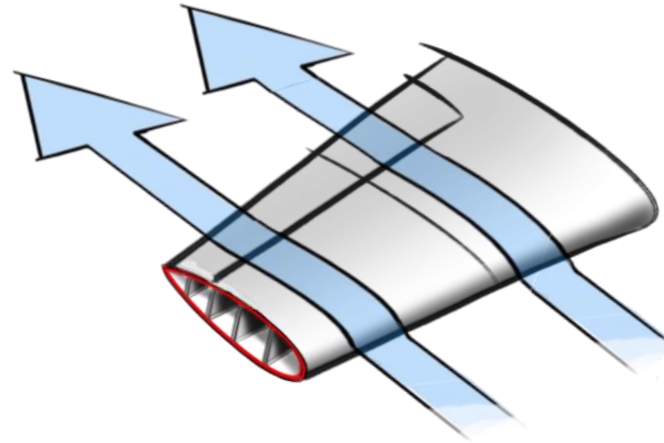


前進翼の詳細設計



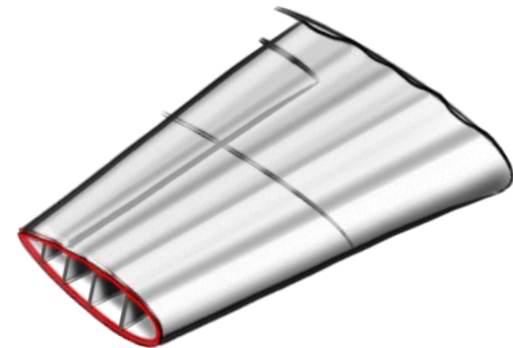
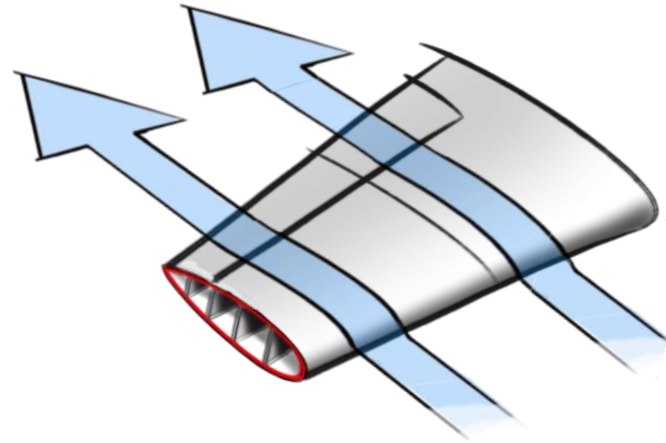
Detailed Design of FSW

- Aim: Natural Laminar Flow
- Challenge: Production and Load Produced Deformations



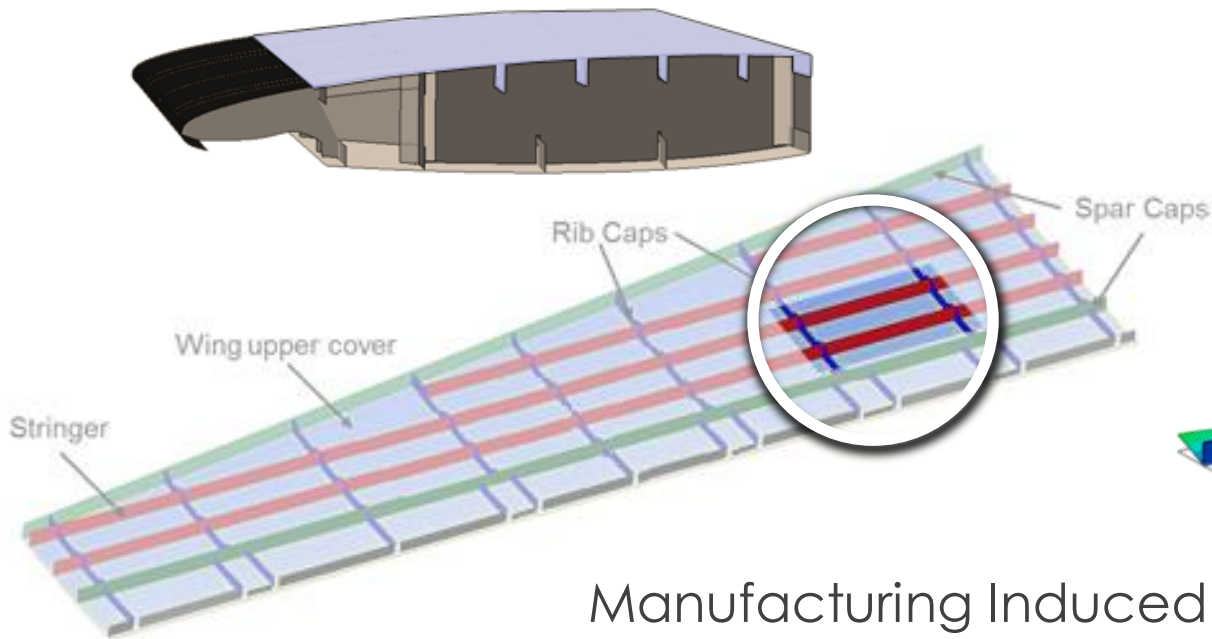
前進翼の詳細設計

- 目的: 自然層流
- チャレンジ: 製造と変形を生じさせる荷重

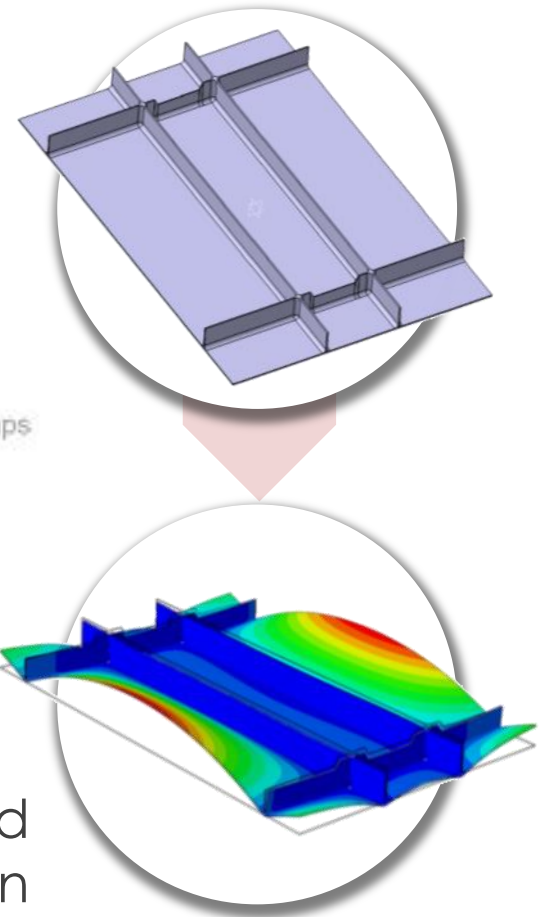


Detailed Design of FSW

- Highly Integrated Design Concept

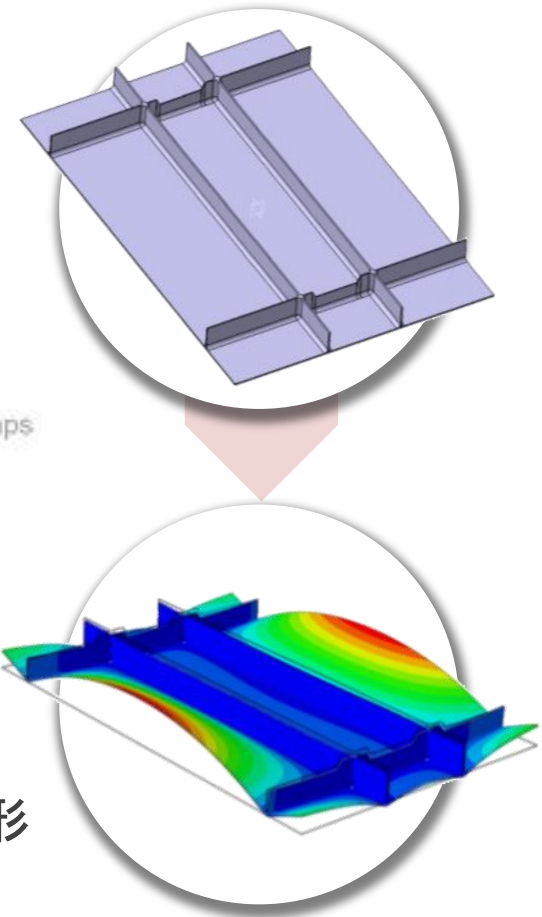
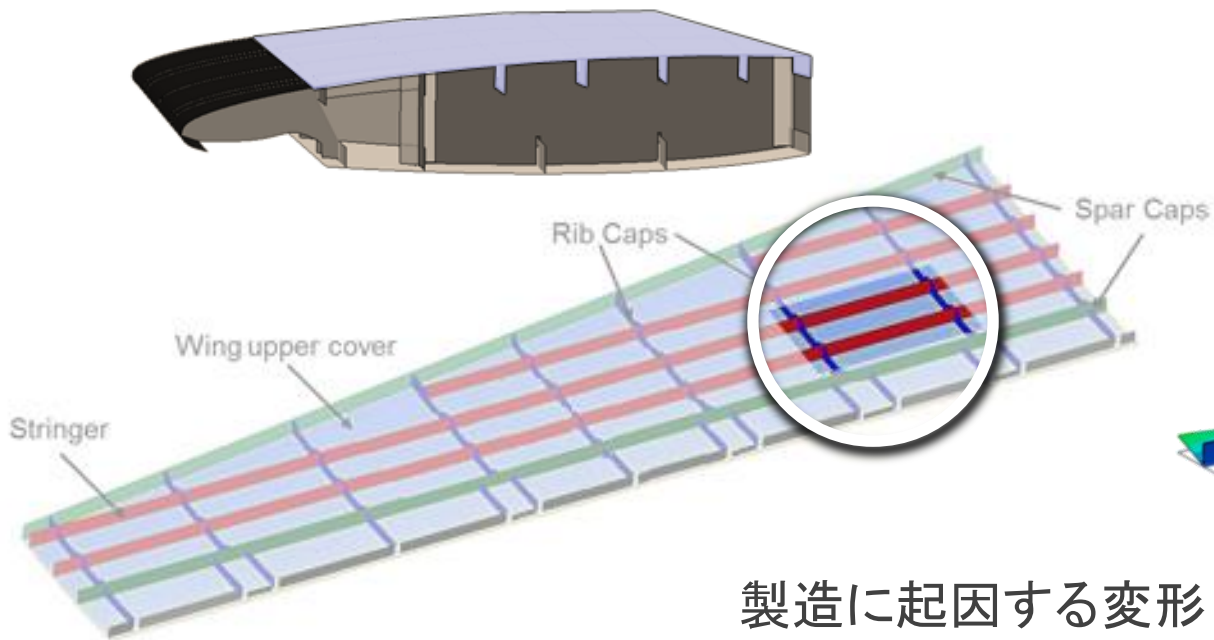


Manufacturing Induced Deformation



前進翼の詳細設計

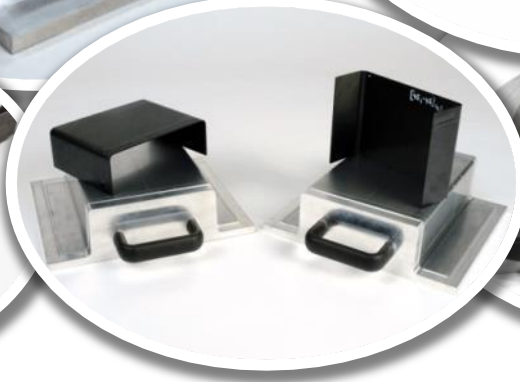
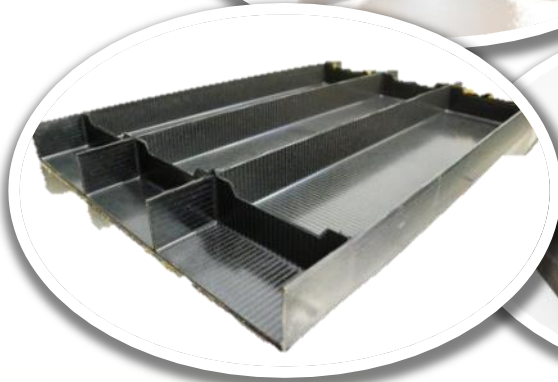
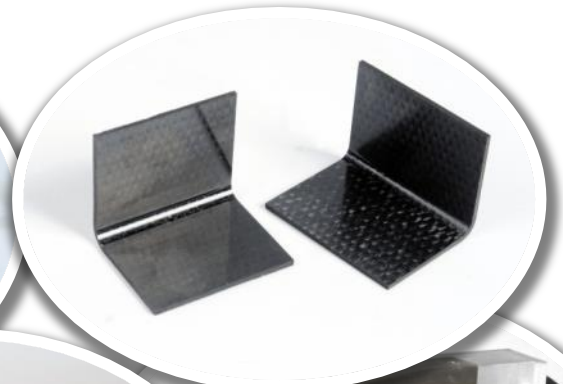
- 高度に統合された設計コンセプト



製造に起因する変形

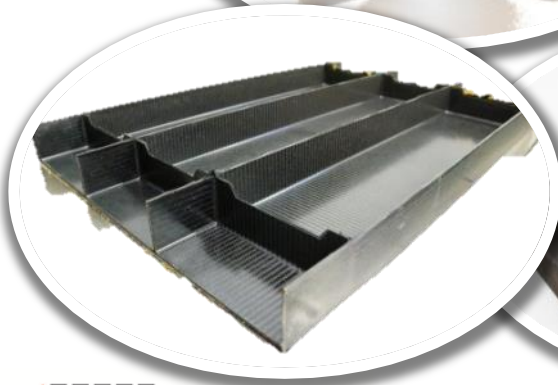
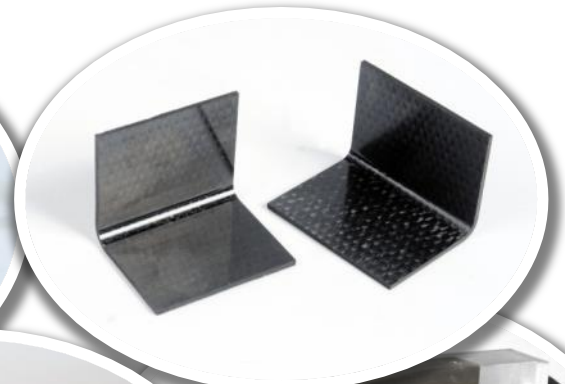
Experimental Investigations

- Comprehensive experimental work done by DLR:
 - Parameter dependencies (Layup, radii, etc.)
 - Main drivers and magnitudes
 - Process scattering



実験的調査

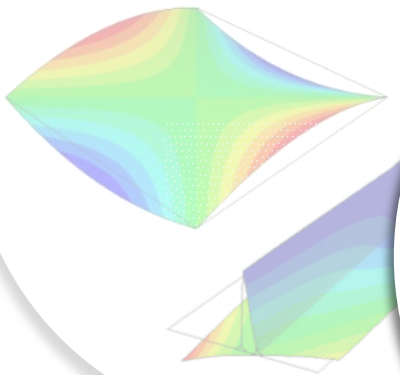
- German Aerospace Center (DLR)による包括的な実験研究:
 - パラメーター依存状態 (レイアアップ、半径、など)
 - Main drivers and magnitudes
 - プロセス分散



Manufacturing Induced Deformations

- Process distortions are driven by residual stresses
- Different inducing phenomena

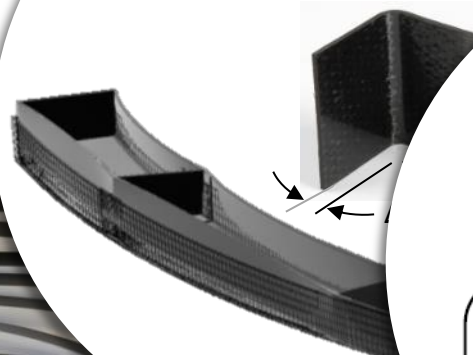
Layup asymmetry



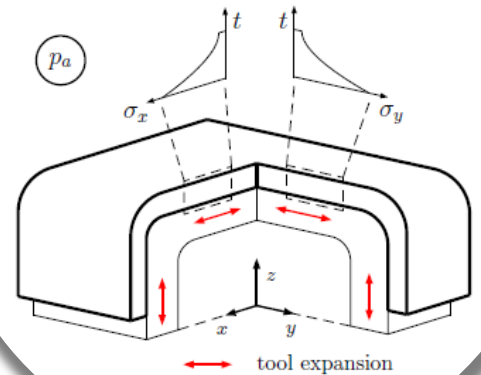
Warpage



Spring-In



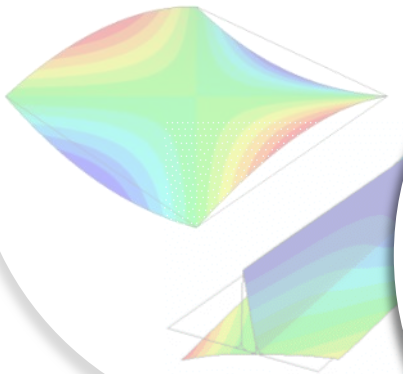
Forced Interaction



製造に起因する変形

- 残留応力により決定されるプロセス歪み
- 異なる誘発現象

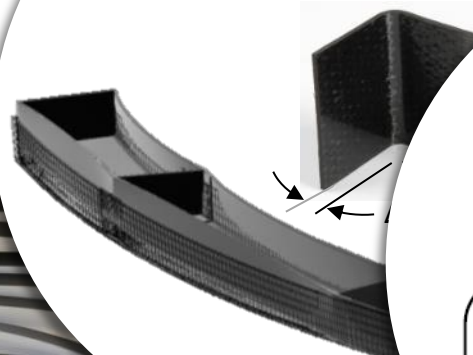
非対称のレイアップ



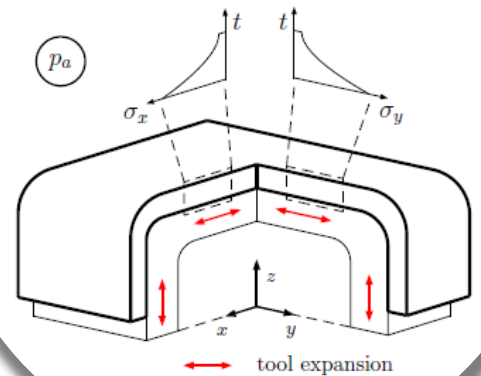
反り



スプリングイン



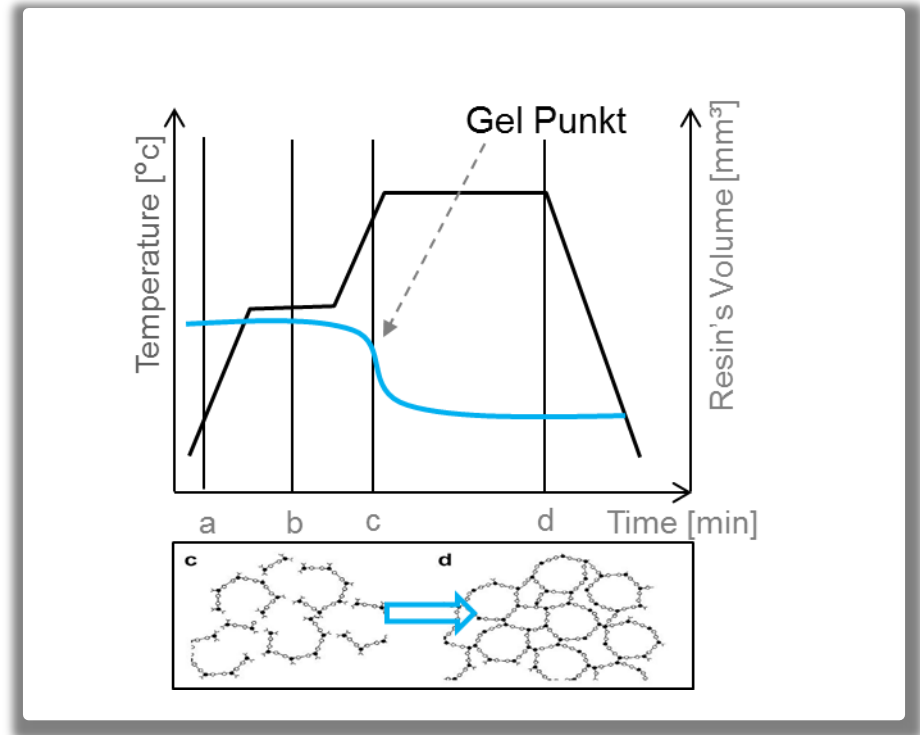
強制相互作用



Essence of experimental studies

Spring-In:

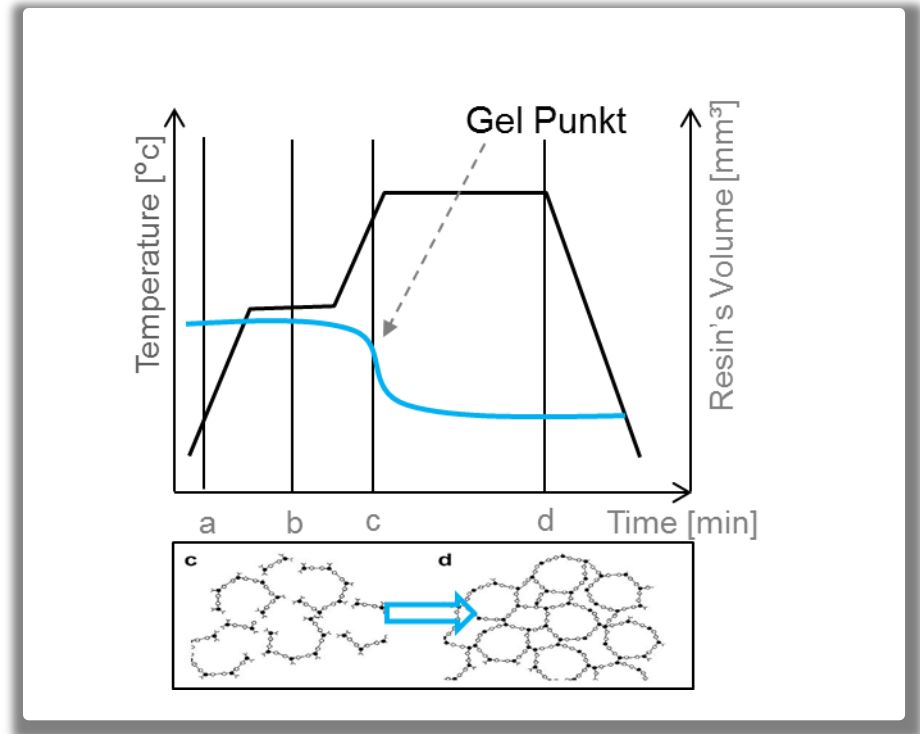
- Chemical shrinkage



実験的研究の最重要点

スプリングイン:

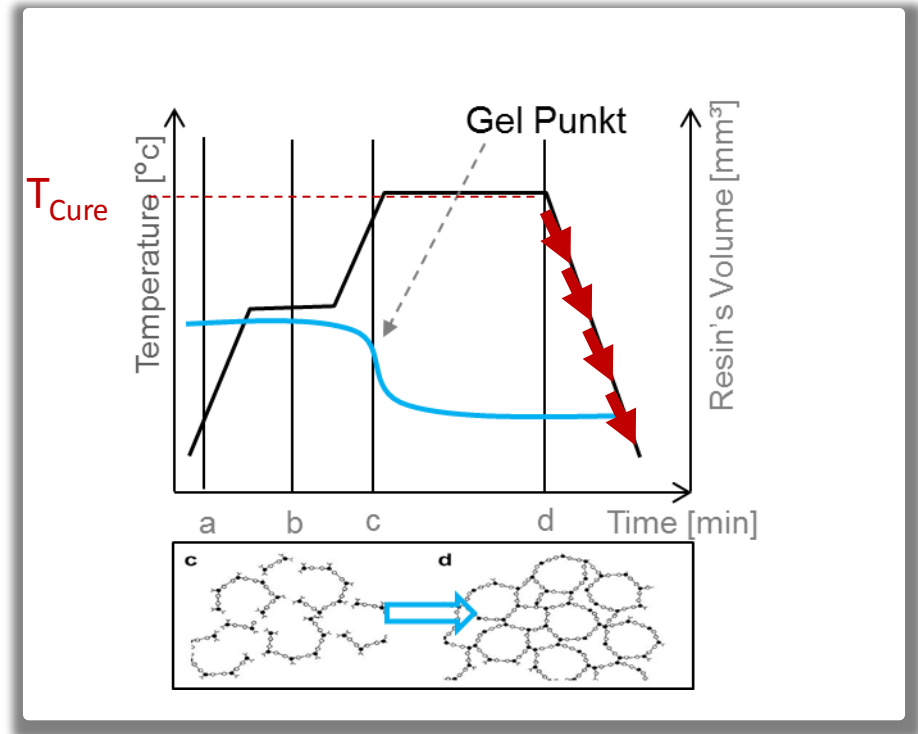
- 化学的な収縮



Essence of experimental studies

Spring-In:

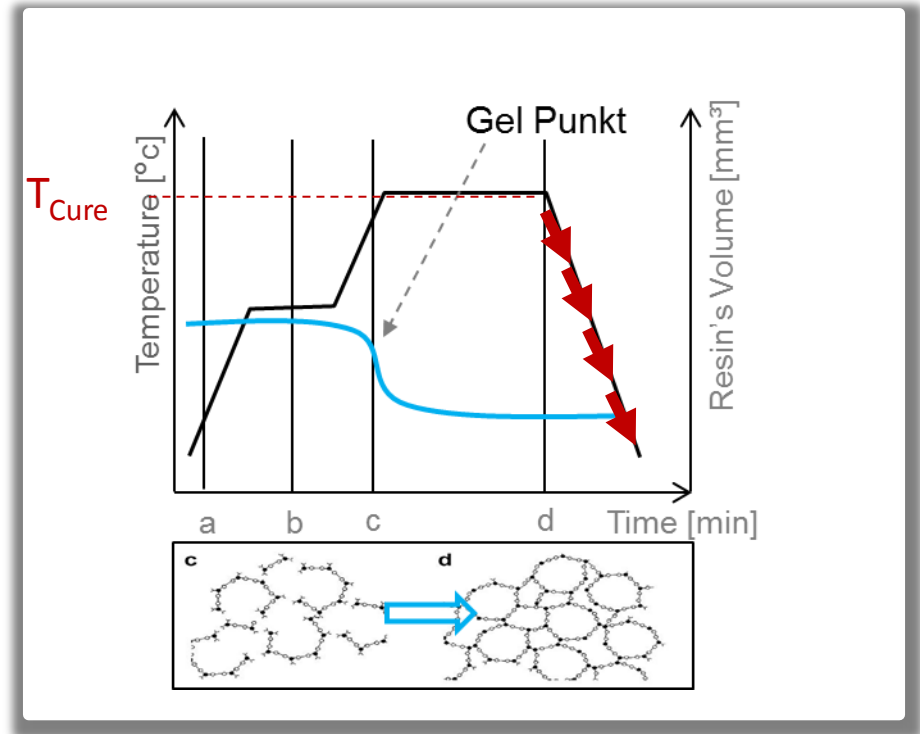
- Chemical shrinkage
- Thermal contraction



実験的研究の最重要点

スプリングイン:

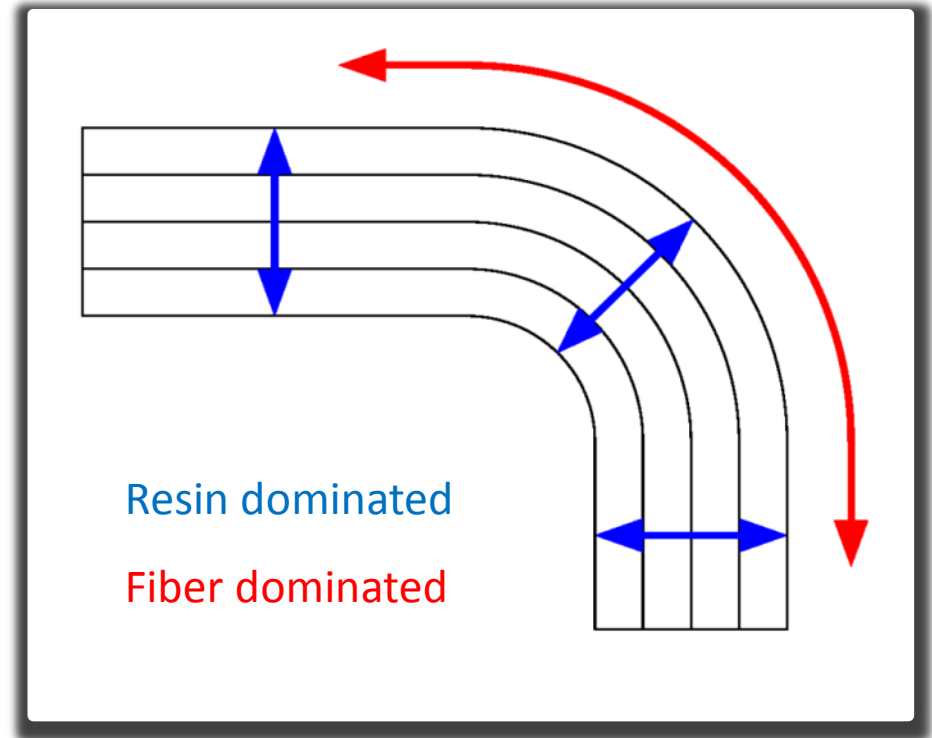
- 化学的な収縮
- 熱収縮



Essence of experimental studies

Spring-In:

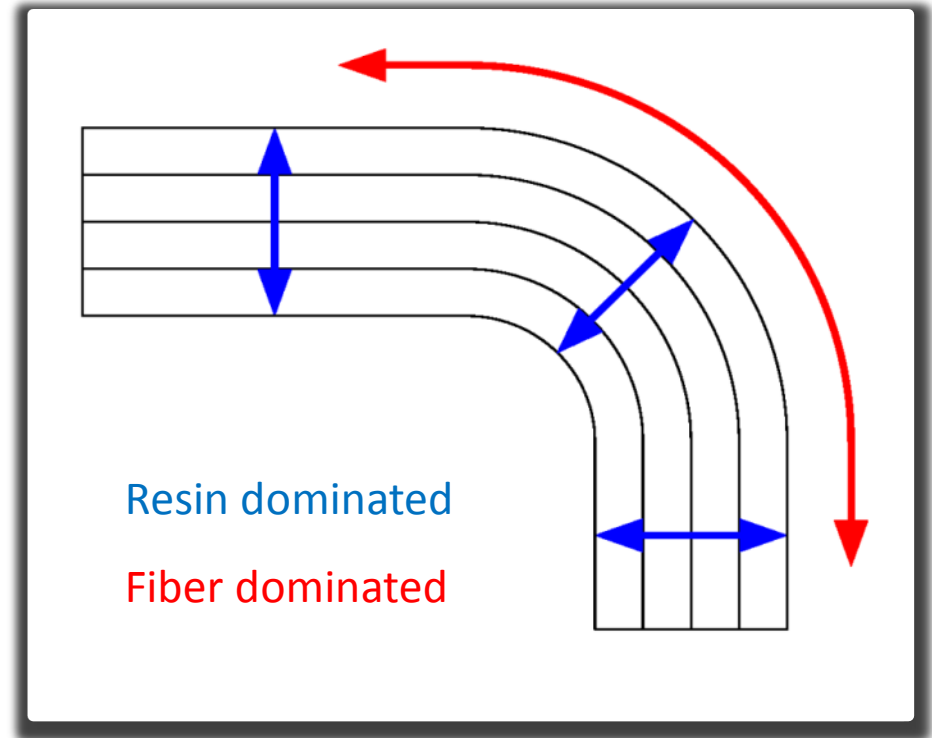
- Chemical shrinkage
- Thermal contraction
- Through-thickness anisotropy



実験的研究の最重要点

スプリングイン:

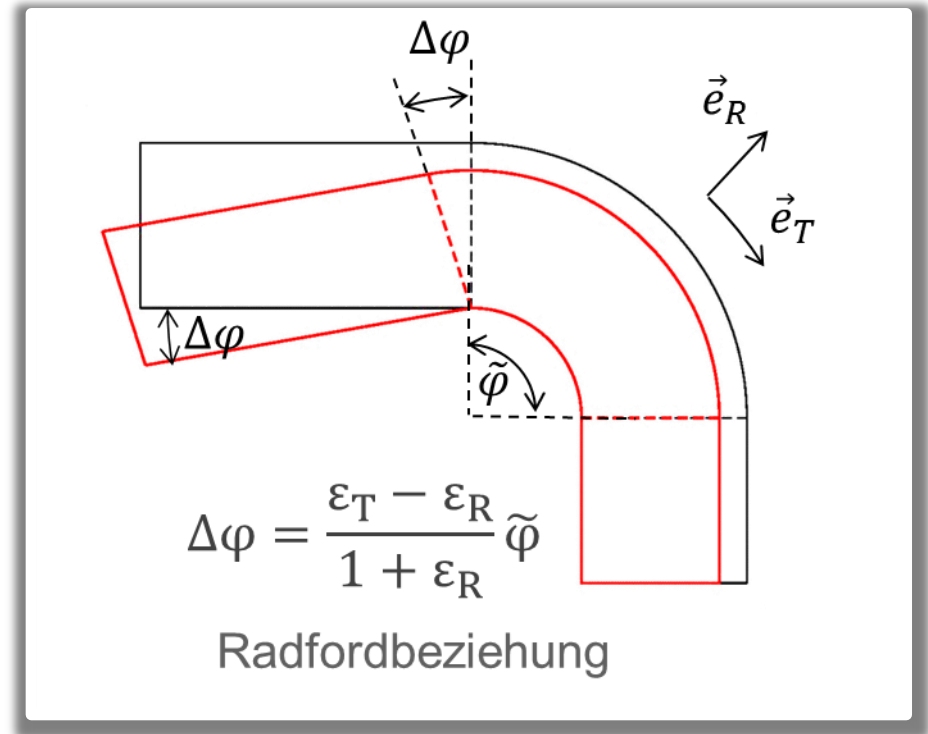
- 化学的な収縮
- 熱収縮
- 厚さ方向の異方性



Essence of experimental studies

Spring-In:

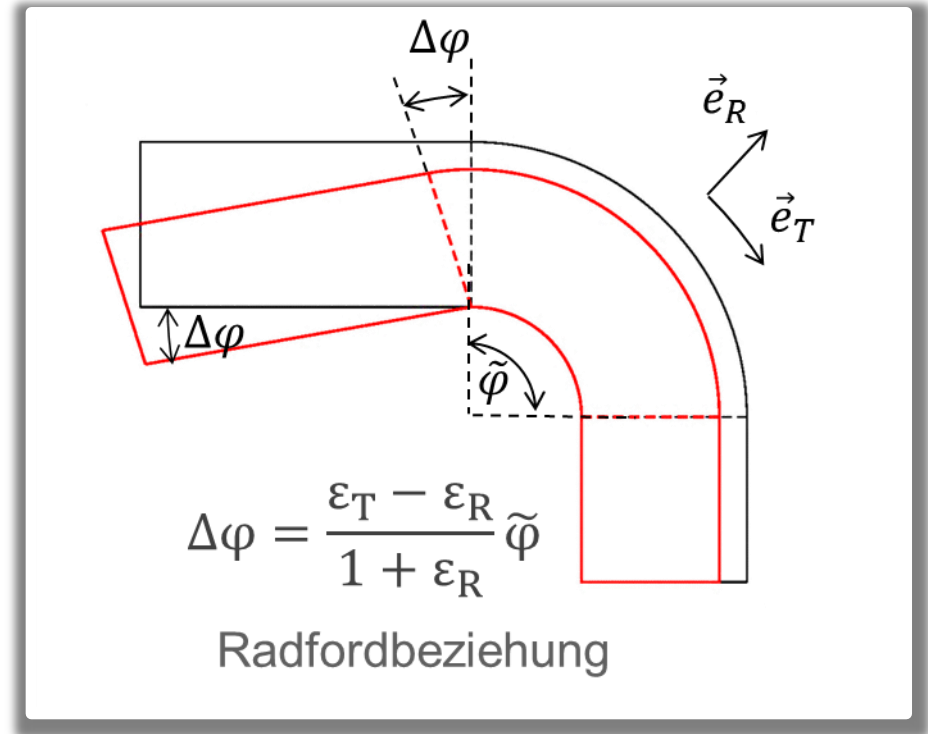
- Chemical shrinkage
- Thermal contraction
- Through-thickness anisotropy
- Distortions generate in curved laminate areas ($\varepsilon_R \gg \varepsilon_T$)



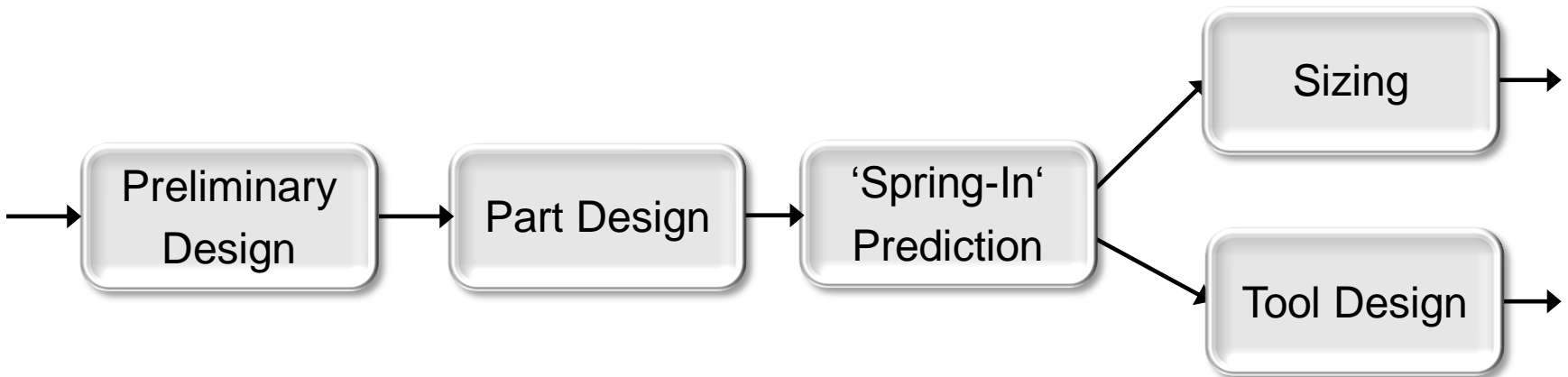
実験的研究の最重要点

スプリングイン:

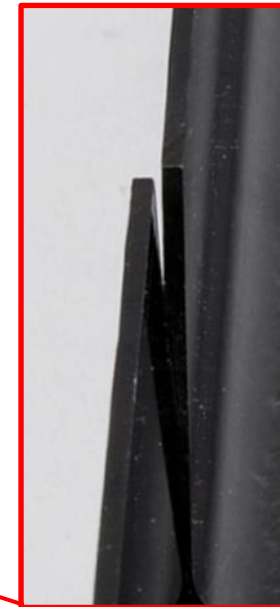
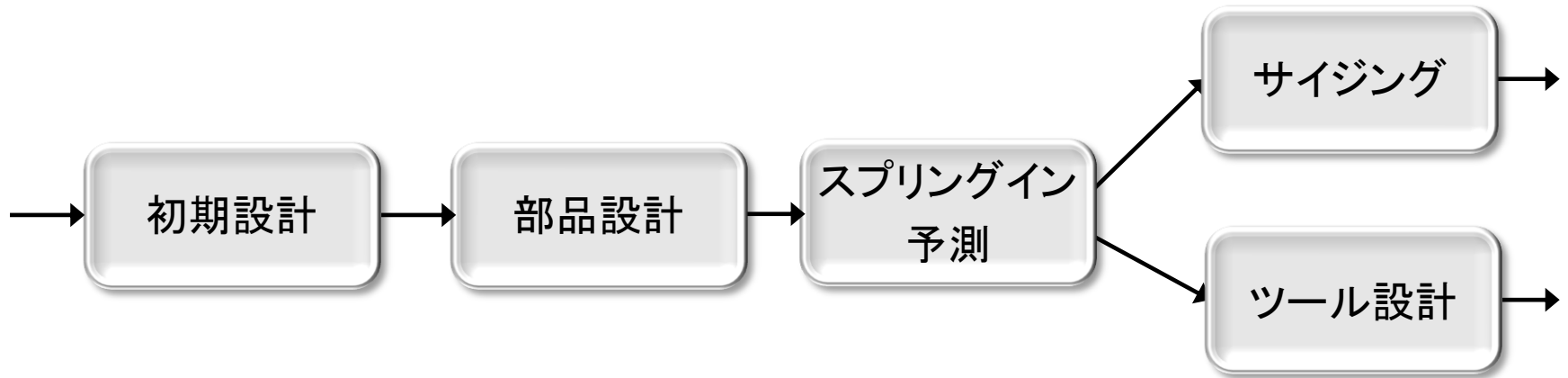
- 化学的な収縮
- 熱収縮
- 厚さ方向異方性
- 曲げのある積層領域で歪みが発生する
($\varepsilon_R \gg \varepsilon_T$)



Establishing an efficient PID module

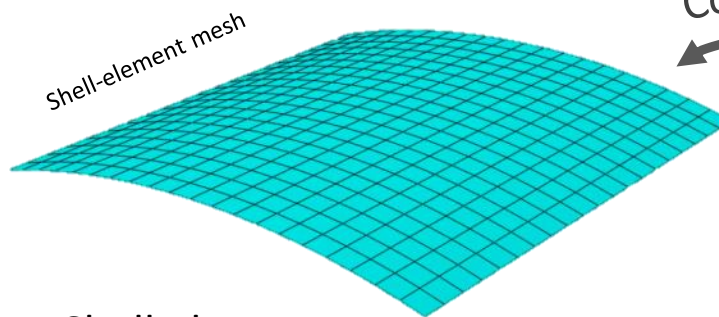


効率的なPIDモジュールの確立



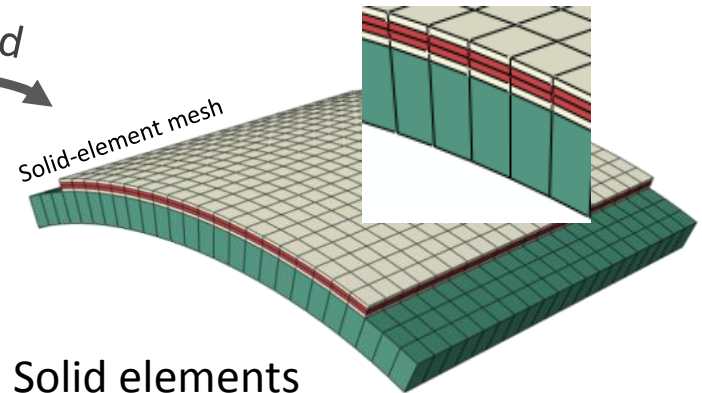
Challenges PID Simulation

Structural analysis
world



- Shell elements
- Linear elastic material properties on ply level
- B-Values (Humidity,Temp)
- ,No' manufacturing effects
- ,No' residual stresses
- ,No' process distortions

Process simulation
world



- Solid elements
- Fiber, Resin properties
- Modulus development
- Cure shrinkage
- Tool properties
- Bagging
- Residual Stress → **Deformation**

Conversion needed

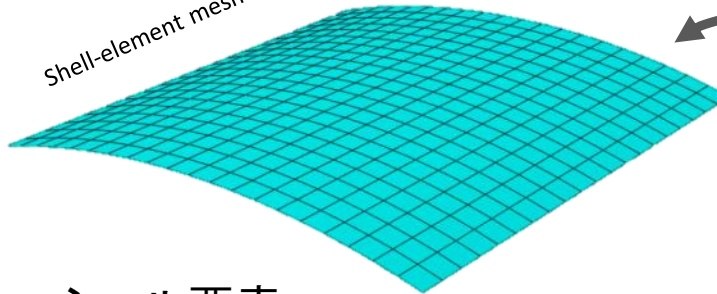
PIDシミュレーションのチャレンジ

構造解析の領域

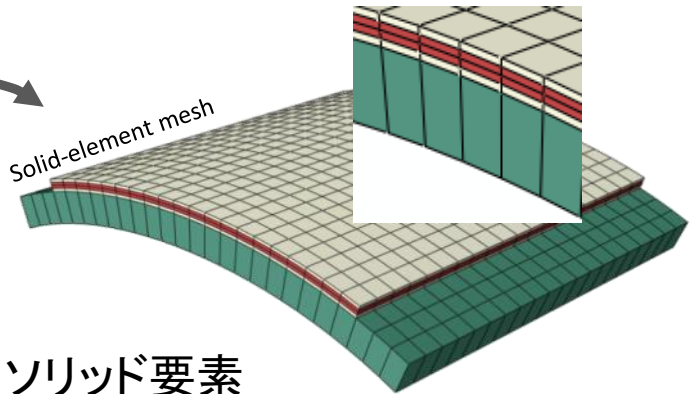
プロセスシミュレーションの領域

変換の必要性

Shell-element mesh



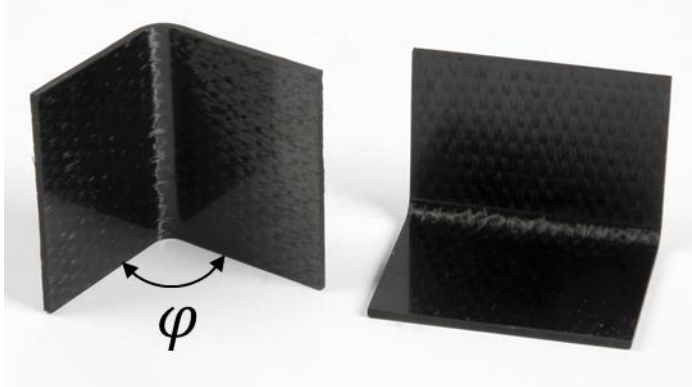
Solid-element mesh



- シェル要素
- 層レベルにおける線形弾性材料
- B-Values (湿度、温度)
- 製造による影響なし
- 残留応力なし
- プロセス歪みなし

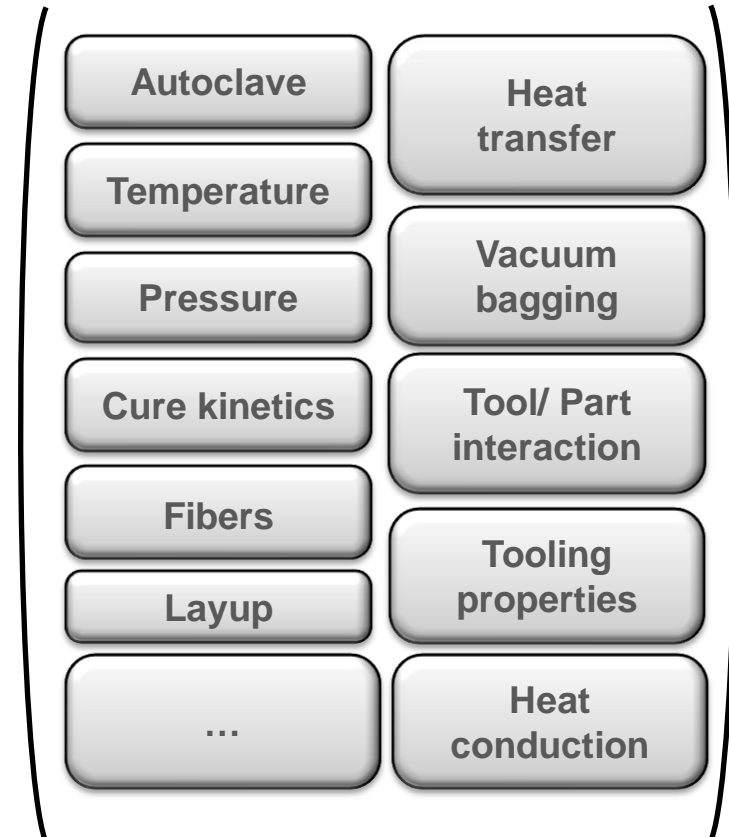
- ソリッド要素
- 繊維、樹脂特性
- Modulus development
- 硬化収縮
- ツール特性
- バギング
- 残留応力 → 変形

Experimental Investigations

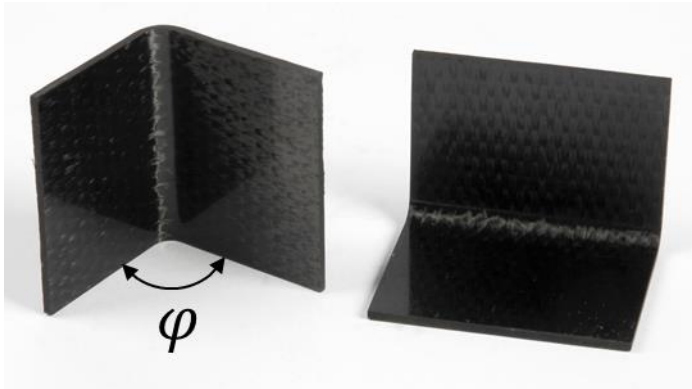


$$\Delta\varphi = \tilde{\varphi} - \varphi \quad \longrightarrow \quad \Delta\varphi = f$$

Idea: Using $\Delta\varphi$ as an integral parameter



実験的研究

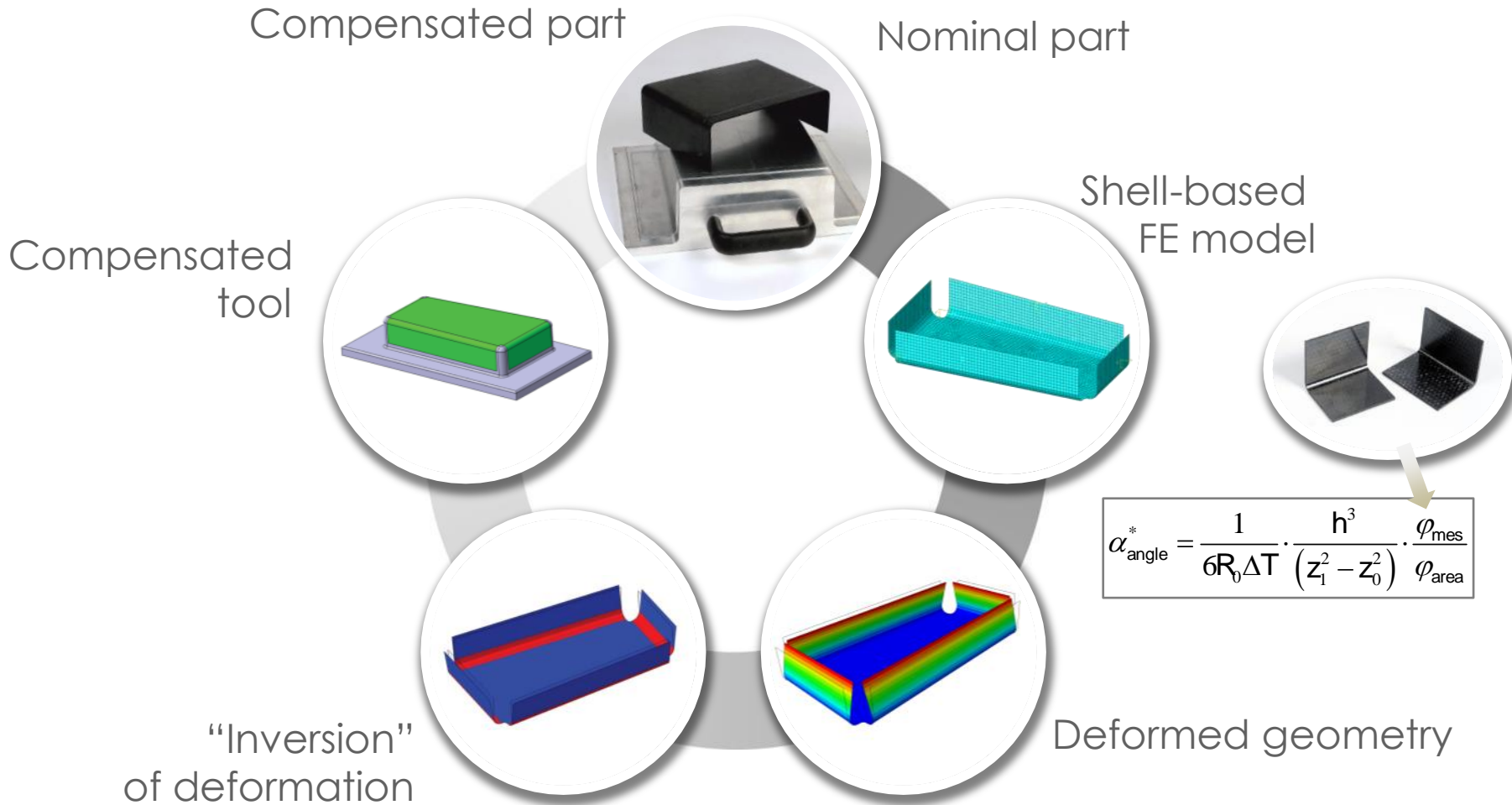


$$\Delta\varphi = \tilde{\varphi} - \varphi \quad \longrightarrow \quad \Delta\varphi = f$$

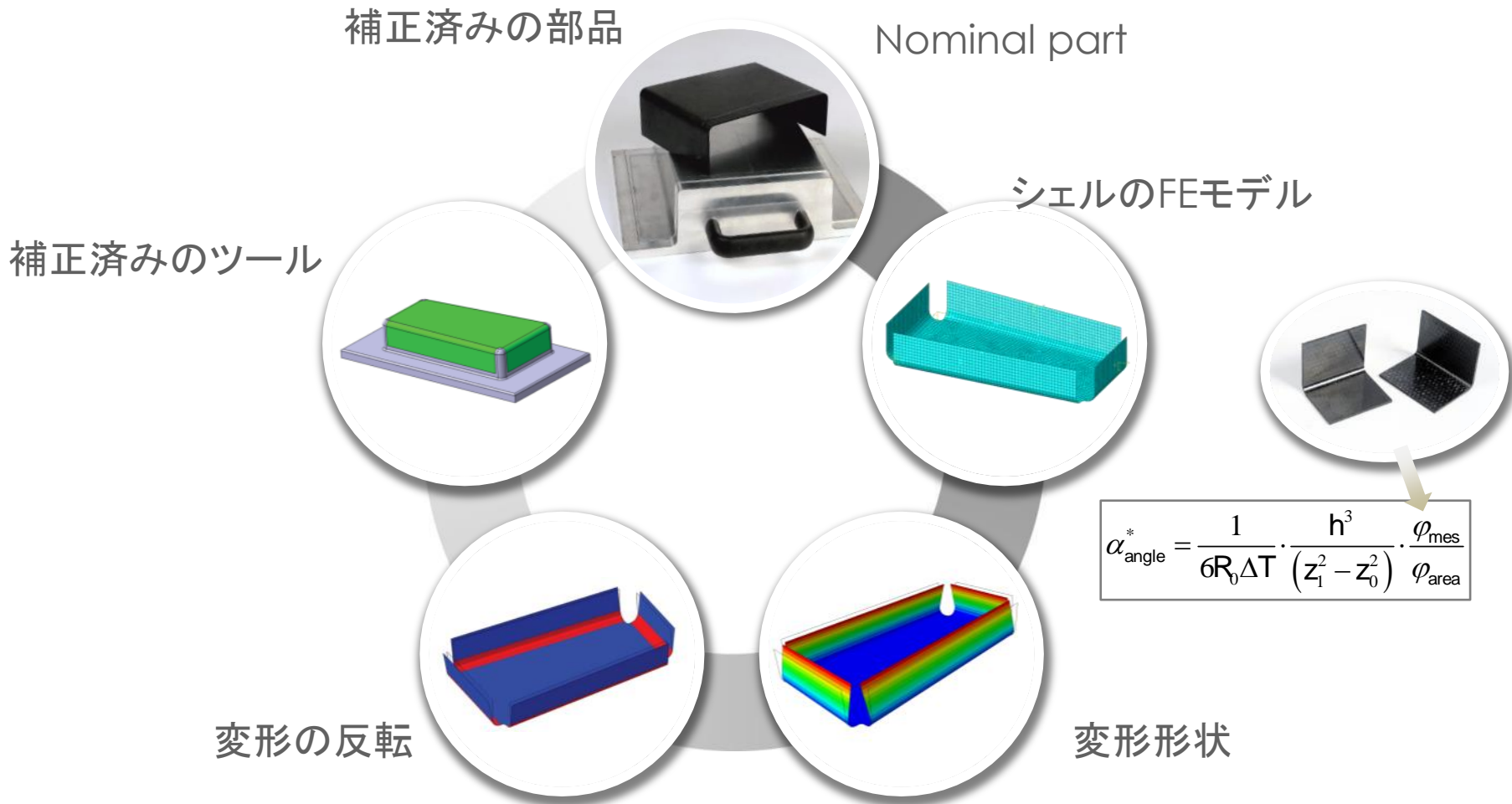
アイデア: 積分パラメータとして $\Delta\varphi$ を使用



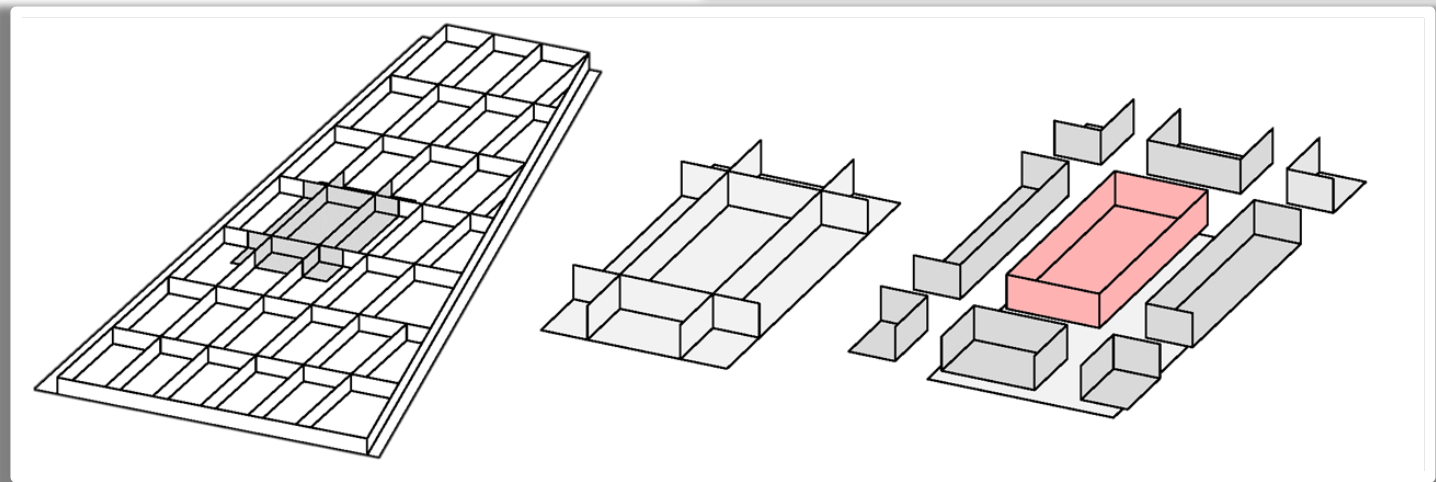
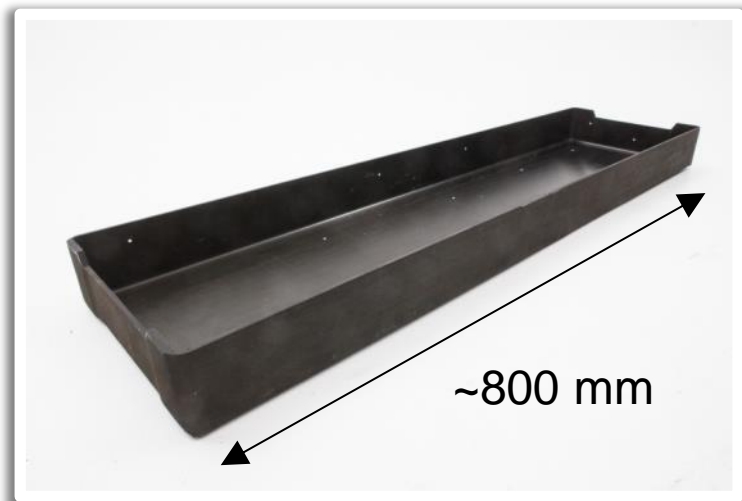
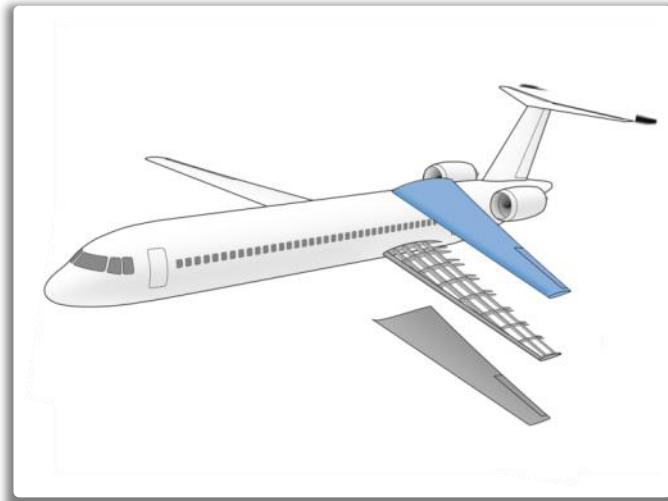
Simulation Process



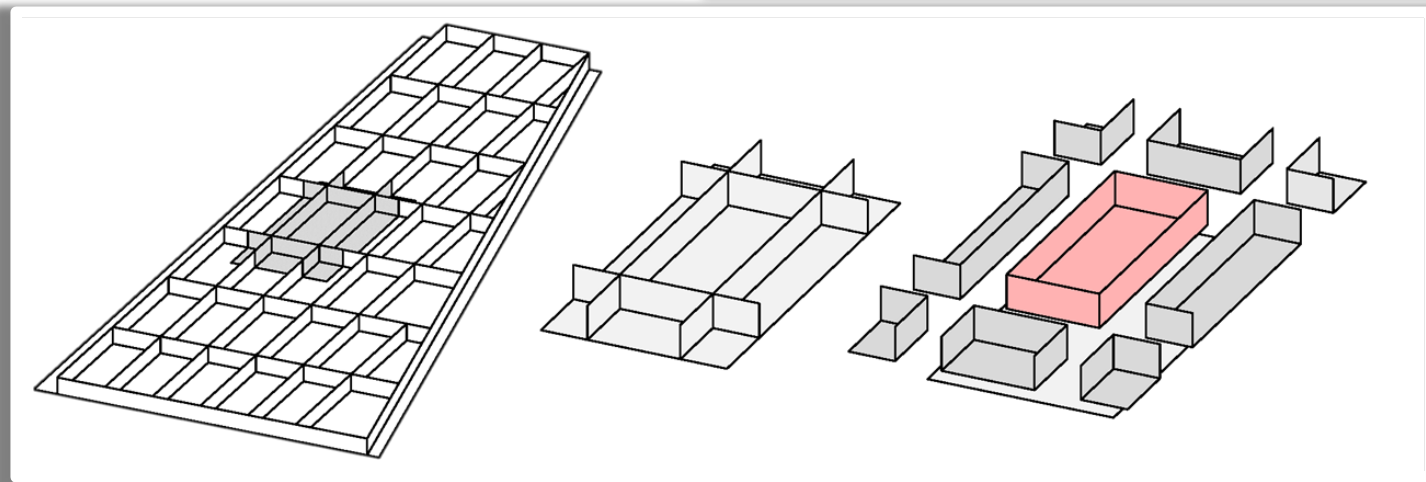
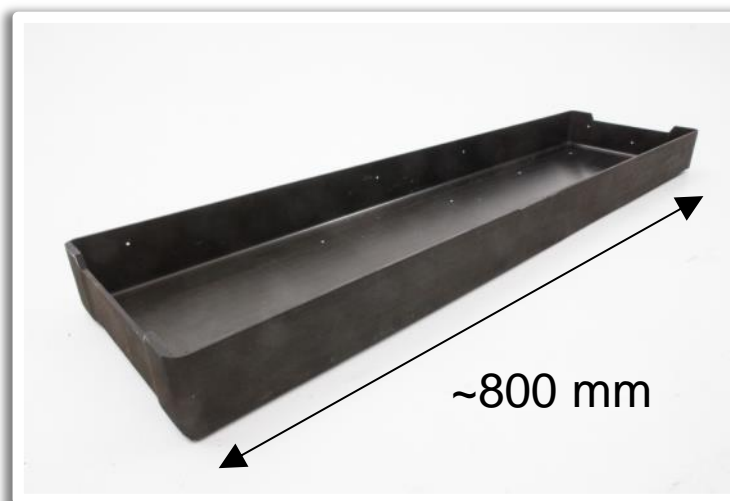
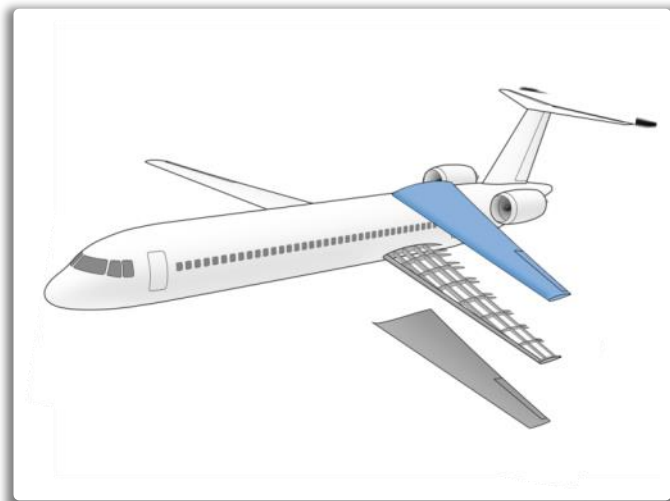
シミュレーションプロセス



Verification and Validation



検証と妥当性確認



Verification and Validation

Evaluation: Flange to web angle



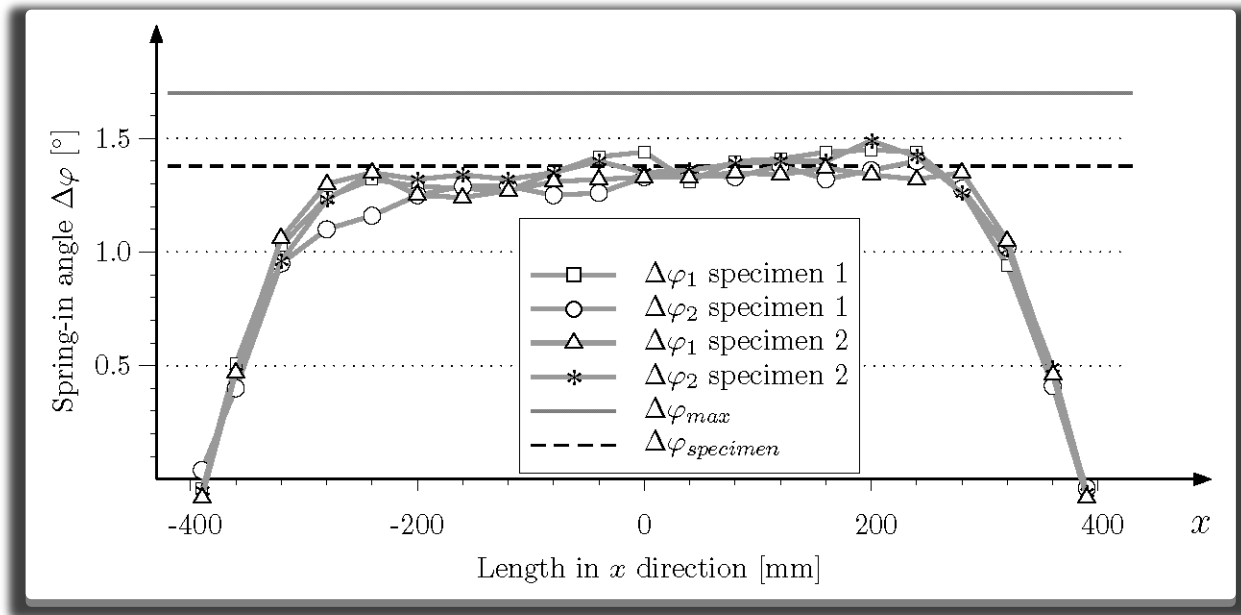
検証と妥当性確認

評価: フランジとウェブ角度



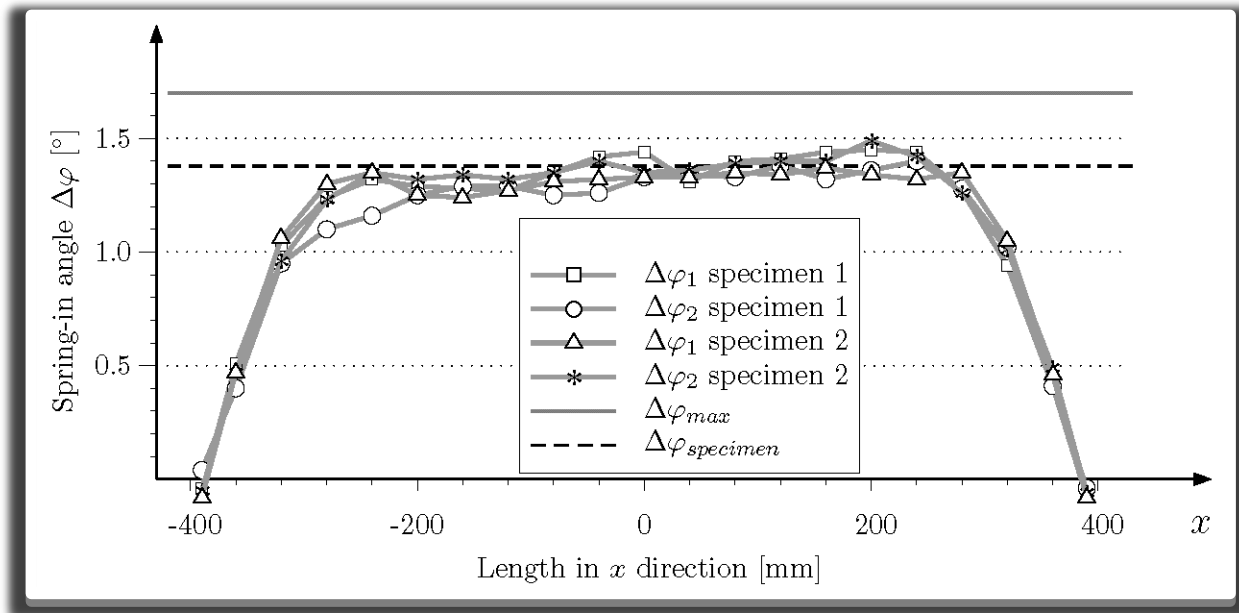
Verification and Validation

Evaluation: Flange to web angle



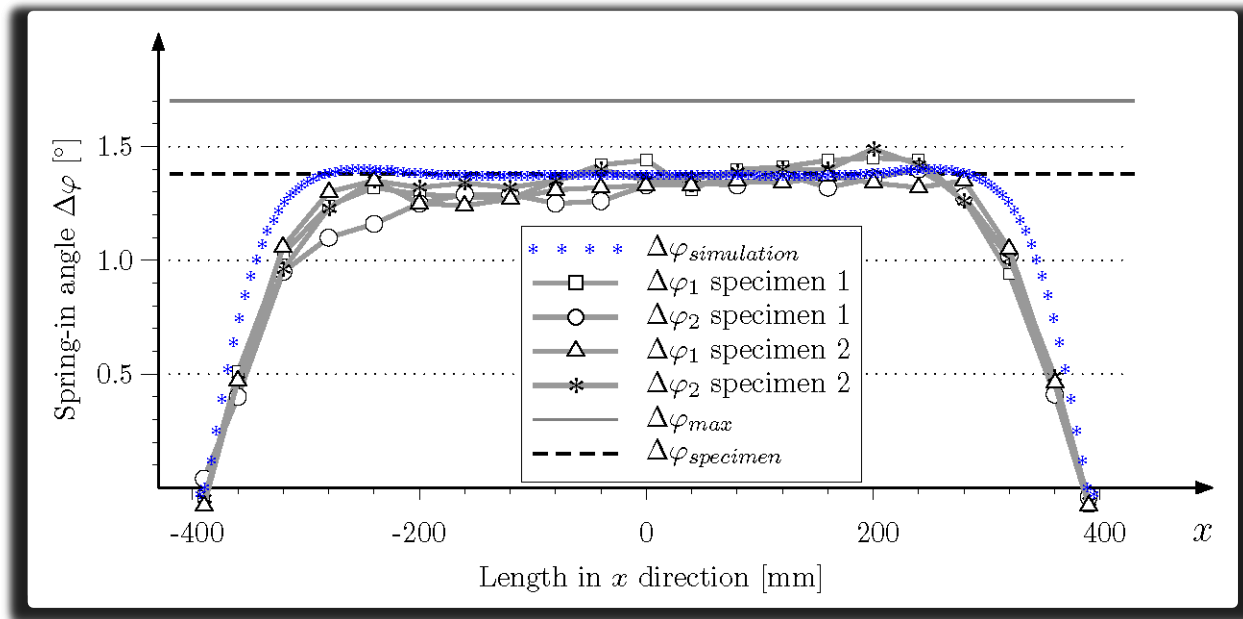
検証と妥当性確認

評価: フランジとウェブ角度



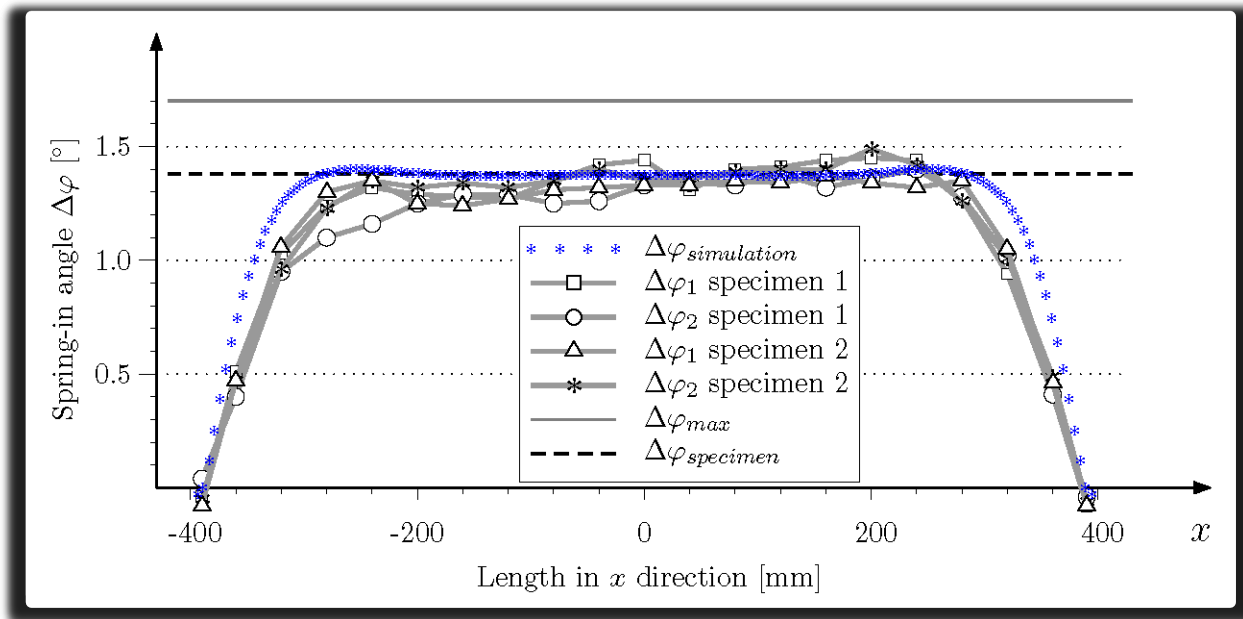
Verification and Validation

Evaluation: Flange to web angle

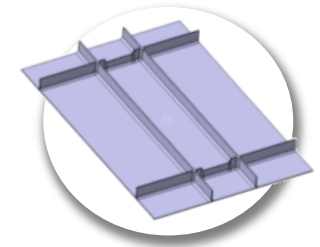


検証と妥当性確認

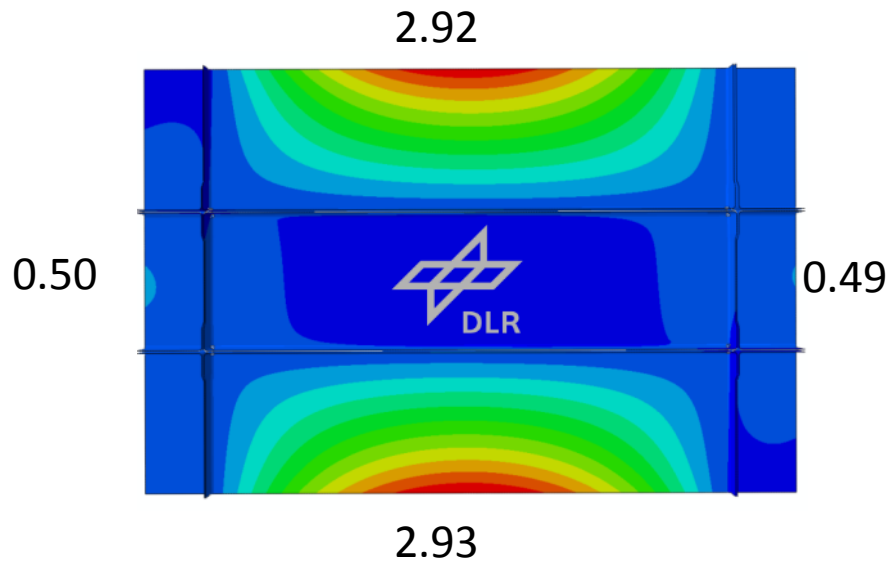
評価: フランジとウェブ角度



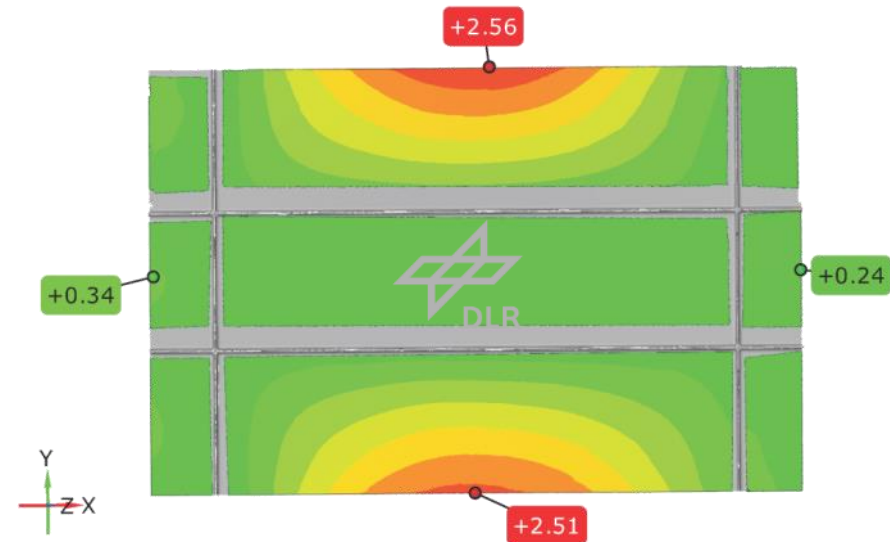
Measurement vs. Simulation



Simulation

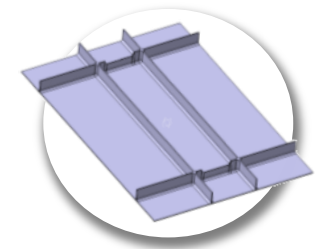


ATOS meas. of Panel #1



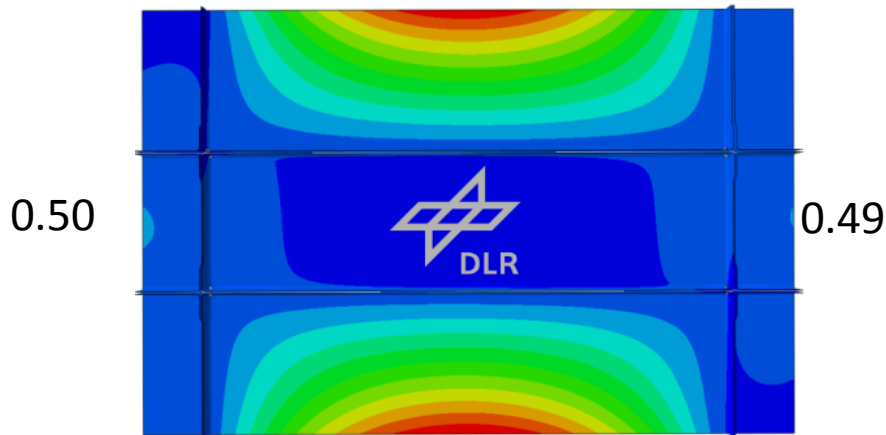
- Modeling strategy is suitable for the integral Panel
- Deviations are due to manufacturing parameter uncertainties

計測とシミュレーション



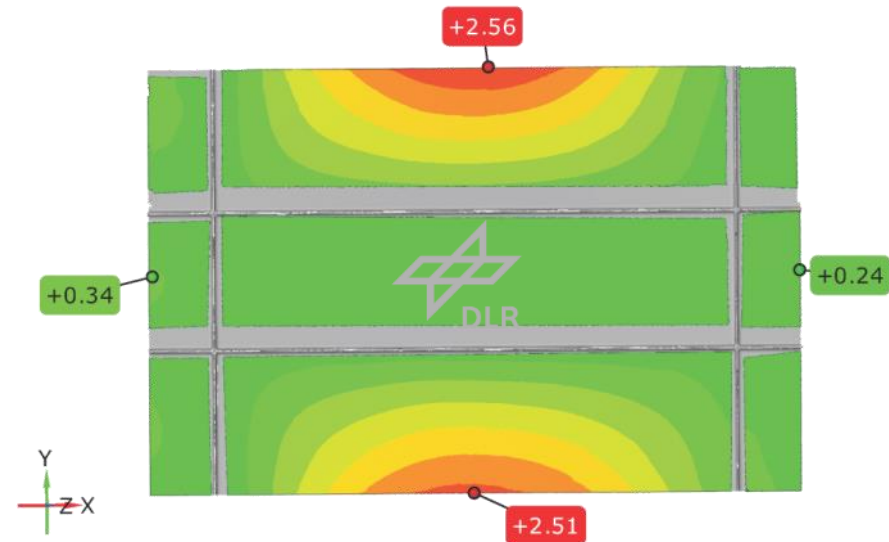
シミュレーション

2.92



2.93

ATOS meas. of Panel #1

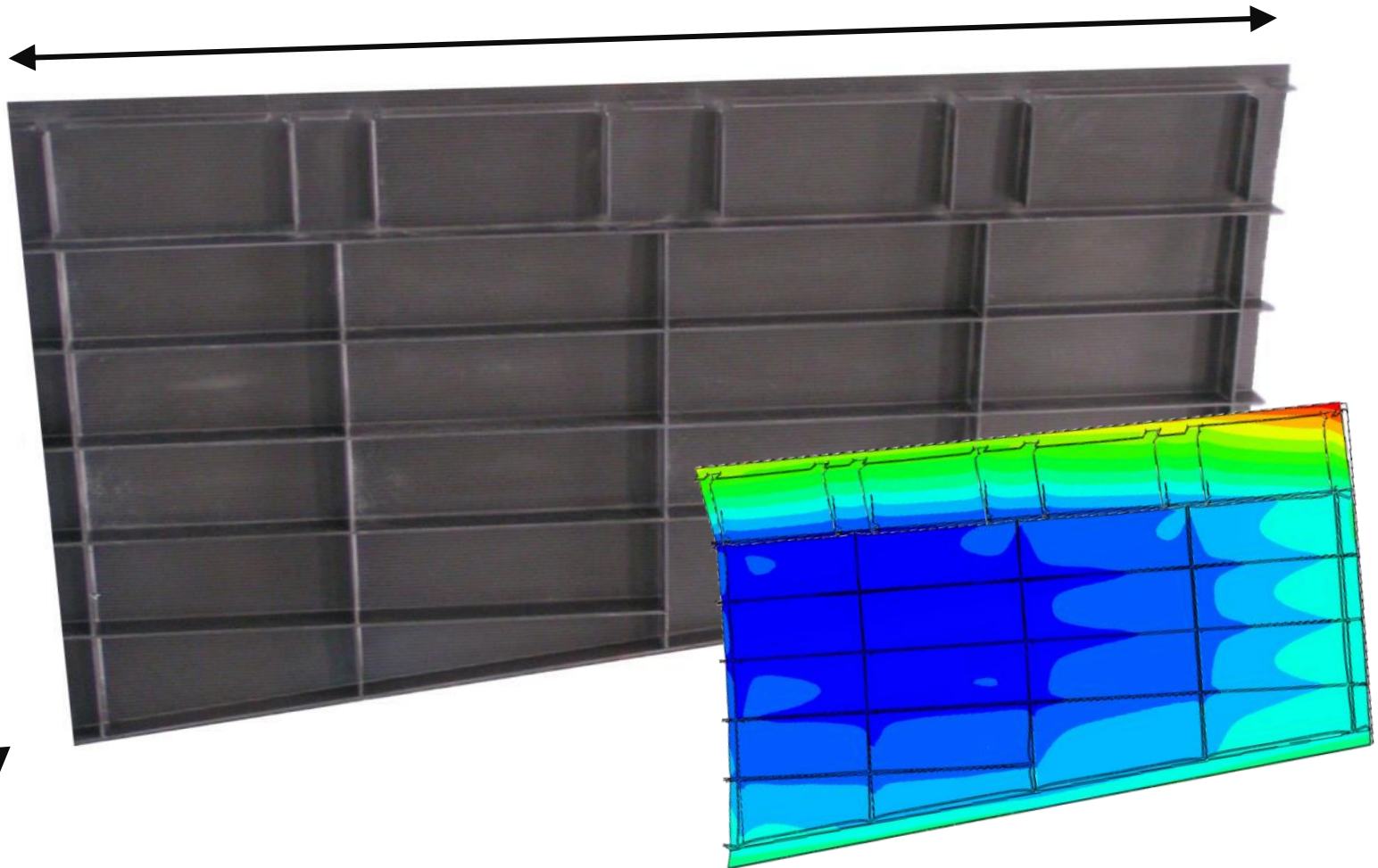


- モデリングがインテグラルパネルに適している
- 偏向は製造パラメータの不確定さによる

Laminar Wing Upper Cover

2.25 m

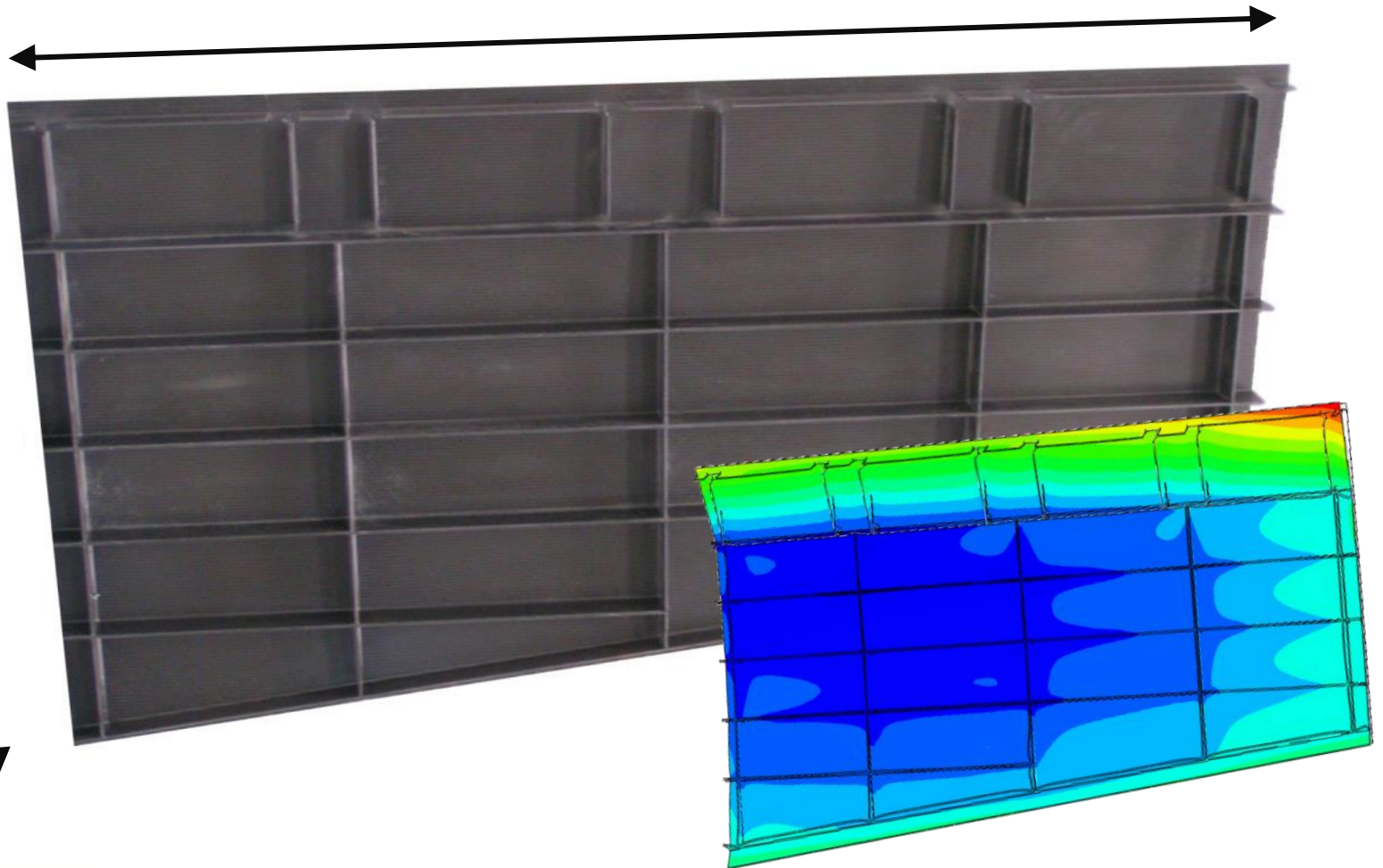
1.25 m



積層翼の上部カバー

2.25 m

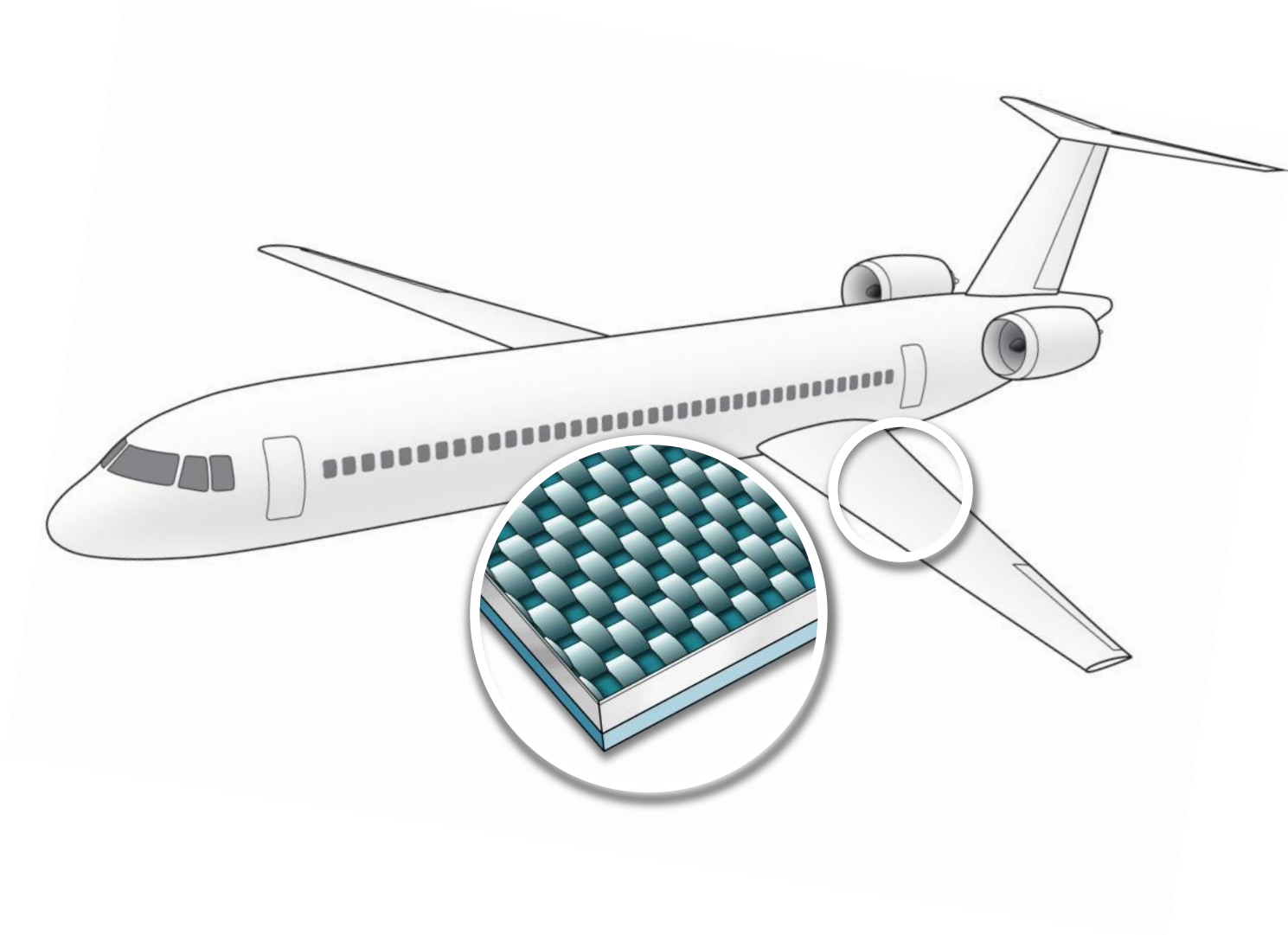
1.25 m



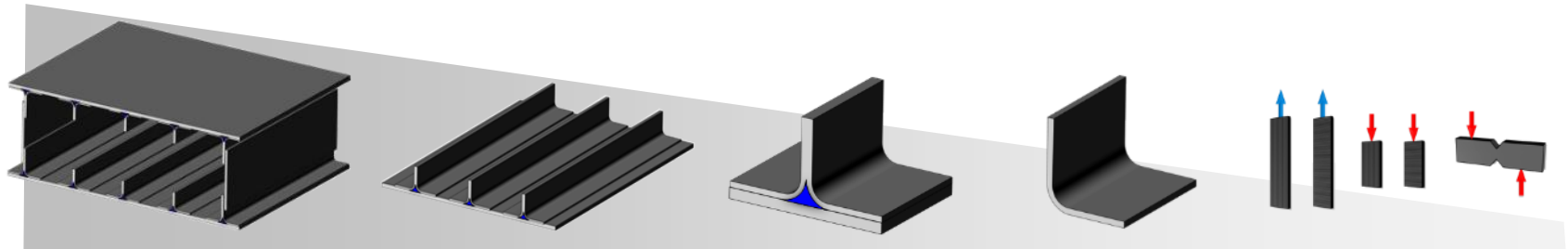
Strength Aspects on Material Level



材料レベルの強度的側面



Material Testing and Simulation



Component

Sub-Component

Detailed

Element

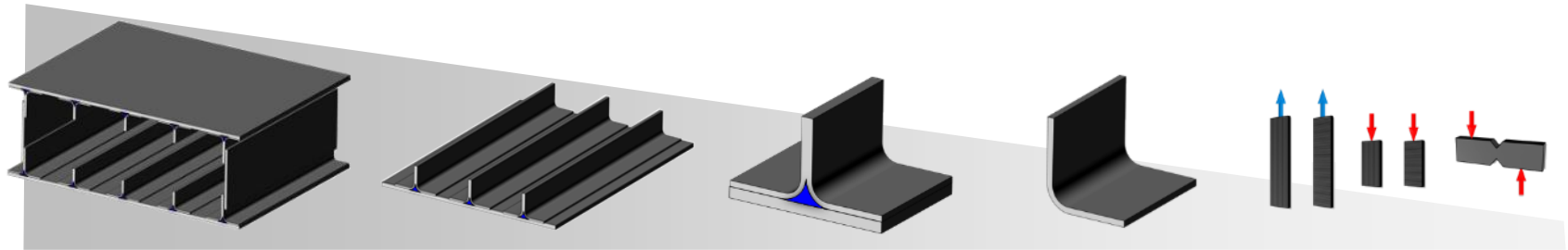
Coupon

Peel tests - DCB



- Coupon tests funds higher level simulation
- Composite structures are Sensitive to ply separation (delamination)
- Coupon fracture toughness tests
 - Peel mode
 - Shear mode
 - Mixed mode

材料試験とシミュレーション



Component

Sub-Component

Detailed

Element

Coupon

ピール試験 - DCB



- Coupon tests funds higher level simulation
- 複合構造は積層の分離の影響を受ける (剥離)
- クーポンの破壊靱性試験
 - ピールモード
 - せん断モード
 - 混合モード

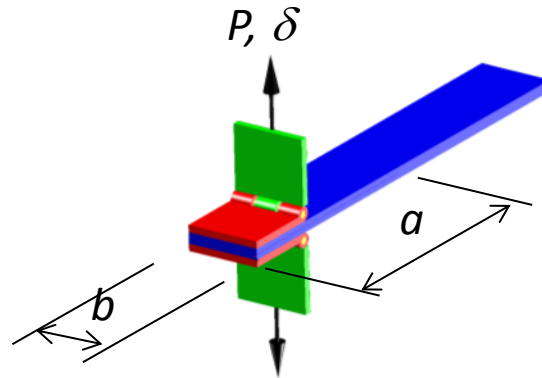
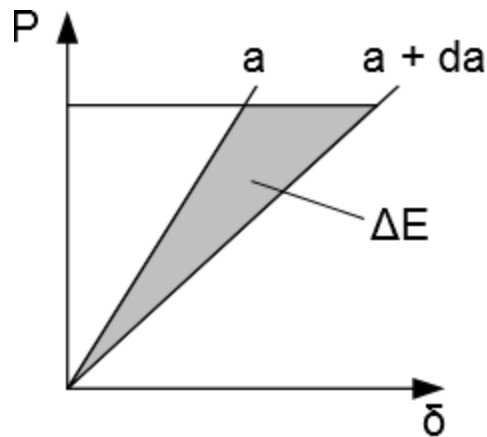
Experimental Determination of Fracture Toughness

Performed peel tests from standard ASTM 5528

- Beam Theory with Compliance Calibration Method
- Synchronisation of crack propagation and load

Beam Theory (BT) gives:

$$G_c = \frac{1}{b} \frac{dU}{da} = \frac{P^2}{2 * b} \frac{dC}{da}; G_{Ic}^{BT} = \frac{3P * u * n}{2b * a}$$



- G_c : critical energy release rate
- a : crack length
- b : specimen width
- U : potential energy
- C : compliance
- P : force
- δ : displacement
- n : Correction factor from CC

Result: Critical energy release rate as resistance against fracture

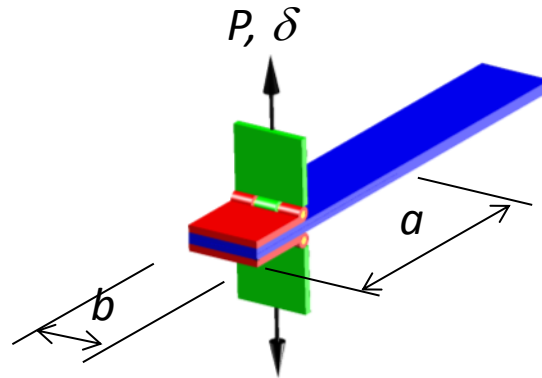
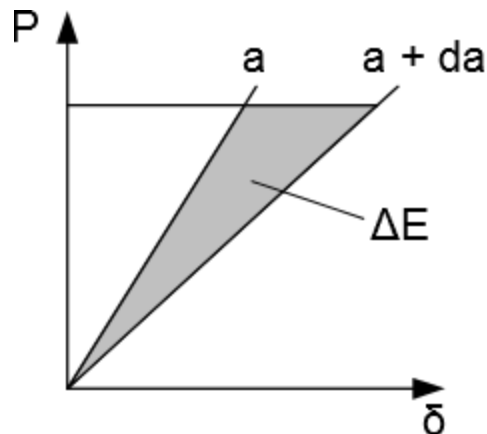
破壊靱性の実験的測定

標準のASTM 5528によるピール試験を実施

- コンプライアンスキャリブレーション手法を用いたビーム理論
- 亀裂伝播と荷重の同期

ビーム理論より:

$$G_c = \frac{1}{b} \frac{dU}{da} = \frac{P^2}{2 * b} \frac{dC}{da}; G_{Ic}^{BT} = \frac{3P * u * n}{2b * a}$$



- G_c : 臨界エネルギー解放率
- a : 亀裂長さ
- b : 試験片板幅
- U : 位置エネルギー
- C : コンプライアンス
- P : 力
- δ : 変位
- n : CCからの補正率

結果: 破壊に対する抵抗力が臨界エネルギー解放率とする


Modelling of Fracture

Possible methods to model fracture:

- Cohesive Zone Elements
- Stress based interlaminar failure
- Virtual Crack Closure Method

VCCT

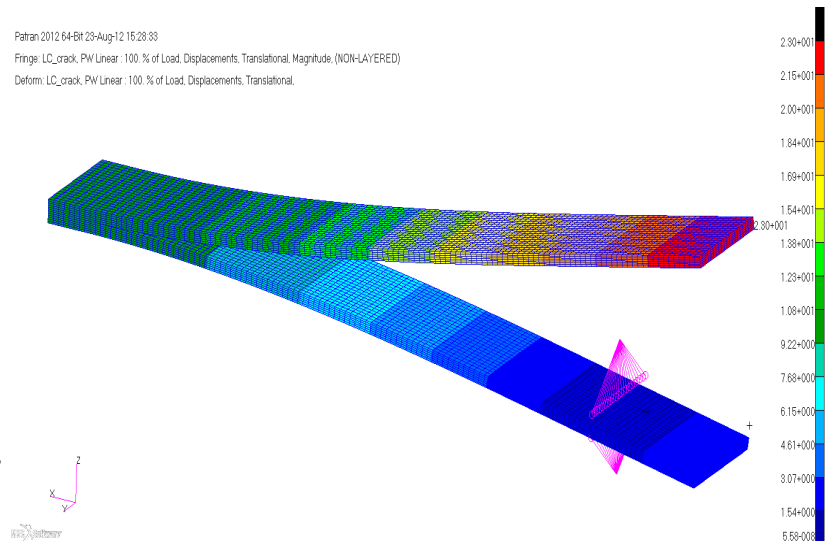
- One Step Closure Technique
- Adequate for brittle material
- Energy at crack tip:

$$G = \frac{1}{2\Delta a} [Z_j \Delta w_i + X_j \Delta u_i] \sqrt{\left(\frac{\Delta a_1}{\Delta a_2}\right)}$$


Nonlinear FE simulation

Separation of contact: $\frac{G}{G_c} \leq 1$ (G_c from experiment)

VCCT appropriate for material behavior of composites



破壊のモデリング

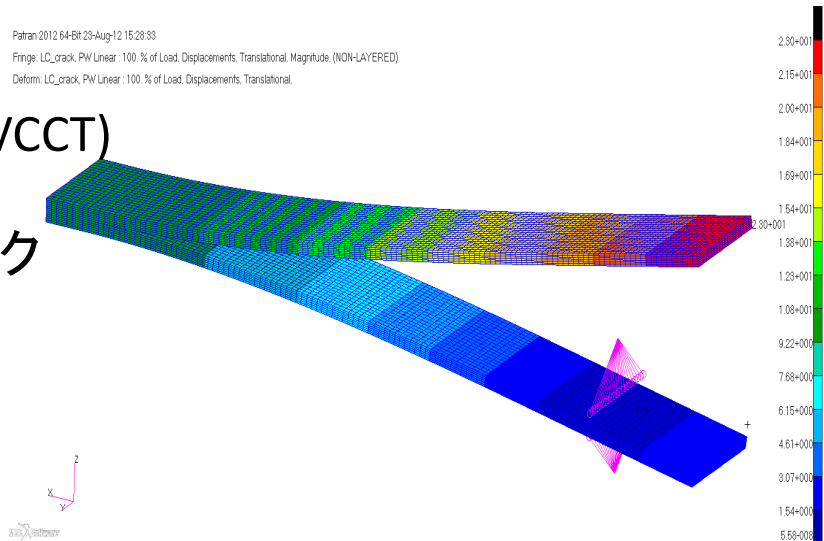
破壊のモデリング手法:

- Cohesive Zone 要素 (CZM)
- Stress based interlaminar failure
- Virtual Crack Closure Method (VCCT)

VCCT

- ワンステップのクロージャータクニック
- 脆弱な材料にも適切
- 亀裂先端のエネルギー:

$$G = \frac{1}{2\Delta a} [Z_j \Delta w_i + X_j \Delta u_i] \sqrt{\left(\frac{\Delta a_1}{\Delta a_2}\right)}$$



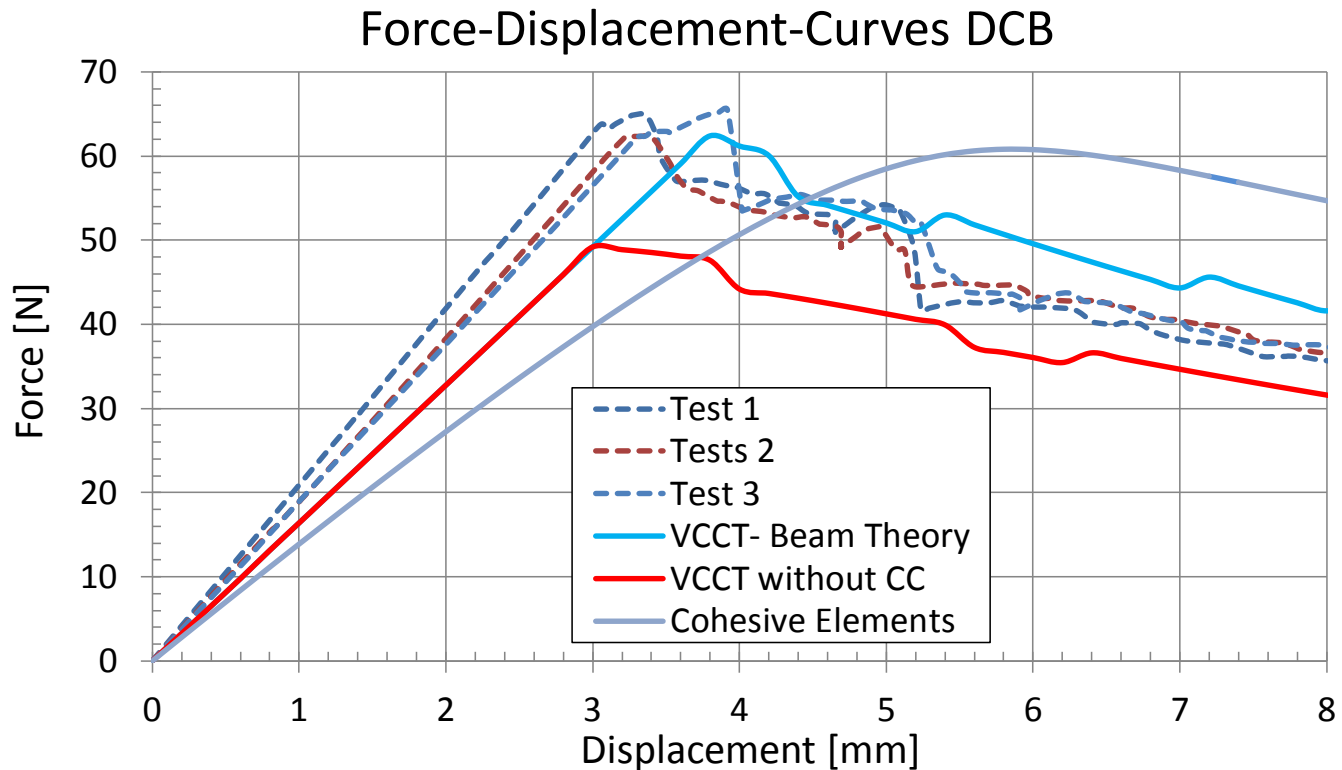
非線形 of FEシミュレーション

接触の分離: $\frac{G}{G_c} \leq 1$ (G_c 実験から得られた)

複合材料の挙動を見るにはVCCTが最適

Comparison of Test and Simulation

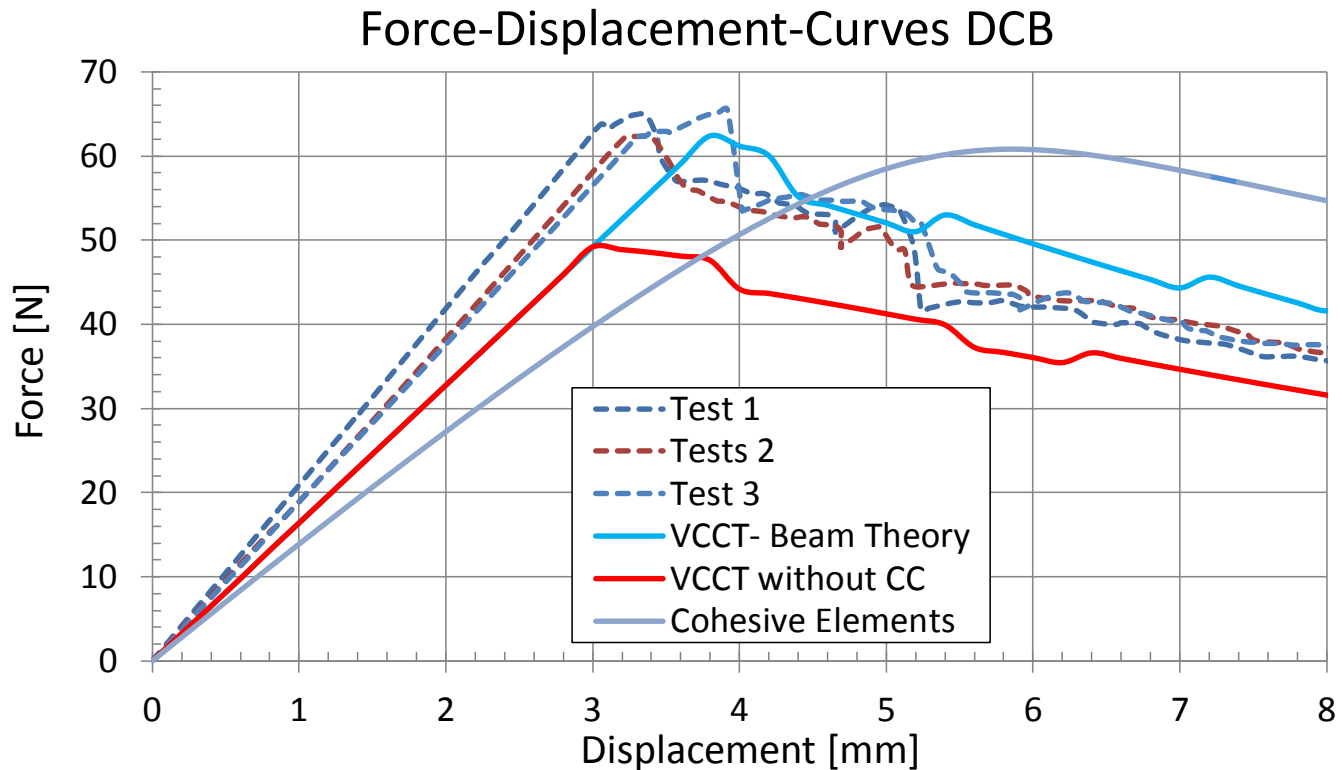
Comparison of tests and simulation with different methods and input



Parameters have to be chosen carefully and checked for feasibility

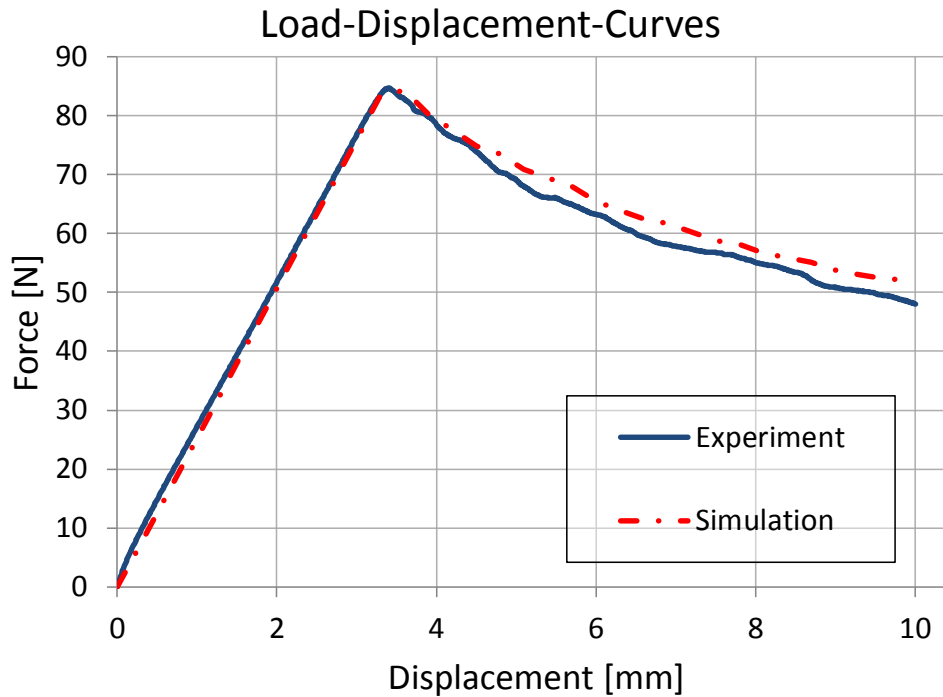
試験とシミュレーションの比較

複数の手法と入力条件による、試験とシミュレーションの比較

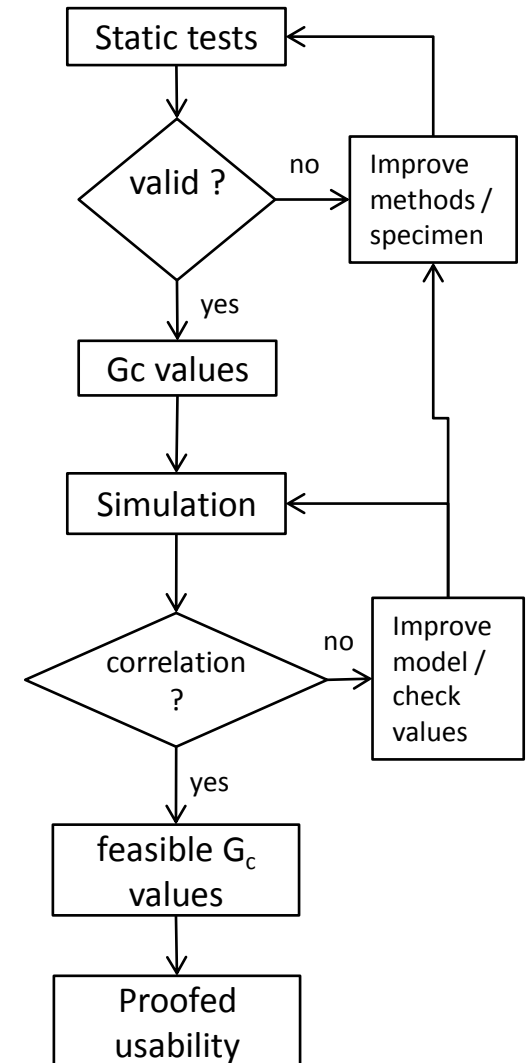


パラメーターは慎重に選択し、実行可能性を確認するべきである

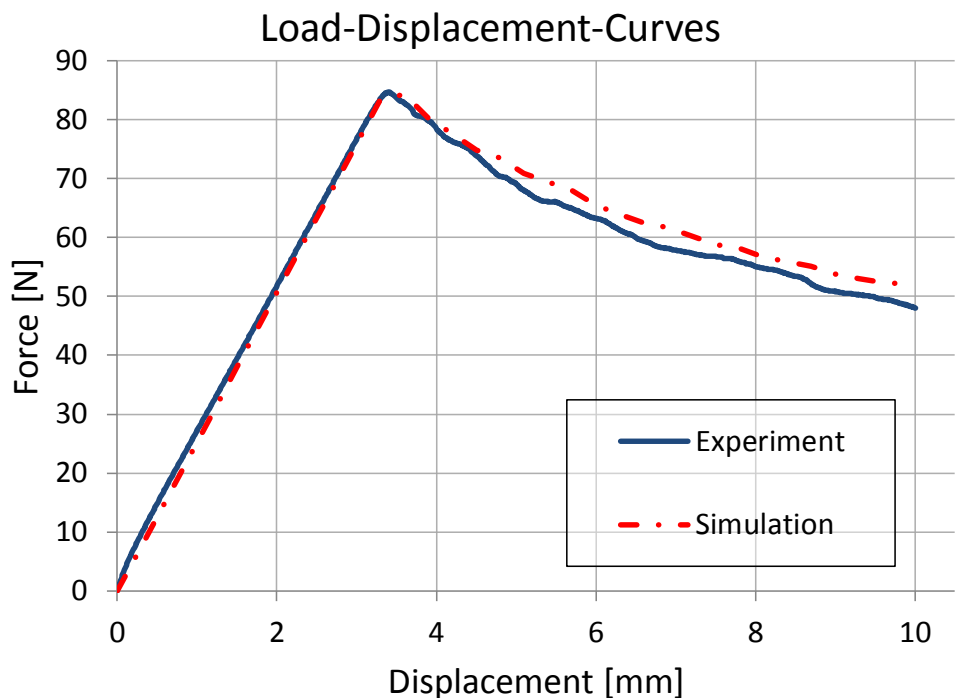
Validation of Test Result



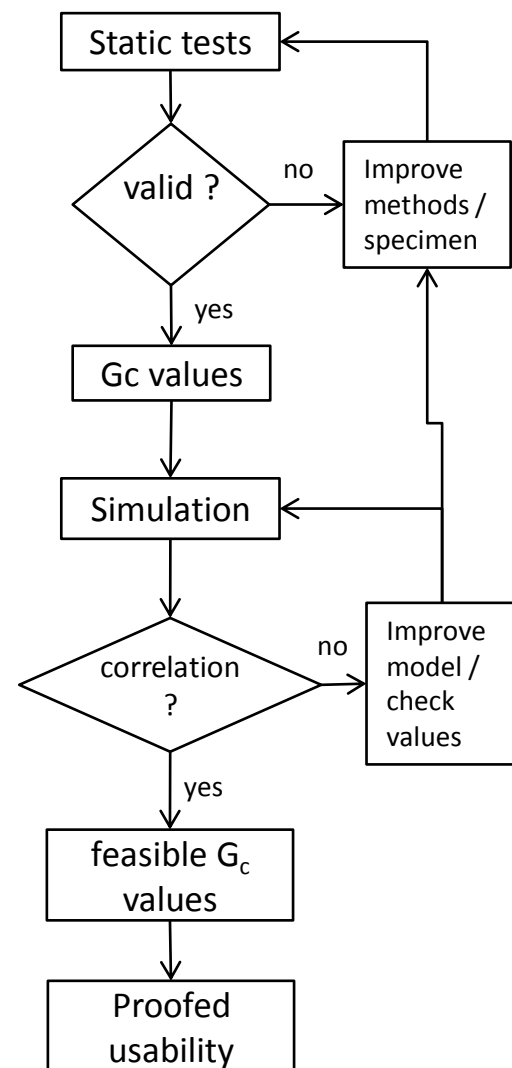
Coincidence of simulation and experiments validates fracture toughness values and used methods

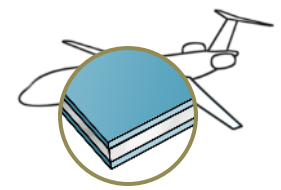


試験結果の検証

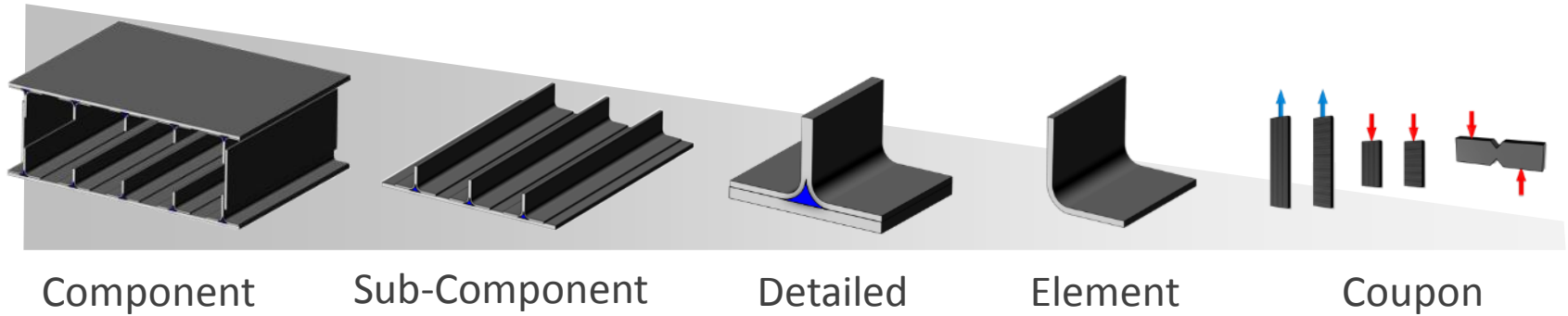


シミュレーションと実験結果が一致していたことにより、破壊靱性の値と利用された手法が正当であることを確認できた

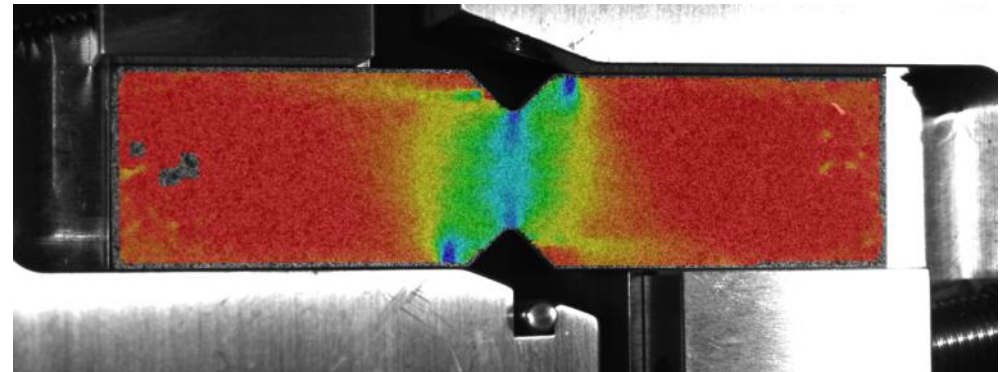




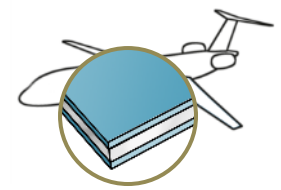
Material Testing and Simulation



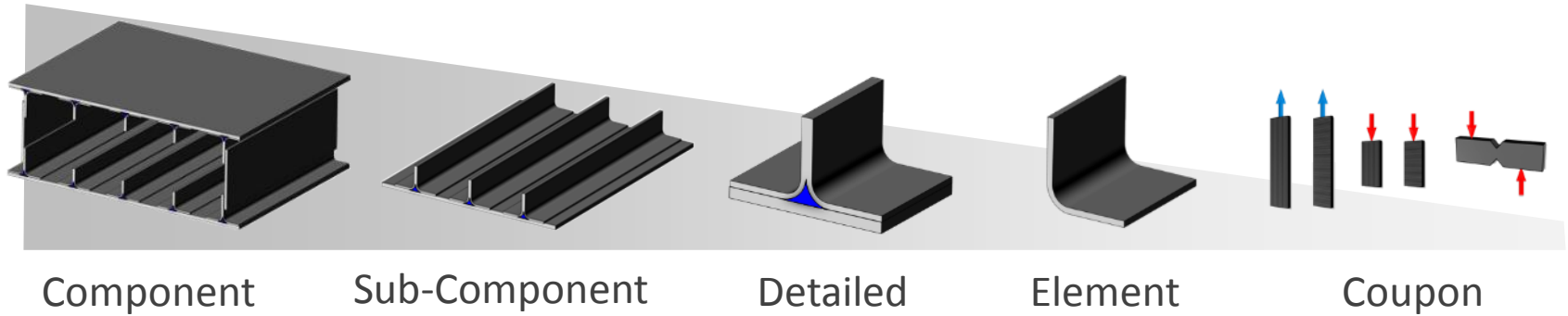
- Composites static behavior is dependent on orientation and direction
- 5 material property directions:
 - Tension and compression, parallel and perp. to fiber
 - Shear behavior



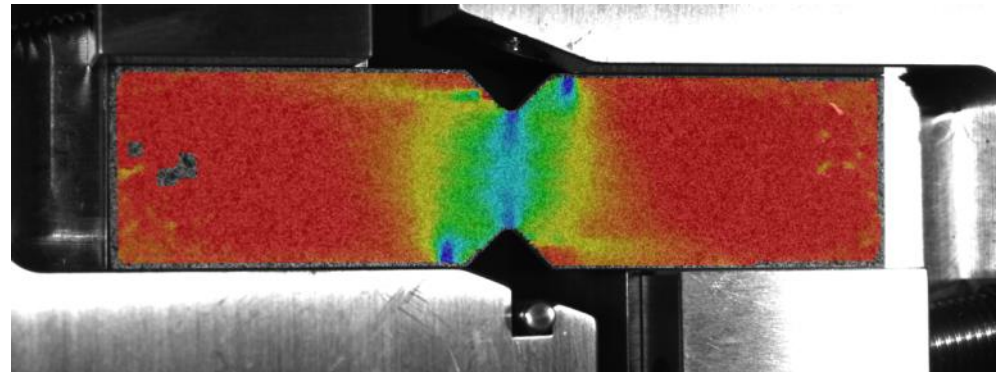
Iosipescu-Shear-Test



材料試験とシミュレーション



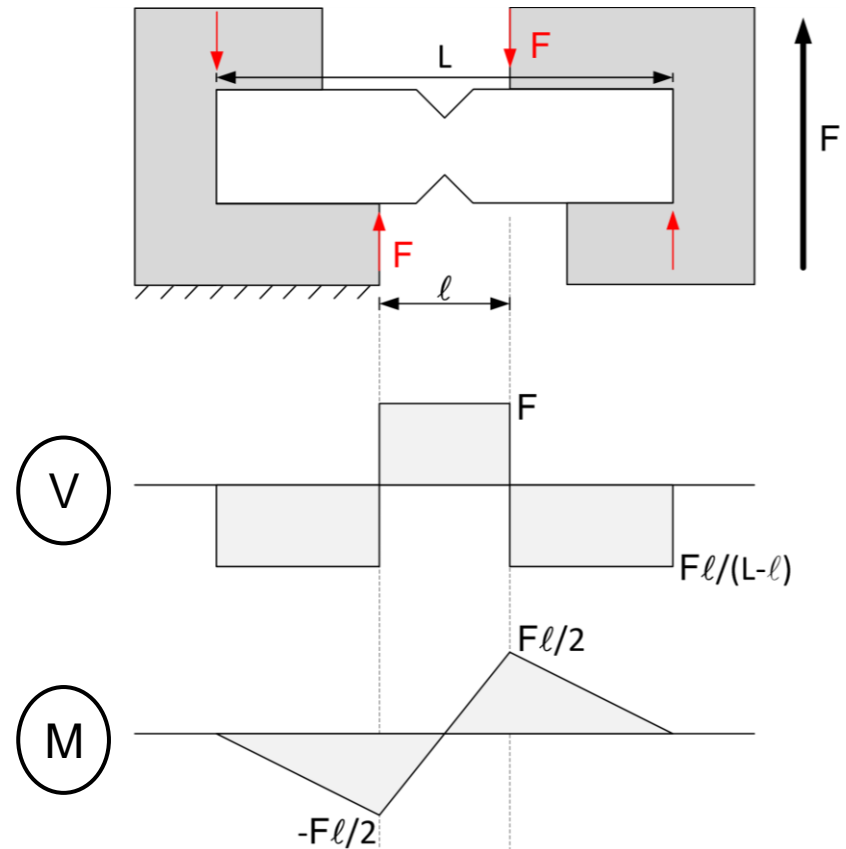
- 複合材の静的挙動は繊維配向と材料の向きに依存する
- 5つの材料特性の向き:
 - 引っ張りと圧縮、繊維に対し
並行または垂直
 - せん断挙動



Iosipescuせん断試験

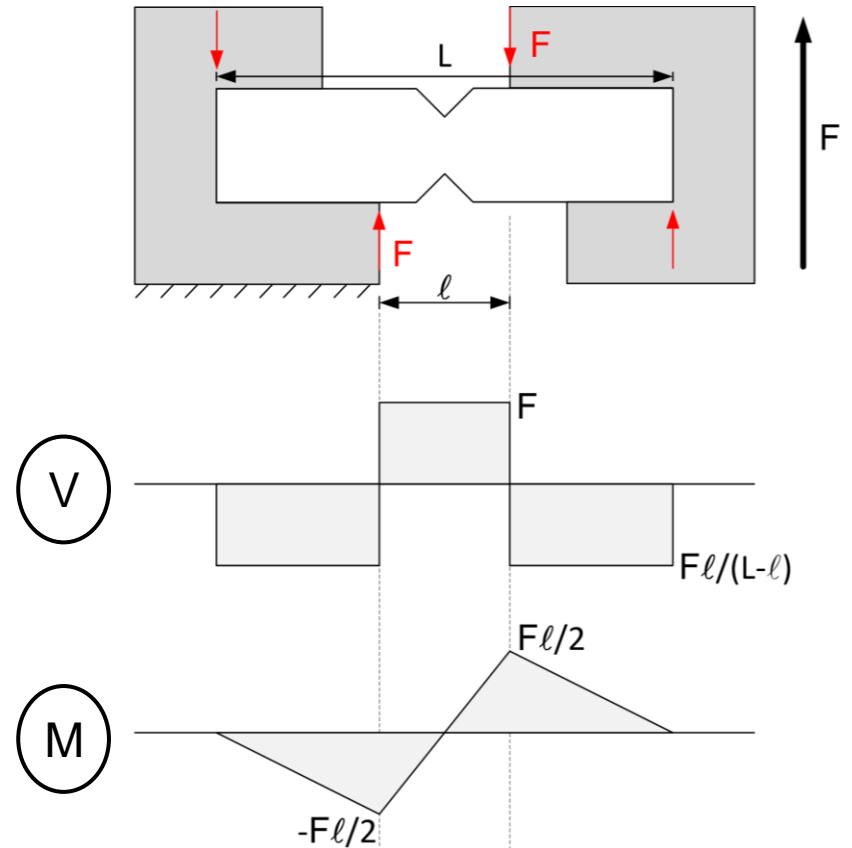
Shear Testing

- Advanced shear testing with the ASTM 5379 V-Notched Beam Method, „Iosipescu“-Test
- Highest shear force in midsection
- Notch is free of bending stress
- Test is superior to common shear tests, like the $\pm 45^\circ$ - tension test



せん断試験

- ASTM 5379 Vノッチビーム手法を用いた高度せん断試験、„losipescu“-試験
- 中間面における最大せん断力
- ノッチは曲げ応力が見られない



- $\pm 45^\circ$ 引っ張り試験のような一般的なせん断試験よりも優れている。

Nonlinear Shear Behavior

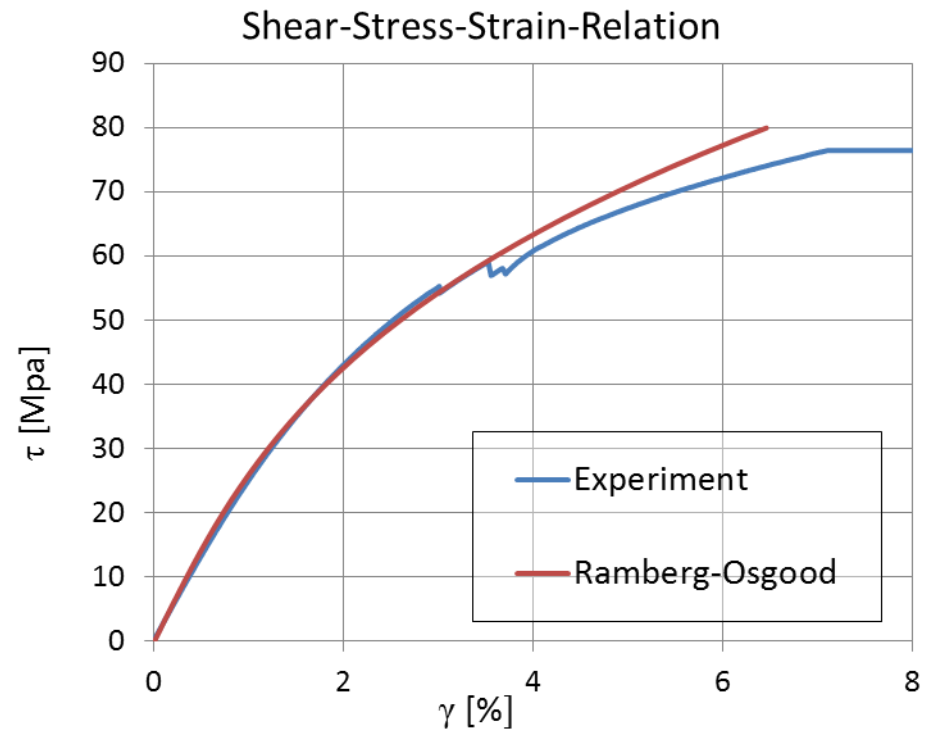
- Composites show a nonlinear shear behavior in pre failure regime

➔ $G(\gamma) \cdot \gamma = \tau(\gamma)$

- Hardening-Formulation from Ramberg-Osgood:

$$\tau(\gamma) = \frac{G_0 \cdot \gamma}{\left[1 + \left(\frac{G_0 \cdot \gamma}{\tau_b} \right)^n - \left(\frac{\gamma}{\gamma_b} \right)^n \right]^{1/n}}$$

- Nonlinear stress-strain relation as input for material properties in FE simulation
- Stiffness in dependence of strain: $K_\tau(\epsilon)$



非線形せん断挙動

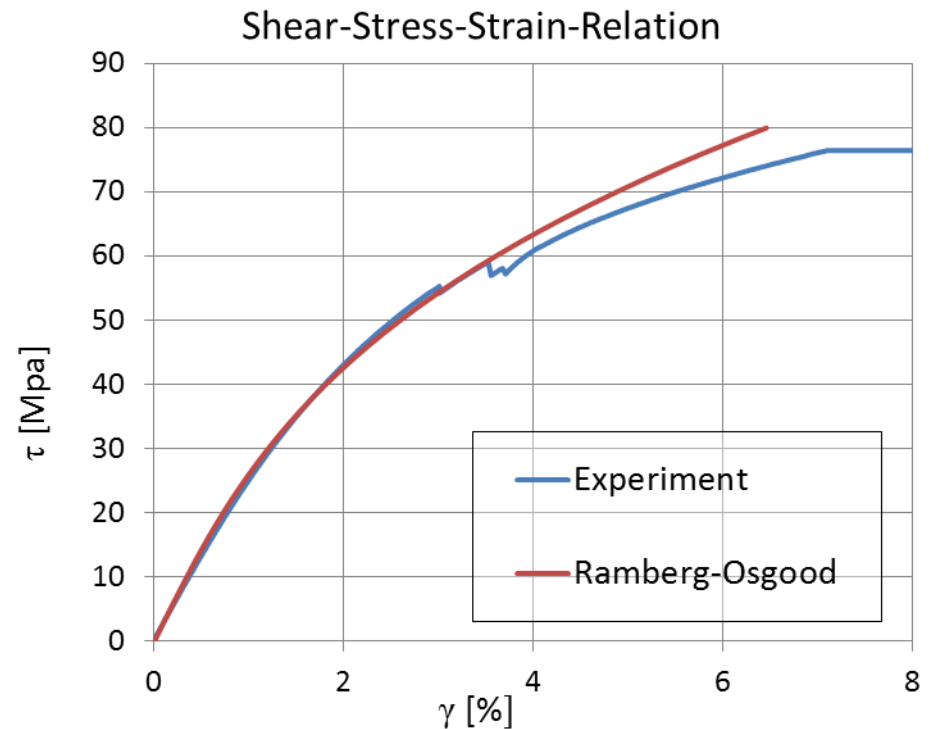
- 損傷前に複合材は非線形のせん断挙動を見せる

➡ $G(\gamma) \cdot \gamma = \tau(\gamma)$

- Ramberg-Osgood形式による硬化の定式化:

$$\tau(\gamma) = \frac{G_0 \cdot \gamma}{\left[1 + \left(\frac{G_0 \cdot \gamma}{\tau_b} \right)^n - \left(\frac{\gamma}{\gamma_b} \right)^n \right]^{1/n}}$$

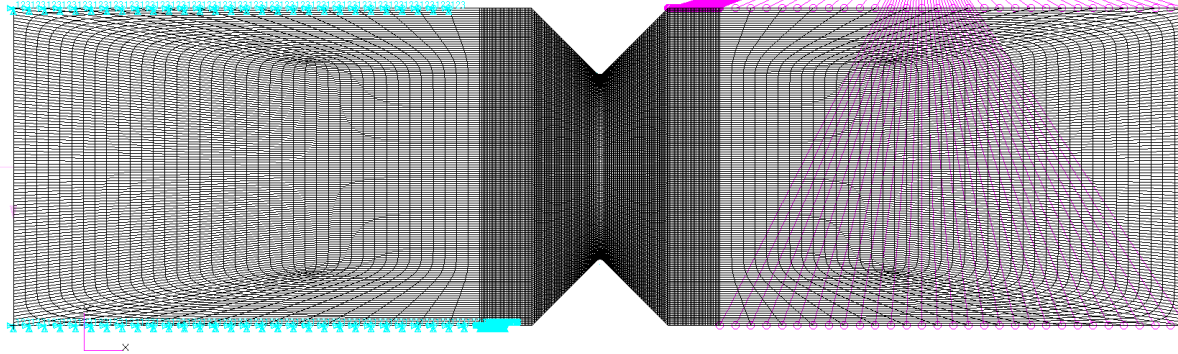
- FEシミュレーションにおける材料特性の入力に非線形応力-ひずみ関係
- 剛性はひずみによる: $K_T(\epsilon)$



Modelling of Iosipescu Shear Test

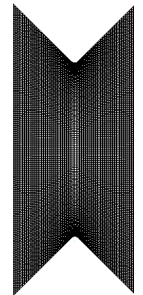
$$u_x, u_y, u_z = 0$$

$$\text{RB: } u_x, u_y = 0; u_z \neq 0$$



$$u_x, u_y, u_z = 0$$

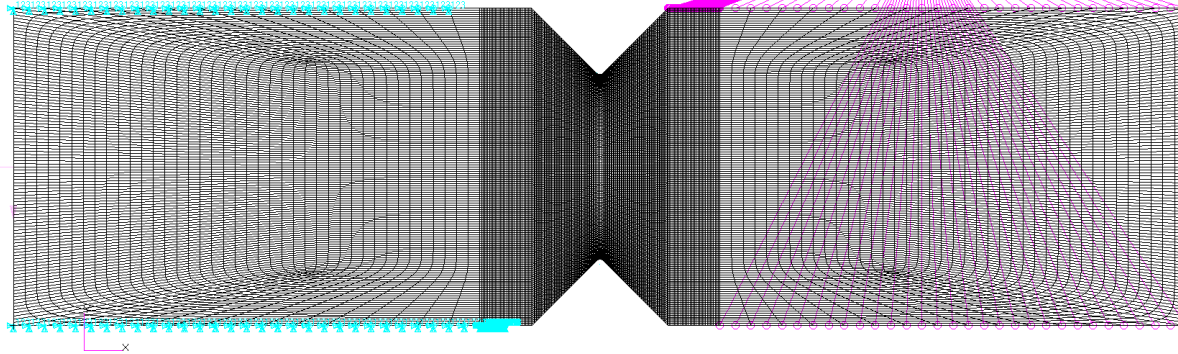
- Load applied through rigid body
 - Linear shell elements with linear, orthotropic behavior
 - Quadratic shell elements with nonlinear, orthotropic behavior only in notch section
- ➔ Sufficient Gauss Points and correct material behavior in notch section



Iosipescuせん断試験のモデリング

$$u_x, u_y, u_z = 0$$

$$\text{RB: } u_x, u_y = 0; u_z \neq 0$$

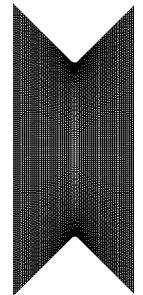


$$u_x, u_y, u_z = 0$$

- 荷重は剛体に負荷される
- 線形の直行異方性の挙動を持つ線形シェル要素
- ノッチ部のみに非線形の直行異方性挙動を持つ二次シェル要素



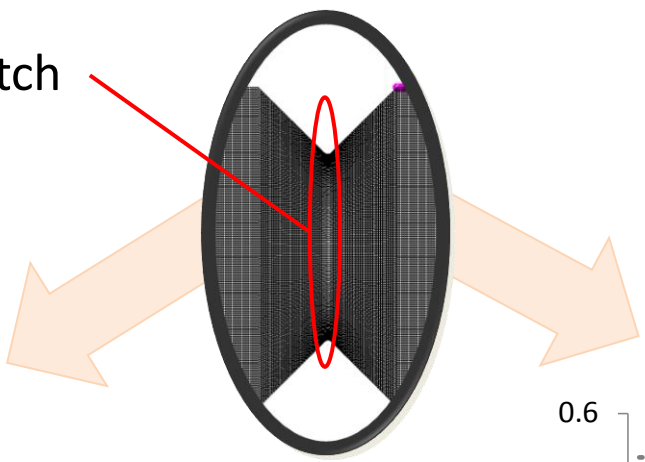
十分なガウスポイントとノッチ部における正確な材料挙動



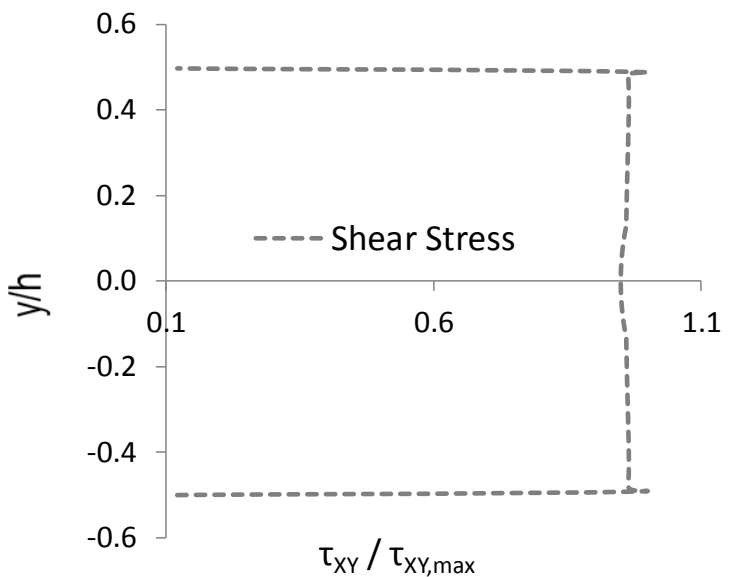
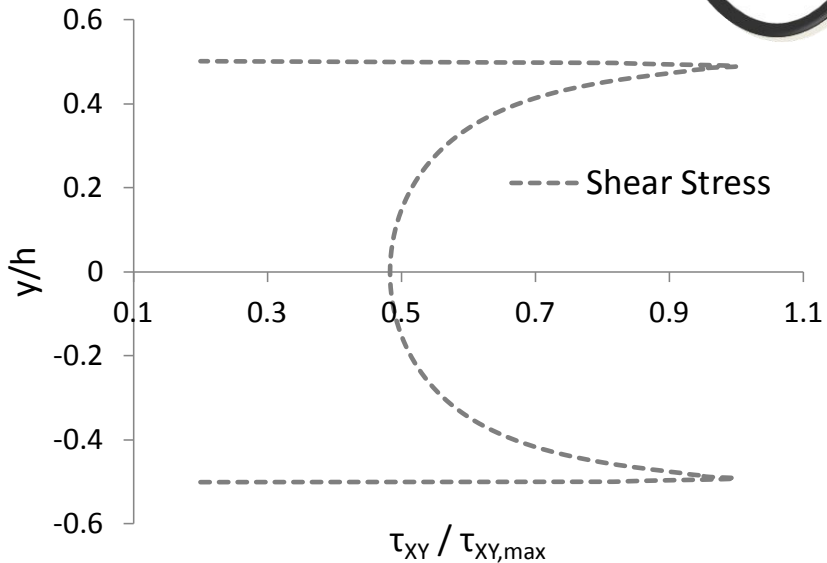
Results

Shear stress in notch

$$\tau = G * \gamma$$



$$\tau(\gamma) = G(\gamma) * \gamma$$

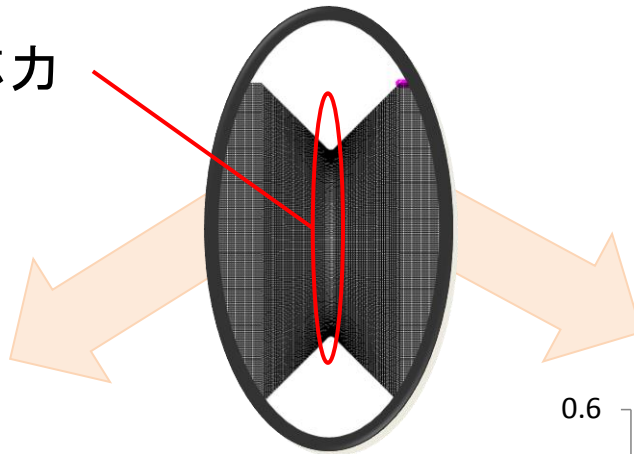


- Real shear stress distribution with hardening formulation is homogenous

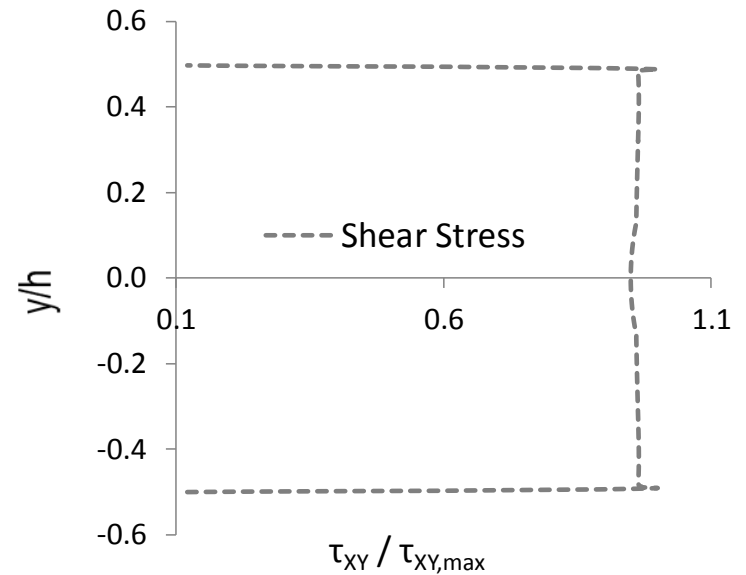
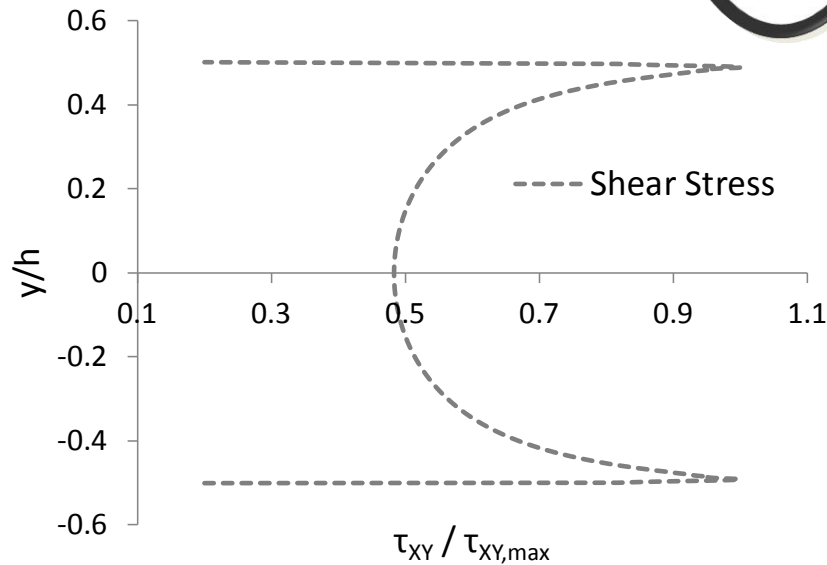
結果

ノッチのせん断応力

$$\tau = G * \gamma$$

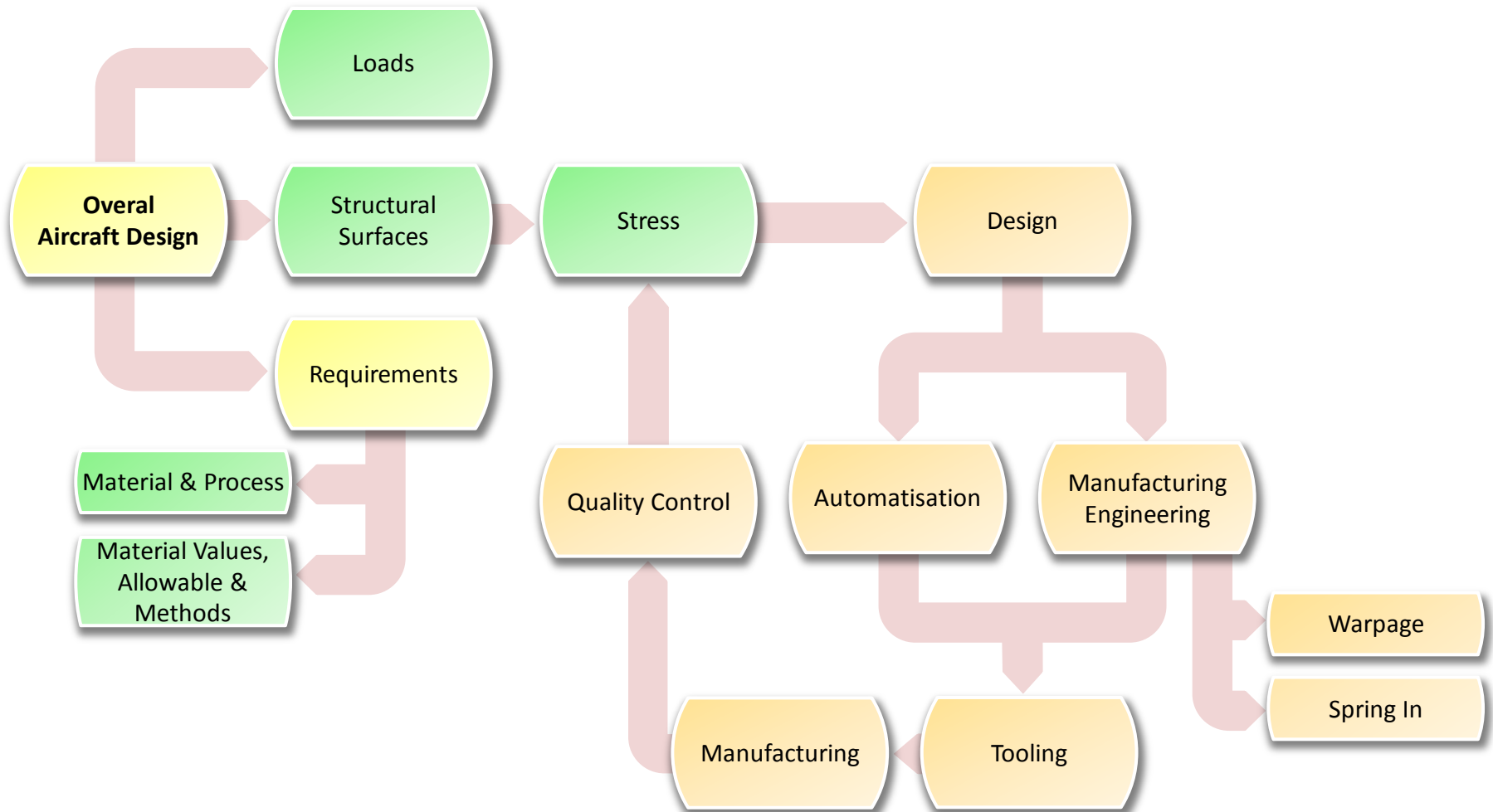


$$\tau(\gamma) = G(\gamma) * \gamma$$

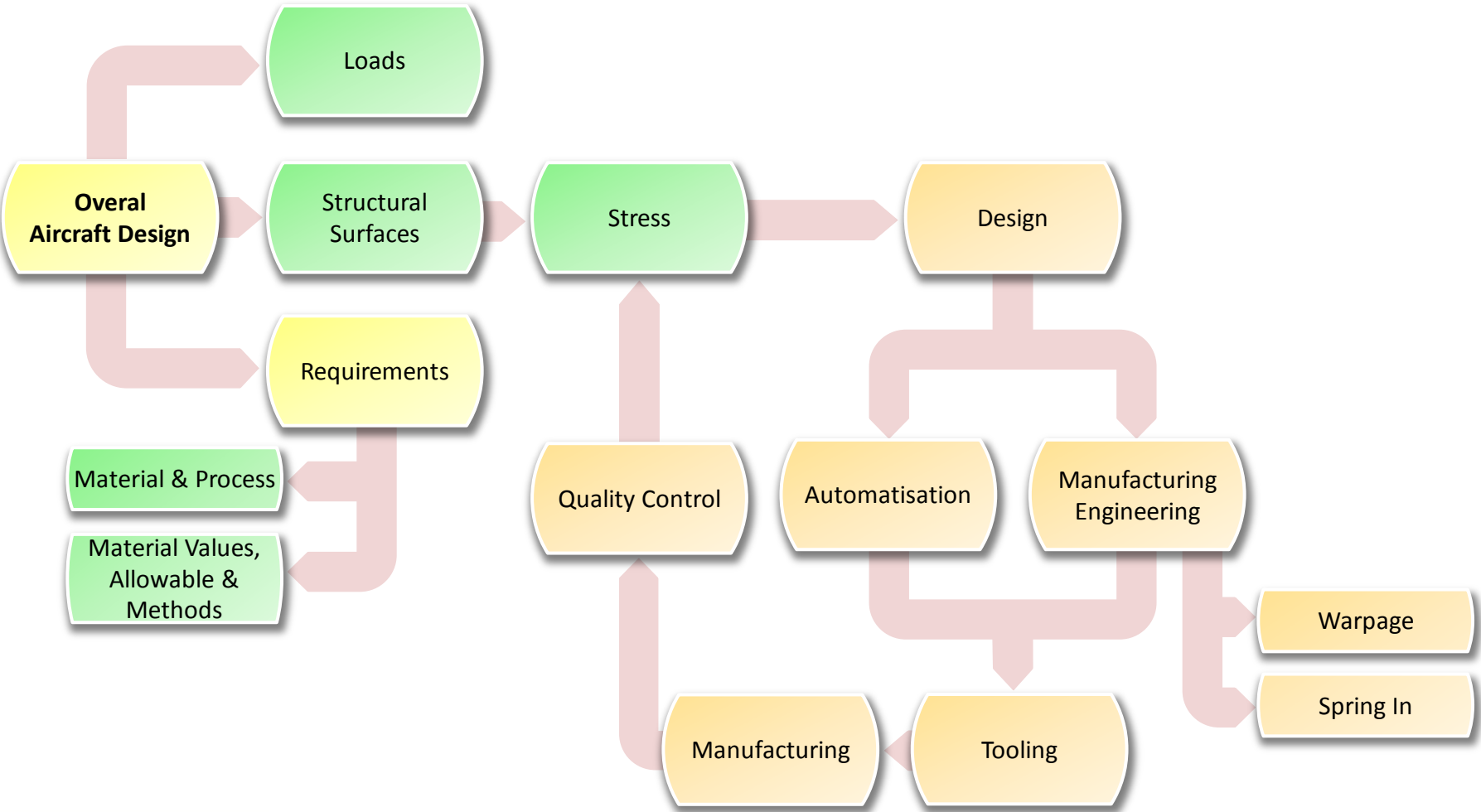


- 硬化定式化のせん断応力分布は均質的である

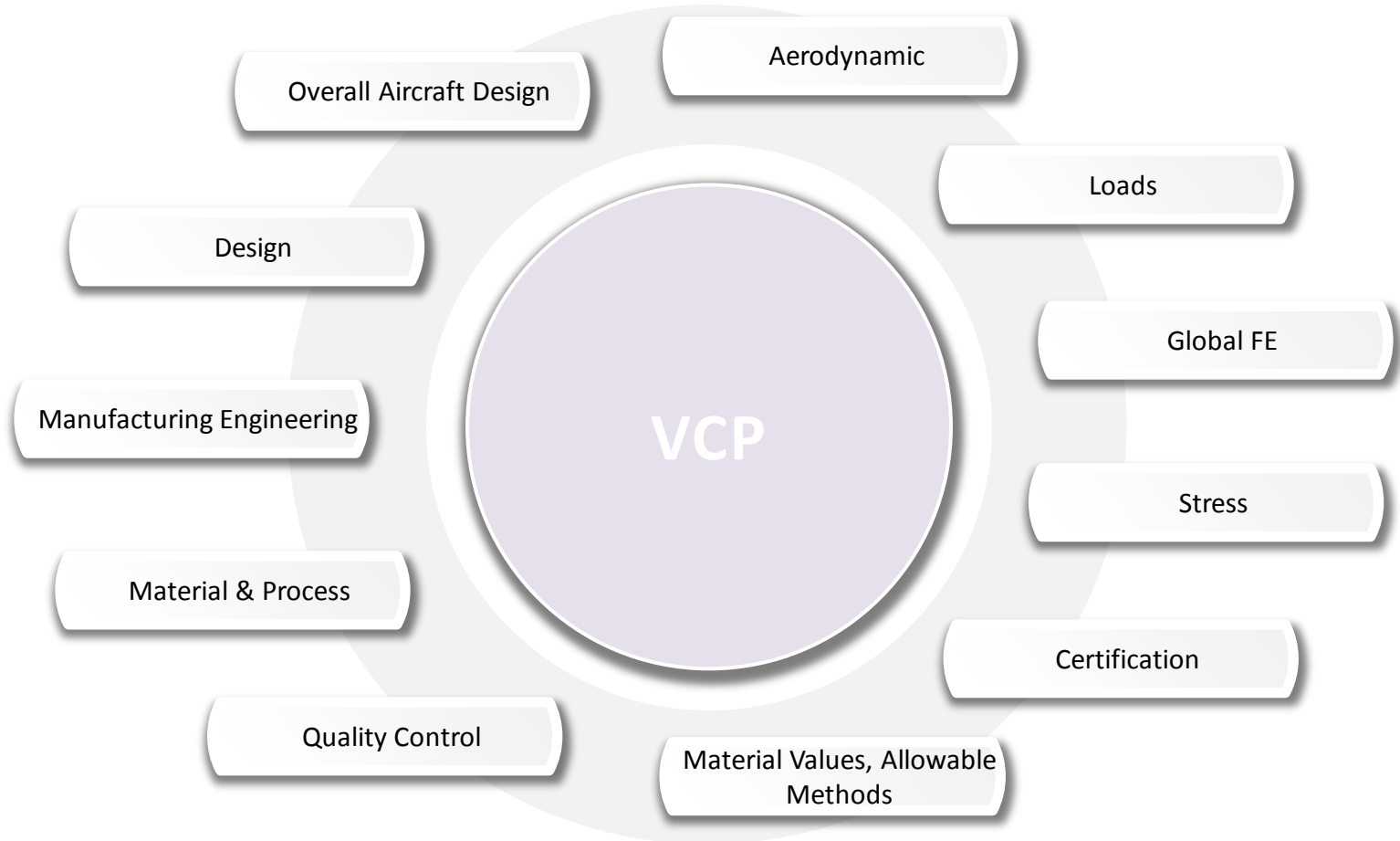
Development Chain Aerospace Today



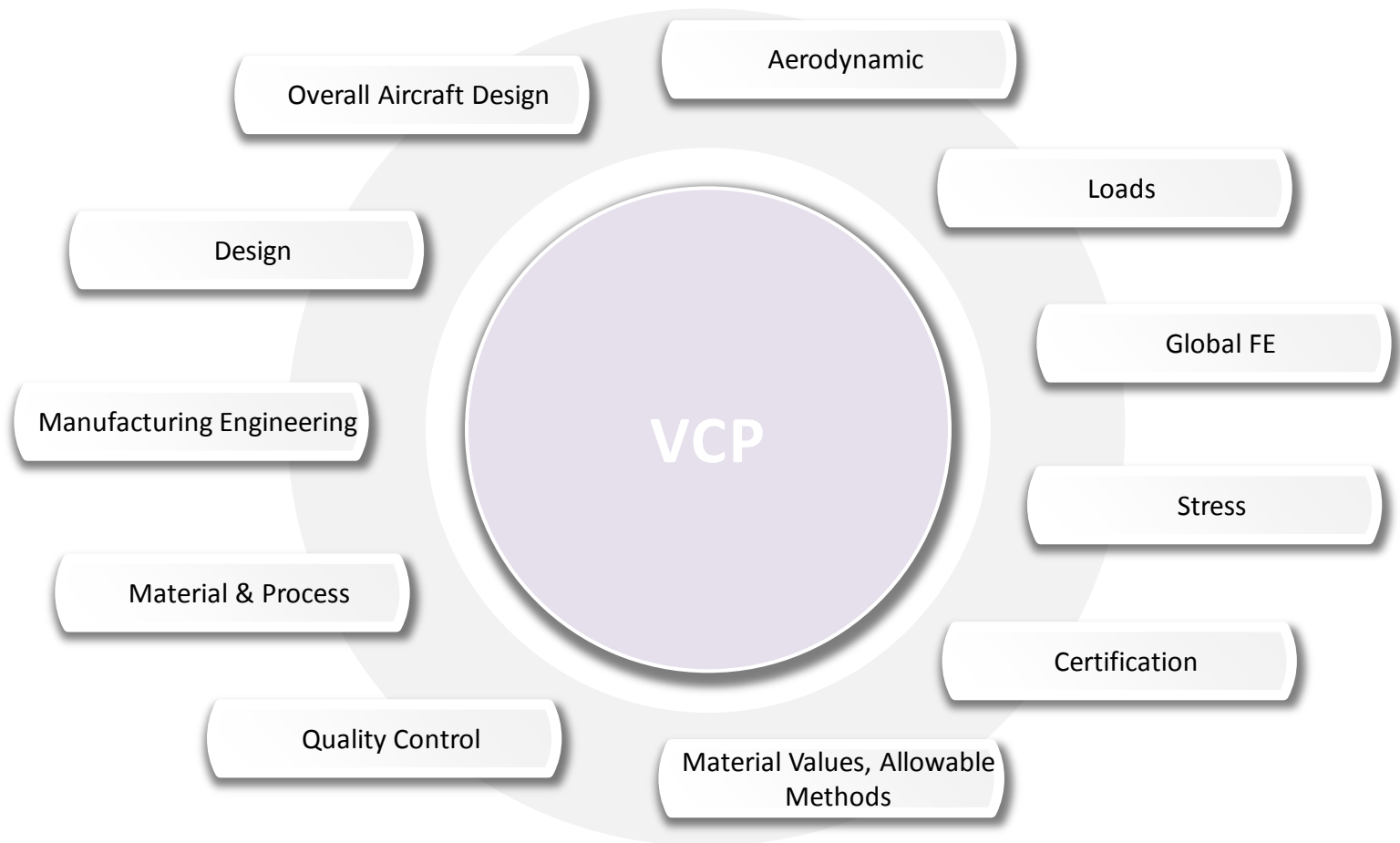
現在の航空機の開発チェーン



Development Chain Aerospace Tomorrow



現在の航空機の開発チェーン



Conclusion

- Composite material has a potential, but needs composite related design, sizing and manufacturing processes
- PID need to be considered as early as possible in product development chain
- The developed semi-numerical simulation strategy predicts PID with convincing accuracy
- Specific criteria, tests and simulation methods are needed to determine material characteristics
- More experimental studies are necessary
- VCP includes all methods and tools

結論

- 複合材料は将来性ある材料ですが、同時に複合材特有の設計、サイジング、製造プロセスを必要とします。
- PIDは製品開発チェーンの中で、できるだけ早く検討する必要があります。
- 開発された半数値シミュレーションは、納得できる精度でPIDを予測します。
- 特定の基準、試験、シミュレーション手法は、材料の特性を決定するために必要です。
- さらなる実験的研究が必要です。
- VCPは、全ての手法やツールを含んでいます。

Conclusion

The NAFEMS Composites Working Group is here to help addressing the needs of the composite simulation community

The survey will help us to define and prioritize our future work

We need your continued input

Thank you!

結論

NAFEMS複合材料ワーキンググループは、複合材料シミュレーションコミュニティのニーズに応えるためのものです。

アンケートは、今後の活動の内容を決めていくための指針となります。

皆様からの情報、ご意見、アドバイスをお待ちしております。

ありがとうございました!

Thank you!

Dr. C. Hühne

Head of Department
Composite Design

DLR
Institute of Composite
Structures and
Adaptive Systems

Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Germany

Phone: +49 531 295 2310
Email: christian.huehne@dlr.de



ご清聴ありがとうございました

Dr. C. Hühne

Head of Department
Composite Design

DLR
Institute of Composite
Structures and
Adaptive Systems



Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Germany

Phone: +49 531 295 2310
Email: christian.huehne@dlr.de