

東北大学大学院工学研究科次世代航空機研究センター
第2回航空機CAE研究会

航空機構造認証における課題と シミュレーション援用による効率化への期待

2014年1月23日

川崎重工業株式会社

航空宇宙カンパニー

技術本部 研究部 構造技術課

目次

1. 背景
2. 航空機構造認証とその課題
3. シミュレーション援用
4. 今後への期待

目次

1. 背景

2. 航空機構造認証とその課題

3. シミュレーション援用

4. 今後への期待

1. 背景

航空機構造の認証は、想定される様々な要因に対して構造の安全性を証明するプロセス。
民間航空機開発の中で重要な役割を占め、開発コスト・期間に大きく影響する。

背景

航空機構造の認証では、
製造・運用時に起こりうる
様々な影響に対する
安全性の証明が必要

- 民間航空機は、民間規格（FAR, JAR, 耐空性審査要領等）への適合性の証明が必要
- 強度に影響を与える全ての因子を考慮することが必要
- 検知不能な欠陥から大規模な損傷・故障に対しても安全性の証明が必要

現状

考慮すべき要因が増加
しており、試験実証規模が
大幅に拡大している。

- 材料、構造様式、装備品の高度化・複雑化に伴い損傷・故障種類が多様化
- 複合材構造は設計パラメータが多く、環境の影響も受けやすく、強度影響因子が多い
- 試験実証のコスト・期間・リスクが年々拡大

期待

航空機の安全性証明に
シミュレーションを活用し、
安全かつ高性能な航空機
を効率的に提供したい。

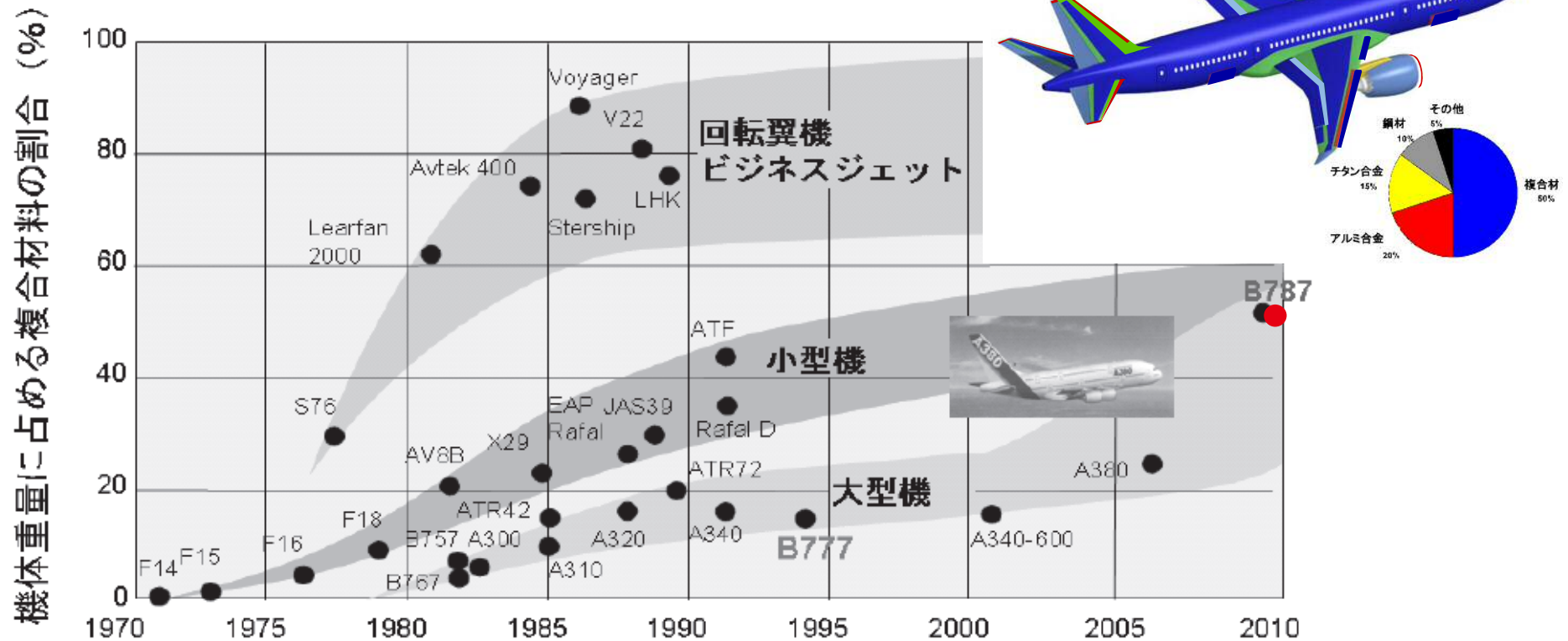
- より多くの強度影響因子を考慮した設計とすることで安全性を向上
- 設計自由度を向上し、最適化設計につなげる
- 認証コスト・期間の短縮で航空機開発のハードルを下げたい

1. 背景 複合材の適用

軽量化、耐久性の向上等を目的に、航空機への複合材の適用が拡大している。

複合材の航空機への適用は1940年代から、CFRPは1970年代から始まり、Boeing787では構造重量の50%に複合材を適用。

⇒ 近年例を見ない規模で、構造認証が実施された。



出典:「化学と教育」59巻4号(2011年)

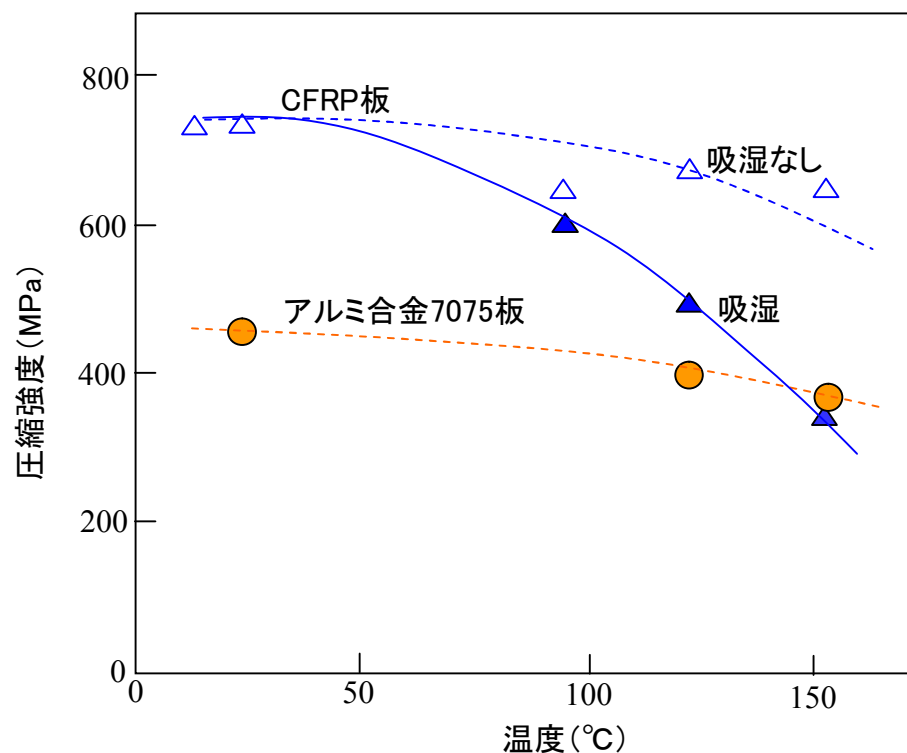
1. 背景 環境の影響

航空機構造の認証では、想定される最も厳しい温度・湿度を考慮する必要あり。

複合材は、温度・湿度の影響を受けやすい。

吸湿したCFRP板は、圧縮強度が高温で急激に低下する。

HTW(高温・高湿)での試験実施が重要である。



出典:「実用新素材技術便覧」通産資料調査会, 1996

航空機の使用環境(例)

寒帯 ~ 熱帯

温度:

海上(湿潤) ~ 砂漠(乾燥)

-60 ~ +80°C

低空 ~ 高度40,000ft (12km)

湿度:

0 ~ 100%



出典:

<http://www.mod.go.jp/trdi/news/>

平成21年 防衛白書

<http://boeing.mediaroom.com/>

1. 背景 複合材構造の今後

航空機業界における複合材構造の研究・開発の流れ

① アルミを置き換えただけの「ブラック・アルミ」設計からの脱却

アルミ合金設計 ⇒ ブラック・アルミ設計 ⇒ 複合材の最適設計
2割の重量軽減 4～5割の重量軽減
膨大な設計データが必要

② 複合材部品の大型化・複雑化

コスト低減、構造効率向上のために、一体成型が拡大。

→ 低コスト化
高性能化
品質のばらつき増加
製造パラメータの増加

787胴体
(一体成形)



③ 複合材部品製造の高レート化、低コスト化

プリプレグ	⇒ RTM成形、NCF	→ 高レート化 低コスト化 品質のばらつき増加 製造パラメータの増加
手積層	⇒ 自動積層	
オートクレーブ成形	⇒ オープン成形	
熱硬化複合材	⇒ 熱可塑複合材	

RTM: 樹脂注入成形
NCF: 織らずに繊維を束ねた素材

⇒ 複合材構造の増え続ける設計・製造・品質パラメータに対応できる構造認証手法が必要。

目次

1. 背景

2. 航空機構造認証とその課題

2. 1 安全性の要求

2. 2 航空機構造の認証

2. 3 航空機構造認証の課題

3. シミュレーション援用

4. 今後への期待

2. 1 安全性の要求 耐空性要件と型式証明

- ・ある航空機が飛行可能と承認される条件 ⇒ 当該航空機の**耐空性証明**取得。
通常は、**型式証明T/C (Type Certification)**を取得し、各機の検査を簡略化する。
 - ・**型式証明**は、**材料・設計・製造工程**を特定した「**型式**」(Type Design)が
航空法の全要件に適合することを証明して取得する。
 - ・型式証明取得は、民間航空機開発の重要なゴールであり、**開発の期間・コスト・
リスクの大きな要因である。**
- ➡ **複合材構造を始めとする新しい材料・設計・製造工程等を用いる場合は、
その適合性証明が、型式証明取得の重要なテーマとなる。**

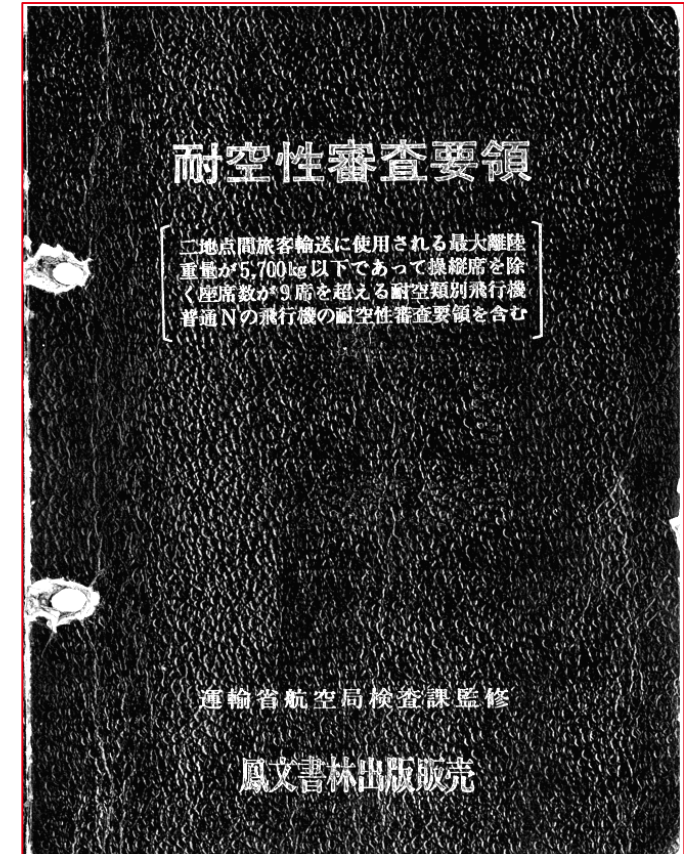
2. 1 安全性の要求 耐空性要件

米国: FAR (14 CFR)
Federal Aviation Regulation

内容は 日本: 耐空性審査要領
「耐審」



e-CFRウェブサイト <http://www.ecfr.gov/> より



2. 1 安全性の要求 耐空性要件と適合性証明

FAR(Federal Aviation Regulations)

≡

耐空性審査要領

民間航空機に対する安全要求を定義

AC(Advisory Circular)

AC25-21 Certification of Transport Airplane Structure

AC20-107 Composite Aircraft Structure

他

民間航空機の
適合性証明方法
のガイドライン

材料・製造

構造の証明

耐空性の維持

その他安全性

静強度

疲労／損傷許容性

フラッター

耐衝撃性

耐火性

耐雷性

品質管理

製造スペック

構造の防御

検査と整備

修理の証明

2. 1 安全性の要求 適合性証明

AC20-107B ～民間飛行機の複合材構造の型式証明取得のガイドライン～



U.S. Department
of Transportation
**Federal Aviation
Administration**

Advisory Circular

Subject: COMPOSITE AIRCRAFT
STRUCTURE

Date: 9/8/09

AC No: 20-107B

Initiated by: AIR-100

Change:

- 1. Purpose of this Advisory Circular (AC).** This AC sets forth an acceptable means, but not the only means of showing compliance with the provisions of Title 14 of the Code of Federal Regulations (14 CFR) parts 23, 25, 27, and 29 regarding airworthiness type certification requirements for composite aircraft structures involving fiber reinforced materials, e.g., carbon and glass fiber reinforced plastics. Guidance information is also presented on the closely related design, manufacturing, and maintenance aspects. The information contained herein is for guidance purposes and is not mandatory or regulatory in nature.
- 2. To Whom this AC Applies.** The audience of this AC may include applicants, certificate/approval holders, parts manufacturers, material suppliers, maintenance, and repair organizations.
- 3. Cancellation.** AC 20-107A, Composite Aircraft Structure, dated April 25, 1984, is cancelled.
- 4. Related Regulations and Guidance.** The material contained herein applies to normal, utility, acrobatic, commuter, and transport category aircraft type certificated under Civil Aviation Regulations (CARs) 3, 4b, 6, 7, and 14 CFR parts 23, 25, 27, 29; and it is produced in compliance with 14 CFR part 21, §§ 21.125, or 21.143 as may be appropriate. The sections of 14 CFR, parts 23, 25, 27, and 29 applicable to each paragraph of this AC are listed in Appendix 1. Other supporting guidance relevant to the AC is also provided in Appendix 1.
- 5. General.**
 - a. The procedures outlined in this AC provide guidance material for composite structures, particularly those that are essential in maintaining the overall flight safety of the aircraft ("critical structure" as defined in Appendix 2), and are considered acceptable to the FAA for showing compliance with certification requirements of civil composite aircraft. This circular is published to aid in the evaluation of certification programs for composite applications and to reflect the current status of composite technology. It is expected that this circular will be modified

9/8/09

AC 20-107B

after a predetermined length of service, which takes into account damage and other degradation due to the service period.

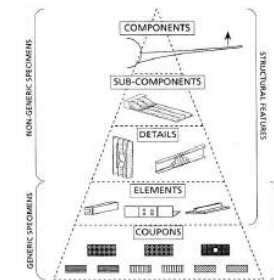


Figure 1 - Schematic diagram of building block tests for a fixed wing

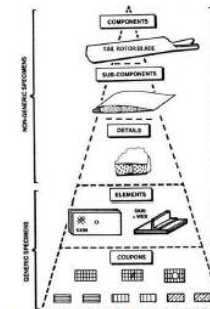


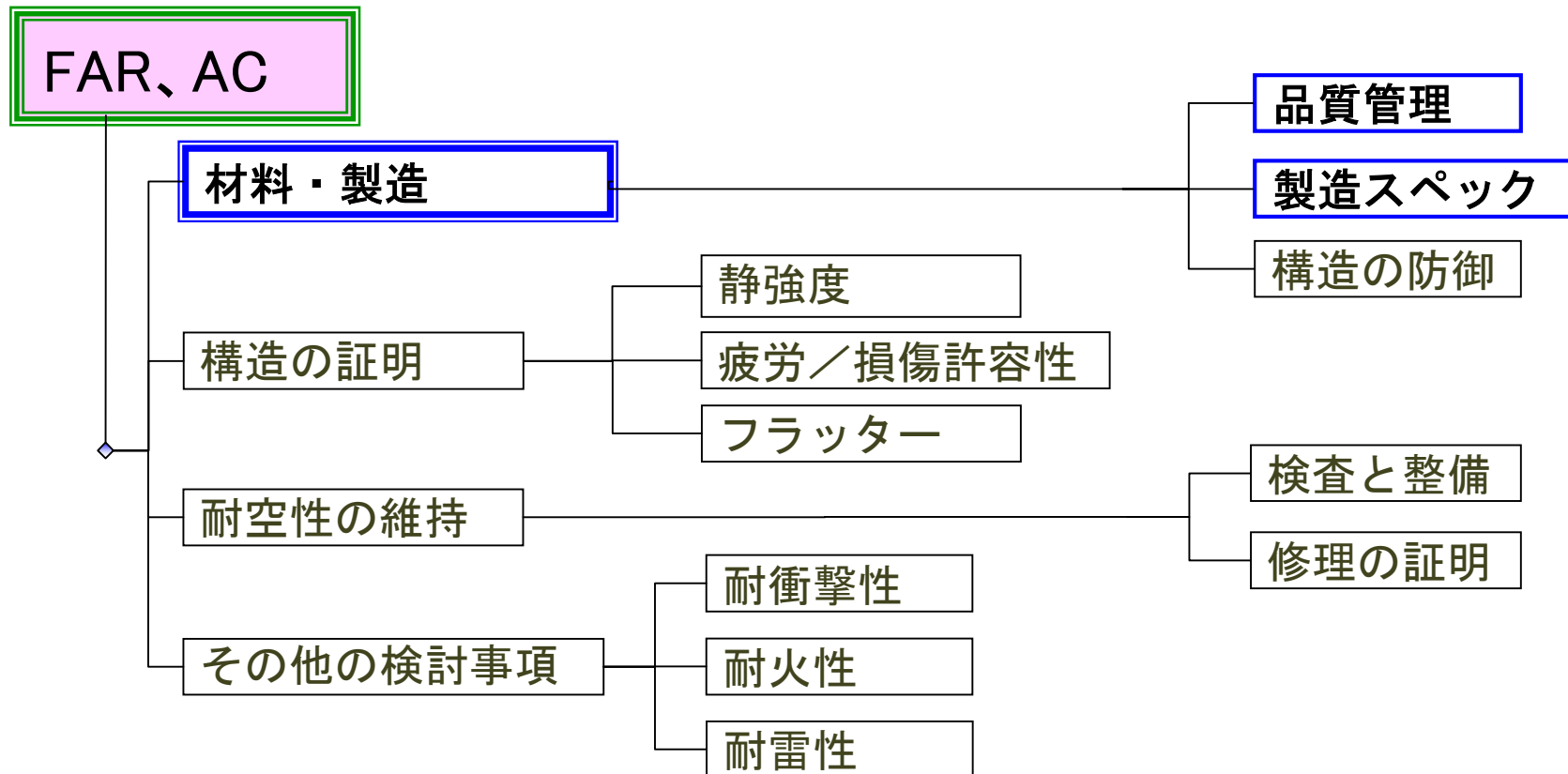
Figure 2 - Schematic diagram of building block tests for a tail rotor blade

(2) Successful static strength substantiation of composite structures has traditionally depended on proper consideration of stress concentrations (e.g., notch sensitivity of details and impact damage), competing failure modes, and out-of-plane loads. A complete building block approach to composite structural substantiation addresses most critical structural issues in test articles with increasing levels of complexity such that many areas of reliable performance can be demonstrated prior to the component tests. The details and subcomponent testing should establish failure criteria and account for impact damage in assembled composite structures.

Page 9

FAAウェブページ http://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/ より

2. 2 航空機構造の認証 材料・製造の管理



製造される部品の信頼性・再現性を確保するために、
材料・製造工程のスペック(仕様書)を設定し、FAA／JCAB等の承認を得る。

設計データ取得試験／強度実証試験には、実際の機体と同じ材料・製造工程スペック
に基づく供試体を用いて、トレーサビリティを確保する。

2. 2 航空機構造の認証 材料の管理

KHIでは、開発した複合材(KMS-6115)に対して航空局(JCAB、FAA)の承認を取得し、民間航空機に適用した。

⇒ 材料、製造工程も合わせて提案できることで、開発参画のチャンスが増加する。

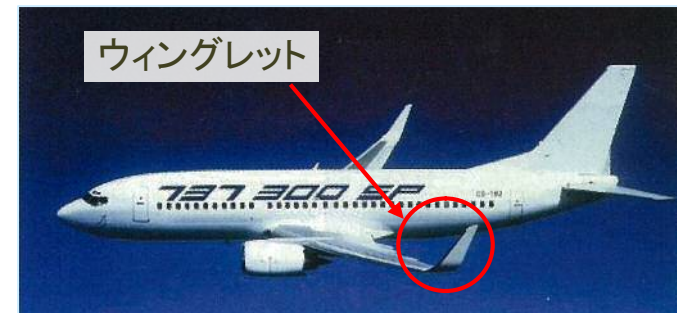


BK117C-2

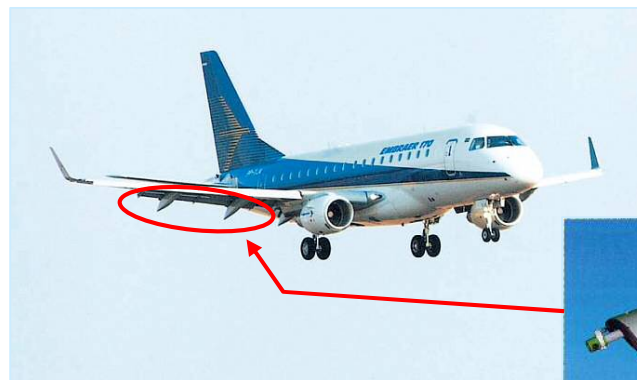
JCAB
承認



FAA
承認



Boeing737SP



Embraer170/190

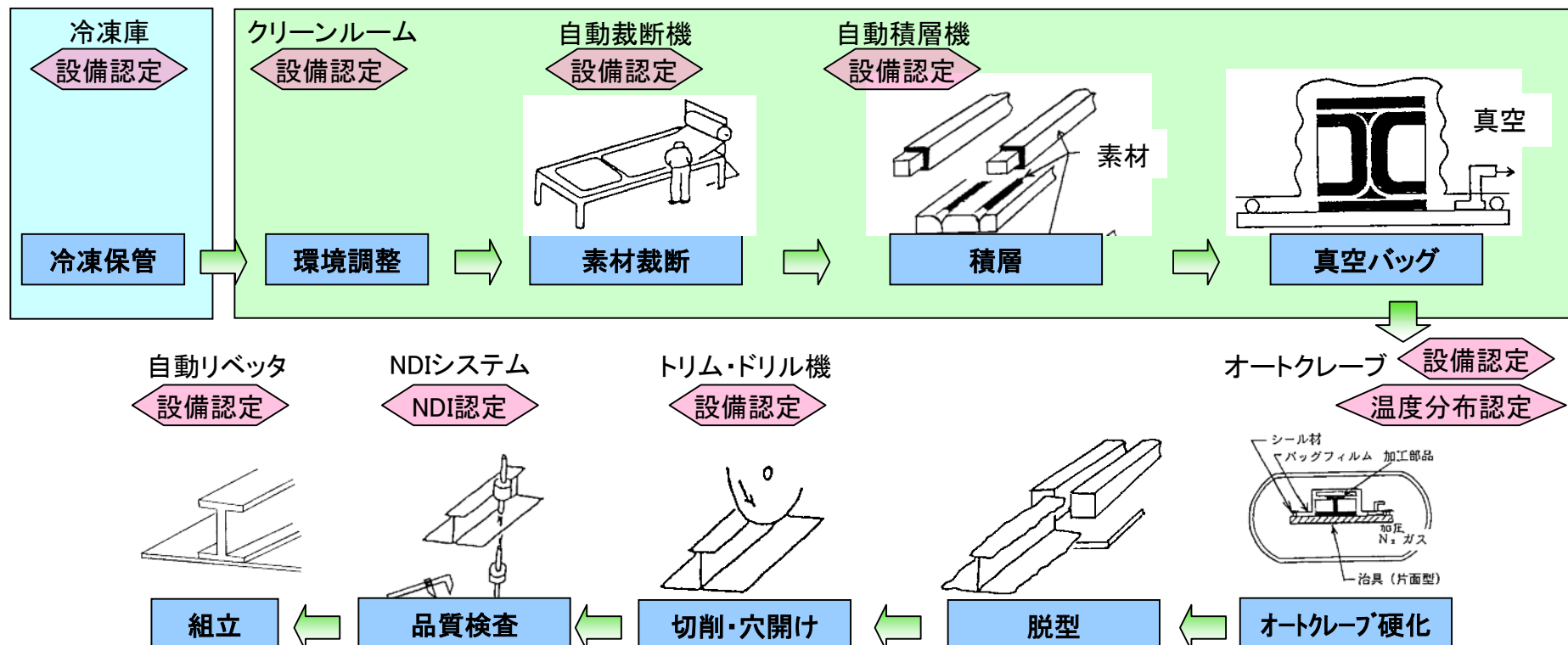


2. 2 航空機構造の認証 製造工程の管理

複合材部品の品質は、製造工程の影響を強く受けることから、製造工程の管理のために、以下の認定が要求される。

- ・品質に影響する全製造設備の設備認定(製造開始前)
- ・製造工程を確認する部品認定(量産開始前)

複合材部品は、認定された材料・設備を用いて製造し、非破壊検査を全品実施。

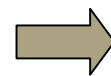


2. 2 航空機構造の認証 構造の証明



構造の適合性証明は、以下のいずれかにより証明する。

- ①類似した構造を用いた機体の開発経験
- ②試験に裏づけられた解析
- ③試験



一般に②試験に裏づけられた解析が用いられる
「Certify by Analysis verified by Test」

2. 2 航空機構造の認証 強度要求と試験要求

航空機構造に対する強度要求、及び、適合性を証明するための試験

強度要求 (CFR 25.305, 25.571、耐審3-1-3, 3-9-1)

想定される**最大荷重の1.0倍(制限荷重)**で 安全上有害な残留変形、又は、
安全な飛行を妨げる変形をしないこと。

想定される**最大荷重の1.5倍(終極荷重)**で 破壊しないこと。

想定される**寿命の3倍の期間**運用しても 疲労破壊しないこと。

想定される損傷、されない損傷に対して 所定の許容性があること。(損傷許容性)

試験要求 (CFR 25.307, 25.571、耐審3-1-4, 3-9-1)

制限荷重試験: 制限荷重で有害な変形をしないことを確認する。

終極荷重試験: 終極荷重で破壊しないことを確認する。(3秒間耐荷が必要)

疲労試験: 寿命の3倍の期間疲労破壊しないことを確認する。*1

損傷許容性試験: 構造が損傷しても所定の安全性を有することを確認する。*2
(鳥衝突、ローターバースト、タイヤバースト、雹・石等の衝突等)

注記 *1

2011年に導入されたLOV(Limit of Validity、寿命の有効期限)は疲労試験回数の1/3に設定される。

飛行回数がLOVを超えると検査要求が厳しくなるため、設計寿命の3倍の疲労試験回数一般化しつつある。

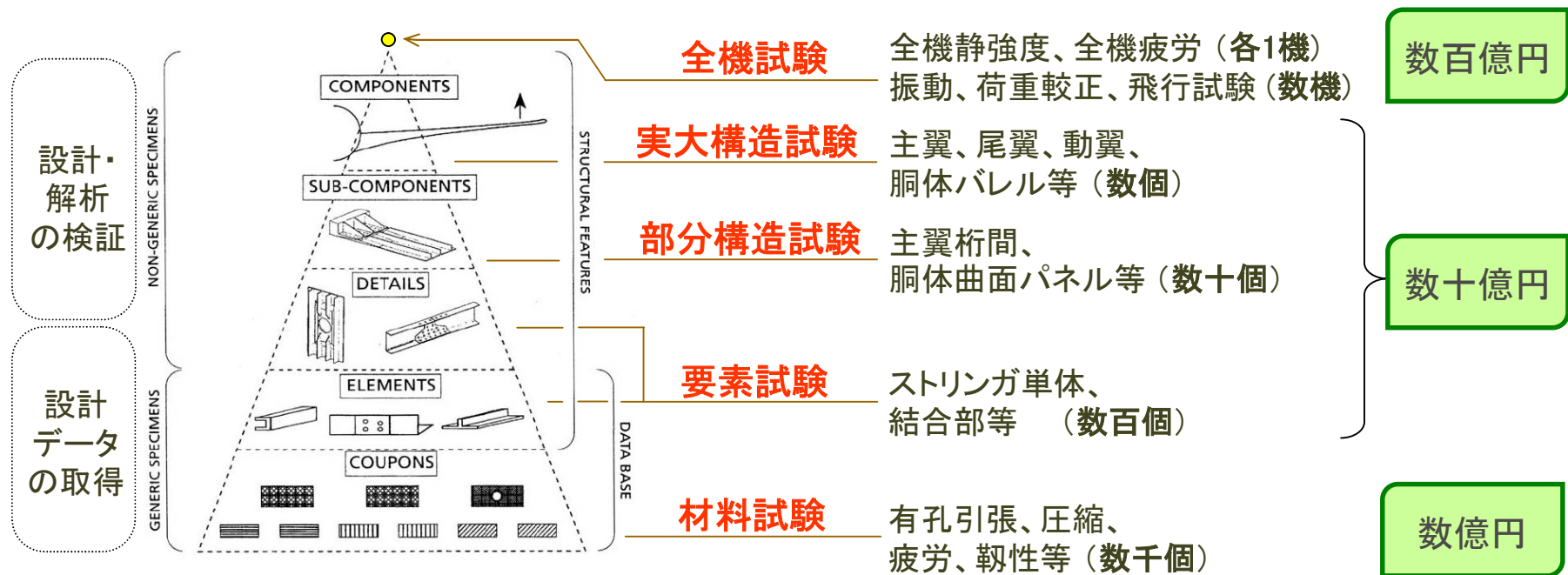
注記 *2

損傷許容性は、解析保証が一般的であるが、その解析データは試験で取得される。

また、複雑な損傷状況を把握するために、大掛かりな損傷試験が実施される。

2.2 航空機構造の認証 構造試験の積み上げ (Building Block Approach)

- ・材料試験から実大構造試験まで種々の試験を実施し、
設計データの取得 及び 設計・解析の検証 を積み上げる。



既存の航空機と類似の材料・設計・製造工程であれば、実績による証明が可能。
また、設計・解析の検証にも実績を適用可能。

2. 2 航空機構造の認証 構造試験例

ボーイング787は、新しい材料、設計、製造工程を多数採用したため、Building Blockの底辺から膨大な数の試験が実施された。

787 飛行試験



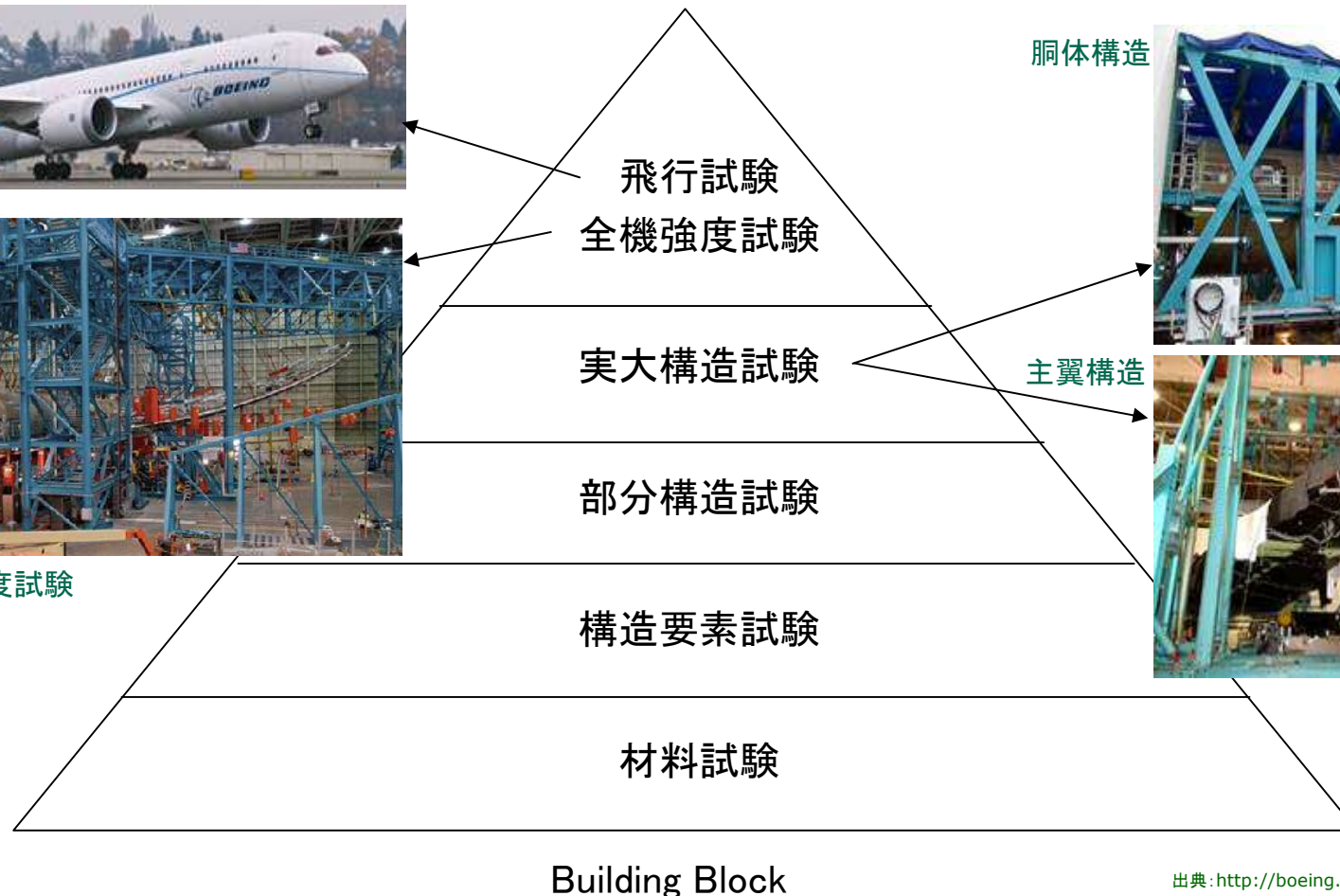
787 全機静強度試験

787 実大構造試験

胴体構造



主翼構造



出典: <http://boeing.mediaroom.com/>

2. 2 航空機構造の認証 構造試験例

金属構造等で設計データの実績があれば、材料試験・構造要素試験の一部が省略される。
ただし、強度実証のためにBuilding Block上部の試験は実施される。

エアバス A380 全機静強度試験



防衛省 XC-2 全機静強度試験



出典: <http://www.airbus.com/galleries/>
<http://www.khi.co.jp/pressrelease/>
http://www.mod.go.jp/trdi/research/kenkyu_koukuu.html

2. 2 航空機構造の認証 耐久性の証明

航空機構造の耐久性の証明には、Building Blockの底辺から疲労試験／損傷許容性試験を積み上げて、設計データ取得 及び 耐久性実証 を実施。

材料レベル:	材料疲労特性取得	(S-N曲線等の汎用的なデータ)
構造要素・部分構造:	設計データ取得	(設計・想定運用・環境に合致したデータ)
実大構造・全機試験:	耐久性の実証	(全機設計・想定運用に合致したデータ)



複合材に特徴的な事項 (AC20-107B)

複合材構造は、繊維方向の疲労は標定となりにくい。
接着強度、層間強度の耐久性には注意が必要。

複合材構造の損傷許容性を示すには、大きく以下の二種類の証明が必要。

- ・大規模な損傷に対して、所定の強度を有すること（衝突等）
- ・製造・運用時の検知不能な損傷に対する損傷許容性

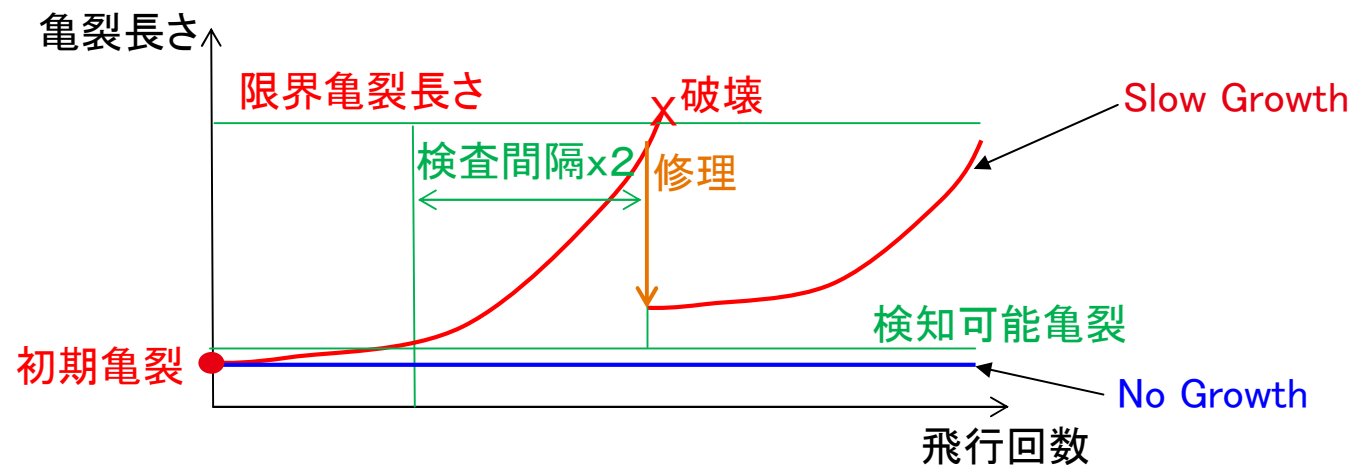
2. 2 航空機構造の認証 損傷許容性

亀裂等の損傷に対する許容性確保のための3種類の設計手法

- No Growth手法: 損傷が進展しないように設計する手法
- Slow Growth手法: 損傷進展が安定し、予測可能であるように設計する手法
- Arrested Growth手法: 損傷を、形状変化部や補強部で捕捉できるように設計する手法

複合材構造は、No Growth手法を適用することが一般的。

損傷が進展し、所定レベルの荷重に耐荷できない大きさまで成長しない様、適切な検査方法と検査間隔を設定する。



2. 2 航空機構造の認証 舵面等の損傷許容性

正常に機能している場合だけでなく、ヒンジ／アクチュエータ等が破損・誤作動した際にも安全性が損なわれないことを示す必要がある。



A380 フラップ評価試験

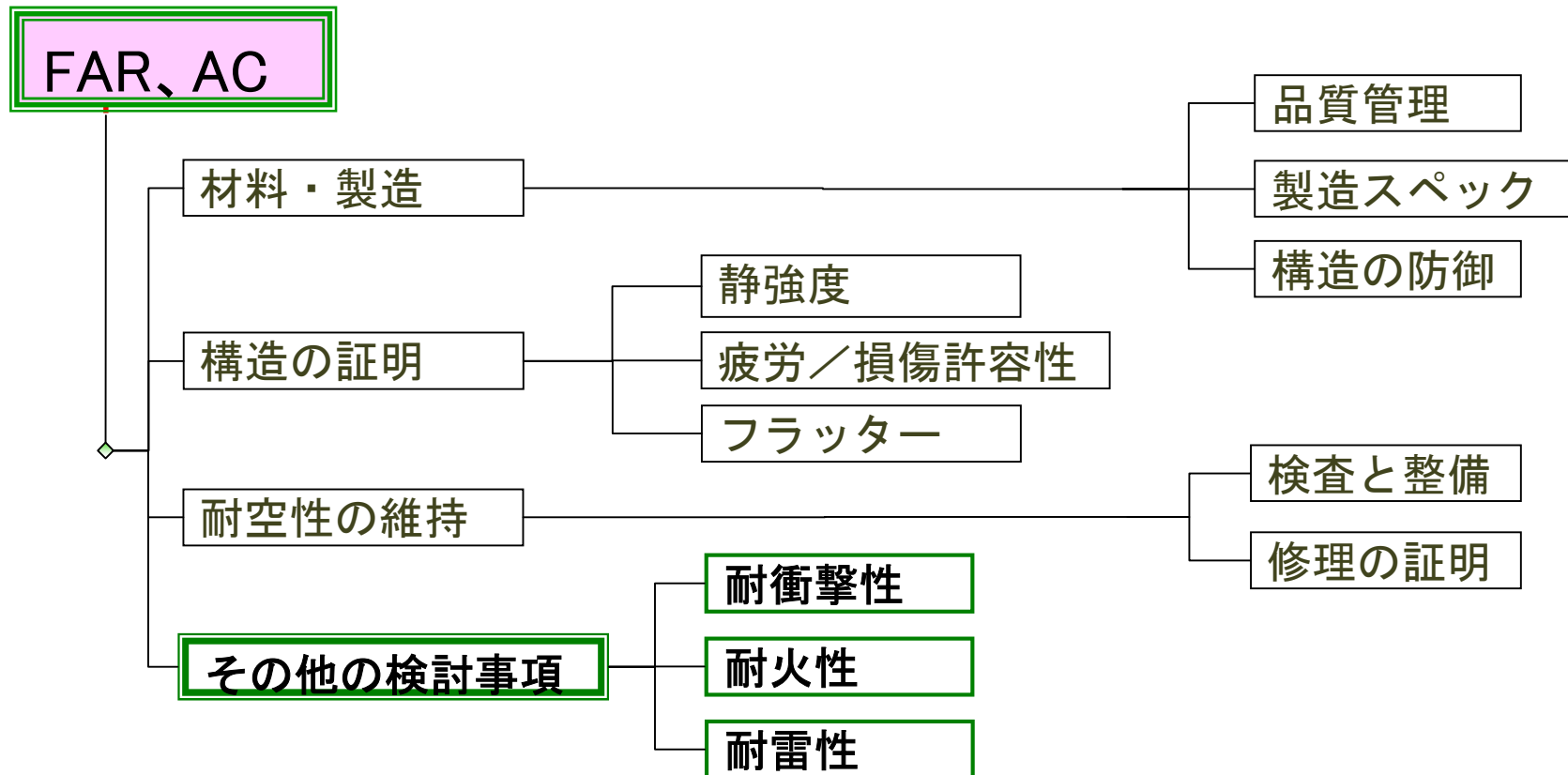
主翼の変形まで模擬できる複雑な試験装置を使用し、ヒンジ／アクチュエータ等の破損・故障による構造／制御系の過渡応答を評価した。

実試験に加え、解析による模擬試験を用いて、試験不能な破損・故障場合も多数評価。

(詳細は3項で示す)

出典: MSC User会議 2008年10月

2. 2 航空機構造の認証 その他の検討事項



耐衝撃性、耐火性、耐雷性等の証明は、金属構造でも必要だが、
複合材構造ではより一層重要となる。

(2. 3項の「航空機構造認証の課題」に例を示す。)

2.3 航空機構造認証の課題 新しい材料・製造工程の適用

複合材料を始め、新しい材料が次々と開発され、航空機構造へ次々と適用されている。
航空機構造に新しい材料・製造工程を用いる場合には、認証に手間がかかることから、
少しずつ適用を拡大していくことが一般的。

新材料の認証に必要な作業例

- 材料・製造工程のスペック策定
- 材料、設備、部品の認定
- 材料許容値の取得
- 設計データの取得

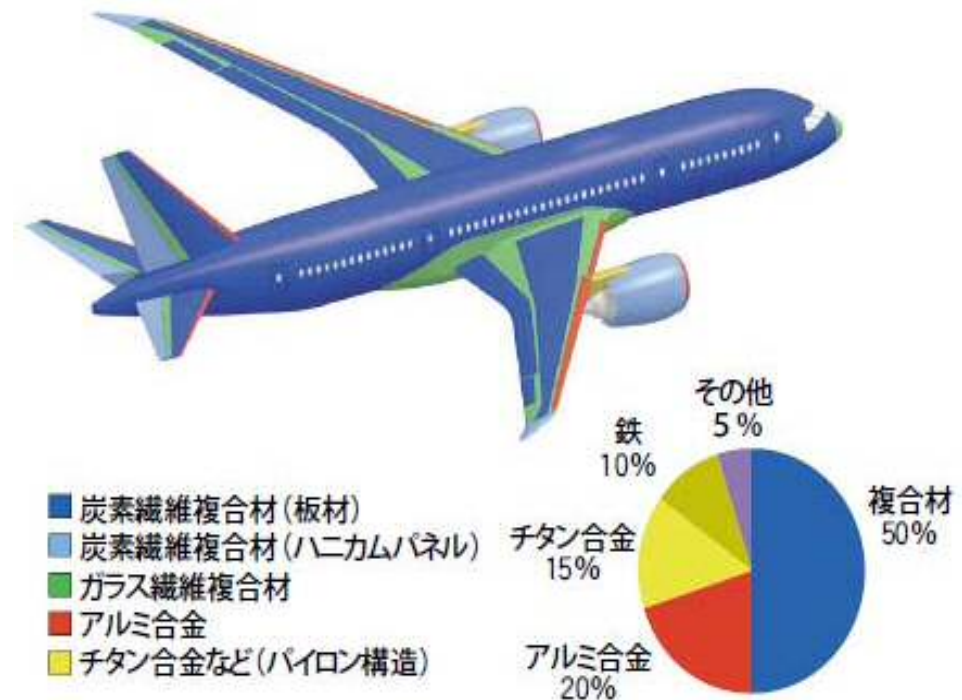
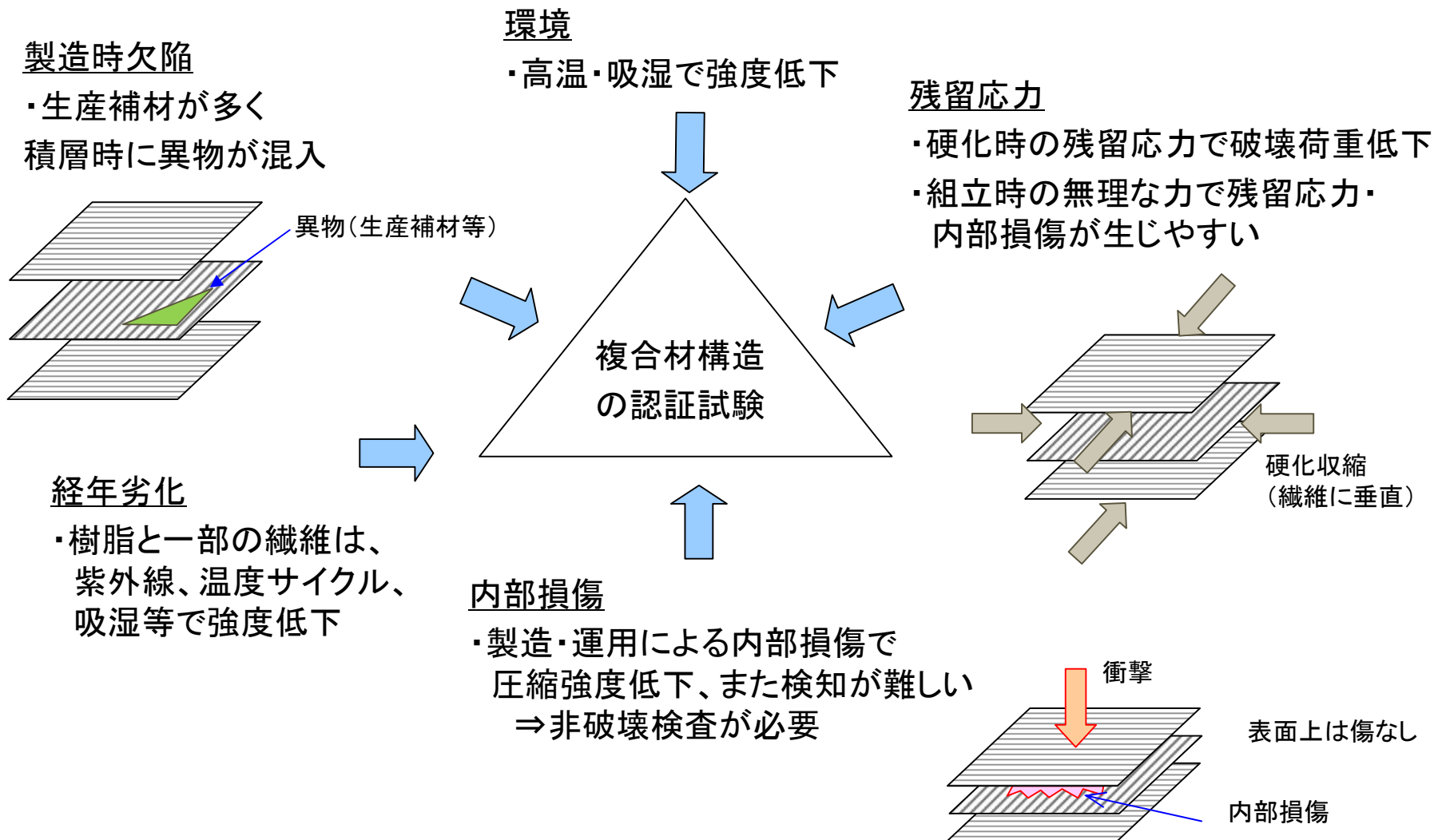


図2 B787機体構造への各種材料の適用比率¹⁾

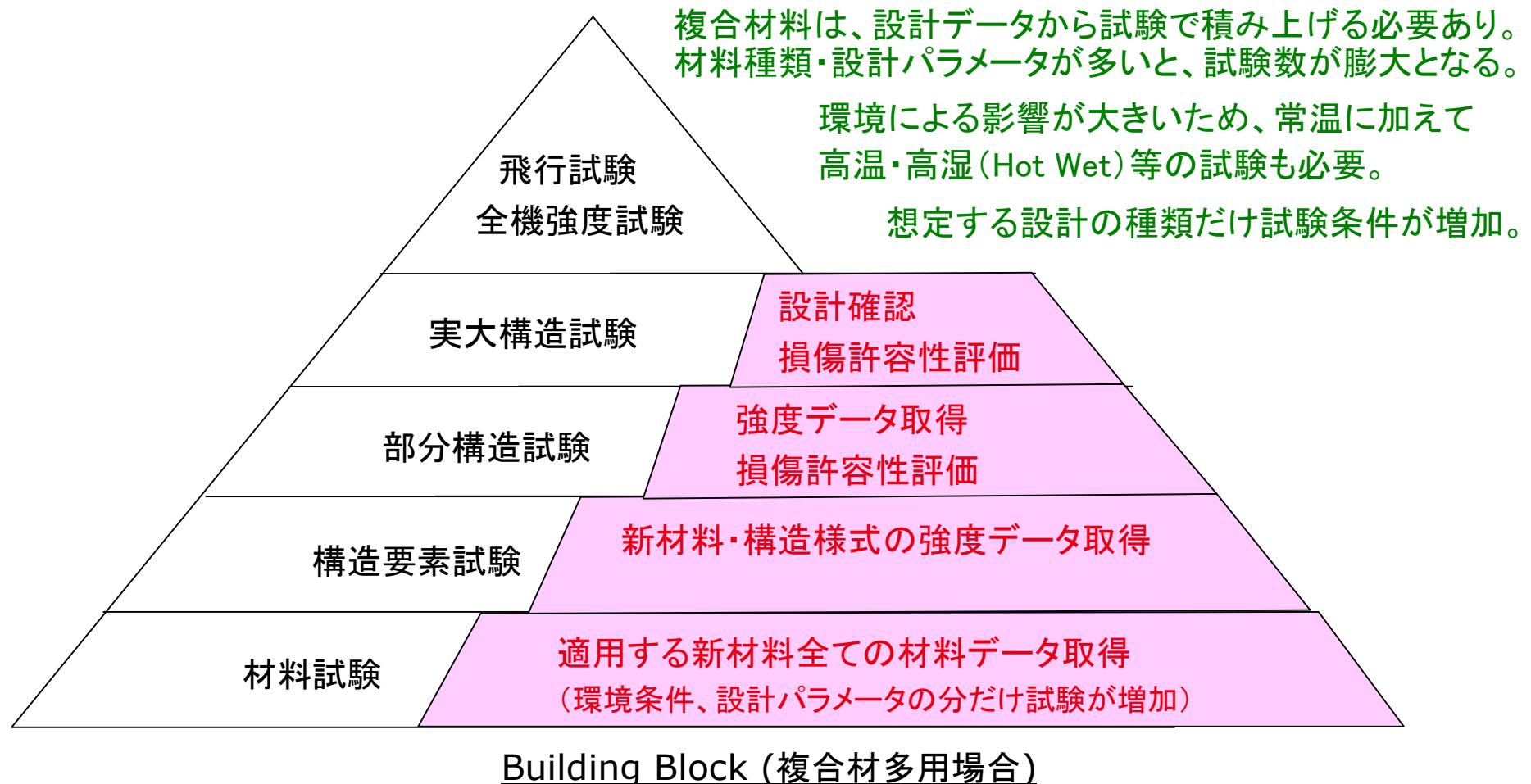
2.3 航空機構造認証の課題 複合材強度に影響を与える要因

複合材強度は、様々な要因に影響を受けるため、認証で考慮すべき試験条件が多い。



2.3 航空機構造認証の課題 複合材構造試験

複合材構造の場合、設計データ取得、環境の影響評価、設計パラメータの増加等により、Building Blockを構成する試験が金属構造より大幅に増加する。



2.3 航空機構造認証の課題 非常着陸等に対する耐衝撃性

非常着陸等で小規模にクラッシュした場合でも、乗客・乗員の生存性の保証が必要。

- ・ 非常脱出経路が確保されること
- ・ 乗客・乗員が経験する加速度・荷重がクリティカルな値を越えないこと

この証明として、胴体の落下試験等が実施される。



YS-11(金属構造)のDrop test

出典：川崎重工技報 2005.5月号

金属構造は、塑性変形によって
衝撃エネルギーを吸収。

複合材は塑性変形が小さく
衝撃エネルギー吸収量が少ない。



耐衝撃性を考慮した
特別な構造様式が必要。



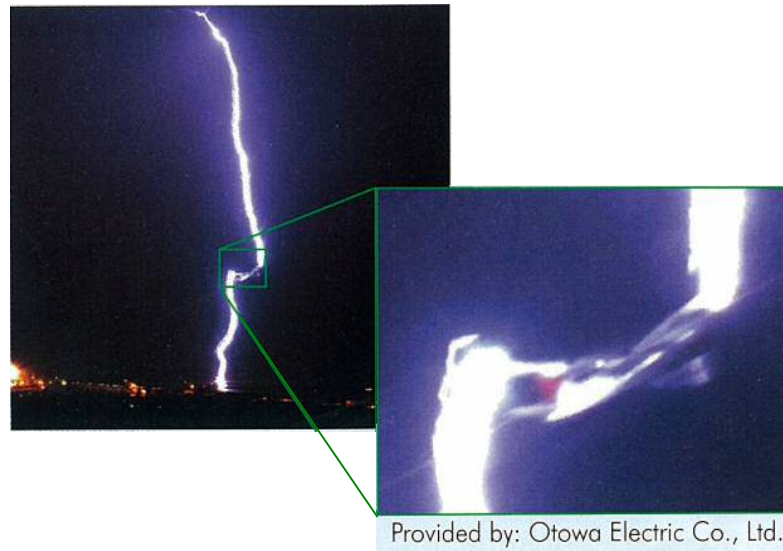
Boeing787のDrop test

出典：<http://www.boeingblogs.com/>

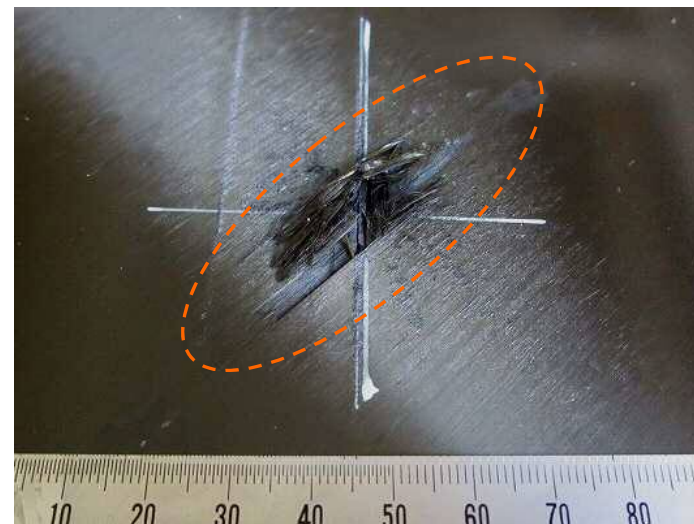
2.3 航空機構造認証の課題 耐雷性

落雷により致命的な影響を受けないことを保証するための設計、試験が必要。

- 落雷部などに致命的な損傷を生じないこと
- 燃料タンク(主翼など)内に、構造貫通、アーク放電、火花放電などを生じないこと



複合材は電気伝導率が小さいため、落雷部に大きな損傷が生じる。また、ファスナ部の放電防止も重要。



耐雷性を考慮した特別な設計が必要。

- 複合材表面に耐雷メッシュ
- 雷電流の導電経路の確保
- 雷電流からの装備品の保護
- 燃料タンク部の引火防止設計、等

耐雷設計の有効性を示す試験は難しく、特殊な試験設備が必要。

目次

1. 背景
2. 航空機構造認証とその課題
3. シミュレーション援用
4. 今後への期待

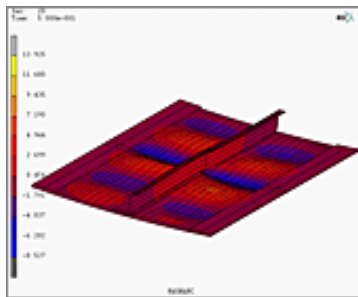
3. シミュレーション援用 構造解析例

航空機構造の強度解析とFEM解析に代表されるシミュレーションの役割

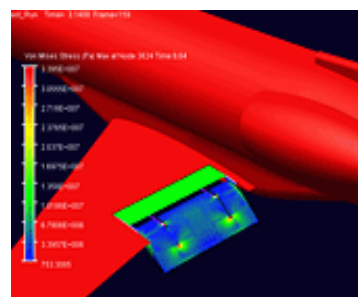
=> 航空機構造設計にFEM解析が多用されているが、通常は荷重の算出まで。
複雑な形状に対しては詳細FEM解析を実施するが、それも応力の算出まで。

強度評価には、これまでの航空機開発実績に基づく強度計算式・表を用いる。
これを、どこまでシミュレーションで再現できるかが、認証効率化の鍵となる。

補強板の座屈解析



航空機フラップの解析



当初のFEM解析

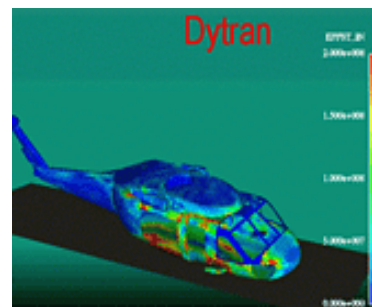


衝突解析の発展

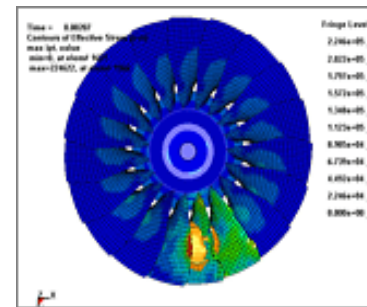


多分野の連成解析

ヘリの衝突解析



エンジンの衝突解析



航空機の着水解析

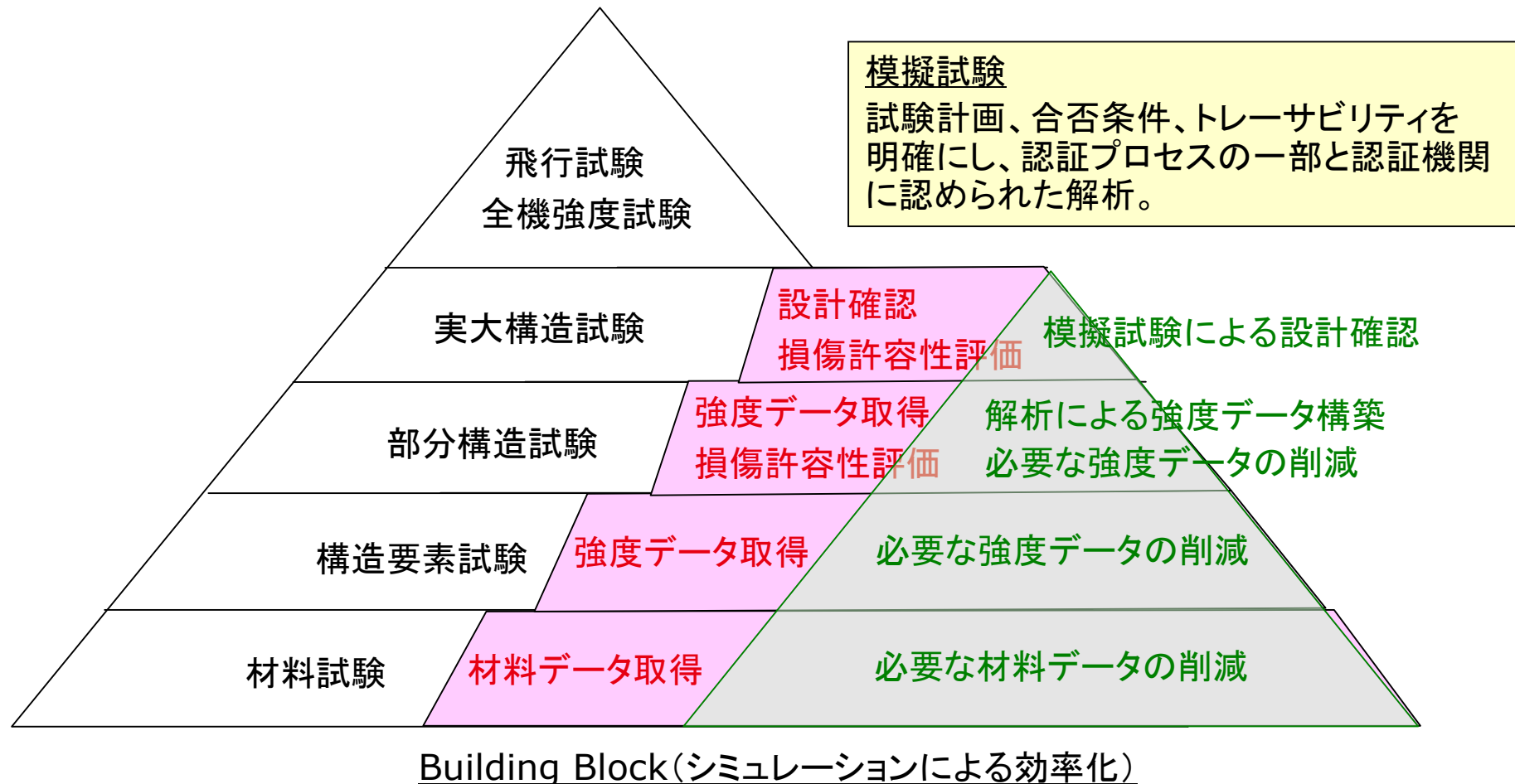


出典: <http://www.mscsoftware.co.jp/>

3. シミュレーション援用 試験削減への期待

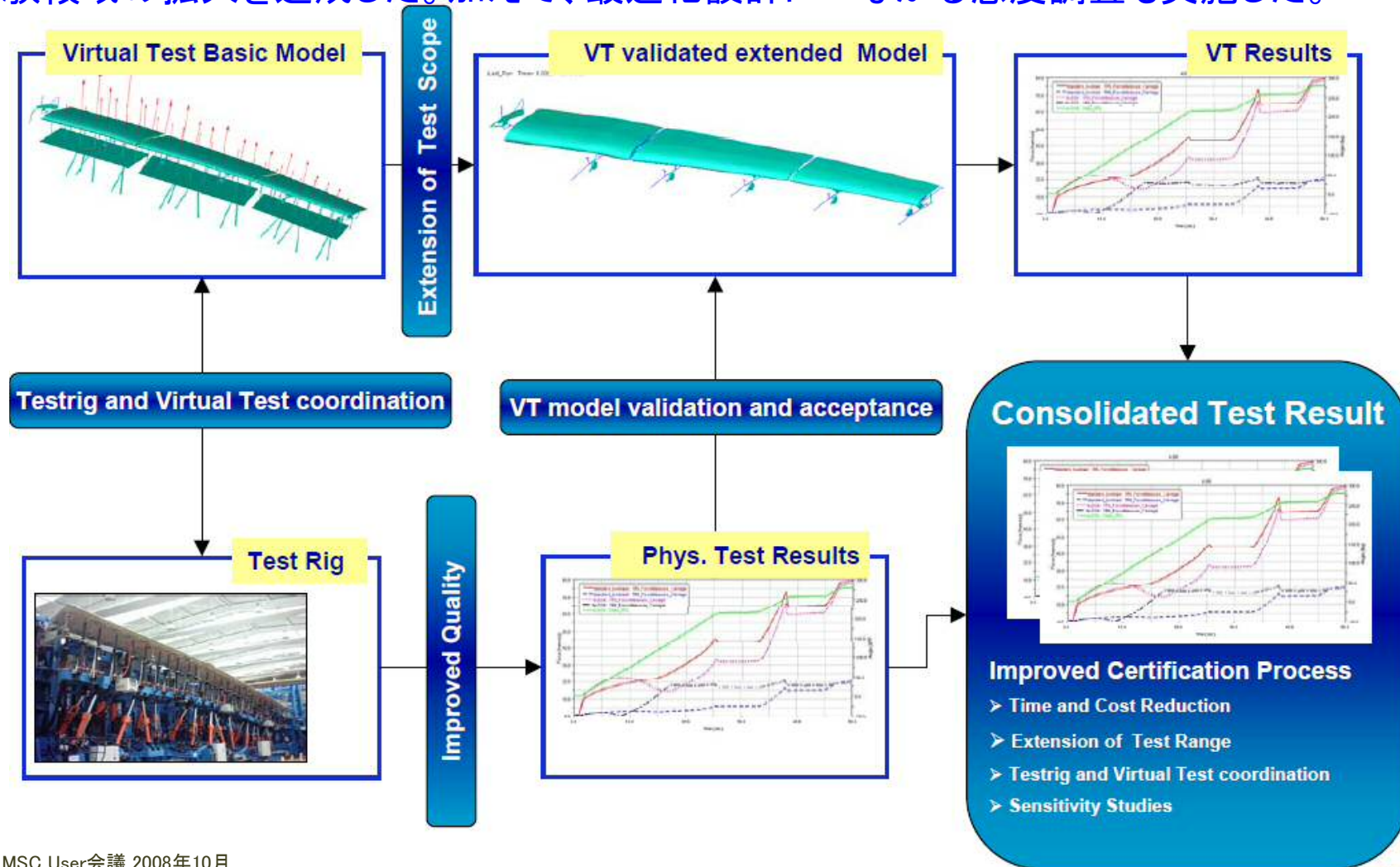
シミュレーションを活用することによる構造試験の削減が期待される。

例えば、構造解析能力を向上することで必要な材料・設計データが減らせれば、試験が削減可能。
さらに、解析による模擬試験により、実試験数を削減しつつも、評価項目を増やして安全性を向上する。



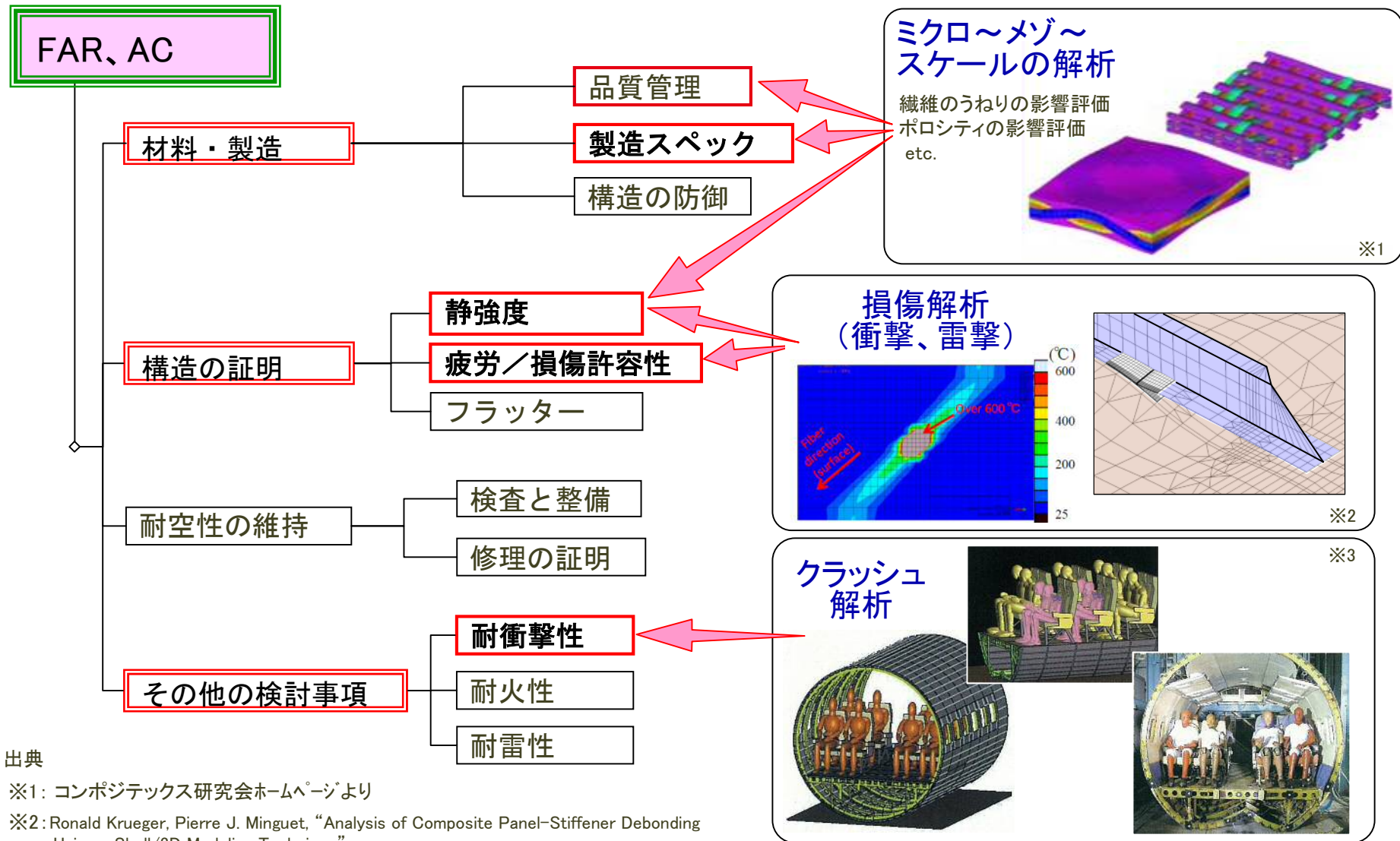
3. シミュレーション援用 A380フラップ試験

A380フラップ試験では、実試験と模擬試験を組み合わせることで、試験期間・コスト削減、試験領域の拡大を達成した。加えて、最適化設計につながる感度調査も実施した。



出典: MSC User会議 2008年10月

3. シミュレーション援用 解析技術向上と認証への適用



出典

※1: コンポジテックス研究会ホームページより

※2: Ronald Krueger, Pierre J. Minguet, "Analysis of Composite Panel-Stiffener Debonding Using a Shell/3D Modeling Technique"

※3: 川崎重工技報 2005.5月号

4. 今後への期待

航空機構造の認証は、複合材構造の適用拡大に伴い試験条件が大幅に増加しており、民間航空機開発の大きな課題となっている。

解析技術が急速に発展してきた今日、シミュレーション技術を活用することで、航空機構造認証の効率化への期待が高まっている。

シミュレーション技術の適用は、構造試験の削減だけでなく、
安全性評価領域の拡大による安全性の向上、
設計自由度の増加による航空機構造の最適化設計 にもつながる。

日本の研究機関・企業が培ってきた優れた解析技術を結集し、航空機構造認証に適用することで効率化を達成し、日本発の民間航空機開発が増えることを期待したい。

世界の人々の豊かな生活と地球環境の未来に貢献する
“Global Kawasaki”