

平成24年度地域新成長産業創出促進事業費補助金  
(次世代航空宇宙関連産業国際競争力強化支援事業)

平成24年度 航空機関連技術動向調査  
報告書

社団法人中部航空宇宙技術センター(C-ASTEC)

平成25年3月



## 目的

中部地域は航空宇宙関連の生産拠点が集積し、国内最大の航空機製造拠点である。この航空機関連産業が中部地区の基幹産業として成長を遂げるためには、更なる海外市場の取り込みが必要である。そのために、航空機開発先進国における航空機技術の動向を調査し、我が国、特にアジア No.1 航空宇宙クラスター形成特区としての中部地域の中堅・中小部品サプライヤーがグローバルな競争力を確保するための技術戦略を構築する活動に資する。

## 調査内容

欧米の機体メーカーは、次世代機に適用すべき技術として、地球規模の社会的要請の高まりから環境適合性の飛躍的向上を実現する技術を最重要と捉えている。この観点から、誘導抵抗の減少を介して燃料消費量の節減に結びつく機体構造重量の軽量化が最優先にて追求されている。そのために、複合材料の適用拡大を目指して、製造の更なる低コスト化、材料の力学的特性の向上等の研究・開発が推進されている。他方、アルミ・リチウム合金がリチウム量を減らすことと他の合金添加成分の最適化によって特性を改善させており、今後の進化の度合いによっては構造材料の適用率にて優位を占める可能性がある。

以上の状況を踏まえて、アルミ・リチウム合金材及び熱可塑性樹脂系材料に関わる技術並びに全機レベルの要素技術について、最近の技術動向を調査する。

### **【注記】**

本報告書は、平成 23 年度欧米の航空機関連技術動向調査報告書の改定版である。  
今回、追加・修正した項目を、目次にてアンダーライン付き斜体字で示し、  
その内容を当該項目に対応する本文にて斜体字で記述する。

## 目 次

1. 複合材及び先進アルミ材 .....	9
1.1 Out of Autoclave 全般 .....	9
1.2 Out of Autoclave の代表技術 .....	9
1.2.1 オープン成形法（真空成形用材料の開発） .....	9
(1) Out of Autoclave 用プリプレグ HexPlyM56 (Hexcel Corporation) .....	9
(2) Out of Autoclave 用プリプレグ CYCOM シリーズ (Cytec) .....	12
1.2.2 リキッドモールド成形法 .....	14
(1) Constant Pressure Infusion 成形 .....	14
(2) Quickstep (fluid curing) 成形 .....	17
1.3 熱可塑性樹脂系材料 .....	22
1.3.1 熱可塑性樹脂複合材の特徴 .....	22
(1) 材料の特性 .....	22
(2) 加工性面 .....	22
1.3.2 熱可塑性樹脂複合材の適用事例 .....	23
1.3.3 欧州（エアバス）における熱可塑性複合材の状況 .....	24
(1) 現状 .....	24
(2) 材料認定 .....	24
(3) 修理性 .....	24
(4) 将来動向 .....	24
1.3.4 熱可塑性樹脂複合材部品の製造技術 .....	25
(1) 積層板（RTL：Reinforced Thermoplastic Laminate）材料 .....	25
(2) プリプレグ（Prepreg）材料 .....	25
(3) セミプレグ（Semipreg, semi-impregnated material） .....	25
1.3.5 熱可塑性樹脂複合材の開発例 .....	27
(1) 熱可塑性樹脂の誘導加熱接合による Elevators and Rudder の開発 .....	27
<u>1.3.6 航空機複合材料に求められる熱可塑性マトリックス樹脂特性 .....</u>	<u>29</u>
<u>(1) 航空機複合材料用熱可塑性樹脂の位置付け .....</u>	<u>29</u>
<u>(2) 高温時物性と耐薬品性 .....</u>	<u>30</u>
<u>(3) 航空機用炭素繊維複合材料への展開（Victrex 社） .....</u>	<u>32</u>
<u>1.3.7 熱可塑性樹脂複合材料を適用する上での課題 .....</u>	<u>33</u>
<u>(1) 現有材料での課題 .....</u>	<u>33</u>

## 目次

<u>(2) 高効率製造設備</u> .....	33
<u>(3) 認証関係</u> .....	33
1.4 三次元複合材.....	34
1.4.1 テキスタイル・プリフォーム.....	34
(1) 織物組織.....	34
(2) 組物組織.....	35
(3) 縫合 (ステッチング) .....	37
1.4.2 テキスタイル・プリフォームに適用される成形技術.....	39
1.4.3 テキスタイル・プリフォームを用いた複合材料部品の適用動向.....	41
(1) Boeing.....	41
(2) Airbus.....	42
(3) CRJ900.....	44
(4) テキスタイル・プリフォームを使用した新しい接合方法.....	44
1.5 アルミ・リチウム合金材.....	46
1.5.1 アルミ・リチウム合金材の種類.....	46
<u>(1) アルミ・リチウム合金の基礎</u> .....	46
<u>(2) 実用アルミ・リチウム合金の合金設計</u> .....	49
1.5.2 アルミ・リチウム合金材の開発と適用経緯.....	52
<u>(1) 第一世代アルミ・リチウム合金材</u> .....	52
<u>(2) 第二世代アルミ・リチウム合金材</u> .....	52
<u>(3) 第三世代アルミ・リチウム合金材</u> .....	57
1.5.3 アルミ・リチウム合金材の特性と問題点.....	60
(1) 強度特性.....	60
<u>(2) 破壊靱性</u> .....	60
<u>(3) 疲労特性</u> .....	62
<u>(4) 耐食性</u> .....	64
(5) 加工性.....	65
<u>(6) 軽量化</u> .....	65
<u>(7) 化学反応</u> .....	66
<u>(8) コスト高</u> .....	66
(9) スクラップ処理.....	67
1.5.4 アルミ・リチウム合金の動向.....	68

## 目次

(1) 国内	68
(2) 国外 (欧米)	68
(3) 第13回国際アルミニウム合金会議 ( <i>International Conference of Aluminum Alloys</i> )	70
1.5.5 航空機メーカーの動向	72
2. 全機レベル技術	75
2.1 環境適合技術	75
2.1.1 プログラム	75
(1) <i>Clean Sky</i> 計画 (欧州)	75
(1A) <i>Clean Sky2</i> 計画 (欧州)	82
(2) <i>N+3</i> 計画 (米国)	83
(3) 次世代大型旅客機計画	92
2.1.2 要素技術	96
(1) 摩擦抵抗低減技術	96
(2) 誘導抵抗低減技術	100
(3) 揚抗比改善 — <i>Blended Wing Body</i>	105
(3A) 超音速巡航時のソニックブーム低減/抵抗低減技術	108
(4) 装備システム — 更なる電氣化	110
(5) 装備システム — 油圧系統の重量軽減	114
(6) 装備システム — 騒音の低減	114
(6A) 装備システム — 防氷	116
(6B) <i>FBW</i> システム	117
(7) 構造	117
(7A) 空力弾性	119
(8) エンジン技術	120
(9) 総合	131
2.2 飛行安全技術	132
2.2.1 プログラム	132
(1) <i>Aviation Safety Program</i>	132
2.2.2 要素技術	133
(1) 飛行制御	133

## 目次

(2) 装備システム.....	138
(3) 構造.....	141
3. 新エネルギー技術.....	144
3.1 燃料.....	144
(1) バイオ燃料.....	144
(2) 水素燃料.....	144
(3) LNG.....	145
3.2 電気推進.....	145
(1) 全電気方式 — 電動モータ.....	145
(2) 全電気方式 — 超電導モータ使用.....	146
(3) ハイブリッド方式（直列型）.....	147
(4) ハイブリッド方式（並列型）.....	147
3.3 太陽エネルギー駆動機.....	149
(1) 大型無人機.....	149
(2) 有人機.....	149
(3) 小型無人機.....	150
4. 製品開発計画.....	151
4.1 亜音速旅客機.....	151
(1) ジェット機 — 狭胴機.....	151
(2) ジェット機 — 広胴機.....	157
(3) ターボプロップ機、他.....	161
(4) その他.....	163
4.2 超音速機.....	165
(1) 欧州.....	165
(2) 米国.....	166
4.3 将来構想.....	171

## 目次

(1) Airbus 社の旅客機構想	171
(2) 航空業界の将来予測	171
<u>4.4 実機の不適合事例</u>	<u>172</u>
<u>(1) A380</u>	<u>172</u>
<u>(2) B747-8I</u>	<u>173</u>
<u>(3) B777-200/300</u>	<u>173</u>
<u>(4) GENx-1B エンジン</u>	<u>173</u>
<u>(5) B737</u>	<u>174</u>
<u>(6) G650</u>	<u>174</u>
<u>(7) B787</u>	<u>175</u>
5. おわりに	177
5.1 現在の技術動向と今後	177
5.1.1 複合材料及び先進アルミ材	177
(1) Out of Autoclave 成形法	177
<u>(2) 熱可塑樹脂複合材</u>	<u>177</u>
(3) 三次元複合材	177
<u>(4) アルミ・リチウム合金材</u>	<u>177</u>
5.1.2 全機レベル技術	178
<u>(1) 環境適合技術</u>	<u>178</u>
<u>(2) 飛行安全技術</u>	<u>179</u>
<u>5.1.3 新エネルギー技術</u>	<u>180</u>
<u>5.1.4 製品開発計画</u>	<u>180</u>
<u>5.1.5 実機の不適合事例</u>	<u>181</u>
5.2 装備システムメーカーについて	182
5.2.1 現状	182
5.2.2 現状に至る背景	183
5.2.3 国内装備品メーカーの今後の展開	184

### 出所の表記方法

- < >で示す。
- 略記の意味

AW : Aviation Week

FI : Flight International

FG : Flight Global

aaaa/bb/cc : aaaa 年 bb 月 cc 日の意味

(例 : 2011/10/20 : 2011 年 10 月 20 日号の意味)

## 1. 複合材及び先進アルミ材

### 1.1 Out of Autoclave 全般

一般的に、マトリックス樹脂にエポキシ等の熱硬化性樹脂を用いた複合材料の成形手法は、プリプレグと呼ばれる所定の構成（一方向に引き揃えた一方向材や経糸と横糸を織り上げた織物材）をした強化繊維に、樹脂を予め含浸（Pre-impregnation）させたシート状の材料を成型型上に積層、バッキングシートのオートクレーブを用いて温度と圧力を印加し成形するオートクレーブ成形法がメジャーである。このオートクレーブ成形は、均一なガス圧による加圧であることから複雑形状部品に対しても良好な品質の成形品が得られる。しかしながら、オートクレーブという高価な設備費及びその維持費、特殊な副資材を用いた人手によるバッキングという工程から、高コスト化が否めない。

最近の複合材成形技術の動向としては、熱硬化性樹脂を中心として、低コスト成形を目標に Out of Autoclave と称しオートクレーブを使用することなく高品質な成形が可能である材料の開発や、斬新なアイデアを盛り込んだ成形技術の開発が多い。Out of Autoclave の代表的な成形法としては、大きく分けて真空成形用プリプレグによるオープン成形法とテキスタイル・プリフォームを用いたリキッドモールド成形法がある。オープン成形法は、積層したプリプレグを真空バッグとオープンによる加熱で硬化し成形する方法であり、リキッドモールド成形法は、RTM（Resin Transfer Molding）や VaRTM（Vacuum assisted Resin Transfer Molding）に代表されるようにドライのプリフォームに樹脂を注入充填させて加熱硬化し成形する方法である。それぞれの代表技術を 1.2 項に示す。

### 1.2 Out of Autoclave の代表技術

#### 1.2.1 オープン成形法（真空成形用材料の開発）

##### (1) Out of Autoclave 用プリプレグ HexPlyM56（Hexcel Corporation）

< SAMPE 2010 シンポジウム : PRODUCT DEVELOPMENT FOR OUT-OF-AUTOCLAVE(O.O.A.) MANUFACTURE OF AEROSPACE STRUCTURES Steve Mortimer, Matthew J. Smith Hexcel Composites Ltd. Ickleton Road Duxford, Cambridgeshire, CB22 4QD, UK, Elizabeth Olk Hexcel Corporation 11711 Dublin Boulevard Dublin, California, 94568-2832, USA >

##### (a) 概要

プリプレグメーカーの Hexcel 社は、航空宇宙産業用の真空圧のみで成形できる Out of Autoclave プリプレグ HexPlyM56 を開発した。この HexPlyM56 の特徴は、従来のオートクレーブ用材料と比べてタック、ハンドリングといった取扱性やバッキングシステム、硬化条件等の作業条件が同等であることにある。そのバッキングシステムを図 1.2.1(1)-1 に示したが特別なことをする必要がないことが分った。

この樹脂の硬化プロファイルと樹脂粘度特性を図 1.2.1(1)-2 に示した。真空成形で課題となる残存ボイドを無くし品質向上を目指した樹脂設計を行っていることが伺える。

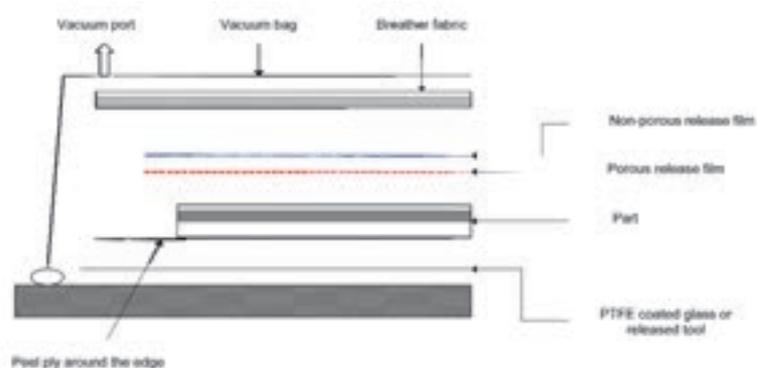
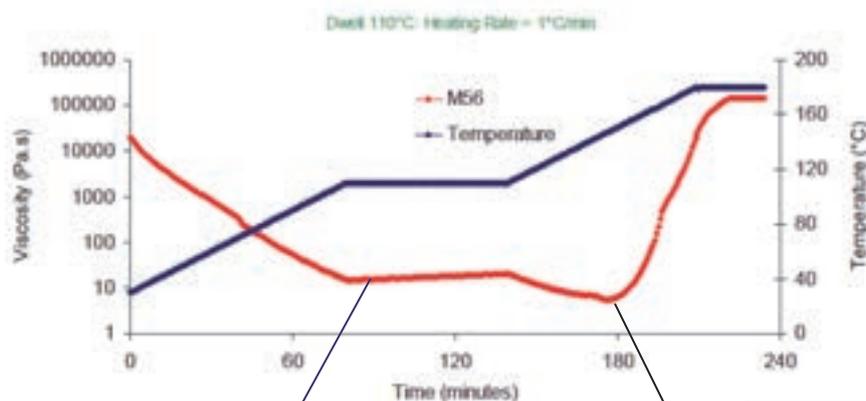


図 1.2.1 (1) - 1 バグgingシステム

#### HexPlyM56の硬化プロファイル

- Apply full vacuum (-0.95bar (712mmHg))
- Ramp @ 1 - 3°C/min to 110 ± 5°C
- Hold @ 110 ± 5°C for 60 ± 5min
- Reduce vacuum to -0.5bar(375mmHg)
- Ramp @ 1 - 3°C/min to 180 ± 5°C
- Hold @ 180 ± 5°C for 120 ± 5min
- Cool at 2 - 5°C/min under vacuum
- Release vacuum pressure when laminate temperature is below 40°C



昇温時に発生したマトリックスからのガスを110°Cの粘度の時に抜けるように樹脂設計をした

#### M56 の温度 - 粘度特性

マトリックス樹脂からエア(ガス)の発生を防ぐために圧力を375mmHgに変更

図 1.2.1 (1) - 2 硬化プロファイルと樹脂粘度特性

(b) 評価（断面観察）

M56 を使用して成形した積層板とサンドイッチパネルの代表断面写真を図 1.2.1(1)-3 に示す。成形は、図 1.2.1(1)-1 のバッギングシステムと図 1.2.1(1)-2 の推奨硬化サイクルで行い、成形品質は、0.5%以下のポロシティ率と良い成形品が得られている。

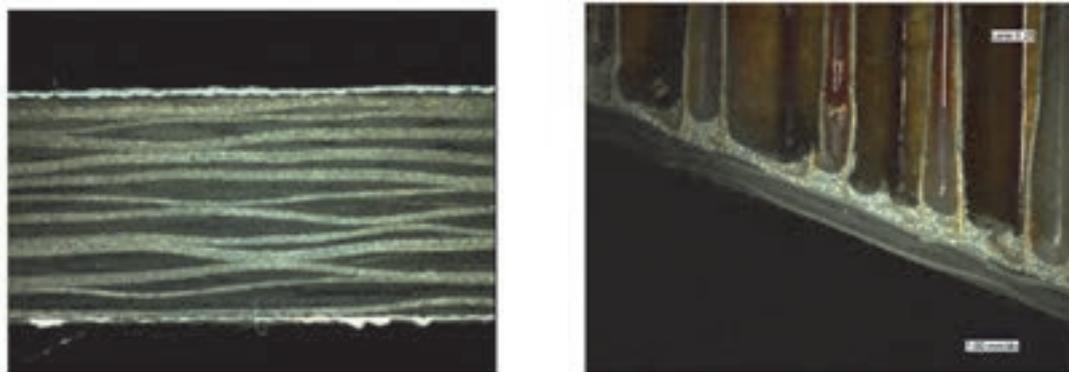


図 1.2.1 (1) - 3 成形品の断面（左：積層板 右：ハニカムパネル）

(c) Trial 品の成形試験

図 1.2.1(1)-4 に、M56 3K 織物とハニカムコアを用いて GE が製造した A320 フェアリング（約 1.5m×1.5m）の Trial 品を示す。この部品は、水のリーク検査にも合格しており、また、この M56 材料の作業性評価として、複雑形状部品にも積層が可能であったとの報告がある。

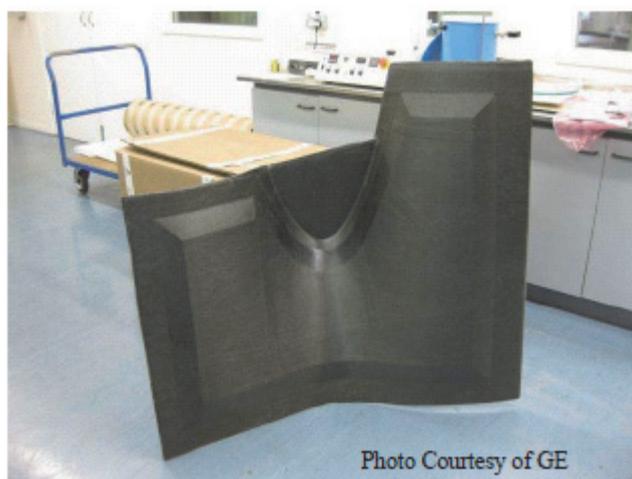


図 1.2.1 (1) - 4 A320 フェアリング (Trial 品)

(2) Out of Autoclave 用プリプレグ CYCOM シリーズ (Cytec)

(a) 概要

Cytec 社は、成形品質としてポロシティ率 0.5%以下及び大型部品成形の為に長いアウトタイム特性を目標として真空成形用 (Vacuum Bag Only (VBO)) プリプレグ材料の開発に取組み CYCOM5320、CYCOM5320-1 プリプレグを開発した。

(b) 機械的特性

表 1.2.1(2)-1 に、CYCOM/T40-800B 5320-1 および CYCOM の 5320/IM7 を VBO で成形された積層品及び CYCOM の 977-3/IM7 をオートクレーブで成形された積層品の熱・機械的な特性データを示す。

CYCOM 5320 および CYCOM 5320-1 樹脂システムは、脱オートクレーブのために特別に編成された材料であるが、広く使用されてきたオートクレーブ硬化用樹脂システムと等価なレベルである。

(c) 成形例

CYCOM 5320 及び CYCOM 5320-1 樹脂システムを使用した成形例を図 1.2.1(2)-1 に示す。

表 1.2.1 (2) - 1 材料特性比較

< SAMPE 2010 シンポジウム: VACUUM BAG ONLY PROCESSING; IMPROVING PREPREG OUT-TIME AND POROSITY FOR LARGE COMPOSITE STRUCTURE Scott Lucas, Steve Howard and Jim Senger Cytec Engineered Materials >

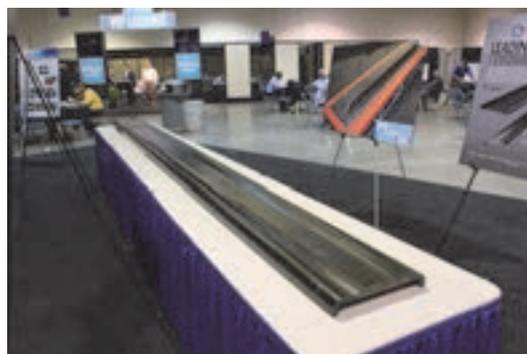
Table 1. Mechanical performance of out-of-autoclave resin systems

Test	Method	Layup	Conditions	977-3	5320	5320-1
Fiber				IM7	IM7	T40-800B
Cure				180C/6hrs Autoclave cure	93C/8hrs + 180C/2hrs VBO cure	93C/12hrs + 180C/2hrs VBO cure
Tg	SACMA SRM18R-94	[0]8s	Dry	210C	202C	202C
Compression After Impact Strength	SACMA SRM02R-94	[+0,-90]4s	24C	160.6 Mpa 23.3ksi	206.2 Mpa 29.9ksi	186.8 Mpa 27.1ksi
Open Hole Compression Strength	ASTM D6484	[+0,-90]3s	104C 220°F Wet	256.5 MPa 37.2ksi	266.1 Mpa 38.6ksi	288.9 MPa 41.9ksi
Open Hole Tension Strength	ASTM D5766	[+0,-90]3s	-73.3C -100°F Dry			466.1 Mpa 67.6ksi
Open Hole Tension Strength	ASTM D5766	[+0,-90]3s	-54 C -65°F Dry	433.0 Mpa 62.8ksi	530.9 Mpa 77.0ksi	
Tensile Modulus	ASTM D3039	[0]8s	24°C	158.6 Gpa 23.0 msi	157.8 GPa 22.9msi	154.4 GPa 22.4msi
Tensile Strength	ASTM D3039	[0]8s	24°C	2509.7 Mpa 364ksi	2875.1 MPa 417ksi	2516.6 Mpa 365ksi



Boeingの真空成形 Launch Vehicle

(SAMPE2010会場にて撮影)



HITCOの真空成形

ハニカムサンドイッチスパー



Boeingの真空成形スキン／スティフナパネル

(SAMPE2011会場にて撮影)

図 1.2.1 (2) - 1 真空成形品の例

## 1.2.2 リキッドモールド成形法

### (1) Constant Pressure Infusion 成形

< SAMPE 2011 シンポジウム : RESIN INFUSION MANUFACTURING OF PRIMARY STRUCTURES WITH CORE Michael Z. Burns, Mitchell D. Smith Cytec Engineered Materials >

#### (a) 概要

- ・ 従来の複合材胴体構造は、プリプレグ材料によるオートクレーブ成形であり、近年は低コストを目的に、脱オートクレーブとしてプリプレグ材料によるオープン成形が、適用され始めている。
- ・ Cytec Engineered Materials (CEM)では、脱オートクレーブ成形手法の一つのプロセスである Resin infusion 成形の新しい樹脂として、EP2400 liquid resin system と VaRTM のような複雑なバッキングシステムを必要としない Constant Pressure Infusion (CPI)プロセス（部品とともにキット化された樹脂をバッキングし硬化サイクルとともに樹脂を含浸、硬化するプロセス）を開発し大物構造物への適用可能性を実証した。

#### (b) 実証部品と材料

- ・ 部品：一般的なビジネスジェットに基づく 17 フィートの前部胴体（図 1.2.2(1)-1）

- ・ 材料

スキン：T300 3K カーボン平織りクロス

含浸樹脂：EP2400 single part toughened infusion resin

コア：Hexcel HexWeb Flex-Core 1” honeycomb

接着剤：FM 309-1 0.05 psf film adhesive with 4.6 mil PEKK film

発泡接着剤：FM 490A core-splice adhesive

ポッティング材：CORFIL 658 potting compound

バインダー：CYCOM 7720 RTM binder and Zyvax StayZ spray interface

- ・ 部品構成を図 1.2.2(1)-2 に示す。



図 1.2.2(1)-1 成形部品

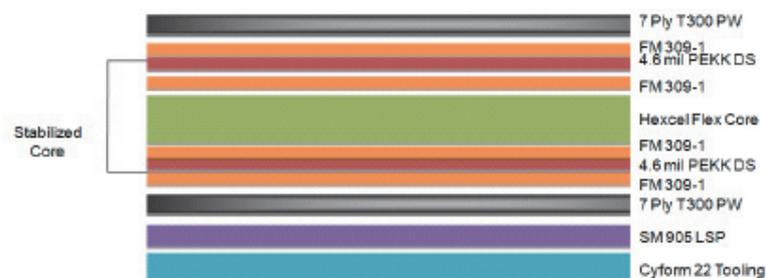


Figure 5: FF Material Stack Up

図 1.2.2 (1) - 2 部品構成図

(c) 成形プロセス

- 成形プロセスの概要を図 1.2.2(1)-3 に示す。このプロセスの Key ポイントは、部品とともに直接キット化された樹脂をバッグングし、大気圧により樹脂を含浸／硬化する Constant Pressure Infusion (CPI)にある。



インナープライの積層

コアの配置

アウトタープライの積層



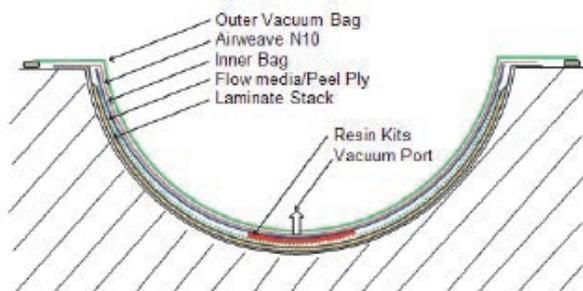
樹脂キットの準備



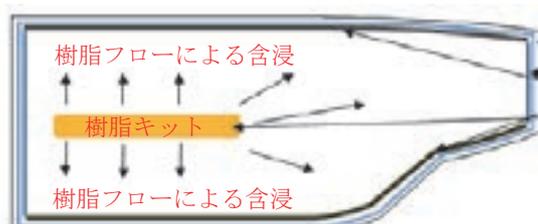
樹脂キットのバッグ内配置



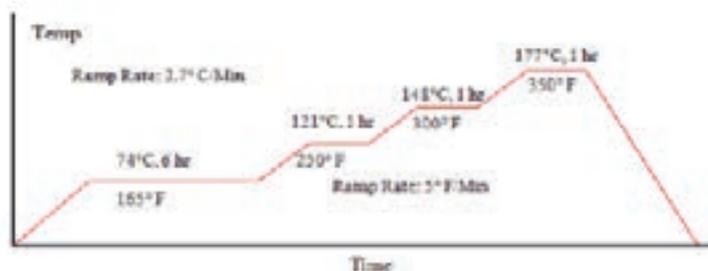
最終バッグ



Constant Pressure Infusion バッグングシステム



Constant Pressure Infusion

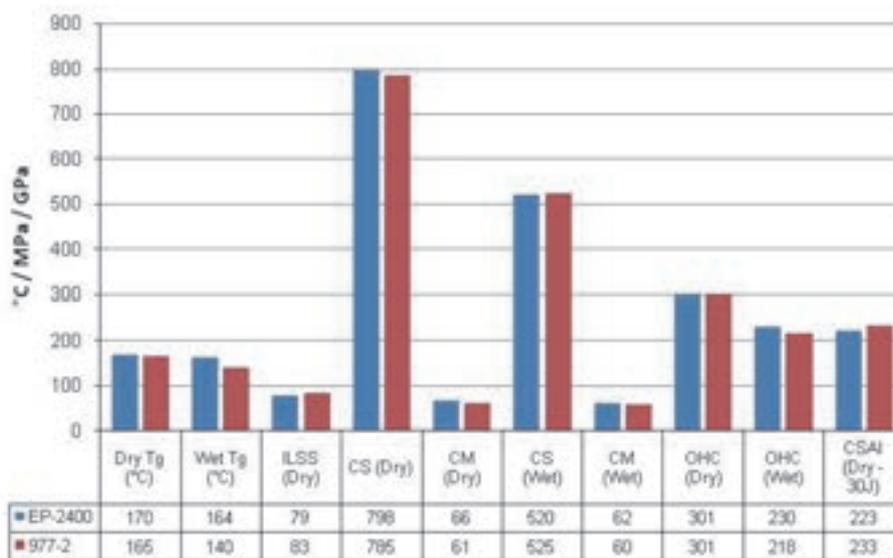


Constant Pressure Infusion 硬化システム

図 1.2.2 (1) - 3 成形プロセス

(d) EP2400 樹脂の特徴

- オートクレーブ硬化用樹脂 Cycom9772 と積層板を成形し Tg（ガラス転移温度）及び強度特性を比較した結果、ほぼ同等の結果が得られている。なお、EP2400 は RTM 成形で 9772 はオートクレーブ成形で試験片を製作。(図 1.2.2(1)-4)



Laminate data generated using a plain weave 193gsm textile with T300 3K fiber

図 1.2.2 (1) - 4 オートクレーブ用材料との比較

- 本樹脂の硬化ヒートサイクルと温度-粘度特性を図 1.2.2(1)-5 に示す。

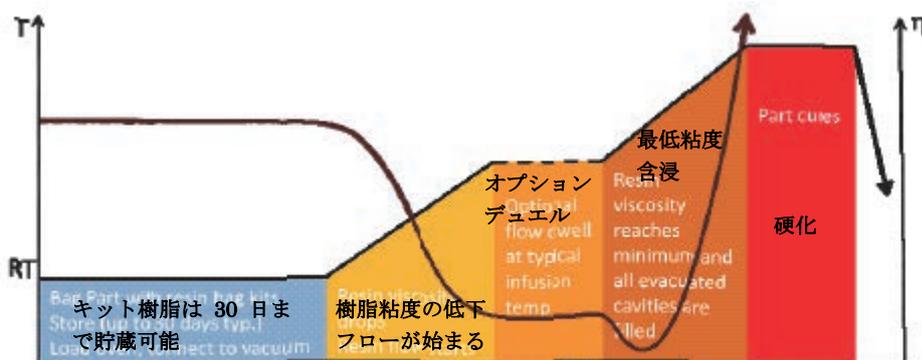


図 1.2.2 (1) - 5 EP-2400の粘度特性

(2) Quickstep (fluid curing) 成形

< SAMPE2011 シンポジウム : QUICKSTEP: BEYOND OUT OF AUTOCLAVE

CURING Jens Schlimbach, Amol Ogale Quickstep GmbH

Willy-Messerschmitt-Strasse 1 85521 Ottobrunn, Germany >

(a) 概要

- Quickstep との組合せによるプリフォーミングと樹脂注入技術は、複合材部品成形技術の改善と加速に対して新しいプロセスである。樹脂注入の前のプリフォーム製造、迅速な加温及び高い冷却速度での製造は、複合材備品の製造時間を30%以上、時には80%ぐらいまで縮小することができる。
- Quickstep 成形の原理は、熱伝導によって成形される。このプロセスは、熱伝導液体 (HTF) としてグリコールを使用し熱と圧力を適用する。概要図を図 1.2.2(2)-1 に示す。
- Quickstep により急速加熱することで、樹脂粘度がオートクレーブ昇温時よりも3～5倍ほど低粘度になり含浸性が向上するとのこと。(図 1.2.2(2)-2) また、プリフォームの製造 (加熱によるプリフォームの形状保持) の時間が、44%低減することが可能。(図 1.2.2(2)-3)
- この Quickstep プロセスは薄板および厚板積層を含む、種々様々の部品形状にも適用可能である。

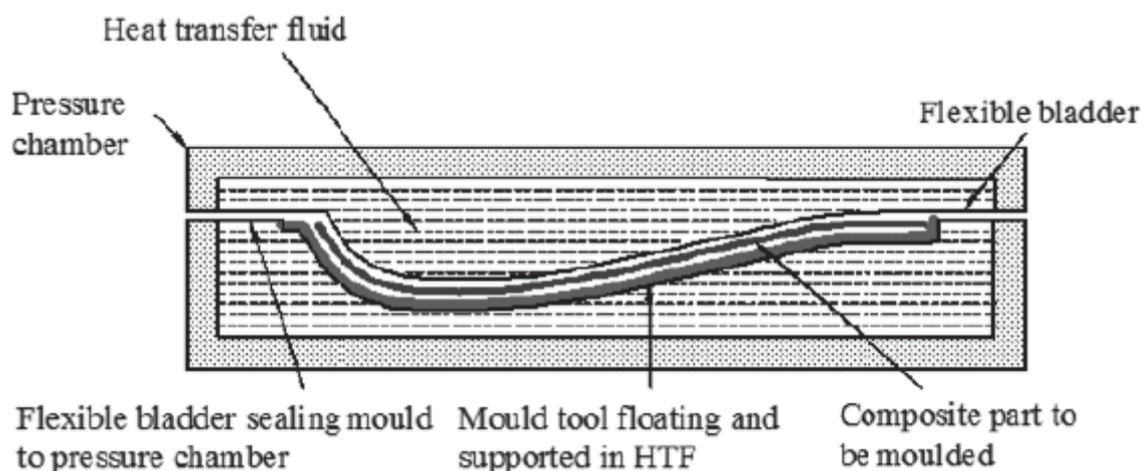


図 1.2.2 (2) - 1 Quickstep 概要図

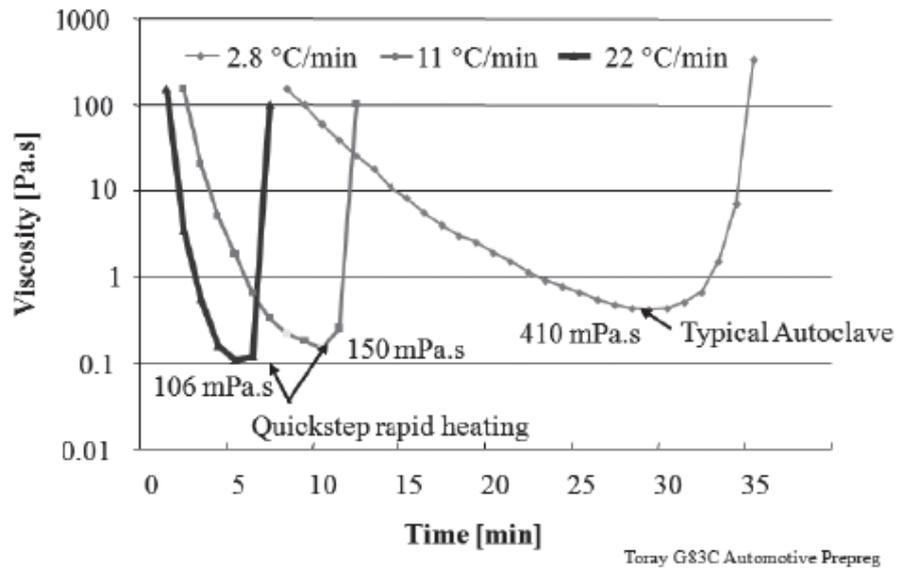


図 1.2.2 (2) - 2 樹脂粘度と温度昇温率の関係

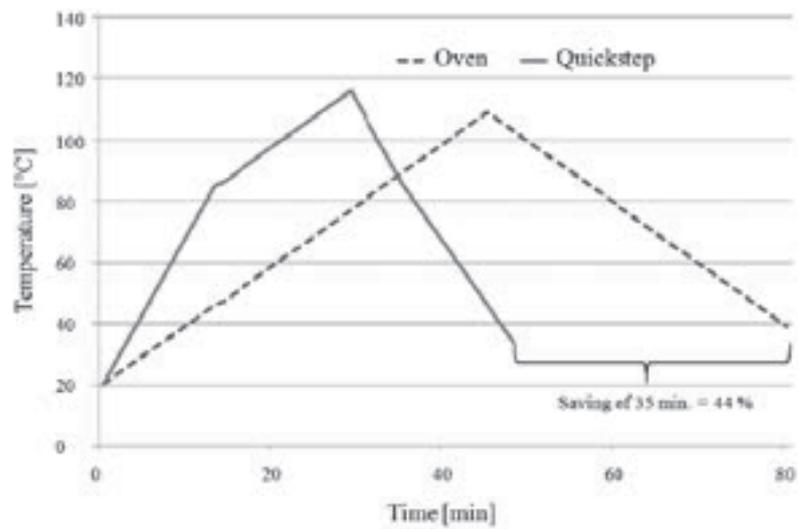


図 1.2.2 (2) - 3 プリフォームの製造時間比較

(b) 製造プロセス

- ・ 製造の流れを図 1.2.2(2)-4 に示す。

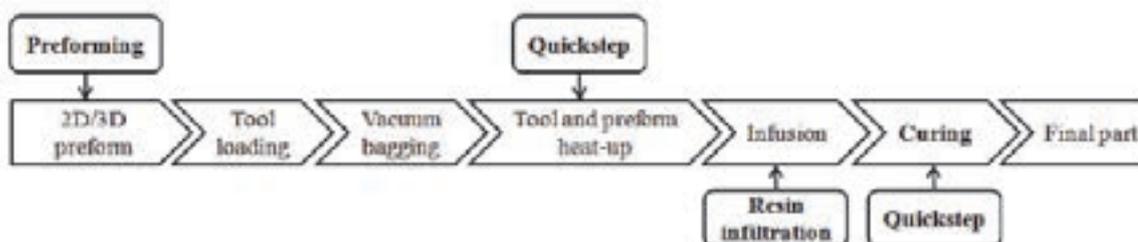


図 1.2.2 (2) - 4 Quickstep 製造の流れ

- ① 積層されたプリフォームが Quickstep chamber の中に置かれる。樹脂は、クイックステップ chamber(図 1.2.2(2)-5 に示されたように)の外側の小さなオープン中で  $80\pm 5^{\circ}\text{C}$  に予め加熱。また、同時に、プリフォームは  $120\pm 5^{\circ}\text{C}$  に予め加熱。
- ② 樹脂およびプリフォーム温度条件が合った後、樹脂注入の開始。
- ③ 樹脂フローの連続監視及びラミネート内部に行く樹脂の量は、樹脂注入をコントロールする。
- ④ 樹脂注入後プリフォームは、最適化されたクイックステップ硬化サイクルにて硬化。 $50^{\circ}\text{C}$ まで冷やされ脱型。



図 1.2.2 (2) - 5 プリフォーム樹脂注入と硬化装置

- ・ Quickstep プロセスによる成形時間については、オープン硬化と比較して 40% 程短縮できる。(図 1.2.2(2)-6)

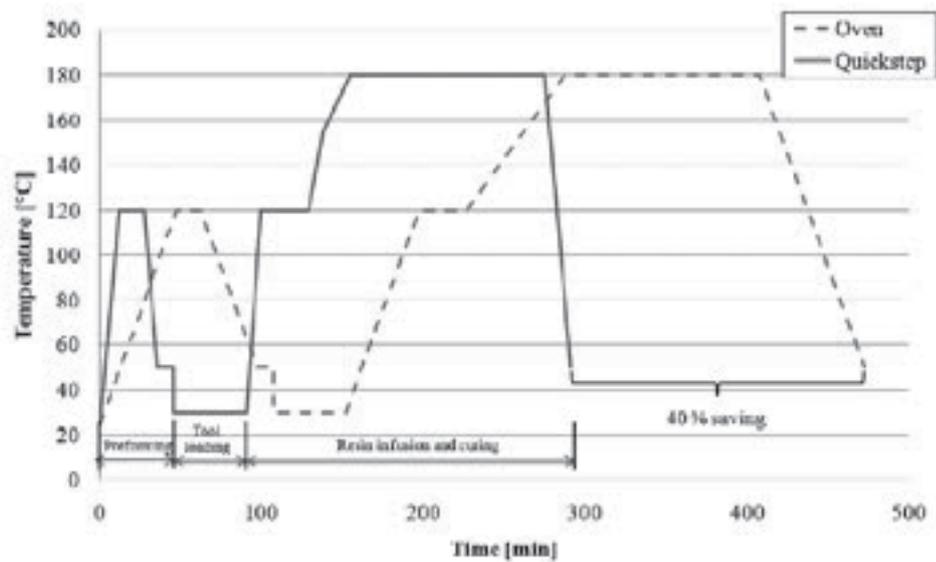


図 1.2.2 (2) - 6 Quickstep プロセスによる成形時間短縮の効果

(c) 成形品質

- 表 1.2.2(2)-1 に異なった板厚の供試体及び計算 Vf (繊維体積含有率) を示す。真空成形での Vf 範囲は、52-55% であるが、圧力を高めることで高い Vf を得られる。また、厚くなる程、従来法に比較して時間短縮の効果が得られる。
- 図 1.2.2(2)-7 に断面観察写真を示す。どの供試体においてもポロシティがなくラミネートは良好であった。

表 1.2.2 (2) - 1 積層板厚と Vf (纖維体積含有率)

	L1	L2	L3	L4	L5
Laminate final dimensions (cm x cm)	45 x 45	45 x 45	45 x 45	45 x 45	45 x 45
Thickness (mm)	3.4 ± 0.12	5.4 ± 0.13	10.9 ± 0.09	16.0 ± 0.08	20.0 ± 0.11
Calculated $V_f$ (%)	53	55	55	56	61
Cure cycle time savings over conventional system (%)	22	23	25	28	45

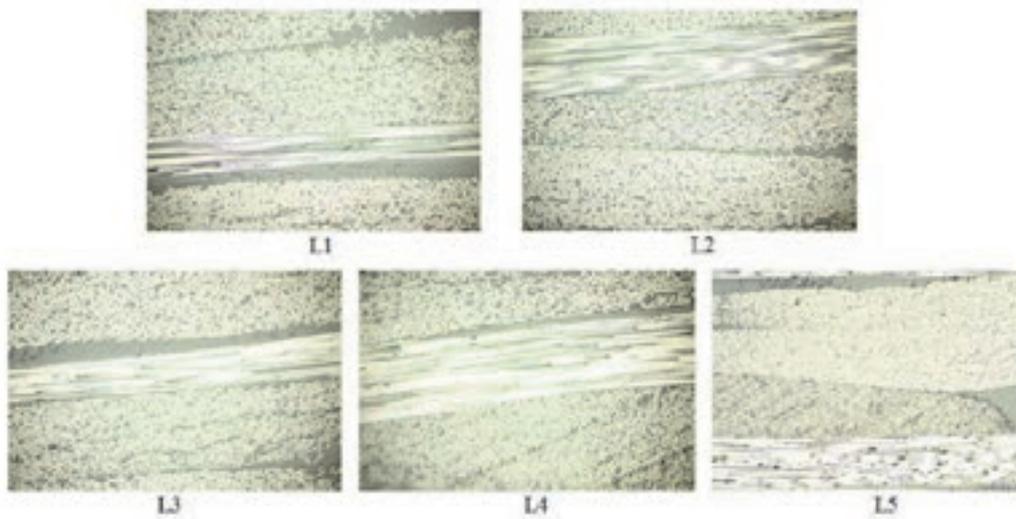


図 1.2.2 (2) - 7 断面観察結果

### 1.3 熱可塑性樹脂系材料

＜平成20年度熱可塑性樹脂複合材料の航空機分野への適用に関する調査報告書 H21.3＞

#### 1.3.1 熱可塑性樹脂複合材の特徴

##### (1) 材料の特性

熱可塑性樹脂複合材料は熱硬化性樹脂複合材料に比べて、①靱性がある（衝撃後圧縮強度（CAI 強度）が高い） ②成形温度は高いが短時間で成形できる（図 1.3.1(1)-1）等のメリットである。

CAI 強度が高い複合材料は、損傷許容値を高めることが出来ることから航空機構造の軽量化が図れる。また、短時間で成形できることは、製造のコスト低減が図れる。等の優位性がある。

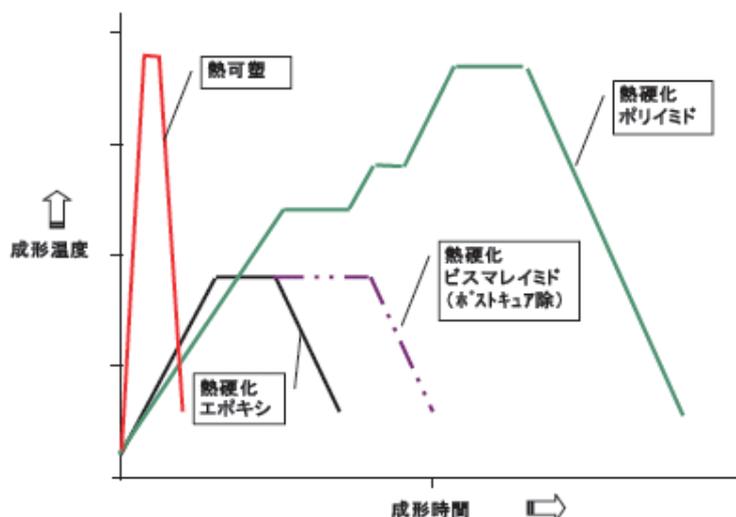


図 1.3.1 (1) - 1 各種樹脂系複合材料の成形条件

##### (2) 加工性面

熱可塑性樹脂複合材料で成形された部品の組み立て方法としては、ボルト結合の他に融着（welding）が可能となる。これは熱可塑性樹脂が熱により溶融する性質を利用したものである。

融着によるメリットは、①孔明け作業による繊維の損傷がない。②ボルトを必要としない。③ボルトレスで重量軽減につながる。が考えられる。融着の種類は部品を加熱する方法により、次に示すプロセスが知られている。

##### (a) 抵抗融着（resistance welding）

- ・ 部品間に加熱体を挟み込み、加熱体に電気を流すことにより発熱させ樹脂を溶融し接着するプロセス。

(b) 誘導接着 (induction welding)

- ・ 接合させる部分に対して磁界による誘導加熱をさせ樹脂を溶融させるプロセス。

(c) 音波融着 (ultrasonic welding)

- ・ 超音波振動により部品の界面を発熱させ樹脂を溶融させるプロセス。

1.3.2 熱可塑樹脂複合材の適用事例

熱可塑樹脂は、熱によって溶融し冷却すれば固化する可逆反応の樹脂である。熱可塑性樹脂の種類としては、ポリエチレン、PET (ポリエチレンテレフタレート)、ナイロン、ポリスチレン、ポリプロピレンなどの汎用プラスチックから耐熱性の高いポリエーテルイミド(PEI)、ポリエーテルエーテルケトン (PEEK)、ポリフェニレンサルファイド (PPS) などの樹脂がある。表 1.3.2-1 に熱可塑樹脂複合材料の航空機部品への適用部位を示す。この表から欧州の機体への採用が米国製の機体への採用より多いことがわかる。また、採用されている熱可塑樹脂は、PPS、PEI が多く、耐熱性に優れる PEEK はその適用が少ない。エアバス社によると PPS 樹脂は、約 1500 点の部品に適用されており、そのうちの 800 点はプレス成形による成形とのことである。

表 1.3.2 - 1 熱可塑性樹脂複合材部品の航空機部品への適用

適用部位	繊維	樹脂	部品製造方法	組立方法	適用機種
J-nose	GF	PPS	Skin: Autoclave Folding, Rib: Compression Molding	Skin-Rib: Resistance Welding	A340-500/600
Aileron (Leading Edge Ribs, Angles & Panels)	CF	PPS			A340-500/600
Leading Edge Access Panel	CF	PPS		Co-consolidation	A340-500/600
Keel Beam Main Ribs	CF	PPS	Compression Molding		A340-500/600
Pylon Panels Skin	CF	PPS			A340-500/600
Rudder Nose Ribs	-	PPS			A330-200
Landing Flap Rib	CF	PPS	Compression Molding		Dornier 328
Main Landing Gear Door	CF	PPS		Resistance Welding	Fokker 50
Rudder	CF	PEI	Skin: Folding Rib: Compression Molding	Skin-Rib: Resistance Welding	Gulfstream 450/550
Floor Panels	GF	PEI	-		Fokker 100
Floor Panels	CF	PEI	- Skin: Folding		Gulfstream 450/550
Floor Panels	CF	PEI	- Skin: Folding		Airbus Beluga
Air Intake	CF	PEI	-	Bonding	A380
Brackets	-	PEI	-		B767 etc
Ice Protection Plates	-	PEI	-		Dornier 328
Ice Protection Plates		PEI	-		Fokker 50
Vertical Stabilizer Brackets	-	PEEK	-		A320

### 1.3.3 欧州（エアバス）における熱可塑複合材の状況

#### （1）現状

- ・ エアバスでの PPS 適用は現在、二次構造部材のみ。一次構造部材には PEEK 等の樹脂を検討している。将来的には、PPS と PEEK の中間(耐熱性, コスト等)のものとして現在 PPS PLUS を開発中 (Tg : 100~110°C) とのこと
- ・ 1次構造材は、CF/PEEK を A400M のコックピットの床構造（フロアパネルとフロアビーム等）に採用している。なお、一次構造を目的とした CF/PEEK の研究開発は、民間機にはすぐに適用できる部位がない模様。民間機においては、二次構造材として約 1500 点のうち約 800 点がプレスで成形されたもので、小さく、複雑形状のものが多い。
- ・ 将来 PEEK のコストが下がったとしても、要求性能と製造、コストを比較し適用すると考えられる。全てを PEEK に置き換えられるわけではない。成形温度がおよそ 400°C と高い点がまだ課題と考えられるとのこと。

#### （2）材料認定

- ・ エアバスにおける熱可塑性樹脂の材料、プロセスの認証取得は基本的に熱硬化性樹脂複合材料と変わらないとのこと。
- ・ 現行の認定基準は熱硬化性樹脂を想定しており、そのまま適用することはできないので、エアバスはそのことを認定機関と調整したうえで、120°C での機械特性が問題無いデータを提示して認定を取得した模様。

#### （3）修理性

- ・ 熱可塑性樹脂複合材料の修理方法は、加熱融着（例えば 400°C）が可能のため、デラミ部分の加熱による修理ができるなど、とくにエアラインでの運用性が良い利点がある。但し、現時点では、メタルパッチ等で補強する方法が最も有望な方法であり、運用時修理の点で検討が進むことが期待される。

#### （4）将来動向

- ・ エアバスはボーイングと比べて、熱可塑性樹脂複合材料の適用部位は多い。A350XWB 以降の機体において、熱可塑性樹脂複合材料を Fuselage や Wing box といった一次構造に適用できる様に自動積層等の技術を開発中である（2015～2020 年をゴールに設定）。一次構造材として CF/PEEK、二次構造材として CF/PPS で検討が進んでいるが、PEEK は材料コストが高く、成形時の加工温度が高いなど、一次構造材として大量に採用するには課題がある。PEEK と同等の性能を持ち、成形温度が低い樹脂の開発、効率的な加工方法の確立等の開発が必要とのこと。

#### 1.3.4 熱可塑性樹脂複合材部品の製造技術

現在、航空機構造部材に適用されている熱硬化性樹脂複合材料の製造は、プリプレグ材料を成形治具上に積層し、オートクレーブ等の加圧加熱装置を用いて硬化させる方法が一般的である。

これに対し熱可塑性樹脂複合材料は、常温では材料自体にタック性が無い点、加熱により所定の形状に何度も成形できる点など、熱硬化性樹脂複合材料とは異なる特性を有しており、そのため熱硬化性樹脂複合材料に適用していた製造方法とは異なる製造技術が開発、適用されてきた。現在でも欧州を中心に様々な材料形態、成形方法が研究されている。熱可塑性樹脂複合材料の部材の製作に必要な材料の代表的な形態を以下に示す。

##### (1) 積層板 (RTL: Reinforced Thermoplastic Laminate) 材料

- ・ 積層板(RTL)は、強化繊維と樹脂を重ね合わせ、高温でプレス (コンソリデーション) して平板状にした材料。RTL は一定厚さの平板であり、現在得られる RTL の寸法は、TENCATE 社製 (オランダ) では、3660mm x 1220mm のサイズのものがある。熱間プレス成形時に使用されるが、複雑な曲面形状や大型部品の成形には適さない。成形時のプレス圧力の関係上、小型部品の成形に適している。

##### (2) プリプレグ (Prepreg) 材料

- ・ 一方向 (UD) テープや織物等の強化繊維に樹脂を完全に含浸させた材料形態である。熱硬化性樹脂複合材料では材料としてプリプレグ形態を使用することが広く普及しているが、熱可塑性樹脂は常温で硬化しているためにタック性や柔軟性が無いことから積層時の作業性が悪い。なお作業性改善のため1層当りの板厚を極薄に加工したプリプレグ商品の開発例がある。表 1.3.4(2)-1 に商品化されている欧米のプリプレグを示す。

##### (3) セミプレグ (Semipreg, semi-impregnated material)

- ・ RTL やプリプレグでは大型部品や複雑形状への対応が難しいため、そのような形状に対応するために考え出されたものがセミプレグである。セミプレグは織物や一方向 (UD) テープに熱可塑性樹脂を完全には含浸させず、取り扱いやすくしたものである。熱硬化性プリプレグと同じように積層され、高温高压環境化で成形される。

熱可塑性樹脂複合材料のなかで板状の RTL 材料は、熱間プレス成形や熱間折り曲げ成形プロセスで所定の形状に成形される。またプリプレグやセミプレグは、熱硬化性樹脂複合材料と同様に積層、硬化 (含浸) により成形される。上記の他にも、

また熱可塑性樹脂の特徴を生かし、部品同士の接触部分のみを加熱して接着し組み立てを行う融着（welding）技術も適用されている。また部材同士を高温で圧着するコ・コンソリデーション（co-consolidation）技術なども研究されている。（図 1.3.4(3)-1）

表 1.3.4 (2) - 1 市販化されている熱可塑プリプレグ

会社	所在地	製造方法	製品形態	マトリックス樹脂
Phoenixx TPC	米国	スラリーパウダー	UD プリプレグテープ	Various
Polystrand	米国	熔融法	UD プリプレグテープ	PP
Crane	米国	熔融法	UD プリプレグテープ	PP
Cytec	米国	熔融法	UD プリプレグテープ	PEEK, PEI, PEKK
BayComp	カナダ	ドライパウダー	UD プリプレグテープ	Various
Gurit	スイス	熔融法	UD プリプレグテープ	PP
Suprem	スイス	熔融法 スラリーパウダー	UD プリプレグテープ	Various
Porcher	フランス	ドライパウダー	織物	Various
Ten Cate	オランダ	混織法 樹脂フィルム含浸法	織物	PEI, PPS
Vetrotex	フランス	混織法（コミングル）	織物	PP
Schappe Technic	フランス	混織法（コミングル）	織物、ロービング	PEEK, PA12



図 1.3.4 (3) - 1 A340-500/600 アクセスパネル  
コ・コンソリデーション技術により外板とハット型断面のスティフナを一体成形した例

### 1.3.5 熱可塑樹脂複合材の開発例

- (1) 熱可塑樹脂の誘導加熱接合による Elevators and Rudder の開発 Gulfstream G650  
< SAMPE2010 シンポジウム : DEVELOPMENT OF THE GULFSTREAM G650  
INDUCTION WELDED THERMOPLASTIC ELEVATORS AND RUDDER  
Jaap Willem van Ingen, Andries Buitenhuis, Martijn van Wijngaarden(\*1),  
Frank Simmons III (\*2) Fokker Aerostructures B.V. The Netherlands (\*1)  
KVE Composites Group (\*2)Gulfstream Aerospace C >

#### (a) 概要

1984 年 Gulfstream III/IV にカーボン／熱硬化樹脂による Rudder が Lockheed-Georgia により開発された。その後 1998 年 第二世代として Gulfstream G350/450/500/550 に熱可塑／熱硬化樹脂ハイブリッドデザインによる構造が Fokker Aero Structures により開発。そして第三世代として Gulfstream G650 に全熱可塑複合材のエレベータとラダーが Fokker により開発 (図 1.3.5(1)-1)。今までと比較し、コスト 20% 重量 10%のダウンを図ることができた。構造は、Rib/Skin 構造のダブルコンタ。材料は、CFRP/PPS (ポリフェニレンサルファイド)。Rib/Skin 及び Beam/Skin の接合部は induction weld (高周波誘導接合) より高周波誘導コイルを持ったロボットにより接合され組立コストを削減組立。

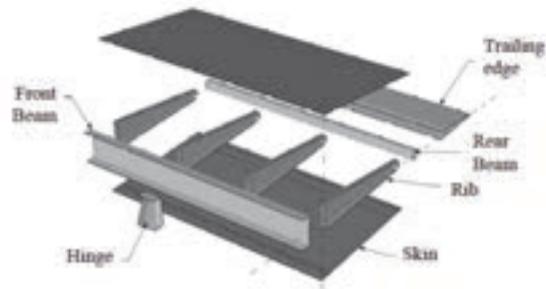
Gulfstream G650 の認証プログラムは、クーボン、要素、サブコンポーネントテストで進行中。2009 年 11 月～12 月に初飛行を成功。市場への参加は 2012 年の予定。



図 1.3.5 (1) - 1 Rudder と Gulfstream G650

#### (b) Rudder 成形プロセス

製作プロセスの概要を図 1.3.5(1)-2 に示す。Rib/Skin 及び Beam/Skin の接合部は induction weld (高周波誘導接合) より高周波誘導コイルを持ったロボットにより接合され組立てられている。



部品構成



RIB  
Press Forming



Skin  
Consolidated in Autoclave



Front Beam  
Rear Beam  
Consolidated in Autoclave

Induction Welding



図 1.3.5 (1) - 2 Rudder 製造プロセス概要

### 1.3.6 航空機複合材料に求められる熱可塑性マトリックス樹脂特性

#### (1) 航空機複合材料用熱可塑性樹脂の位置付け

現状マトリックスとして使用される熱可塑性樹脂は十分な特性を有している。表 1.3.6-1 に示した様に、エポキシ樹脂複合材料の特性値と比較し PEEK 樹脂複合材料の特性値は概ね同等である。但し、層間破壊靱性値 ( $G_{Ic}$ ) は約 10 倍の値を示す点が際立っている。

エポキシ樹脂は種々のエポキシ化合物を種々配合し得ることが出来るので、硬化樹脂特性値を変化させ適正化することが容易である。また、原料であるエポキシ化合物は多くの種類が工業化されている。しかし、熱可塑性樹脂はモノマーからポリマーを重合する必要がある、その特性値を容易に変更することが出来ない。近年、新しい熱可塑性樹脂は出尽くした感が有り、新しい熱可塑性樹脂への期待は薄い。その中で、PEEK 樹脂から共重合成分を変更した PEKK 樹脂が実用化されており、表 1.3.6-2 に示した様にこの樹脂はコスト及び成形性を含めスーパーエンジニアリング樹脂の中で最も優れている。

表 1.3.6-1 熱可塑性複合材とエポキシ複合材の特性比較

	メーカー		ICI	Phoenixx	Phoenixx	Phoenixx	Hexcel
	樹脂品名		PEEK	PPS	PPS	PA	エポキシ樹脂
			AS4/PEEK	AS4/PPS	AS4C/PPS	AS4C/PA6	AS4/3501-6
一般	Vf	%	61	59	53	49	62
機械的特性	0°引張強度	MPa	2130	1800	1841	1379	2140
	0°引張弾性率	GPa	134	134	114	110	148
	90°引張強度	MPa	80	27	49	49	-
	90°引張弾性率	GPa	8.9	9.9	8.8	7.2	-
	90°引張破断歪	%	1	-	-	-	-
	0°曲げ強度	MPa	1880	1730	1503	1413	1790
	0°曲げ弾性率	GPa	121	121	101	117	124
	90°曲げ強度	MPa	137	-	-	74	-
	90°曲げ弾性率	GPa	8.9	-	-	9.3	-
	0°圧縮強度	MPa	1100	970	1007	-	-
	0°圧縮弾性率			-	107	-	-
	層間せん断強度	MPa	105	-	-	-	127
層間破壊靱性 $G_{Ic}$	J/m <sup>2</sup>	2400	-	-	-	200	
熱的特性	融点	°C	335	280	-	-	-
	ガラス転移温度	°C	143	92	-	-	-

表 1.3.6-2 熱可塑性樹脂複合材料の特性と要求特性の比較

	材料性能			
	PPS	PEI	PEEK	PEKK
機械特性	+	+	++	++
コスト	+	+	-	0
成形性	+	+	0	0
耐熱性	0	+	+	+
耐薬品性	+	-	+	+
接着性	-	+	0	+

材料性能：高 ← ++, +, 0, - → 低

(2) 高温時物性と耐薬品性

図 1.3.6-1 にデルフト大学が報告した炭素繊維織物/PEEK 複合材料曲げ特性の温度依存性を示す。(D. R. MEYER et al, “Temperature effect on reinforced thermoplastic composite properties for primary aircraft structure applications”, 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 200)

曲げ弾性率は常温から 90°Cまでほとんど変化がない。曲げ強度は温度が高くなるに従って低下する。図から、70°Cにおいて曲げ強度 1000MPa、15°Cにおいて曲げ強度 1100MPa であり、保持率は 91%である。民間航空機構造用部材では 80°C前後の高温時の特性が評価される。エポキシ樹脂複合材料と比較すると保持率は若干低いですが、70°Cでの曲げ強度のレベルはエポキシ樹脂複合材料と同程度と言える。また、低下率は変わらないが、Tg を上げて高温時の強度を高めた樹脂 (PEEK-HT) が Victrex から販売されており、図 1.3.6-2 に樹脂の引張強度の温度依存性を示す。

(Victrex 社カタログ) 図から読み取ると 80°C前後において約 1.25 倍に強度が向上しており、80°C前後における強度絶対値から鑑みると強度特性は改善されている。

この様に、民間航空機構造用部材の耐熱性において、PEEK 樹脂に代表される熱可塑性樹脂複合材料はエポキシ樹脂複合材料と比較し概ね同等であることがわかる。

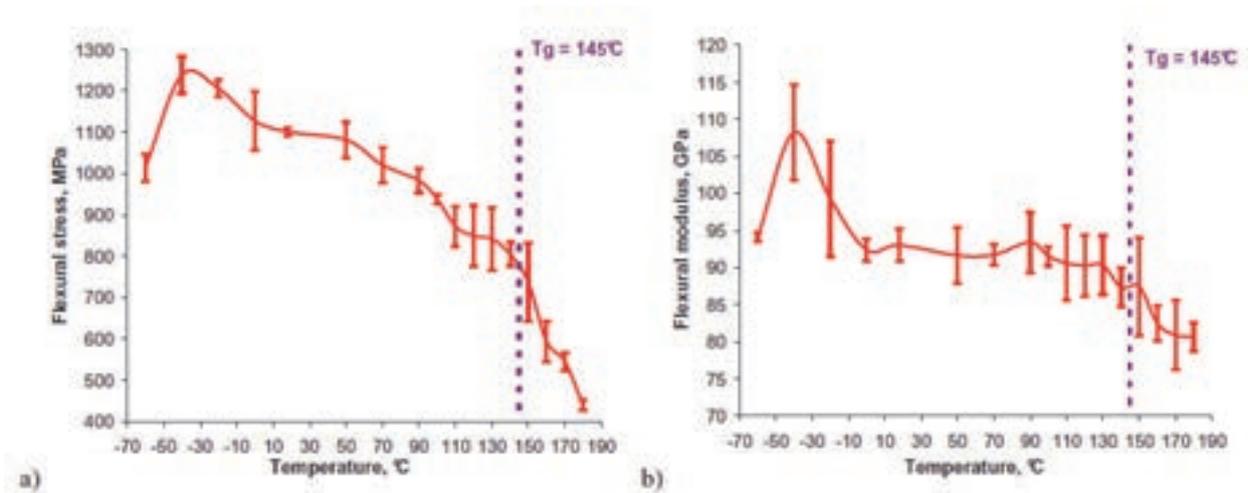


図 1.3.6-1 炭素繊維織物/PEEK 複合材料曲げ特性の温度依存性

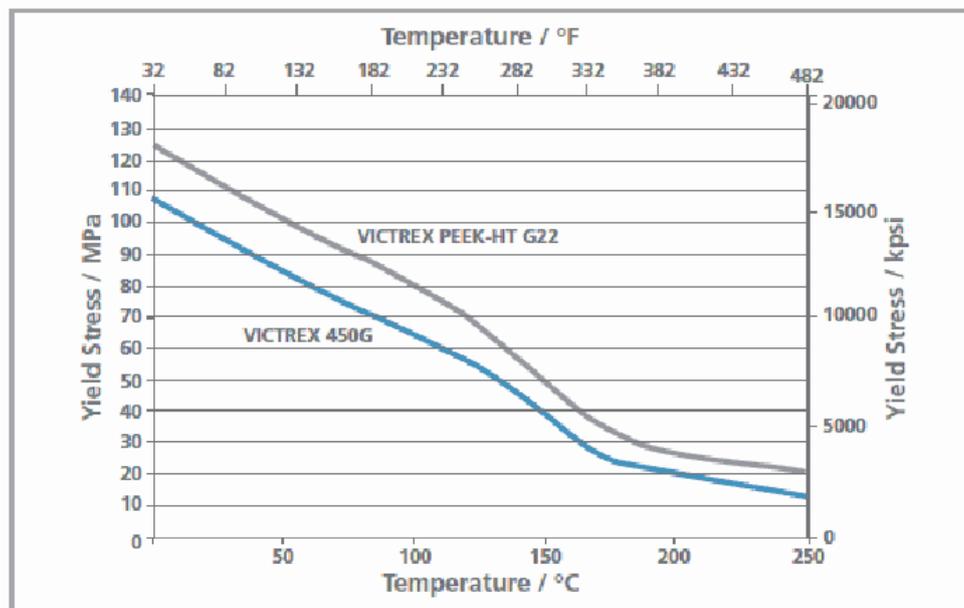


図 1.3.6-2 PEEK 樹脂と PEEK-HT 樹脂の引張強度の温度依存性 (Victrex 社)

表 1.3.6-2 に示した様に PEI 樹脂複合材料は耐薬品性についてのみ劣り、非晶性樹脂故の問題点であると言える。表 1.3.6-3 に Victrex PEEK の耐薬品性を示すが、これより PEEK 樹脂は耐薬品性に優れ民間航空機構造用部材に適用可能であることが判る。

表 1.3.6-3 Victrex PEEK の耐薬品性

	23℃	100℃	200℃
航空機用油圧油	A		
油圧液体	A		
Skydrol (油圧油)	A		
ディーゼル油	A		
ガソリン	A	A	
アセトン	A	A	
MEK	A	B	C

A 影響なし、ほとんど、または全く吸収しない  
 B 弱い影響、適用分野によっては使用できる  
 C 深刻な影響、いかなる場合でも使用不適

(3) 航空機用炭素繊維複合材料への展開 (Victrex 社)

航空機用途への展開も積極的であり、連続繊維複合材料でないものとしては、レドーム、燃料タンク点検蓋、ランディングギアハブキャップ、パイロンフェアリング、電線クランプ、ドアハンドル等への適用が挙げられる。

連続繊維複合材料としては、我が国でも薄物プリプレグの開発を行っている。商業的には、樹脂ペレットや樹脂フィルムの販売のみとし、中間材料や成形品の販売は行っていないが、単なる樹脂材料の供給だけでなく、サプライチェーンを構築し、プロセス開発も含めてエンドユーザーに展開している。

炭素繊維/PEEK 複合材料について、メーカーカタログ特性値を表 1.3.6-4 に示すが、エポキシ樹脂複合材料と遜色ない特性を示すことが判る。また、炭素繊維ノンクリンプファブリック/PEEK 複合材料では誘導加熱方式の成形で層間せん断強度 (ILSS) が 80MPa を示す。

Victrex 社製は、現 PEEK 樹脂の特性にて航空機一次構造材への適用が十分可能であり、Tg、力学特性も問題無い。ただし、航空機一次構造材は大型となるため、その成形が課題になる。現行の熱可塑性樹脂複合材料の成形方法は熱プレス成形であるので、大型の部材の成形には向いていない。熱可塑性樹脂複合材料の航空機一次構造材への適用については成形方法の更なる改善が鍵となると考えられる。

表 1.3.6-4 CF/PEEK 複合材料特性値

	CF/PEEK
0°引張強度 (MPa)	2000
引張弾性率 (GPa)	135
破断歪 (%)	1.35
0°圧縮強度 (MPa)	1150
圧縮弾性率 (GPa)	120
0°曲げ強度 (MPa)	1750
曲げ弾性率 (GPa)	120
Tg/DSC (°C)	143
融点/DSC (°C)	343

### 1.3.7 熱可塑性樹脂複合材料を適用する上での課題

#### (1) 現有材料での課題

PEEK は優れた力学的特性を有しているが、材料が高価であり、成形温度が約 400℃で極めて高く、冷却速度による結晶化度の安定性等に課題がある。また、PPS は PEEK に比べて低温（約 310℃）で成形できるが、耐熱性が低い（Tg：約 90℃程度）等に課題がある。

欧州では、PEEK や PPS の改良材料の開発が積極的に行われており、我が国においても力学的特性、成形性に優れた独自の材料開発が望まれる。また、ユーザにとっては使用可能で豊富な材料であることが重要な位置付けとなる。

#### (2) 高効率製造設備

対象部品の形態、大きさ等によって有効な設備は異なってくる。品質安定性の確保及び高効率で製造可能な基本技術保有を目指し、ALCAS (Advanced Low Cost Aircraft Structures 2005-2009 年に欧州で取組まれた熱可塑性構造の研究プログラム 図 1.3.7) で取組まれている成形技術のコンセプトを見極める技術開発が必要である。

#### (3) 認証関係

熱硬化性樹脂複合材料、特にエポキシ系は長年、慣れ親しんできており、非常に使いやすい材料であり、開発・評価技術、設計技術、製造設備等も充実しつつある。熱可塑性樹脂複合材料についても材料自身の特徴、特性を加味したデータ取得を図り、材料認証、プロセス認証に繋げていく必要がある。

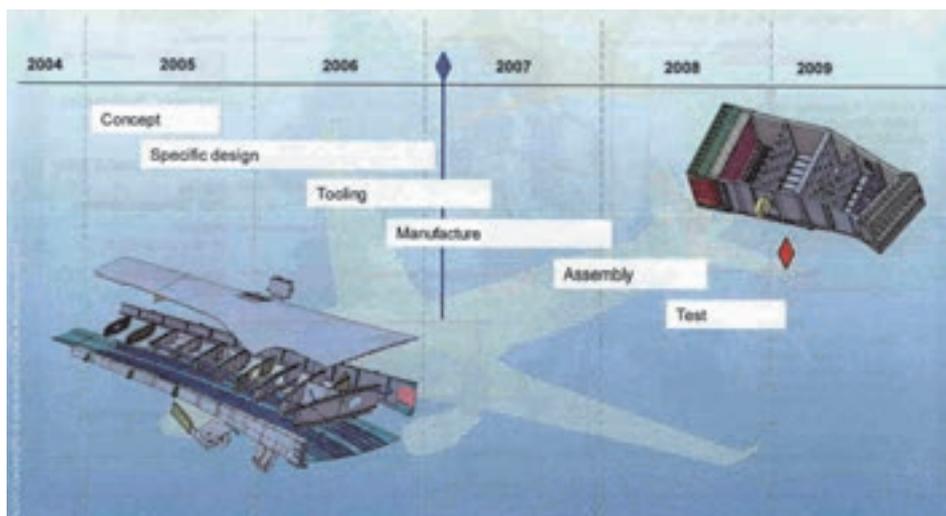


図 1.3.7 ALCAS プログラム

## 1.4 三次元複合材

＜ H22 年度 テキスタイル・プリフォーム高度化による炭素繊維強化複合材料の機械工業分野への適用拡大に関する調査報告書 H23 年 3 月 ＞

### 1.4.1 テキスタイル・プリフォーム

最近の複合材料の開発においては、炭素繊維等を用いたプリフォームを強化基材として適用がなされている。プリフォームの構成は、繊維配列と組織化により織物組織、組物組織、縫合（スティッチング）等がある。各組織とその特徴を下記に示す。

#### (1) 織物組織

##### (a) 面状・2 軸織

- ・ 面状 2 軸織りは、複合材料の強化材として最も多く適用されているテキスタイル技術であり、経糸、横糸から構成されている。その経糸、横糸の繊維束構成により図 1.4.1(1)-1 に示した様に平織、朱子織、多重織等がある。

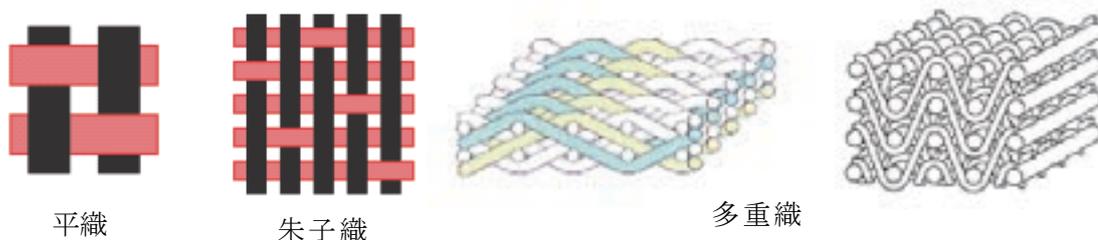


図 1.4.1 (1) - 1 織物組織 面状 2 軸織

##### (b) 面状・多軸織

- ・ 図 1.4.1(1)-2 に示した様に面内の 3 方向の繊維を互いに 60°で交差させた組織は 3 軸織物と呼ばれ一般の 2 軸の織物に比べ各方向に安定した特性を備えている。図 1.4.1(1)-3 はフランスの CTMI 社で開発された 4 軸織物である。これは 0°,90°に加え±45°方向の 4 方向に繊維が配列されたもので各方向に対してより安定した特性を持っている。

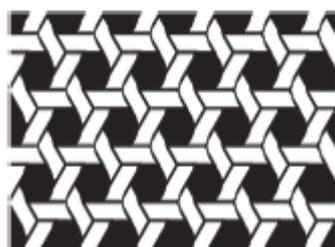


図 1.4.1 (1) - 2 3 軸織物



図 1.4.1 (1) - 3 4 軸織物

(c) 立体-多軸織

- ・ 立体—多軸織は、面状—2軸織の経糸本数を増やし、層の数を増やしたプリフォームを示す。最近は、織機を使わず織物を積層し厚み方向に縫合（スティッチング）を行う NCF(Non crimp fabric)が実用化されている。また欧米の宇宙防衛用途ではセラミックス繊維や炭素繊維を使った耐熱複合材料が用いられており、厚みのある部品がサーマルショックに耐えるため古くから円筒状の立体—多軸織が使われてきた。特にエンジンのノズルスロート部には円周方向の繊維が積み重ねられた層を貫通する第3の繊維が配列された立体—多軸織が開発されてきた。図 1.4.1(1)-4 に米国の ALLIANTTECHSYSTEMS 社で開発された立体-多軸織を使った耐熱複合材料を示す。

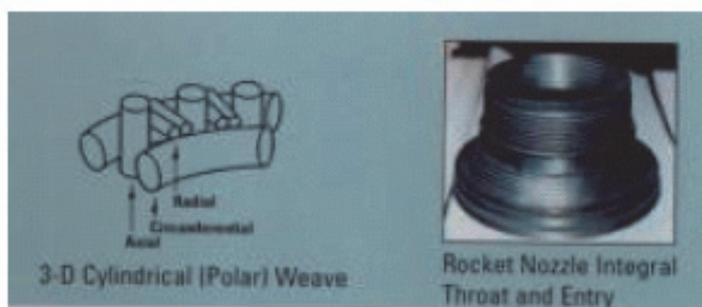


図 1.4.1 (1) - 4 立体-多軸織物

(2) 組物組織

組物（組紐）は、三本以上の糸を互いに交錯させて形成される組織である（図 1.4.1(2)-1）。糸が巻き付けられたボビンはキャリアに搭載され、キャリアは時計回りと反時計回りのホーン・ギヤによって駆動される。ホーン・ギヤ同士が接触するキャリア受渡し位置で、順次、相対するホーン・ギヤに移され、組物組織を形成する。形成された組物は巻き取りシステムによって上部へ引上げられる。

組物は、その形状から図 1.4.1(2)-2(a)~(c)に示すように①平打組物 ②丸打組物 ③角打組物 の3種類に区別される。いずれも組物中で繊維束は切断されることなく連続しているため複合材料の強化形態として用いた際、繊維の特性を最大限に発揮し優れた力学的特性を示す。〈複合材料・技術総覧 第3節中間基材〉

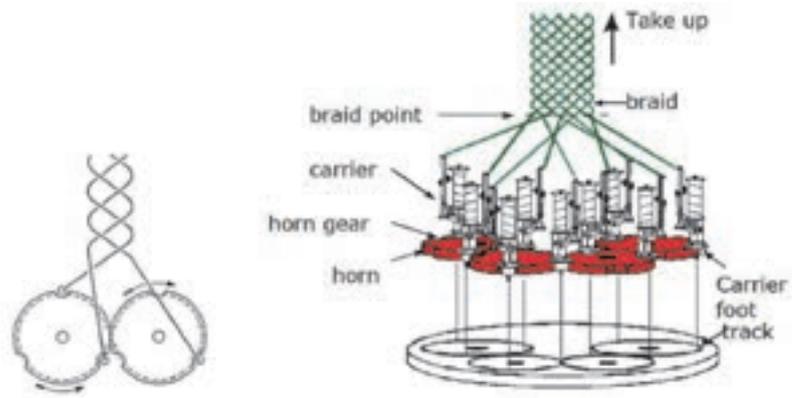


図 1.4.1 (2) - 1 組物の原理



図 1.4.1 (2) - 2(a) 平打組物

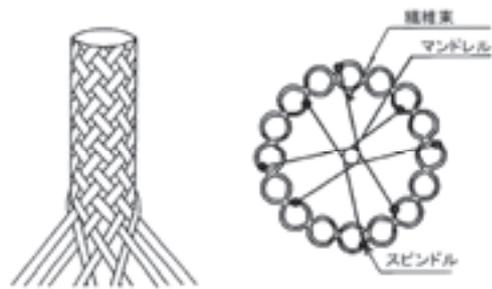


図 1.4.1 (2) - 2(b) 丸打組物

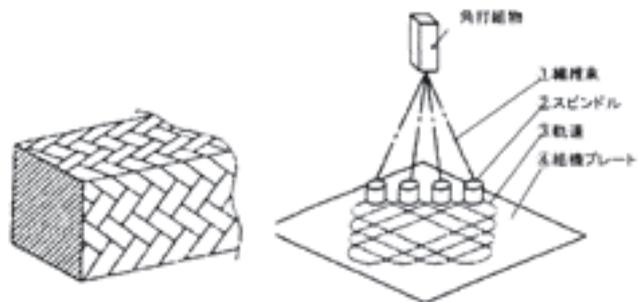


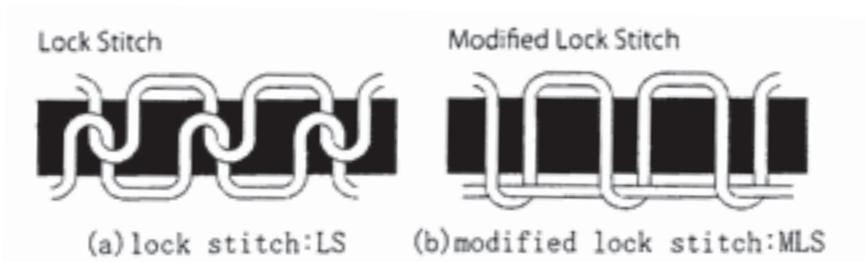
図 1.4.1 (2) - 2(c) 角打組物

(3) 縫合 (ステッチング)

縫合は、二次元のテキスタイルを積層し、糸を Z 軸方向 (板厚方向) に挿入することで三次元構造のテキスタイルを製織する工法。糸が厚さ方向にも配列されていることから層間強度の向上に用いられる。ステッチングの様式としては、図 1.4.1(3)-1 に示した様にステッチ糸の結び目が板厚の中央部付近にあるロックステッチ(LS) や結び目が表面にくるモディファイロックステッチ (MLS) がある。

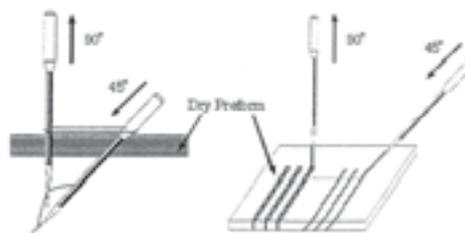
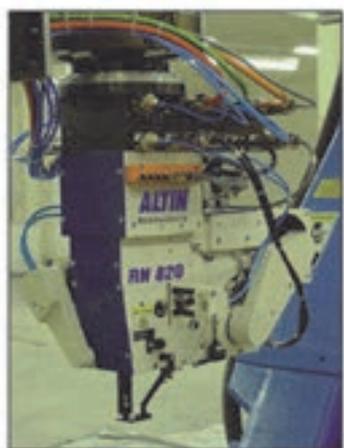
ステッチングは通常プリフォームの両側から縫合糸を供給するため、複雑形状部品では特殊な治具が必要である等の欠点があった。この欠点を克服するためにドイツの ALTIN 社は、二本の縫合糸を用いることでプリフォームの片面からステッチングが可能となる技術 (One Side Stitching) を開発 (図 1.4.1(3)-2) した。この技術により曲面のついた構造やスキン・ストリング構造を比較的簡単に縫合することが可能となった。(図 1.4.1(3)-3)

ステッチング技術による試作部品例としてラテコア社 (仏) によるドア部品を図 1.4.1(3)-4 に示す。



< 複合材料・技術総覧 第4節 層間強度改善の加工法 >

図 1.4.1 (3) - 1 ステッチングの形態



< 複合材料・技術総覧

第4節 層間強度改善の加工法 >

図 1.4.1 (3) - 2 One Side Stitching 装置

< Application areas of one-side stitching technique ALTIN Nähtechnik GmbH >

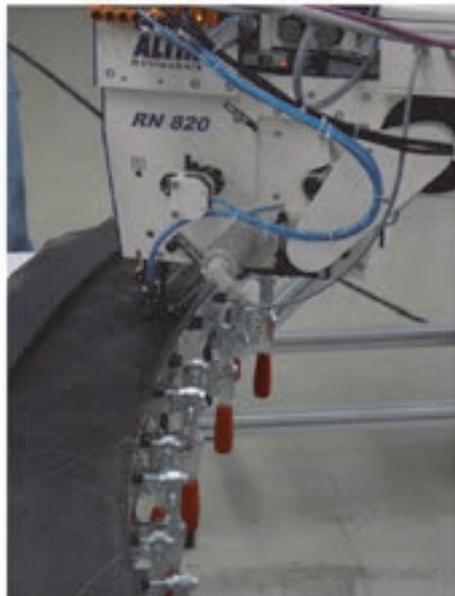


図 1.4.1 (3) - 3 Assembling of carbon fiber component from the aerospace  
 < Application areas of one-side stitching technique ALTIN Nähtechnik GmbH >

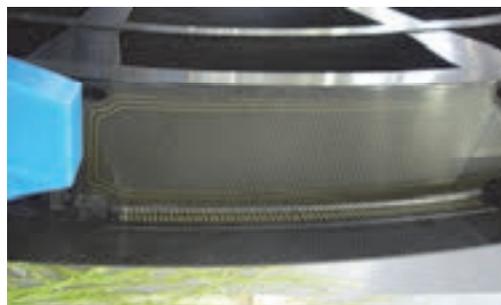
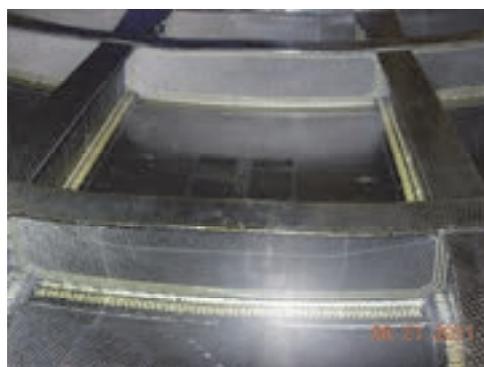


図 1.4.1 (3) - 4 ラテコア社 (仏) ステッチングによるドア試作品  
 (2011年パリエアショーで撮影)

1.4.2 テキスタイル・プリフォームに適用される成形技術

テキスタイル・プリフォームに対する成形法は、大きく分けて ①RTM (Resin Transfer Molding) ②VaRTM (Vacuum assisted Resin Transfer Molding) ③RFI (Resin Film Infusion Molding) の3つのプロセスに分類する事ができ、それぞれの特徴を表 1.4.2-1 に示した。

表 1.4.2 - 1 テキスタイル・プリフォームの成形法

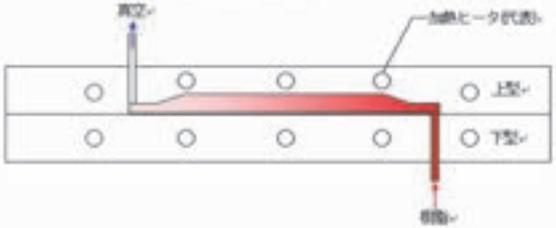
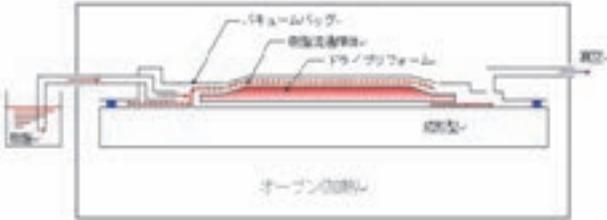
成形法	特徴	備考
① RTM	<ul style="list-style-type: none"> <li>RTM は、プリフォームを金型で固定し溶融した樹脂を注入し成形する方法。</li> <li>RTM成形品は金型の精度で出来上がるため寸法精度は非常に高い。しかし、成形品が大きくなると樹脂注入圧力によって金型自身が変形するため金型の肉厚を厚くして金型の剛性を上げる必要が有る。従って、RTM成形方法はサイズが比較的小さく、形状が複雑な製品の製造に向いている。</li> <li>樹脂注入方法については溶融、脱泡した樹脂を圧入し液圧を印加し成形する。</li> </ul>  <p style="text-align: center;">RTM 概念図</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>軍用機 F-22 には 300 を超えるRTM成形部品が主翼および尾翼構造の構成品として製造されている。</li> </ul>
② VaRTM	<ul style="list-style-type: none"> <li>VaRTM はプリフォームに樹脂を真空圧のみで含浸する成形方法で、オートクレーブ等の高価な設備が不要で、製品の低コスト化が期待されている。</li> <li>米国では、ヘリコプタ胴体開発が行われており、日本においても MRJ 尾翼構造への適用がされている。</li> </ul>  <p style="text-align: center;">VaRTM 概念図</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>欧州を中心に、VAP(Vacuum Assist Process)成形法の開発も進められている。樹脂を含浸する手法は、VaRTM と同様であるが、ガスを通すが、樹脂は通さないフィルムを適用する点が特徴的な成形技術である。</li> <li>ガスを抜く回路が成形部材の全面に形成されるため、未含浸、脱気不足等の成形部材の品質を向上させ、かつ安定した品質が得られる。</li> </ul>

表 1.4.2 - 1 テキスタイル・プリフォームの成形法 (続き)

成形法	特徴	備考
<p>③ RFI</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>RFIはプリフォームに樹脂フィルムを接触させてバッキングし、加熱することで樹脂を熔融し、プリフォーム内に含浸させた後に硬化する手法である。</li> <li>本手法を用いた試作品としては米国 NASA がスポンサーの ACT(Advanced Composite Technology)計画で開発された巾8フィート長さ42フィートの主翼スキンパネルがあり、実用化製品としては Airbus A380 (ドイツ)が直径6mを超えるバルクヘッドをA380向けに製造している。</li> </ul> <div data-bbox="430 840 997 1108" data-label="Diagram"> </div> <p style="text-align: center;">RFI 概念図</p> <div data-bbox="395 1220 992 1624" data-label="Image"> </div> <p style="text-align: center;">RFIによる成形 A380 バルクヘッド</p>	

### 1.4.3 テキスタイル・プリフォームを用いた複合材料部品の適用動向

#### (1) Boeing

##### (a) 胴体フレーム(Fuselage Frame)

複合材料製胴体の内側円周状に取付けられる補強部材。米国 A&P 社にて組紐技術によりプリフォームを製造。炭素繊維の配向は  $0^{\circ}/+60^{\circ}/-60^{\circ}$  の 3 軸で、長さは胴体円周の約 1/4(約 5m)。断面が長方形の 1/4 円弧と直線で構成される形状に組紐し、レジン注入の際に成形硬化用メス型にセットし C 型断面に分割することでフレームの断面形状を得る。C 型フレームには部分的な増厚はなく断面形状は一定である。(図 1.4.3(1)-1)



図 1.4.3 (1) - 1 フレームのプリフォームと試作品に組み込まれたフレーム

##### (b) ランディングギア レッグ ブレース(Landing Gear Leg Brace)

英国 Messier Dowty 社が製造するメインランディングギアに組付けられる脚金具を複合材料化。プリフォームは 3 次元織物をタフティングし、RTM で成形。(図 1.4.3(1)-2)。また TTR(Through Thickness reinforcement)技術の一つであるタフティングにより繊維を圧縮することでプリフォームの形状を維持安定化させる。



(2011 年パリエアショーで撮影)

図 1.4.3 (1) - 2 B787 Landing Gear Brace

(c) 後部圧力隔壁 (Aft Pressure Bulk Head)

B787 の PBH (Pressure Bulk Head) は、ドイツ AEROTEC 社 (旧 EADS Augsburg) が製造し、後部胴体製造担当の米国の Vought 社 (現在は Trianph 社 Vought aircraft division) 経由で B787 に適用。(図 1.4.3(1)-3) この PBH の製造は、VAP(Vacuum Assist Process)により成形されている。



図 1.4.3 (1) - 3 B787 Aft Pressure Bulk Head

(2) Airbus

(a) 後部圧力隔壁 (Aft Pressure Bulk Head)

A380 の PBH は、ドイツの Saeratex 社にて開発したドレイプ性のよい NCF を用いている。2m 幅の多軸織物をスティッチングで繋ぎ 6m 幅のロール状基材として、凸型の積層治具にドライファブリックとレジンフィルムを積層し RFI により成形している。(図 1.4.3(2)-1)

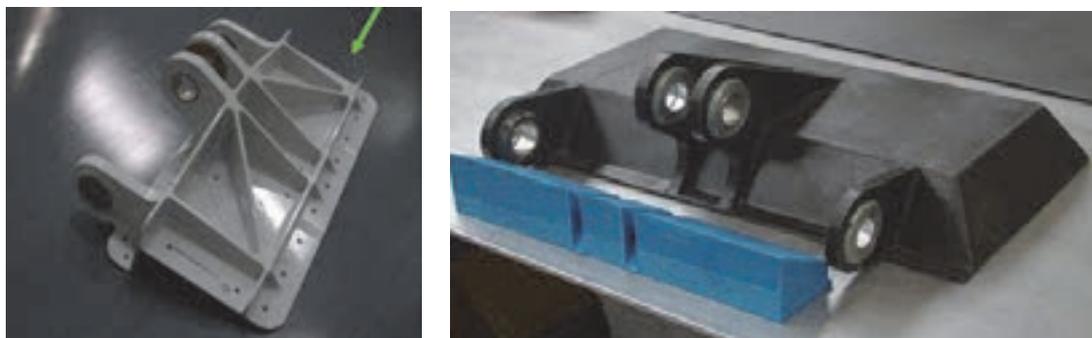


図 1.4.3 (2) - 1 A380 Aft Pressure Bulk Head

(b) スポイラー

A330/340 のスポイラーは、テキスタイル・プリフォーム技術を用いて、量産されている。図 1.4.3(2)-2 にスポイラーの試作品を示す。図 1.4.3(2)-3 に、オーストリアの FACC 社での当該量産部品の RTM 成形プロセスを示す。プリフォームは、積層後ホットコンパクションを施し、プリフォームを安定させた後に RTM 成形を行っている。

FACC 社は、A330/340 の部品以外にも、B787 部品、エンジン部品へ参画しており、A350XWB 用エンジンテスト用の Translating Sleeve と Blocker door の製作も行っている。なお、当企業は 2009 年に中国の Xi'an Aircraft Industry(Group) Company Ltd.に買収された。



従来の金属部品（左）を複合材料（右）に置き換えた

図 1.4.3 (2) - 2 スポイラーの試作品



ドライクロス積層

バッキング・ホットコンパクション

ホットコンパクション



RTM 準備

成形後のスポイラー

図 1.4.3 (2) - 3 スポイラーの製造

### (3) CRJ900

#### (a) フラップ(Outboard Flap)

米国 A&P 社がプリフォームを供給。上面外板、下面外板、前方/後方/中間 (2 本) の各 SPAR の一体構造。(図 1.4.3(3)-1)

前方/中央/後方の形状を持つマンドレルにそれぞれ組紐にてプリフォームを製作し、これらを合体させて外皮としてドライファブリックで包み RTM にて成形。



図 1.4.3 (3) - 1 CRJ フラップ

#### (4) テキスタイル・プリフォームを使用した新しい接合方法

オランダ Fokker 社/Ten Cate 社/NRL の共同で、複合材スキン・ストリンガ構造において新しい接合方法による構造が提案。図 1.4.3(4)-1 に開発された接合方法を示す。本接合方法は、従来のスキン・ストリンガーパネル構造を見直し、ストリンガーのウェブとスキンを平板で製作して、テキスタイル・プリフォームに樹脂を含浸した  $\pi$  型のフィラ部品にこれらを垂直に接着する構造。本接合方法によって、フロアビームや、尾翼構造などを試作し実証試験を進めている (図 1.4.3(4)-2)。

また、米国の Air Force Research Laboratory が進めた CAI (Composites Affordability Initiative) では、類似のコンセプトを持った  $\pi$ Joint (図 1.4.3(4)-3) が開発され、F-35 や X-45 の模擬供試体を用いて静強度や疲労強度、損傷許容性を評価している(図 1.4.3(4)-4)。この  $\pi$ Joint は、常温硬化接着剤を用いて接着組み立てを行うことが可能であり組み立て工数の低コスト化が図れるとしている。



図 1.4.3 (4) - 1 π 型フィラによるバットジョイント接着構造



図 1.4.3 (4) - 2 π 型フィラによるバットジョイント試作部品

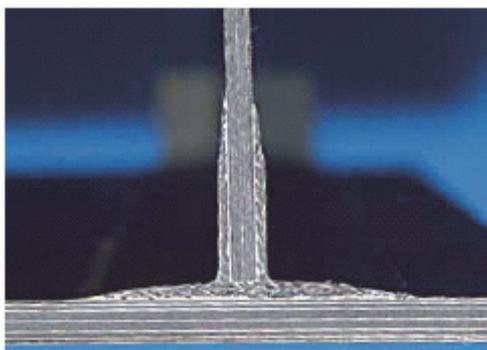


図 1.4.3 (4) - 3 π Joint



図 1.4.3 (4) - 4 π Joint 構造供試体

## 1.5 アルミ・リチウム合金材

アルミ・リチウム合金材は、アルミニウムにリチウム (Li) を添加した低密度合金。リチウムは、金属元素中最も密度が小さく ( $0.53\text{g/cm}^3$ )、アルミニウムに重量で 1% リチウムを添加すると 3%の密度が低下し、さらに剛性 (弾性率) が 6%上昇する特性\*<sup>1)</sup> が得られる。これは、7075 等と同程度以上の剛性。これより、航空金にアルミ・リチウム合金材を使用することによって、従来のアルミニウム合金に比べて、全体で 10%~15%の重量軽減\*<sup>2)</sup> ができる上、基本的には従来設備の利用ができるメリットがある。

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」 >

< 2)日本航空技術協会：「航空機材料」 >

### 1.5.1 アルミ・リチウム合金材の種類

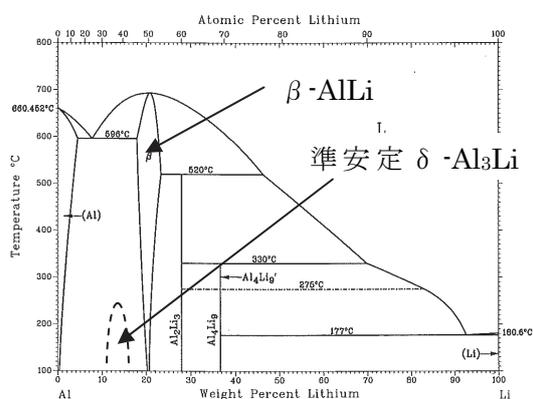
アルミ・リチウム合金材は、代表的なものにアメリカ・アルミニウム協会 (Aluminum Association of America) に登録されている以下の 3つがあり、どれも従来アルミニウム合金との代替を開発目標としている。

- ・ 2090 合金 (Al-Li-Cu 系) : 高強度、異方性大 (再結晶組織)
- ・ 2091 合金 (Al-Li-Cu-Mg 系) : 靱性優、薄板化 (再結晶組織)
- ・ 8090 合金 (Al-Li-Cu-Mg 系) : 中、高強度、溶接可能、低温特性優

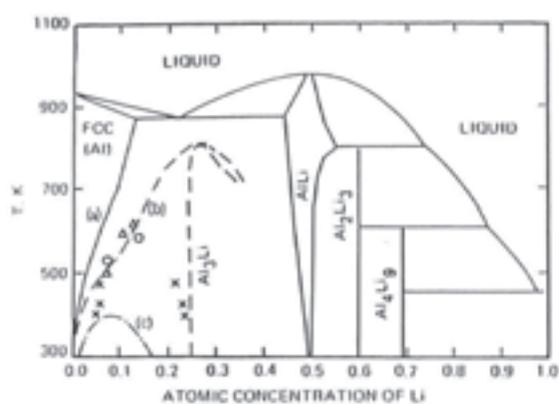
#### (1) アルミ・リチウム合金の基礎

アルミニウムとリチウムの合金状態図を、図 1.5.1(1)-1 に示す。

(a)はアメリカ金属学会が発刊している *ASM Handbook* に示された状態図である。高温においてはリチウムはアルミニウム中にある程度固溶するが、室温付近では殆ど固溶しない。平衡状態図からは、アルミ・リチウム合金は、室温では  $\alpha$ -Al 相と  $\beta$ -AlLi 金属間化合物相との共晶組織を形成することになる。しかし、実際は準安定相の  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相が存在することが分かっており、この  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相が母相の  $\alpha$ -Al 相と整合性があり、そのために  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相の析出により硬化すると言われている。(b)はクラスタ変分法により計算で求められた Al-Li 二元系状態図であり、規則合金相である  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相の存在域が示されている。実際に Al-Li 二元系合金を作製して透過電子顕微鏡観察を行うと、図 1.5.1(1)-2 に示すように母相中に球状に密に析出した  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相が観察される。この  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 規則合金は、透過電子顕微鏡の回析パターンから L12 規則格子と解析されている。図 1.5.1(1)-3 に L12 規則格子の原子配置を示す。



a)ASM Metals Handbook



(b)クラスター変分法による計算結果

図 1.5.1(1)-1 Al-Li 二元系状態図

<軽金属 Vol.36('86) No.11,p.771~p.777>

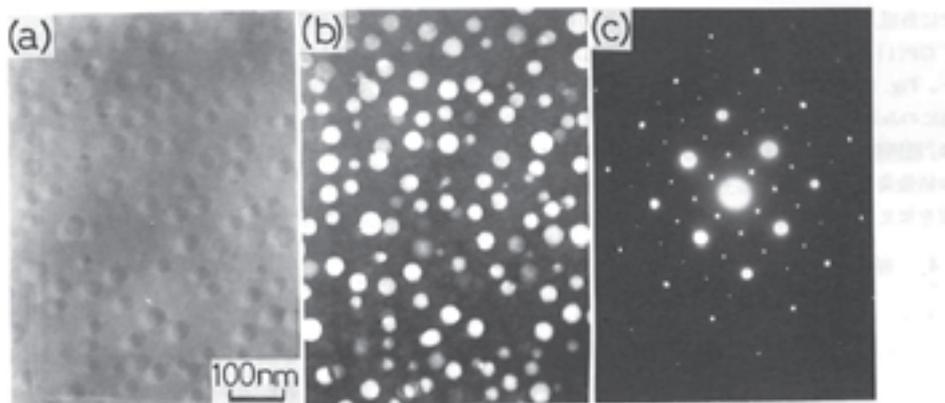


Fig. 10 Electron micrographs and diffraction pattern for Al-2.15%Li alloy aged at 473 K for 86.4 ks: (a) bright field image, (b) dark field image, (c) diffraction pattern.

図 1.5.1(1)-2 Al-Li 二元系合金の透過電子顕微鏡組織

<軽金属 Vol.36('86)No.4,p.207~p.214>

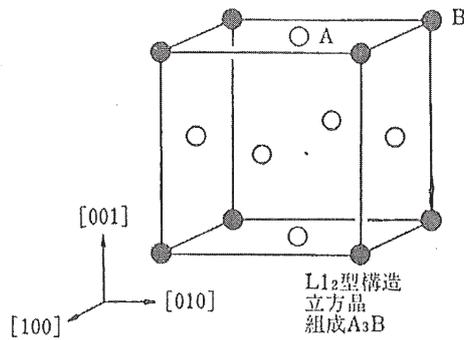


図 1.5.1(1)-3 L12 型規則格子の原子配置

Al-Li 二元系合金の時効曲線を図 1.5.1(1)-4 に示す。

Al-2.7wt%Li(=9.7at%Li)合金を 520°C で溶体化処理を行い、各種温度で時効処理した時のマイクロヴィッカース硬さを測定して得られた時効効果曲線を示す。横軸は ks 単位となっている。200°C(473K)の曲線が  $10^2$ ks(=1,667 分、=27.8hr.)付近でピーク硬さを示している。150°C(423K)では  $5 \times 10^3$ ks(=83,333 分、=1,388Hr.=57.8 日)ではピークに達せず、未だ増加傾向を示している。このような長時間時効は工業的には無理であり、せいぜい  $10^2$ ks が工業的には限度であろう。

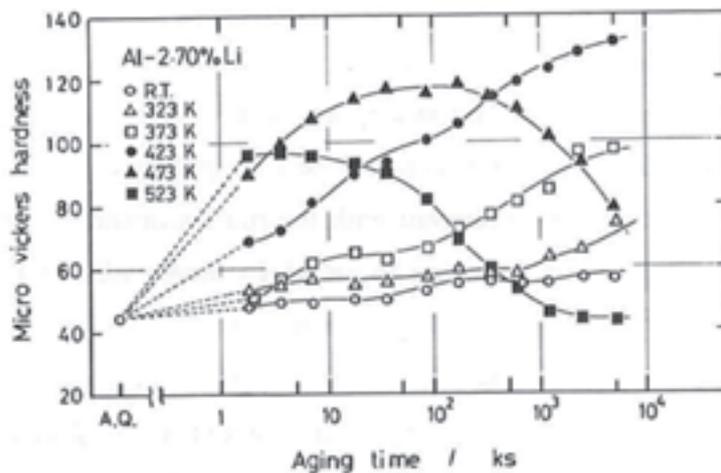


Fig. 2 Isothermal aging curves of hardness for Al-2.70%Li alloy aged at R.T.~523 K.

図 1.5.1(1)-4 Al-Li 二元系合金の種々の温度における時効曲線  
 <軽金属 Vol.36('86)No.4,p.207~p.214>

(2) 実用アルミ・リチウム合金の合金設計

Al-Li二元系合金では工業的に許容できる時効条件では十分な強さに達しないので、実用合金では、2000系 Al-Cu-Mg 系合金に Li を添加して軽量化を図る合金設計となっている。

8090 合金の時効曲線を、図 1.5.1(2)-1 に示す。

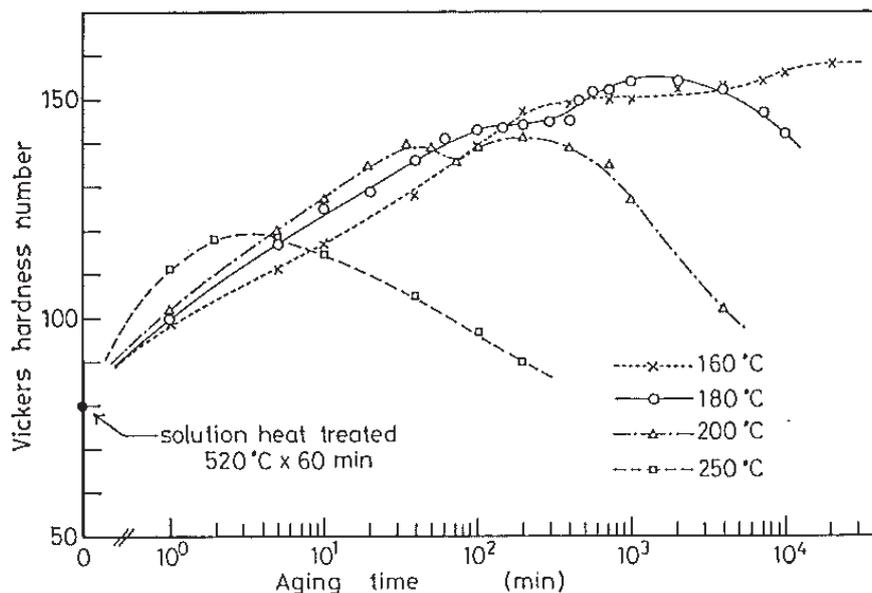


図 1.5.1(2)-1 8090 合金と Al-Li 二元系合金の時効曲線  
<軽金属 Vol.36('86)No.11,p.685~p.696>

8090 合金は 180°C の時効において、 $1 \sim 2 \times 10^3$  分 (=16.7~33.3Hr.) 前後でピーク硬さに達しており、その時の硬さは、HV150 強である。一方、図 1.5.1(1)-4 に示す Al-Li 二元系合金の場合、200°C の時効温度において  $1 \times 10^2$  KS (=27.8Hr) 保持で HV120 程度の硬さに達しており、8090 合金と比べて 30 ポイント程度ピーク硬さが低い。従って、Al-Li 合金は二元系では工業的に適切な時効条件では強度が低く実用には向かないので、Al-Cu-Mg 系合金と合体させて実用に値する強度を得ている。

図 1.5.1(2)-2 に 8090 合金の 200°C × 86.4ks (24hr.) 時効処理後の透過電子顕微鏡による析出物の観察結果を示す。

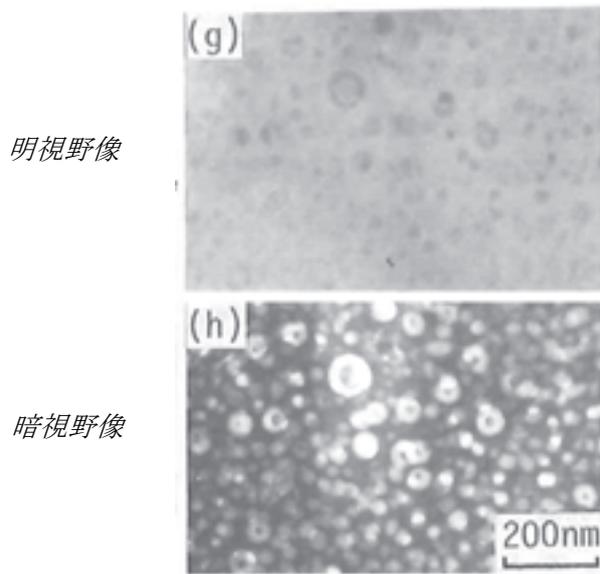


図 1.5.1(2)-2 8090 合金の時効 ( $200^{\circ}\text{C} \times 86.4\text{Ks}$ ) 処理後の透過電子顕微鏡写真  
 <軽金属 Vol.36('86)No.11,p.728~p.736>

この写真から Al-Li 二元合金で観察された球状の  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 規則合金相の中心に別の球状の析出物が見られ、二重構造となっているのが分かる。解析の結果、この中心の析出物は S-Al<sub>2</sub>(CuMg)相と同定されている。このように Al-Cu-Mg-Li 系合金では S-Al<sub>2</sub>(CuMg)と  $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li の複合析出が見られ、 $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li は S-Al<sub>2</sub>(CuMg)を析出サイトにしていることが確認されている。

このように Al-Li 合金は基本的に Al-Cu-Mg 合金と合体した合金と理解されるが、S-Al<sub>2</sub>(CuMg)相が強度向上に大きな影響を持つことから、機体メーカーにおける板金成形部品の製造において問題がある。S-Al<sub>2</sub>(CuMg)相は Al-Cu-Mg 系合金の析出初期のクラスターである G.P.B ゾーンが成長したものである。この G.P.B ゾーンは転位との結合力が強く、転位を析出サイトとすることが知られている。Al-Cu-Mg 系合金の代表的な合金である超ジュラルミン：2024 合金では、溶体化処理後焼き入れ歪を取るために均一な冷間加工を加えた後自然時効した-T3 状態と、溶体化処理後冷間加工を加えないでそのまま自然時効した-T4 状態で、強度、特に耐力が明瞭に異なり、-T3 状態が高いことが知られている。その理由として、溶体化処理後歪取りのために均一に冷間加工した時、結晶粒内に一様に転位が導入され、その転位に G.P.B ゾーンが析出した結果、強度向上に効果がある G.P.B ゾーンが結晶粒内に均一微細に分布することによると考えられている。一方、-T4 状態では、転位の導入がなく、かつ結晶粒界付近は拡散に寄与する空孔が粒界に移動して消滅することによる無析出帯ができるので、G.P.B ゾーンは結晶粒内で不均一に粗大に形成されるため、十分に強度が向上しないと考えられている。Al-Cu-Mg 合金と合体した Al-Li 合金もこの影響

をまともに受けるもので、アルコア社が開発した Mg を含まない 2090 合金は、メーカーにて溶体化処理後歪取りと強度向上を目的として均一な冷間加工を行い時効処理して出荷することになっていた。機体メーカーにおいて成形量の少ない部品はこの板でも部品の成形が可能であったが、例えば機首の外板のように成形量の大きい部品は成形不可能となる。従来から、成形量の大きい部品は焼き鈍し状態：-O で成形を行い、その後熱処理を行い、所定の強度を得ていた。しかし、2090 合金では-O 材を熱処理後、そのまま時効すると、メーカーで熱処理した材料の 6 割程度しか強度が得られない。Mg を添加した合金：2091,8090 は、2090 程顕著ではないものの、当然この強度低下傾向は認められる。

銀を添加した 2095 合金は、上記弱点をある程度克服することに成功した合金である。アルミニウム中に銀を添加すると、 $\omega$  相と呼ばれる析出物が生じることが知られている。この  $\omega$  相が丁度転位と同じ役割を果たすことが分かった。即ち、銀を添加すると結晶粒内に  $\omega$  相が均一に分散して析出し、その均一分散した  $\omega$  相の上に G.P.B ゾーンが析出するため、結果的に G.P.B ゾーンは結晶粒内に転位がなくても均一分散析出することができる。そのために 2095 合金は溶体化処理後均一な冷間加工を行わないで時効処理しても大きな強度低下は生じない。しかし、銀を添加することには工業的には価格面でのデメリットが著しい。銀の価格は低下したと言われており、もはや銀は貴金属ではないと言う人もいるものの、仮に現在の価格を 30\$/oz とすると約 80,000¥/kg にもなり、アルミニウム合金の価格が 500¥/Kg 程度であることを考えると少量の添加といえども工業的に多量に使用するには抵抗が大きく、材料価格に跳ね返らざるを得ない。(銀価格は 30 年前には 300¥/g 程度であったが、現在は約 1/4 まで低下している。しかし、それでもアルミニウム合金の 160 倍高価である。一般構造用軟鋼の価格を 80,000¥/ton と仮定すると丁度 1,000 倍高価になり、試験用に少量使用するのは違い、工業用に多量に使用するのはまだ無理と思われる。) 更に、材料物性的にも、銀は比重が 10.5 と重いので、せつかく軽い Li で密度を軽減しても、その効果を打ち消すため、できるなら添加したくない元素である。

## 1.5.2 アルミ・リチウム合金材の開発と適用経緯

### (1) 第一世代アルミ・リチウム合金材

1950年～1970年代に従来アルミニウム合金の2024合金や7075合金の代替を目的として生産されたもので、第一世代アルミ・リチウム合金材と称する。代表的なものとして2020合金（アルコア社）、1420合金（ロシア）がある。

この2020合金は、当初、アメリカ海軍偵察機の主翼に適用されていた\*<sup>1)</sup>が、延性が乏しく、一方向の破壊靱性が低い欠点があるため、現在は使用されていない。又、ロシアではMIG29の溶接燃料タンクに1420合金が使用された。この1420合金は、低密度（2.47g/cm<sup>3</sup>）で溶接性や耐食性に優れている。\*<sup>3)</sup>

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」>

< 3)K-H-Rendings, Material Science Form Vol.242>

2020合金

主翼インテグラルスキン



図 1.5.1(1) RA-5C Vigilante

< Wikipedia >

### (2) 第二世代アルミ・リチウム合金材

1980年代に従来アルミニウム合金の7150合金や2324合等の代替を目的として生産されたもの。第二世代アルミ・リチウム合金材と称する。代表的なものとして2090合金、8090合金、2095合金、2195合金等がある。この第二世代アルミ・リチウム合金材は、第一世代アルミ・リチウム合金材の問題点を解決するために、アルコア社やアルキャン社等で開発された。

1980年代は、複合材料が航空機構造用材料に大幅に採用される機運が高まったことを受けて航空宇宙用アルミニウム合金メーカーが危機感を持ち、これら第2世代アルミ・リチウム合金を競って開発した。1980年代後半、ボーイング社と日本は共同で737後継機となる乗客が100人を超える民間輸送機の開発を、コード・ネーム：

7J7として実施し、この7J7へのアルミ・リチウム合金の適用を目指して研究開発を行ったが、ボーイング社が一方的に7J7の開発を打ち切り、アルミ・リチウム合金の民間輸送機への適用も頓挫した。

その後、レイノルズ社（当時）が、新たに銀を添加したアルミ・リチウム合金を開発し、Weldaliteのニックネームを付けた。この合金は、溶融溶接が可能な特徴があり、2195の番号が与えられた。米国で進められていた国際宇宙ステーション(ISS)計画にロシアが参加することになり、ISSの打ち上げ軌道が変更されることになった。変更後の新しい軌道にISSを打ち上げるためには、ISSを軌道まで持ち上げるスペースシャトルの能力を向上する必要性が生じた。そこでNASAがこの2195合金を採用してスペースシャトルの外部燃料タンクを大幅に軽量化することに成功した。従来合金で製造した場合の空虚重量：約30,000Kgを2195合金の使用により10%以上の3,175Kg軽量化したと言われている。この軽量化寄与によりペイロードが増加したスペースシャトルはISSを無事に組み立てることができた。この合金は、高剛性、低密度であり、スペースシャトルの外部燃料タンク：図1.5.2(2)-1、に使用されたが\*1)、材料の異方性やコスト上(投資が大)でメリットが少ないため、他はあまり多く使用されていない。

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」 >



図 1.5.2(2)-1 スペースシャトルの外部燃料タンク

< Wikipedia >

1990年代になり、20世紀最後の新設計民間旅客機であるB777では、7J7での研究開発成果に基づき胴体外板や主翼外板、ストリンガー、フレームへの適用を目指して設計検討されたが、一部機能的な部品に8090合金が使用されたが、構造部材への大幅な適用はなかった。777の量産が始まり、2003年頃になり、量産機のコスト・ダウン活動の中で、アルミニウム合金として飛び抜けて高価な8090合金の使用に対してコスト・パフォーマンスに劣ると判断され、現在は使用していない。777においても次に述べるC-17と同様に貨物室のフロアビームに2090合金押し形材の使用が最後まで検討された。フロアビームを組み立てるためにリベット穴をドリルで明ける時、リベット穴を明ける加工条件によっては穴の角が欠けることが判明し、欠けを防止するための穴明け条件が厳しく規定された。ボーイング社での組み立て現場では、この穴明け条件を満足して作業される予定であったが、エアラインから、エアライン自身の整備工場ではボーイング社の規定した厳しい穴明け条件を満たして作業することはできないとの申し入れがあり、最終的にボーイング社はエアラインの意向を容れ、2090合金のフロアビームへの適用を断念したと言われている。

その他では、マクドネルダグラス社（現ボーイング社）のC-17アメリカ大型長距離輸送機のフロアビームに2090合金がアルミニウム合金型材使用量の約13%が使用された\*1)。又、ヘリコプタでは、アグスタ・ウエストランド社（イギリス・イタリア）のEH101の胴体が外板に8090合金等が用いられた。

(図 1.5.2(2)-1) \*1) \*4) \*5)

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」>

< 4)A.F.Smith, Aluminium-Lithium, DGM(1991)>

< 5)西川 渉：「エアワールド誌」, 1997>

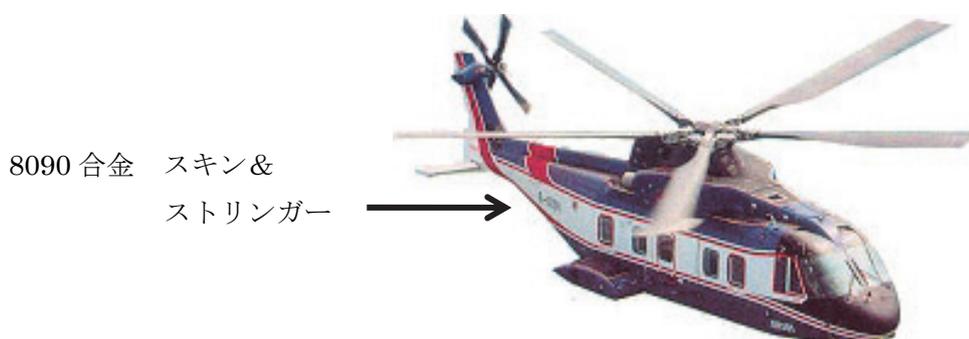


図 1.5.2 (2) - 1 EH101 胴体\*5)

< 5)西川 渉：「エアワールド誌」, 1997>

表 1.5.2(2)-1 に各メーカーの開発したアルミ・リチウム合金材の商品名を示す。

表 1.5.2 (2) - 1 各メーカーのアルミ・リチウム合金材商品名\*1)

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」 >

メーカー	商品名	添加元素系統	開発目標
アルキヤン (アメリカ)	Lital A (8090)	Al-Li-Cu-Mg-Zr系	中強度、10%密度低下、10%剛性UP
	Lital B (8091)	Al-Li-Cu-Mg-Zr系	高強度
	Lital C	Al-Li-Cu-Mg-Zr系	損傷許容(耐疲労性高)
アルコア (アメリカ)	Alithalite A (8090)	Al-Li-Cu-Zn系	損傷許容
	Alithalite B (2090)	Al-Li-Cu-Zn系	高比強度
	Alithalite C	Al-Li-Cu-Zn系	低密度
ペシネ (フランス)	CP-271 (8090)	Al-Li-Cu-Mg-Zr系	中強度、10%密度低下、10%剛性UP
	CP-274 (2091)	Al-Li-Cu-Mg-Zr系	損傷許容
	CP-276	Al-Li-Cu-Mg-Zr系	押出成形材
マーチン・マリエッタ/ レイノルズ (アメリカ)	Weldalite -2195	Al-Li-Ag-Cu系	高強度、溶接性向上
	-2094	Al-Li-Ag-Cu系	高強度、溶接性向上
	-2095	Al-Li-Ag-Cu系	高強度、溶接性向上

表 1.5.2(2)-2 に各アルミ・リチウム合金材の化学成分\*<sup>6)</sup> を、表 1.5.2(2)-3 に特性値\*<sup>6)</sup> を示す。表 1.5.2(2)-1 にある Weldalite 2094 合金、2095 合金、2195 合金の他に、2096 合金が登録されている。又、アルコア社は、Zr、Mn 等の添加や Cu、Zn、Mg 等の配合量調整及び熱処理\*<sup>1)</sup> によって、破壊靱性や応力腐食割れ (Stress corrosion Crack) 性を改善した 2097、2197 合金を開発している。

表 1.5.2 (2) - 2 アルミ・リチウム合金材の化学成分\*<sup>6)</sup>  
 < 6)軽金属 Vol.36 No.11(1986) >

メーカー	合金	化 学 成 分					
		Mg	Cu	Zr	Fe	Si	Li
アル キャン	Lital A (8090)	0.5~1.0	1.0~1.6	0.08~0.16	0.3	0.2	2.3~2.6
	Lital B (8091)	0.5~1.2	1.6~2.2	0.08~0.16	0.3	0.2	2.4~2.8
	Lital C	0.5~1.0	1.0~1.6	0.08~0.16	0.3	0.2	2.3~2.6
アル コア	Alithalite A (8090)	0.8~1.4	1.1~1.6	0.08~0.15	0.15	0.1	2.1~2.7
	Alithalite B (2090)	~0.25	2.4~3.0	0.08~0.15	0.12	0.1	1.9~2.6
	Alithalite D	0.9~1.4	0.5~0.8	0.08~0.15	0.15	0.1	2.1~2.7
ペシネ	CP271 (8090)	0.6~1.3	1.0~1.6	0.04~0.16	0.3	0.2	2.2~2.7
	CP274 (2091)	1.1~1.9	1.8~2.5	0.04~0.16	0.3	0.2	1.7~2.3
	CP276	0.2~0.8	2.5~3.3	0.04~0.16	0.3	0.2	1.9~2.6

表 1.5.2 (2) - 3 アルミ・リチウム合金材の特性値\*<sup>6)</sup>  
 < 6)軽金属 Vol.36 No.11(1986) >

メーカー	合金	特 性 値					
		密度 g/cm <sup>3</sup>	引張強さ Mpa	ヤング率 Gpa	耐力 Mpa	伸び %	破壊靱性値 Mpa√m
アル キャン	Lital A (8090)	2.54	500	—	450	5.5	36
	Lital B (8091)	2.55	560	—	520	4	28
	Lital C	2.54	450	—	400	5	45
アル コア	Alithalite A (8090)	2.55	476	78.6	400	9	45.6
	Alithalite B (2090)	2.59	569	78.6	530	7.9	42.5
	Alithalite D	2.55	488	78.6	406	7.5	45.3
ペシネ	CP271 (8090)	2.52~2.54	555	81.2	445	7	37
	CP274 (2091)	2.57~2.59	480	78.8	430	12	—
	CP276	2.57~2.60	600~655	80.2	575~625	5	—

(3) 第三世代アルミ・リチウム合金材

2000年代に第二世代のアルミ・リチウム合金材の問題点を解決するために開発されたのが、現第三世代アルミ・リチウム合金材。この合金は、リチウムの量をやや減らして（第二世代よりリチウム量を0.5～0.7%減少し、2%以下）、添加成分の最適化により破壊靱性向上や異方性の緩和を図ったもので、アルコア社 C460 合金やペシネ社 2196 合金が開発された。エアバス社 A380<sup>\*7)</sup>、A350<sup>\*5)</sup> やボーイング社 B787<sup>\*8)</sup>（図 1.5.2(3)-1）に適用を検討した新アルミ・リチウム合金材である。この第三世代アルミ・リチウム合金材の一つの例として化学成分<sup>\*9)</sup> を表 1.5.2(3)-1 に、特性値<sup>\*9)</sup> を表 1.5.2(3)-2 に示す。



A380 (Airbus)



A350 (Airbus)



B787 (Boeing)

図 1.5.2 (3) - 1 A380、A350 及び B787 機体<sup>\*7)</sup> <sup>\*8)</sup>

< 5)西川 渉：「エアワールド誌」, 1997 >

< 7)Airbus HP >

< 8)Boeing HP >

表 1.5.2 (3) - 1 アルミ・リチウム合金材の化学成分例\*9)

< 9)Alcoa Technical Fact , Alloy 2099 >

合金	化 学 成 分					
	Mg	Cu	Zr	Fe	Si	Li
2099	0.1~0.5	2.4~3.0	0.05~0.12	0.07	0.05	1.6~2.0.

表 1.5.2 (3) - 2 アルミ・リチウム合金材の特性値例\*9)

< 9)Alcoa Technical Fact , Alloy 2099 >

合金	特 性 値					
	密度 g/cm <sup>3</sup>	引張強さ Mpa	ヤング率 Gpa	耐力 Mpa	伸び %	破壊靱性値 Mpa√m
2099	2.59	595	78.6	505	9	300

2012年6月18日~20日の間、米国ノースカロライナ州シャーロット市で開催された Aeromat2012 にてアルコア社より発表された第3世代アルミ・リチウム合金材料に関連する講演を集約すると、次のようになる。

まず、発表された合金は、2099に加えて、2055,2060,2199の合金が示された。これらの合金の化学成分及び密度を、表1.5.2(3)-3に示す。これらの合金は、第2世代合金の反省からリチウムの添加量が抑えられており、その分、密度が大きくなっている。また、2055合金は胴体外板用とされており、機体メーカーにおける板金成形を前提とするために、その後の時効硬化性を考慮してAgの添加が行われている。2199合金は厚板用であり、機体メーカーでの熱処理は想定していないので、Agの添加はなく、かつLiの添加量を多めにして、密度の低下を優先し、強度向上は製造工程中の冷間加工を期待していると考えられる。2060合金は、厚板と薄板の両方の適用を考慮しており、板金成形性も考慮して少量のAgを添加している。この合金はリチウム添加量が少なく、従って密度が大きく、軽量化効果があまり見られないが、その分、材料特性は従来合金に近いと考えられ、使い易さを優先したと思われる。ただし、軽量化効果が少ないので、中途半端な感じを免れない。2099合金については、押出し形材に適用されており、既に、AMS4287、及びAMS4459の2点のAMS公共規格が発行されており、市販している完成した合金であるとの姿勢を明確化している。ただし、MMPDSに登録されている機械的性質はS-Basisであり、A-Basisはない。

従って、*S-Basis* 材料を航空機機体構造に使用する上では航空局の法律上の制限を受けることになり、実質的には未だ一次構造部材に使用するにはハードルが高いと言わざるを得ない。早期に *A-Basis* の登録が必要である。

一方、2060,及び2199合金については2013年度以降にAMS公共規格化、MMPDS特性登録が予告されており、第3世代合金の実用化に向けた準備は順調に進んでおり、実機への適用は目前に来ていると思われるが、これらの規格化は顧客である機体メーカーの引きによるとしており、卵か鶏か論にならなければよいかと心配される。

表 1.5.2(3)-3 Aeromat2012 でアルコア社が発表した合金  
<Alcoa 社資料>

合金	成分(wt%)							密度 (g/cm <sup>3</sup> )
	Cu	Mg	Li	Ag	Zn	Mn	Zr	
2055	3.2-4.2	0.2-0.6	1.0-1.3	0.2-0.7	0.3-0.7	0.1-0.5	0.05-0.15	2.69
2060	3.4-4.5	0.6-1.1	0.6-0.9	0.05-0.5	0.30-0.5	0.1-0.5	0.05-0.15	2.72
2199	2.3-2.9	0.05-0.4	1.4-1.8	--	0.20-0.9	0.1-0.5	0.05-0.12	2.63

### 1.5.3 アルミ・リチウム合金材の特性と問題点

#### (1) 強度特性

アルミ・リチウム合金材の引張強度は、7075-T6 材等の従来材と同等程度。これは、添加成分や冷間加工によって向上できるが、伸びや靱性の調和を保ったものとしている。なお、剛性（ヤング率）は約 10%程度向上している。

#### (2) 破壊靱性

アルミ・リチウム合金材の破壊靱性及び伸びは、従来のアルミ合金材と比較すると低い。これは、鑄造段階での Fe や Si 等の不純物の影響が考えられ、第三世代のアルミ・リチウム合金材は、この不純物量を抑えたものである。

アルミニウム合金の結晶構造は面心立方構造であることは良く知られている。この面心立方構造を持つ金属の変形時に活動する滑り系は $[110]$ 方向、 $\{111\}$ 面上と言われており、又、面心立方構造の特徴として、この $[110]$ 方向の転位が、積層欠陥を挟んだ 2 本の $[112]$ 方向の部分転位に分解した拡張転位になることも広く知られている。図 1.5.3(2)-1 に面心立方構造の拡張転位の模式図を示す。この拡張転位の幅は、前後の 2 本の部分転位間に働く斥力と積層欠陥の界面エネルギーのバランスにより決まるとされ、透過電子顕微鏡による拡張転位の観察の結果、アルミニウム中では積層欠陥エネルギーが高いために転位は殆ど拡張していないことが報告されている。転位が拡張していると結晶中を運動する転位が析出物等の障害物を避けるために交差滑りを行う時の障害となり、転位の運動が制限されると考えられ、アルミニウム中では殆ど転位が拡張していないために転位は容易に交差滑りを行うことが可能で、これがアルミニウムの成形性が良い理由の一つとされている。

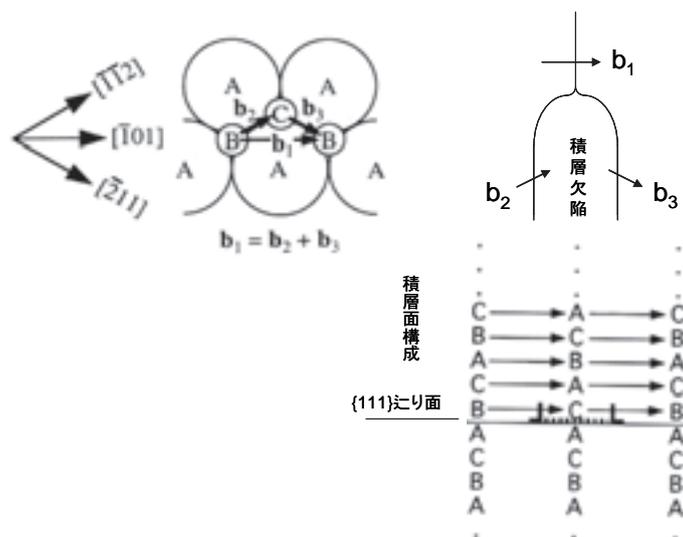


図 1.5.3(2)-1 面心立方金属中の拡張転位の説明

しかし、1.5.1 項で述べたアルミ・リチウム合金の特徴として、母相の $\alpha$ -Al 相への整合な $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相の析出がある。 $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 相は規則格子であるため、規則格子中を転位が横切ると逆位相境界が生じることになり、内部エネルギーが増大する。しかし、もう一度同じ $\delta$ 面を転位が横切ると、逆位相境界は解消される。そのために規則格子では転位は対になった超転位として運動し、同一 $\delta$ 面上を運動する、即ち、直線的な運動をされると考えられる。図 1.5.3(2)-2 に規則格子中の転位の移動による逆位相境界のモデルを示す。この図で、白抜き原子と黒塗りつぶしの二種類の原子がお互いに隣接する位置に規則正しく並んでいる。その時、転位が移動すると、同(a)図のように $\delta$ 面を挟んで白抜き原子同士、及び黒塗りつぶし原子同士がお互いに隣接する位置関係になり、原子の並ぶ位相が周囲とずれており、この状態を逆位相境界と呼ぶ。逆位相境界での界面エネルギーは周囲の規則的な原子配置と比較して高い状態となる。

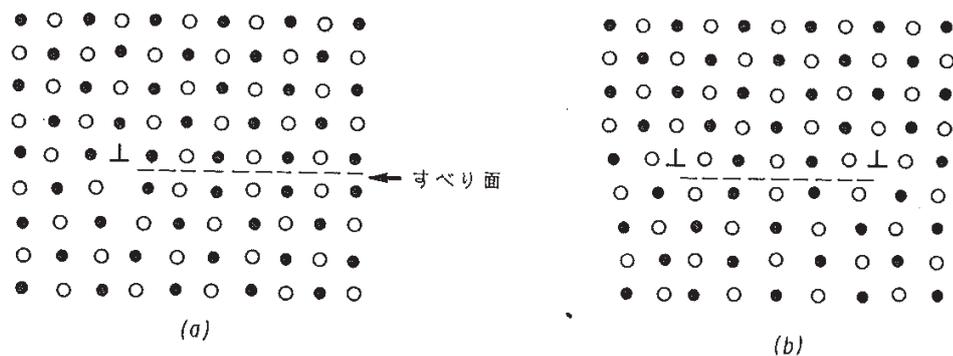


図 1.5.3(2)-2 規則格子中の逆位相境界と超転位のモデル

しかし、同(b)図のように同じ $\delta$ 面上を第 2 の転位が移動すると、原子の配列はまた元に戻るため、逆位相境界が解消するので、逆位相境界の界面エネルギーも消滅する。これにより系全体のエネルギー増加が抑えられるので、規則格子中は転位が対になって移動すると考えられており、逆位相境界を挟んだ対の転位を超転位と呼ぶ。

図 1.5.3(2)-3 に Al-Li 合金の疲労試験片の透過電子顕微鏡写真を示す。この観察結果から、球状の $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li 析出物が直線的に切断されている状態が見られ、超転位による直線的な運動により析出物が切断されたことが容易に理解される。このことから、Al-Li 合金は、従来のアルミニウム合金とは異なり、本質的に転位が直線的な活動を行い、交差 $\delta$ りが起こりにくい構造であり、そのために Al-Li 合金は延性に乏しい材料となり、即ち、靱性が低い材料になる。現状の Al-Li 合金の合金設計思想からは、この性質は Li 添加量を抑制する以外に有効な対策は考えられない。第 3 世代 Al-Li 合金はこのような合金設計方針に立つものと考えられる。

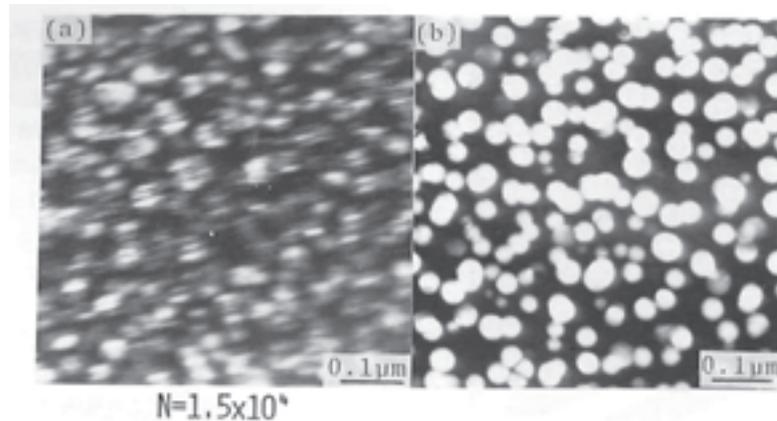


Fig. 10  $\delta'$  particles sliced by dislocation cutting during fatigue, TEM.  
 a) aged at 150°C for 500 h and fatigued,  $\sigma = \pm 9.2 \text{ kg/mm}^2$  ( $\sigma/\sigma_{0.2} = 0.58$ ).  
 b) aged at 150°C for 500 h.

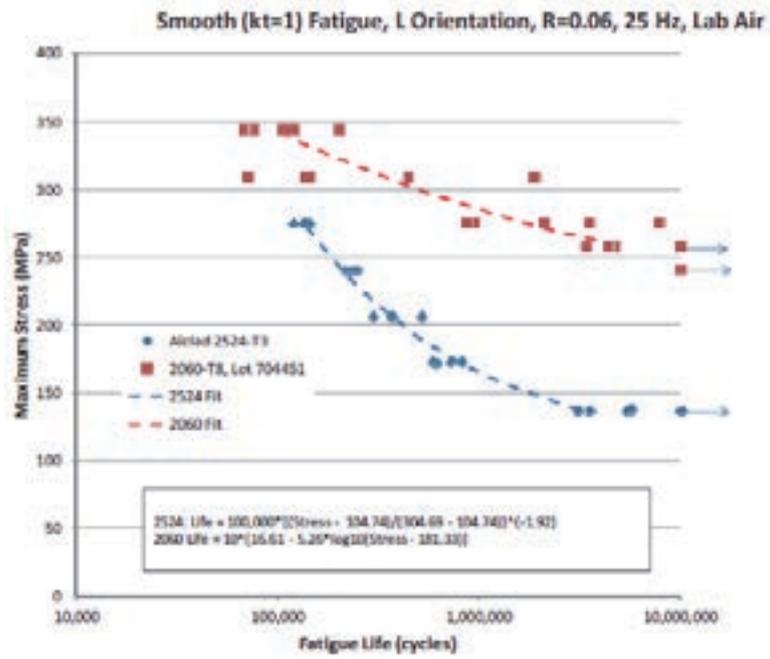
図 1.5.3(2)-3 Al-Li 二元系合金の疲労強度試験片内部観察結果  
 <軽金属 Vol.36('86)No. 7, p.436~p.444>

現在の Al-Li 合金の設計思想は、Al-Li 系合金と Al-Cu-Mg 系合金の両者の析出硬化による強度向上機構を合体して強度を得る考え方であるため、致し方ない。しかし、発想を変えて、Li は密度低下のみに利用し、強度向上は期待しないとし、強度向上は、例えば Al-Cu-Mg 系のみで実現するように合金設計を行えば、靱性低下は防止されるはずである。現在、 $\delta$ -Al<sub>3</sub>Li は母相の  $\alpha$ -Al 相と整合であるが、母相と不整合な  $\beta$ -Al-Li 相とすれば、 $\beta$ -Al-Li 相は転位に切断されることもなく、従って逆位相境界も生じないので、転位の直線運動も生じない。

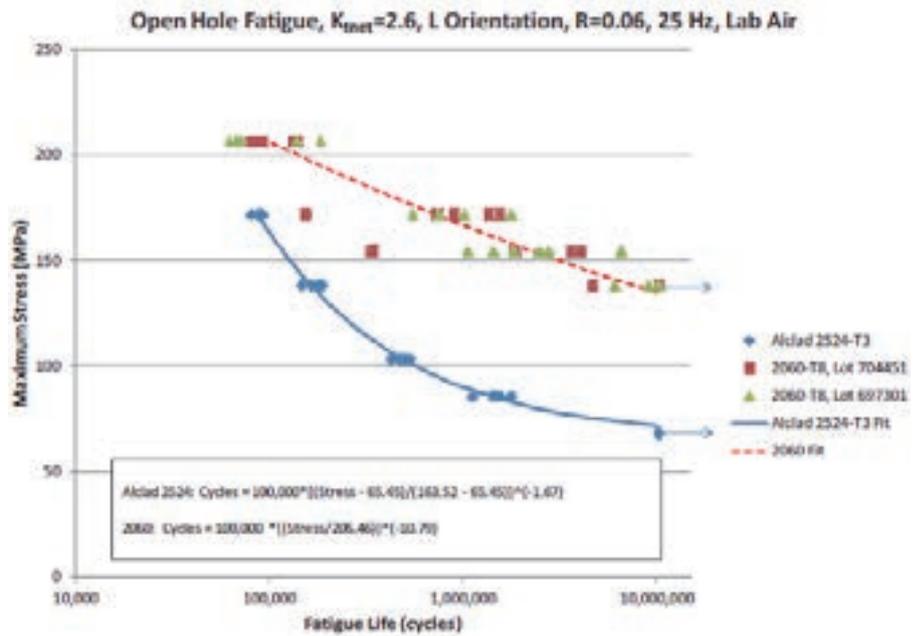
### (3) 疲労特性

アルミ・リチウム合金材の疲労特性は、従来のアルミ合金材と同程度であり、劣るとはいえない。

Aeromat2012 においてアルコア社から発表された 2060 合金の疲労試験データを図 1.5.3(3)-1 に示す。従来合金の代表として民間旅客機の胴体外板に使用されている 2524 合金のデータも併せて示されている。疲労試験は、応力集中係数:  $Kt=1$  の平滑試験片と、 $Kt=2.6$  の開放穴明き試験片の二種類で実施されており、応力比:  $R=0.06$  と圧縮荷重が入らないほぼ零-引張の荷重条件となっている。荷重の繰り返し数は、107 回まで実施され、それ以上はランアウトとされている。これらのデータを見ると、元々の強度が既に 2060 合金は 2524 合金よりも高いこともあるが、いずれの場合もフィットカーブは 2060 合金が 2524 合金よりも十分優れており、疲労強度が従来合金に劣るとは決して言えない。



(a)平滑試験片



(b)開放穴明き試験片

図 1.5.3(3)-1 アルコア社 2060 合金の疲労試験結果  
<Alcoa 社資料>

(4) 耐食性

アルミ・リチウム合金材の耐食性は、従来のアルミ合金材より優れているデータはなく、むしろ熱処理条件に依存している。

*Aeromat2012* においてアルコア社から発表された 2060、及び 2099 合金の電位差腐食試験データを図 1.5.3(4)-1 に示す。従来合金の代表として 7050 合金のデータも併せて示されている。この腐食試験では、電位差の異なる炭素繊維複合材料(CFRP)の板にアルミニウム合金をボルトで留めた試験片を使用し、その試験片を ASTM B117 に規定の塩水噴霧による腐食雰囲気中に保持することで、腐食の発生程度を 10 段階のレイティングで評価している。試験は 6 週間にわたって実施されている。試験結果からは、アルミ・リチウム合金は、従来の 7050 合金よりも腐食のレイティングが良好であり、耐食性が従来合金に劣るとは決して言えない。

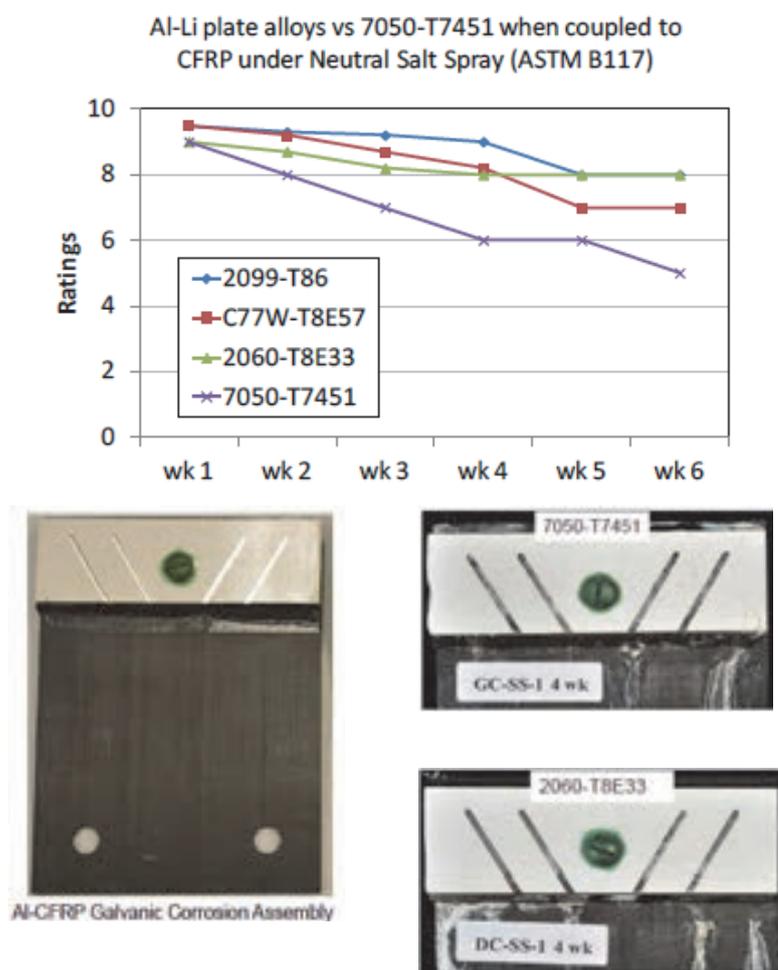


図 1.5.3(4)-1 電位差腐食試験結果

<Alcoa 社資料>

(5) 加工性

アルミ・リチウム合金材は、従来のアルミ合金材と同じ加工方法で可能。ただし、材料の方向により強度が異なる（長手方法に対して 45°方向が従来のアルミ合金材より低い）ため、注意が必要となる。又、超塑性成形加工（SPF）は可能である。

(6) 軽量化

アルミ・リチウム合金材は、従来のアルミ合金材より軽い。このため、機体に占めるアルミ・リチウム合金材の割合が高い場合、重量軽減が大きくなる。

表 1.5.2(2)及び(3)に示されるアルミ・リチウム合金の密度を基に、図 1.5.3(6)-1 にアルミニウム合金の比重を示す。従来合金の代表として 2024, 7050, 7075 合金を考えると、それらの比重は 2.76~2.82 である。これらと比較し、第 2 世代アルミ・リチウム合金の比重は 2.54~2.59 と 10%程度軽量化されており、従来合金をそのまま置換えるだけで大きな軽量化効果が得られた。しかし、第 3 世代アルミ・リチウム合金は特性改善のためにリチウム含有量を減少させたために比重の低減効果が少なく、2.59~2.72 である。その結果、第 3 世代アルミ・リチウム合金の比重は、従来合金と第 2 世代アルミ・リチウム合金の中間くらいに位置している。従って、第 3 世代アルミ・リチウム合金は、従来合金をそのまま置換えるだけでは軽量化効果は少なく、自重が減少した分、荷重も減少するので、それらを加味して再度サイジング設計を行わなければ十分な軽量化効果は得られないと考えられる。

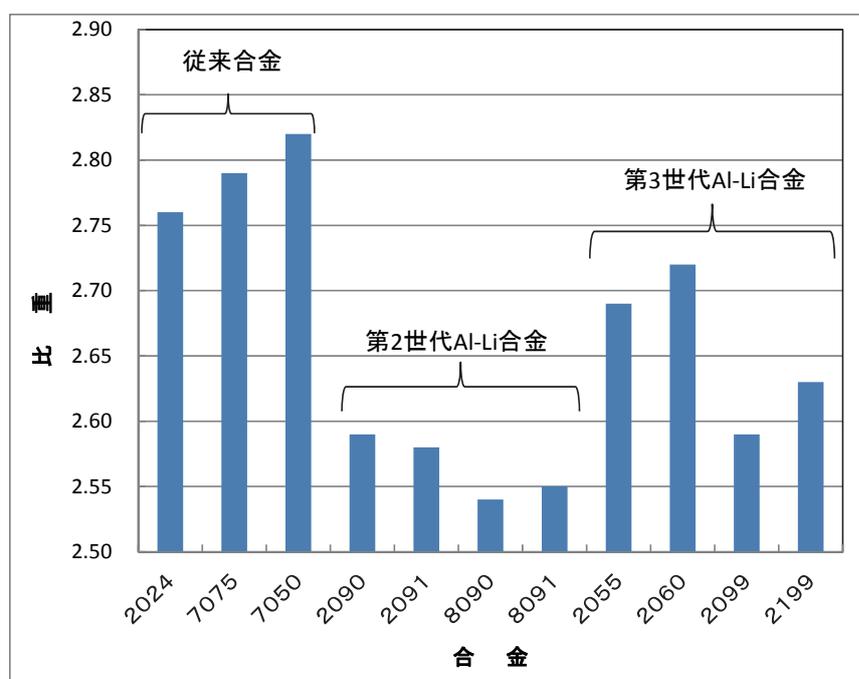


図 1.5.3(6)-1 アルミニウム合金の比重

## (7) 化学反応

リチウムは化学的に極めて活性な金属で、ガスや水と強い反応を生ずる。このため、機体メーカーでは基本的にはアルミ・リチウム合金材は従来設備を利用できるが、材料メーカーでは高温工程での溶解鑄造設備は使用できない。特に、水との接触爆発、耐火物の侵食等、設備と工程に特別な配慮が必要である。

## (8) コスト高

アルミ・リチウム合金材のコストは、従来のアルミ合金材より 2~4 倍高い（プレートは、従来アルミ合金材の約 3.2 倍、シートは約 4 倍<sup>\*10)</sup>。このコスト高の原因の一つに、材料の歩留まりが低いことである。例えば、民間機の試算では主翼上面外板で、圧延素材 2,600kg から機械加工仕上げで製品は 243kg で、歩留まりが 0.093 と低く、ほとんどがスクラップである。<sup>\*1)</sup>

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」 >

< 10)SJAC 欧米に於ける航空機用材料素材に関する調査, 1988 >

アルコア社は、Al-Li 合金の開発資金を回収するために 2024, 7075 に代表される従来高力アルミニウム合金の 2~3 倍の値段を提示している。アルコア社は、それでも複合材料よりは安価であると言い張っているが、機体メーカーは、Al-Li 合金の値段を複合材料と比較することはしないで、従来アルミニウム合金と比較する。第 2 世代の Al-Li 合金でも十分実用に耐えるもので、それは例えばスペースシャトルの外部燃料タンクで証明されている。にも拘わらず、Al-Li 合金の実機適用が進まないのは明らかに価格の問題である。価格の問題はセンシティブで明確にはわからないところが多く、特に炭素繊維複合材料の価格は、試験用に数 Kg 購入するのと工業的に量産する製品用にトン単位で購入する場合は、価格は倍半分も違うと言われている。仮に一方向性炭素繊維のプリプレグの価格を 40\$/lb とした時、プリプレグを加熱して硬化しても重量は殆ど変化しないので、比重は 1.6 前後である。図 1.5.3(8)-1 に示すように、現状の 2024, 7075 合金の価格を 3\$/lb、比重を 2.8 として炭素繊維の価格の点と直線で結ぶ。ここで Al-Li 合金の比重を 2.6 として、炭素繊維プリプレグと従来アルミ合金の点を結ぶ直線と交わる点で価格を見ると、約 9\$/lb になり、従来アルミ合金の 3 倍の価格となる。アルコア社が炭素繊維複合材料の価格と比重を睨んで Al-Li 合金の価格を決めたのか、真実はわからないが、アルコア社が Al-Li 合金の価格を従来アルミ合金の 2~3 倍と言っていることと良い一致を示している。しかし、機体メーカーは Al-Li 合金を従来のアルミニウム合金の延長と見ているので、炭素繊維の価格と比重との兼ね合いで出された価格を受け入れることはないであろう。第 3 世代のアルミ・リチウム合金は第 2 世代合金よりもリチウムの含有量が低いために

密度が高く、軽量化効果が低いと考えられる。アルコア社は、単に従来合金と置換えるのみでなく、自重の減少による荷重の見直しを行い、部材の再サイジングを行えば、機体全体で 20%程度の軽量化が見込めると言っているが、機体メーカーの感触でも、アルミ・リチウム合金の価格は従来合金の 20%程度の上昇しか考えていないであろう。従って、Al-Li 合金の価格が 20204、7075 等の従来合金より 2~3 割高い程度に低下すれば Al-Li 合金の使用量は飛躍的に増加すると考えられる。この価格ギャップを埋めることができるかが、アルミ・リチウム合金の将来を決めることになると言っても過言ではなかろう。

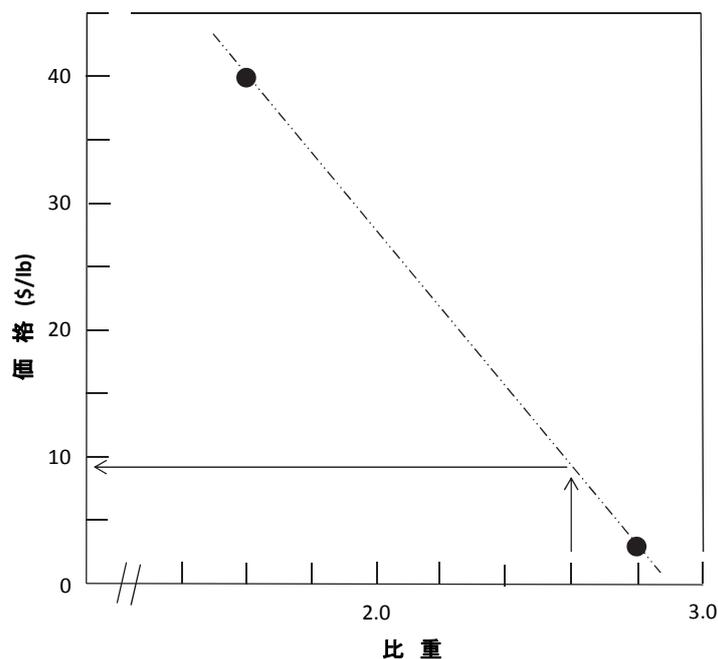


図 1.5.3(8)-1 材料価格と比重

(9) スクラップ処理

アルミ・リチウム合金材の機械加工チップ等は、水やガスと反応が起こり、 $H_2$  ガスと熱を発生するため、二次地金メーカーで再溶解できない。よって、アルミ・リチウム合金材のスクラップは、他と分離して、水、汚れの付着を防止する必要がある。

#### 1.5.4 アルミ・リチウム合金の動向

##### (1) 国内

国内におけるアルミ・リチウム合金材は、アルミ・リチウム合金材共同研究開発会社 (株)アリシウムを 1989 年に設立し、1989 年～1996 年までの 7 年間に開発を実施。参加したメーカーは、古河電工、住友軽金属、神戸製鋼、昭和アルミ、日本軽金属、三菱アルミ、スカイアルミ。

開発内容は、強度、靱性、延性の向上を目的とし、安全操業、コスト削減のための溶解鑄造技術であり、7 年間で 2090、2091、8090 合金材のシート及びプレートを評価し、データを構築するとともに、材料のサンプル供給も可能となった。しかし、B777 への大幅な適用化ができず、(株)アリシウムは解散した。

##### (2) 国外 (欧米)

###### (a) アルキャン社(カナダ)

イングランド:バーミンガム地区に当初 5,000 トン/年産の溶解鑄造工場を設備。北アメリカにおいて、Alcan Aerospace という販売拠点を確立。

主要商品の Lital A (8090) は厚さ 75mm までのものが製作されており、薄板は厚さ 0.8mm から 4.0mm 幅 1.2m までのものが作られている。また、押出品も 17m までのものがある。1987 年には 9,900 トン/年。最大インゴット 3 トン。BAE システム社 (イギリス) で一部採用。

###### (b) アルコア社 (アメリカ)

1984 年から稼動し、商業生産約 5,400 トン/年。最大インゴットは 8 トン。シート、押出材の開発、リサイクル設備も保有した。A339/A340、C-17 機、EH101 機へ供給した。加工試験デモ品を図 1.5.4(2)-1 に示す。



図 1.5.4 (2) - 1 加工試験デモ品  
(2011年パリエアショーで撮影)

(c) ペシネ社 (フランス)

1987年には生産 3600 トン/年。最大インゴット 4.5 トン。ダッソー社 (フランス) のラファール機の胴体部材に試験中。

(d) カイザー社

生産最大 1500 トン/年。最大インゴット 4.5 トン。

(e) 世界のアルミニウム製造会社の再編成

2000年前後から世界的規模でアルミニウム製造会社の再編成が起こり、欧米を代表するアルミニウム製造会社の合併が繰り返された。スペースシャトルの外部燃料タンク用 2195 合金を開発したレイノルズ社は、2195 合金厚板を製造していたマコック工場を投資機関に売却したが、結局、マコック工場もレイノルズ社自身も最終的にはアルコア社に吸収合併された。

アルキャン社は、自社を存続会社としてフランスを代表するペシネ社、スイスのアルスイス社と合併し、アルコア社を抜いて世界 1 位の生産量と売上額となったが、世界 1 位に固執するアルコア社がアルキャン社の買収を提案した。しかし、アルキャン社はアルコア社の提案を拒否し、リオ・ティント社と合併し、リオ・ティント・アルキャン社となり、アルコア社の野望は成就できなかった。その後、リオ・ティント・アルキャン社は、社名をコンステリウムと変更し、世界最大のアルミニウム製造会社になっている。

このような頻繁な合併の結果、2012年現在では、Al-Li合金はアルコア社のみが継続して生産可能と推定される。2012年6月に米国ピッツバーグで開催された第13回国際アルミニウム会議においては、旧ペシネ社の研究所からAl-Li合金関係の発表も見られるものの、エアバス社が、787に追従してA350で構造材料を複合材料中心に大きく舵を切った結果、アルミニウム合金の部材が減少し、本格的な生産や技術開発は実施していないと推定される。また、ボーイング社は787を開発し、複合材料主体の機体構造に移行し、更に次期777-Xの主翼は複合材料になると推定されていることより、アルコア社は、ボンバルディア社Cシリーズや、エンブラエル社のリージョナル機への採用を働きかけ、独占供給のプレス発表を行っている。当然、独占供給の見返りとして破格の安値での取引が想定される。

(3) 第13回国際アルミニウム合金会議(International Conference of Aluminum Alloys)

2012年6月に米国ピッツバーグ市のカーネギーメロン大学にて第13回国際アルミニウム合金会議が開催された。この会議において、図1.5.4(3)-1に示すように、全11のセッションで計324件の発表が登録されたが、その内、Al-Li合金に関する発表は24件と、全体の7.4%であり、10%にも達していない。第2世代Al-Li合金の開発が活発だったころは、Al-Li合金に限った国際会議が5年間に渡って開催された。その頃の発表論文数と比較すると、今回の第3世代Al-Li合金の開発は、全く盛り上がりに欠けていると言わざるを得ない。

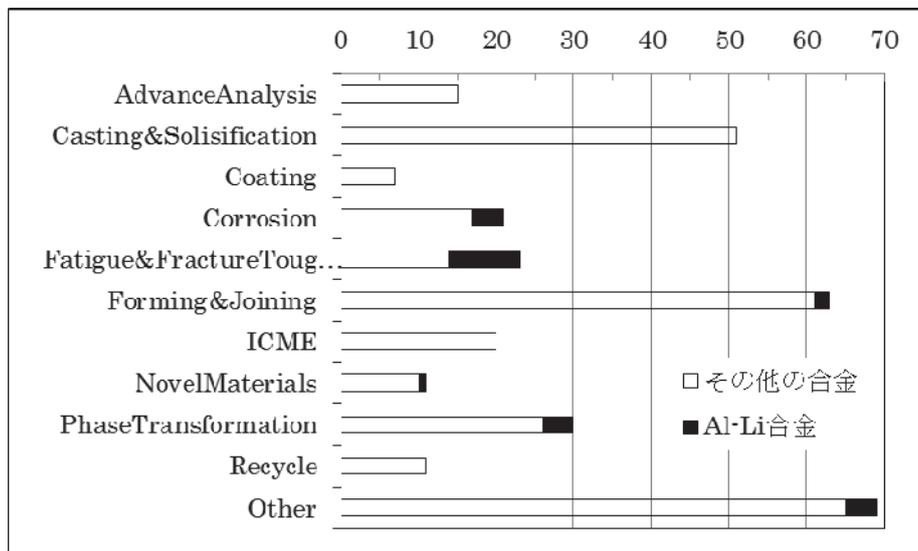


図 1.5.4(3)-1 第13回ICAAにおけるAl-Li合金関連講演登録数

これら Al-Li 合金に関連する 24 件の内訳は、図 1.5.4(3)-2 に示すように、アルコア社と NASA、米国の大学を入れて、米国から 13 件あり、過半数を超えている。米国からの発表は全てアルコア社の材料を使用していると推定され、従って米国の発表は全てアルコア社が絡んでいると言える。第 2 世代 Al-Li 合金の開発が活発だったころは、米国に対抗してヨーロッパからも米国と同程度の発表があったが、今回、当時のアルコア社に対抗していたペシネ社は、コンステリウムと社名を変更し、カナダの大学を含めて 7 件の発表があり、米国勢の半分程度であった。ロシアから 2 件の発表があったが、ロシアの合金番号が付与されており、ロシア独自の開発であり、コンステリウム社の息が掛かった共同研究ではないと思われる。このことから、第 3 世代 Al-Li 合金の開発は、ほぼアルコア社のみで引っ張っており、ヨーロッパのコンステリウム社はアルコア社のみ独壇場ではないとを示すために、お付き合い程度に開発していると推定された。

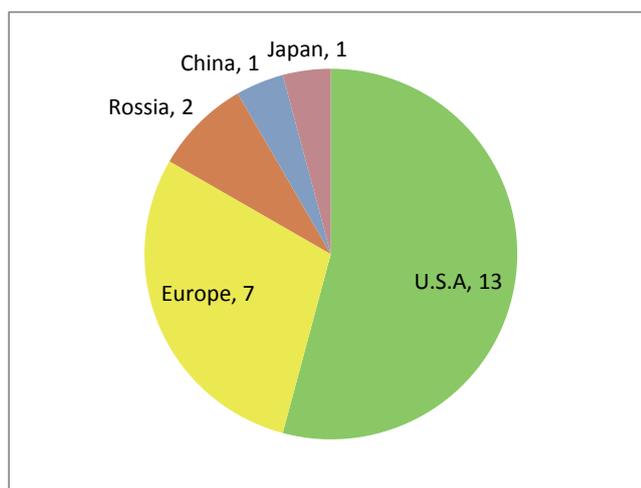


図 1.5.4(3)-2 Al-Li 合金に関する講演の国別登録数

アルコア社の講演のセッションは、疲労、き裂伝播と腐食のセッションが中心であり、更に成形、接合のセッションを含めると約 9 割になり、実機への適用を目指した設計データ、及び部品製造データの収集が中心と推定された。対象となる Al-Li 合金は、2055、2060、2099 及び 2199 と具体的な合金名が示されている。一方、コンステリウム社は相変態のセッションがほぼ半分を占め、研究所を中心とした合金開発が中心で、実機適用を目指したデータ収集段階にはないと推定された。この状態から、第 3 世代 Al-Li 合金の開発はアルコア社が先行し、実機に適用できる段階に来ており、一方、コンステリウム社は、まだ研究所レベルと推定され、第 3 世代 Al-Li 合金は、実質的にアルコア社のみが開発・実用化を本気で目指していると見られる。

### 1.5.5 航空機メーカーの動向

第三世代の新アルミ・リチウム合金材で強度と耐食性を有したアルコア社の C460 合金、ペシネ社の 2196 合金押出材などのアルミ・リチウム合金材は、重量軽減目的として、エアバス社 A380 機では主翼構造材、胴体、一部に適用されている。又、A380 貨物機の開発では、新アルミ・リチウム合金材薄板を胴体外板への適用も検討している。

A350 機でも、当初全機体構造材料のうち、アルミ・リチウム合金材を 21%適用検討されていたが、複合材に変更され、一部の主翼構造材及び胴体への適用を検討中である。(図 1.5.5-1 参照\*1)\*11) さらに、高強度、高靱性、耐食性を兼ね備えた最新アルミ・リチウム合金材の C47A 合金、2098 合金を胴体外板への適用を計画している。

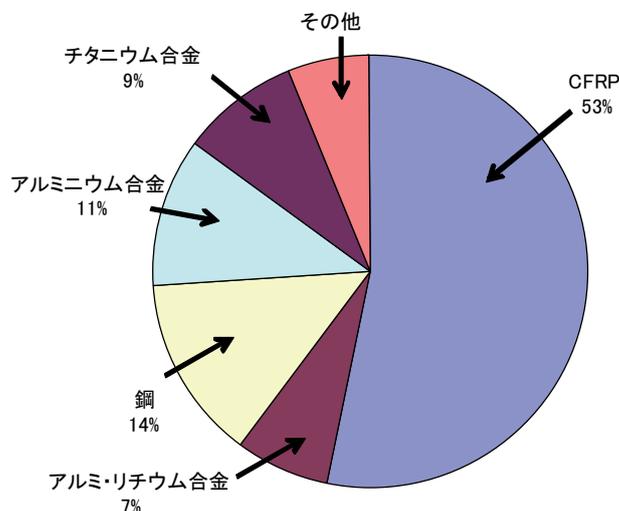


図 1.5.5 - 1 A350 構造材料比\*1)\*11)

< 1)航空機国際共同開発促進基金「航空機に於けるアルミ・リチウム合金の開発動向」>

< 11)Airbus 資料>

ボーイング社においても、第三世代のアルミ・リチウム合金を B787 の一部胴体に適用されており、787 派生型ではさらに多く使用すべく検討している。

ボーイング社では 787 の次に 777-X が計画されており、この機体は、777 をベースとして主翼を新たに複合材料にすると言われている。更に胴体外板に Al-Li 合金を使用して軽量化することも考慮されている。旅客機の胴体外板は、製造工程からは図 1.5.5-2 の様に機首部及び後胴後部と前胴～後胴前部の二種類に区分することができる。前胴～後胴前部の外板は、円筒形であり機軸方向には直線である。一方、機首部及び後胴後部は、いわゆる太鼓状であり三次元的な曲面を持っている。これら二種類の外板は、概略以下の様に製造される。

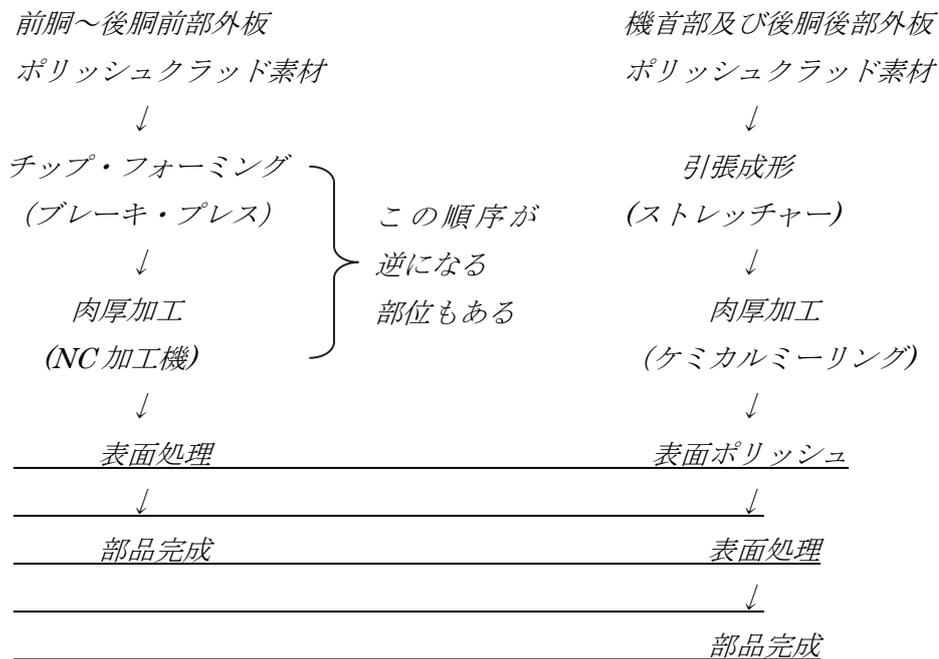


図 1.5.5-2 胴体外板の製造工程による区分

前胴～後胴前部外板は、円筒形状のためブレーキ・プレスで成形可能であり、かつ変形量も少なく、ポリッシュ素材表面も曇ることもなく製造が容易である。機首部及び後胴後部外板は、三次元的な曲面を持つため曲面型にストレッチャーで引張成形して形状を馴染ませるため、成形量も大きく、そのためにポリッシュ面にも曇りが生じ、成形後再ポリッシュが必要になる。また、肉厚加工も曲面のためにケミカルミーリングが必要になり、部品製造には高い製造技術が必要である。このような外板をアルミ・リチウム合金で製造する場合、前胴～後胴前部外板は製造可能と思われるが、機首部及び後胴後部外板は成形量も大きく、製造が難しいと思われる。現在のアルミ・リチウム合金は材料メーカーで人工時効するように計画されており、仮に引張成形のために自然時効状態で機体メーカーに納入し、その状態で成形可能としても、その後に大きな成形済み外板を人工時効する熱処理炉は航空機メーカーにはないため、材料会社に戻すとなると非現実的な製造工程となる。但し、777クラスの

大型旅客機となると前胴～後胴前部の外板の重量だけでも数十トンはあると考えられるので、たとえ 5%でも軽量化できれば百 Kg 単位の軽量化が期待できるので、大型機にとっては非常に魅力的な材料である。材料価格を無視すれば、円筒部分のみでもアルミ・リチウム合金にする価値はあると思われる。

ボンバルディア社の C-Series では、主翼構造材及び胴体に適用<sup>\*12)</sup>されており、エンブラエル社（ブラジル）も適用を検討している。ボンバルディア社の C-Series 用胴体デモンストレータの外観写真を図 1.5.5-3<sup>13)</sup>に示す。

< 12) Bombardier 資料 >



図 1.5.5-3 ボンバルディア社 Al-Li 合金胴体デモンストレータ

< 13)軽金属 Vol.62(12) No.6 p.249~p.256 >

なお、アジアでは、中国で国産大型旅客機 C919 機の胴体部にアルミ・リチウム合金材の適用を目指し、試作品が作られた。（図 1.5.5-2）<sup>\*13)</sup>



図 1.5.5 - 4 C919 機胴体部<sup>\*13)</sup>

< 14)新華社 新華網ニュース >

## 2. 全機レベル技術

### 2.1 環境適合技術

#### 2.1.1 プログラム

##### (1) Clean Sky 計画 (欧州)

###### (a) 背景

- ・ 2001 年に、the Advisory Council for Aeronautics Research in Europe(ACARE) が民間航空機の運用機数の予測に基づき、環境保全の為に 2020 年までに(2000 年との比較において) 1 乗客・km 当り CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, 騒音レベルを各々 50%, 80%, 50%減じなければならないと発表。
- ・ 2008 年 2 月に誕生した the Clean Sky Joint Technology Initiative(Clean Sky JTI)により欧州委員会と企業との間での官民協力が合意され、the Clean Sky Joint Undertaking(CSJU)の管理のもとに、研究がスタートした。(～2017 年末)
- ・ Clean Sky JTI は官民の共同出資により運営。

###### (b) 環境保全に係わる欧州の強い姿勢を象徴する最近の情報

###### ○ 温室効果ガス排出税の試算値 (中国航空会社の場合)

EU が 2012 年 1 月 1 日から、「温室効果ガス排出量取引制度 ( EU-ETS )」を域内の空港を利用する全ての航空会社に適用。

これに対して中国航空運輸協会 ( CATA ) が環境税負担を拒否し、国際法違反として提訴を検討中。

環境税による中国のコスト増は 2012 年は 8 億人民元と試算。

一方、既に米航空会社が提訴していたが、2012 年 12 月、敗訴が決定したばかり。

温室効果ガス排出量取引制度 ( EU-ETS ) に従わない航空会社は罰金を科され、拒絶すれば EU 域内 27 ヶ国での離着陸を拒否される。

< 産経新聞 2012/1/7 上海発河崎真澄 >、< 朝日新聞 2012/2/14 >

###### ○ EU-ETS 適用の 1 年猶予

EU は 2012 年 11 月 12 日、前項の EU-ETS について、国際線への適用開始を 2013 年秋以降にすると表明した。但し、EU 域内での適用は予定通りとする。

< ブリュッセル時事 2012/11/12 >

###### ○ 重量軽減による環境税節約の効果

Bombardier 社の C Series が 1 年間受注がないことについて、Airbus 社が「B 社は計画を取り消すかもしれない」と発言したのに対して、「Airbus 社 A319 は、C Series より 12,000Lbs も重く、運航コストは (100 ドル/バレル、2000 フライト/年

と想定すると) 182 万ドル/年も高くなる。さらに、欧州で適用される温室効果ガス排出環境税と騒音料により 240 万ドル/年も高くなる」と反論。

< Bloomberg 2011/3/4 >

(c) 目的

2020 年において、2000 年と比較して下記目標を達成する。

- ・ 燃料消費及び CO<sub>2</sub> 排出量を 1 乗客・km 当り 50%低減<sup>1)</sup>。
- ・ NO<sub>x</sub> 排出量を 80%低減<sup>1)</sup>。
- ・ 騒音を 50%低減<sup>1)</sup>。
- ・ 航空機の製造、メンテナンス、廃棄に関わる環境上の影響を低減することにおいて実質的な進歩を遂げる。

ここで、CO<sub>2</sub> 排出量 50%低減については以下の組合せで目標を達成する。

機体技術	: 20~25%
エンジン技術	: 15~20%
運行管理技術	: 5~10%

注 1) ACRE の発表通り。

(d) 研究概要

研究期間は 2008 年 2 月~2017 年末であり、以下の 6 プログラムから成る。

表 2.1.1 (1) - 1 Clean Sky 計画の概要

No.	プログラム名	概要	リーダ会社
1	Smart Fixed Wing Aircraft	<p>大型旅客機、ビジネス機を対象とする。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 主翼にて層流化促進 (passive, active)、斬新な尾翼形状、操縦舵面の改善及び荷重コントロール等にて、全機抵抗 10%減を目指す。</li> <li>• Counter Rotating Open Rotor (CROR) の適用にて、燃料消費率 20%減を目指す。</li> <li>• 騒音遮蔽の機体形状とすることにより騒音レベルの 10dB 低減を目指す。 (ビジネス ジェット機)</li> <li>(水平尾翼の両翼端に垂直尾翼を結合し U 字型の尾翼とする案)</li> </ul>	Airbus SAAB AB



( A340 実証機 )



コメント：尾翼形状にて、空港騒音を低減

図 2.1.1 (1) - 1 Smart Fixed Wing Aircraft (1)



自然層流翼の実証モデル機（主翼－前進翼、カナード付）

コメント：尾翼形状と open rotor にて空港騒音を低減

図 2.1.1 (1) - 2 Smart Fixed Wing Aircraft (2)

No.	プログラム名	概要	リーダ会社
2	Green Regional Aircraft	<p>リージョナル機を対象とする。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 抵抗低減／必要推力の低減 <ul style="list-style-type: none"> <li>自然層流システム、防水システム、高揚力システムの統合、脚形状の空力的最適化により、燃料消費量の低減、騒音レベルの低減を目指す。</li> <li>FBW により荷重コントロールを実施。</li> <li>高揚力装置／脚を空力的にリアライズすることにより、アプローチ、着陸時に騒音と抵抗を低減。</li> </ul> </li> <li>・ 全電動化</li> <li>・ 空気圧パワー、油圧パワーを電動式に置き換える。</li> <li>・ 航路・任務管理 <ul style="list-style-type: none"> <li>航路・任務管理により離陸－巡航－着陸の最適航路を自動的に指示し、燃料消費量の低減を図る。</li> </ul> </li> <li>・ エンジン <ul style="list-style-type: none"> <li>新エンジン（open rotors）を搭載。</li> </ul> </li> </ul>	<p>リーダ会社 Alenia Aeronautica EADS CASA</p>

No.	プログラム名	概要	リーダ会社
3	System for Green Operations	<ul style="list-style-type: none"> <li>航空機用エネルギー管理 <ul style="list-style-type: none"> <li>全電動化</li> <li>主電源からの配電管理</li> <li>油圧駆動、空気圧駆動の除去→電動化</li> </ul> </li> <li>熱管理</li> <li>航路、任務の管理</li> </ul>	Thales Liebherr
4	Eco-design	<ul style="list-style-type: none"> <li>機体構造、装備システムの設計において、環境に配慮。リサイクルも考慮した材料の選定、油圧駆動を電動駆動に置き換え等</li> </ul>	Dassault Aviation Fraunhofer Gesellschaft
5	Green Rotorcraft	<ul style="list-style-type: none"> <li>革新的ロータブレード (active twist)、胴体、尾翼に層流制御、電動化 (油圧駆動削減)、飛行管理等の技術により、 <ul style="list-style-type: none"> <li>CO<sub>2</sub> : 26~40%削減、</li> <li>NOx : 53~65%削減、</li> <li>騒音レベル : 10dB 低減</li> </ul> </li> <li>を目指す。</li> </ul>	Agusta Westland EurocopterEurocopter
6	SAGE- Sustainable and Green Engine	<ul style="list-style-type: none"> <li>リージョナル機、狭胴機、広胴機、ヘリコプターの各々に対応したエンジンについて、最適化を図る。→性能向上、CO<sub>2</sub>及びNOxを削減。</li> </ul>	Rolls-Royce SAFRAN

< 以上(1)項は Clean Sky HP による。 >

○ 注記 ; No.6 について

*Open Rotor* エンジンに関する研究にて、*Safran* 社は実証機による飛行試験を近々に実施する。

*Rolls-Royce* 社は  $NO_x$  低減に向けて希薄燃焼技術の研究を実施している。



図 2.1.1 (1) - 3 Safran 社の *Open Rotor* エンジン  
< AW 2012/7/13 ,AW 2012/7/16 >

#### (1 A) *Clean Sky2* 計画

欧州では、*Clean Sky1* 計画に引き続き、2014 年～2020 年に官民合わせて、3.6 Bill ユーロの予算にて、*Clean Sky2* 計画を実施する予定である。ここでは *Clean Sky1* 計画で開発された技術の実機による実用化推進と更なる先進技術の開発を行う。最終目標は、「2050 年までに  $CO_2$  排出量を 2000 年のレベルに対して 75%減少させる」である。

< AW 2012/7/13 ,AW 2012/7/16 ,AW 2012/12/3 >

(2) N+3 計画 (米国)

(a) 目的

飛行性能及び環境適合性について更なる先進化を目指し、2030～2035年に投入する機体へのブレーク・スルーとなりうる技術を取得することを狙う。環境保全技術の目標は下記の通りである。

2030～35年(N+3)の目標  
(2005年との比較)

燃料消費	: 70%低減
NO <sub>x</sub> 排出量	: 75%低減
騒音	: 71dB 低減

(b) 研究概要

2008年10月、NASAは前項の目的に沿って、3世代先の亜音速／超音速民間輸送機に関する概念検討の実施につき、6企業／大学と契約した。これらの計画の概要は以下の通り。

表 2.1.1 (2) - 1 N+3 計画の概要

No.	プロジェクト名	概要/イメージ図	主契約機関	契約金額
1	Advanced Concept Studies for Subsonic Commercial Transport Aircraft Entering Service in the 2030-2035 Time Period	☒ 2.1.1 (2) - 1	Northrop Grumman Systems Corporation	197 万ドル
2	Advanced Concepts Studies for Supersonic Commercial Transport Aircraft Entering Service in the 2030-2035 Time Period	☒ 2.1.1 (2) - 2	The Boeing Company	228 万ドル
3	Aircraft and Technology Concepts for an N+3 Subsonic Transport	☒ 2.1.1 (2) - 3	Massachusetts Institute of Technology	213 万ドル
4	NASA N+3 Supersonic - Three Generations Forward in Aviation Technology	☒ 2.1.1 (2) - 4	Lockheed Martin Corporation	196 万ドル
5	Small Commercial Efficient & Quiet Air Transportation for 2030-2035	☒ 2.1.1 (2) - 5	GE Aviation	197 万ドル
6	Subsonic Ultra Green Aircraft Research	☒ 2.1.1 (2) - 6A - 6B	The Boeing Company	190 万ドル

< 以上(2)項は NASA, N+3 HP による。 >、 < FI 2010/8/16 >

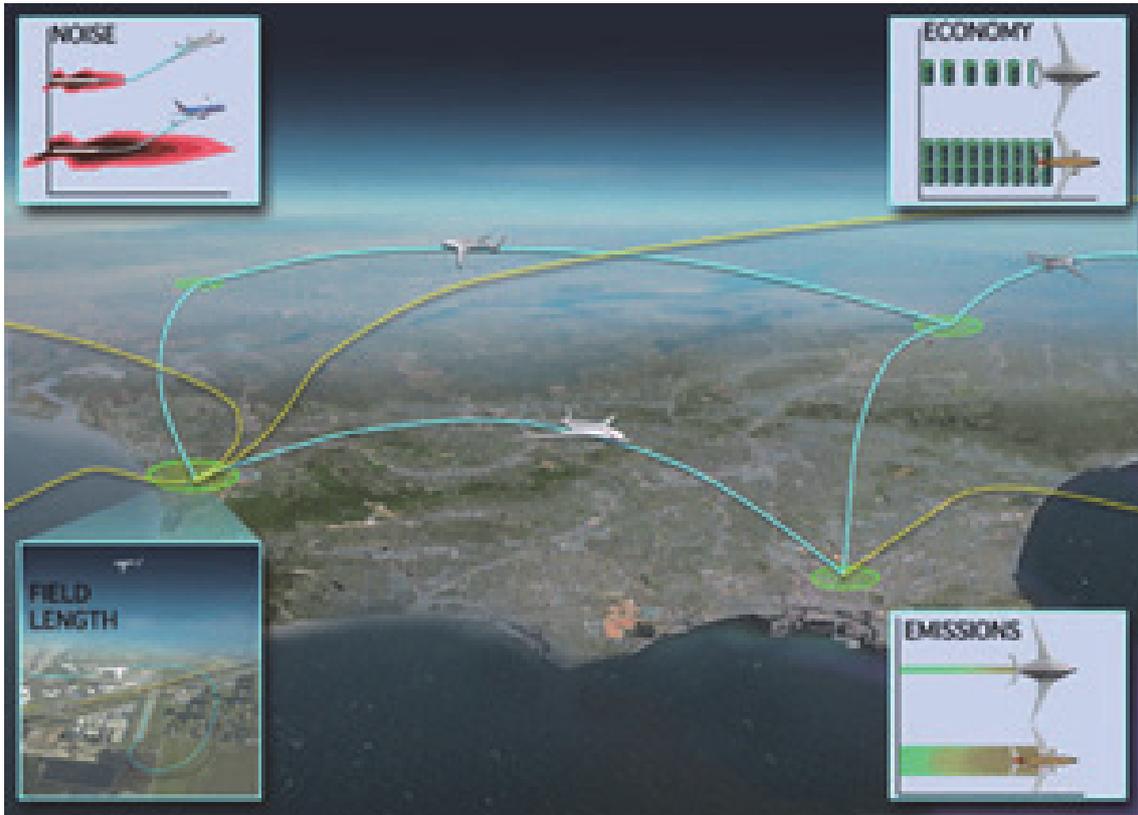


図 2.1.1 (2) - 1 亜音速機—Northrop Grumman

コメント：

本図の如く、航法管理を思わせるイメージ図のみが公開されていて、全機形状は未公開。

図 2.1.1 (2) - 2B に近い形状にて検討中と思われる。



図 2.1.1 (2) - 2 超音速機-Boeing

コメント：

カナード形式として、ソニックブームを低減。



図 2.1.1 (2) - 3 亜音速機-MIT

コメント：

- ・ エンジン配置：  
    空港騒音の低減化
- ・ 胴体上面のフラット化：  
    胴体上面の空気流を後部エンジンの吸い込みにて加速して、胴体にわずかでも揚力を発生させる狙いか。



図 2.1.1 (2) - 3B 亜音速機-MIT

この機体の特徴は下記の通り。

- ・胴体を *Double bubble* の *Lifting Body* として主翼の分担揚力を少なくしており、主翼面積が小さい。
- ・エンジン位置の機軸からのオフセットを短くすることにより、(エンジン片発停止時のヨーイングモーメントが小さくなり) 垂直尾翼面積を小さくすることが可能となっている。
- ・胴体上の境界層をエンジンが吸い込むことにより、胴体抵抗を低減させている。

< AW 2012/6/4 >

コメント：

低動圧の一樣でない空気流をエンジンに取り入れることになり、エンジン側では、

- ・比燃費の低下
- ・ディストーションによる機械振動発生の可能性が大きくなる

等のマイナス面があり、機体と推進システムとのトレードオフ設計を要する。



図 2.1.1 (2) - 4 超音速機—Lockheed Martin

コメント：

エンジンを尾翼で覆うことにより空港騒音を低減。  
尾翼を結合することにより、誘導抵抗を低減。



図 2.1.1 (2) - 5 亜音速機 (低騒音) -GE

コメント：

- open rotor にて、空港騒音を低減。
- open rotor と水平尾翼のクリアランス確保の為、Ttail を選択。

機体規模 : B737 クラスの双発機, 154 人乗り  
スパン : 200ft (主翼折りたたみ可)  
航続距離 : 3500n.m  
動力 : ジェットエンジン (離陸時), バッテリー (巡航時)  
バッテリーの性能  
現在の技術 : 170~180 W・hr/kg  
目標 : 750 W・hr/kg  
バッテリー候補  
リチウム・イオン電池又はリチウム・空気電池  
CO<sub>2</sub> 65%減 (バイオ燃料使用: 80%減), NO<sub>x</sub> 85%減, 燃料消費 70%減  
< FI 2010/8/16 >、他



図 2.1.1 (2) - 6A 亜音速機-Boeing

コメント :

アスペクト比を大きくすることにより誘導抵抗を低減。スパン大により、翼根の曲げモーメント大となるのを避ける為に翼下にストラットを追加。

○ 最近動向

更に NASA は 2011 年 3 月、下記技術に対して研究費の追加を決定。

< FG 2011/4/6 >

No.1 : Northrop Grumman

革新的前縁高揚力装置

No.3 : MIT

ダブルバブル機設計

高効率小型コアエンジン技術 (P&W と共同)

No.5 : Cessna

外からの損傷を自己修復し、客室を騒音から隔離する「マジックスキン」の研究

No.6 : Boeing

軽量材料、エンジン概念の研究

風洞模型の設計・製造・試験

(3) 次世代大型旅客機計画

(a) 目的

NASA が ERA (Environmentally Responsible Aviation) 計画として、3 社に資金を提供して、2025 年に運航開始の大型旅客機に適用されるべき技術 (含: 2 世代先の環境適合性技術) を取得する。

仕様

巡航マッハ数 : 0.85

航続距離 : 7000n.m

ペイロード : 50,000~100,000Lbs

環境適合性の目標は下記の通りである。

燃料消費 : 50%低減 (1998 年技術との比較)

NOx 排出量 : 75%低減 (1998 年技術との比較)

騒音 : 42dB 低減 (現行の Stage4 との比較)

< FI 2011/1/18 >、< AW 2011/4/18 >、< FG 2011/4/6 >、

< NASA HP >

(b) 計画概要

以下の 3 プログラムから成る。

< FG 2012/1/19 >



図 2.1.1 (3) - 1 BWB 機-Boeing

コメント：

Geared Turbo Fan エンジンと尾部形状にて空港騒音を低減。

- Scaled Composites 社が設計した White Knight（宇宙船 Space Ship One を空中で打ち上げる為の打ち上げプラットフォーム型ジェット輸送機）を改良。



図 2.1.1 (3) - 2A 双胴機—Northrop Grumman  
< FI 2011/1/18 >



図 2.1.1 (3) - 2B Flying Wing—Northrop Grumman  
< FG 2012/1/18 >

コメント：

ノースロップ社の YB-35, YB-49, B-2 等で培われた技術の民間機への適用。

- 主翼の先端と水平尾翼の先端が連結（→ Box Wing 形状）
- 垂直尾翼の両側に超高バイパス比エンジンを搭載。



図 2.1.1 (3) - 3A Box Wing 機—Lockheed Martin  
< FI 2011/1/18 >



図 2.1.1 (3) - 3B Boxed Wing 機—Lockheed Martin  
< FG 2012/1/18 >

コメント：

- 超高バイパス比エンジン搭載の Box Wing 機。
- 結合翼：全機の誘導抵抗を低減。

## 2.1.2 要素技術

### (1) 摩擦抵抗低減技術

#### (a) 欧州

##### ○ 層流翼

A340 実証機にて、層流翼の実証を予定。

- ・ 左舷：従来通り
- ・ 右舷：翼端付近を複合材に改修。
- ・ 主翼表面保護（対 虫、異物、腐食）
- ・ 翼下面にクルーガ・フラップ装備（離着陸時、低高度飛行時に前縁への異物の付着防止）
- ・ リーディングエッジの変形（複合材スキンを電動アクチュエータで、変形させる）

評価方法；

- ・ レーザレーダにて後流の速度分布計測による局所抵抗計測。
- ・ ホットフィルムセンサー（翼表面に埋め込み）にて剥離流を計測。

< Web : Airbus , A340 >

##### ○ 光沢剤の塗布

英国の Low Cost Carrier である Easyjet 社はアクリル光沢剤(微少の溝、孔を埋めるナノテク・ポリマー)を使って機体表面を滑らかにし、汚れを防ぐことにより空力抵抗を 1~2%低減する試みを実施中。

< FG 2011/2/14 >

British Airways は、Triple O 社製燃費低減塗料を A318 には既に適用済みであり効果を確認中。更に B777-200 への適用を計画中である。

< Bloomberg 2011/2/30 >

##### ○ 特殊なポリマーの活用

乱流域の摩擦抵抗低減として、機体表面へのリブレット成形（V字の縦溝成形）を適用すると効果があることが知られているが、これはある限られた条件下にて有効であり、これから外れると、むしろ抵抗増になる。

（参考：鯨の体表面では、部位によって溝の深さ、形状が異なる。）

また、溝の深さが極めて浅く耐久性、メンテナンスに課題がある。

この様な現状に対して、Surry 大学(英)の D. B i r c h 博士は電界により歪み、圧力が発生する *Electric-active Polymer (EAP)* を活用することにより新しい展望が開けると予想している。

< FI 2012/5/15 >

(b) 米国

NASA が米国のメーカ、大学と共同にて研究開発中。

以下、2011年1月、NASA から発表された内容を示す。

< Drag Reduction Status and Plans—Laminar Flow and AFC , A .Washburn ,  
AIAA Aero Science Meeting , Jan . 4-7 , 2011 >

○ Active Flow Control—垂直尾翼

- ・ ラダー・ヒンジラインに沿ってジェットを噴出することにより垂直尾翼／ラダー周りの「循環」を大きくして、ラダーの効果を大きくする。
- ・ 垂直尾翼／ラダーの大きさは、全飛行領域の安定・操縦性から、特に1エンジン故障時の対応から決定されており、ラダーの効きを大きくすることにより、垂直尾翼／ラダーを小さくすることができる。
- ・ これにより、巡航時の抵抗を低減することができる。
- ・ この AFC(Active Flow Control)は離着陸時にのみ作動するが、最高度の信頼性を確保することが要求される。
- ・ 実大アクチュエータにて 2012 年に風洞試験を、2013 年に飛行試験を実施する予定。

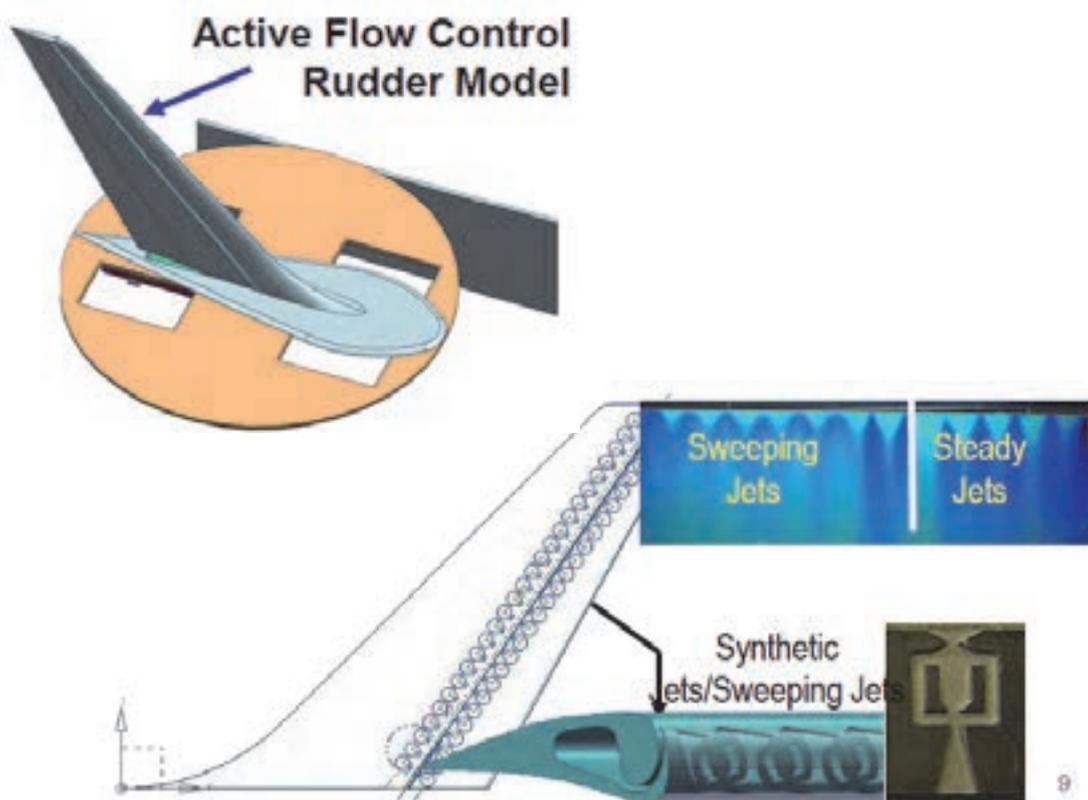


図 2.1.2 (1) - 1 AFC 適用の垂直尾翼モデル

### ○ Laminar Flow Wing

層流翼の設計ツールとして、飛行条件、翼形状の様々な組み合わせにて風洞試験データを取得し、各々に対応した CFD(Computational Flow Dynamics) code の精度確認、精度向上を図っているところ。(関連論文が多いが、どちらかと云えばすべて数値計算技術の議論)

### ○ SARGE Wing (SARGE : Subsonic Aircraft Roughness Glove Experiment)

- ・ グローブを取り付けた翼 (図参照) にてハイブリッド層流制御デバイスを実証する。
  - ・ 目標は下記の通り
    - $Re > 22 \times 10^6$  にて翼上面にて 60%コード、翼下面にて 50%コードまで自然層流を実現。
    - $Re > 22 \times 10^6$  にて、DRE を用いて、翼上面にて自然層流域を 1.5 倍 (コード方向) に拡大。
- (DRE : Discrete Roughness Elements)

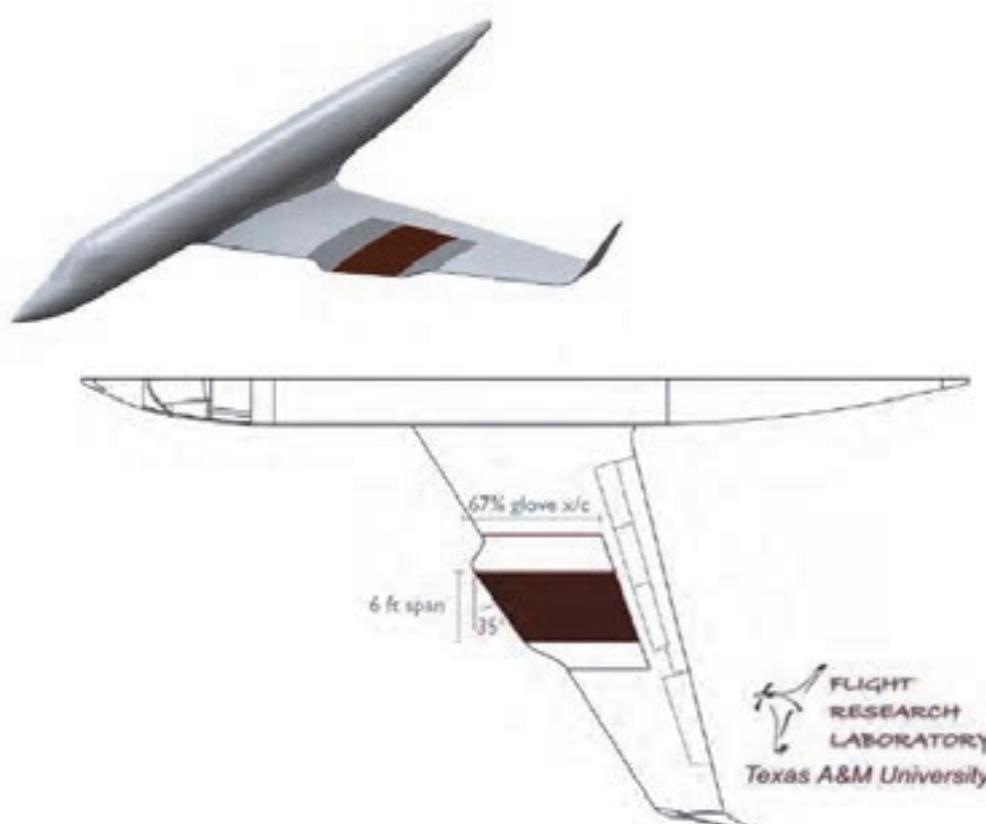


図 2.1.2 (1) - 2 SARGE Wing の実証例

○ ベンチャー会社の NLF(Natural Laminar Flow)技術売り込み

Aerion 社 (ジョイントベンチャー企業、米ネバダ州) が自社の NLF 技術 (遷移点の算出を短時間で行う CFD ツール等を所有) を Cessna、Piaggio、Honda、Dassault 等に売り込み中。

< FG 2011/5/16 >

○ HLFC の実証

Boeing 社が B737-800 改修機を使って B787-9 向けの Hybrid Laminar Flow Control 技術の実証を行う予定。

< AW 2011/8/1 >

○ 可変形状前縁

DLR では、GFRP 積層材を異なった剛性を有する様に積層して、前縁内部に装備したアクチュエータで、最適な空力形状に変形させる可変形状前縁 (モーフィング前縁) を開発中である。これは、翼本体と前縁とのギャップをなくし、層流の持続、揚抗比の向上を実現するものであり、最近の風洞試験にて、抵抗低減、騒音低減を確認した。

引き続き、除氷、鳥衝突、耐雷等の課題を解決し、スラットの代替としての実用化を目指している。

更に、今後は後縁フラップへの適性を試みることになる。



図 2.1.2 (1) - 3 可変前縁内アクチュエータ

< FG 2012/9/10 >

○ NASA ERA プロジェクトでの抵抗低減技術研究

(ERA : *Environmentally Responsible Aviation*)

・ DRE (*Discrete Roughness Elements*)

スパン方向の乱れ波長の  $1/3 \sim 1/2$  の間隔で高さ  $10 \sim 12 \mu\text{m}$ 、直径  $1 \sim 1.5\text{mm}$  の突起を翼の前縁に設置し、この波長と異なる波長の波を発生させ、波を互いに干渉させることによって境界層内のスパン方向流れの摩擦抵抗低減を狙う。Cessna O-2 を用いた飛行試験では、層流の範囲を 30%コードから 60%コードまで拡大することができた。

・ プラズマによる抵抗低減

Lockheed Martin 社と Texas A&M 大学は、導体と誘導体間に電流を流すことにより、*Dielectric Barrier Discharge Plasma* 状態としてスパン方向に気流を発生させて、摩擦抵抗を低減させる研究を実施中である。

< *Aerospace America* 2012/10 月号 >

(2) 誘導抵抗低減技術

(a) シャークレット

○ 開発飛行試験

エアバス社が、誘導抵抗低減の為、翼端フェンスをシャークレットに換装して飛行試験を開始。

- ・ 試験機 : A320
- ・ 翼端高さ : 2.5m
- ・ 適用 : 現型機 — オプション  
neo — 標準装備
- ・ 効果 :
  - ・ 3000 mile 路線で 3.5% 燃費向上
  - ・ 離陸性能向上従って、離陸重量を最大 3 t 増加可能
- ・ 補強 : 主翼外舷リブの変更  
内外舷の補強



図 2.1.2 (2) - 1 A320 Sharklet Wingtip

< FG 2011/11/21 >

○ 形式証明取得時期

- ・エアバス社製のシャークレットを搭載した機体の形式証明取得時期（予定）は下記の通りである。

A320 (CFM エンジン搭載) : 2012 年 11 月

A320 (V2500 エンジン搭載) : 2012 年 12 月

A321 : 2013 年 6 月頃

A319 : 2013 年後半

< FG 2012/10/22 >

- ・エアバスはシャークレット装備の A320 を Air Asia に初めて納入した。

< Aviation News 2012/12/21 >

(b) *Blended Split Winglet*

(ア) *Aviation Partners* 社

- 上方に伸びる従来型のウィングレットに、下方に伸びる翼面を追加したもの。これにより、翼端の曲げモーメントの極端な増加がなくなり、更に従来型ウィングレットに対して、抵抗が 9.5% 低減する。

< AW 2011/10/17 >

2011 年 10 月 米ビジネス機協会が公開



図 2.1.2 (2) - 2 *Aviation Partner* 社製ウィングレット

- *B737NG* に装着した場合、2.5~3%の燃費削減となるとして、*AP* 社がエアラインにレトロフィットの提案を開始した。(目標機数は全体の約 60%である。)

< FG 2012/8/10. >

10月に、*FAA* の *STC* (*Supplemental Type Certification*) を取得する見込みである。

< *APB News Release* 2013/1/15. >

(イ) *Boeing* 社

*B737MAX* に、前 (ア) 項と類似 (但し直線形状) の *Dual feather* 型を装着する予定である。

< FG 2012/8/10. >

(c) Blended Winglet

(ア) Aviation Partners 社

- B737/B757 に適用することにより 1.9%~5.6%の燃料低減を達成した。



図 2.1.2 (2) - 3 *Blended Winglet*  
< FG 2012/4/30 >

- Aviation Partners 社 (米) が、「A320 に適用している Blended Winglet は、AP 社の特許の範囲にある」として、2011 年 12 月 1 日に、Airbus 社を相手取り訴訟に踏み切った。

AP 社の Winglet は「翼前縁の後退角を  $65^\circ$  とすることで、広範囲で荷重が最適化され、抵抗低減を実現する」と定義されている。

< FG 2011/12/14 >

- China Southern Airline が B737-700/-800 (40 機) に装着するために、AP 社に *Blended Winglet* を発注した。

< AP News Release 2012//8/13 >

(d) *Spiroid* 型 Winglet

Aviation Partners 社が Falcon50 を用いた飛行試験にて、効果を確認済みである。

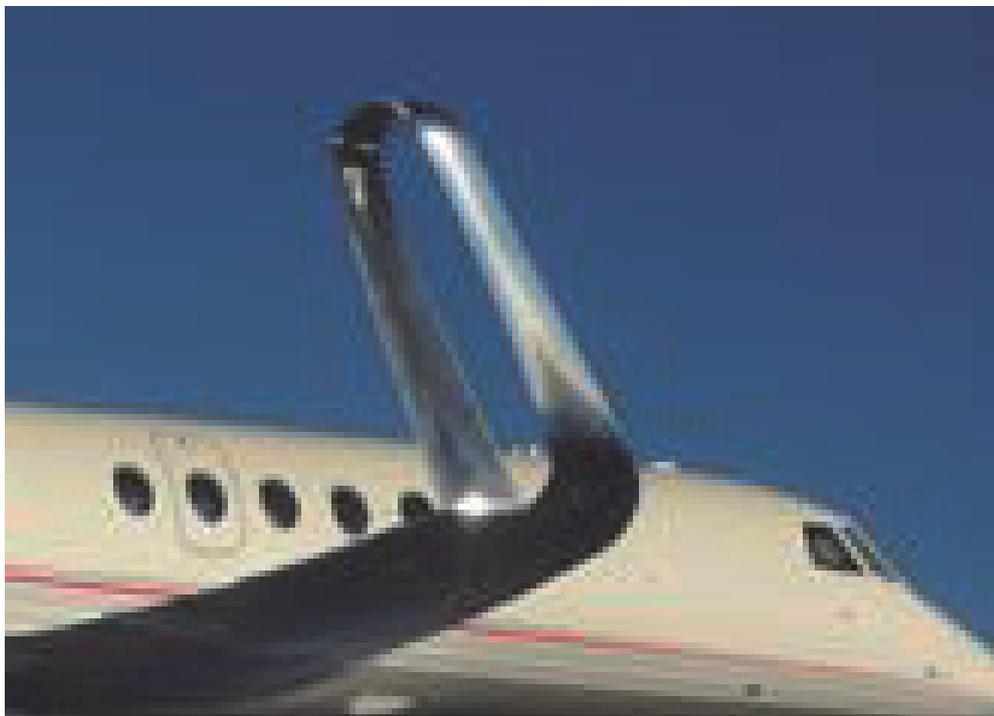


図 2.1.2 (2) - 4 *Spiroid* 型 Winglet

< FG 2012/4/30 >

(3) 揚抗比改善 — Blended Wing Body

(a) X-48B

NASA が Boeing 社と共同にて X-48B を用いて研究開発中。

以下、2011 年 1 月、NASA から発表された内容を示す。

○ 研究目的

BWB 機体に関わる技術の実証。

- ・ 相互干渉を考慮した舵面の配置と統合
- ・ 非対称推力によるコントロール
- ・ ディパーチャ域への移行に対する制限機能
- ・ BWB に適合した飛行制御

○ X-48B の諸元

- スパン : 20.4ft  
主翼面積 : 100.5ft<sup>2</sup>  
最大重量 : 523Lbs  
推力 : 162Lbs  
最大速度 : 118kts  
最大高度 : 10,000ft  
制限垂直荷重倍数 : +4.5g~-3.0g  
飛行時間 : 30 分+5 分 (リザーブ)  
(→実機イメージのスパン : 240ft)



图 2.1.2 (3) - 1 X-48B

○ 現在までの飛行試験実施項目

1g 失速、加速失速、エンジン故障時の操縦性、  
飛行領域限界付近の安定・操縦性、離着陸特性

○ 飛行試験結果

全体として、良好。

- ・ 特に横の操縦性が良好。
- ・ スラット展開のもとでの失速特性は良好。(→迎角 24 度まで)  
CLmax 時の迎角より+3 度大きい迎角まで操縦可能。
- ・ スラット・引き込み状態での失速特性は良好。(→迎角 14 度まで)
- ・ デイパーチャの防止機能は良好。

気掛り点は下記の通り。

- ・ ピッチングモーメント係数について  
推定値と実機値が大きく異なる。  
→ 風試模型の支持棒のピッチングモーメントに与える影響が極めて大であることが判明。調査中。

(b) X-48C 計画

○ 計画

サイレント化を狙って B 型から変更。

- ・ ウィングレットを取り除き、尾部に 2 枚の垂直尾翼を取り付け。
- ・ エレボン、ラダーを新設計。
- ・ エンジンを 75Lbs 推力エンジン 2 個搭載に変更。

< 以上、X-48B Blended Wing Body – Ground to Flight Correlation  
Update , D .Vicroy , AIAA Aero Sciences Meeting , Jan . 4-7 , 2011 >

○ 飛行試験

2012 年 8 月 7 日 (火) に、エドワード空軍基地周辺にて飛行試験が実施された。

この機体は重量 500Lbs、スパン 21ft の BWB であり、NASA が計画、Boeing 社  
が設計し、Cranfield Aerospace 社 (英) が製作した。

エンジンを 2 枚の垂直尾翼の間に搭載して、騒音を遮蔽する形態であり、この効果  
及び低速の飛行特性を評価した。



図 2.1.2 (3) - 2 X-48C (於：エドワード空軍基地)

< WIRED 2012/8/7, Daily Mail 2012/8/9 >

(3A) 超音速巡航時のソニックブーム低減／抵抗低減技術

(a) 通常機タイプ — 米企業

*Boeing* と *Lockhead Martin* が研究中の各々の小型超音速機のモデルについて、風洞試験を実施した結果、低ブーム／低抵抗の両立を示すデータを得たと発表された。高精度の *CFD* ツールの開発によるところ大とのことである。

< AW 2012/4/2 >

(b) 複葉機タイプ — 大学

*Massachusetts Institute of Technology (MIT)* と *Stanford University* の研究者が、主翼を複葉（翼断面は三角形で頂点を背中合わせ）とすることにより、超音速飛行時のソニックブームを低減させることができる見通しであるとの研究成果を発表した。

一方、空力形状の最適化により、コンコルドの抵抗係数より半減させることができたとのこと。

コメント；亜音速／遷音速域の抵抗係数も大きく低下したか否かは不明



図 2.1.2 (3A) - 1 複葉機の想像図  
< FI 2012/4/3 >



図 2.1.2 (3A) - 2 複葉機の想像図  
< DESIGN BUZZ >

コメント；

- ・複葉機とすることにより抵抗が軽減する理由は下記の通りである。(ここでは物理的意味の把握の為、2次元翼近似とする。)

$$\text{揚力係数 ; } C_L = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}} ; \alpha \text{ 迎角}$$

$$\text{造波抵抗係数 ; } C_{DW} = C_{DW1} + C_{DW2}$$

$$C_{DW1} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \alpha^2$$

$$C_{DW2} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \left( \frac{t}{c} \right)^2, \frac{t}{c} : \text{翼断面を菱形と見做した時の翼厚比}$$

ここで、複葉機にて翼1枚当りの翼厚比、トリム迎角を1/2とする。

これにより、

$$\begin{aligned} C_{DW1}(\text{複翼機}) &= \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \cdot \left( \frac{\alpha^2}{4} \times 2 \right) \\ &= C_{DW1}(\text{単翼機}) / 2 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{DW2}(\text{複翼機}) &= \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \cdot \left\{ \left( \frac{t}{2c} \right)^2 \times 2 \right\} \\ &= C_{DW2}(\text{単翼機}) / 2 \end{aligned}$$

即ち、造波抵抗が半減することによりソニックブームも低減される。

なお、離着陸時の高揚力システムも並行して検討する必要があると考えられる。

#### (4) 装備システム — 更なる電氣化

##### (a) 電動アクチュエータ

###### ○ 電氣機械アクチュエータ

Airbus 社が A320 のエルロンに電氣機械式アクチュエータを適用して、2011 年 1 月に試験飛行を実施。2015 年までに、主翼舵面の電動化を実現予定。

< FG 2011/3/17 >

###### ○ 電氣油圧アクチュエータ

Embraer 社が KC390 の従来型の操縦・油圧システムを、BAE System 社製 FBW システム及び Goodrich 社製電氣油圧作動アクチュエータに置き換える予定。

< FG 2011/8/9 >

(b) 地上走行用電動モータ

○ 地上走行用の電動モータ

・ タイプ 1

前脚の車輪に電動モータを内蔵して、エンジン、牽引車無しにて地上走行を可能とする。

- ・ 実施会社 : EI A1 航空
- ・ 計画 : B737-800 (2012年5月に認証試験実施)  
その後、A320にも適用予定。
- ・ 開発メーカー : Wheel Tug 社 (Chorus Motor 社の高出力多相モータを使用)
- ・ 性能 : 地上最大速度 28mph
- ・ 重量評価 : このモータ装備により 300Lbs の重量増となるが、地上走行用燃料を節約できることから、離陸重量の増加無し。
- ・ 環境評価 : ゲートからエンジンスタート地点、着陸地点からゲートまでを APU で 前輪 を駆動することにより、空港周りの NO<sub>x</sub>、CO<sub>2</sub> 排出量を大幅に削減。

< AW 2011/11/7 >, < 斜体 (アンダーライン) ; AW 2012/2/20 >

- ・ 協業 : Wheel Tug 社は、A320 及び B737 用の Wheel Tug System を含む Aircraft Wheel & Brakes の供給について、Parker Aerospace 社と MOU を締結した。

< Wheel Tug Press Release 2012/11/19 >

- ・ KLM オランダ航空の機体への装備

Wheel Tug 社は、Wheel Tug System を KLM オランダ航空の機体に装備する場合に、その有効性及び費用対効果を検討することについて、同航空会社と合意に達した。

< Wheel Tug 社発表 2012/11/15 >

・ タイプ 2

- ・ 開発メーカー : Honeywell、Safram (APU により主輪を駆動)
- ・ 計画 : A320 への適用を目指して 2013 年に認証試験実施予定。  
2016 年から新型機適用、現有機改造用として販売の予定。

< FG 2011/6/11、AW 2011/11/7 > ,

< 斜体 (アンダーライン) ; AW 2012/2/20 >



図 2.1.2. (4) -1 Honeywell 社/Safran 社製 電動タクシングシステム  
< AW 2012/2/20 >

・ タイプ 3

- ・ 開発メーカー : L-3 Communications - 米国の装備品メーカー
- ・ 実績 : 2011 年 12 月に A320 (Lufthansa 航空) の主輪を APU により駆動。

< AW 2012/2/20 >

・ タイプ 4

- ・ 開発機関 : DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)
- ・ 実績 : 2011 年 6 月に A320 の前輪を燃料電池で駆動。

< AW 2012/2/20 >

コメント;

電動走行用システムの装備による重量増  $W_1$  により運航時の必要燃料重量が増加する (この増加量:  $W_2$ )。一方、地上走行用燃料の重量は減少する (この減少量:  $W_3$ )。このシステムが採用される条件は、装備コストが適性で、 $W_3 > W_1 + W_2$  であること。

○ 地上走行用電動モータの電源

Airbus が DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt: ドイツ航空宇宙センター) と共同にて、電動モータで地上走行を行う。電源として燃料電池を使用する方式を試行中。< Speed News 2011/7/19 >

(c) 客室電力用燃料電池

Airbus 社が Parker Aerospace 社と共同にて、客室電力用燃料電池を開発中。生成される水は客室で利用し重量を軽減する。客室娯楽系統、照明、空調等のエネルギー源とすることにより、燃料消費を 15%低減することを狙って、飛行試験を実施する予定である。

< Bloomberg 2011/6/20 >

Airbus 社は 2015 年までに A320 に、90kw の水素燃料電池を搭載し、客室娯楽系統、照明、空調等のエネルギー源とすることにより、燃料消費を 15%低減することを狙っており、近いうちに飛行試験を実施する予定である。

< Think Digit 2012/8/17 >

(d) 調理室用燃料電池

○計画

Boeing 社が 737-800 改修機 (Eco Demonstration 用) を使って、IHI と共同開発中の調理室/ポンプ/照明用の燃料電池を実証する計画である。

< AW 2011/8/1 >

○飛行実証

Boeing 社と IHI 社は、航空機向け再生型燃料電池システムの飛行実証に成功した。  
(世界初)

試験は 2012 年 10 月 2 日に、B737-800 を使って行なわれ、離陸前から上昇の間に、燃料電池からギャレーに電力供給を行い、発電によって生成した水から水素を取り出し、再び発電に使うとのサイクルを実証した。

<時事通信 2012/10/4>, <Sankei Biz 2012/10/5>

(5) 装備システム — 油圧系統の重量軽減

従来の油圧の主流は 3000psi であるが、5000psi とすることにより、油圧配管を細く、作動油を少なく、アクチュエータのシリンダ径を小さくできることから、操縦システムの重量軽減、応答性能向上を実現できる。A380, B787 では適用済みであり、今後の開発機では 5000psi が主流となる見通しである。

< A380 HP >、< B787 HP >

(6) 装備システム — 騒音の低減

○ 高揚力装置

- ・ スラット騒音はスラット下面からの剥離流がこの後縁付近に衝突することにより生じることから、下面側形状を整形する Slat cove filler にて広帯域騒音を低減させることが試みられている。只、この場合、スラットを展開後に下面形状を変形させることが必要となる。< AIAA 2006-212, AIAA 2007-3447 > また、スラットのコードを従来より長くする VLCS(Very Long Chord Slat)について DLR にて研究されている。< AIAA 2009-3312 >
- ・ フラップ騒音は、フラップ端渦の非定常な流れ場から発生することから、この渦を弱める為にフラップ端と翼を連続的に滑らかにつなぐ様な形状(Continuous mold line link)について研究されている。< AIAA 2008-2966 >、< Integrated System Research Program Environmentally Responsible Aviation Project, AIAA INSIDE AEROSPACE 2010, May 11, 2010 >
- ・ この騒音低減デバイスを装備することによって最大揚力係数が低下すると、進入速度を大きくせざるを得なくなり、その結果、速度の 5 乗(経験則)に比例して騒音レベルが高くなる。従って、このデバイスは空力性能と騒音レベル、更にはメンテナンス上簡素なシステムであるとの 3つの要求のすべてを満足することが必要となり、現時点で実用レベルに達しているデバイスはない。

○ 降着装置

- ・ 降着装置騒音は、この装置の構成品によって気流が乱されることにより、更に、それが下流の脚に当たることによって発生する。更に収納部の開口部からも騒音が生じる。
- ・ 対策としては、空力フェアリングが研究されているが、以下のことに留意する必要がある。
  - フェアリングカバーにより、放熱効率が低下しないこと。
  - 重量増加を極力抑えること。
  - 収納空間に影響する体積増加を抑制すること。
  - フェアリング取付けによって目視検査に悪影響が出ないこと。

- 以下の飛行試験にて、空力フェアリングによる騒音低減を確認している。  
A340 : 支柱及びタイヤが取り付けられているボギー部分を整形。  
B777 : ボギー部分のみを整形。



(前脚)

(主脚)

図 2.1.2 (6) - 1 飛行試験用の Airbus A340



図 2.1.2 (6) - 2 飛行試験用の Boeing 777

< AIAA 2006-2623 >、< AIAA 2006-2720 >、< 日本航空宇宙工業会—革新航空機技術開発委託研究—航空機脚騒音低減技術の実用化研究，平成 19 年度～平成 21 年度 >

○ 試験計画

フラップ、脚を滑らかな形状にすることにより騒音低減を狙う。(NASA、Gulfstream)

・ 風洞試験 :

モデル ; Gulfstream G550 の半載モデル (18%スケール)



図 2.1.2 (6) - 3 風洞試験状況

・ 飛行試験

主翼、フラップの表面圧力、フラップ端・機首・脚における非定常圧力を計測する予定。

< AW 2011/4/18 >

(6A) 装備システム — 防氷

(a) 防氷用塗料

米 *Battelle* 研究所では、軽量・省エネルギーにて適用可能な“電導 CNT を含有した防氷用塗料”を開発中である。これを使用する場合、まず金属面への下塗りを行い、次にこの CNT 含有塗料を塗り、更に保護膜、通常の表面塗料塗ることになる。(即ち 4 層とする)

< AW 2012/3/12 >

(b) 防氷用ナノコーティング

*Harvard* 大学が翼表面に多孔性の層を生成させた上に、水と親和性のない液体で覆い、孔で保持した液体にて氷点近くで氷を付着させない様にする技術を開発した。

< *Wall Street Journal* 2012/6/22 >

(c) 複合材構造に対する新防氷システム

*Fraunhofer* 研究所 (独) では、航空機の複合材構造に適用する防氷技術を研究中である。(以下の2件)

・ナノ材料の活用

ナノ材料の電導層を主翼前縁 (複合材) の層間に埋め込み、前縁を 120℃まで熱する方式であり、複合材に金属を組み合わせたときには問題となる様な疲労破損は発生しない。

風洞試験 (気流温度: -18℃) にて着氷が融解されることを確認している。

・パルス制御

形状記憶材料を使って、温度に対応したパルス制御により脈動的に構造体の体積を変えて除氷するシステムを開発中である。

これにより、従来のラバー・マットより 80% のエネルギー節約となる。

また、光学センサーを活用して着氷探知/除氷監視を行う着氷警報システム、及び融解した水が翼にて再着氷しない様な撥水用コーティング技術の開発を目指している。ここではフッ素を使用しているので腐食・紫外線に対する耐久性に難点があり、その解決が課題である。

<FG 2012/9/10 >

(d) 光学センサーによる氷結深知

*GKN Aerospace* 社が光学センサーによる氷結深知と共に、氷の量に応じて作動する防氷システムを開発した。

<AW 2012/12/3 >

(6B) FBWシステム

(a) ピストン機

*Diamond Aircraft* 社は、ピストン機として初めて、DA42 を FBW システムで飛行させた。これにより、このクラスの機体でも、自動離陸・巡航・着陸を可能とするシステムの実現を可能とする道が開けたことになる。

<FG 2012/12/19 >

(7) 構造

(a) Carbon nanotube

複合材構造では電子機器を電磁干渉 (EMI) から保護する為に、非電導性の複合材に金属網を埋め込んでいるが、複合材と金属では熱膨張率と腐食性向が異なることから亀裂の芽となる可能性があるとともに、金属網のため重量が重くなる等の欠点がある。

これに対して Carbon nanotube ( CNT ) の利用が検討されている。これは電導性のある耐荷材料であるので構造強度が増加し、現在多用されている複合材/金属網構造では必要な支持構造がなくても良いとの利点がある。

更に、将来は防氷システム(主翼前縁、ナセルに CNT を埋め込む)、配線、操縦系統にも使う予定である。

< FG 2011/8/19 >、< FG 2011/11/24 >

(b) *ALM (Additive Layer Manufacturing) 技術*

EADS が *ALM* 技術の研究開発を行っている。この技術は、チタン、ステンレス、アルミニウム等の金属及び *CFRP*、ナイロン等の粉末に高エネルギーレーザーを照射して融解し、その後固形状態とする工程を繰り返して層状に重ねて所望の形状に仕上げていくものである。

これにより、捩りを含む最適空力形状の翼を安価に短時間で製作できる。

< *EADS Global Web Site* 2012/7/10 >

(c) *正弦波形状スパーによる重量軽減*

EADS の子会社の *Premium Aerotec* 社は、*Boeing* 社と共同にて、正弦波形状スパー製造技術を開発し、全長 2.5m の複合材実証構造体を真空一体成形によって製造した。

結合用のボルト、接着ダブラー等が不要となり、重量を 10%軽減できたとのことである。



図 2.1.2 (7) - 1 正弦波形状スパーの複合材実証構造体

< FG 2012/9/2 >

(7A) 空力弾性

(a) フラッタ試験機

フラッタ制御技術の飛行実証は極めてリスクが高いことから、NASA では、X-56A 無人実験機（空軍所属）を活用している。フラッタ限界で飛行し、主翼が破壊された場合はパラシュートで回収され、主翼を交換し、次の試験を行う。



図 2.1.2 (7A) - 1 X-56A

< AW 2012/2/6 >

(b) Active Aeroelastic Wing

NASA では、B 737-800 と同等の胴体で同じ性能を有する無尾翼旅客機を研究中であり、全表面積、重量、抵抗の減少で燃費 60%減の見通しを得た。

この機体の主翼は軽量化を図り、振り剛性を意図的に小さくし、Active Aeroelastic Wing としている。

縦操縦は、高速アクチュエータで前・後縁に装備した舵面を動かし翼端を振ることによる。また、横操縦は、補助翼の逆効き、方向操縦は翼端の抵抗差を利用する。

なお、低速では、縦操縦は昇降舵付きカナード（引込式）、方向操縦は操縦席下方の全可動式方向舵による。

< AIAA-Aerospace America 2012 年 11 月号 >

(8) エンジン技術

(a) 燃料消費/CO2 削減

○ エンジンバイパス比増大

従来エンジンシの性能改善として、ターボファンエンジンのバイパス比の増大が成功を収めてきたが、さらにこのバイパス比を高め、著しい性能向上を実現することを目的としたのが Geared Turbofan(GTF)と Advanced TurboProp (ATP) / OpenRotor である。

・ P&W 社 Geared Turbofan(GTF)

P&W 社が Open Rotor ではなく GTF を選択した理由は、高バイパス比を得ながら、騒音が低く、また機体への搭載が容易であることである。

GTF は、タービン軸とファン軸の間に減速歯車を設けて、タービン回転数をタービン性能に最適な高速回転数に保ちながら、ファン回転数を低速に減速することで、優れたタービン性能と、高バイパス比/低速ファンによるファンの高空力性能とファン低圧力比による騒音低減を実現している。

GTF は、現 Turbo Fan エンジンに対し、12%ほどの燃費改善を達成し、騒音は、ICAO ChapterIVに対して-20dB から-25dB の低減を実現している。

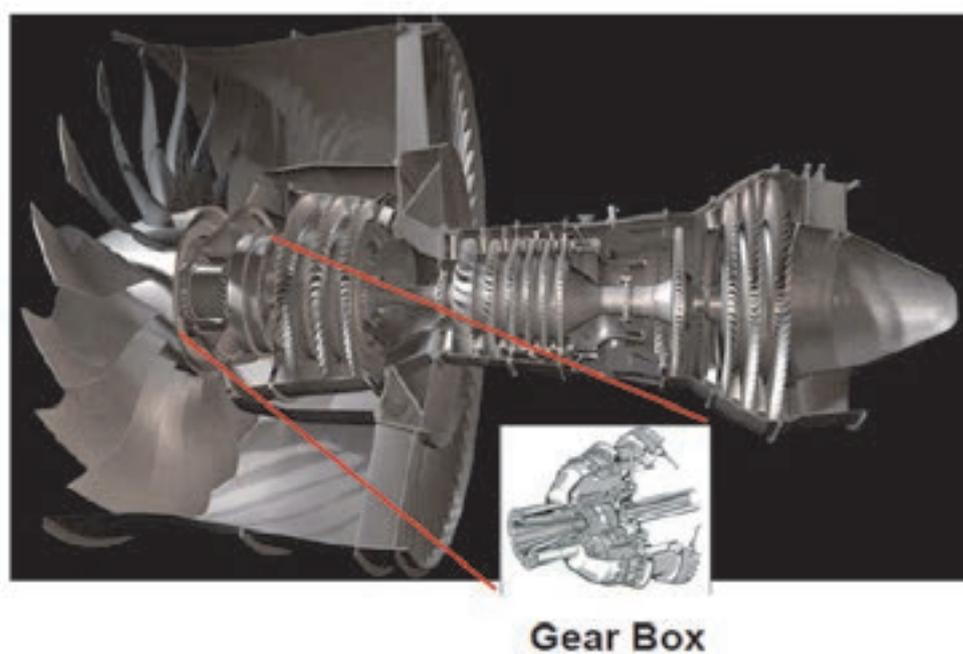


図 2.1.2 (8) - 1 Geared Turbofan Engine

< UC Davis Symposium, Green Engine Development for Next Generation Aircraft >

- Open Rotor

GE 社および RR 社が Open Rotor の開発に取り組んでいる。

高バイパス比ターボファンエンジンの性能を上げるためには、さらにファン翼径を大きくし、バイパス比を上げることが有効である。しかし、ファン翼径が大きくなることにより、ファンケース径、ナセル径が大きくなり、重量増大、抵抗増大、機体翼下への搭載制限等から現実的ではなくなる。Open Rotor は従来の高バイパス比ターボファンエンジンとは異なり、中心に設置された駆動力を発生させるガスタービンの外側に大径のファンブレードを設置したもので、大流量の空気を押し出すことができる。(バイパス比 50)

Open Rotor は 2 枚の Counter-Rotating 翼とすることで、前方翼にて生じた旋回流を後方翼にて打ち消し、空気の流れを軸方向に整流することで、推力効率の低下を防いでいる。従来のターボプロップは回転するプロペラ先端が音速を超えない飛行速度である M0.6 程度が限界であったが、Open Rotor では、前方翼先端が後方に流れる Swept-Fan を採用することで、現在のターボファンエンジンと同程度の M0.8 の飛行速度を可能としている。

Open-Rotor はファンケース、ナセルがないためその騒音対策が重要事項となっている。その対策として、前方翼／後方翼間の距離の最適化、Sweep 角度の選定、翼幅の最適化、3D 空力解析による翼設計による改良が進められている。最新の GE/NASA による試験では、米国 FAR 36 および ICAO Annex16 の基準値を満たす結果が報告されている。GE は最終的に、variable-speed, variable-pitch rotor blade の採用で、2 桁の燃費改善が達成できるとしている。

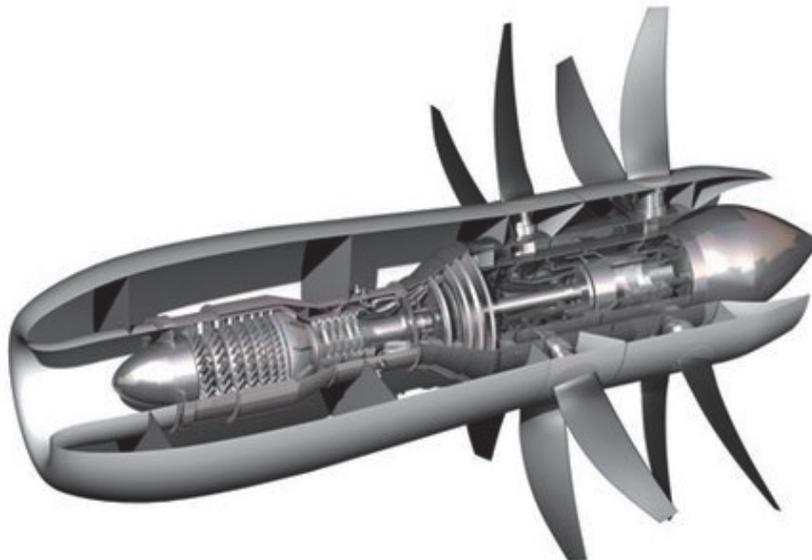


図 2.1.2 (8) - 2 Open Rotor

< [http://www.theregister.co.uk/2009/06/1/nasa\\_open\\_rotor\\_trials/print.html](http://www.theregister.co.uk/2009/06/1/nasa_open_rotor_trials/print.html) >

(参考) 飛行試験

- NASA は、2機の MD-90 を使って Open Rotor エンジン搭載機と GTF エンジン搭載機の燃料消費量と騒音レベルを評価したところ、燃料消費低減率については前者が 9%大きく、騒音については後者が 12dB も静かであることが判明したと発表した。< FG 2012/1/11 >

○ エンジン重量軽減

- Fan 部位への複合材適用 (GE 社)

複合材はストラット、ガイドベーン等静止部品への適用が最初であったが、GE 社の GE90、GEnx の複合材 Fan 翼が実用化されている。さらに複合材による Fan ケースの開発も行われている。複合材を適用することで、GEnx では 150Kg を上回る重量軽減が達成されている。



図 2.1.2 (8) - 3 複合材ファンブレード/GE

< <http://www.geaviation.com> >

一方、RR 社と P&W 社は Ti 材の中空 Fan 翼を採用して重量軽減を図っている。

RR 社の初期 Fan 翼は Ti ハニカムのサンドイッチ構造で拡散接合にて整形されている。Trent シリーズ以降に適用されている次世代翼は 3 枚にシート材を超塑性加工と拡散接合により成型されている。

Open Rotor 翼としては複合材翼の開発がなされている。

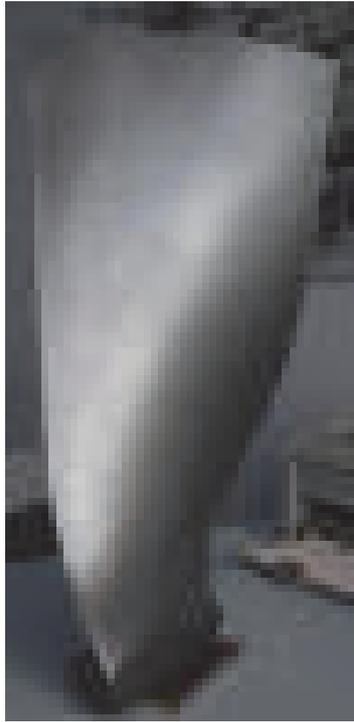


図 2.1.2 (8) - 4 中空チタンファンブレード  
< Aircraft Engine Historical Society, Inc. >

・ Fan 部位への複合材適用 (RR 社)

RR 社が B777X 用エンジンの推力重量比要求を満たすため、GKN Aerospace 社と共同で複合材ファンブレードの開発を開始した。

まず、欧州 Clean Sky 計画のもと、B787 用 Trent 1000 に適用できる様にファン径を 112 インチに縮小した供試体の地上試験を 2013 年に、飛行試験を 2014 年に実施して実証を終えてから、最終的にはファン径を 132.5 インチに拡大する。この試験用エンジンのファンブレードは、前後縁部をチタンで覆った複合材積層部材であり、厚みは GE90 の複合材ブレードよりも薄く、空力的に優れた薄い B787 用 Trent 1000 のチタン空洞ブレードと同等である。ブレードの重量軽減はチタン製に比べて 3% と微少であるが、ハブから離脱した際にブレードが粉砕され運動エネルギーがより均一にファンケースに分散することから、ファンケースを複合材製とできる為 600~700Lbs 軽くできる。

なお、低圧タービンはアルミ・リチウム合金製である。



図 2.1.2 (8) - 4A 複合材ファンブレード  
<AW 2012/10/5>

- ・ 圧縮機、タービン部位

中温部位材料として、TiAl 材が、圧縮機や低圧タービンに実用あるいは研究開発されている。ドイツの E3E Program では TiAl 材を適用した圧縮機の開発が進められている。GE 社では TiAl 材のタービン翼の開発が進められている。



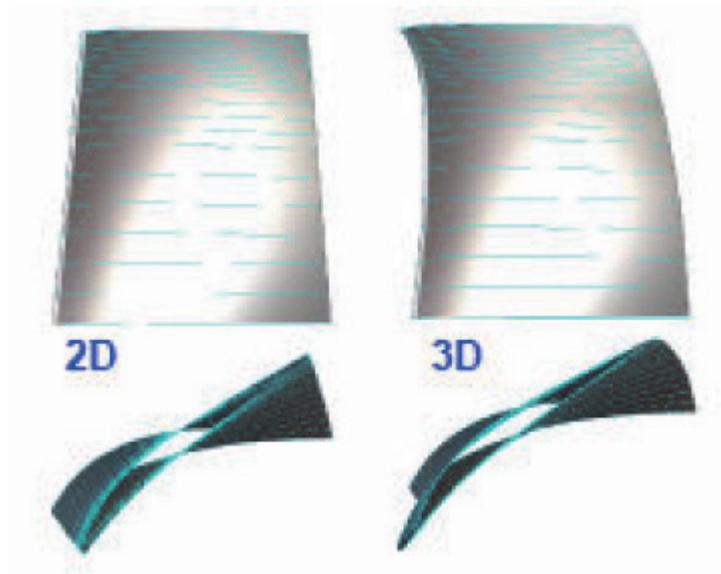
図 2.1.2 (8) - 5 E 3 E Blisk 段と TiAl Blade 段  
< GT2008-50679, ASME Turbo Expo 2008 >

圧縮機部位での軽量化として Disk と Blade を一体に加工した BRISK の適用が進められている。BRISK は重量軽減と、ガスシール性能向上による性能改善をもたらしている。さらに圧縮性能を維持、向上させながら、圧縮機の段数を減らし重量軽減が進められている。

Metal Matrix Composites(MMCs)の中でも、Ti-6Al-4V とシリコンカーバイド繊維の MMC は従来の Ti 材適用温度範囲を超えて使用が可能な比較的高温にて高い強度と剛性を備えた材料で、圧縮機の Disk-Blade への適用が開発され、大幅な重量軽減が実証されている。

#### ○ コンポーネント性能改良

計算機性能と空力解析プログラムの発展で、3D 翼設計が行われようになり、従来の2D設計に比べ詳細な空力解析、性能予測及び正確な強度解析が可能となった。さらに多段の空力解析を行うことで、Fan、圧縮機、タービンの翼設計において、空力性能向上が図られている。この結果、ときに相反する要求となる空力設計と強度設計を、3D 解析／強度解析により同時に進め、翼形状の最適化、翼枚数低減、圧縮機／タービン段数削減により空力性能の改良、重量低減により、燃料消費の低減に貢献している。



Conventional 2D (left) and swept 3D rotor

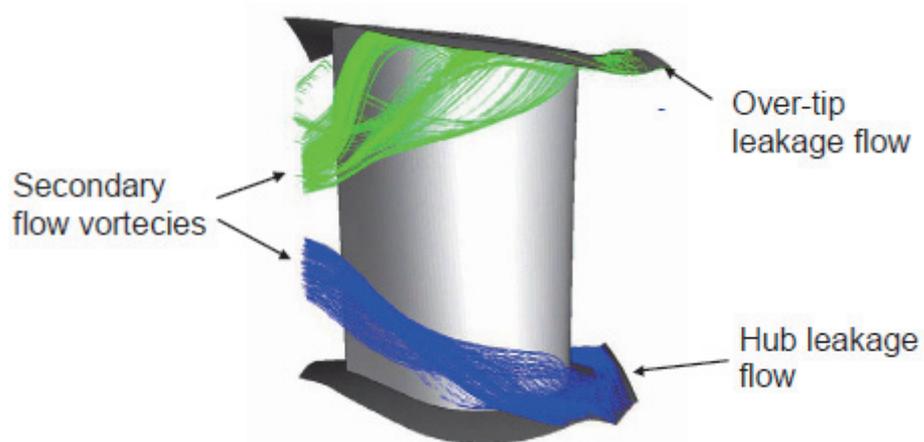


図 2.1.2 (8) - 6 3D 空力解析  
 < GT2008-50679, ASME Turbo Expo 2008 >

○ タービン入口の高温/高圧化による熱効率の向上

タービン入り口の温度上昇はエンジンの熱効率を上げることになるが、高温環境での強度低下、酸化による強度低下のため、従来の材料ではほぼ限界に来ている。高温強度の優れる Ceramic Matrix Composites(CMC)材料が静止部品の高温度対策、冷却空気低減対策として開発が進められている。他に Metal Matrix Composites(MMCs)が開発されている。

○ 耐熱性能向上

材料の耐熱、耐酸化性能を上げるために、Coating の適用、開発が進められている。Thermal barrier coating は高圧タービン翼、燃焼器壁に適用されて、遮熱効果により、より高温の環境での材料適用を可能としている。Thermal barrier coating は Plasma Spray 法が適用されてきたが、より緻密な Coating 層が得られる、High Velocity Oxygen Fuel Thermal Spray Process(HVOF)の適用が進められている。



図 2.1.2 (8) - 7 プラズマコーティング

< <http://www.gordonengland.co.uk/pmg1.htm> >



図 2.1.2 (8) - 8 HVOF コーティング

< <http://www.gordonengland.co.uk/pmg1.htm> >

耐酸化 Coating として Aluminizing coating が適用されている。Aluminizing Coating は酸化 Al パウダーの中に加工部品をパックして加熱する Pack Coating と、より緻密な Coating 層が得られる Gas phase coating 法が適用されている。

(b) 騒音低減

エンジンの主な騒音源としては動翼騒音、ガスジェット騒音、燃焼騒音がある。  
ターボファンエンジンや Open Rotor では Fan 動翼騒音が最も大きい。

- ・ Swept-Fan 翼による動翼先端に生じる衝撃波低減
- ・ 低 Fan 回転数により Fan 圧縮比を低くし、空気流速を低速化
- ・ 動翼と静翼の距離、および枚数比の最適化による空力干渉低減
- ・ ケース、ナセルへのハニカム等吸音ライナーの適用
- ・ ファン空気流とコアジェット流の混合促進効果を持つ、シェブロンノズルの採用等が対策としてとられている。



図 2.1.2 (8) - 9 シェブロンノズル

< 航空機等に関する解説概要 航空機国際共同開発促進基金 >

(c) エミッション低減

○ Rich Burn Quick Quench Lean Burn(RQL) 燃焼器の開発

P&W 社は Rich Burn Quick Quench Lean Burn を設計概念とする TALON 燃焼器を開発、改良を進めている。RQLB 燃焼器は、燃焼を NO<sub>x</sub> 生成が少なく、燃料／空気混合比が濃い範囲と薄い範囲で燃焼させることで NO<sub>x</sub> を低減している。構造／スペースが従来の燃焼器の延長線にあり、また燃焼も安定することが期待できる。

GE 社は GE 90 エンジンにて、Double Annular 燃焼器 (DAC) を採用。これは燃焼器内にパイロットノズルとメインノズルを配置し、火炎の安定と希釈燃焼を両立させた燃焼器である。一方 GE 社は Single Annular 燃焼器 (SAC) をベースに、希釈燃焼を設計概念とする Twin Annular Premixing Swirler 燃焼器(TAPS)を開発している。いずれも希薄燃焼にて NO<sub>x</sub> を低減している。

RR 社は Single Annular 燃焼器 (SAC) をベースに、燃焼改良を続け、Trent1000 に低 NO<sub>x</sub> 燃焼器を搭載している。

(d) 開発エンジンの状況

○ PW1200G

・MRJ 用のエンジン PW1200G の飛行試験が 2012 年 4 月 30 日、カナダ ケベック州 ミラベル航空宇宙センターで開始された。

この日、B747SP の前方上部のスタブ・ウィングにエンジンを取り付けて、性能、運用性、空中始動の試験を実施した。

今後、燃料消費率、騒音等の試験を実施していく。

全飛行時間は 250 時間となる予定である。



図 2.1.2 (8) - 10 スタブ・ウィングに懸架の PW1200G (試験用)

< Pratt & Whitney Press Release , 2012/5/2 >

○ Leap エンジン

CFM International 社は、B737MAX に搭載される Leap エンジンの試験を、2014 年半ばに開始し、2016 年初めに FAA TC を取得する予定である。

このエンジンの特徴は下記の通り。

- ・従来の CFM56 系エンジンに比べて燃費が 15% 改善される。
- ・従来のチタン合金製 (24~26 枚) に対して軽量化の為、18 枚のファンブレードに CFRP を使用している。
- ・内部ブレードに、セラミック・メタル・コンポジットを使用し外部からのエア・クーリング無しでも高温に耐え得る。
- ・モニター用センサーにより、従来より 100 倍以上のデータが整備の効率化に供される。



図 2.1.2 (8) - 11 Leap1 エンジン (試験用)  
< Puget Sound Business Journals 2012/12/4 >

(9) 総合

(a) 環境適合技術実証機

2012年から Boeing 社は、B737-800 を使って、下記に示す環境適合要素技術を実証する予定である。

- ・後縁の形状変化を可能とする主翼
  - －飛行フェーズに対応した最適空力分布として、燃料消費を低減。
  - －離陸時に上昇性能を改善できて、エンジンの騒音を軽減。
- ・エンジンの制振
  - －客室の低騒音化、快適性向上。
- ・可変面積のファンノズル
  - －離陸時の空気流量の最適化により燃料消費の低減、排気速度の低下により騒音の軽減。
- ・Proton exchange membrane 再生型水素燃料電池\*のギャレーへの適用
  - －エンジン負担の軽減  
(\*イオン伝導性を有する高分子膜を電解質としており、低温、低圧域での使用を可能としている。)
- ・飛行経路最適化／情報管理システム
  - －好ましくない空域（例：悪天候等）の最適回避経路の指示により燃料消費の最小化。
  - －ブロードバンド通信により、ヘルスマモニタリングを実施。  
< AW 2012/7/11 > < Boeing Fact Sheet 2012/7 >

(b)統合推進システム

Nexcelle 社 (GE, Snecma, CFM の提携により 2008 年に設立) は、次世代航空機用統合推進システムを開発中であり、1/2 模型を公開した。

ここに取り入れている技術は下記の通りである。

- ・ナセル前方の低抵抗自然層流形状
- ・低騒音空気取り入れ口
- ・電気防氷システム
- ・ファンカウル・エンジン一体化
- ・Oダクト型電動スラストリバーサ

他

<AW 2012/6/4>

## 2.2 飛行安全技術

### 2.2.1 プログラム

#### (1) Aviation Safety Program

##### (a) 背景及び目的

2006年12月20日、NASAが「National Aeronautics Research and Development Policy」を発表。ここでは、「米国は、航空機産業において技術上のリーダーシップを堅持し続ける。特に『航空安全』が最高の課題である。」と明記されている。

これを受けて、「NASA - Aeronautics Research Mission 理事会」が、その統括のもとに「Aviation Safety Program」を立ち上げた。このプログラムは以下の4つのプロジェクトから構成されている。

- ・ Integrated Resilient Aircraft Control
- ・ Integrated Intelligent Flight Deck
- ・ Aircraft Aging & Durability
- ・ Integrated Vehicle Health Management

ここで、NASA が特に最重要と考えているプロジェクトは、第1項目の Integrated Resilient Aircraft Control であり、以下の5つのサブ・プロジェクトから成る。

- ・ Integrated Dynamics and Flight Control
- ・ Integrated Propulsion Control and Dynamics
- ・ Airframes and Structural Dynamics
- ・ Intelligent Flight Planning and Guidance
- ・ V&V Methods and Testbeds

このプロジェクトの目的は、

- ・ アクチュエータの故障、揚力面・舵面の損傷、アイシング環境下の着氷による空力特性の変化等の悪条件下にて、飛行を継続し、安全な着陸
- ・ ポストストール/ディパーチャ域での異常姿勢、等から姿勢を立て直し、通常飛行領域に戻ることを

を可能とする様な飛行制御に係わる設計技術(含: ツールの開発)及び検証・認証技術を取得することである。特に、この飛行制御は「簡素で有効」、「パイロットとの適合性が良好」であることを目標としている。

##### (b) 研究概要

2007年から5年間(第1ステージ)の計画にて、

- ・ 適応制御の活用方法
- ・ 悪条件下での機体状態のモデル化
- ・ 検証、認証の方法

の基礎分野について、個別に研究を深化させ、次のステップとしてこれらを全て結集して、前(a)項の目的を達成する。

< Tath, J., et al, “ Aviation Safety Program – Integrated Resilient Aircraft Control Project, 2007 Project Overview and Status “, 2007 >

< Schlickemaier, H., “ The Aviation Safety Program – Goals and Challenges “, 10 Oct. 2007 >

## 2.2.2 要素技術

### (1) 飛行制御

Integrated Resilient Aircraft Control プロジェクトでは、F/A-18 を実証機として、NDI (Nonlinear Dynamic Inversion) 及び MRAC (Model Reference Adaptive Control) の適用について研究されている。

#### (a) 制御則について

##### ○ NDI

機体運動を決定するデータ類(空力データ、慣性データ等。これらは設計段階にて推定される)を制御則内に保有し、舵角コマンドに対して、機体運動を予想できる状態としておくことにより、パイロットの好む応答モデルに追随するために、逆に必要舵角を求める様に、制御則が構築されている。ここで、空力特性の実機と推定値との違い等から発生するモデル応答と実応答との差をゼロに収束させるために、更にエラー補償ロジックが組み込まれている。

この様に、基本的にかかなりの精度で判っている空力特性を扱うので、比較的簡素なロジックでモデル追随性を達成でき、更に、エラー補償を適正に設計することにより、全体として、安定性も確保できる。(①)

他方、判っていない状態、想定されていない状態に対しては、対応できない。(②)

##### ○ MRAC

規範モデルと実応答とのエラー(各エラー要素の2乗の和)の時間変化率が常に零以下となるようにパラメータ調整ロジックを設計して、実応答をモデルに追随させる方式である。即ち、空力特性が判っていなくても、空力特性そのものを推定してモデル追随性を目指すことができる。(③)

他方、空力特性が全く不明でも、強引にその状態を推定して、目的を達成することから、十分な安定性確保の保証が困難になる。

個々のケース、即ち、軸系、故障・損傷等の程度(正常状態からの不完全さの程度)に対応して、Degraded モードとして許容される特性の範囲内にて、必要な安定余有を確保させる必要がある。

○ NDI/MRC 融合

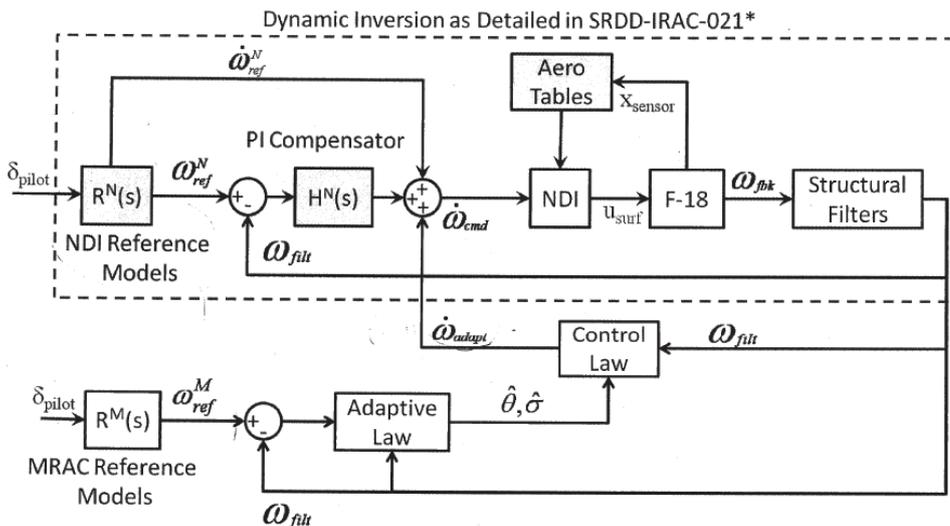
飛行制御則として、前(1)項(a)(①)の利点をもつ NDI の採用は有効であるが、故障状態 (2.2.1 (1) 項 (a) : 悪条件下の状態、異常状態の意味 : 以下共通) では、(②)の欠点があり、これに対しては、(③)の利点をもつ MRAC を (ベースとしての NDI に融合する方式で) 活用する。これにより、2.2.1 項(1)(a)の目的を達成することができる。

本研究にて設計した制御則の構成は図 2.2.2 (1) - 1 の通り。ここで、破線内が NDI を用いたコア部であり、その下位部が MRAC を用いた補正部である。もともと NDI 部のフィードバックは機体が正常状態であることを仮定しているため、故障状態に陥ったとき、MRAC 部にて機体特性の変化を推定して、その変化分を  $\omega$  (adapt) の時間微分として NDI に加算し、故障状態の影響分を新たに補正している。

なお、NDI の規範モデル  $R^N(s)$  と、MRAC の規範モデル  $R^M(s)$  が異なっているが、これは、故障状態時に MRAC にて over adapt とならない様に、MRAC の規範モデルを degrade させている為である。



## Control Architecture



\* -Failure implementation capabilities have been add to the items in green which differ from the design in SRDD-IRAC-021

図 2.2.2 (1) - 1 NDI/MRAC 融合の制御則構成  
 < 出所 : (c) 項の関連文書 (2) の 5 頁 >

○ NDI/MRAC 融合則における MRAC の評価

モデル応答に対する実応答の追随性を妨げる要因となる不確かさを、 $B_m$ (舵効きモデルに対応)を含む構造を有している要素(以下、MU と記す)と、その他の要素(以下、UU と記す)に分けて、これらの要素に対する処理が異なる 3 種類の MRAC を評価したところ、以下の結果を得た。(ここでは、縦系を例にとる。)

- ・ MU のみをゼロに収束させる簡素なパラメータ調整ロジックの場合、over adapt となった。 . . . . < この MRAC の略称 : s MRAC >
- ・ MU のみを s MRAC よりも更に効率よく収束させる様にパラメータ調整ロジックを改修した場合、over adapt が抑制された。 . . . . < onMRAC >
- ・ UU をゼロに収束させるパラメータ調整ロジックを onMRAC に追加すると over adapt は抑制され、且つ、この UU 収束ロジックにより performance(モデル応答に対する実応答の追随性)が向上した。(MU 収束ロジックの効果については良好と云えない。) . . . . < onMRAC+ >

(b) 飛行試験結果 — NDI

○ 飛行試験の実施状況

- ・ 機体  
F/A - 18
- ・ フライト数, フライト時間  
6 フライト(当初計画) + 1 フライト(追加), 5 時間
- ・ 飛行条件  
FC1 : 250 KCAS, 15,500 ft  
FC2 : 200 KCAS, 15,500 ft  
FC3 : 223 KCAS, 23,000 ft  
FC4 : 250 KCAS, 30,000 ft  
FC5 : 200 KCAS, 30,000 ft  
FC6 : 240 KCAS, 25,000 ft  
FC11 : 200 KCAS, 25,000 ft
- ・ テストパイロット  
3 名
- ・ 試験項目  
3 軸の周波数応答評価, ダブレット入力に対する応答評価, バンク保持, 定常横滑り, 360° ロール, ワインドアップターン, High-G のもとのロール(ローリング・プル・アウト), 空対空追尾タスク, 縦列フォーメーション・タスク

○ パイロットコメント

- ・ 基本操作：
  - 4 rad/sec 付近に緩やかではあるが上下の動き(bobble)がある。(飛行条件 FC6 にて、パイロット A のみのコメント)  
これは、閉ループの周波数応答線図にて 4 rad/sec 付近になだらかなゲインのピークがあることに対応。
  - ロール系にて、量産機よりも精度の良いコントロールが可能、特に低動圧にて顕著。
  - 360° ロールするとき G が抜ける。(n<sub>z</sub><1)  
(ピッチレートコマンドをフィードフォワードとして追加することにより、容易に解決)
- ・ 縦列フォーメーション・タスク：
  - ロールの力が量産機より重い。
- ・ 空対空追尾タスク (垂直荷重倍数 2G)：
  - パイロットによってコメントが大きく異なる。  
(積極的な対応を行うか否かによる)
  - 機体の動きに対して操舵力が大きくないパイロットは、「最終フェーズの追尾にて好ましくない動きがある」とコメント。  
(スティックの不感帯が小さいことと関係しているか)
  - 機体の動きに対して操舵力が大きいパイロットは、「ロールコントロールは精度良く可能、ピッチ/ロール系にて大きい操舵力を使うことは有効である」とコメント。

(c) 地上シミュレーション結果 — MRAC

故障状態時、NDI/MRAC 融合則における MRAC の有効性を評価した結果は以下の通り。

- ・  $C_{m_q}$  80%減少：  
NDI のみでは発散傾向又は振動的な不安定性の為、操縦できないが、MRAC によってモデル応答への追随の程度は元通りに回復。
- ・  $C_{l_p}$  117%減少：  
NDI のみでは PIO 気味であるが、MRAC によってモデル応答への追随の程度は元通りに回復。
- ・  $C_{m_\alpha}$  60%減少：  
NDI のみではゆっくりと頭上げとなり、MRAC により改善されるが、モデル応答への追随については「非常に良い」とは云えない。

- ・ 左スタビレーターの固着：

MRAC によって、ピッチ変化による好ましくないロール変化はかなり減少し、ピッチ系の性能はやや悪いものの、故障なしの状態と同程度。

以上の通り、故障時に MRAC の有効性は明らかである。

2.2.2 項(1)の出所は下記の通り。

- (1) < Miller, C. J., “ Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Flight-Test Results for Full-scale Advanced Systems Testbed F/A-18 Airplane “, 2011 >
- (2) < Hanson, C., “ Model Reference Adaptive Control (MRAC) Experiment Description “, 2011 >

(d) 疑問点

この研究は当初計画では 2011 年に完了であるが、前項に示す文書の内容について、下記の通りいくつかの疑問があり、今後、注視していく必要がある。

- ・ 「F/A-18+NDI」について
  - ピッチ系の位相余有について、目標値 45deg を満足していない。(10deg 程度小さい) これに対して、著者(NASA)は、「規範モデルを緩やかなモデルに変更すれば位相余有が増加するが操縦性が劣化するので、このままとする。」とあるが、安定性(位相余有の確保)を優先すべきと考える。
  - ヨー系の安定余有についての言及がない。
  - 評価領域が狭い。  
F/A-18 のフライトエンベロープ全体について机上検討を行い、応答特性及び安定性の良くないポイントが(1)項(b)の飛行条件なのか。
- ・ 「F/A-18+NDI+MRAC」について
  - ヨー系の安定余有についての言及がない。
- ・ 試験内容について
  - 基本的な試験のみを実施している様に見受けられる。  
例えば
    - 舵角レート/必要舵角が過大となる様な操舵(低速で大操舵、急激操舵等)の応答特性、形態変化時(フラップ、脚の位置変化)の特性、突風下(含:横風)での着陸、NDI のみにて離陸を評価する試験要。
    - 故障状態の試験では、  
故障発生から、最寄の空港/基地への帰投を想定して、突風下(含:横風)での(模擬)着陸までの試験要。

個々の故障ケースに対応して、影響を受ける空力データ群の組み合わせを体系的に整理したうえで、各故障ケース毎に（複数の空力係数を変化させて）試験要。

## （２） 装備システム

### （a） 操縦室

航空機事故の要因の 70～80%がヒューマンエラーであることから、パイロットが負担なく、適正に判断し、行動できる様に表示装置の革新化が図られている。

#### ○ ヘッドアップ SVS

FAA が、Rockwell Collins の統合航法機器システム ” Fusion ” を使った Global Vision 操縦室のヘッドアップ SVS (Synthetic Vision System) の認証に特別要件(\*)を発行した。

2012 年からは Bombardier 社の GX-XRS、Global 5000 に適用する。

(\*)

- ・ 「人工視界により外視界が歪められないこと」を要求。これは赤外線カメラを使った EVS ( Enhanced Vision System ) にも適用。
- ・ スティック、スロットルに手を置いた状態で SVS を ON/OFF 可能のこと。

< FG 2011/6/2 >

#### ○ 先進 SVS

2002 年に Universal Avionics 社 (米・アリゾナ州) の Exocentric Synthetic Vision (上後方から前方の人工視界) が認証されて以来、当局は従来の消極的態度を変えつつある。今後 3～5 年で下記を取り入れることにより、更なる先進化が加速される見込みである。

- タッチスクリーン制御
- 音声指令制御
- 全画面三次元表示



図 2.2.2 (2) - 1 Honeywell 社の Synthetic Vision  
 < FG 2011/11/14 >

(b) 操縦安全機器

2011 年パリエアショーにて、Rockwell Collins 等の機器メーカーが社有機について下記に示す様な最新安全機器を紹介した。

- ・ 地図表示システム
- ・ 客室与圧喪失時に機体を自動的に低空に誘導するシステム
- ・ 使用する滑走路の間違い/衝突回避の警告を他機と送受信する機器
- ・ パイロットに問題が起きた場合に、機体を水平飛行に戻す為のパニック回避用ボタン

< The Wall Street Journal 2011/6/21、2011/6/23 >

(c) In flight Safe Monitoring System

Star 社が開発した ISMS の有効評価について、FDR (Flight Data Recorder) の代替として、Pakistan 航空 A310-300 を使って実証試験を実施中である。

これは FOQA (Flight Operational Quality Assurance) が求める全てのデータをモニターすることが可能となる。

< FI 2010/12/17 >

(d) シングルパイロット化

米国の Next Generation Air Transportation System 及び欧州の Single European Sky ATM Research が、今後 10 年間程度で実用段階に達する見通しであることから、人件費の削減、将来のパイロット不足に対応する為、民間旅客機のシングルパイロット化について、Embraer 社が 2020～2025 年の実用化に向けて研究を開始した。

< FI 2010/6/16 >

(d1) 貨物機のパイロット

航空貨物会社の FedEx (Federal Express)、UPS (United Parcel Service) は、今後 10～15 年以内に、貨物機を「1 搭乗操縦士+1 地上遠隔操縦士」又は「地上遠隔操縦士のみ」にて運航する予定である。

< FG 2012/3/16 >

(e) i-Pad の活用

- American 航空は、操縦室にて使用する航法地図、運航マニュアル類について Apple 社の i-Pad を活用することについて検討中であり、Los Angeles～東京/上海便にて飛行試験を開始する予定である。

FAA のポジション；

「i-Pad を紙媒体記録の代替として承認済み。但し、飛行試験終了までは実運行中の使用を認めない。」

< Dallas Business Journal 2011/6/16 >

- United Continental 航空、英国航空も導入予定。

< FG 2011/8/22 >

- 2011 年 12 月、FAA は American 航空に対して、紙ベースのチャート、マニュアルに替えて、操縦室で i-Pad を使用することを認めた。

乗客の電子機器使用については、10,000ft に達するまで禁止である。

< New York Times 2011/12/14 >

(f) オーバラン防止システム

- Airbus 社

Airbus 社は、着陸時の機体の運動エネルギー、着陸位置、着陸停止能力を総合的に判断して、着陸復行を行うか否かの決断及び着陸後のブレーキ・逆推力の使用の要否について、パイロットに情報を提供するシステム (Runway Overrun Protection System) を開発した。このシステムは A350 に標準装備とするとともに、他機種にも後付け装備を可能とする。

< Aviation International News 2012/12/11 >

○ Boeing 社及び Embraer 社

Boeing 社の事故要因調査によると、CFIT (Controlled flight into terrain) 事故は減少しており、Loss of Control 事故は一定レベルで変化無し、滑走路オーバーランによる死亡事故は増加傾向にある。

29 件のオーバーラン事故を分析すると、「①進入／着陸速度、②着陸位置、③減速停止装置の使用」に関する不適切な状況認識が事故原因であることが判った。

これを踏まえて、Boeing 社は Embraer 社と共同にて、オーバーラン事故低減を目指して、パイロットの状況認識をサポートする様に視覚と音声による支援システムを開発中である。

< Aviation International News 2012/12/18 >

(3) 構造

(a) 構造ヘルス・モニタリング

(Structural Health Monitoring : SHM)

- Boeing 社が Teledyne Control 社と共同で開発したヘルス・マネジメント・システムを Air China 航空の B737 に装備し、ACARS ( Aircraft Communications Addressing Reporting System : デジタルデータリンクの一種) を使ってデータを地上に送信し、その解析によって、整備効率の向上、定時運行の確保に貢献している。同様のことを Bombardier 社、Embraer 社も検討中である。

< FG 2010/11/17 >、他

- 欧州研究の新基準設定一第 7 次研究「技術開発のための枠組み計画」に基づき、「光ファイバーセンサ技術、ナノ光学チップ技術及び低電力ワイヤレス技術を統合することにより、更にスマート化したヘルスマニタリングシステムを開発する」との目的で Smart Fiber プロジェクトが立ち上がり、成果を挙げている。(2007 年～2013 年活動)

- ・ ナノ光学チップ技術を用いて、計測装置の小型化実現
- ・ 複合材に自動的に光ファイバーセンサを埋める技術を研究中

< Web : COMPOSITES WORLD >、< Web : Smart Fiber >

○ その他

- ・ Boeing 社 :

B767-300ER の貨物室での腐食検知技術を飛行試験にて実証中。

- ・ Airbus 社 :

SHM を活用することにより、構造重量低減を目指した構造設計の手法を開発中。

- ・ *BAE System, CIRA(Italian Aerospace Center)*

軽量で電磁干渉の影響のない光ファイバーセンサを使った *SHM* 技術を開発中。

- ・ 欧州 8 ヶ国共同研究

*AE(Acoustic Emission)*、ガイド波<sup>1)</sup>、光ファイバを用いた計測システムを統合して<sup>2)</sup>、練習機 (*Hawk T1A*) のウィングポッドに搭載して、飛行試験により *AHMOS (Advanced Structural Health Monitoring System)* の実証を行っている。

センサーの信頼性を向上し、検査の為に機体の分解が必要な箇所を減らして、更に検査を自動化する<sup>3)</sup>ことにより、検査費用が「数百万ポンド/機」程度低減する見通しである。



図 2.2.2 (3) - 1 T1A に搭載したセンサーシステム

< *Aerospace Testing International Magazine* : November/December 2011 >

コメント；

注 1) 長距離伝播性の超音波

注 2) センサーの種類に対して検知可能な損傷の種類が限られているので、全体をモニターする為には、多種類のセンサーの統合が必要となる。

注 3) 膨大なデータを速やかに処理すること。

(b) ヘルスモニタリング用の感歪塗料

Rice 大学にて *Carbon nanotube* を混入した感歪塗料が開発された。この塗料を金属表面に塗ると、近赤外線照射により圧縮または引張を受けた箇所が光り、塗布面全体の応力分布マップを作成することができる。

これにより、(従来の歪センサーでは構造体全体の歪の把握ができず、また特定の方向の歪しか検出することができなかったが)、構造健全性を容易に確認できる。また、全ての方向についての歪を検出することが可能となる。

< Popular Science 2012/6/21 >

(c) 次世代 3次元 X線コンピュータ断層撮影装置

日立製作所が産業技術総合研究所、東大、光子発生技術研究所(検査装置ベンチャー、近江八幡市)と共同にて、航空機などに用いられる厚さ数 10cm の大型部品の内部構造をスキャンし寸法も検査できる様な次世代の 3次元 X線コンピュータ断層撮影装置を開発し、2015 年度に実用化する計画である。複雑形状の鋳造部材と組立部品の非破壊検査が可能であり、製品開発時の試作工程を短縮できる。

< 日刊工業新聞 2012/10/17 >

(d) 耐雷性付与用のコーティング

非導電性炭素繊維を使用する複合材構造体は複合材の上に金属箔を積層することにより導電性を与えているが、この場合、重量増加、工程/コスト増加に繋がっている。

これに対して、Lord 社(米)が、金属箔の 1/2 程度の重量で耐雷性を与えることができる導電性エポキシ・コーティング「Ultra Conductive」を開発中である。

これは粘着フィルム又はスプレーの一種であり、炭素繊維を積層する前に治具面に適用され、オートクレーブ内で、熱硬化されることにより、構造体の全方位に導電性が与えられる。

ここで、重量軽減量は、狭胴機で 400Lbs 程度、広胴機で 1200Lbs 程度である。Lord 社では、2013 年に飛行試験を行い、認証を得て、量産に繋げる予定である。

< AW 2012/9/24 >

### 3. 新エネルギー技術

#### 3.1 燃料

##### (1) バイオ燃料

環境対策、石油資源枯渇問題対策の為に、クリーンで持続可能な燃料としてバイオ燃料の使用に向けて 2008 年以降、各国のエアラインにて飛行試験が行われてきている。(JAL は 2009 年 1 月に実施) 更に、2011 年からは一部、実運航にも使われ始めた。

今後、全面的な利用の為に精製に要する莫大なコストの低減を達成する必要がある。

##### ○ KLM オランダ航空

- ・ 機材 : B737-800
- ・ 路線 : パリーアムステルダム (2011 年 6 月～)
- ・ バイオ燃料製造元 : Dynamic Fuels (米)
- ・ 混合比 : ケロシン 50%、バイオ燃料 50%  
CO<sub>2</sub> 排出量が 50% 低減。

< FG 2011/6/29 >

##### ○ ルフトハンザドイツ航空

- ・ 機材 : A321
- ・ 路線 : フランクフルトーハンブルク (2011 年 7 月～)
- ・ バイオ燃料製造元 : Neste Oil 社 (フィンランド)
- ・ 混合比 : (KLM オランダ航空と同様)

< Web : Lufthansa , Biofuel >、他

2011 年 7 月から 2012 年 1 月まで、テスト運航を完了し、通常運航で問題なく使用できることを確認した。

< ドイツ科学イノベーションフォーラム 2012/4/3 >

##### ○ IHI

2012 年 11 月 7 日、藻類バイオ燃料の実験施設を公開した。光、水、CO<sub>2</sub> から燃料をつくることができ、食料と競合しないことが特徴であり、2014 年からジェット燃料向けにサンプル出荷を始め、2016 年以降、事業化に乗り出す。

< Sankei Biz 2012/11/8 >

## (2) 水素燃料

Boeing 社が高々度に 4 日間滞空できる水素駆動無人機を研究中である。

課題は以下の通り。

- ・ 大容積の燃料タンクが必要
- ・ 燃料漏れ防止
- ・ 極低温の水素燃料をエンジンに供給する系統
- ・ 水素燃料の価格騰大 (1 オーダ大)

< Boeing News 2010/9/16 >

## (3) LNG (Liquefied Natural Gas)

Boeing 社は機体、エンジンの技術革新により、N+4 世代機体 (2045 年頃市場投入) では、B737-800 (CFM56-7) 基準にて燃料消費率 54%減を目標としている。

さらに LNG 燃料、unducted fan の適用により燃料消費率 62.1%減を実現できる見通しである。

LNG は現ジェット燃料と同等の燃費、排出低減が可能であり、採掘時の環境問題、インフラに関わる課題があるものの、コスト、入手性において優れている。

< AW 2012/6/4 >

## 3.2 電気推進

### (1) 全電気方式 — 電動モータ

#### ○ 軽スポーツ機

2009 年 6 月、Yuneec 社の e430 がリチウムバッテリー/電動モータ推進による飛行に成功した。充電時間 3 時間、充電費用 5 ドルにて 1.5~3 時間の飛行が可能である。

#### ○ 小型ビジネス機

Cessna 社が Bye Energy 社と共同にて Cessna172 の電気推進システムを開発中である。



図 3.2 (1) - 1 Cessna172 Skyhawk  
< Aero News 2010/8/12 >、< AW 2010/8/2 >

○ 軽ヘリコプター

Sikorsky 社が S-300C のエンジンをリチウムイオンバッテリー／電動モータ (Hybrid 社製) に置き換える予定である。

< Aero-News 2010/8/12 >、< AW 2010/8/2 >

(2) 全電気方式 — 超電導モータ使用

EADS が 2011 年パリエアショーで超電導モータ使用の電気航空機を展示した。コンセプトは下記の通り。

- ・ 推進 : 機体前部のコンテナ内の電池で、機体後部のモータを使ってシュラウド内の反転プロペラを回転。
- ・ 電池 : エネルギー密度 1000kWh/kg  
(現リチウム・イオン電池の 5 倍のリチウム・エア電池となる)
- ・ モータ : パワー密度 (目標値) 7~8kW/kg の超電導タイプ。  
(液体窒素で高温部を冷却要)



図 3.2 (2) - 1 EADS の VoltAir 構想  
 < AW 2011/7/18 >

(3) ハイブリッド方式 (直列型)

Diamond 航空機社/Siemens 社が 2011 年パリエアショーで「ハイブリッド方式の電気航空機：E-Star (二人乗り機体)」を展示した。そのコンセプトは下記の通り。



(離陸・上昇時に付加)

- 電池のエネルギー密度として現状の 2~3 倍が実現できればエンジンは不要となる。(→純電気推進)
- モータ出力が現状の 10 倍程度までなら、上記コンセプトで良い。100 倍以上では、超電導モータとすべき。

< AW 2011/7/18 >

(4) ハイブリッド方式（並列型）

Pipistrel 社（スロベニア）が 200 馬力のエンジンと電動モータ併用の 4 人乗りハイブリッド型航空機を開発中である。

燃費は 10gal/H で、同クラス機の 50%程度となり、2013 年から販売予定である。

< avweb 2010/7/30 >

(参考) ハイブリッド方式（並列型）－ 飛行自動車

Scaled Composites 社が飛行自動車：BiPod（モデル 367）を開発中である。

速度 : 200mile/h

航続距離 : 700mile

胴体 : 双胴

車輪 : 4 輪

駆動 : エンジン → 後方 2 輪、エレベータ、プロペラ

リチウム電池 → プロペラ



図 3.2 (5) - 1 BiPod (モデル 367)

< FG 2011/7/19 >

### 3.3 太陽エネルギー駆動機

#### (1) 大型無人機

Boeing 社が太陽エネルギーで駆動する無人機の研究開発を開始する。

- ・ 発注元 : DARPA
- ・ 機体 : 電気モータにてプロペラを駆動、スパン 122m のソーラーパネル付き細長翼。
- ・ 計画 : 2014 年初飛行予定。  
5 年間、60,000ft を飛行。(夜用エネルギーは、日中に蓄電)
- ・ ミッション : 通信、諜報、監視、偵察、調査

< Boeing News Releases 2010/9/16 >

#### (2) 有人機

Solar Impulse (スイス) が設計・製造し、飛行試験を実施中。

- ・ 機体名 : HB-SIA
- ・ 諸元 : モータ ; 6.5 kw × 4 基  
リチウムポリマーバッテリー ; 84 kwh  
太陽電池 : 厚さ 180 $\mu$  のモノクリスタル・シリコンを 12,000 個、主翼上面に貼り付け (→200m<sup>2</sup>) (スパン : 61 m)
- ・ 実績 : 2010 年 4 月 7 日、87 分間飛行 < FI 2010/4/6 >  
2010 年 7 月 8 日、26 時間飛行



図 3.3 (2) - 1 HB-SIA

< New York Times 2010/7/9 >、< Solar Impulse HP >

○ 初の大陸間飛行

2012年6月5日、マドリードを離陸し、19時間後にモロッコのラバト・サレ空港に着陸した。飛行距離は830km。

< Solar Impulse HP >

(3) 小型無人機

オーストラリアの大学 (Queensland University of Technology、@ブリスベン) で小型ソーラー無人機が開発されている。

- ・ 夜間用 : リチウム・イオンバッテリー
- ・ 実績 : 2009年6月初飛行
- ・ スパン : 2.5 m



図 3.3 (3) - 1 Green Falcon

< FI 2010/1/12 >

#### 4. 製品開発計画

##### 4.1 亜音速旅客機

###### (1) ジェット機 - 狭胴機

###### (a) Airbus 社

A320 の後継として、空力形状、コックピット、材料、エンジン等に革新技術を適用する A320 - X を 2025 年頃に市場投入の予定である。

その継ぎとして、A320neo (new engine option) によって 100~200 席クラス市場における競争力を維持。(表 4.1 (1) -1 参照)

表 4.1 (1) -1 A320 neo

機種	開発状況
A320 neo	<ul style="list-style-type: none"><li>○ 変更内容 A320 のエンジンを CFM International Leap - 1A 又は、P&amp;W PW1100G に換装。</li> <li>○ 改修の対象機体 A319(124 - 156 席) A320(150 - 180 席) A321(185 - 220 席)</li> <li>○ 競合機と優位内容<ul style="list-style-type: none"><li>・ B737 MAX</li><li>・ Bombardier CSeries(100 - 149 席)<ul style="list-style-type: none"><li>— 経済効率 : 同等</li><li>— A320 neo の方が、座席数大。航続距離大。</li></ul></li></ul></li> <li>○ 運用開始 2015 年</li></ul>

< Web : Airbus , A320 neo >、他

(b) Boeing 社

2025 年頃の運航を目指して先進技術を適用した B737 - X の開発を行うこととし、その継ぎとして B737MAX を位置づけている。(表 4.1 (1) -2 参照)

表 4.1 (1) -2 B737 MAX

機種	開発状況
B737 MAX	<p>○ 変更内容</p> <p>B737 NG のエンジンを CFM International Leap - 1B に換装。</p> <p>* 現計画では、ファン直径は 69.4in。地上とのクリアランス確保のため、前脚柱を 4.5in 長くする予定。</p> <p>&lt; AW 2011/8/1 &gt;、&lt; FG 2012/2/8 &gt;、&lt; FG 2012/2/13 &gt;</p> <p>○ 改修の対象機体</p> <p>B737 - 700 / 800 / 900 のファミリーに対応して、B737 - 7 / - 8 / - 9 とする</p> <p>○ 競合機と優位内容</p> <p>A320, A320 neo</p> <p>A320 より燃料消費率向上 16%</p> <p>A320 neo より燃料消費率向上 4%</p> <p>○ 運用開始</p> <p>2017 年</p> <p>○ 新技術実証計画</p> <p>B737 - 800 改修機を使って、以下の新技術を検証する予定。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ Adaptive Trailing Edge</li> <li>・ 可変ファンノズル (飛行条件に応じてファンノズル面積の最適化を可能ならしめる。)</li> <li>・ 燃料電池(ギャレー照明、他) … IHI と共同開発</li> <li>・ Hybrid Laminar Flow Control(B787 - 9 向け)</li> <li>・ 航路最適化ソフト(B787 - 9 向け)</li> </ul>

< Web : Boeing , B737 MAX >

< B737MAX の 24 年度情報 >

構想検討の結果は下記の通り。

- ・ テールコーンを延長し、水平尾翼付近の胴体を整形する。
- ・ エンジンと地上とのクリアランスを十分に保つ為に、前脚を 8inch 延長する。
- ・ (重量低減、整備コスト低減の為) スポイラーを FBW にて作動。
- ・ 将来の衛星航法に備えて大型操縦室飛行ディスプレイを採用する。
- ・ 数値制御電気式空調 (Honeywell 社) により、旅客数に応じて客室の圧力を制御する方式として、更なる燃料低減を目指す。
- ・ 翼端デバイスは、上下に開いた二股のウィングレットとする。

< AW 2012/4/6 > < AW 2012/11/19 >

(c) Bombardier 社

○ C-Series の開発予定

- ・ CS100、CS100ER (100~125 席) を 2013 年に市場投入。
- ・ CS300、CS3500XT、CS300ER (120~125 席) を 2014 年に市場投入。

< Bombardier HP >、< FG 2011/2/16 >

○ 耐空性証明用飛行試験の期間短縮

Bombardier 社は、C-Series の耐空性証明取得の最終フェーズである飛行試験の期間短縮を狙って、飛行試験の一部を地上試験で代替する為に、そのツールとして *Integrated System Test and Certification Rig (ISTCR)* を 2012 年 8 月に完成させた。今後、カナダ当局と交渉し、代替の項目、方法、妥当性等について詰めていく。

< FG 2012/9/14 >

(d) Embraer 社

○ 第二世代の E-jet

2013 年後半に第二世代 E-Jet 開発開始を計画している Embraer 社は、従来より 15% 燃費節減と騒音低減が期待できる P&W の GTF を搭載し、機体側では、Blended winglet 付きの新主翼、FBW システム、電動タクシングシステムを採用する。但し Embraer は E-Jet の 4 機種総てを再設計するとは決めていない。76 席の E-175 には MRJ 用 PW1200G と同じファン径 (142cm) の PW1700G が、90~120 席の E-190/195 には C-Series 用 PW1500G と同じファン径 (185cm) の PW1900G が提案されている。

< AW 2012/4/16 > < FG 2012/6/6 > < AW 2013/1/14 >

○ ビジネスジェット機

Legacy500(12人乗りビジネスジェット機、航続距離 3000nm、巡航マッハ数 0.78)が 2012 年 11 月 27 日に、初飛行に成功した。

同機は、Cessna Latitude、Bombardier Learjet 70/75 と競合する。

技術上の特徴は下記の通り。

- ・ 操縦システム：Fly By Wire 方式 (Parker Aerospace 製、Embraer、BAE も関与)
- ・ 構造：胴体が複合材製 (Embraer 社として初)



図 4.1 (1) - 1 Legacy500  
< AW 2012/4/16 >

○ 将来機計画

2025 年以降の市場投入を狙って下記の構想にて、新規の狭胴機体を開発すると発表した。

- ① 高アスペクト比の翼を採用する。
- ② 超高バイパス比のエンジンを胴体後部の上部に搭載する。
- ③ エンジンの両側に尾翼を配置する。(これにより騒音を遮断)

< FG 2012/8/23 >

コメント ; NASA N+3 計画の機体構想に沿っている。

- ① ← 図 2.1.1 (2) - 6A
- ②③ ← 図 2.1.1 (2) - 3, - 3B

(e) ロシアメーカー

○ Irkut 社が Yakovlev 設計局と共同にて、150～212 席クラスのジェット旅客機 MS - 21 ( - 200、 - 300、 - 400 の 3 クラス) を開発中である。

- ・ 構造材料 : 複合材の適用率 ; 40%
- ・ エンジン : Aviavigate 社 (ロシア) 製 PD - 14  
又は PW1000G (geared turbofan)
- ・ 競合機 : A320、B737
- ・ 運航費 : 12～15%低減
- ・ 初飛行 : 2014 年末
- ・ 運航開始 : 2016 年

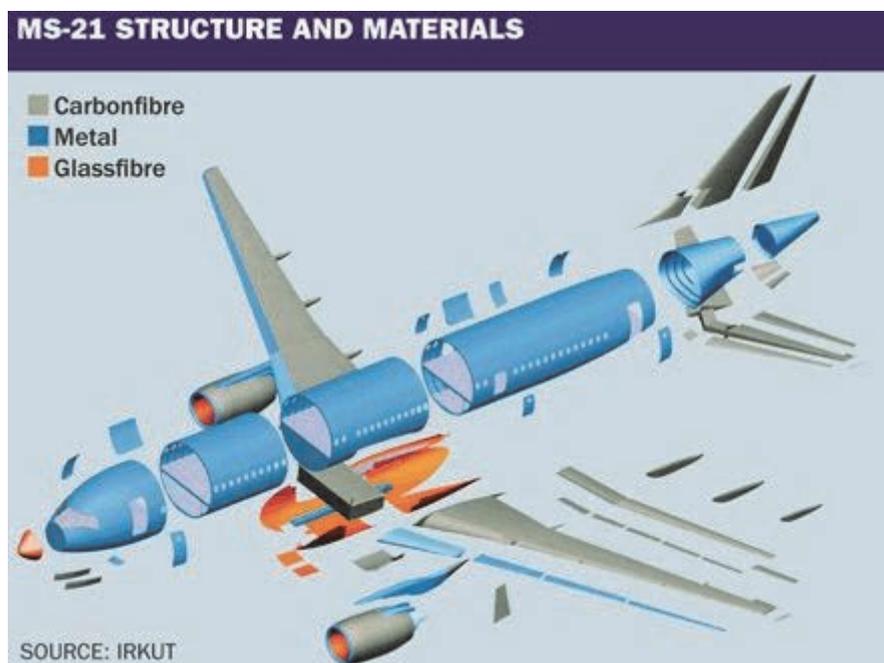


図 4.1 (1) - 2 MS-21 の構造/材料

< FI 2010/7/30 >

○ Sukhoi 社が、SSJ100 ( Sukhoi Superjet 100 ) 型機 (78 席、98 席) \*について、更にストレッチ型 (100～130 席) を開発する予定である。

(\*) 2011 年 4 月 ロシアで運航開始

< FI 2011/1/20 >

( f ) 中国商用飛機有限公司

( Commercial Aircraft Corporation of China : COMAC )

○C919

- ・ 座席 : 156~163 席
- ・ 詳細設計 : 2012 年末完了予定
- ・ エンジン : CFM International Leap - 1C
- ・ 油圧、燃料系統 : Parker Aerospace 社
- ・ APU : Honeywell 社

< FG 2011/3/9 >、他

2012 年 10 月末にて、C919 の受注総額は 380 機であり、2014 年から飛行試験、2016 年から引渡しを開始する予定である。

< FG 2012/11/13 >

○ARJ21

現在、4 機の ARJ21-700(78~90 席)試験機によって、飛行試験を実施中であり、2013 年上半期に中国航空当局の形式証明を取得し、2014 年に初納入の見込みである。

今後、更に胴体のストレッチ型、短縮型、ビジネスジェット型、貨物機型の開発が計画されている。

< FG 2012/11/21 >

( f 1 ) 中国航空工業集团公司(Aviation Industry Corporation of China : AVIC)

Airshow China 2012 にて China New Generation Business Jet:「長い航続距離、高速巡航、広い客室を目指した大型ビジネスジェット機」を公表した。



図 4.1 (1) - 3 China New Generation Business Jet の展示模型

< AINOnline 2012/11/13 >

(g) Rekkof社(オランダ)

Rekkof社は、Fokker100についてエンジン換装、翼端をウィングレット形状としたFokker100改良型（Fokker100 NG）をブラジルの新工場で製造する予定。

これはBombardier CS-100より1座席当り65kg軽い。

< FG 2011/3/17 >

(h) インド国内の各機関

インド上級委員会が90席リージョナルジェット機の開発計画の支持を政府に報告。「6年以内の初飛行を目指して2012年に技術作業を開始するべきである」としている。National Aerospace Laboratoryが主導し、Hindustan Aeronautics社と共同にて内外パートナーを選定して、設計は官民共同の合弁会社で行う。

- ・ 需要予測 : インド国内 1000機 (～2025年)
- ・ 性能
  - 座席 : 90席、70席
  - 航続距離 : 2500km (90席)  
3175km (70席)
  - 必要滑走距離 : 1400m
- ・ 構造 : 複合材構造
- ・ 操縦 : FBW
- ・ 胴体 : 直径 ; 2.94m、4列席
- ・ エンジン : 低エミッションのエンジンを採用する。

< AW 2011/3/7 >

(2) ジェット機 - 広胴機

A350 - 800、- 900、- 1000 及び B787 - 8、- 9、- 10 が 2017 年までには運航開始の予定である。(表 4.1 (2) - 1、- 2 参照) 更に、特に A350 - 1000 の対抗として B777 - X の計画あり。

表 4.1 (2) - 1 A350 XWB

機種	開発状況
A350 - 900	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 基本型</li> <li>○ 運用開始 : 2014 年</li> <li>○ 座席数／航続距離 : 314 席／8100nm</li> <li>○ 競合機 : B787 - 10 X</li> <li>○ 進捗状況 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 初号機用の複合材主翼上面外板を 2011 年 9 月に、Stade 工場(ドイツ)から Broughton 組立工場(イギリス)に出荷。 → 世界最大の民間機用単一複合材部品 (全長 32m×幅 6m)</li> <li>・ 初号機用の複合材主翼下面外板を Illescas 工場(スペイン)で製造。</li> <li>・ 初号機用の A350 - 900 Keel Beam が Mantes(フランス)工場から St.Nazaire(フランス)の胴体組立工場に搬入。 (全長 16.5m×幅 4.3m, 重量 1.2 トンの 70%が複合材)</li> </ul> </li> </ul>

表 4.1 (2) - 1 A350 XWB(続き)

機種	開発状況
A350 - 1000	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 長胴型</li> <li>○ 運用開始 : 2017 年</li> <li>○ 座席数/航続距離 : 350 席/8400nm</li> <li>○ 競合機 : B777 - 300 ER</li> <li>○ 変更内容 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ エンジン</li> <li>Rolls Royce Trent XWB のコア部分を改良し、推力 93000Lbs から 97000Lbs に増強。</li> </ul> </li> <li>○ 航空会社の不満 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 航続距離, 経済性で、B777 - 300 ER に劣る。 (Qatar 航空)</li> <li>・ 中東の高地高温空港にて、離着陸性能が劣る。 - 900 との間で、エンジン互換性無し。</li> </ul> </li> </ul>
A350 - 800	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 短胴型</li> <li>○ 運用開始 : 2016 年</li> <li>○ 座席数/航続距離 : 270 席/8500nm</li> </ul>

< Web : Airbus , A350 XWB >、他

表 4.1 (2) - 2 B787 - 9 , - 10

機種	開発状況
B787 - 9	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 変更内容                             <ul style="list-style-type: none"> <li>・ HLFC 尾翼の抵抗低減 : 垂直尾翼前縁に Hybrid Laminar Flow Control(HLFC)装置を装備。</li> <li>・ ナセル 自然層流形状</li> <li>・ 構造 尾翼の桁を外板を Co - Cure</li> </ul> </li> <li>○ 運用開始 2014 年</li> </ul>
B787 - 10	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 変更内容                             <ul style="list-style-type: none"> <li>・ B787 - 9 の胴体長より 15%延長。</li> <li>・ 座席数 320 席、航続距離 6800nm</li> <li>・ エンジン GEnx(最大推力 74000Lbs)又は Trent 1000</li> </ul> </li> <li>○ 競合機と優位内容 A350 - 900 に対して 11%、 A350 - 1000 に対して 5% 燃費向上。</li> <li>○ 運用開始 2017 年</li> </ul>

< Web : Boeing , B787-9/10 >

なお、他の広胴機も含めた競合状況は下図の通りである。

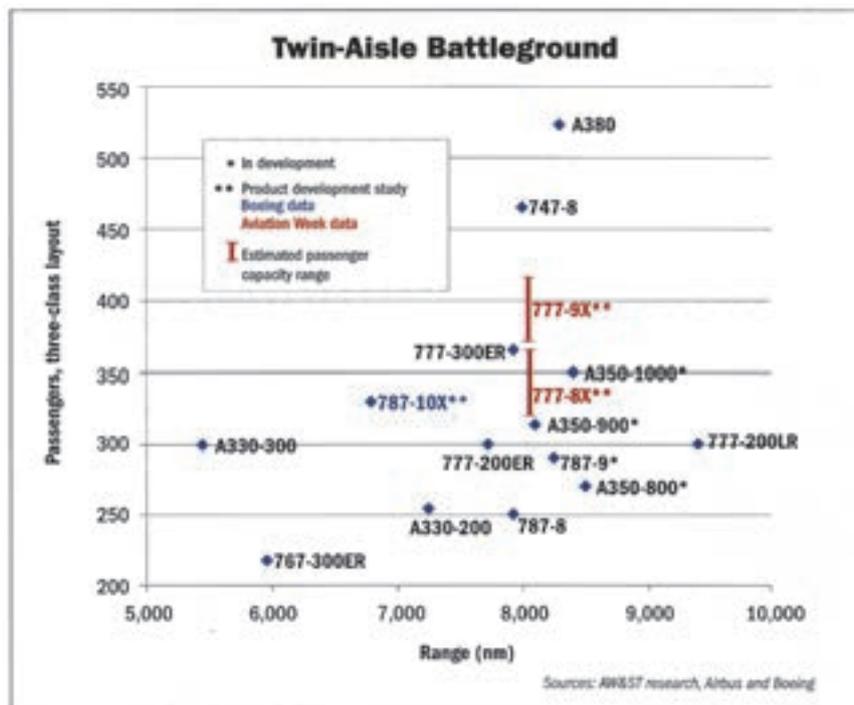


図 4.1 (2) - 1 広胴機の競合  
< AWST 2012/7/9 >

(3) ターボプロップ機、他

消費燃料が少なく経済性の高いターボプロップ機は、飛行時間の短い近距離区間では依然として需要が高いことから多くの開発計画あり。

(a) ATR (Avions de Transport Régional) (フランス、イタリア)

ATR - 600 の後継機として、90 席クラス機を検討中。(今後 20 年間で、1000 機程度の需要を予測)

- ・ 胴体材料：B787 の胴体に使用した複合材よりもアルミ合金が適当と結論。
- ・ 複合材の場合、機外の振動、騒音を透過し易い。
- ・ 胴体外板に先進アルミ合金を使用することにより現行より 7% 重量減。  
但し、フロアビーム、バルクヘッドは重量削減、耐食性向上の為、複合材とする。
- ・ 製造法：

Boeing と共同で Mandrel wound - carbon fiber production process (円筒形の型に複合材プリプレグを巻いてオートクレーブ処理をして胴体パネルを製造する一体成形手法) を開発。

→ ターボプロップ機に適用。(Boeing 機と競合しない)

- ・ 90 席用エンジン : PW127 の後継。(燃費 15%以上の改善要)



図 4.1 (3) - 1 ATR-600

< FI 2010/7/15 >、< FI 2011/1/21 >

- ・ ATR 社は 90 席クラス新ターボプロップ機の概念検討を完了し、5 年後の形式証明取得を目指している。しかし、Shareholder の EADS 及び Alenia 社は A320NEO、A320XWB の開発が優先されるべきと考えており、この開発開始の承認に難色を示している。

< FG 2012/12/17 >

(b) Bombardier 社

Q400 (70 席) のストレッチタイプ (90 席) を 2015 年に市場に投入する計画あり。

< FI 2011/5/31 >

(c) 中国メーカー

- 西安航空機 :

2015 年運航開始の 70~90 席の MA700 を開発中。(2016 年初飛行との情報もあり。)

- ハルピン航空機

19 席の Y-12 (P&W 社製 PT-6 搭載の双発機) の近代化として、Y-12F を開発中である。この機体の複合材適用率は 7~12% となる予定。

< AW 2011/9/12 >

(d) KAI (Korean Aerospace Industries 社)

90 席クラス ターボプロップ機の開発を目指す。(リージョナルジェット機には参入しない。) エンジンに P&W Canada 社製を使用。

他方、初の FAA 型式取得予定の機体となる 4 人乗り軽飛行機 KC-100 を 2013 年までに市場投入の予定であり、ほぼ全ての構造体が複合材製である。



図 4.1 (3) - 2 KC-100

< FI 2010/8/5 >、< AV web 2010/7/29 >

(4) その他

(a) 座席数 70 席-140 席クラス機体の開発トレンド

Seat-Mile コストの観点から、機体サイズの大型化の傾向あり。

即ち、

- ・ 125~140 席クラスの機体から 160~180 席クラスに要求が移行しつつある。  
(「A319、B737-700」から「A320/A321、B737-800/900」へ。)
- ・ 110 席以下クラスの機体を製造しているメーカーが、高効率エンジンの採用により、120 席を超えるクラス機体の市場への進出を試みている。
- ・ 70 席クラス機、90 席クラス機は 100 席クラス機に移行しており、70 席クラスのジェット機はターボプロップ機に置き換わっている。

< AirInsight 2012/8/13. >

(b) 我が国防衛省機の民間転用

○ C-2

日本政府は、川崎重工製 C-2 の民間転用機 (YCX) に興味を示す顧客に詳細仕様を提供することに同意した。

この機体は、2020 年~2030 年に、100 機程度の需要が見込める。

< FG 2012/10/9 >

○ US-2

新明和工業株式会社が、US-2型救難飛行艇関連の技術資料を所有する防衛省から、その使用について認可を受け、引き続き経済産業省と営業資料の使用について調整に入った。これと並行して、この種の機体の導入を計画しているインドへの輸出に向けて活動を開始する。

< 新明和工業(株)事業・製品ニュース 2012/4/24 >

(c) 品質管理記録に関わるイノベーション

MAINtag社(フランス)は、2010年からAirbus社と共同にて、部品の識別と製造ライン上の追跡としてRFID(Radio Frequency Identification)タグの活用を進めてきていたが、この度、A350XWB部品用タグの供給について、同社と複数年契約を締結した。更に、Airbus社の主要なサプライヤーであるThales社、Safran社、Goodrich社、Parker社、Recardo社、Honeywell社等とも、複数年契約を締結した。

< AviTrader 2012/11/27 >

## 4.2 超音速機

### (1) 欧州

#### (a) HiSAC

Sukhoi 社（ロシア）、Alenia 社（イタリア）、Dassault 社（フランス）が Environmentally Friendly High-speed Aircraft、HiSAC、Research Project の一環として、SSBJ（Supersonic business jet）の研究（超音速層流翼、カナード翼形状等）を実施した。



図 4.2 (1) - 1 HiSAC の SSBJ イメージ

< FI 2007/7/4 >

#### (b) TsAGI（ツアギ）／Sukhoi

TsAGI（ロシア中央航空流体力学研究所）、Sukhoi がサイレント SSBJ の初期設計を開始した。形状は下図の通り。（後胴の上部に 4 発のエンジンを搭載し、2 つの垂直尾翼、先細の主翼を有している）



図 4.2 (1) - 2 ロシアの SSBJ イメージ

< FG 2012/3/14 >

(c) *HyperMach Aerospace* 社 (英国)

2011 年の *Paris Air Show* で発表した機体を更新し、仕様：「航続距離 6500km、最大マッハ数 4.5、乗客数：35 人」の *Sonic Star Supersonic Business Jet* を公表した。

エンジンは 65,000Lbs 推力の *H-Magjet 4400 hybrid turbofan ramjet engine* であり、*Sonic Blue* 社 (米国) が開発中である。



図 4.2 (1) - 3 *Sonic Star Supersonic Business Jet*  
< *AIN Online* 2012/11/20 >

(2) 米国

(a) *Gulfstream* 社 / *NASA*

「*Gulfstream IV* (実機) / 新エンジンナセル / *Rolls Royce* 製 *Tay651*」にて、エンジン安定動作に関わる地上試験を実施した。(2010 年 4 月)

・ エンジン諸元

巡航マッハ数 : 1.7

最大出力 (@離陸) : 15,000Lbs

バイパス比 : 3

続いて、下記を実施予定。

- ・ 超音速インテークの開発に関わる風洞試験
- ・ ソニックブーム低減の為、*nose - extendable spike* の研究
- ・ 外部映像システムの研究
- ・ 主翼、胴体に適用する複合材構造の設計・試作

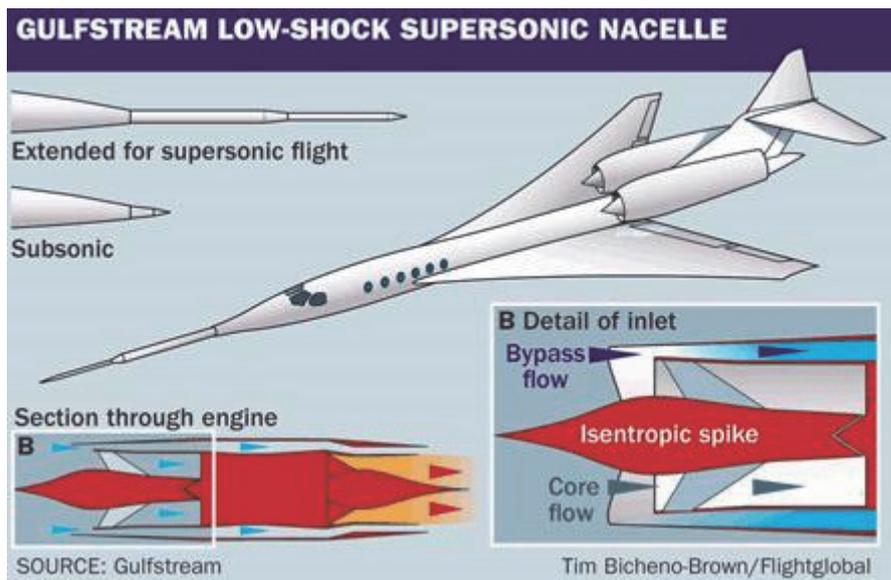


図 4.2 (2) - 1 Gulfstream 社の SSBJ イメージ  
 < FI 2010/5/5 >

Gulfstream 社は、*Supersonic Business Jet* の特許申請用図面を公表した。特徴は、伸縮可能な機首、傾斜胴体、可変形状の主翼、ソニックブームを軽減するエンジン・インレット (*Relaxed isentropic inlet* : エンジン性能を劣化させずに、ソニックブームも低減する様に *inlet* のを改善) 等である。

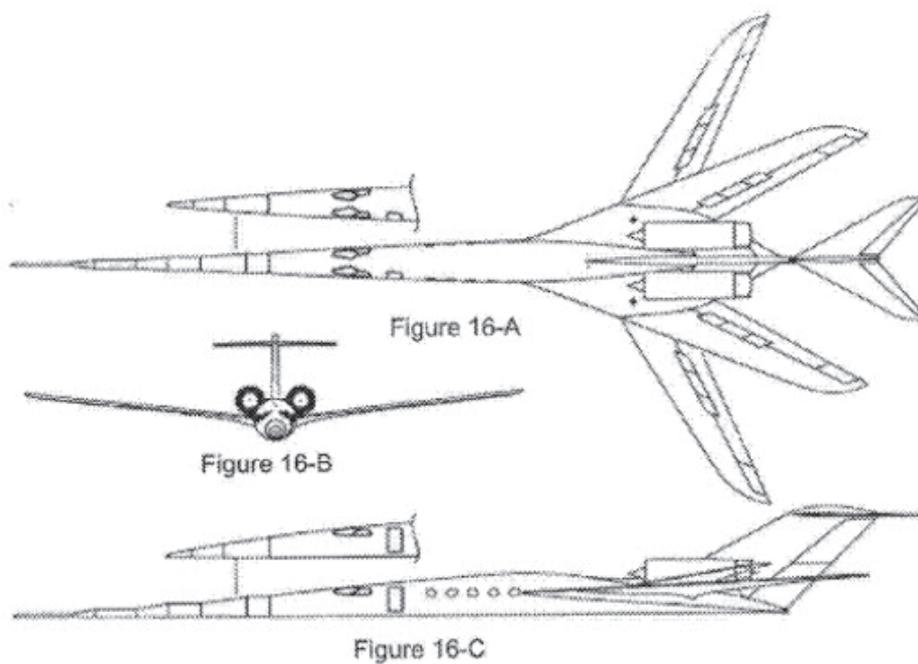


図 4.2 (2) - 2 SSBJ の三面図 (Gulfstream 社)  
 < FG 2012/12/19 >

(b) Aerion 社

Aerion 社が超音速ビジネスジェット機（1.6M、8～12 席）の設計を行い、製造、販売のパートナー会社を捜しているところである。



図 4.2 (2) - 3 Aerion 社の SSBJ イメージ

< FG 2011/5/16 >

(c) Boeing 社

この 10 年間、*Sonic Cruiser* の概念検討が続けられてきており、騒音低減、低ソニック・ブームを実現する形状について 2012 年 4 月に特許を取得した。

特徴は次の通り。

- ・ 主翼前方にカナード付き、主翼はデルタ翼とする。
- ・ エンジンを主翼上面、垂直尾翼間に設置し、更に排気口を可変シェブロンとすることにより空港騒音を低減する。

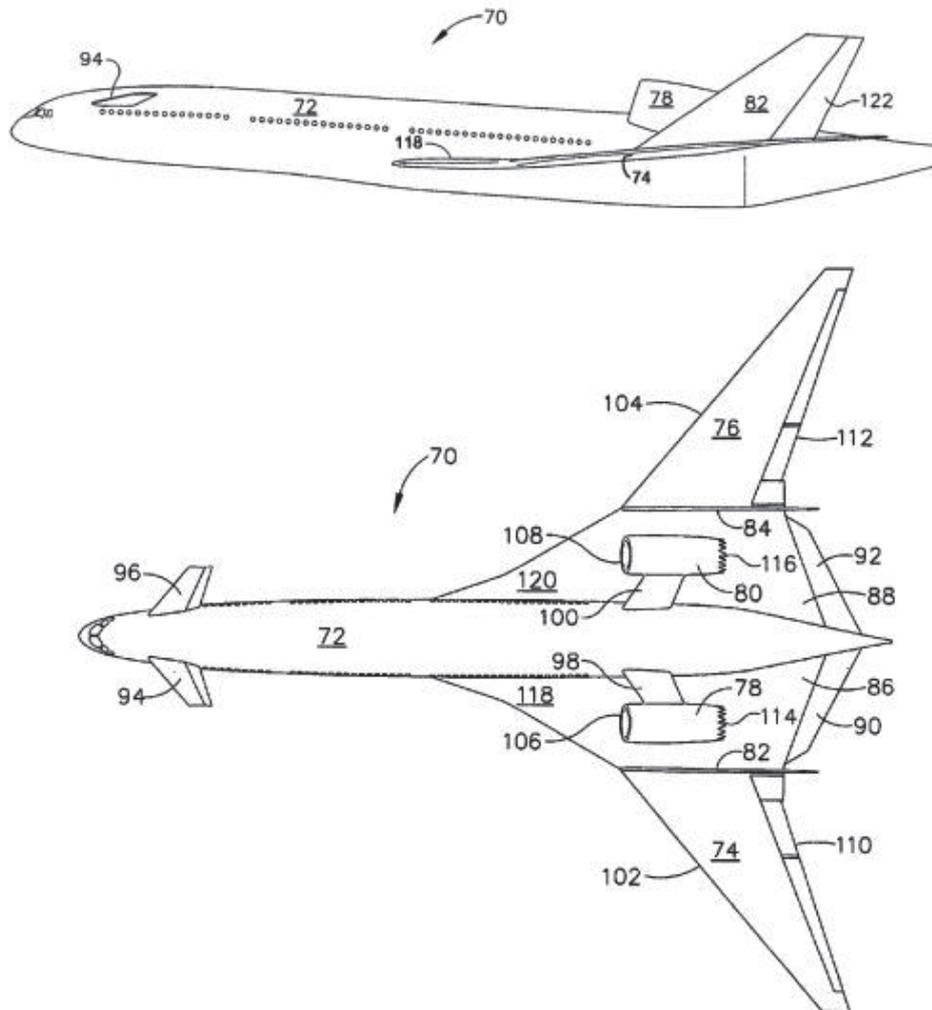


図 4.2 (2) - 4 低ブーム Sonic Cruiser  
 < FG 2012/4/27 >

(d) NASA 資金を使った超音速機の研究

○ NASA

*N+1* (近未来)、*N+2* (2020~25)、*N+3* (2030~35) の各時点で利用可能な技術による超音速機の研究に加えて、

- ・ *LANCET* (*Lift and Nozzle Change Effect on Tail Shock*)
- ・ *Quiet spike*
- ・ *SCAMP* (*Superboom Caustic Analysis and Measurement Program*)
- ・ *WSPR* (*Waveform and Sonicboom Perception and Response*)

等のプログラムが進行中である。

更に、2012年に、米空軍と Lockheed Martin が共同研究を行った X-56A MAD (Multi-utility Aeroelastic Demonstration Program) を引き継ぎ、2012年秋には、FaINT (Farfield Investigation of NO Boom Threshold) にてソニックブームに関わる諸現象を観測した。(このプログラムには、JAXA、他が参画している。F/A-18の超音速飛行によりソニックブームの諸現象について、地上、上空で計測を行い、ソニックブームが地上に到達しない現象、上方に伝播して数100マイル前方の地上で遠雷の様に聞こえる等の現象を観測した。これらの現象は飛行条件、気象の差異に敏感であった。)

NASA では、今後、ソニックブームのレベルを操縦室に表示し、パイロットが速度、経路、形状を変化させてレベルを調整することが可能となる様なシステムの研究及び空港騒音、高高度大気汚染、エンジンの材料/軽量高強度構造、細長い機体の空力弾性等の課題の解決を目指した研究を続ける予定である。

○ Lockheed Martin 社/NASA

Lockheed Martin 社は、NASA の N+2 研究で、経済的運航が可能な低ブームの SST の概念設計を実施し、その結果、巡航マッハ数：1.7、航続距離：5000N.M. (太平洋路線) / 4000N.M. (大陸横断)、座席数：80 席の仕様を目標にするとの結論を得た。

○ Boeing 社/NASA

N+2、N+3 の資金にて、「低ブーム技術」、「構造、材料、推進、システムの要素技術」、「市場性」を研究中である。低ブーム SSBJ は 2020 年頃実現可能であり、2030 ~ 2035 年には大型 SST の実現が可能との見直しを得ている。

○ Gulfstream 社/NASA

超音速ビジネスジェットのスロニックブーム基準策定に向けて研究中である。

< 以上、Aerospace America 2013年1月号 >

#### 4.3 将来構想

##### (1) Airbus 社の旅客機構想

2011年パリエアショーにて Airbus 社が 2050 年代の旅客機構想を発表した。

- ・ 機体構造 : 超軽量骨格 (鳥類の骨を模擬)
- ・ 客室 : 交差構造 / バードストライク防止ガラス
- ・ 座席 : 体型、姿勢に応じて変形
- ・ 材料 : EADS が研究中の Additive Layers Manufacturing / 中空チタン合金



図 4.3 (1) - 1 Airbus 社の 2050 年旅客機構想

< New Scientist 2011/6/13 >

##### (2) 航空業界の将来予測

将来予測として、2種類 (A,B) あり、不透明である。

A : リスク回避志向の為、小改善を繰り返すこととなり、燃料高騰、環境問題、他産業の発展に基本的には対応できず、社会経済的利点を失う。

B : 航空需要の更なる拡大に対応すべく、先進機材、バイオ燃料等でコストと排出ガスを削減することができて、航空インフラの改革を伴い、航空機需要は益々拡大する。(但し、2050年にCO<sub>2</sub>排出を2005年の1/2にするとの目標の達成は難しい。)

今後の目指す方向は、以下の通りである。

- ・ Wing & tube 型から Hybrid wing body、トラスト支持翼、結合翼などの新形態を目指す。
- ・ Unmanned Aircraft System ( UAS ) 技術を民間に応用する必要があり、時間と資金を効率的に活用できる革新的中小企業の活躍が期待される。

< AW 2011/7/18 >

#### 4.4 実機の不適合事例

新型機の不適合事例の情報は今後の航空機の開発に有益であるので、関連記事から掬い上げることとする。

##### (1) A380

###### (a) 事例1 (2011年11月に発生)

###### ○ 不適合内容

Singapore 航空、Quantas 航空の各々が所有する A380 を点検中に主翼リブ板結合部に亀裂が発見された。

###### ○ 原因

部品製造工程にて想定外の負荷が加わった為。

###### ○ アクション

- ・ Airbus 社は4年毎の定期整備の検査方法と修理方法を作成。
- ・ EASA (European Aviation Safety Agency : 欧州航空安全局) は、初期製造の20機に対して点検 AD (Airworthiness Directive : 耐空性改善通報) を発行。  
- この点検にて更に多くの亀裂を発見した。
- Airbus 社は、ブラケットに使用しているアルミ合金とボルトの選定が原因であり、金属疲労によるものではないと発表した。将来、ブラケットの材質と組立法を変更する予定とのこと。

< reuters 2012/1/6 >

###### (b) 事例2 (2012年1月に発生)

###### ○ 不適合内容

Quantas 航空が所有の A380 (1機) の主翼内部に36箇所の亀裂を発見した。  
(乱気流に遭遇したため、Airbus 社の依頼で臨時に点検した結果)

###### ○ 原因

乱気流によるものではなくて、前項 (a) と同様の製造上の問題。

###### ○ アクション

- ・ EASA は前項 (a) の点検 AD を初期製造の20機から出荷済みの全機に拡大する AD を発行した。
- ・ Quantas 航空と Airbus 社は共同で点検修理法を見直した。

< FG 2012/2/8 >

###### (c) 事例1, 2に対する改造

Airbus 社は、前 (a) 項、(b) 項の処置として下記を実施して当該リブの強度を高めると発表した。

・リブ材料の 7449 アルミから 7010 アルミへの変更

・リブブラケットの肉厚増加／局所的な補強

(以上により、重量が約 90kg 増加する。)

2012 年秋から飛行試験を行い、2014 年以降に出荷する機体に適用する。

< FG 2012/5/24 >

(2) B747-8I

○ 不適合内容

外側エンジンを支持するストラットの一部分が破損するケースにおいて、主翼にフラッタが発生することが、解析によって判明した。

○ 原因

B747-400 と比べて、主翼より後方の胴体長が 50 インチ長く、機体尾部に燃料を搭載していること。

○ アクション

FAA は、主タンクと尾部タンクとの間の燃料配管を除去して、両者を分離することを指示。

< Seattle Times 2012/1/19 >

コメント；

B747-400 と比べて長くなった胴体の尾部 (自由端) が燃料搭載によって重くなり、胴体曲げ振動数が低下し、結果として主翼の固有振動数に近づくことによりフラッタ速度が低くなるのではないか。

(3) B777-200/300

○ 不適合内容

Full-Scale 疲労試験にて、胴体 Section41, 43, 44 にて亀裂が発生した。但し、運航中の機体では発生していない。

○ 原因

ケミカルミリングの工程にて、けがき線から発生。

○ アクション

FAA は、胴体スキンのラップ・スライス部について 34000 サイクル時点とその後 4200 サイクル毎に、超音波探傷検査を命ずる AD を発行した。

< FG 2012/7/30 >

(4) GEnx-1B エンジン

○ 不適合内容

B787 に搭載の GEnx-1B がタクシー試験中に故障した。(7月28日)

○ 原因

ファンシャフトに亀裂が入りエンジン後部が後方にずれて回転翼が静翼に接触して、その破片が飛散したものである。

この亀裂は金属疲労のようにゆっくりと伸展したものではなく、高強度合金の湿潤環境下で水素により微細な結晶レベルで急激に電解腐食が進展したことによる。

○ アクション

ファンシャフトのコーティング方法を変更することとした。

< FG 2012/9/15 >

(5) B737

Boeing 社は、B737MAX が B737 よりエンジン重量が重くなることから胴体スキンを厚くして強度を向上させると航空会社に伝えた。

B737 は、以前から胴体スキンの疲労亀裂による事故が多く<sup>1)</sup>、これも考慮した上での処置か否かについては明言していない。

注 1)

・2001 年～2011 年の間に FAA は B737 に対して亀裂に関わる緊急安全点検を 13 回も命じている。

・2011 年 4 月 1 日には、Southwest 航空の B737-300 が、高空を飛行中、胴体天井外板に穴があき、客室上部外板が破損、室内が急激に減圧し、緊急に着陸した。調査の結果、外板のリベット止めラップの継手から疲労亀裂が進展した為であることが判明した。



図 4.4 (5) - 1 B737-300 客室上部外板の破損

< Daily Beast 2012/7/16 > < USA Today 2011/4/4 >

(6) G650

NTSB (National Transportation Safety Board) は 2011 年 4 月に発生した Gulfstream 社 G650 の飛行試験時における墜落事故に関して、FAA、Flight Test Safety Committee (FTAC) に対して類似事故の再発予防管理の徹底を勧告した。

事故の直接的な原因は、「最大離陸重量での離陸時、エンジン1発停止」への対応を評価する試験において、主翼の失速が推定より小さい迎角で発生したことであった。（地面効果を考慮した失速迎角を大きめに推定していた。）



図 4.4 (6) - 1 G650 墜落機  
< AW 2012/10/22 >

(7) B787

(a) 2012 年

- ・燃料漏れが 2 件（うち 1 件は ANA 機）発生したことから、FAA は 2012 年 12 月 4 日に、運航中の B787 すべてについて燃料配管接続部の総点検を指示した。
- ・2012 年 12 月 4 日、ユナイテッド・エアライン機が技術的問題（未公表）によりニューオーリンズ空港へ緊急に着陸した。

< ロイター 2012/12/4 >

- ・2012 年 12 月 14 日、カタール・エアウェイ機が、ジェネレータの不適合により一時的に飛行停止となった。

< ロイター 2012/12/14 >

(b) 2013 年

- ・1 月 7 日に Boston 空港に駐機中の JAL 機の後部電気室で電池火災が発生したこと、更に 1 月 16 日に ANA 機が飛行中に前方電気室の電池の発煙警報で高松空港に緊急着陸したことから、FAA は B787 に対し、電池の安全が実証できるまでの飛行停止（緊急 AD）を命じた。これを受けて欧州、日本、インドで当局が B787 飛行停止を

決めた。対象は 50 機／8 社である。米国製旅客機の全機飛行停止命令は、1979 年に Chicago で の墜落事故による DC-10 以来である。JTSB(日本の運輸安全委員会)は、ANA 機の主電池の金属箱は熱で膨らみ、電気室には強い煙の匂いが残り、その箱と電気室外部の二つの温度調節バルブには煤が付いていると報告した。その後、不具合が起きた両電池は同じもので、状況は共に格納箱内部の電池の炭化、可燃性電解液の漏出、高熱損傷、発煙などの点で類似していることが判明した。腐蝕性の液体が漏出し、発火しうるリチウム・イオン電池が問題であることは確かなようである。この電池は燃焼で自ら酸素を発生するので、発火すると消火は困難で、Boston 空港でも鎮火に 40 分を要した。過去にも携帯電話、ノート PC、電気自動車、潜水艦が火災事故を起こしている。Boeing がこれを選んだのは多くのエネルギーを保持できる上に再充電が速いためであり、2007 年に使用許可を得た。Boeing によると故障で発火する最悪の場合でも、飛行中なら煙は客室に届かぬよう電気室から排出され、全ての電池が引火しても狭い範囲に閉じ込めて、旅客や機体を危険に曝さぬよう設計してあるとのことであるが、2度の事故では重要な系統や構造の損傷或いは電気室の火災に繋がる可能性があった。ただ電池だけの問題なら格納して監視を強化するだけで済むかも知れないが、これだけの大きさのリチウム・イオン電池は一旦引火したら、どんな安全装置も役立たないとする専門家もいる。これを諦めてニッケル・カドミ或いは鉛/酸の電池に変えると重量増となることから、この可能性は少ない。なお、今回の事故の原因は電池の特定生産バッチの製造欠陥ではないかとの説もある。

< Bloomberg 2013/1/17 >

- ・NTSB(米国運輸安全委員会)は、2月7日、「焦点となっているリチウム・イオン電池について、原因を究明した上で、認可条件を見直す必要がある。」「30日以内に中間報告書を公表する。」と発表した。

認可条件の見直しに沿って電源系統を設計し直し、FAA から再び承認を得る必要があることから、運航停止の長期化は避けられない情勢である。

<NTSB Press Release 2013/2/7>、<日本経済新聞・ニューヨーク発 2013/2/8 >

## 5. おわりに

### 5.1 現在の技術動向と今後

現在の技術動向の概要を以下に示す。

#### 5.1.1 複合材料及び先進アルミ材

##### (1) Out of Autoclave 成形法：

成形性に優れた真空用プリプレグ (Hexcel 社製、Cytec 社製) 及びリキッドモールド成形の新しい成形法 (Constant Pressure Infusion 成形、Quickstep 成形) を開発し、実機適用に向けて研究中。

##### (2) 熱可塑樹脂複合材：

成形サイクルが短く部品の生産性を上げることが可能であり、熱によって溶融し冷却すれば固化する可逆反応の特性を持っていることから修理面等適用範囲は広い。更に成形温度が低い樹脂の開発、効率的な加工方法の確立等について研究中。

*PEEK 樹脂に代表される熱可塑性樹脂複合材料について、「その特性値はエポキシ樹脂複合材料と比べると層間破壊靱性値 (G1c) は約 10 倍の値、その他については同等であること」「耐熱性についても概ね同等であること」「耐薬品性については優れていること」等から、民間航空機構造用部材に適用可能である。また、Victrex 社製は一次構造材へも適用できるが成形方法の更なる改善が鍵となる。*

##### (3) 三次元複合材：

リキッドモールドイングに適用する強化基材として航空機部品に採用されつつあり、更なる適用拡大のため研究中。

##### (4) アルミ・リチウム合金材：

重量軽減に有効な材料であるが、コスト面、加工面において課題があり、部品への積極的な適用については今後、動向を注視する必要あり。

*熱可塑樹脂複合材について高温物性と耐薬品性、成形コスト低減、必要十分な材料データによる材料認証／プロセス認証等について研究・開発が行われている。*

*第 3 世代アルミ・リチウム合金については、米国アルコア社が精力的に開発を進め、他社に抜きこんでいる。軽量化効果よりも脆さを改善することに重点を置き、取扱い性の良好な材料であることから、技術的には次期大型機に適用できるレベルに達しているが、更なるコスト低減が必要である。*

## 5.1.2 全機レベル技術

### (1) 環境適合技術

- ・ ICAO 環境適合基準の強化及び各地域独自の規制（例：欧州での空港利用において高額な環境税が課される）に対応して、厳しい目標を設定し研究中である。
- ・ 欧州では *Clean Sky* 計画に引き続き、2014年～2020年に3.6Billユーロの予算にて *Clean Sky2* 計画を立ち上げる予定である。

### (a) 空力；

- ・ 機体形状 — 結合翼、尾翼でエンジンを覆う方式等の新コンセプトについて研究中。
- ・ 摩擦抵抗低減 — NLF(Natural Laminar Flow)、HLFC (Hybrid Laminar Flow Control) 等の層流化技術の研究が行われているとともに、ナノレベルの塗料を使って航空機の表面を平滑にして1～2%程度の抵抗低減、燃料節約に成功している。低減率は小さいが搭載燃料重量が大きいので運航費低減への貢献大。
- ・ 誘導抵抗低減 — 様々なタイプのウイングレットが研究され実用化されている。特許の適用範囲をめぐって訴訟に発展したケースもある。なお、この究極の延長上に前述の結合翼がある。
- ・ 揚力抵抗比向上 — NASA が X-48B を使って BWB を研究中。さらに、低騒音化を狙って X-48C の計画あり。
- ・ 自然層流翼の設計及び光沢剤の塗布を除いて、他の手法は、抵抗低減によって得られる燃費改善、飛行性能向上等のメリットがアクティブ動作に必要なエネルギー、これらの手法の適用費用、維持費用等のネガティブ面を凌駕するまでに技術が成熟していないことから実用化までには至っていない。
- ・ 誘導抵抗低減として、翼端空力形状（ウイングレット、シャークレット等）について各社が競って開発を進めているところであるが、いずれも類似形状になる傾向にあることから、他社の特許を侵害しない範囲にて解を見出すとの制約が課せられている。

### (b) 装備システム

- ・ 小型・軽量化、省エネルギー化、脱油圧・電氣化等の技術革新が進行しており、実機に適用され始めている。

- ・ 電動タクシングシステムについては数タイプの方式が開発されており、いずれも実用段階に達した。

(c) 構造

- ・ EMI 対策として Carbon nanotube を複合材と組み合わせて使う動きあり。
- ・ EADS 関連会社と Boeing 社は、正弦波形状スパーを取り入れた複合材実証構造体を真空一体成形により製造する技術を開発した。

(d) エンジン技術

- ・ エンジンの燃料消費低減対策として、ファンエンジンの一層の高バイパス比化が主流となり、P&W は歯車にてファンの回転数を遅くした GTF エンジンの実用化を進め、GE 社、RR 社はファンケースを取り除き低速でブレードを回転させる Open Rotor エンジンの開発を進めている。
- ・ RR 社が、複合材ファンブレード開発中である。ファンケースを複合材製にすることが可能になるとの 2 次的効果により、大幅に重量を軽減できる。

(2) 飛行安全技術

(a) 飛行制御

NASA では、Integrated Resilient Aircraft Control プロジェクトにて、故障・異常状態に陥った機体を安全に帰投させるための飛行制御について、F/A-18 を実証機として研究されている。制御則の種類は、NDI (Nonlinear Dynamic Inversion)、MRAC (Model Reference Adaptive Control) 及びこの 2 つの融合である。設計の妥当性については、飛行試験、地上シミュレーション試験によって実証されているが、現時点では、基本的な試験のみを実施しているにすぎないので、更に、今後の研究動向を注視する必要がある。

NASA はこの研究成果を民間機に適用する意向であるが、異常状態、例えば、操縦舵面の破損した場合に飛行制御によって安全な飛行を確保するとの考えが、各国の耐空性審査当局のこれまでの方針と調和するのかが問題 (\*) であり、今後、注視していく。

(\*) 「故障・異常状態に陥ったあと対処する」のではなく、当該構成品の信頼性を高めることを目指すべきではないか。

(b) 装備システム

- ・ ヒューマンエラー減少の一環として、Synthetic Vision System の革新化が進展しており、耐空性審査当局は後追いで承認している。

- ・シングル・パイロット化に向けて、まず、貨物機にて「1 搭乗操縦士+1 地上遠隔操縦士」を試行する動きあり。
- ・着陸時、オーバーランによる事故が増加傾向にあることから、着陸復行の決断、ブレーキ・逆推力の使用要否等に関してパイロットに情報を提供するシステムを、Airbus 社は開発済み、Boeing 社、Embraer 社は開発中である。

#### (c) 構造

- ・米国ではヘルスマonitoring技術を実機にて実証中であり、欧州ではスマートヘルスマonitoringシステムを研究中である。
- ・欧州にて、光ファイバー、超音波、音響を用いた「統合ヘルスマonitoringシステム」について飛行実証中である。
- ・米国にて、CNT (Carbon nanotube) を混入した感歪塗料の開発により構造体全体の健全性が容易に確認できることとなった。

#### 5.1.3 新エネルギー技術

- ・バイオ燃料が実運用に使用され始めている。電気推進については小型機にて実証中。
- ・ドイツでバイオ燃料を使って6か月間のテスト運航を行い、通常運航上問題無いことを確認した。
- ・IHI が(食料と競合しない)藻類バイオ燃料を開発しており、2016年以降、事業化に乗り出す。

#### 5.1.4 製品開発計画

- ・亜音速ジェット機市場では、Boeing 社、Airbus 社、Bombardier 社、Embraer 社の主要4社は現状の占有市場の確保・拡大に向けて、ロシアメーカ、中国メーカは巨大な国内市場を自国の開発機で占有することを目指して中・小型機を開発中。更に、インドも同様の意図にて90席リージョナルジェット機を開発を計画している。ターボプロップ機市場では、先行のATR 社、Bombardier 社の2社に対して、中国メーカ、韓国メーカが90席クラス機市場への参入を窺っている。
- ・Seat-Mile コストの観点から、エアラインは one size up の機体を購入する方向であり、メーカの開発・製造計画もこれに沿っている。

(例)

125~140 席クラス	→ 160~180 席クラス
110 席クラス以下	→ 120 席以上クラス (高効率エンジンの採用)

70 席クラス, 90 席クラス→ 100 席クラス

(以上、ジェット機)

70 席クラスジェット機 → 70 席ターボプロップ機

- ・欧米各国で次期超音速機の開発に向けて精力的に研究がなされており、「2020 年頃までに *Supersonic Business Jet* を開発し、続いて 2030~2035 年頃に大型 SST を実現させる。ここで、最優先課題はソニックブームの許容値を合理的に設定し、それをクリアする技術を確立することが必要である」との共通認識である。

#### 5.1.5 実機の不適合事例

- ・ *Airbus* 機、*Boeing* 機にて想定外の亀裂進展が見られる。原因は製造工程における不適合、湿潤環境下での腐食等である。
- ・ *B787* バッテリー不適合について、*NTSB* が、「リチウムイオン電池の認可条件を見直す」と公表していることから、再設計、再受審が必要となる故、運航停止が長期化する可能性が大である。

#### < 5.1.1 項の注記：複合材と金属 >

*Alcoa* 社から「複合材は本当に将来の主流の構造材となるのか。」との見解が示されている。

- ・ 全般見直し

##### — 金属構造設計基準

過去何十年もかけて開発設定

##### — 複合材構造

今は上記の金属基準に従っている。複合材の特徴を生かした最適な設計とする必要あり。これには膨大な試験データの取得要。

- 新アルミ - リチウム合金によって、複合材よりも重量 10% 減、生産コスト 30% 減とできる。

第 3 世代アルミ - リチウム合金 ;

耐腐食性、疲労強度に優れて、翼の高応力外板への適用、高湿度実現について複合材に匹敵。

- 狭胴機 : 1 日 8~10 回も離着陸、地上機材との接触機会が多く、金属構造が適切。

- *Airbus* + *Boeing* の月産 40 機体制が複合材供給網で構築できるか。金属材では可能。

< AW 2011/7/18 >

- Alcoa-Embraer 技術提携  
高性能金属胴体/主翼の開発につき、Embraer 社と技術提携。  
    < Speed News 2011/11/21 >
- 次世代アルミ - リチウム合金  
Alcoa 社が、複合材よりも軽量で、低コスト製造が可能な次世代のアルミ - リチウム合金の薄板、厚板、鍛造材、引抜材を開発。  
短距離機への適用に関して、複合材より優れている。居住性（高与圧、高湿度、大きい窓）も向上。  
    < FG 2011/5/31 >
- ATR のターボプロップ機  
ターボプロップ機 ATR-600 の後継機（90 席仕様）の胴体材料について、複合材、金属の両面から評価した結果、金属を採用。

## 5.2 装備システムメーカーについて

### 5.2.1 現状

民間機開発において、環境適合性、安全性、性能、経済性等のニーズを満たすために、装備システムについては、5.1.2 項に示す通り、小型・軽量化、省エネルギー化、脱油圧・電気化等の技術革新が進行している。ここで、欧米の装備品メーカーは、下記に示すサイクルにより、技術力の優位を保持し続けている。

- （1 a：豊富な開発経験により技術力（性能、コスト、製品納入可能時期の総合能力）が高い）
- +（1 b：企業合併・買収を通して、自社の業務範囲を拡げ、開発・量産の変動に対応できる柔軟な組織と最適な製品の組み合わせを創出）
- >（2：受注競争を優位に進めて、全世界の民間機及び軍用機の開発に参画）
- >（3：売り上げ・利益一増大）
- >（4：専門家を多く抱えて、分業を進展させ、個々の研究費を増やすことが可能となり、技術力向上）——>（1 a）

これに対して我が国のメーカーも各社が得意とする分野にて技術力を高め、海外市場への参入を成し遂げている。例えば、B787、A380 の開発においては、下記の通り。

#### B787

ナブテスコ：配電装置

住友精密：APU オイルクーラー

多摩川精機：角度検出センサー  
ジャムコ：ラバトリー、ギャレー  
パナソニック・アビオニクス：客室サービスシステム、機内娯楽装置  
ブリジストン：タイヤ

<以上、日本航空宇宙工業会調査による。納入先は不明>

#### A380

住友精密：脚部品  
ジャムコ：ギャレー  
パナソニック・アビオニクス：機内娯楽装置  
ブリジストン：脚用タイヤ  
横浜ゴム：貯水タンク、浄化槽タンク、新型プリプレグ  
横河電機：LCD システム  
小糸工業：座席  
カシオ計算機：LCD システムの液晶  
コミー：手荷物棚ミラー

<以上、日本航空宇宙工業会調査による。納入先は不明>

いずれも、リスクシェアリングパートナーとして、付加価値の高いシステムへの参入はない。これは国内の独自開発機においても同様であり、Parker Aerospace、Hamilton Sundstrand、Rockwell Collins 等の海外メーカーが主要システムのサプライヤーとなっている。

#### 5.2.2 現状に至る背景

前項に示す(1a+1b) → (2) → (3) → (4) → (1) のサイクルを繰り返して、結果として、装備システムメーカー群は寡占化に向かっている。即ち、10社程度の巨大システムメーカー(Tier1:最大手メーカーの年間売り上げ1.2兆円規模)が、機体メーカー(TC holder)に主要システムを納入している状態となっている。

これに対して、我が国の装備品メーカーが航空機分野に積極的に資源を集中投入し難い理由は下記の通り。

- ・ 航空機装備品固有の特徴
  - 長期間に渡る研究開発・投資回収となる。
  - 複雑かつ労力を要する実証・認定プロセスをクリアする必要あり。
  - 厳格な品質管理・製造トレーサビリティを要求される。
  - 長期間のサポート体制管理を要する。
- ・ 市場(特に国内)の規模が限定的(自動車産業の1/100以下の生産量)で大企業には魅力不足であり、中小企業にはチャレンジングである。

- ・ 機体メーカー (TC holder) はリソース制約により各種マネージを Tier 1 に装備システムのインテグレーションを任せたいと考えている。
  - 技術を持った国内企業は先ず世界での飛躍が必要である。

### 5.2.3 国内装備品メーカーの今後の展開

「機体メーカー (TC holder) にとっては開発機会は少ないが、装備システムメーカーは、世界中の開発機によってビジネスチャンスを与えられていること」、及び「装備品は航空機産業の約 60% (製造コストベース) を占めていること」から、今後、この市場に積極的に参入していくべきである。この状況下にあつて、今後の展開として、遠い将来においては下記の B を指向することを念頭に、現実的には A とならざるを得ない。着実にこれを実行し、漸次、市場を拡大していくべきである。

なお、「A からの現実的な発展」及び「A から B へのステップアップ」に関わる具体的な構想については、今後検討していく必要がある。

- A : 欧米の巨大装備システムメーカー (Tier 1) に、得意とする部品を供給する。但し、長期的リーディング・プロジェクトが継続的に存在することが必要。なお、技術革新があれば不連続な飛躍のチャンスの可能性あり。
- B : 主要な装備システム (例 : 操縦システム、フライトデッキ等) に必要な複数の要素技術の各々を得意とするメーカーが合併して、欧米の Tier 1 に近い装備システムメーカーを興し、先行メーカーの市場に参入していく。





---

平成24年度 航空機関連技術動向調査  
報告書

平成25年3月

製作発行: 社団法人中部航空宇宙技術センター  
協力: 中菱エンジニアリング株式会社

---