日機連２０高度化－１１

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

平成２１年３月

社団法人　日 本 機 械 工 業 連 合 会
財団法人　次世代金属・複合材料研究開発協会

この事業は、競輪の補助金を受けて実施したものです。
http://ringring-keirin.jp/

序

我が国機械工業における技術開発は、戦後、既存技術の改良改善に注力することから始まり、やがて独自の技術・製品開発へと進化し、近年では、科学分野にも多大な実績をあげるまでになってきております。

しかしながら世界的なメガコンペティションの進展に伴い、中国を始めとするアジア近隣諸国の工業化の進展と技術レベルの向上、さらにはロシア、インドなどＢＲＩＣｓ諸国の追い上げがめざましい中で、我が国機械工業は生産拠点の海外移転による空洞化問題が進み、技術・ものづくり立国を標榜する我が国の産業技術力の弱体化など将来に対する懸念が台頭してきております。

これらの国内外の動向に起因する諸課題に加え、環境問題、少子高齢化社会対策等、今後解決を迫られる課題も山積しており、この課題の解決に向けて、従来にも増してますます技術開発に対する期待は高まっており、機械業界をあげて取り組む必要に迫られております。

これからのグローバルな技術開発競争の中で、我が国が勝ち残ってゆくためにはこの力をさらに発展させて、新しいコンセプトの提唱やブレークスルーにつながる独創的な成果を挙げ、世界をリードする技術大国を目指してゆく必要があります。幸い機械工業の各企業における研究開発、技術開発にかける意気込みにかげりはなく、方向を見極め、ねらいを定めた開発により、今後大きな成果につながるものと確信いたしております。

こうした背景に鑑み、弊会では機械工業に係わる技術開発動向調査等のテーマの一つとして財団法人　次世代金属・複合材料研究開発協会に「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」を調査委託いたしました。本報告書は、この研究成果であり、関係各位のご参考に寄与すれば幸甚です。

平成２１年３月

社団法人　日本機械工業連合会
会　長　　金　井　　務

はしがき

航空機の機体材料分野では、現在欧米で開発が進んでいるボーイング 787 やエアバス A350XWB、また日本で開発中の MRJ に見られるように、大幅な樹脂系複合材料の適用を図る急激な変化が起こっています。その結果として、軽量化による環境負荷の低減、居住性の向上、メインテナンス性の向上などが期待されています。

その動向は地上での輸送機器へも波及し、持続可能な社会の構築への貢献を目指し、自動車を代表とする一般車両への適用を目指した研究開発が進んでいます。このような樹脂系複合材料の適用拡大は、今後種々の産業分野で一層顕著になってゆくものと考えます。

樹脂系複合材料は繊維とマトリックス樹脂で構成されますが、繊維の種類や量、また樹脂の種類によって非常に広範囲の製造方法と製品特性とを有しています。これら樹脂系複合材料のさまざまな特性を上手く応用し、効果的に使い分けて活用していくことが、今後の航空機や自動車産業のみならず機械工業分野全般で、日本が世界に対して競争力を維持、向上していくための課題と考え、平成１９年度は、熱可塑性樹脂特性、熱可塑性樹脂複合材料特性、航空機、自動車、船舶、風力発電等への適用状況等幅広い調査を実施し、その結果、航空機用の複合材料に炭素繊維を世界に対しトップシェアで供給し続けるわが国こそ、この分野における組織的・系統的・抜本的な研究開発を行うべきとの提言をまとめました。

そこで、本調査研究では、こうした前年度の調査結果をふまえ、とりわけ航空機用途を目指した最新の熱可塑性樹脂複合材料の技術動向について、国内および欧米の最近の素材や成形、製品化技術の開発動向、複合材料としての材料特性や構造部材としての適用技術、航空機としての認証取得の考え方などを調査し、現状を把握した上で、わが国の強みを生かしつつ今後さらに克服すべき技術課題の抽出を図るとともに、航空機分野への適用を目指した開発目標の設定を行いました。

本調査報告書は、財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会（RIMCOF）が、社団法人日本機械工業連合会から委託された、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」に対して、日本の代表的な輸送機器メーカー、複合材料メーカーおよび有識者からなる調査委員会での調査および検討の成果を取り纏めたものです。

本報告書が、今後の企業、研究機関、政府等での、今後の材料適用計画や開発計画、施策に対し、広く利用していただければ幸いです。

平成２１年３月

財団法人　次世代金属・複合材料研究開発協会

理事長　　大橋　忠晴

目　　次

事業運営組織

総　論

序　章

１．背景と目的 ･･･ １

２．調査研究体制･･･ １

３．調査研究項目・スケジュール･････････････････････････････････････ ２

各　論

第１章　航空機への適用部品･･･ ３

第２章　航空機部品への適用材料･････････････････････････････････････ ２０

第３章　航空機部品製造に関する調査･････････････････････････････････ ３６

第４章　航空機部品適用までの方法･･････････････････････････････････ ４９

第５章　海外現地調査結果･･･ ５９

第６章　まとめ ･･･ ７８

Appendix･･８２

事業運営組織

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
熱可塑性樹脂複合材料調査委員会

氏名		所属団体名
委員長	高橋　淳	国立大学法人東京大学　大学院工学系研究科 システム創成学専攻　教授
委　員	鵜沢　潔	国立大学法人東京大学　大学院工学系研究科 システム創成学専攻　特任准教授
委　員	水野　宏	三菱重工業株式会社　名古屋航空宇宙システム製作所 研究部　複合材・化学研究課　主任
委　員	濵本　貴也	川崎重工業株式会社　航空宇宙カンパニー　技術本部 研究部　材料技術課　主事
委　員	中島　正憲	富士重工業株式会社　航空宇宙カンパニー 研究部　材料研究課　課長
委　員	橋本　貴史	東レ株式会社　複合材料研究所　主任研究員
委　員	金子　学	三菱レイヨン株式会社　複合材料開発センター 主任研究員
委　員	石渡　豊明	東邦テナックス株式会社　開発研究所 プリプレグ・樹脂技術開発室　室長
委　員	古挽　彰	株式会社 IHI　技術開発本部　生産技術センター 生産技術開発部　材料加工技術グループ
委　員	菊池　哲夫	新明和工業株式会社　航空機事業部 生産技術部　複合材部品グループ　グループ長
事務局	伊牟田　守	財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会 複合材料技術部　部長
事務局	榎本　清志	財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会 複合材料技術部　主幹研究員
事務局	小粥　晃司	財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会 複合材料技術部　主幹研究員
事務局	嶋岡　誠	財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会 複合材料技術部　主幹研究員

序　章

１．背景と目的

近年、航空機等の輸送機器に適用される樹脂系複合材料のマトリックス樹脂として、高靭性、リサイクル性、量産性等の特長を有すると共に従来の技術課題であったプリプレグ製造性、成形性を改善する技術が開発されつつある熱可塑性樹脂複合材料が注目されている。

本調査研究では、平成１９年度調査結果をふまえ、航空機用途を目指した最新の材料技術開発動向および成形設備等の課題を把握した。具体的には、マトリックス樹脂、プリプレグ等の素材技術、構造部材適用技術および熱可塑樹脂複合材料およびこれを適用した構造に対する認定取得の考え方、成形に必要な装置等について、現状を調査した上で今後さらに克服すべき技術課題の抽出、開発目標設定を行った。

２．調査研究体制

産学の学識経験者による「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委員会」を設立し、航空機分野を主な対象として、熱可塑性樹脂複合材料について以下の内容に関する技術動向調査を実施した。

３．調査研究項目・スケジュール

（１）　素材技術動向に関する調査研究

熱可塑性樹脂複合材料は、自動車その他の産業分野への適用拡大に伴って、樹脂特性の改良・開発、プリプレグ等の素材、及び部材製造技術について進展がみられる。これら熱可塑性樹脂素材技術の開発動向､及び部材化等の複合化技術の開発動向について調査した。

（２）　航空機部品用材料開発に関する調査研究

複合材料は樹脂、繊維形態、成形プロセス等の違いによって、その材料特性が変化し、適用対象も異なってくる。それらの材料特性を応用し、航空機部品に最適化された材料開発について技術課題の抽出、開発目標設定を行った。

（３）　航空機部品への製造設備に関する調査研究

熱可塑性樹脂複合材料は、生産性や製品性能の向上を目指し、成形技術や製造設備技術が大幅な向上を見せている。航空機部品に対して、これらの技術を応用し、製品化を実現するための課題、及び最新の技術動向を調査した。

（４）　航空機部品への適用技術に関する調査研究

熱可塑性樹脂複合材料を航空機へ適用するために必須となる材料や構造の品質・性能の実証や認証取得の方法を、実績を積みつつある欧州の現状を中心に理解すべく、エアバス社等の訪問調査を行った。また、欧州における材料開発の状況、航空機部品等への適用・開発状況を調査すべく、欧州訪問調査を実施した。

（５）スケジュール

半期別・月別 項　目	下半期				
	平成２０年／１１	１２	平成２１年／１	２	３
①素材技術動向に関する調査研究	→	→	→		
②航空機部品用材料開発に関する調査研究	→	→	→		
③航空機部品への製造設備に関する調査研究	→	→	→		
④航空機部品への適用技術に関する調査研究	→	→	→		
⑤委員会の開催		○	○	○	
⑥報告書の作成・公表			→	→	→

第１章　航空機への適用部品

１．１　航空機機体構造への適用事例

1980 年代から熱可塑性樹脂複合材料の研究が進められてきたが、1990 年代より欧州を中心として航空機部品への製品化が進められてきた。表 1.1-1 に熱可塑性樹脂複合材料が適用されている部位と繊維、樹脂を示すが、欧州の機体への採用が米国製の機体への採用よりも圧倒的に多いのが現状である。

表 1.1-1　熱可塑性樹脂複合材料部品の適用部位

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

使用されている熱可塑性樹脂は、PPS、PEI が多く耐熱性に優れるが高コストである PEEK はその適用が少ないものとなっている。

最近のエアバス社の説明 [2] 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（press-forming）による成形であるといわれている。

１．２　複合材料適用部位の検討

1.2.1 材料特性面からの検討

熱可塑性樹脂複合材料は熱硬化性樹脂複合材料に対して、高い靭性を発現できる点と成形温度は高いが短時間で成形できる（図 1.2.1-1 参照）点が主要なメリットとして上げられる。高靭性、つまり衝撃後圧縮強度（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に寄与し、成形時間が短いのはハイサイクル生産の実現と単位時間当たり生産性を高めることが出来ることからコスト低減に寄与する。

加えて、熱可塑性樹脂複合材料はマトリックス樹脂の吸湿率が小さいことから熱硬化性樹脂複合材料に比べて、高い HOT/WET 特性が得られ航空機構造部材の軽量化に繋がり、生産工程で材料の冷凍保管を不要とする点からコスト低減に繋がる可能性を有する。

従って、高靭性、ハイサイクル成形等の利点を発揮できる部位に適用することが有利である。

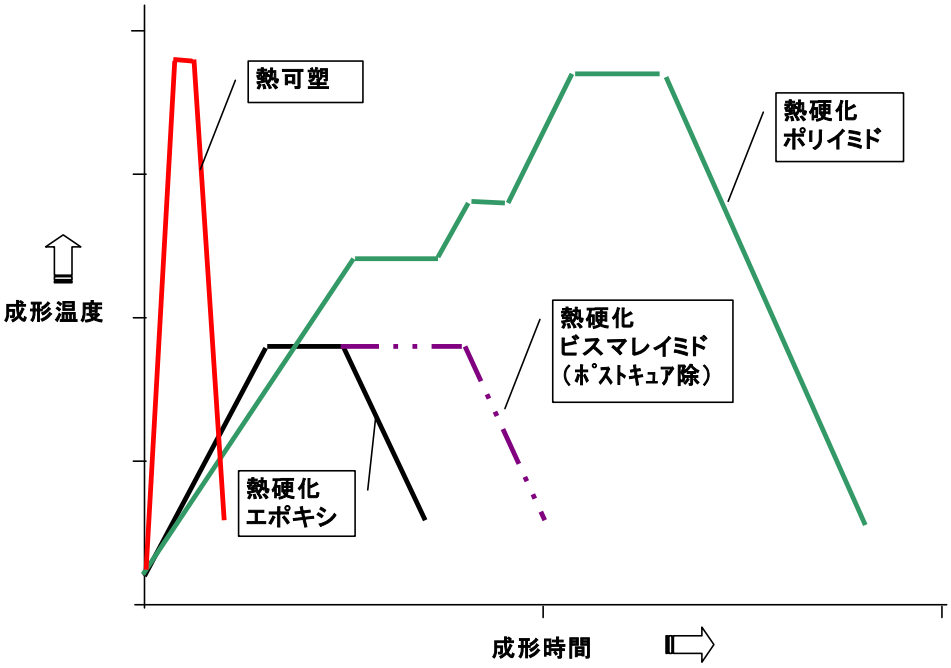


図 1.2.1-1　各種樹脂系複合材料の成形条件

1.2.2 繊維、マトリックス樹脂面からの検討

航空機機体構造（エンジン周りを除く）の耐熱要求は、真夏の炎天下で駐機中に機体表面温度が約 80℃程度なり、巡航高度の約 1 万ｍ付近では約-55℃程度になるため、その間の温度領域での運航条件に応じた必要とされる力学的な特性を保証できることが必要となる。部材の強度・剛性面から強化繊維は連続した炭素繊維が軽量化に最も寄与でき、その強化繊維の特性を効率良く発現させる耐熱性、弾性率、靭性（伸び）などの特性を有するマトリックス樹脂が必要となってくる。

オランダのデルフト大学では航空機主構造部材にマトリックス樹脂に PPS、PEEK を用いた熱可塑性樹脂複合材料を適用するため、幅広い温度範囲での温度影響の評価（Ｔｇ-使用温度-熱変形温度の関係把握）[1)]を行っている。

特に PPS のように Tg（約 88℃）と使用温度（約 80℃）が接近しているマトリックス樹

脂を選択する場合には、このような温度影響の詳細評価が重要な位置付けとなるものと考えられる。

1.2.2 項参考文献

1) D.R.MEYER,H.E.N.BERSEE,A.BEUKERS, “Temperature effect on reinforced thermoplastic composites for primary aircraft structure applications”,49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference
 16t 7-10 April 2008, Schaumburg, IL

2)Appendix 1 エアバス調査結果の概要

1.2.3 成形設備面からの検討

熱可塑性樹脂複合材料の成形品形態と成形品サイズをパラメータとした成形手法の一般的な関係を、筆者が収集した情報を基に整理した図を図 1.2.3-1 に示す。適用される材料、部材の形態、求められる性能、生産性等を考慮して適切な成形法を選択する必要がある。

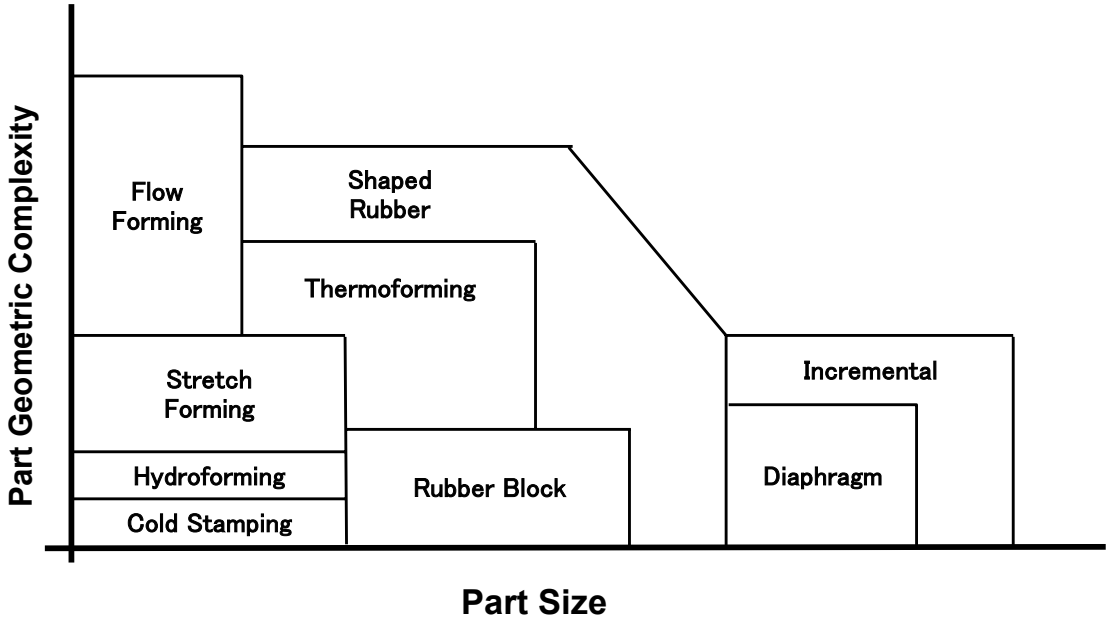


図 1.2.3-1　成形品形態と成形サイズをパラメータとした成形手法の関係

1.2.4 二次加工面からの検討

熱可塑性樹脂複合材料で成形された部品を二次加工する場合の組み立て方法として、融着（welding）があげられる。これは熱可塑性樹脂が加熱により溶融する特徴を利用したものであり、機械的な結合の場合にはボルトやリベットによる荷重伝達が行われるが、融着では接着面による荷重伝達が行われる。融着によるメリットは、孔明け作業による強化繊維の損傷という問題がないこと、高価なファスナーを必要としないこと、重量軽減につながることである。

融着の種類は部品を加熱する方法により分別された次の 3 つの方法がよく知られている。（1）部品間に加熱体と呼ばれるものを挟み込み、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抵抗融着（resistance welding)と呼ばれる手法である。（2）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する誘導接着（induction welding）

と呼ばれる手法がある。（３）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超音波融着（ultrasonic welding）である。

部品同士を融着する上で重要な融着部位への加圧であるが、平板同士の融着ではプレス機が適用される。部分的な融着ではチューブと空気圧が利用されることが多い。

抵抗融着では、加熱体を部品間の融着面に挟み込むだけでよく、融着部位へのアクセス性が優れているため、融着時の加圧がかけやすいという利点がある。そのため接着部位の品質を安定させることが図れ、融着技術の中では抵抗融着が最もよく適用されている。

熱可塑性樹脂複合材料の孔明け加工やトリム作業は、基本的には熱硬化性樹脂複合材料と大差はない。ただし樹脂の特性上、加工中に発熱を伴う場合には樹脂が軟化してしまうため所定の孔径や形状の確保が出来なくなる。孔明け加工を例にとると、熱硬化性樹脂複合材料に孔を明けるときよりも低い回転数でドリルを使用し発熱を抑える、といった工夫が必要である。

１．３　最近の研究事例

1.3.1 エアバス社調査結果

熱可塑性樹脂複合材料の部品を積極的に採用しているエアバス社に対して、今後の動向を確認すべく、聞き取り調査を実施した。

調査の目的は、（１）熱可塑性樹脂複合材料を積極的に採用している理由、（２）熱可塑性樹脂複合材料を採用する場合の設計クライテリアや耐空性証明についてのエアバスの考え、（３）熱可塑性樹脂複合材料の認定取得のアプローチ、である。

⑴熱可塑性樹脂複合材料の適用状況

PPS は 2 次構造部品のみであるが多数実用化されており、現在では約 1500 点の部品に採用されている。そのうち、800 点がプレス成形（press-forming）により製作されている。PEEK は耐熱性が高いため、1 次構造部品への適用が検討されている。民間機への適用はまだされていないが、A400M のコクピットエリア（フロアビーム・フロアパネル）に採用されている。

⑵熱可塑性樹脂複合材料の長所および短所

表 1.3.1-1 に熱可塑性樹脂複合材料の長所と短所を示す。熱可塑性樹脂複合材料を採用することにより、オートクレーブや冷凍庫などの設備が不要になり運用費が削減できる。また損傷時には加熱することでリペアが容易になることに期待が寄せられる。ただし修理については、工場内での修理は問題ないが運用時での修理の点では検討が進んでいない。

また問題点としては、耐熱性と加工性が反比例することや、耐熱性の求められる 1 次構造部品では現段階では高価な PEEK しか選択肢がないことなどが上げられる。またクリープについての懸念はあるが、現在採用中の J-nose についてクリープによる変形の事例の報告はない。

表 1.3.1-1　熱可塑性樹脂の長所・短所

長所	短所
加工コストが低い	航空機に適用可能な種類が少ない
熱サイクルが短い	価格が高い
耐衝撃性および FST 特性が良い	加工温度が高い(～400℃) (PEEK)
保管設備が不要	プリプレグが曲げにくい
リサイクル性が良い	耐熱性が低い(PPS)
リペアが容易	クリープが生じる

(3)航空局の認定について

現行の認定基準は熱硬化性樹脂複合材料を想定しているため、そのまま適用すると認定取得は困難である。そのため現在は適用される部位ごとに運用環境設計基準を設定し、試験による実証を通じて認定を取得している。

(4)今後の展開

1 次構造部品用の樹脂として、PPS と PEEK の中間の耐熱性を持つ PPS+の開発が行われている。A350XWB 以降の機体において、1 次構造部品に広く使用できるように、EADS が中心となって ATL や AFP 装置による製造の研究開発が行われており、2015~2020 年をゴールとしている。

1. 3. 2 欧州における開発状況

(1)ALCAS

欧州では、19 カ国 60 機関が参画する ALCAS（Advanced Low Cost Aircraft Structures）が 2005 年－2009 年の 5 年間の計画（図 1.3.2-1 参照）で進められている [1)2)]。

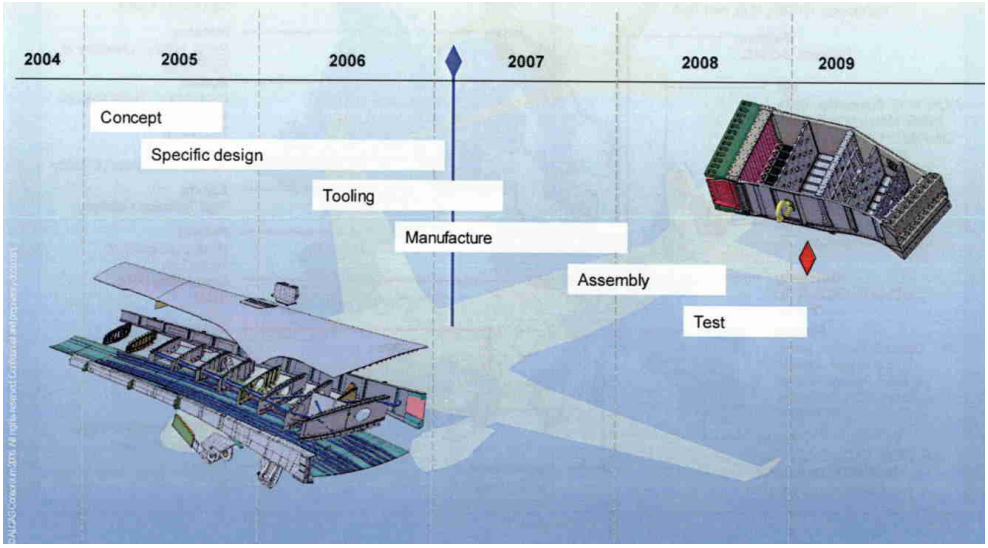


図 1.3.2-1　ALCAS 開発スケジュール

このプログラムは、次の４テーマについて行われている。

①Airliner Wing

②Airliner Fuselage

③Business Jet Wing

④Business Jet Fuselage

Airliner は、Recurring Cost を上昇させることなく 20%の重量軽減を達成することを目標に、Business Jet は、20-30%の Recurring Cost 低減と 10%の重量軽減を目標としている。

Airliner Wig は、Lateral Wing と Center Box で構成されている。図 1.3.2-2 に Lateral Wing の構成を示すが、外板やスパー等の部材は熱硬化性樹脂複合材料で ATL(Automated Tape Layup)、RTM(Resin Transfer Molding)等の各種成形法で開発が進められている。図 1.3.2-3 に Rib の構成と各種成形法を示すが、熱可塑性樹脂複合材料は、翼端側のリブで評価されている。

この熱可塑性樹脂複合材料のリブ成形開発は、Eire Composites 社（アイルランド）が担当して実施されている。

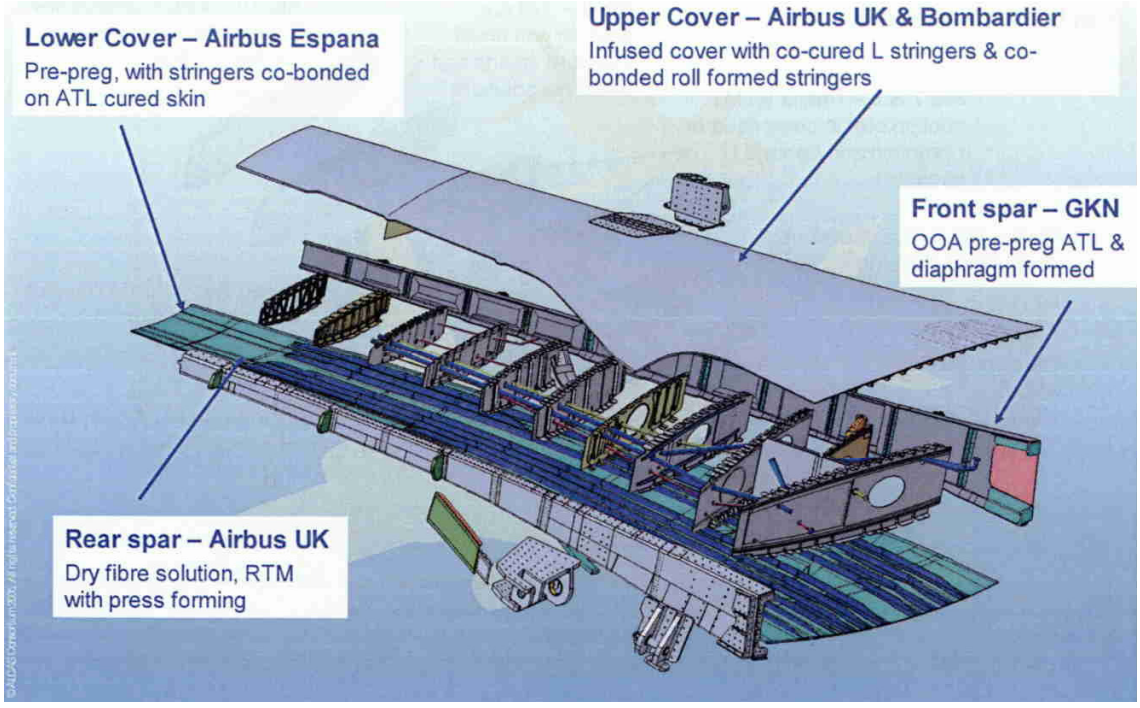


図 1.3.2-2　Airliner Wing 構成部材と成形法

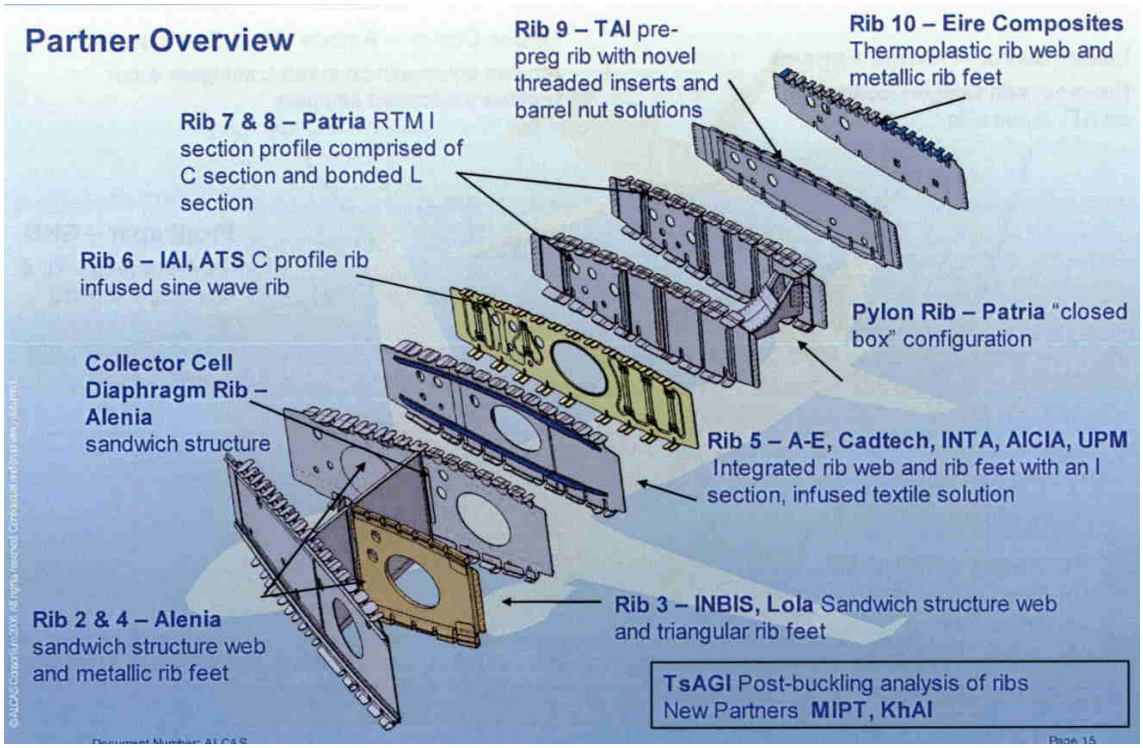


図 1.3.2-3　各種リブ部材と成形法

Business Jet Wing は、図 1.3.2-4 に示すとおり、４つのチームで４種類のコンセプトで開発が進められ、その内の１チームで、上・下面外板共に熱可塑性樹脂複合材料（下面外板は４チーム共に熱可塑性樹脂複合材料）による主翼を開発している。スパー・リブは RTM で、上面外板は AFP（Automated Fiber Placement）成形法によるものである。

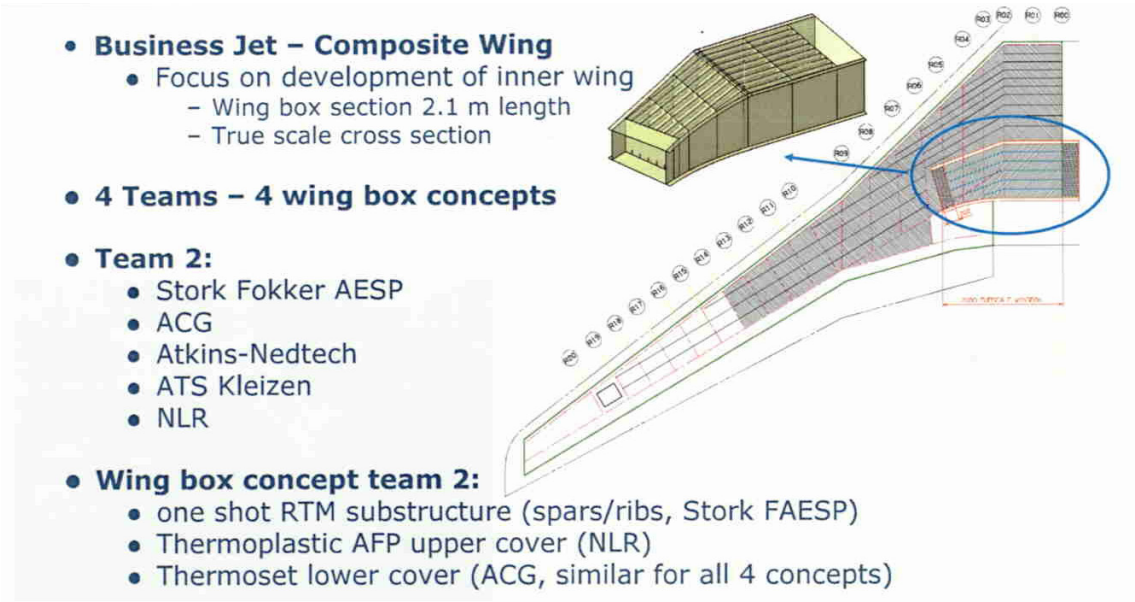


図 1.3.2-4　　Business Jet Composite Wing

材料と成形性の研究が行われている。

①材料は図 1.3.2-5 に示す通り、PPS、PEKK は DS グレードと FC グレードおよび PEEK である。一方向 PPS 材料は、Affordable でプロセスウィンドウが広いが、靭性に制限があり、マイクロクラッキングに敏感であるとの評価がなされている。

図 1.3.2-5　各種熱可塑性樹脂複合材料の成形性評価（１）

②PEKK と PEEK は図 1.3.2-6 に示す通り、やや高価であるが、優れた靭性と力学的特性を有する。PEKK の DS グレードは、溶融温度が低いため幅広いプロセスウィンドウが得られ、AFP 成形でのリスクを軽減させるが、ゆっくり結晶化することから力学的特性への影響を及ぼす。PEKK の FC グレードと PEEK はプロセスウィンドウが狭いため、AFP 成形にリスクがある。結晶化は速いとの評価がなされている。

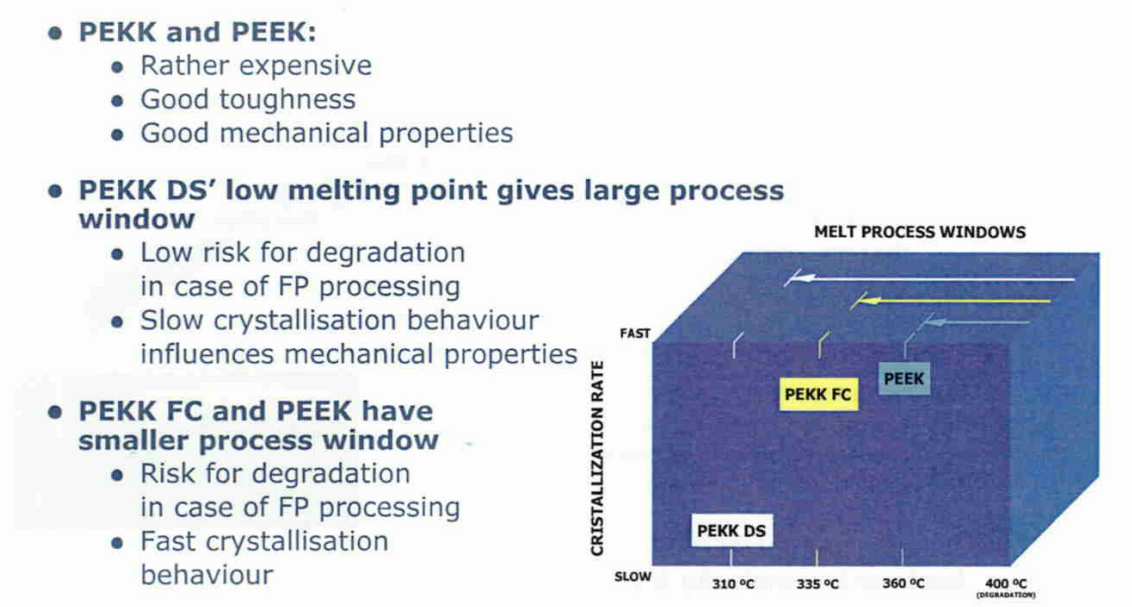


図 1.3.2-6　各種熱可塑性樹脂複合材料の成形性評価（２）

③成形法の研究としては、AFP で成形硬化した部品を融着して一体成形する方法、AFP で半硬化させた成形品をオートクレーブで一体成形する方法および AFP で成形硬化した部品をオートクレーブで接着硬化して一体成形する方法の３種類の成形方法について評価している。

④AFP で成形硬化した部品を融着して一体成形する方法

材料としては PEKK の FC グレードまたは PEEK を用いて評価。外板とストリンガーを別々に成形し、融着で一体化。この技術は平板でかつ一定板厚の単純形状においては、技術的に確立しているが、曲面部材においては融着部の品質に疑問があり、AFP による複曲面部位での積層速度が遅くなるなどの課題があり、技術的にまだ成熟の域に達していない。

従って、ALCAS のプログラムでは採用しなかったとされている（図 1.3.2-7 参照）。

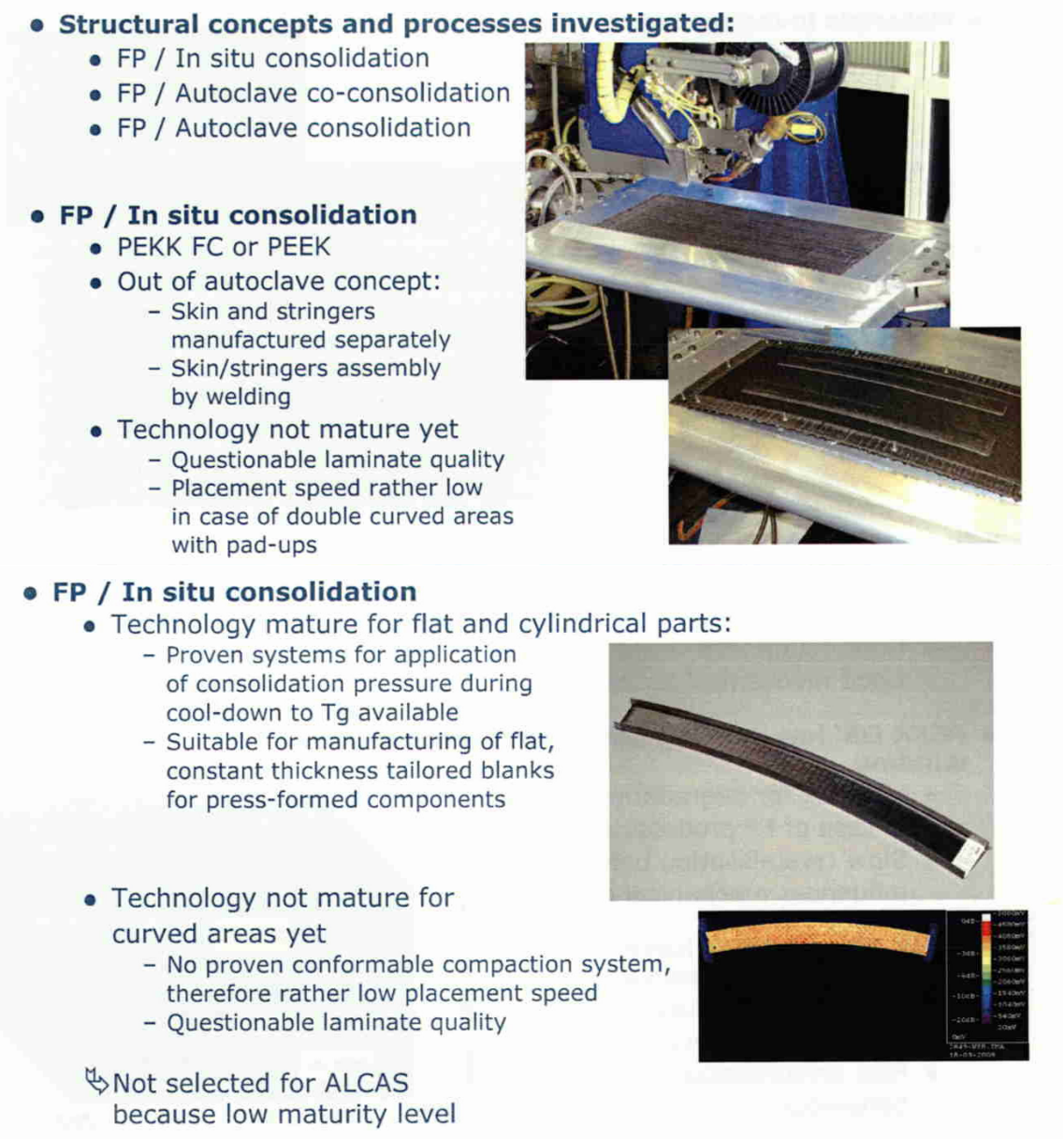


図 1.3.2-7　AFP で成形硬化した部品を融着して一体成形する方法

⑤AFP で半硬化させた成形品をオートクレーブで一体成形する方法

材料としては PEKK の DS グレードを用いて評価。外板、ストリンガーを AFP で別々に半硬化状態に成形し、オートクレーブで一体成形硬化する手法である。この成形法は、耐雷手法のとの一体化が容易である、大きな部材にも対応可能である、AFP の高速積層が可能であるなどが利点として挙げられているが、技術的なリスクが高い、成形治具が高価な点が不利な点として挙げられ、ALCAS では採用されなかった（図 1.3.2-8 参照）

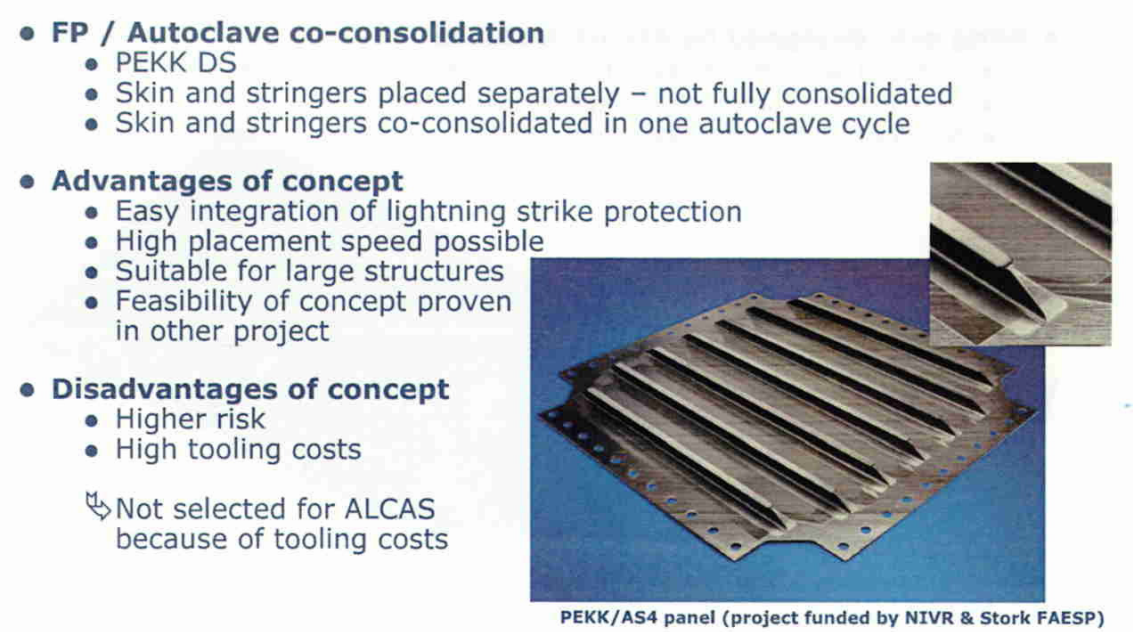


図 1.3.2-8　AFP で半硬化させた成形品をオートクレーブで一体成形する方法

⑥AFP で成形硬化した部品をオートクレーブで接着硬化して一体成形する方法

材料としては、PEKK の DS グレードを用いて評価。外板、ストリンガーを AFP で別々に硬化状態に成形し、オートクレーブで接着剤（FM300K）を適用して接着硬化する手法である。この成形法は、前記の成形法と同様に耐雷手法のとの一体化が容易である、AFP の高速積層が可能である、技術的なリスクが少ないなどが利点として挙げられている。前記の成形方法に比べ Affordable 性が低くなるとされているが、ALCAS ではこの成形方法が選択された（図 1.3.2-9 参照）。

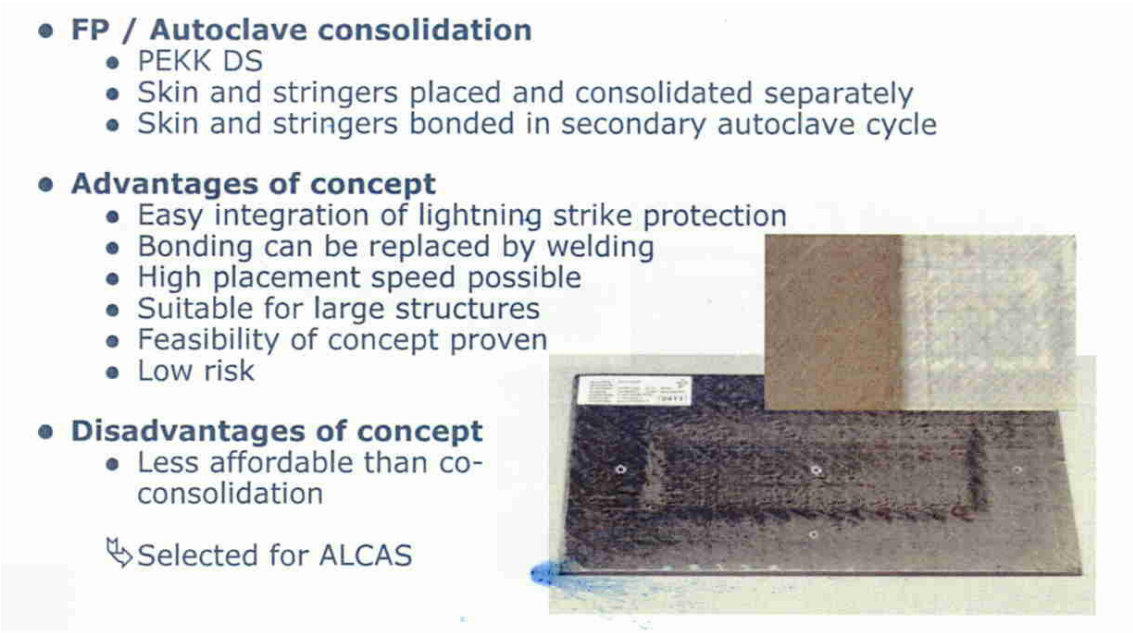


図 1.3.2-9　AFP で成形硬化した部品をオートクレーブで接着硬化して一体成形する方法

⑦主翼外板の設計と試作

主翼外板の設計を図 1.3.2-10 に示す。外板の板厚は 6～7.5mm で、ストリンガーのフランジ厚さは 8～10mm で、外板とストリンガーは接着し、リブとはボルトで結合する方式である。

図 1.3.2-10　主翼外板の設計と試作

AFP 成形は図 1.3.2-11 に示す通りである。100mm/s の積層速度で、最初に凹みキンク部分を積層する。熱応力が発生するため端部をグランプする必要がある。
（筆者注記：高温で加熱熔融させながら積層していくため、端部に面外方向の残留応力が生じ、剥離或いはそりを生じるため、それを抑えるため積層する毎にクランプするものと思われる）

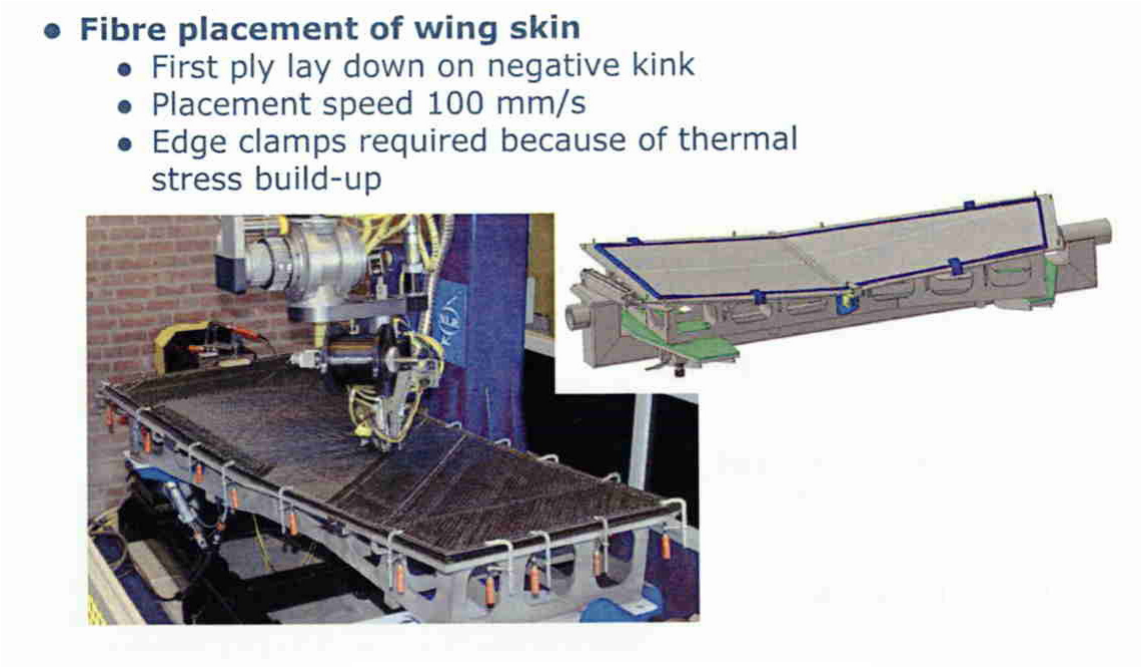


図 1.3.2-11　外板の AFP 成形

ストリンガーは図 1.3.2-12 に示す通り、AFP でチューブ状に積層成形した後、L 型に切断し、成形治具で背中合わせに融着させている。

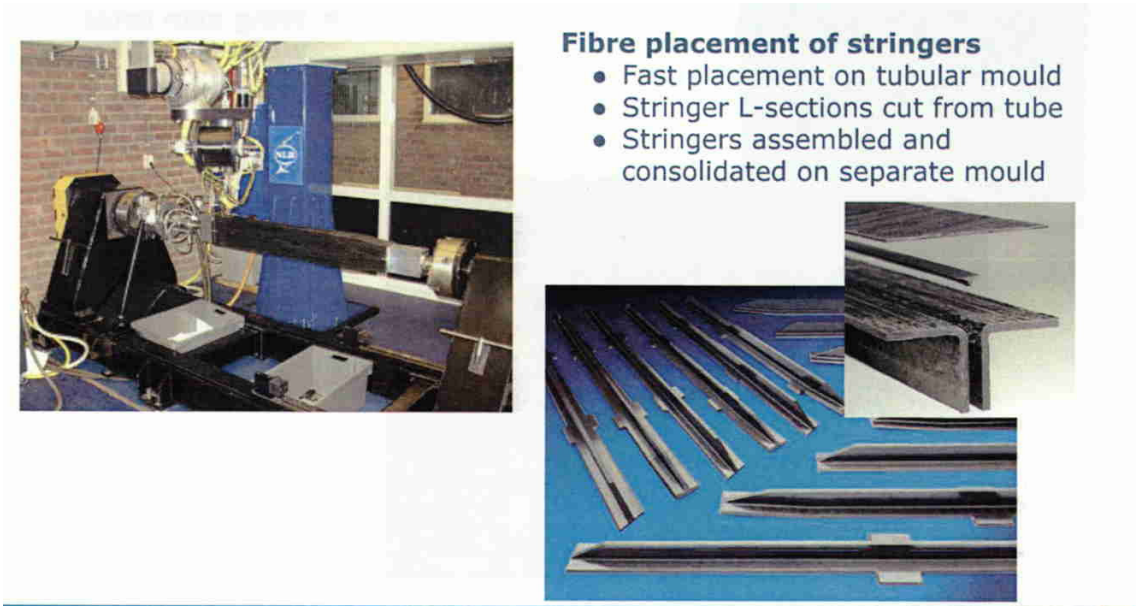


図 1.3.2-12　ストリンガーの成形方法

最後に図 1.3.2-13 に示す通り、FM300K（ニットキャリアのエポキシ系フィルム接着剤で、外板とストリンガーをオートクレーブで接着する。せん断強度は 30MPa 以上を有している。接着面は、サンディング或いはサンドブラストで前処理している。

図 1.3.2-13　外板とストリンガーの接着

非破壊検査の結果、外板とストリンガーの接着部の品質は良好であった（図 1.3.2-14 参照）。

図 1.3.2-14　成形された外板／ストリンガー構造

図 1.3.2-15 に示す構造試験を実施して、全ての力学的特性要求を満足することが確認された。

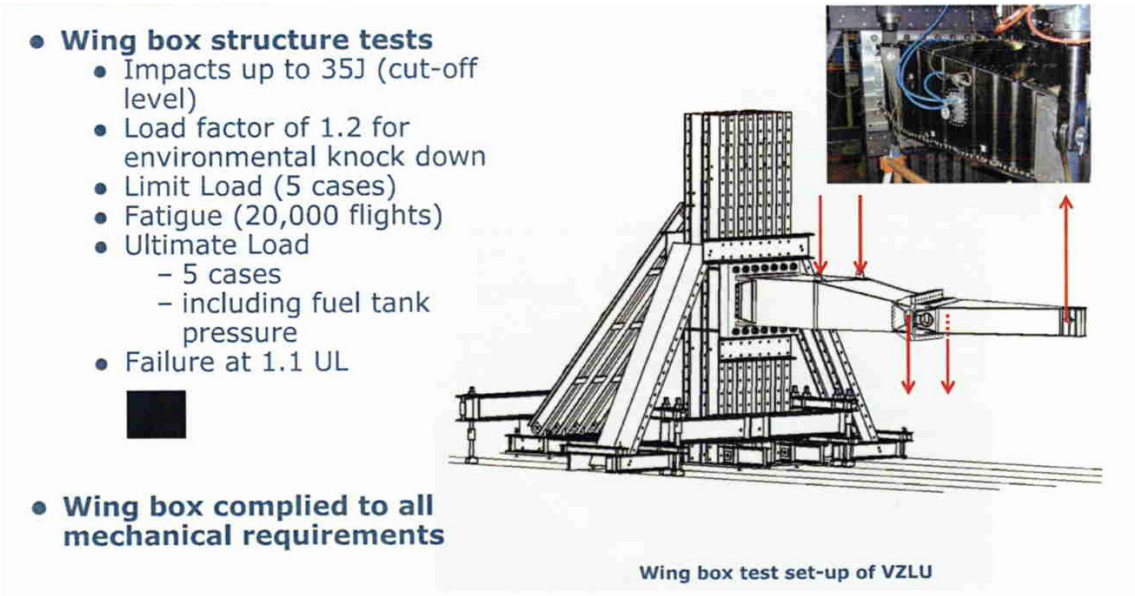


図 1.3.2-15　主翼構造試験

外板の重量評価を行った結果、試作品の重量は 34.1kg で計算重量（図 1.3.2-16 の図中にチーム２の結果）とほぼ同等の結果が得られた。なお、図中の４チームの重量は、使用している炭素繊維の種類の違いや、設計等が異なるため直接的に比較できないとされている。

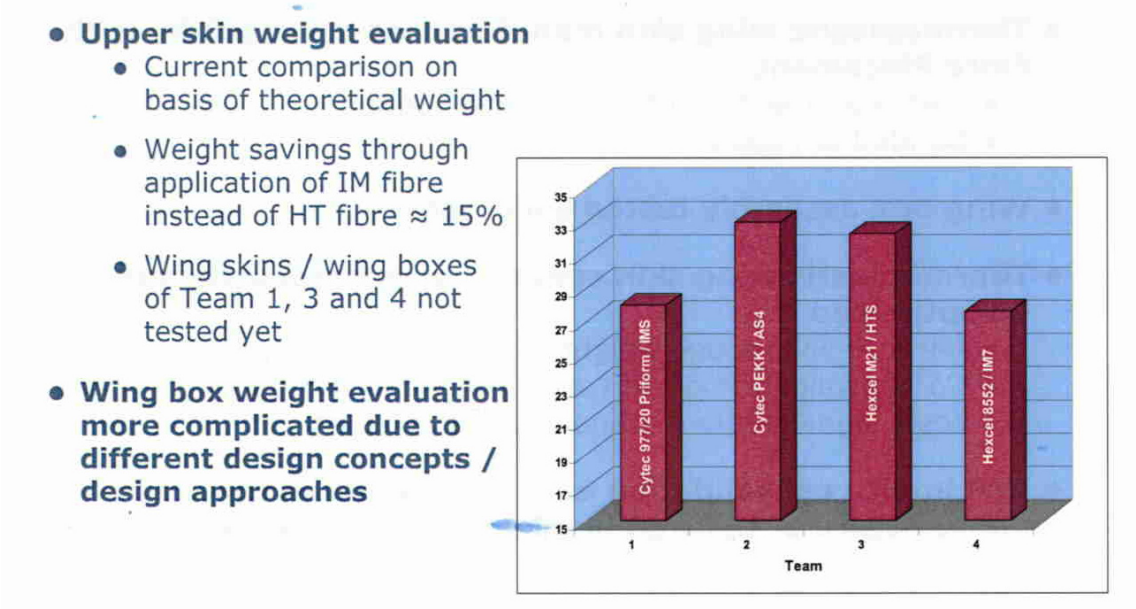


図 1.3.2-16　４つのアプローチの重量評価

コスト評価した結果を図 1.3.2-17 に示す。接着前処理や接着高価のためのオートクレーブ稼動を不要とする、AFP で半硬化させた成形品をオートクレーブで一体成形する方法がコストの改善に繋がると結論付けている。

- **Upper skin cost evaluation**
  - Cost evaluation of thermoplastic wing skin based on:
    - AFP machine with 4 tows, total width 50 mm
    - Average placing speed 100 mm/s
    - 300th product

NLR upper skin cost breakdown (recurring costs)		
Activity	Man hours	Machine hours
AFP thermoplastic material	20	20
Autoclave consolidation	12	6
Bonding pre-treatment	3	3
Autoclave curing adhesive	6	4
Trimming stringers and panel	22	22
NDI	6	16

- **Major cost improvements by co-consolidation of stringers and skin:**
  - No bonding preparation and autoclave cure cycle
  - Major reduction of machining hours
  - However higher non-recurring costs

図 1.3.2-17　コスト評価

(2)DINAMIT

2004 年から３ヵ年計画で、EADS　CCR（EADS Corporate Research Center）を中心に１３機関が参加して、DINAMIT(Development and Innovation for Advanced Manufacturing of Thermoplastics)プロジェクトが実施された [3)]。

このプロジェクトは、従来の熱可塑性樹脂複合材料の材料および加工コストの低減を目指し、主として以下の４項目について開発が行われた。

①材料開発：樹脂および Non Crimp Fabric 化
②複曲面外板の高速自動積層（図 1.3.2-18 参照）
③深絞り成形のための赤外線加熱システム、曲面スティフナのロール成形、RTM 成形
④レーザによる融着接合

このプロジェクトにより、航空機構造部材用熱可塑性樹脂複合材料のレベル向上が図られ、軍民を含めた将来の航空機或いはヘリコプタの胴体構造へ適用を目指すとされている。

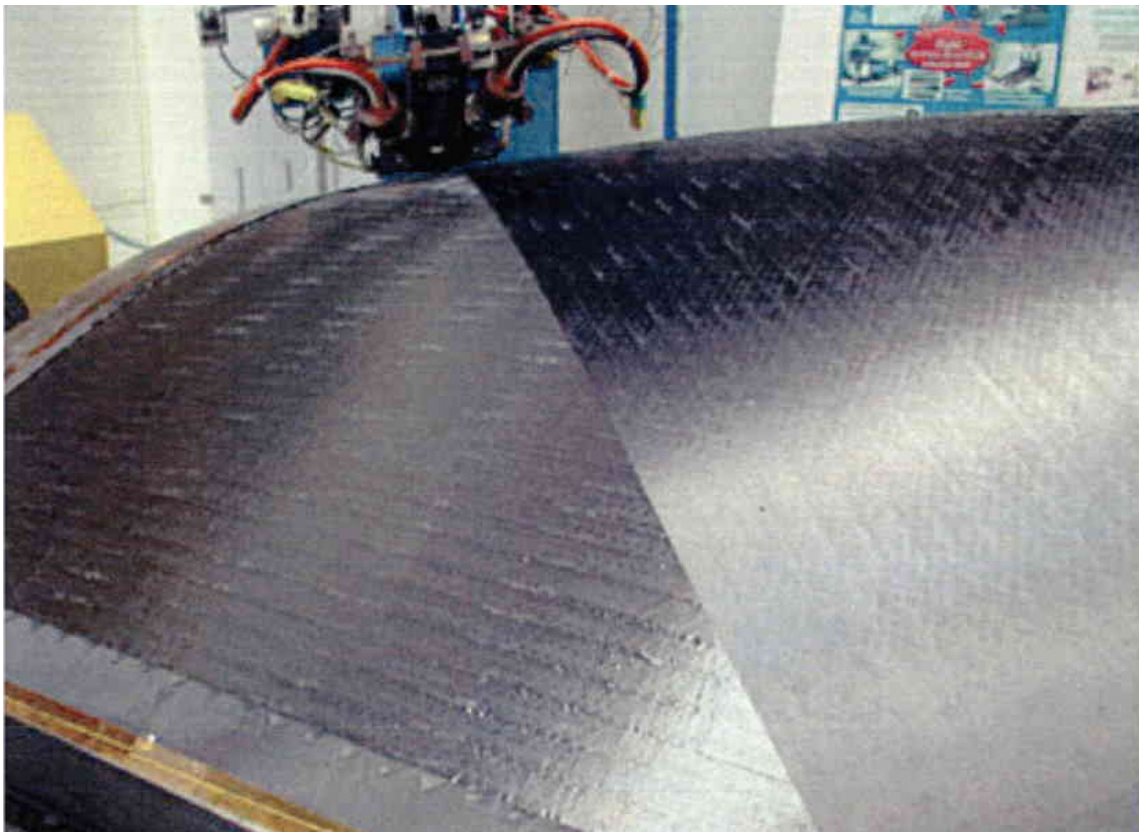


図 1.3.2-18　複曲面の自動積層 [4)]

1.3.2 項参考文献

1）http://www.nlr.nl/images/avst/acm2008/presentations/devries.pdf
2）http://uko.tubitak.gov.tr/ToplantiDokumanlari/1ce6048b-d9d5-4aae-ab8a-9ffb069ea312.pdf
3）http://www.aerodays2006.org/sessions/D_Sessions/D7/D73.pdf
4）http://ec.europa.eu/research/transport/projects/article_3657_en.html

１．４　適用部位の提案

1.4.1 耐衝撃性を考慮した適用部位

熱可塑性樹脂複合材料の特徴の一つとして、高靭性であることが挙げられる。物が衝突する可能性が高いのは、翼の前縁、機体の下面側である。材料・加工技術・設計技術・評価技術など実用化に向けた開発途上においては、脚扉のような取り外し可能で、飛行時間ごとに点検可能な部品が好ましいと思われる。

熱硬化性樹脂複合材料においても、T-2（超音速練習機）の脚扉に適用し、実績を高めていった経緯がある。

1.4.2 高レート生産性に対応する適用部位

軽量化（燃費向上）、居住性（脱ｴｺﾉﾐｯｸ症候群）、長寿命化（耐疲労、耐腐食）等の理由により、炭素繊維強化樹脂系複合材料が航空機構造部材として用いられるようになり、787

等で急速に適用範囲が拡大されてきている。

機体構造全体が樹脂系の複合材料化することによって、「耐雷・帯電防止」などの新たな課題が提起されているが、複合材料化の流れは今後も変わらないだろう。

航空機の構造部材の部品点数は、自動車の 100 倍相当と言われていることから、仮に月当たり 30 機生産するとなると、自動車のように分ｵｰﾀﾞで製造とまで至らなくても、1 時間当たり数個の部材を製造していかなければ機体がﾃﾞﾘﾊﾞﾘｰできないという事態が十分想定される。

外板等の強度部材は実績のある熱硬化性樹脂複合材料で対応するとしても、リブ、フレームやクリップ等の小骨部材は構成される部品点数が非常に多いため、高レート生産性対策の上でも有効な適用部位と思われる。

１．５　熱可塑性樹脂複合材料を適用する上での課題

1.5.1 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、材料が高価である、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が課題であると言われている。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）点等に課題があるとされている。

欧州では、PEEK や PPS の改良材料の開発が積極的に行われているが、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な豊富な材料形態も重要な位置付けとなる。

1.5.2 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と思われる。品質安定性の確保や高効率で製造可能な基本技術保有を目指し、ALCAS で取組まれているような成形技術のコンセプトを見極める技術開発は必要と思われる。

1.5.3 認証関係

熱硬化性樹脂複合材料においては、飛行機を製造し運航するための滞空性証明、型式証明の取得手法等も整備されつつある。エポキシは長年、慣れ親しんできたこともあろうが、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。

従って、熱可塑性樹脂複合材料にお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、プロセス認証につなげていく必要がある。

第２章　航空機部品への適用材料

２．１　航空機用複合材料に求められるコンポジット特性

航空機用複合材料に求められるコンポジット特性として、材料の選択方法、材料挙動の説明、試験方法、データ処理方法、構造設計の考え方等については、CMH-17（Composite Material Handbook、旧 MIL-HDBK-17）、米国航空局（FAA）指針（Advisory Circular）20-107A、JAXA の先進複合材料力学特性データベース（JAXA-ACDB）などに示されている。しかし、具体的に目標とする材料設計上の数値は、機体メーカの機密事項であり、一般には公開されていない。現行の航空機用炭素繊維強化複合材料の大半が熱硬化性樹脂であるエポキシ樹脂をマトリックス樹脂と用いているため、熱可塑性樹脂を用いた炭素繊維強化複合材料にはあてはまらないものもあるかもしれないが、以下に航空機用炭素繊維強化複合材料に求められるコンポジット特性を、航空機用途として使用する場合の注意点とともに示す。

2.1.1 静的力学特性

複合材料の力学特性は、繊維の力学特性に繊維含有率を乗じたオーダーであるのに対し、直角方向はマトリックス樹脂の特性が支配する。そのため、一方向材については繊維配向方向とその直角方向の両方の力学特性を測定する必要がある。また、一方向材を積層した状態で使用されることもが多いが、その場合は層間剥離のような積層板に特有の破壊現象も考慮に入れる必要がある。

(1)引張強度

航空機は飛行中、主翼に働く揚力により航空機の全重量を支えており、主翼は下方にたわんでいる。そのため、主翼の下面には引張応力がかかっている。また、胴体には与圧されており、膨張しようとするため引張応力がかかっていると同時に、取り付け部を支点として胴体が主翼に支えられているため、機体上側にも引張応力がかかっている。航空機用複合材料をこれらの部位に使用する場合は、上記引張の応力に耐える引張強度が要求される。[1)]

(2)圧縮強度

上記引張強力の場合とは逆に、航空機は飛行中、主翼の上面には圧縮応力がかかっている。また、取り付け部を支点として胴体が主翼に支えられているため、機体下側にも圧縮応力がかかっている。航空機用複合材料をこれらの部位に使用する場合は、これら圧縮の応力に耐える圧縮強度が要求される。

(3)有孔試料での引張強力、圧縮強度

炭素繊維強化複合材料からなる部材を接合する場合、部材に孔を開けてリベットを貫通させることによって機械的に接合する場合が多いが、この孔の部分は応力が集中しやすいので破壊が起こりやすい。加えて、通常、複数の孔にリベットを貫通させて接合部にかかる応力を分担させるが、開孔部の位置には公差以下のズレがあるため、特定の孔に大きな応力がかかる。金属の場合は塑性変形が大きいので使用中に応力が平均化されていくが、炭素繊維強化複合材料は塑性変形が小さいために、特定の孔に大きな応力がかかり続けるために、そこから破壊が起こりやすい。機械的接合部において発生する破壊の例を図 2.1.1-1 に示す。[2)] 上記理由により、航空機用炭素繊維強化複合材料には孔を有する状態での高い引張強度、圧縮強度が要求される。なお、熱可塑性樹脂をマトリックスに使用する場合は部材同士を溶着により接合できるため、機械的な接合は減少する可能性がある。

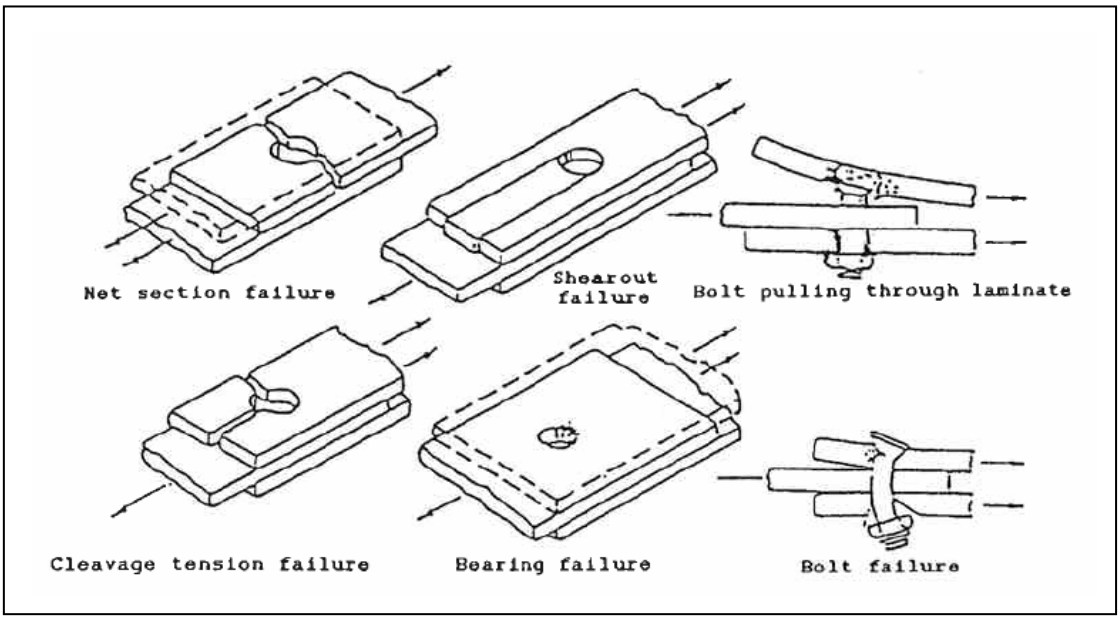


図 2.1.1-1　機械的接合部の破壊の例[2)]

2.1.1　参考文献

1) 航空機材料（CFRP/チタン/アルミ合金）の各種特性・適用技術と最新動向（ISS 産業科学システムズセミナー）
2) CMH-17-3F 6-60, Composite Materials handbook

2.1.2 衝撃特性

航空機は、①滑走中の小石の跳ね上げ、②整備中の工具の落下、③飛行中の鳥衝突、雷撃、雹の衝突、等により衝撃損傷を受ける[1)]。

複合材料は破断伸びが小さいために、一般に耐衝撃性が低い。わずかな損傷によっても、強度が数十%低下する場合もある。また、金属と異なり、表面から目視では発見できない小さな損傷でも内部に層間剥離を生じている場合が有り、航空機用炭素繊維強化複合材料の重要な特性の 1 つである。一般的には衝撃後の残留強度（CAI）が指標として用いられる。一般的に熱可塑性樹脂は熱硬化性樹脂と比較して層間剥離を起こし難いため CAI は優れているとされている。[2)] 図 2.1.2-1 に熱硬化性炭素繊維強化複合材料と熱可塑性炭素繊維強化複合材料の CAI を比較した結果を例示する。[3)]

2.1.2　参考文献

1) 先進複合材料工学（邉吾一、石川隆司、培風館、2005 年）
2) 炭素繊維応用技術（シーエムシー、1988 年）
3) プラスチック系先端複合材料（森本尚夫、高分子刊行会 1998 年）

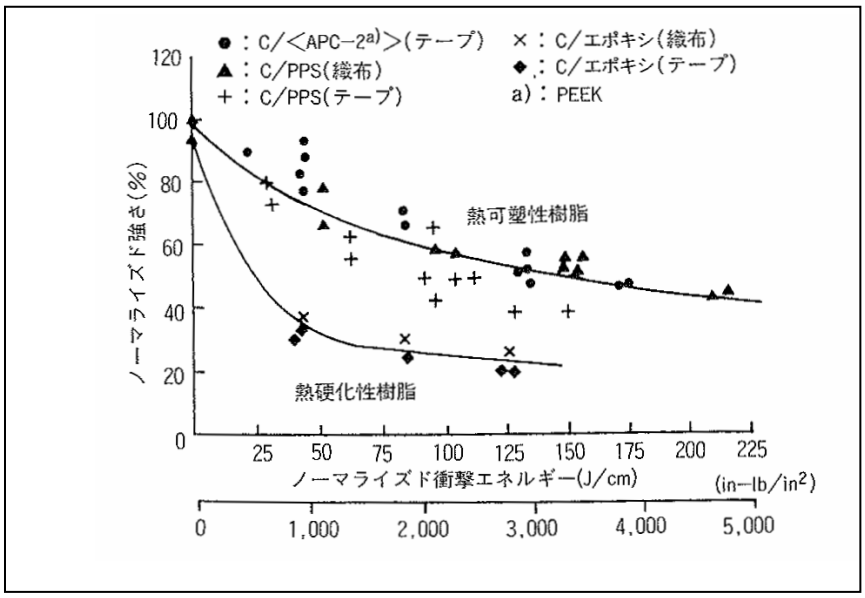


図 2.1.2-1　熱硬化性炭素繊維強化樹脂と熱可塑性炭素繊維強化樹脂の耐衝撃性比較[3)]

2.1.3 耐熱性

航空機は飛行中、機体の部位によっては150℃以上になる箇所もあるといわれている。[1)] 一般的には使用温度+50°F（27.8℃）の温度範囲で耐熱性を考慮すべきとされている。但し、これは架橋により分子鎖の動きが制限されている熱硬化性樹脂であるエポキシ樹脂をマトリックス樹脂に使用する場合を想定していると推定されるため、分子鎖が動きやすい熱可塑性樹脂をマトリックス樹脂に用いる場合は、別の観点から基準を設定する必要が出てくる可能性がある。

2.1.3　参考文献

1) 炭素繊維応用技術（シーエムシー、1988 年）

2.1.4 耐水性

航空機は飛行中は、－50℃にもなる環境にさらされるためといわれており、地上で取り込んだ空気が冷却され多量の凝集水が発生する。この水分がマトリックス樹脂に吸収されると吸湿された水分は可塑剤として働き、マトリックス樹脂の強度、弾性率、ガラス転移温度（Tg）を低下させ、コンポジットの特性に悪影響を及ぼす。そのため、吸湿状態かつ、高温（HOT-WET）での機械特性が重要となる。

2.1.5 難燃性（不燃性）他

火災を想定した場合、当然、難燃性（不燃性）が要求される。また、少し観点が異なるが、火災発生時にアルミ合金製の胴体は３～４分で崩れ落ちるのに対し、炭素繊維強化複合材料は崩壊まで 50 分とされており乗客の避難に有利であると情報もある。[1)] また、燃焼時に有毒ガスが発生しないことも要求されるが、PEEK や PPS はこれらの点でエポキシ樹脂よりも優れているとされている。

2.1.5　参考文献

1) 炭素繊維応用技術（シーエムシー、1988 年）

2.1.6 コスト

実用上の面で、コストは重要である。航空機材料を考える場合、材料費以外の、加工コスト、品質保証、航空機運用上の燃料費、メンテナンスコストが航空機以外の用途に比べて高いため、航空機用途への複合材料の適用を検討する場合は材料コストだけでなくトータルコストでの比較検討が必要である。

２．２　既存コンポジット材料特性

2.2.1 熱可塑性樹脂複合材料の特性

(1)既存の熱可塑性樹脂複合材料の特性

民間航空機は、生産機数、部品点数ともに従来とは比較にならないほど多くなりつつある。それを解決する手段として、生産サイクルが短い材料、製造方法が求められている。また、環境負荷の観点から今後は材料のリサイクル性も求められていくと考えられる。熱可塑性樹脂複合材料は、高サイクル性とリサイクル性を兼ね備えている。表 2.2.2-1 は、これまで航空機部材として検討された代表的な熱可塑性複合材料の特性 [1)]を比較したものである。このうち航空機部材として要求される特性として、一次構造部材では、機械特性、耐熱性及び耐薬品性、二次構造部材では、コスト、成形性及び耐薬品性が挙げられる。しかしながら、いずれの材料についても機械特性、コスト及び成形性の全てを満足してはいない。

表 2.2.1-1　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

PPS 及び PEI は、成形温度が低い樹脂であることから成形性に優れ、熱硬化樹脂複合材料対比でのコストを低減しつつ金属材料対比での重量軽減を達成することができる。一方で、一次構造部材として用いるためには、耐衝撃性及び耐熱性が課題となる。

PEEK は PPS に対して優れた機会特性を有している。図 2.2.1-1 は、樹脂の破断伸度と複合材料とした時の残有圧縮強さの関係である [2)]。PEEK は、従来の熱硬化性樹脂と比較しても高い破断伸度を有し、また、複合材料とした時の耐衝撃特性も優れていることから、航空機の一次構造部材に好適な材料である。一方、PEEK の課題として、耐熱性、成形温度及びコストが挙げられる。PEEK の Tg は約 143℃と既存の航空機用熱硬化樹脂と比較してやや低い。図 2.2.1-2 は、飛行高度と飛行速度に対する前縁部以外の外表面温度である [3)]。航空機の温度環境は部位と飛行環境に依存するが、運用高度 0～40000 ft ではマッハ 2 以上の速度で PEEK の適用が困難になることが分かる。この速度は、現在次世代超音速旅客機

（SST）の構想における速度と概ね一致している。即ち、SST に適用するにあたっては、PEEK の耐熱性ではその要求を満たさない可能性がある。

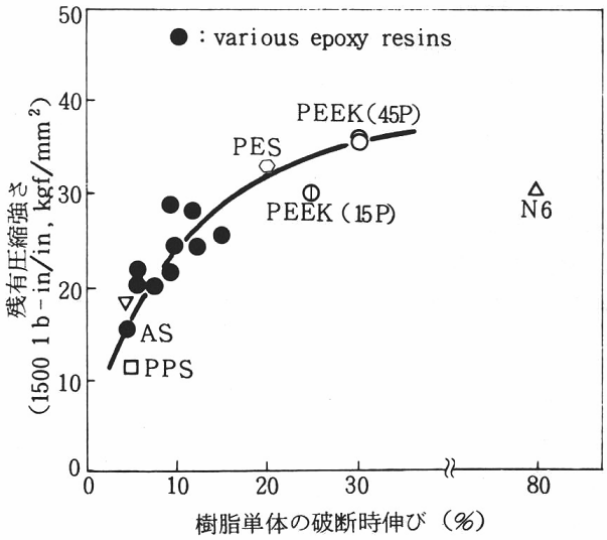


図 2.2.1-1　樹脂の破断時伸びと複合材料とした時の残有圧縮強さの関係

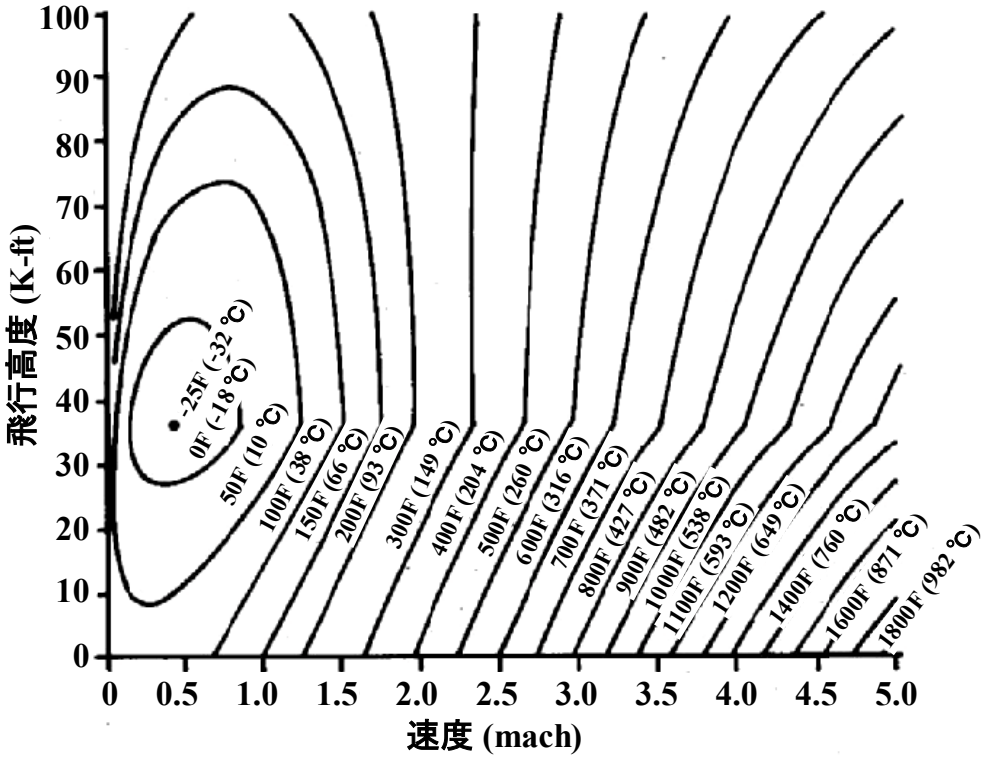


図 2.2.1-2　飛行高度と飛行速度に対する外表面温度　（前縁部を除く）

PEEK の耐熱性向上は、種々のメーカで検討されている。Victrex 社は、従来の PEEK より剛性が高い PEEK として 90HMF40 を開発した。図 2.2.1-3 は、Victrex 社の PEEK の動的粘弾性である [4)]。改良銘柄は、Tg（143 ℃）以上の温度域でも高い剛性を示している。図 2.2.1-4 は、Victrex 社の PEEK の 120 ℃における引張疲労性能である [4)]。剛性向上の効果により高温下における疲労特性が向上し、材料としての信頼性が高まっていることが分かる。

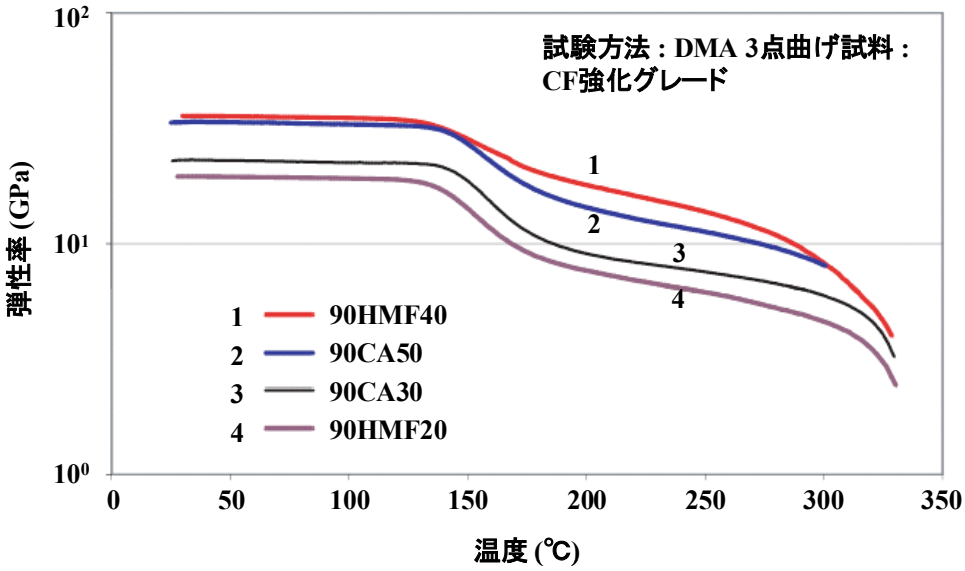


図 2.2.1-3　Victrex 社の PEEK の動的粘弾性

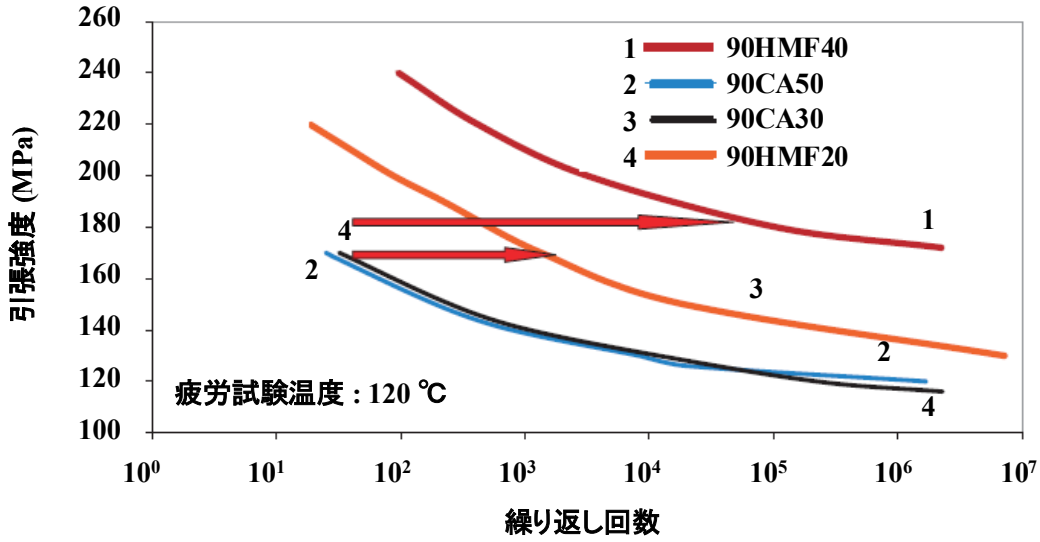


図 2.2.1-4　Victrex 社の PEEK の 120℃下における引張疲労特性

(2)商品化されている連続繊維系熱可塑性樹脂プリプレグ

現在、種々の製造方法で連続繊維系熱可塑性樹脂プリプレグが製造販売されている。表2.2.1-2 にその一覧を示す [1)]。一部は、複合材料としての特性が公開されている。例として、表 2.2.1-3 に TenCate 社の CF/PEI 及び CF/PPS 複合材料の諸物性値 [5)]を、表 2.2.1-4 に ICI 社の CF/PEEK 複合材料 [6)]及び Phoenixx 社の CF/PPS、CF/PA 複合材料 [7)]の諸物性値を示す。

表 2.2.1-2　市販されている熱可塑性樹脂プリプレグの一覧

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	溶融法	UD プリプレグテープ	PP
Crane	米国	溶融法	UD プリプレグテープ	PP
Cytec	米国	溶融法	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	溶融法	UD プリプレグテープ	PP
Suprem	スイス	溶融法 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

表 2.2.1-3　TenCate 社の CF/PEI 及び CF/PPS 複合材料の諸物性値

	品名		T300 3K PW/PEI	T300 3K 5HS/PEI	7781/PEI	T300 3K 5HS/ PPS with double sided Amcor foil	7781/PPS
	マトリックス樹脂		PEI	PEI	PEI	PES	PES
	メーカ		TenCate	TenCate	TenCate	TenCate	TenCate
一般	織物目付	%	200	280	300	280	300
	RC	vol%	50	50	50	50	47.5
		wt%	42	42	33	50	47.5
	吸水率	%	0.35	0.35	0.35	50	47.5
	1Ply 厚み	mm	0.23	0.31	0.24	0.31	0.25
	密度	g/cm^3	1.51	1.51	1.91	1.55	1.92
	Tg (DSC, 非晶)	℃	210	210	210	90	90
	Tg (DSC, 結晶)	℃				120	120
	Tm	℃	310	310	310	280	280
機械的特性 23℃ (73F) 50%RH	引張強度 (縦糸)	MPa		656	484	758	340
	引張強度 (横糸)	MPa	712	673	445	755	333
	引張弾性率 (縦糸)	GPa		56	26	56	22
	引張弾性率 (横糸)	GPa	55	57	24	54	20
	圧縮強度 (縦糸)	MPa		750	727	644	425
	圧縮強度 (横糸)	MPa	658	754	676	637	295
	圧縮弾性率 (縦糸)	GPa		52	29	51	26
	圧縮弾性率 (横糸)	GPa	51	52	27	51	24
	曲げ強度 (縦糸)	MPa		870	669	1027	511
	曲げ強度 (横糸)	MPa	820	793	585	831	390
	曲げ弾性率 (縦糸)	GPa		50	28	60	23
	曲げ弾性率 (横糸)	GPa	46	44	25	45	20
	面内せん弾強度	MPa	125	118		119	80
	面内せん弾弾性率	GPa	3359	3363		4040	3714
	有孔引張強度	MPa	261	270		278	158
	有孔圧縮強度	MPa	275	268		256	183
	衝撃後圧縮強度	GPa				215	171
機械的特性 80℃(176F) Dry	引張強度 (縦糸)	MPa				730	280
	引張強度 (横糸)	MPa	701			646	281
	引張弾性率 (縦糸)	GPa				57	20
	引張弾性率 (横糸)	GPa	56			53	19
	圧縮強度 (縦糸)	MPa				558	297
	圧縮強度 (横糸)	MPa	556			526	203
	圧縮弾性率 (縦糸)	GPa				51	22
	圧縮弾性率 (横糸)	GPa	51			51	20
	曲げ強度 (縦糸)	MPa				955	
	曲げ強度 (横糸)	MPa	808	793		794	
	曲げ弾性率 (縦糸)	GPa				58	
	曲げ弾性率 (横糸)	GPa	49	44		45	
	面内せん弾強度	MPa	121			108	60
	面内せん弾弾性率	GPa	2695			2651	1705

表 2.2.1-4　ICI 社の CF/PEEK 複合材料及び Phoenixx 社の CF/PPS、CF/PA 複合材料の諸物性値

	メーカ		ICI	Phoenixx	Phoenixx	Phoenixx	Hexcel
	樹脂		PEEK	PPS	PPS	PA	エポキシ樹脂
	品名		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°曲げ張弾性率	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
	層間破壊靭性 G1C	J/m^2	2400	-	-	-	200
熱的特性	融点	℃	335	280	-	-	-
	ガラス転移温度	℃	143	92	-	-	-

(3)現在研究が進められている熱可塑性複合材料

熱可塑性樹脂複合材料に関する近年のトピックスとして、プリプレグの薄層化と、成形コストの削減が期待できる現場重合型熱可塑性樹脂について紹介する。

プリプレグの薄層化により、成形品をより薄くすることができる。また、複合材料を設計する際の積層構成の自由度を高くできる。また、成形品の厚さが同一であれば、多数積層されることになるので成形品の均質性が向上する。

近年、Victrex 社と株式会社ミツヤは、従来品対比で 1/5-1/3 の厚さとなる約 40 ミクロンの炭素繊維強化熱可塑性樹脂プリプレグを開発した （図 2.2.1-5） [4)]。この薄層化には、福井工業技術センターが開発した開繊加工技術を用いて得られた薄く高品質な炭素繊維シートと、Victrex 社の APTIV フィルム （PEEK を原料としたシート）が用いられている。

CF/PEEK 複合材料のメーカーカタログ特性値を表 2.2.1-5 に示す。エポキシ樹脂複合材料と遜色ない特性が示されている。

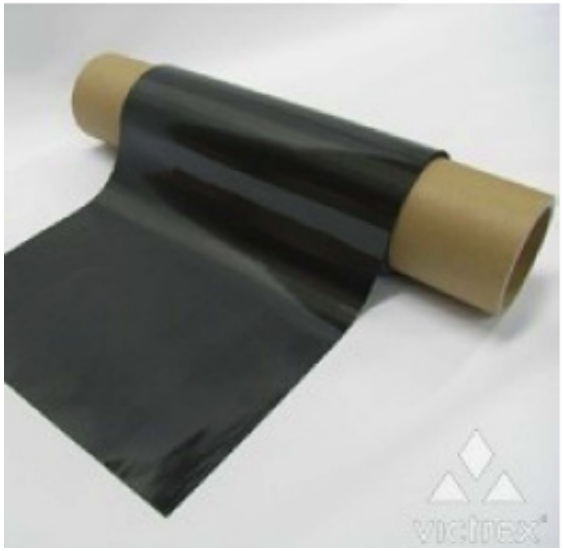


図 2.2.1-5　Victrex 社及び株式会社ミツヤが開発したプリプレグシート

表 2.2.1-5　Victrex 社の CF/PEEK 複合材料の諸物性 [8)]

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

現場重合型熱可塑性樹脂は、成形コストを削減し得る熱可塑性樹脂として近年注目を集めている。現在、実用化されている熱可塑性樹脂複合材料では、成形時の樹脂は溶融粘度が高いポリマーの状態であるため、含浸工程で高温高圧が必要となる。その結果として成形コストが高くなる。現場重合型熱可塑性樹脂を用いて複合材料を成形する場合、まず強化繊維へ低粘度なモノマーの状態で含浸する。その後に反応させ、架橋構造を持たない直鎖状ポリマー（架橋構造を持たないため熱可塑性を示す）とする[9) 10)]。現場重合型熱可塑性樹脂を用いることで、熱硬化性樹脂の易含浸性と熱可塑性樹脂の再加工性及びリサイクル性を兼備した複合材料が得られる。図 2.2.1-6 は、現場重合型熱可塑性樹脂 CFRP と熱硬化 CFRP の粘弾性である。現場重合型熱可塑性樹脂 CFRP では、120℃以上でマトリックスが溶融（再液状化）していることが示唆される。一方で現行の現場重合型熱可塑性樹脂はビスフェノール A 型エポキシ樹脂を骨格としていることから、耐熱性に課題を有している。耐熱性の高いユニットの導入による耐熱性改良も検討されているが、粘度上昇やコストアップを引き起こすため、その調整が必要となっている。

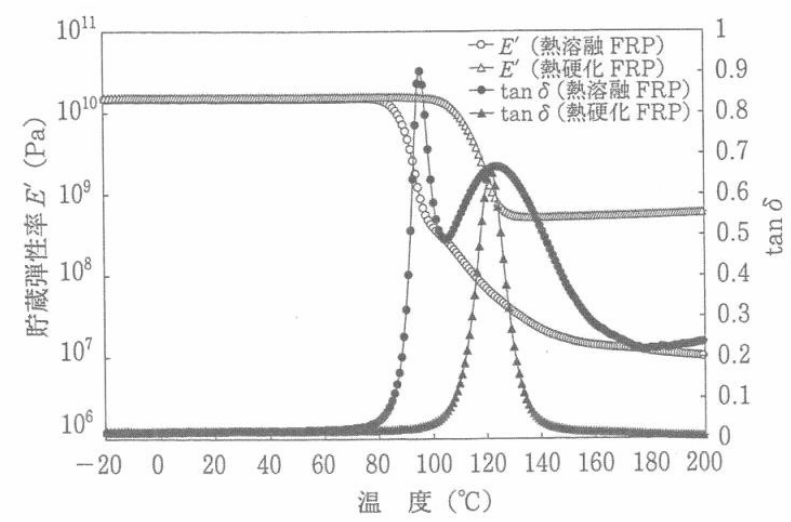


図 2.2.1-6　現場重合型熱可塑性樹脂 CFRP と熱硬化 CFRP の粘弾性

2.2.1　参考文献

1) Michael Buck, Phoenix TPC, Inc,“Continuous Fiber Thermoplastic Composites Materials & Processing Technologies” 10th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (2007)
2) 強化プラスチック協会, “だれでも使える FRP”, 社団法人, pp.55 (2002)
3) Daniel P. Raymer, “Aircraft Design : A Conceptual Approach”, AIAA Education Series, pp.352
4) Victrex 社ウェブサイト、http://www.victrex.com/jp/tech_data/literature.php
5) Tencate 社ウェブサイト、http://www.brytetech.com/products_list.aspx?typeid=14
6) ICI 社カタログデータ
7) Phoenixx 社カタログデータ
8) Victrex 社カタログデータ
9) 平山　紀夫, 友光　直樹, 西田　裕文, 管　克司, 強化プラスチックス, Vol.50, No.12, pp.31-36 (2004)
10) Appendix 2　現場重合型熱可塑複合材に関する国内最新研究動向の調査

2.2.2 熱可塑性複合材料のリサイクル

CFRP をリサイクルすることによる省エネルギーの効果は、鵜沢、高橋らにより精力的に検討されている。その結果、CFRP は、素繊維の製造エネルギーが大いためにリサイクルによる部品製造までの省エネルギー効果は金属材料の数倍であり、炭素繊維を再活用する形でのリサイクルは、省エネルギーに寄与すると結論付けられている [1)]。熱硬化性樹脂複合材料のリサイクルについては､炭素繊維協会により系統的な調査･実証研究が行われ、粉砕、熱・薬品処理及びそれを併用した手法が検討されている [2-4)]。一方で、熱可塑性樹脂複合材料は熱溶融の処理のみでリサイクル可能であり、工場内のプレートリサイクルやリペアといった一次製品と用途展開も可能であることから、よりリサイクルに好適と考えられている。

熱可塑性樹脂複合材料の分解回収の手法については、福井県工業試験センターなどで検討されている。熱可塑性樹脂の分解回収の技術は確立されつつあるが、回収する CF の損傷を抑えることも両立させるためには、装置の選定、分解条件の最適化及び添加剤の検討などの技術開発が必要であると考えられている [5)]。

2.2.2　参考文献

1) 鵜沢 潔, 高橋 淳, 日本複合材料学会誌, Vol.34, No.6, pp.245-250 (2008)
2) 炭素繊維協会, 強化プラスチックス, Vol.52, No.10, pp.485-491 (2006)
3) 次世代金属複合材料研究開発協会, 新規産業支援型国際標準開発事業 : リサイクル CFRP (炭素繊維強化プラスチック)粉砕品の標準化, 平成 13 年度 NEDO 委託業務成果報告書 (2002)
4) 次世代金属複合材料研究開発協会, 新規産業支援型国際標準開発事業 : リサイクル CFRP (炭素繊維強化プラスチック)粉砕品の標準化, 平成 14 年度 NEDO 委託業務成果報告書 (2003)
5) 三谷 君江, 岡 恭子, 笹山 秀樹, 川邊 和正, 岡島 いづみ, 佐古 猛, 福井県工業試験センター研究報告書 No.476 (2007)

2.2.3 まとめ

民間航空機は、生産機数、部品点数ともに従来とは比較にならないほど多くなりつつある。それを解決する手段として、生産サイクルが短い材料、製造方法が求められている。また、環境負荷の観点から今後は材料のリサイクル性も求められていくと考えられる。熱可塑性樹脂複合材料は、高サイクル性とリサイクル性を兼ね備えているが、機械特性、コスト及び成形加工性の全てを満足する材料がないのが現状である。これについては、現状材料の改良か、もしくは現場重合型樹脂に代表される新規材料の適用を検討することが望ましいと考えられる。ただし、現場重合型樹脂も耐熱性の課題が残っているので、分子設計の観点等からの改良は必要である。

２．３　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

2.3.1 航空機複合材料用熱可塑性樹脂の位置付け

前項で述べた様に、現状マトリクスとして使用される熱可塑性樹脂は十分な複合材料性能を発現している。表 2.2.1-4 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遜色がない。弾性率の発現性にやや劣るが、層間破壊靭性値は約 10 倍の値を示す。PEEK 樹脂の曲げ弾性率は 4.2GPa とエポキシ樹脂のそれと比較し大差はないので、複合材料の弾性率の向上は炭素繊維側からのアプローチが効果的であろう。

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は容易である。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り、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いる。表 2.2.1-1 に示した様に PEKK 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高得点を示す。

2.3.2 高温時物性と耐薬品性

マトリクス樹脂の特性が如実に現れるのが高温時物性と耐薬品性であろう。図 2.3.2-1 に Meyer ら（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 [1)]。曲げ弾性率は常温から 90℃までほとんど変化がない。曲げ強度は温度が高くなるにつれ低下する。図から読み取ると 70℃において曲げ強度 1000MPa、15℃において曲げ強度 1100MPa である。保持率は 91%と計算できる。民間航空機構造用部材では 80℃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と言えよう。ただし、70℃での曲げ強度のレベルはエポキシ樹脂複合材料と同じ位と言える。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 から上市されている。図 2.3.2-2 に未強化樹脂引張強度の温度依存性を示す [2)]。図から読み取ると 80℃前後において約 1.25 倍に強度が向上している。低下率では無く、80℃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。一方、表 2.2.1-3 にある様に PEI 樹脂複合材料においては 80℃での曲げ強度の低下はほとんど無いが、強度が 800MPa 前後とエポキシ樹脂複合材料と比較し若干劣る。

この様に、民間航空機構造用部材における耐熱性において、PEEK 樹脂や PEKK 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劣っているものではない。

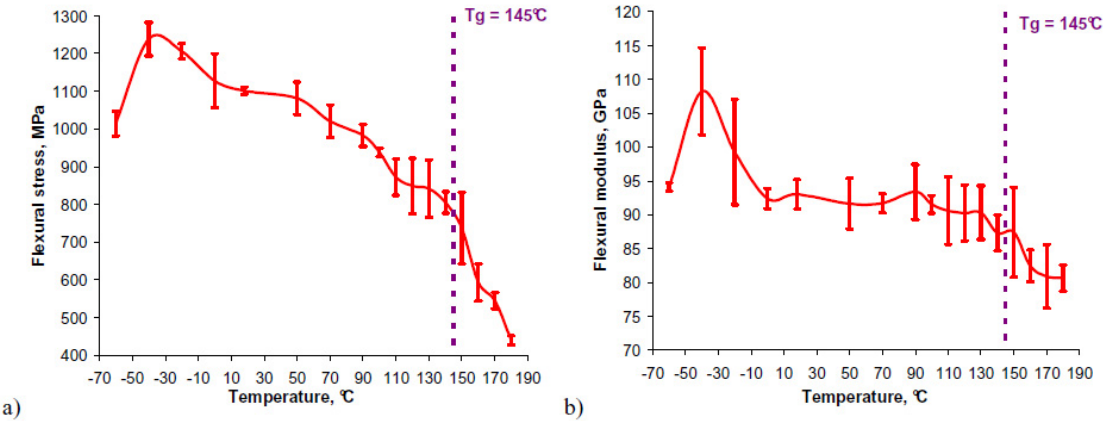


図 2.3.2-1　炭素繊維織物／PEEK 複合材料曲げ特性の温度依存性

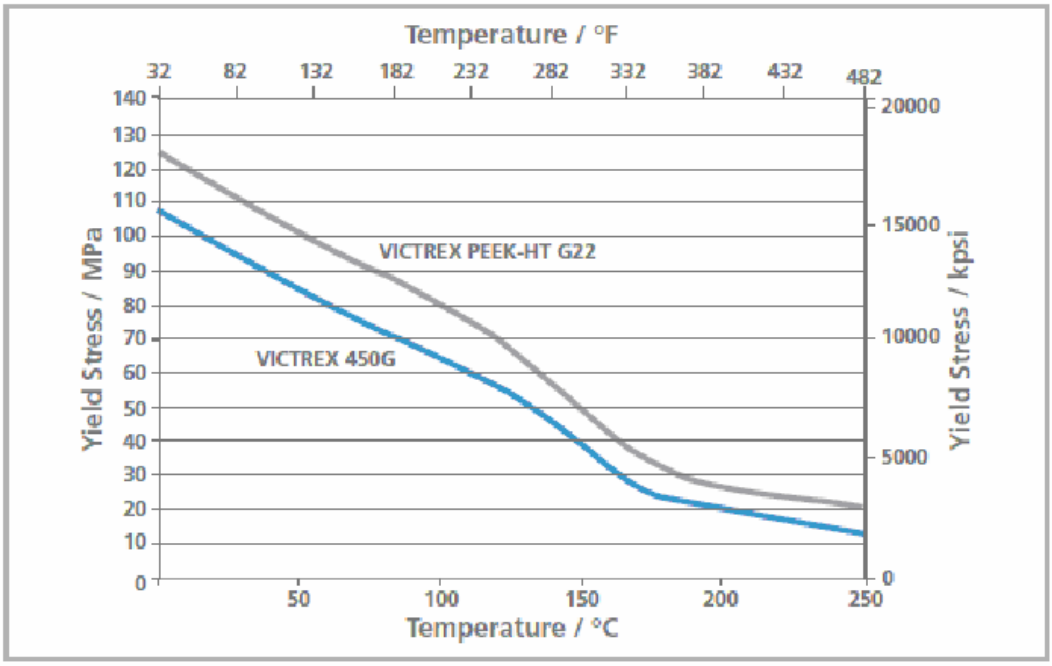


図 2.3.2-2　PEEK 樹脂と PEEK-HT 樹脂の引張強度の温度依存性（Victrex 社）

次に耐薬品性であるが、表 2.2.1-1 に示した様に PEI 樹脂複合材料は表中耐薬品性についてのみ劣る。非晶性樹脂故の問題点である。表 2.3.2-1 に Victrex PEEK の耐薬品性を示す[2)]。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と思われる。

表 2.3.2-1　Vivtrex　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

2.3.2　参考文献

1) 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, 2008
2) Victrex 社カタログ

2.3.3 融着性

エポキシ樹脂複合材料に対する熱可塑性樹脂複合材料の一つのメリットは部材同士を融着により接合できることである。融着は熱可塑性樹脂が溶融し接合面が融合することにより接合させる方法である。基本的に熱可塑性樹脂を何らかの方法で溶融温度まで加熱すれば良い。融着方法は種々あるが、誘導融着や超音波融着では熱可塑性樹脂を溶融する際に異物が入ることはない。しかしながら、広く使われるようになってきた抵抗融着では熱可塑性樹脂を溶融するために金属メッシュ等を部材接合面に入れる必要があり、この金属メッシュ等と熱可塑性樹脂の接着性を考慮する必要がある。ステンレスメッシュを用いた炭素繊維／PEEK 部材の抵抗融着を行った Dubé らの報告では、破壊はステンレスメッシュとステンレスのコーティングとの間で生じており、PEEK とステンレスメッシュのコーティングとの間では生じていない [1)]。図 2.3.3-1 に融着部の破壊面を示す。したがって、金属メッシュのコーティングの改良を行う必要があろう。

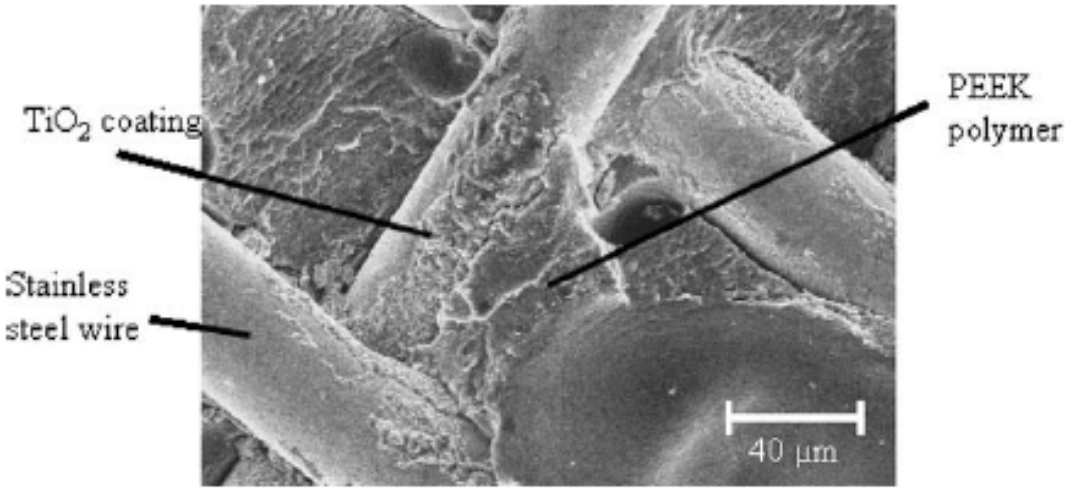


図 2.3.3-1　融着部の破壊面

2.3.3　参考文献

1) M. Dubé et al, “Fatigue failure characterisation of resistance-welded thermoplastic composites skin/stringer joints”, International Journal of Fatigue, 31, 719–725 (2009)

2.3.4 まとめ

この様に民間航空機構造用部材への熱可塑性樹脂複合材料の適用は、樹脂の諸特性の問題ではなく、コストや成形プロセスの問題といえる。

PEEK 樹脂は永らく一社独占であったが、基本特許の期限切れに伴い新規に二社が参入してきた。PEEK 樹脂の価格は今後低下していくものと考えられる。

スーパーエンジニアリング樹脂における樹脂特性の向上や新規樹脂の開発は難しいと述べたが、改良あるいは開発の努力は必要である。しかしながら、個々の企業努力だけでは、事業性も踏まえ、なかなか成し得るものでもない。大学を中心に産官学連合を結成しリスクを分散させながら長期的視野に立ち、民間航空機構造用部材へより好ましい熱可塑性樹脂の改良あるいは新規開発を進めるべきであろう。

第３章　航空機部品製造に関する調査

３．１　現在の製造技術

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技術は、半硬化状態の樹脂を強化繊維に含浸させた材料形態であるプリプレグを成形治具上に積層し、オートクレーブを代表とする加圧加熱装置で加熱硬化させる方法が広く普及しており一般的である。

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こと、加熱により所定の形状に何度も成形できる等、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）

積層板（RTL : Reinforced Thermoplastic Laminate）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）して平板状にしたものである。RTL は一定厚さの平板であり、現在得られる RTL の寸法は、TENCATE 社製では、3660mm x 1220mm のサイズのものがある [1)]。後述す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）

一方向（UD）テープや織物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ため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。[2)]

(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、高温高圧環境化で成形される。

図 3.1-1　RTL[3)]（写真左）とプリプレグ[2)]（写真右）

図 3.1-2　炭素繊維セミプレグ[3)]

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　(press-forming)や熱間折り曲げ成形（thermo-folding）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。

以下に、それぞれの成形方法、融着方法の特徴について述べる。

3.1　参考文献

1) Ten Cate 社ウェブサイト、http://www.tencate.com/smartsite.dws
2) Victrex 社ウェブサイト、http://www.victrex.com/jp/news/press.php
3) A. Offringa, “Thermoplastics in Aerospace, a Stepping Stone Approach”, CETEX Thermoplastic Composites “From Scratch to Flight”, Proceedings of the first CETEX conference, 2006

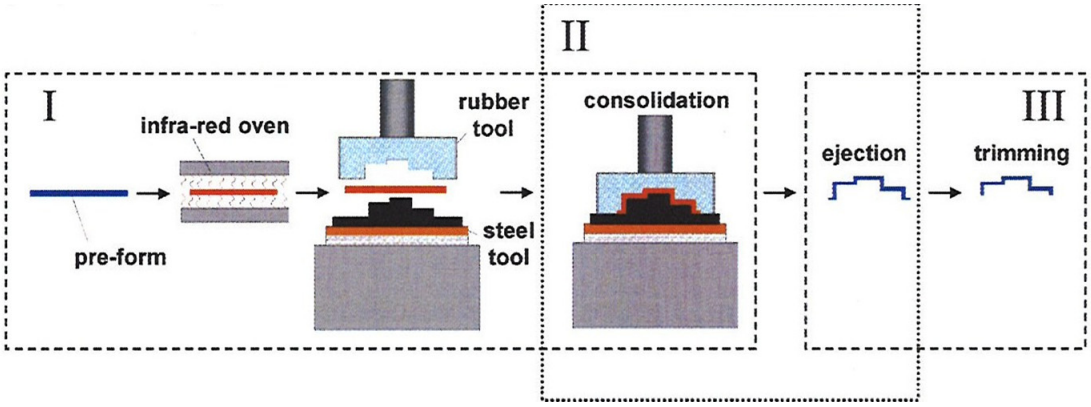
3.1.1 熱間成形技術

(1)熱間プレス成形　(press- forming)

a)製造技術の概要

熱間プレス成形の成形過程を図3.1.1-1 に示す[1)]。所定の形状に切り出したRTLを赤外線ヒーターで加熱し樹脂の粘度を成形に適するまで下げる。樹脂が軟化したらRTLをヒーターから加熱された金型上に移動し、プレスにて所定の圧力および時間をかけて成形する。

成形時には金型内でしわが発生するため、素材であるRTLの端部を効果的に保持する方法（ブランクホルダーと呼ばれる）が部品形状ごとに工夫、開発されている。プレス後は部品は冷却され樹脂が再硬化し、成形完了となる。硬化したら成形品を金型から取り出し、必要に応じて最終形状に仕上げる。成形品の一例を図3.1.1-2に示す[2)]。



ステップ I：熱間成形工程　　ステップ II：冷却工程　　ステップ III：仕上げ工程

図 3.1.1-1　熱間プレス成形の工程 [1)]

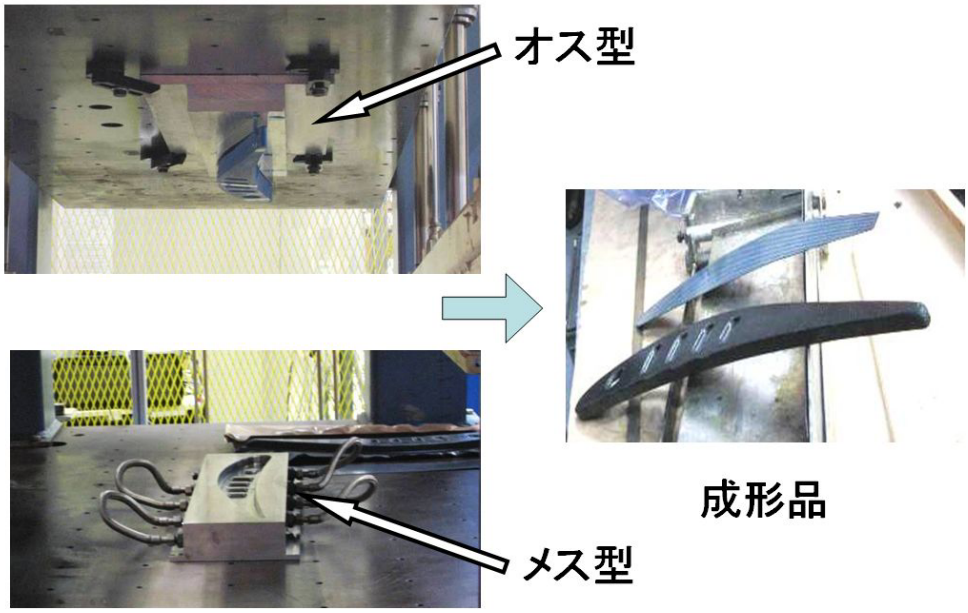


図 3.1.1-2　熱間プレス成形金型及び成形品の一例 [2)]

d)設備仕様例、要求能力

熱間プレス成形装置では、材料及び金型に対する加熱装置とプレス装置の部分に大別される。

材料及び金型の加熱には、赤外線ヒーターが用いられることが多い。ヒーターには材料全体に 300℃から 400℃まで均等に加熱出来る能力が要求される。

プレス装置では、成形時に材料全体を金型に強い圧力（20 気圧以上（2 MPa））で押し付

ける必要があるため、成形する部品にあわせて 20 気圧以上（2 MPa）の圧力がかけられる能力が要求される。図 3.1.1-3 にオランダのテンカテ社が示したプレス機の圧力と成形できる最大寸法の関係を示す [3)]。

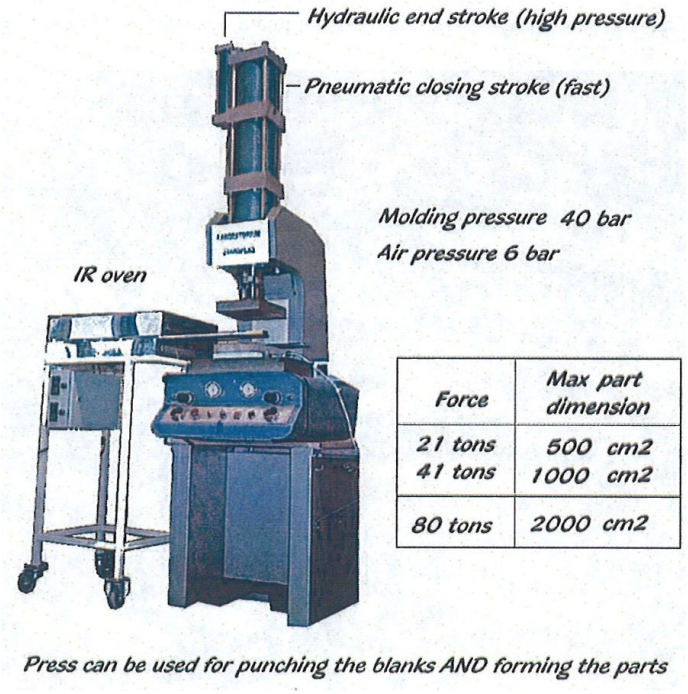


図 3.1.1-3　熱間プレス成形用プレス機 [3)]

c)設備事例

プレス成形技術は IVW と並んでデルフト大学が長く取り組んできた技術であり、1980 年代に熱可塑性樹脂複合材料のシートが適用できるようになったときから、熱間プレス成形及び熱間折り曲げ成形による部品の開発が始まった。

現在は繊維配向やプレス加工方法による成形性を、実験や積層板の層ずれまで考慮したシミュレーションで検証する研究を進めている。

熱間プレス成形技術は、簡易な設備により熱可塑性樹脂複合材料の成形が可能であるため、小規模な企業でも採用できる利点がある。図 3.1.1-4 にフランスの Pinette Emidecau Industries 社の小型プレス機を示す [4)]。また同社の大型プレス機を図 3.1.1-5 に示す。

またフランスの RocTool 社では、高周波電磁誘導による金型加熱を行い熱間成形する技術を研究している [5)]。これはコイル状の空間内部にプレス成形用の金型を配置し、電磁誘導により金型の成形面を高速に加熱するものである。国内では同志社大学にて研究がされており、500mm x 500mm のサイズの金型の表面が約 70 秒で室温から 250℃まで加熱されている。冷却は金型内部に通された冷却水により行われるが、この急速加熱・冷却システムは熱可塑性樹脂複合材料の特性に向いており大量生産に有効であるとされている [6) 7)]。プレス機に設置された金型に電極を配した装置を図 3.1.1-6 に示す。

図 3.1.1-4　研究開発用熱間プレス機 [4)]

図 3.1.1-5　大型プレス機 [4)]

図 3.1.1-6　roctool 社の高周波誘導加熱設備例 [5)]

(2)熱間折り曲げ成形 (thermo-folding)

a)製造技術の概要

熱間折り曲げ成形は RTL を直線に折り曲げる成形方法である。基本的な成形方法は熱間プレス成形と同じである。Gulfstream 450/550 の方向舵の外板の折り曲げ成形などに採用されており、図 3.1.1-8 に折り曲げ成形前の部品と折り曲げ後の外板部品を示す [1)]。

図 3.1.1-9 にサンドイッチパネルの端部のスキンを折り曲げた例を示す。

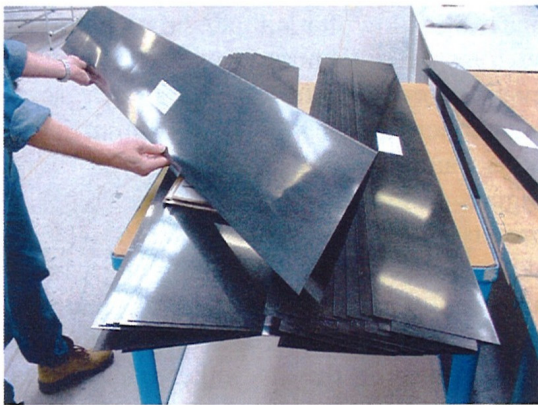


図 3.1.1-8　熱間折り曲げ成形前の外板（写真左）と折り曲げ後の外板（写真右）[1)]

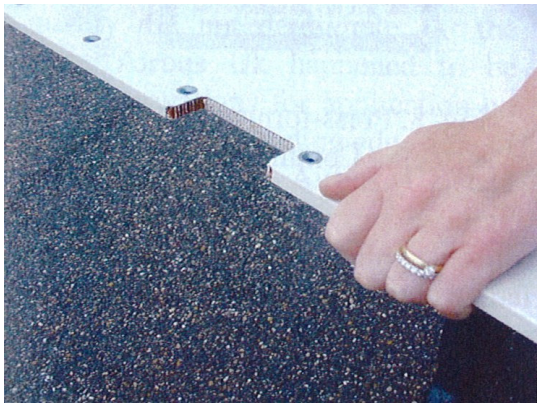


図 3.1.1-9　サンドイッチパネル端部の折り曲げ成形[1)]

b)設備仕様例、要求能力

熱間折り曲げ成形装置においても、材料及び金型に対する加熱装置とプレス装置の部分に大別される。

ヒーターは､熱間プレス成形と同様に部材の中の折り曲げる部分を 300℃から 400℃まで加熱出来る能力が要求される。Gulfstream 450/550 のラダー部品の後縁部分のように、部材を小さな半径で折り曲げる場合には加熱されたピアノ線を使用することもある[1)]。

成形時に材料の折り曲げられる部分はヒーターからの熱により軟化しているため折り曲げるための圧力には、熱間プレス成形のような大きな圧力は不要と考えられる。

3.1.1　参考文献

1) A. Offringa, “Thermoplastics in Aerospace, a Stepping Stone Approach”, CETEX Thermoplastic Composites “From Scratch to Flight”, Proceedings of the first CETEX conference, 2006
2) デルフト大学訪問調査時資料
3) Press forming of CETEX Continuous Fiber Reinforced Thermoplastics, TENCATE
4) Pinette Emidecau Industries 社カタログより
5) roctool 社ウェブサイト、http://www.roctool.com/jp/index.html
6)田中和人、研究室紹介 同志社大学生命医科学部 医工学科 バイオメカニクス研究室

7) Appendix 3 同志社大学　熱可塑性樹脂複合材料の素材・成形技術に関する国内最新研究動向の調査

3.1.2 融着(welding)

融着とは熱可塑性樹脂部品同士の接触部分を加熱することにより樹脂を溶融させ、部品同士を接着する技術である。熱硬化性樹脂複合材料部品を接着結合させる場合、接着面の表面処理やフィルム接着剤が必要であるが、熱可塑性樹脂の融着ではそれを省略することが出来る。また通常用いられているフィルム接着剤の硬化時間は規定されたレートでの加熱、高温での温度保持、冷却と合計数時間かかるが、それに対して熱可塑性樹脂では接触面の加熱、加圧、冷却の時間だけであり、短時間で作業が完了するメリットがある。

また融着はボルトやリベットを使用した機械的な結合方法と比較して、接着部が面接触でありせん断荷重の伝達に有利であること、ドリルによる強化繊維の損傷や穴の周囲への応力集中がないこと、またチタン製やステンレス製のボルトやリベット等もないので重量軽減にもつながる等が挙げられる。

現在開発されている熱可塑性樹脂複合材料の部品の融着技術には、接着面の加熱方法により以下のように分類されている。

(1)抵抗融着（Resistance Welding）

a)融着技術の概要

抵抗融着は熱可塑性樹脂複合材料の部品間の連続融着に最もよく使われている技術である。1990 年代初頭より Stork Fokker 社にて研究が始められており、1990 年代後半には抵抗融着を用いた部品が航空機部品として認定されるようになった。

抵抗融着の原理を図 3.1.2-1 に示す [1)]。抵抗融着は部品の間に加熱体（welding element）を設置し通電加熱する。通電加熱による熱で加熱体に接触している樹脂が溶け、加熱中の加圧により融着が行われる。なお、加熱体はそのまま部材間に残留する。

溶融は加熱体が接触している部分に限られているので、それ以外の周辺部分の強度低下のリスクが少ないこと、また接着する部品間に加熱体を配することで外部からの接着部分へのアクセス性が優れているため加圧が容易に出来るのがメリットである。

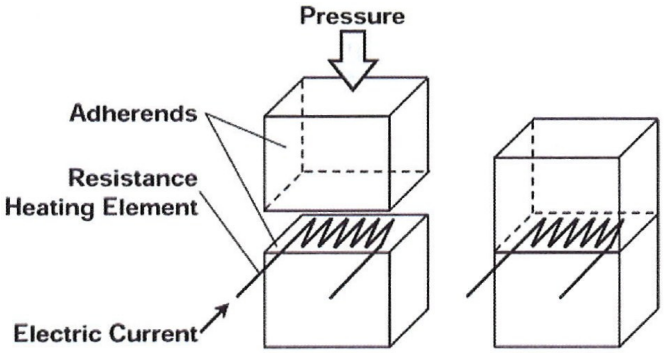


図 3.1.2-1　抵抗融着の原理 [1)]

b)設備仕様

抵抗融着装置の中で重要なものは、加熱体に電流を流すトランス、加熱時に部品同士を圧着するための加圧装置および加熱体である。

トランスでは、加熱体を通じて材料が接合可能な温度(300℃～400℃）に加熱出来る量の電流を供給できることが必要である。

加圧装置では、平面状の部品の場合は通常のプレス装置を使用することがある。また立体形状の部品の接合には、接合する部品同士を固定する専用の治具を製作し、耐熱チューブなどで接着面だけを部分的に加圧することがある。

加熱体は、温度分布の均質性、柔軟性、極力板厚が薄いこと、樹脂との接着性、耐環境性が要求される [2)]。材料としては、線、メッシュ、エキスパンドメタルフォイルなどの金属、カーボンファイバー、カーボンでコーティングされたグラスファイバーなどの非金属導電体が使われる。また、加熱体には電気的な絶縁が必要であり、耐熱性のある、例えばPTFE などのコーティングが使われる。

(2)誘導融着（Induction Welding）

a)技術概要

図 3.1.2-2 [3)]に誘導融着の概要を示す。誘導コイルにより発生した電磁場により近くにある炭素繊維そのものが発熱して樹脂を溶融する。磁性体粒子を含む樹脂もその電磁場で発熱する。抵抗融着に比べて小さい電流で接合が可能である。加熱により溶融した樹脂を加圧して接着するのは、抵抗融着と同様である。誘導コイルは銅製のチューブが用いられ、融着する部分を磁界（接着部分）をコイル下になるようにする。加熱はコイル付近でしか行われないため、コイルを構造体（接着部位）に沿って動かす必要がある。そのため、部材間の加圧には工夫が必要である。

b)設備仕様

誘導融着装置は、誘導発生器、誘導コイル、コイルの冷却装置、加圧装置で構成される。誘導発生装置では、材料の磁性、導電性により高周波の電流が発生できる能力が要求される。

強磁性体では、10MHz 程度の電流が必要であり、導電性のよい材料では 50～1000ＫＨｚ程度でよいとされている [3)]。誘導コイルは銅管が用いられる。

加圧装置には、接着する部分にチューブを配し空気圧により加圧する。また図 3.1.2-3 に示すように誘導コイルを多間接ロボットにとりつけ自動的に融着する技術の研究もされている。[3)]

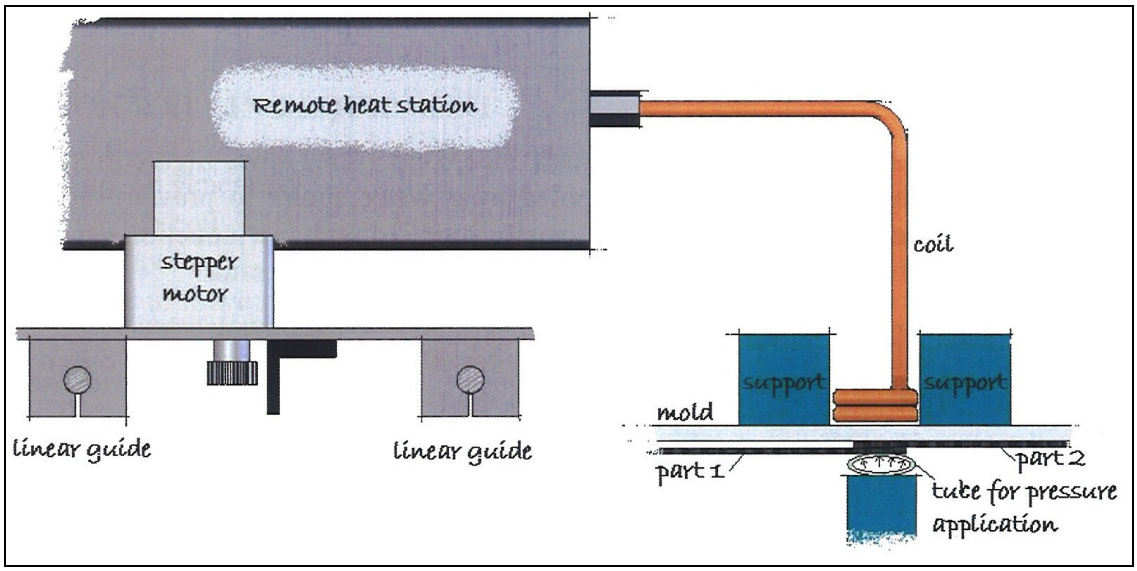


図 3.1.2-2　誘導融着設備の概要 [3)]

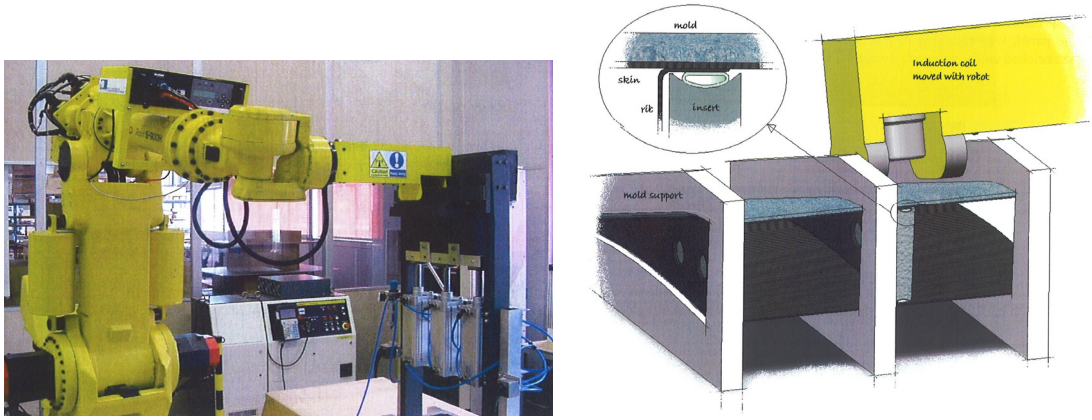


図 3.1.2-3　誘導融着ロボットとリブー外板部位のロボットによる結合コンセプト [3)]

(3)超音波融着（Ultrasonic Welding）

a)技術概要

超音波融着は、超音波振動を熱可塑性樹脂複合材料部品に与えることにより部品界面で熱が発生し樹脂が溶解する。そのときに圧力をかけることにより部品同士が接着される。抵抗融着のように接着部分に加熱体のような異物が入らないことから、高い融着強度が得ることが出来る。　超音波振動を与える部分のサイズに制限があり、現在は小さなサイズのスポット融着に限られている。

3.1.2　参考文献

1) H.E.N.Bersee, M.Van Dongen, A.Beukers, “Thermoplastic Composite Technology Demonstrator", CETEX Thermoplastic Composites “From Scratch to Flight”, Proceedings of the first CETEX conference, 2006

2) A. Offringa, “Thermoplastics in Aerospace, a Stepping Stone Approach”, CETEX Thermoplastic Composites “From Scratch to Flight”, Proceedings of the first CETEX conference, 2006

3) M.J. van Wijngaarden, M.Sc. Are. Eng, "Robotic Induction Welding of Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics", CETEX Thermoplastic Composites “From Scratch to Flight”, Proceedings of the first CETEX conference, 2006

3.1.3 その他の技術

(1)コ・コンソリデーション (co-consolidation)

コ・コンソリデーションとは、熱可塑性樹脂複合材料部品同士を高温で圧着して成形品を製作する技術である。プリプレグやセミプレグの積層板に対して、オートクレーブでのコンソリデーション時に、他の部品を同時接着して一体成形部品を製作することが出来る。図 3.1.3-1 にコ・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を示す [1)]。

図 3.1.3-1　A340-500/600 アクセスパネルとハットスティフナの結合例 [1)]

(2)プルトルージョン (pultrusion)

プルトルージョン（引き抜き成形法）は、強化繊維に樹脂を含浸させたものを引き抜きながら加熱金型を通して成形、硬化し連続的に成形品を製作する方法である。

長尺の一定断面部材や緩やか曲率を持った部材の成形に適しており、大量生産向きである。材料は、粉末樹脂または液体樹脂を混合した繊維、あるいはプリプレグが用いられる。ドイツの Faser Institute Bremen では、プルトルージョン装置を用いて、曲率 4m の引き抜き型材およびパイプを製作する研究を行っている。プルトルージョンの装置の概要を図 3.1.3-2 に、試作部品を図 3.1.3-3 に示す。

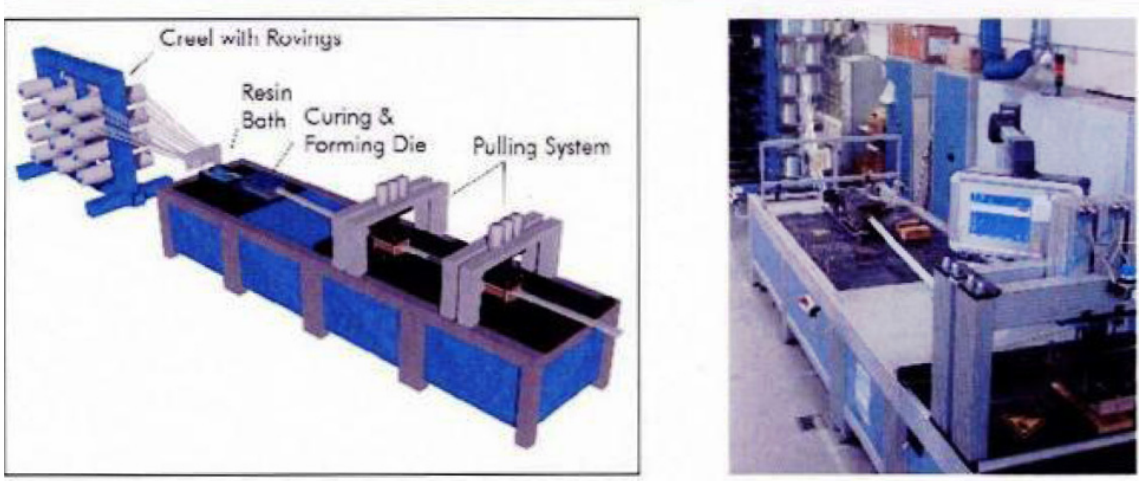


図 3.1.3-2　プルトルージョン装置概要 [2)]

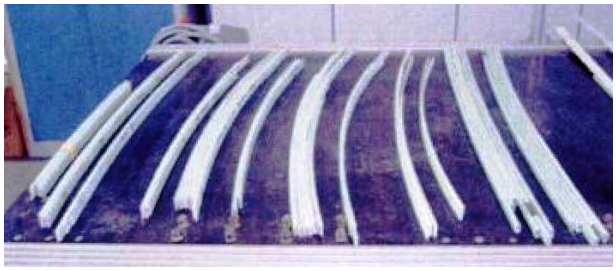


図 3.1.3-3　プルトルージョン成形試作品 [2)]

3.1.3　参考文献

1) A. Offringa, “Thermoplastics in Aerospace, a Stepping Stone Approach”, CETEX Thermoplastic Composites “From Scratch to Flight”, Proceedings of the first CETEX conference, 2006
2) Hennk Dommes, Development of bent profiles with pultrusion, Faser Institut Bremen

3.1.4 製品化技術

(1)機械加工技術

熱可塑性樹脂複合材料製部品も他の材料の部品と同様に、組立作業においてボルトやリベット結合されて機体構造部材として使用される。熱間成形後のトリム加工や組立のための孔開け加工は熱硬化性樹脂複合材料と同様にドリル加工、ルーター加工、ウォータージェットなどが適用される。ただし、孔明けや切削加工時に工具・材料間の摩擦発熱により熱可塑性樹脂が軟化、溶融することがあるため、発熱を抑えた加工方法や冷却方法に工夫が必要である。孔明け加工ではドリルの材質、回転数を熱硬化性樹脂複合材料の場合と変えて発熱を抑える必要がある。

(2)品質保証技術

熱可塑性樹脂複合材料製部品に要求される品質は､熱硬化性樹脂複合材料と同様であり、代表的な不具合として繊維と樹脂の含浸不良、繊維方向の乱れ、しわなどの外部欠陥及び

積層板におけるボイド、接着不良、層間剥離、異物混入などがある。

これらの不具合の検査方法については熱硬化性樹脂複合材料を用いた部品の製作を通じ十分に実績が積み上げられてきた。検査はまず目視検査で外観上の不具合の検査が行われる。引き続き超音波探傷検査に代表される非破壊検査が実施され内部欠陥の検出が行われる。熱可塑性樹脂複合材料部品の場合、熱間プレス成形時にはコーナー部の樹脂の含浸状況確認やプレス時に発生する繊維方向の乱れに注意する必要がある。また融着作業では均一な接着状況の確認が重要である。

また従来の熱硬化性樹脂複合材料製品の品質は、材料はプリプレグ購入時に受入試験を実施し、部品製作段階では工程管理試験を実施することにより保証してきた。熱可塑性樹脂複合材料は材料形態や製作工程が熱硬化性樹脂複合材料と異なるため、熱可塑性樹脂複合材料特有の工程保証方法が必要である。

３．２　将来の製造方法

熱可塑性樹脂複合材料が今後航空機構造部材として適用されていくためには、品質、コストにおいて従来の熱硬化性樹脂複合材料よりも優れたものである必要がある。製造技術の観点から言えば、品質を安定させるための自動化技術開発が課題であり、低コスト化のための高レート生産対応が課題である。

(1)自動積層技術

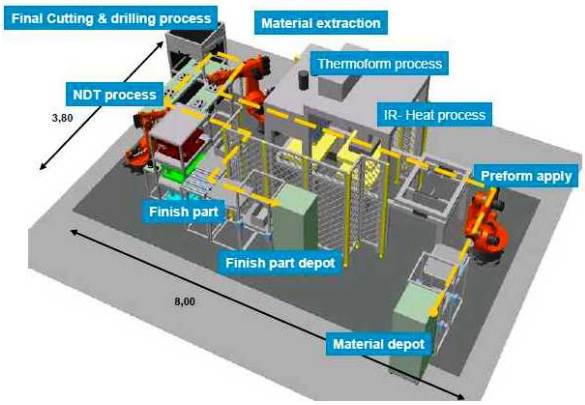
成形作業の自動化は、安定した成形品の品質確保、人為的ミスの防止また材料使用量の適正管理が可能となる。複合材料部品の自動化成形技術としては、フィラメントまたはテープワインディング、自動テープ積層(ATL: Automated Tape Laying)、および自動ファイバー積層(AFP: Automated Fiber Placement）があげられる。これらの技術の基本的な部分は、熱硬化性樹脂複合材料の成形技術として長年研究されてきたものと同じである。オランダの Airborne Composites 社における､テープワインディング装置の使用例を図 3.2-1 に示す。ここでは炭素繊維の一方向材に PPS 樹脂や PEEK 樹脂が含浸された UD プリプレグが使用されている [1)]。

熱可塑性樹脂複合材料特有の技術としては、ダイレクトコンソリデーションと呼ばれる自動積層中に加熱、加圧することによりプリプレグを接合する技術がある。ダイレクトコンソリデーションを適用することにより、オートクレーブ作業が省略出来るため更に製造サイクルを短縮することが可能となる。

(2)自動製造技術

熱可塑性樹脂複合材料部品の成形から検査までのプロセス全体を自動化しようという研究もされている [2)]。ここでは製造プロセスを、材料の供給、加熱設備内での材料加熱、プレス成形、脱型及び仕上げ加工、非破壊検査の 5 つに分解している。自動化設備の構想を図 3.2.-2 に示す [2)]。これまでの熱硬化性樹脂複合材料の製造では、特に冷凍庫、クリーンルームが設備上のポイントとなっており、設備に合わせたラインを構築する必要があったが、熱可塑性樹脂複合材料では材料管理上の要求が厳しくないため、限られた空間内での製造が可能となっている。

図 3.2-1　テープワインディング装置の適用例[1)]



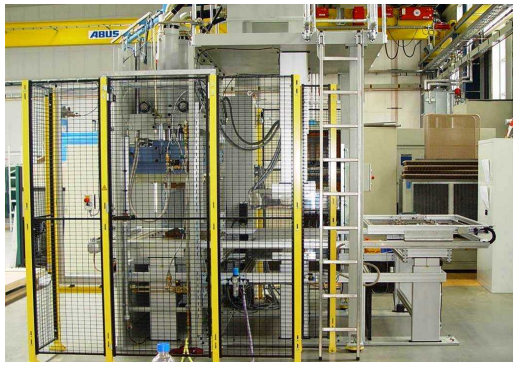


図 3.2-2　成形から検査までが自動化設備の構想図[2)]

3.2　参考文献

1) Airborne Composites 社訪問調査時資料
2) Christian Peters, Axel S.Herrmann, Holger Purol, Integrated Thermoforming Process for CFRP Parts Mass Production, JISTES 2008 Kyoto

３．３　製造設備に求められる能力

熱可塑性樹脂複合材料の成形技術としては、RTL 材料をベースとした熱間プレス成形、熱間折り曲げ成形や、成形後の部品同士の結合のための融着技術が開発されてきた。

熱可塑性樹脂複合材料の製造設備として重要な点は、材料の貯蔵管理のための設備が不要という点がある。熱硬化性樹脂複合材料では、材料の貯蔵管理のため冷凍設備が必要であり、またプリプレグの積層時には温度湿度管理されたクリーンルームが不可欠であった。熱可塑性樹脂の製造では、部品の成形に必要な設備（プレス機、ヒーター、融着設備）があれば十分である。

熱可塑性樹脂複合材料の成形技術ごとにプレス機やヒーター、融着のための数々の設備があるが、特徴としてそれぞれが部品毎に専用性の高い設備であるといえる。熱可塑性樹脂複合材料を適用するメリットの一つに、熱硬化性樹脂複合材料よりも高レート生産への適用が可能なことである。そのため製造設備は部品が最も効率的に生産できるように、成形治具も含め専用設計されるものとなる。

第４章　航空機部品への適用方法

４．１　複合材部品の認定方法

4.1.1 熱硬化性樹脂複合材料の認定方法

現状、複合材料が適用されている航空機の主構造部品では、熱硬化性樹脂であるエポキシ樹脂がマトリックス樹脂として主に用いられている。米国における複合材料の認定プロセスは、FAA（Federal Aviation Administration：米国航空局）が発行している、DOT/FAA/AR-00/47“MATERIAL QUALIFICATION AND EQUIVALENCY FOR POLYMER MATRIX COMPOSITE MATERIAL SYSTEMS”がガイドラインとなっており、一般的には、各航空機製造メーカーが複合材料の認定作業を実施し、航空局の認可を得ている。熱硬化性樹脂複合材料の認定作業では、プリプレグの硬化前後の特性、硬化した複合材料パネルの各強度特性を取得する必要がある。認定作業には、材料特性の安定性やデータの信頼性を検証するために、材料の製造バッチや複合材パネルの製造数を増やし、大量の試験が要求される。取得した大量のデータは、MIL-HDBK-17等に従い、統計処理され評価される。図4.1.1-1 に認定試験に必要な材料バッチ及び複合材パネルの製造数の例を示す。また、認定作業で実施される試験内容を表4.1.1-1 に示す。

複合材料の各強度特性を取得する上で、重要なポイントは、複合材料のマトリックスが樹脂であるために、マトリックス樹脂の吸湿なしの低温下、常温下及び高温下、吸湿ありの高温下特性の取得が必須となる。その試験条件は、航空機の使用条件に合致させる。一般的な試験条件を以下に示す。

・低温吸湿なし　（CTD）：　-54℃、試験片は製造したままで試験。
・室温吸湿なし　（RTD）：　試験エリアの温度条件、試験片は製造したままで試験。
・高温吸湿なし　（ETD）：　82℃、試験片は製造したままで試験。
・高温吸湿あり　（ETW）：　82℃、試験片を85% の相対湿度下で飽和吸湿させた状態
で試験。

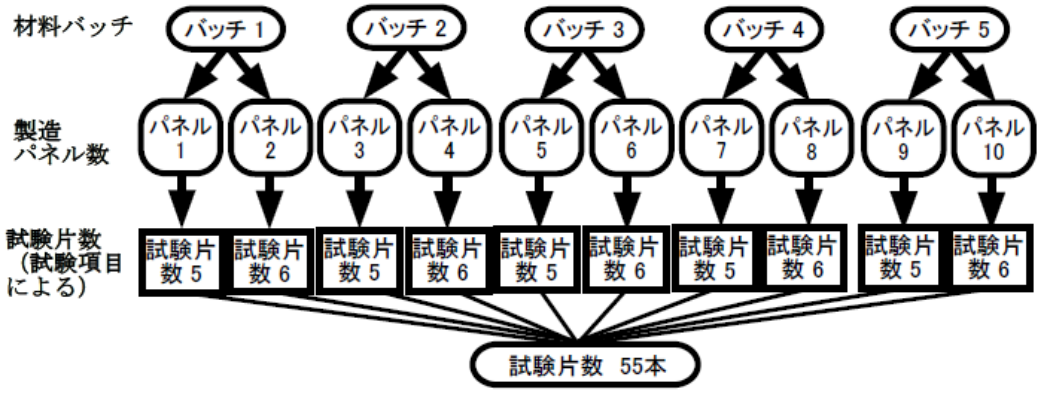


図 4.1.1-1 複合材料の認定試験項目毎に必要な材料バッチ及び複合材パネルの製造数（例）

表 4.1.1-1　複合材料認定作業内容

試験項目	試験内容
硬化前のプリプレグの特性	硬化前のプリプレグの樹脂含有量、樹脂のフロー特性等の物理的特性及び樹脂の成分の均一性確認のための化学的特性を取得する。 表 4.1.1-2 に試験内容及び必要試験バッチ数を示す。
複合材料パネルの物理特性	硬化後の複合材パネルのボイド率、ガラス転移温度等の物理的特性を取得する。 表 4.1.1-3 に試験内容及び必要試験バッチ数を示す。
複合材料パネルの強度特性	硬化後の複合材パネルの各種強度特性を取得する。 表 4.1.1-4 に試験内容及び試験環境条件、必要試験バッチ数、試験片本数を示す。
複合材料パネルの耐燃料特性	硬化後の複合材パネルの耐燃料特性を取得する。 表 4.1.1-5 に試験内容及び必要試験数を示す。

表 4.1.1-2　硬化前のプリプレグの特性 [1)]

No.	Test Property	Test Method(s)		No. of Replicates per Batch
		ASTM	SACMA	
1	RESIN CONTENT	D 3529, C 613, D 5300, D3171	RM 23, RM 24	3
2	Volatile Content	D 3530	- - -	3
3	Gel Time	D 3532	RM 19	3
4	Resin Flow	D 3531	RM 22	3
5	Fiber Areal Weight	D 3776	RM 23, RM 24	3
6	IR (Infrared Spectroscopy)	E 1252, E 168	- - -	3
7	HPLC (High Performance Liquid Chromatography)*	- - -	RM 20	3
8	DSC (Differential Scanning Calorimetry)	E 1356	RM 25	3

* Sections 5.5.1 and 5.5.2 of MIL-HDBK-17-1E describe detailed procedures that will be used when extracting resin

表 4.1.1-3　複合材料パネルの物理特性 [1)]

Physical Property	Test Procedure	No. of Replicates per Batch
Fiber Volume	ASTM D 3171[1] or D 2584[2]	See note 3
Resin Content	ASTM D 3171[1] or D 2584[2]	See note 3
Void Content	ASTM D 2734[4]	See note 3
Cured Neat Resin Density	ASTM D 792	See note 5
Glass Transition Temperature (dry[6])	SACMA RM 18	3
Glass Transition Temperature (wet[7])	SACMA RM 18	3

Notes:

1. Test method used for carbon or graphite materials.
2. Test method used for fiberglass materials.
3. At least one test shall be performed on each panel manufactured for qualification (see appendices A and B).
4. Test method may also be applied to carbon or graphite materials.
5. Data or neat resin sample should be provided by material supplier for each batch of material.
6. Dry specimens are as-fabricated specimens that have been maintained at ambient conditions in an environmentally controlled laboratory.
7. Wet specimens are humidity aged until an equilibrium moisture weight gain is achieved, per section 3.2.

表 4.1.1-4　複合材料パネルの強度特性 [1)]

Figure No.	Test	Method Reference	No. of Specimens Per Test Condition			
			CTD[1]	RTD[2]	ETW[3]	ETD[4]
9 or 10	0° (warp) Tensile Strength	ASTM D 3039	1 x 7	5 x 7	5 x 7	1 x 7
9* OR 10*	0° (warp) Tensile Modulus, Strength and Poisson's Ratio	ASTM D 3039	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
11	90° (fill) Tensile Strength	ASTM D 3039	1 x 7	5 x 7	5 x 7	1 x 7
11*	90° (fill) Tensile Modulus and Strength	ASTM D 3039	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
12	0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	1 x 11	5 x 11	5 x 11	1 x 11
13*	0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
14	90° (fill) Compressive Strength	SACMA SRM 1	1 x 11	5 x 11	5 x 11	1 x 11
15*	90° (fill) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
16	In-Plane Shear Strength	ASTM D 5379	1 x 7	5 x 7	5 x 7	1 x 7
16*	In-Plane Shear Modulus and Strength	ASTM D 5379	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
17	Short-Beam Shear	ASTM D 2344	--	5 x 11	--	--

* strain gages or extensometers used during testing

Notes:

1. Only one batch of material is required (test temperature = -65 ±5°F, moisture content = as fabricated[5]).
2. Five batches of material are required (test temperature = 70 ±10°F, moisture content = as fabricated[5]).
3. Five batches of material are required (test temperature = 180 ±5°F, moisture content = per section 3.2).
4. Five batches of material are required (test temperature = 180 ±5°F, moisture content = as fabricated[5]).
5. Dry specimens are as-fabricated specimens that have been maintained at ambient conditions in an environmentally controlled laboratory.

表 4.1.1-5　複合材料パネルの耐燃料特性 [1)]

Fluid Type	Test Method	Test Temp. (°F)	Exposure[1]	Number of Replicates[2]
Jet Fuel JP-4	ASTM D5379[3]	180	See note 4	5
Hydraulic Fluid	ASTM D5379[3]	180	See note 5	5
Solvent	ASTM D5379[3]	Ambient	See note 5	5

Notes:
1. Soaking in fluid at ambient temperature (immersion)
2. Only a single batch of material is required
3. Shear strength only
4. Exposure duration = 500 hours ±50 hours
5. Exposure duration = 60 to 90 minutes

材料の認定と平行して、複合材料部品の設計のために、設計データを取得する必要がある。設計データは、複合材料の認定作業で取得した強度特性データに加え、適用する部品に必要な強度特性データを取得する。取得したデータは、MIL-HDBK-17等に従い、統計処理され、設計計算に使用される。また、図4.1.1-2 に示すように、複合材料部品は強度妥当性評価を行うために、Building Block Approach と呼ばれる方法で開発が行われている。Building Block Approachは、クーポンレベルの試験評価、エレメントレベルの試験評価、部分構造レベルの試験評価、コンポーネント及びフルスケール構造の評価と構造レベルを段階に追って検証していく手法であり、従来の金属構造において確立された有効な手法である。このスケールアップしていく手法は、過剰な設計やリスクを回避するための効率的な手法であるが、各段階においてその安全度を明確にすることができないため、複合材構造の不確定性や成形の困難さも影響して、多くの検証試験を積み重ねていくことが要求され、開発コストや開発期間の増大を招くことになる。ただ、現状では実構造レベルでの不具合による後戻りのリスクを考えると、最も効率的な手法と考えられている。[2)]

更に、複合材料部品の認定には、部品の安定的な製造方法を確保するために、以下に示す製造設備の認定を必要とする場合がある。設備認定に関しては、各航空機製造メーカーの規定するルールに従って行われる。

- オートクレーブ（硬化設備）：
  部品の硬化が確実に行われるために重要な、温度分布、圧力、真空度を確認する。
- プリプレグの自動裁断機：
  プリプレグの切断寸法や品質に問題ないことを確認する。
- プリプレグの自動積層機：
  プリプレグの自動積層方向、角度、位置及び品質に問題ないことを確認する。
- プライロケーター（レーザーによりプリプレグの積層位置を照射する装置）：
  プログラム通り、積層位置が照射されているかを確認する。
- 非破壊検査設備（超音波探傷装置等）：
  内部欠陥を判定する標準試験片を作製し、非破壊検査が適切に実施できるかを確認する。

また、複合材料部品の認定には、内部品質確認のため、代表的な部品の破壊試験が行われるのが一般的である。破壊試験では、内部欠陥（ボイド、層間剥離等）の有無、積層方向等、技術要求に部品が合致しているかを確認する。破壊試験で問題が発見された

場合は、品質改善及び再試験が要求される。

以上の材料及び部品の認定方法は、欧州においても、ほぼ同様の手順が取られている。

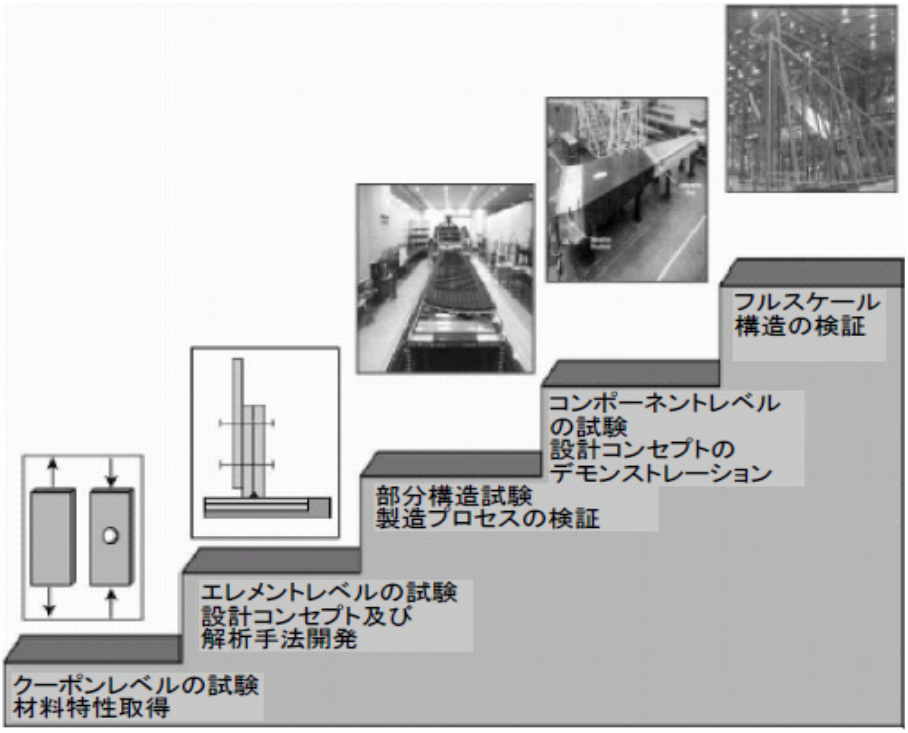


図 4.1.1-2　Building Block Approach

4.1.1　参考文献

1)DOT/FAA/AR-00/47, “MATERIAL QUALIFICATION AND EQUIVALENCY FOR POLYMER MATRIX COMPOSITE MATERIAL SYSTEMS”

2) JAXA-RR-05-005, “先進複合材構造への確率論的設計解析手法の適用について”

4.1.2 認定方法における熱可塑性樹脂複合材料と熱硬化性樹脂複合材料の違い

航空機への複合材料適用率は、これまで機体重量の数%から 20%程度であったが、近年、その適用量及び範囲が飛躍的に拡大している。例えば、民間航空機分野では、Airbus 社 A380 が機体重量の約 20%、Boeing 社 Boeing787 が機体重量の約 50%に複合材料を適用している。この Boeing787 に至っては、機体外表面のほとんどが複合材で占められている。これまで航空機に適用された複合材料は、そのほとんどが熱硬化性樹脂複合材料である。そのため、熱硬化性樹脂複合材料については、民間航空機への適用のために要求される耐空証明や型式証明取得のプロセスも確立されており、今後もその適用範囲を拡大していくことが予想されている。

一方、熱可塑性樹脂複合材料は、これまで航空機への適用がほとんど進んでいなかったが、特に欧州にて適用箇所が徐々に拡大している。適用例として Airbus 社 A340-500/600 リーディングエッジを図 4.1.2-1 に示す。

図 4.1.2-1　A340-500/600 リーディングエッジ [1)]

熱可塑性樹脂複合材料及び熱硬化性樹脂複合材料は、ガラス転移温度でその特性が大きく変化する特性を有するので、実機適用する際には、ガラス転移温度が使用上限温度の目安とされ、機体への適用箇所等が設定される。従って、熱可塑性樹脂複合材料及び熱硬化性樹脂複合材料は、暴露環境及び想定荷重（Environmental design criteria）を明確にし、強度試験を実施して設計に必要となる強度計算値を取得する必要がある。このプロセスは、航空機への熱可塑性樹脂複合材料適用が進んでいる欧州において、欧州航空局（JAA）により明確に示されており、熱可塑性樹脂複合材料と熱硬化性樹脂複合材料の間に材料の違いによる違いは存在しない[2)]。米国においても複合材料認定に関する文書（CMH-17や AC20-107B）が本年中に発行され、熱可塑性樹脂複合材料に対する同様の認定プロセスが明確にされると思われる。

また、熱可塑性樹脂複合材料の民間航空機適用を拡大するためには、試作機あるいは実機への適用実績を重ねていき、信頼性を獲得していくことが非常に重要である。そのためには軍用機等の民間航空機以外への適用も検討していく必要がある。

例えば、欧州ではこれまで二次構造に熱可塑性樹脂複合材料を適用した実績を持っているが、一次構造への適用実績はない。そこで、まずは軍用機の一次構造として熱可塑性樹脂複合材料を適用し、適用実績を積み重ねていこうとしている。日本においても、防衛省の開発機への適用も含め、官・民・学によるオールジャパン体制での取り組みを検討するべきである。

4.1.2　参考文献

1) Rob Ferguson, “Large Scale Composite Testing at Airbus Filton Site”, 2nd International Conference on Composites Testing and Model Identification, 2004

2) Appendix 4　（株）ジャムコ　熱可塑性樹脂複合材料に関する最新動向等の調査概要

４．２　適用時に想定される課題

4.2.1 認定上の課題

熱可塑性樹脂複合材料部品を航空機の主構造部位に適用する場合、基本的には、熱硬化性樹脂複合材料部品の認定アプローチを踏襲するが、熱可塑性樹脂の特性を考慮すると、認定上、配慮しなければならない課題が存在する。課題を表 4.2.1-1 に示す。

表 4.2.1-1　熱可塑性樹脂複合材料部品認定上の課題

	課題
プリプレグ	熱硬化性樹脂プリプレグと違い、温度管理が不要で、保管寿命も不要だが、どのように熱可塑性樹脂プリプレグを管理するか。
部品製造方法	熱可塑性樹脂複合材料部品は、熱硬化性樹脂複合材料部品と異なった製造プロセスとなるために、どのような部品認定プロセスを採用するか。 ・ レイアップ（プリプレグにタック力がないので、繊維方向の保証が難しい。）。 ・ 加熱方法や加熱温度、時間の管理。 ・ 加圧方法や圧力の管理。
部品	部品製造後の修理手法の開発。

航空機の主構造に熱可塑性樹脂複合材料の適用率を増大させるためには、自動積層機を使用したダイレクトコンソリデーション（In-Situ プロセス）技術等、コスト競争力のある、革新的な技術を採用する必要があるが、先に述べたように、革新的な技術を採用した場合、部品認定プロセスが複雑になると考えられる。

4.2.2 技術開発課題

航空機には自動車の 100 倍以上の部品点数が必要とされる。そのため、航空機に熱可塑性樹脂複合材料を適用するために、高レートかつ低コストの部品成形法の開発が大変重要となってくる。そこで、熱可塑性樹脂複合材料の航空機部品への適用拡大にとって重要と考えられる、熱可塑性樹脂複合材料固有の技術開発課題について、本項で述べる。ここに示す課題を解決していくことで、本分野における日本の地位が確立されていくと考える。

(1)樹脂開発

航空機構造に適用できる熱硬化性樹脂はエポキシ樹脂系を含め多く存在するが、熱可塑性樹脂は、その種類が少ないため、航空機設計における材料選択の自由度に大きな制限を与えている。また、その種類が少ないため、熱可塑性樹脂複合材料が発揮する特性も制限され、その結果、適用範囲を広げることも難しい。

航空機構造部品に適用されている PEEK 樹脂や PPS 樹脂は、コンソリデーション温度が高く（約 400℃）、低タック性のため成形性も良くない。また、PPS 樹脂については、Tg が約 90℃であり、航空機構造部品に一般に適用される熱硬化性樹脂に比べ（150～200℃）、非常に低い。そのため、材料の適用範囲拡大するためには、低コンソリデーション温度、高 Tg 及び良好な成型性を有する新熱可塑性樹脂の開発が必要不可欠である。

(2)接合技術

熱可塑性樹脂複合材料を適用する際のメリットの一つである、一体成形を可能とする製造プロセスには、前述の融着法及びコ・コンソリデーション法がある。

融着法には、抵抗融着（Resistance welding）、誘導融着（Induction welding）及び超音波融着（Ultrasonic welding）があり、図 4.1.2-1 に示された A340-500/600 リーディングエッジはスキンとリブは抵抗融着により接合されている。しかしながら、品質が安定しない、接着可能面積が小さい等の課題も多く、今後の技術発展が望まれる。

コ・コンソリデーション法は、高温で圧着することで一体成形を可能とするが、オートクレーブを必要とするため、設備費及び製造コストの低減が難しい等の課題がある。

(3)製造設備

一般に熱可塑性樹脂複合材料は材料費が高額であるが、プロセスの自動化により、部品製造のトータルコストが熱硬化性樹脂複合材料あるいは金属材料と競合可能なレベルになる可能性を秘めている。製造プロセスにおいて自動化の対象となるのは、素材運搬、自動積層及び非破壊検査と多岐に渡るが、特に自動積層は複雑形状の一体成形や大型部品製造にとって、有効な技術である。

自動積層方法には、ATL（Automated Tape Laying）及び AFP（Automated Fiber Placement）があり、現在欧米を中心に技術開発されている（図 4.2.2-1 及び 4.2.2-2）。また、自動積層方法は、ダイレクトコンソリデーションと組み合わせることで、大型複雑形状部品の一体成形及びオートクレーブ省略が可能となり、製造時間及びコストの削減に大きく寄与すると考えられるため、今後の技術開発による実用化が望まれる。

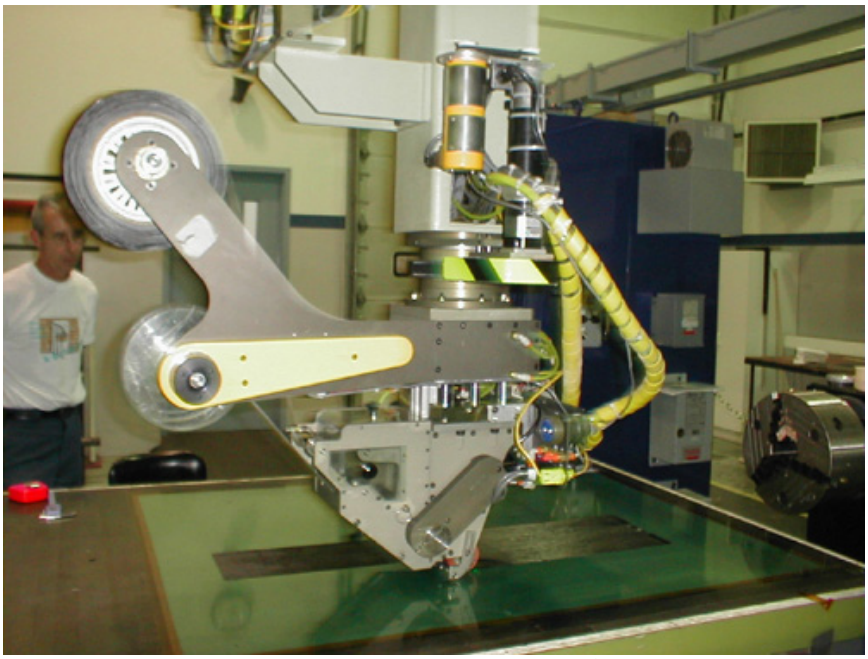


図 4.2.2-1　ATL 装置外観 [1)]

図 4.2.2-2　AFP 装置外観 [1)]

(4)修理技術

航空機の運用時には、離着陸時の鳥衝突や整備道具落下等により、複合材部品が衝撃損傷を受ける可能性がある。そのような場合、運行スケジュールに影響を与えないように運行会社にて対応可能な修理方法が要求される。そのため、運用する上で、その修理方法の汎用性及び容易化が課題に挙げられる。

熱硬化性樹脂複合材料の損傷時には、損傷の広さや深さにより、樹脂注入法やパッチ法（図 4.2.2-3）で損傷部の修理を行っており、熱可塑性樹脂複合材料も同様の修理方法を適用することができる。それに加え、修理パッチに使用する材料として、貯蔵管理を必要とする熱硬化性樹脂複合材料ではなく、貯蔵管理を必要としない熱可塑性樹脂複合材料を用いれば、運行会社でも材料管理が容易となる。また、熱可塑性樹脂複合材料は、損傷箇所に温度及び圧力を加えることで、衝撃により生じた層間剥離等の内部欠陥を修理し、損傷前と同品質まで修復できる可能性がある。

ここで述べた修理方法は低コスト化、修理性向上を達成する上で非常に魅力的であるが、欧米でもまだ研究段階であり、今後その修理方法について広く検討されることが望まれる。

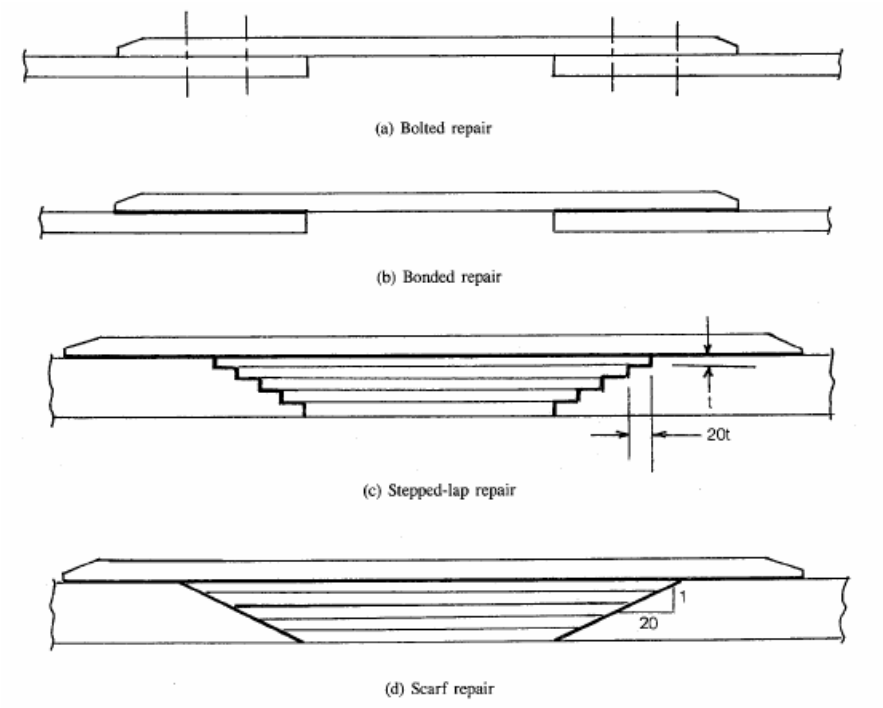


図 4.2.2-3　複合材部品修理方法 [2)]

4.2.2　参考文献

1) Automated Dynamics 社ウェブサイト, http://www.automateddynamics.com
2) Michael C.Y.Niu, “COMPOSITE AIRFRAME STRUCTURES”, HONG KONG CONMILIT PRESS LTD, pp534

第５章　海外現地調査結果

熱可塑性樹脂複合材料の適用進展が著しい欧州の状況について、平成 19 年度の航空機部品や自動車部品等の適用状況調査に引き続き、本年度は欧州の熱可塑性樹脂複合材料の成形技術･装置の開発状況について調査を実施した。

５．１　出張期間と調査場所および出張者

5.1.1 出張期間

1 月 10 日（土）　成田/関空発　　アムステルダム着
11 日（日）　アムステルダム → リヨン（仏）
12 日（月）　Pinett Emidecau Industries → ミュンヘン（独）
13 日（火）　Krauss Maffei → ブレーメン（独）
14 日（水）　Faser Institut Bremen → アムステルダム（蘭）
15 日（木）　Airborne Composites → TU Delft → マンチェスター（英）
16 日（金）　Victrex → アムステルダム（蘭）
17 日（土）　アムステルダム発
18 日（日）　成田/関空着

5.1.2 視察先：

Pinette Emidecau	：5rue Paul Sabatier BP77-71103 Chalon、 FRANCE
Krauss Maffei	：80997 Munich、 Germany
Faser Institut Bremen	：D-28359、 Bremen、 Germany
Airborne Composites	：Ypenburg Den Haag、 Netherland
TU Delft（TUD）	：Kluyverweg 1 2629 HS Delft、 Netherlands
Victrex	：Thornton Cleveleys Lancashire FY5、 UK

5.1.3 出張者：

高橋淳	東京大学工学系研究科　システム創成学専攻
鵜沢潔	東京大学工学系研究科　システム創成学専攻
橋本貴史	東レ（株）複合材料研究所
濱本貴也	川崎重工業（株）　航空宇宙カンパニー　技術本部研究部
古挽彰	（株）ＩＨＩ　技術開発本部　生産技術開発部
金子学	三菱レイヨン（株）
榎本清志	（財）次世代金属・複合材料研究開発協会
飯塚健治	飯塚テクノシステム（有）

５．２　調査先概要

今回の調査では、熱可塑性樹脂 PEEK の製造メーカーである Victrex 社から、熱可塑性樹脂に特化した成形機械を開発・製造している Pinett Emidecau Industries 社と Krauss Maffei 社、ファブリケーターの Airborne 社、さらに本分野の研究を精力的に進めているデルフト工業大学（TUD）と Faser Institut Bremen 大学までと、熱可塑性樹脂系複合材料分野のほぼ全ての分野におけるトップランナーを視察することが出来た。

5.2.1 成形装置開発・製造メーカー （Krauss Maffei、Pinett Emidecau Industries）

Krauss Maffei 社は、世界で最初に射出成形装置を開発し、本装置の世界トップシェア（昨年度）を誇る成形機メーカーである。とくに近年開発された IMC（D-LFT）成形機は、短繊維による熱可塑性樹脂複合材料を、低コスト・ハイサイクルで成形可能であり、LFI スプレーアップ成形装置は、長繊維強化複合材料の中規模量産性に優れた成形機である。

また、Pinett Emidecau Industries 社は、熱可塑性樹脂複合材料部材のプレス成形に特化した成形機の開発・製造メーカーである。同社の成形機は、すでに Airbus A340、A380 の部材（J-ノーズのリブ部材）の成形機として、Stork Fokker 社などで多く用いられている。

今回、両社共に製造工場や試験機を見学し、さらに成形機の開発動向を聞くことが出来た。

5.2.2 熱可塑性樹脂複合材料成形メーカー（Airborne Composites）

Airborne Composites 社は、熱硬化性樹脂複合材料から熱可塑性樹脂複合材料まで、幅広く複合材料構造品の開発を進めている成形メーカーである。同社は、プリプレグ材料による航空機や衛星部品の開発・製造に加え、熱可塑性樹脂複合材料によるテープワインディング装置により、パイプ材の成形などをエンドレスに作成する独自技術・装置を開発している。

同社は、開発案件毎に熱硬化・熱可塑を使い分けており、実際に設計開発を通してビジネス展開している立場から、熱可塑性樹脂の利点・課題に関する具体的な意見を聞くことが出来た。

5.2.3 熱可塑性樹脂複合材料の大学研究機関（Faser Institut Bremen、TUD）

Faser Institut Bremen 大学とデルフト工業大学（TUD）は、欧州で熱可塑性樹脂複合材料を精力的に研究している大学であり、最新の研究内容や将来性・方向性についてディスカッションした。さらに、Faser Institut Bremen 大学では低コスト成形の方向性として重要な自動成形技術について、TUD ではプレス成形技術や大型化に向けたリアクション樹脂による VaRTM 成形技術とその応用例など、最新の研究内容も確認できた。

Faser Institut Bremen 大学は、Airbus 社の CFK Valley Stade など民間レベルの予算が多く含まれ、企業からが 60%、公的予算が 30%、残り 10%が補助金となっている。カイザースラウルテン大学の IVW も、教育的研究と企業と結びついた研究を並列的に進めている研究機関であるが、やはりその資金の 65%を大学外から得ているとのことであった。一方、TUD の研究は、主に航空機分野の公的研究プログラムとして進めている。これはオランダの数少ない国立工科大学としての特殊な事情によるところが大きいが、特筆すべきは TUD だけでも日本のナショプロ数個を合わせた以上の予算規模で進められている点であろう。

5.2.4 熱可塑性樹脂複合材料の原材料メーカー（Victrex）

Victrex 社では、航空機主構造材料として現在唯一適用されている熱可塑性樹脂 PEEK のトップメーカーである。Victrex 社は、現在重合能力 4200t/年の PEEK 生産量を有し、今回は、昨年稼動を始めた 2 系列目の量産プラントや、その原材料から繊維強化複合材料、フィルム材料、さらに工業部材へ展開している様子を確認する事ができた。

５．３　欧州の熱可塑性樹脂複合材料の状況

一般に、熱可塑性樹脂複合材料の成形には、従来の熱硬化性樹脂複合材料以上に専用の装置・設備が要求される。今回の視察を通して、欧州では、単なる材料開発に留まらず、成形方法と、その成形装置までの全てにわたる要素技術が、ひろく研究されていることが確認された。とくに、成形装置の開発は、開発コストの問題や性能評価の複雑さから、一社が独自に開発することが難しい。欧州の今日の状況は、十数年にわたる長期的な産学官を挙げた取り組みの成果である。訪問先の多くで、熱可塑性樹脂複合材料の利点として、成形コストの低減を挙げていたが、それはこれら技術インフラとも言える成形設備・装置の技術があってはじめて可能となる。

一方で、熱可塑性樹脂複合材料を、航空機レベルの一次構造部材に適用するためには、まだ解決すべき課題が多いことも確認できた。PEEK に替わる低コスト高耐熱樹脂材料の要求は、単なる材料価格の問題だけでなく、もっと低い成形温度への要求でもあった。

以上の課題に対して、Victrex 社は内製化を通した製造コストの削減を進めてはいるものの、新たな樹脂開発のアナウンスは無かった。また、Airbus 社の動向でも、主構造としての採用は、A350 以降になるとのことだった。当面は、欧州においてもまだ小部品・二次構造部材を中心とした適用が先行していくと考えられる。

５．４　まとめ

欧州の熱可塑系複合材料の材料･成形機メーカーやファブリケーターさらに大学を視察して、熱可塑性樹脂複合材料分野の最新の状況を確認することができた。それらは、長期の研究の成果であったが、一方で、まだ完成した技術ではない。現状のプレス成形に代表される成形方法・設備は、大型部材の成形には課題が多く、航空機の一次構造部材に適用するためには、さらなる材料・設備合わせた研究開発が必要であると思われる。

５．５　調査先詳細内容

5.5.1 **Pinett Emidecau Industries**

(1)調査日時

2009/01/12、10：00－15：30

(2)面談者

Eric Bidaut、 Area sales manager

Alain Lagoutte、 Resonsable Commercial / Sales Manager

Gerard Lagoutte、 President

(3)機関概要

a)歴史

1863　メカニカルプレスメーカーとして創業

1985　航空機および自動車向け Design & Manufacturing

1988　Lagoutte Holdings グループ入り

b)会社規模

社員 140 人（Engineer 25 人、Technicians 35 人/製品分野で見ると自動車 40 人、航空 25 人）、売り上げ　250 億円

c)取引先

航空：AIRBUS、Boeing、EUROCPTER、Dassault、HAL、SONACA

自動車：Citoroen、HYUNDAI

欧米とは取引が多い。

アジアでも中国、韓国、インドの自動車や航空宇宙企業に導入例があるが、日本は現時点でゼロ。

d)業務の特徴

客先とのミーティングによって機械の仕様を決定。これを受けて、Pinette Emidecau が成型の条件出しを行い、設計と製造を行い、現場での立ち上げまで行う。

(4)調査内容

a) Pinette Emidecau のプレス機が使用されている例

①A380 の J-Nose。Stork-Fokker が Pinette Emidecau のプレス機を導入して J-Nose を製造している。

②B787 のドアパーツ。チェコの LATTECORE が Pinette Emidecau の加工機を使用している。

③その他に、A380 の Wing BOX（全長 7m）用の RTM マシン。CABRI（フルコンポジットヘリ）のパーツ加工マシン。ARIAN5 のフレームの組み立て治具など。

b)主な製品

①R&D マシン

Boeing 社では、R&D マシンとしてシアトルにラボマシンを導入している。

図 5.5.1-1 参照。

図 5.5.1-1　ラボマシン

②熱硬化コンポジット、熱可塑コンポジットの Compression PRESS

客先の要求にあわせてカスタム可能である。RTM プレス、SMC プレス、GMT 製造ライン、Woodstock 製造ライン、EPDM 製造ラインなどもそろえている。図 5.5.1-2 参照。

最大圧力 1800ton、最大温度 500℃まで、
Heating、Cooling、Transfer 機能を備える。
図 5.5.1-2　熱可塑コンポジット用プレスマシン

c)製品の特長、今後の動向など

Stork Fokker 向けの次の装置は、all automatically （Transfer と Cramping）となる予定である。またボーイングは、Small R&D machine を購入し、シアトルに設置した。

加熱方法は、IR の short wave と long wave を使い分ける。 RTM と TPC 両方を扱える mixed machine もある。

TESLA 向け電気スポーツカー（フルコンポジット）のパーツ加工機も出荷している（参考；http://wiredvision.jp/news/200712/2007121221.html）。

加工ツールは、metal-composite （シリコーンゴムなど）で構成される。成型条件は、客先と Pinette Emidecau の共同で研究する。シワは、クランプの圧力で調整する。深絞りのようにオス型を 2type 用意して、2 段プレスを行うことも可能である。

繊維の表面処理や樹脂の改質については、客先が取り扱う問題だが、Pinette Emidecau 側から、協業する会社にアドバイスを求めることもあるという。

Boeing は、熱硬化性樹脂複合材料（TSC）をメインとしているが、熱可塑性樹脂複合材料（TPC）は今後どのように伸びると予測するか？という質問に対しての回答は、「PEI から見ると、TPC のプレス加工は伸びる。そうすれば市場が大きくなる。安くなる。TSC は多くのパーツをつくるのに時間がかかる。ヨーロッパは TPC を 20 年間続けてきており、ボーイングは追いつけないだろう」とのことであった。

(5)その他

現在の主力は、自動車用パーツや航空機用パーツのプレス機であり、開発目標は Full automation 化とスピード向上である。パーツの加工コストの低減によって熱可塑 FRP の素材費の高さを補うという考えは、ヨーロッパの FRP 企業が一貫してもっている思想である。

プレス加工において一番大事となる金型形状や板のクランプ条件などは、プレス加工を実施する企業が蓄えておかなければいけない技術である。このため、Pinette Emidecau のプレス機が世界的に使用されており、スタンダードになりつつあるといっても、熱可塑コンポジットの経験のない企業では、Pinette Emidecau のプレス機を導入したからといって、すぐにも量産可能となるということはないであろう。

しかしながら、将来的に日本国内で熱可塑コンポジットのプレスを行う企業があらわれた場合には、Pinette Emidecau のラボマシンなどを導入し、技術研究を行う必要があるだろ

う。Pinette Emidecau の技術は、プレス一連の作業における省人化およびスピード向上を可能にしていることから無視できるものではない。また、航空機製造などにおいては認定作業が発生することから、航空機パーツ加工装置の実績数が多いということも利点であると考える。

5.5.2 **Krauss Maffei**

(1)調査日時

2009/01/13、10：00－15：30

(2)面談者

Christian Veser （IMC 営業担当）
Markus Shinabeck（プロジェクトマネージャー）
Erich Fries（LFI 営業担当）

(3)機関概要

1959 年、世界で最初に射出成形装置を開発した。昨年のグループ全体の射出成形機の出荷台数は、950 台で世界トップシェアとのこと。射出成形機の売り上げは、2001 年 411 万€→2008 年 1004 万€で急拡大している。自動車向け、中国向けが牽引とのこと。グループの社員数は 4000 人、内、技術者は 250 人。射出成形技術、押出（混練）技術、反応成形技術を全て有する、唯一の機械メーカーであることが強みとのこと。後述の IMC、LFI 以外に、ダストやオイルの飛散が無く、クリーン度の高い部材が成形できるメディカル用射出成形機等、他社にない独自の射出成形機を事業化している。

(4)調査内容

a) IMC （Injection Molding Compounding）

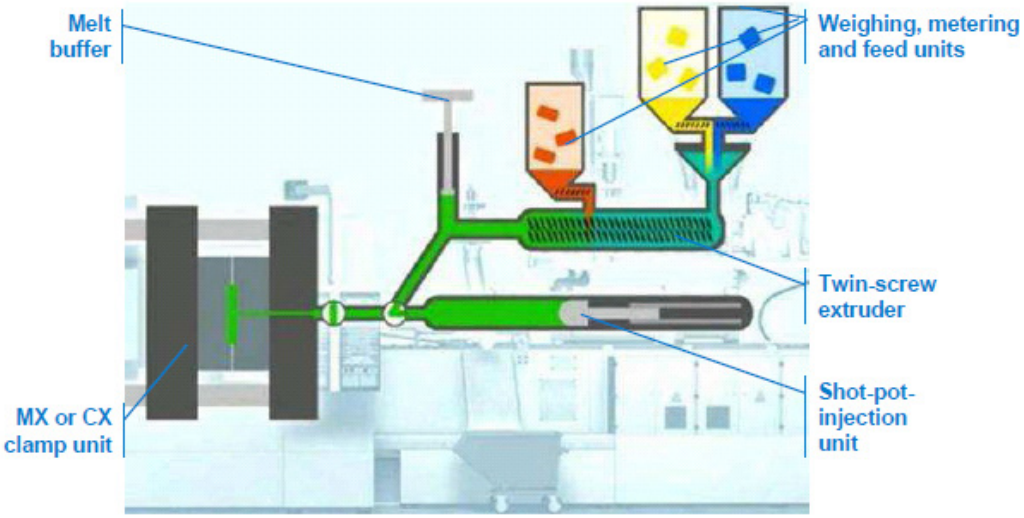


図 5.5.2-1　熱可塑コンポジット用プレスマシン

①技術概要

図 5.5.2-1 に示す熱可塑コンポジット用プレスマシンは、繊維と混練したポリマーをバッファーする機構を有することにより、ダイレクトロービングと射出成形を直結した。単にダイレクトロービングを射出成形と直結すると、脱型等の間はエクストルーダーを止め、射出時に再度始動する、間欠運転となるため、消費電力が大きい、滞留時間が長くなりポリマーの劣化が起こりやすいという問題がある。IMC は、射出時以外ではポリマーバッファーにポリマーを一旦溜めながらエクストルーダーを連続運転するため、上記問題が起こらない。また、射出はスクリューを使わない Shot-Pot インジェクションンのため、強化繊維の破断が少ないという特徴がある。上記ポリマーバッファー中のポリマーは、射出時に完全にシリンダーで押し出されるため、ポリマー滞留は無いとのこと。これらの技術は Krauss Maffei 社の特許とのこと。ロービングは、エクストルーダーの途中から、計量されながら供給される。エクストルーダーのスクリュー構造に、ロービングの安定供給、繊維長の制御のためのノウハウがあるとのこと。

②メリット

原料に強化繊維と樹脂ペレットを用いるため、短繊維強化ペレットを用いる場合と比較して、原料費は 0.3～1.0€/kg のコストダウンとなる。射出後の平均繊維長が長い（GF 長繊維ペレットが 1mm に対し、GF を用いた IMC は 4mm のデータあり）ので、同じ繊維量であれば成形品の機械特性が高い。成形中に繊維含有量を容易に変更可能。

③デメリット

装置費が高い。射出圧 3.2t のもので 250 万€であり、通常の射出成形機より 50 万€程度高い。

ガラス繊維では、Wf40％程度で機械特性が飽和するとの発言があり、繊維量を高めても成形品の機械特性が上がらない可能性がある。成形品中の繊維長分布が広い（長い繊維も多いが短い繊維も多い）、あるいは、繊維の分散が不十分である可能性がある。

④実用化例

自動車用途では、VW Golf のフロントエンドグリル等に採用。また、洗濯機の部品、搬送用部材等にも使用されている。

⑤コスト試算

表 5.5.2-1 に示すコスト試算条件で、5 ヶ月で投資回収可能とのこと。

表 5.5.2-1 コスト試算条件

稼働時間 (時間／年)	サイクルタイム (秒)	部品重量 (Kg)	材料コスト（€/kg）		装置価格差(IMC－通常射出成形、千€)
			GF 長繊維 PP ペレット	GF+PP+添加剤	
7200	50	2.5	2.25	1.35	500

⑥開発状況等

日本では自動車メーカーが 1 台導入した。実用化されているのはガラス繊維、ケナフ繊維、麻繊維、木粉、鉄粉等。炭素繊維も半年前から検討を開始した。

⑦その他

装置費が高いため、新規に装置を導入するにはハードルが高い。ある程度以上の量を

生産しないとペイしないため、航空機用途よりは自動車用途に適しているのではないかと考えられる。また、得られる成形品の機械特性は、長繊維強化ペレットの射出成形品より高いとしても、航空機用途での適用できる部材はあまり無いかもしれない。

b) LFI　(Long Fiber Injection)

①技術概要

ロービングを図 5.5.2-2 に示すノズルヘッド中で切断して形成したカットファイバーと、ポリウレタン樹脂モノマー(イソシアネートとポリオールとの混合液)と合わせて、ヘッドからプレス金型上に噴射後、プレス成形する。ヘッドはロボットに取り付けられており、部材の位置によって繊維含有率を変えることができる。また、ロービングを切断する刃の取り付けを変えることにより、長さの異なるカットファイバーを２種類同時に噴射することも可能。

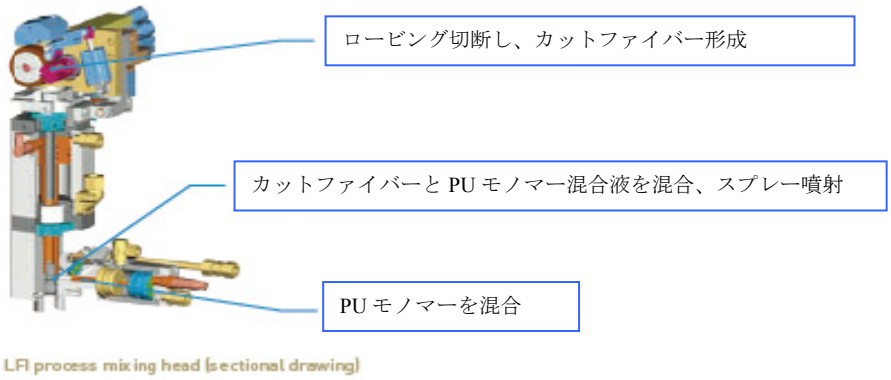


図 5.5.2-2　ノズルヘッド模式図

②特徴

強化繊維を必要な部分に配することができるので、材料の利用効率が良い。自動車のルーフ程度の部材の成形サイクル（スプレー＋プレス成形）時間は 90 秒程度である。強化繊維の配向は等方性となる。インモールドで積層、塗装をすることにより、サンドイッチ構造や塗装表面を効率よく形成することができる。ガラス繊維含有率 20%程度で、比重が１程度であることから、10～20%程度の気泡を含有していると推定される。

③実用例

Opel Zafira の天井材、GM Pick Up のテールゲート等に採用されている。

④開発状況等

半年前から炭素繊維の検討も開始した。炭素繊維は、ガラス繊維よりも開繊しにくいため、使用できる繊維カット長が制限されるとのこと（ガラス繊維は 100mm まで可能なのに対し、炭素繊維は 25mm まで)。

⑤その他

日本の自動車メーカーは、リサイクル不可・燃焼時のシアンガス発生を理由に、ポリウレタンの使用を避ける傾向があるが、欧米メーカーはそのような傾向は無いとのこと。ポリウレタンはポリプロピレン、ナイロン等よりポリマーコストは高いと思われるが、部材の構造によっては成形コストを含めると本技術の方が競争力があるものと推測する。

5.5.3 **Faser Institut Bremen**

(1)調査日時

2009/01/14、10：30－14：00

(2)面談者

Prof. Axel S. Herrmann （Head of the institute）
Dr. Britta Lohmeyer （Competence Manager、Fiber Development）
Mr. Holger Purol （Structure & Process Development）
Mr. Christian Peters
Mr. Lars Friedrich （Fiber Development）
Mr. Tim Berend Block
Mr. Sven Torstrick （Test Centre）

(3)機関概要

予算は、企業から 60%、公的予算 30%、残り 10%が補助金となっている。熱可塑性樹脂複合材料の利点として、以下の 4 点を挙げていた。

・耐衝撃性
・部品コストが安くなる（材料費は上がるが加工費が大幅に下がる）
・接合など二次加工がやり易い
・リペアがやり易い

(4)主な研究内容

a) IR ヒーター加熱熱可塑性樹脂複合材料プレス成形 （Pinette と同プロセス）

TenCate CeTex GF/PPS ラミネートシートの四隅をばねで引っ張りながら固定し、IR ヒーターで 300℃に加熱し、次いで、180℃の金型でプレスを行う。金型はオープンタイプのため、成形品のトリミングを行う。シートのエッジ部は、曲げ加工による層間剥離を生じている。現状はトリミングにより、20%が廃棄物となる。図 5.5.3-1 参照。

図 5.5.3-1 プレス成形機 [1)]

b) 炭素繊維トウの曲線ファイバープレイスメント及びステッチによるプリフォーム

炭素繊維トウを曲線で配置できるため自由なプリフォーム設計が可能。工程速度の遅さはマシンの機台数でカバーする。ステッチやコミングルも可能。この技術は A380 の水平尾翼接合部品に技術導入されている。図 5.5.3-2～図 5.5.3-5 参照。

図 5.5.3-2　ファイバープレイスメント [1)]

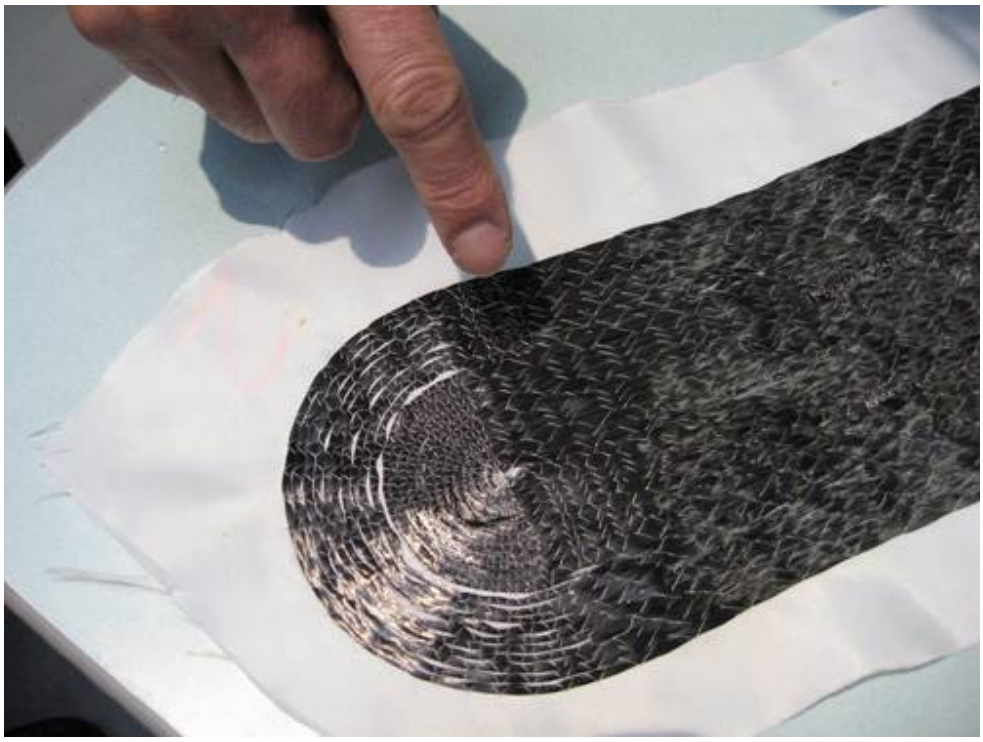


図 5.5.3-3　トウの曲線配置

図 5.5.3-4　適用部品

図 5.5.3-5　PPS コミングル炭素繊維ファブリック

c)カーブプロファイルプルトルージョン

通常の引抜成形機を用い曲面金型により曲率 4m のパイプや T 字断面の成形が可能。図 5.5.3-6 および図 5.5.3-7 参照。

図 5.5.3-6　引抜成形品 [1)]

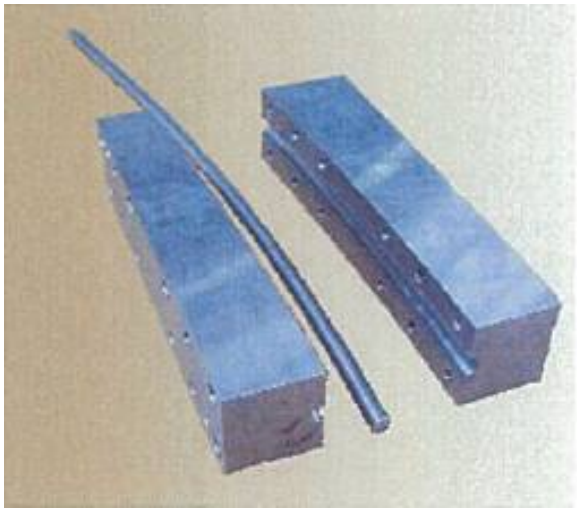


図 5.5.3-7　引抜金型 [1)]

(5)その他

ドイツの複合材料研究所であるが、他の研究機関と同様に、研究テーマの主眼は生産技術の自動化にある。ヨーロッパにおける複合材料研究の強みのひとつは、このFaserinstitute のような研究機関がいくつか存在し、企業と連携するプロジェクトが多く存在することである。プロジェクトが多いことで、各機関の研究の方向性がヨーロッパ内ではまとまっている傾向にあり、ロバストな熱可塑コンポジットの研究を行っているようである。

5.5.3 参考文献

1)　Faser Institut Bremen パンフレット

5.5.4 **Airborne Composites**

(1)調査日時

2009/01/15、10：30－14：00

(2)面談者

Mr. Marcus Kremers:　（技術担当取締役）

デルフト工科大出身、会社設立 5 名の一人

(3)機関概要

a)会社規模

社員約 130 人（エンジニア 30 人、製造 55 人）

製造エリア 4、000m2（クリーンルーム 1000m2）

b)所在地

B.V.: Ypenburg Den Haag、　Netherland（今回の訪問地）

S.L.: Girona、　Spain

c)取引先

主な事業分野は、航空・宇宙、軍事、海洋、先端材料製造装置。高付加価値品に特化している。

d)業務の特徴

ハンドレイアップ・RTM 成形からプリプレグ成形にわたる熱硬化性樹脂複合材料に加えて、熱可塑性樹脂複合材料の成形・加工も行う。この規模の複合材料成形企業としては珍しく、冶工具製作から 2 次加工・組立てまでの全工程をインハウスでカバーしている。また、熱可塑性樹脂複合材料によるパイプ材の成形など、成形機械の設計・開発も行っている。

e)設備

オートクレーブ（最大 13.5m×2.6m）、インジェクション成形、RTM・VaRTM 成形、FW 機等の熱硬化性樹脂成形機、プリプレグカッター、NDT 装置、マシニングセンタ等の機械加工機を備える。熱可塑性樹脂複合材料成形機として、テーププレースメント機（上述のパイプ材成形用）、溶着機（熱板、振動）等を備える。

f)工場内見学

訪問した工場は工業団地の一角にあり、以前 Fokker 社の成形工場であったものを引き継いだもので、オートクレーブ等の設備をそのまま利用していた。成形工場は、30m×50m くらいの組立てエリア、30m×15m くらいのプリプレグ材裁断・積層エリア（クリーンルーム）、さらにエンジニアリング・事務ペースからなり、オートクレーブ（最大 13.5m×2.6m）と巨大な窒素タンクも室内にオートクレーブと並んで設置されていた。見学時には、電波望遠鏡のバックアップストラクチャーの成形・組立が行われていた。低熱膨張と寸法精度の確保のため、ピッチ系炭素繊維とハニカム材のサンドイッチパネルを二次接着により組立てた構造で、同心円状に 20 個ほど連結して最終的に 10m 径のアンテナにする。二次接着はいわゆる炭素繊維織物材のウェットレイアップで、ファスナー締結用の金属アウトサートは、液状接着剤を用いて接着されていた。作業者の多くはキビキビとした印象で好感が持てたが、作業品質は航空機というよりはモータースポーツ・一般工業レベルである様に感じた。図 5.5.4-3 参照。

(4)熱可塑性樹脂複合材料関連

a)海底油田用オイルパイプ　（ライザー、ドリリングパイプ）

熱可塑性樹脂による成形は、訪問した工場では見学できなかったが、オートクレーブの脇で海底油田用オイルパイプの耐圧試験が行なわれていた。これは熱可塑性樹脂パイプであり、熱可塑性樹脂 FRP-UD テープを巻きつけたもので、テープワインディング装置によりエンドレスに作成する独自技術・装置を開発している。樹脂は、PPS や、用途によって PEEK も用いるとのこと。炭素繊維／PPS の一方向（UD）テープは,Ten Cate 製である。また、工場内に展示されていたドリリングパイプ中には、光ファイバー（歪、温度検知用）、パワーコンダクターが配置されていた。また特殊な応用例として、戦闘機への航空中給油用の送燃料パイプも、本コンポジットパイプの技術が適用されている。図 5.5.4-4 参照。

b)熱可塑性樹脂複合材料について

Airborne 社 Kremers 氏の熱可塑性樹脂についてのコメントは、利点としては、耐衝撃性が良い事、成形法に今後の進化の余地が大きいこと、およびリペア性があり、注意点としては、非線形性やクリープ特性とのことであった。

(5)その他

他に RTM 成形による舶用プロペラや衛星用太陽電池パネル（ハニカムサンドイッチ）、

さらに UAV 部品など、Airborne 社は幅広い範囲を手がけている。Kremers 氏に今回の調査訪問について所感をもとめたところ、RIMCOF や日本の炭素繊維プロデューサーとしての強みを生かして、Fokker が進めてきたような外に提案していける研究をオープンにやってはどうか？という意見だった。

設立されて 14 年であるが、確かな技術力を有している。これは Delft 大学における熱可塑コンポジットの研究が、技術をいかに産業に結びつけるかを考えていることが背景にあると考えられる。日本国内ではこのような大学発といえるコンポジット企業はまだなく、今後の課題として挙げられる。

図 5.5.4-1　Airborne 社外観

図 5.5.4-2　玄関ホールで Kremers 氏と

図 5.5.4-3　電波望遠鏡バックアップストラクチャー[1)]

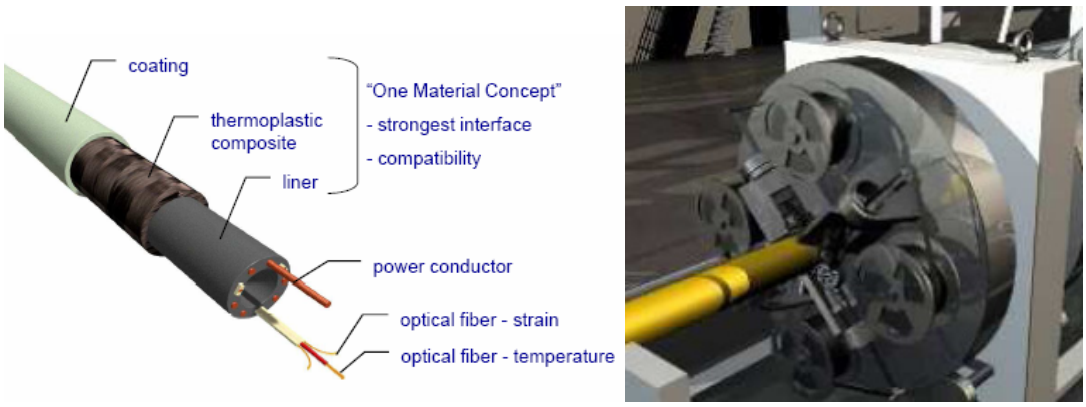


図 5.5.4-4　熱可塑樹脂製パイプ　（内部構造とテープワイディング装置）[1)]

5.5.4 参考文献

1) Airborne Composites パンフレット

5.5.5 **TU Delft**

(1)調査日時

2009/01/15、14：30－17：00

(2)面談者

Prof. Ir. Adriaan Beukers （Chairholder、 Design & Production of Composites Structures）

Dr. Ir. Herald E.N. Bersee （Design & production of Composites Structure）

Lisette Vollmer、 Secretary

(3)機関概要

オランダ最古かつ最大の工業大学である。昨年に引き続き２回目の訪問である。

(4)調査内容

Design & Production of Composites Structures に属するマスターの学生により、熱可塑性樹脂複合材料のプレゼンテーションが行われ、TU DELFT の最新研究状況を把握した。概要は以下の通り。

a)Dutch Thermoplastic Composites Cluster

参加メンバーは TU Delft、 DTC、 Stork Fokker、 Ten Cate、 Kok & Van、 NIVR、 などである。

b)研究開発目標

金属の置き換えのために、40%の重量軽減化を、効率的アッセンブリと融着により実現。ショートサイクル・オートメ化と、迅速なアッセンブリ方式により、30%のコスト軽減を目指している。また、グリーン航空機、リサイクルの達成を目標としている。

c)進展するプロセス技術について

①オートメーション化した新しいアッセンブリ・プロセス

最終製品はスキンとフレームをターゲットとしている。

②手頃な UD テープ

新しい加熱システムによる、コスト・パーフォーマンスの優れたＵＤテープ。

繊維の界面性の改質。

炭素繊維/PEEK や炭素繊維/PPS。

ナノクレイ＋ナイロン６、目標：融点の低下、とガラス転移点の上昇

③プレス・フォーミングの際のフローコントロール

シミュレーションツール、NDE

層間すべりのテスト、 新規の 3D geometry effect

④自動融着

ロボットによる連続式の抵抗加熱融着、超音波融着

⑤ナノ材料 による機能性向上

三相複合材料（炭素繊維、樹脂、ナノ材料）で,ナノ材料としてはナノクレイ（Crystalline Aluminum、or Magnesite、silicate）を利用することにより以下の性能が向上することをねらっている。

ヤング率、耐熱性、圧縮強度、耐炎性能、バリヤー性能　等。

⑥Vacuum infusion of thermoplastic

Anionic polymeric Nylon 6 （ Bruggenmeier ）を用いている。

価格・性能比 ： 2~3 Euro/kg

粘度:10mps/s

プロセス温度:150 -180 ℃

図 5.5.5-1　ラボ内の各施設の設置状況

図 5.5.5-2　実習エリア（複合材試成形（左）やものつくり教育（右））

(5)その他

ラボツアーを行ったが、昨年に比べ設備等がさらに充実していた。特にポリマー研究ラボが完成し、フル活動を開始していた。又、古い機体の一部を展示していたが、昨年より大幅に増え、F-16 はエンジンをはずして一機そのままの姿で展示されていた。見学団体も数多く見られた。

熱可塑性樹脂複合材料の説明では、やはり数多くの企業とうまく連携しているとの印象を強めた。図 5.5.5.-1 および図 5.5.5.-2 参照。

5.5.6 **Victrex**

(1)調査日時

2009/01/16、10：30－15：00

(2)面談者

Dr. Tim Walker （Production & Technical Manager）
Dr. Brian Wilson （Research Manager）
Mr. Mark Maddern （Global Product Manager）
Mr. Alan Wood （Principal Scientist）
Dr. John Grasmeder （Global Technology Manager）
Dr. Dianne Flath （Compounds Technical Manager）
Dr. Masakazu Tanaka （Development Engineer）

(3)機関概要

重合能力4200 ton/yearを有するトップメーカーである。2800 ton/year系列1400 ton/year系列の二系列を有し、後者は昨年稼動した。押出機は120 kg/hrの能力を有し、ナチュラル系、着色系で各1系列を有する。新規樹脂開発については、要望があればポリケトンベースでの開発は対応する。熱硬化性樹脂複合材料部品のコストは、86%が加工コストであり、熱可塑性樹脂複合材料部品は、原料費は高いが、加工コストが下げられ部品コストは安くなると考えている。一次構造材への適用は、物性上はTgも含め、問題は無く、むしろ大きいものをどう作るかの成形加工法の問題であると考えている。

(4) 航空機用炭素繊維複合材料への展開

航空機用途への展開も積極的であり、航空機用途向けカタログも作成している。連続繊維複合材料ではないが、航空機用途への展開も実績が多くなってきた。レドーム、燃料タンク点検蓋、ランデングギアーハブキャップ、パイロンフェアリング、電線クランプ、ドアハンドル等が挙げられる。連続繊維複合材料への展開も積極的であり、日本でも薄物プリプレグの開発を行っている。商業的には、あくまでも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ようである。しかしながら、単に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複合材料のメーカーカタログ特性値を表5.5.6-1に示す。エポキシ樹脂複合材料と遜色ない特性を示す。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。

航空機一次構造材への展開において、Victrexは現PEEK樹脂の性能で十分可能と考えている。Tgも力学特性も問題無いと考えている。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と認識している。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、実際、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は成形方法の開発が鍵となろう。

表 5.5.6-1　CF／PEEK 複合材料特性値 [1)]

	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（℃）	143
融点／DSC（℃）	343

(5)複合材料部材のコスト構造

PEEK 樹脂複合材料のコストについて聴取した。Victrex の考え方は以下の通りである。例えばコスト$500／個の炭素繊維複合材料の I ビーム部品があるとすると、その内の PEEK 樹脂のコスト及び炭素繊維のコストはそれぞれ 7%ずつ占めるものでしかない。残り 86%は部品の加工コストである。現在、PEEK 樹脂の販売価格は約 1 万円/kg であるが、この価格を下げても部材コストはたいして下がらないと考えている。逆に PEEK 樹脂は熱可塑性樹脂のため、部材の加工コストはエポキシ樹脂複合材料の加工コストよりも下げられるので、PEEK 樹脂の値段が高くても、最終的に PEEK 樹脂複合材料部材のコストは、エポキシ樹脂複合材料部材のコストよりも下げられると考えている。

この話から、この部品重量は約 350g と推定できる（100 円・$、樹脂含有率 33%として計算）。また、一方でサイテックの CF/PEEK プリプレグは 300 ユーロ／kg であるとの話もあった。従って、$500／350g／個の部品は材料費（プリプレ）グ：13,650 円、加工費：36,350 円と推定される（130 円／ユーロとして計算）。コスト構成概念を図 5.5.6-2 に示す。

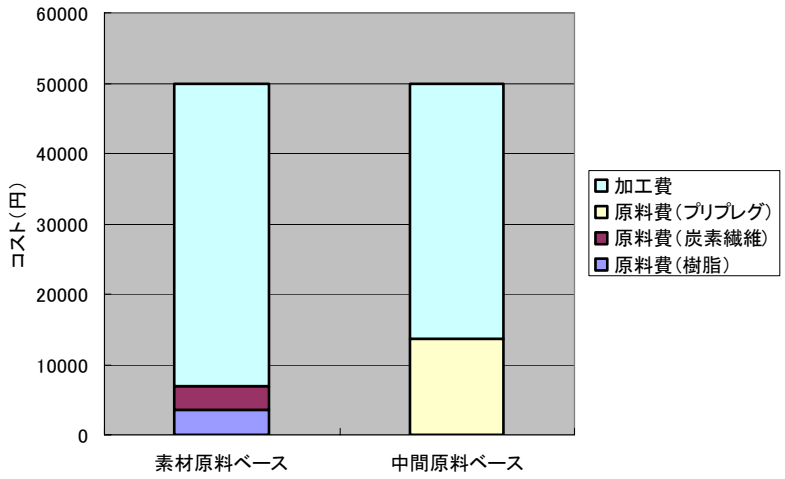


図 5.5.6-2　コスト概念図

(6)その他

FRP 素材の一翼を担う熱可塑樹脂 PEEK を生産する VICTREX であるが、PEEK のコスト低減など製造に関する研究開発を行っており、今後の熱可塑コンポジット市場動向を予測する上で、常に VICTREX の技術を把握しておく必要がある。

5.5.6 参考文献

1) Victrex 社カタログ

第６章　まとめ

本調査報告書は、熱可塑性樹脂複合材料に関する文献調査ならびに国内外でのヒアリング調査の結果を、以下のような主旨で整理した。

第１章：航空機への熱可塑性樹脂複合材料の適用部品
第２章：航空機部品に使用されている熱可塑性樹脂複合材料の種類
第３章：航空機部品としての熱可塑性樹脂複合材料の製造方法
第４章：航空機部品としての熱可塑性樹脂複合材料の適用までの方法
第５章：海外における航空機用熱可塑性複合材料の開発研究動向

以下、これらを踏まえて、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研究結果をまとめる。

６．１　民間航空機構造部材に求められる要件

航空機構造部材に求められる要件として、以下の事項があげられる。

① 信頼性　－　耐衝撃安全性　等
② 高稼働性　－　易修理性　等
③ 長寿命性　－　耐疲労、耐腐食　等
④ 軽量性　－　燃費向上（環境問題対応、運航経費低減）　等
⑤ 居住性　－　脱エコノミック症候群（高与圧、加湿）　等

樹脂系複合材料は、特に③④に関する突出した優位性があることからまず航空機用二次部材として用いられるようになり、①②等に関する技術的蓄積を経て図 6.1-1 に示されるようにボーイング 787 やエアバス A380 等で主構造にも採用され、急速に適用範囲が拡大されてきている。一方で、機体構造全体が樹脂系の複合材料化することによって、「耐雷・帯電防止」などの新たな課題が提起されているが、複合材料化の流れは今後も変わらないであろう。

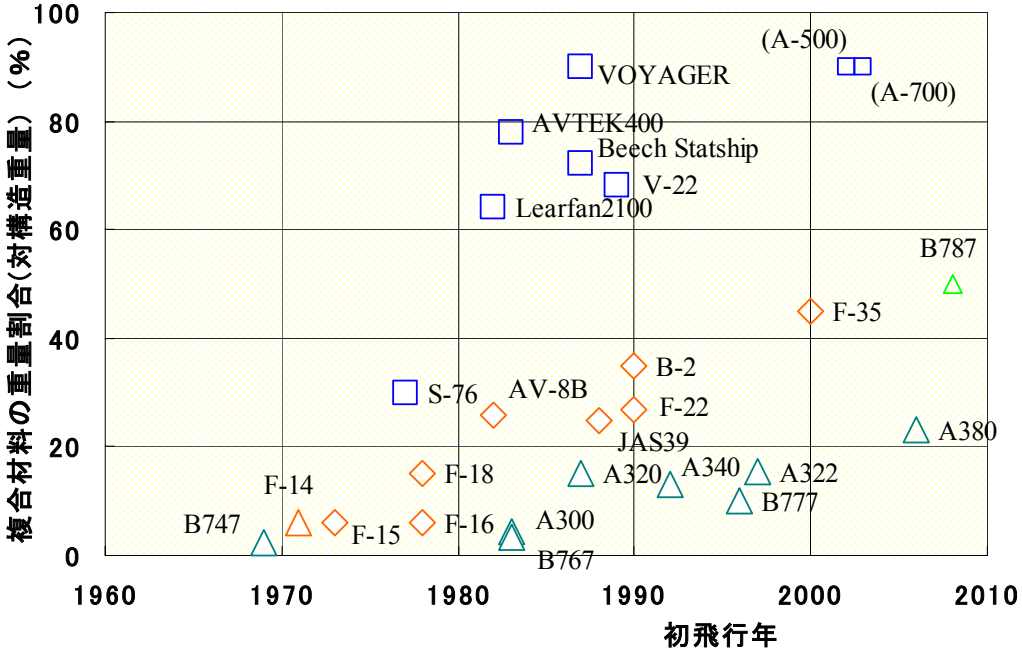


図 6. 1-1　　航空機構造重量に占める複合材比率の変遷

６．２　欧米における熱可塑性樹脂複合材料の位置づけ

ボーイング、エアバスとも、将来の世界の航空輸送需要想定に基づいた物と人の輸送手段について、以下のようなビジョンがある。

① 大型機による長距離輸送と小型機による短距離輸送の需要増大への対応
② ボーイングによる、主に熱硬化性樹脂複合材料を応用した機体構造様式の変革
③ エアバスによる、熱硬化性樹脂複合材料に加え熱可塑性樹脂複合材料の適用展開
④ 欧州における熱可塑性樹脂複合材料に関する産業構造の構築、要素技術開発、評価機関等に対する戦略的・野心的な投資

すなわち、前項で述べたように、炭素繊維複合材料を主体とした構造様式の採用が進んだことにより、複合材部品点数が飛躍的に増大する中、さらに倍増する航空機需要に対応するための高レート生産に対応することが、熱硬化性樹脂複合材料、熱可塑性樹脂複合材料を問わず、今後の航空機用複合材料に要求されている。

このような要求に対し、エポキシ樹脂に代表される熱硬化性樹脂複合材料は、飛行機を製造し運航するための滞空性証明、型式証明の取得手法等が既に整備されているものの、低コスト化と高レート生産性に向けての技術開発が頭打ち状態であるのに対し、熱可塑性樹脂複合材料は逆に低コスト化と高レート生産性に関するポテンシャルの高さに加えて耐衝撃安全性や補修性に優位性が期待されているものの、適用実証を重ね、滞空性証明、型式証明の取得手法等を整備しつつ、開発・評価技術、設計技術、製造設備等を開発していく必要がある。

ここで熱可塑性樹脂複合材料への期待としては、次のようなものが挙げられている。

① 高速成形（量産化）
② 製造コスト・環境負荷低減（脱貯蔵管理、脱溶剤、脱オートクレーブ）
③ 耐衝撃性を生かした安全化（付加価値化）
④ リペア性向上（運用コスト減）
⑤ リサイクル性向上

６．３　日本の現状と今後あるべき姿

わが国は、炭素繊維の発明以降現在まで、日系企業が炭素繊維の世界生産シェアの７割を維持しているが、その主要な応用分野である航空機用複合材料は、以下のような現状である。

① 機体メーカーが、ボーイング、エアバスの Tier1、Tier2 として、熱硬化性樹脂複合材料部材を製造している
② 材料メーカーが、炭素繊維および熱硬化性樹脂複合材料用素材を提供している
③ ブレークスルーの核となる革新技術に対して、組織的かつ長期的な投資を一部行ってきた
④ 炭素繊維と熱硬化性樹脂複合材料の成形法や関連する精密工作機械を中心とした技術ストックは十分にあるものの、技術伝承や人材育成に不安がある
⑤ 航空機用熱可塑性樹脂複合材料に関する設計技術や認証方法などの構築については未着手である
⑥ 自動車用熱可塑性樹脂複合材料の研究開発は世界と肩を並べて実施しているが、自動車用途と航空機用途では、技術開発要素が大きく異なる

しかしながら、今後の航空機輸送需要の増大ならびにそれに対応すべく開始されている欧米の継続的かつ組織的な取り組みを鑑みるに、我が国においても産業競争力の維持拡大のために以下のような視点からの基盤整備が早急に必要と結論づけられる。

① わが国の航空機開発にビジョンを持ち、欧米の考えや実際を取り入れつつ、産・官・学の連携及び研究開発スキームによる独自の複合材料関連技術開発に取り組むことが重要である。

② 今後の航空機では、熱硬化性樹脂複合材料の使用も増加すると考えられるが、構造要素の多様化に対応するためには熱可塑性樹脂複合材料の研究開発も不可欠である。しかしながら、わが国では航空機用熱可塑性樹脂複合材料の検討は未着手であり、早急に研究開発を開始すべきである。特に、小部品の高レート生産や耐衝撃性が必要な部材の形成には熱可塑性樹脂複合材料が有利であり、最初のターゲットとすべきであろう。

③ 以下の技術は日本が優位性を持つ分野であって、これらの要素技術ならびにその融合化による付加価値創成は我が国の得意分野である。

・炭素繊維メーカーの持つ素材技術
・機体メーカーの持つ熱硬化性樹脂複合材料の成形技術
・ロボットによる自動化生産等の製造設備技術

すなわち、熱可塑性樹脂複合材料は欧州に遅れはあるものの、我が国の炭素繊維や成形装置関連技術の高さを武器に将来の優位性が期待される分野と考えられ、成形技術や適用部材などに関する独自の提案を発信する価値がある。

６．４　日本における航空機用熱可塑性樹脂複合材料研究開発の提案

上述の諸要件を考慮し、わが国の特徴を生かしつつ、産業構造や評価機関、人材育成のビジョン、さらに産官学の連携およびその体制整備を国として開始すべきであって、以下のような方針での研究開発が望まれる。

① 熱硬化性樹脂複合材料、熱可塑性樹脂複合材料にかかわらず、実機適用の要件は以下の通りであり、これらに関する目標値を欧米のそれと同等以上に設定する必要がある。

・飛行安全　－　材料・プロセス認証、設計許容値、解析・実証評価　等
・軽量化　－　材料の高靭性化、高強度・高剛性化、耐熱性確保　等
・低コスト性　－　一体成形、自動化、液相成形、材料低価格化、多様化　等
・高レート生産性　－　材料の多様化、高レート成形法、二次加工容易化　等

② 材料・成形加工方法の開発研究

・耐熱樹脂の分析・開発研究と同時に、新たな性能保証手法の構築が必要。
・高レート生産対応のためには、一方向、織物などのプリプレグ化された中間基材の検討が必要となり、成形装置や接合等の加工方法の開発を前提として、樹脂特性、材料形態、部品形状（形態、大きさ）等からの整理・検討が必要。

③ 適用対象は中小型構造部材から開始し、大型構造に展開する

・航空機の構造部材の部品点数は自動車の 100 倍相当であり、まずは高レート生産が必要となる小部材をターゲットとすべきであろう。また、熱可塑性樹脂複合材料の特徴を生かせる脚扉等も初期のターゲットとして想定される（熱硬化樹脂系も T-2 等の脚扉が入口であった）。

・熱可塑性樹脂複合材料によるダイレクトコンソリデーションなどの大型構造成形技術は難易度が高く、中長期的な開発対象となる。
・熱硬化性樹脂複合材料には熱可塑性樹脂複合材料では実現困難な利点も多く、今後も相補的に併用されていくと思われるため、これらのハイブリット利用の検討も欠かせない。
・専用性の高い製造設備となることから、例えば Stork　Fokker 社のような専門工場の例のように、機体メーカーが内製するより部品メーカーが製作するような産業構造を前提としたサプライ・チェーン・マネジメントの想定も必要。

Appendix 1 エアバス調査結果の概要

１．調査日時；平成20年12月17日（水）
２．調査場所；エアバス・ジャパン株式会社（東京港区）
３．面談者
　Buruno　Beral氏、Delphine Marcouly氏(AIRBUS S.A.S)、Dale　King氏(AIRBUS UK)、Luis Nobre氏（AIRBUS JAPAN）
４．訪問者
鵜沢（東大）、長谷川、岡部（MHI）、濱本（KHI）、中島（FHI）、橋本（東レ）、飯塚、青木（東邦ﾃﾅｯｸｽ）、古挽（IHI）、飯塚（飯塚ﾃｸﾉｼｽﾃﾑ）、伊牟田、榎本、小粥（RIMCOF）
５．調査目的
　熱可塑性樹脂複合材の民間航空機（Airbus機）への適用実績及び今後の適用動向、認定等に関して調査を行う。
６．調査結果概要
（１）熱可塑性樹脂複合材料の特徴について
・熱可塑性樹脂複合材料の長所
　① 低コストプロセス（自動化も含め）が可能
　② 熱サイクルが短い
　③ 耐衝撃性及びＦＳＴ特性が良い
　④ 環境に優しい。溶剤不要、リサイクル可能、リペア可能
　⑤ 融着ができる。リベッティングや接着に比較して重量、加工時間の点で有利
　⑥ -18℃で保管する必要がない。そのための保管設備が不要
・熱可塑性樹脂複合材料の短所
　① 航空機に適用できる種類が少ない
　② コストが高い
　③ 加工温度が高い（～400℃）
　④ プリプレグが非常に曲げにくい。
・エアバスでの PPS 適用は現在 2 次構造部材のみ。1 次構造部材には PEEK やその他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℃）。
・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。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℃と高い点がまだ課題として残る。

（２）熱可塑性樹脂複合材料の成形プロセスについて
　成形コスト低減の鍵として、In-Situ成形に期待している。また、CF/PEEKの成形方法として、AFPとATLと両方取り組んでいる。In-situ成形であればもちろんのこと、積層→オーブン硬化の2ステッププロセスであっても、熱硬化と比べ硬化時間が短くて済むので、サイクルタイム削減になるはずで、硬化に必要な時間は部品サイズ等によって異なるが、オートクレーブのように10時間もかかることはないだろう。

（３）熱可塑性樹脂複合材料の適用の現状

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、１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。オーブン成形。民間機においては、２次構造材としてクリップ、リーディングエッジ、キールビームリブ等、約1500点。うち、約800点がスタンピングで成形されたもので、小さく、複雑形状のものが多い。

（４）熱可塑性樹脂複合材料の認証および適用のプロセス

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。

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。エアバスはそのことを認定機関と調整したうえで、120℃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。

耐熱性が十分でないと想定されるＰＰＳ樹脂系複合材料を、エアバスがＪ－ノーズなどの構造部位（高温環境下での離陸条件など）の適用を可能にしているのは、以下の手順が確立され、その性能が実証されているためと考えられる。

①耐熱温度については、熱硬化性樹脂複合材料の Tg（ガラス転移温度）のような考え方を直接適用しない。すなはち、個々の部品あるいは組立品ごとに運用特性を確認し、設計温度を含む運用環境設計基準を独自に定める。

②適用する構造に対する試験実証を通じて航空局の認証を取得する。

（５）熱可塑性樹脂複合材料の修理方法

熱可塑性樹脂複合材料の修理方法は、加熱融着（例えば400℃）が可能なため、デラミ部分のヒートアップによるリペアなど、とくにエアラインでの運用性が良い利点が見出されている。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。

（６）熱可塑性樹脂複合材料の今後の見通し

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Wingboxといった一次構造に適用できる様、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、加工温度が低い樹脂の開発、効率的な加工方法の確立、供給体制の確立等を課題として挙げられる。

Appendix ２　現場重合型熱可塑性樹脂複合材料に関する国内最新研究動向の調査

１．調査日時；平成21年1月6日（火）
２．調査場所；第2回熱可塑性樹脂複合材料調査委員会での講演（RIMCOF会議室）
３．講演者
　ナガセケムテックス（株）研究開発部　西田課長、日東紡福島研究所　平山所長
４．聴講者
　高橋、鵜沢（東大）、飯塚（飯塚テクノシステム）、水野(MHI)、濱本(KHI)、菊池(SMIC)、木挽（IHI）、金子(三レ)、橋本（東レ）、石渡、飯塚（東邦テナックス）、荻布、嶋岡、伊牟田、榎本、小粥(RIMCOF)
５．調査目的
　熱可塑樹脂複合材料の国内最新研究事例として、ナガセケムテックスおよび日東紡による現場重合型熱可塑性樹脂複合材料について調査する。
６．調査結果概要
　現場重合型熱可塑樹脂として、熱可塑エポキシ樹脂およびポリアミド６物性や特徴を解説された。
　特に、熱可塑エポキシ樹脂は、未硬化での流動性、高い破壊靭性、１４０℃までの耐熱性（但しクリープあり）、１５０℃での賦形など、機械的特性や物性には従来の熱可塑あるいは熱硬化性樹脂に無い特徴を有していること、特に現場重合により、従来の熱可塑の持つ欠点である成形時の高温加熱・難含浸性を解決していることが理解できた。
　＊次項以降のパワーポイント資料「現場重合型の熱可塑樹脂の可能性」参照。

［第2回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］

現場重合型の熱可塑性樹脂の可能性

ナガセケムテックス株式会社
研究開発部　研究開発第2課
西田裕文
Tel: 0791-63-9085, Fax: 0791-63-2229
E-mail: hirofumi.nishida@ncx.nagase.co.jp

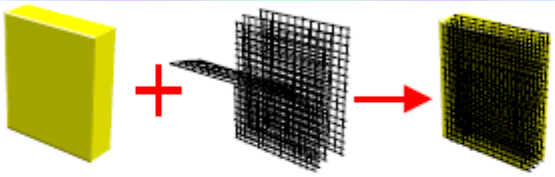
Jan. 6th, 2009 @RIMCOF

1

1. 現場重合型 熱可塑エポキシ樹脂

2

FRPとは？



Plastic

熱硬化性樹脂
- エポキシ樹脂
- ポリエステル

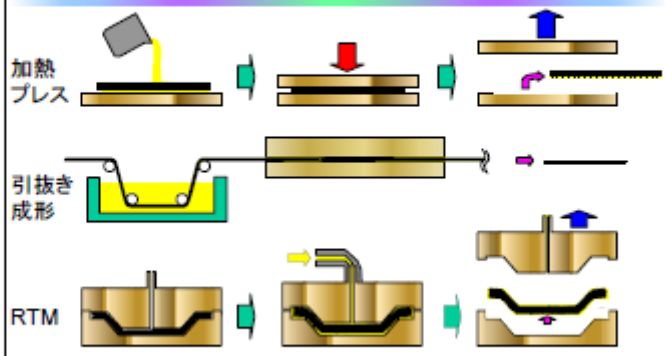
Fiber

- ガラス繊維 ⇒ GFRP
- カーボン繊維 ⇒ CFRP
- アラミド繊維
- 天然繊維　等

Fiber Reinforced Plastic
FRP

3

FRPの作り方



4

FRPマトリックス樹脂に求められる特性

連続繊維への含浸 ➡ 硬化 ➡ 高い機械的特性

低粘度液状

剛直な化学構造

熱硬化性樹脂が最適

5

近頃 FRPに期待されること

	プラスチック	強化繊維	FRP	アルミニウム
強度	50～100MPa	3500～5500MPa	～1000MPa	80MPa
弾性率	5GPa	ガラス:75GPa カーボン:260GPa	20～70GPa	70GPa

軽量で金属を凌駕する強度・弾性率

自動車の軽量化・高燃費化 ➡ 環境への負荷を低減

FRPは解体・リサイクル・リユースができない ➡ 環境への負荷が増大

マトリックス樹脂が硬化後は不溶・不融

6

環境に優しいFRPとは？

マトリックスが架橋していないで再溶融可能・溶剤に可溶なFRP

熱可塑性樹脂をマトリックスとするFRP

Fiber Reinforced Thermoplastic ➡ FRTP

最初から高分子量の固体

“低粘度液状”の条件を満たしていない ➡ 従って連続繊維に含浸させることは不可能 ➡ 短繊維を充填したFRTPしか作れない

高強度・高弾性率のFRTPは作れない！

用途が限定される

7

世界が切望するNew FRPとは？

含浸工程

低粘度液状のモノマー

リニアに重合

成形後

非架橋で再溶融可能・溶剤に可溶なポリマー

現場重合型FRTP

8

FRPとFRTPの比較

	FRP	FRTP
マトリックス樹脂	熱硬化性樹脂	熱可塑性樹脂
含浸工程	低粘度液状	高分子量固体
適用できる繊維	連続繊維も可能	短繊維のみ
得られる複合材料の強度・弾性率	高い	低い
成形後のマトリックスの性状	架橋しているので不溶・不融	非架橋で再溶融可能・溶剤にも可溶
環境への負荷	解体・リサイクル・リユース不可	解体・リサイクル・リユース可能

9

熱可塑性エポキシ樹脂

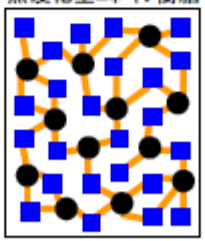
新型エポキシ樹脂
成型容易、修整も可能
ナガセケムテックス
加熱60度で液化

日経産業新聞
2007年12月12日
10ページ

10

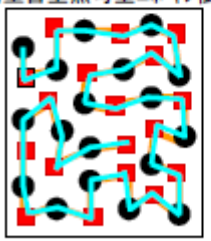
現場重合型熱可塑エポキシ樹脂とは

熱硬化型ｴﾎﾟｷｼ樹脂



3次元ネットワークを形成

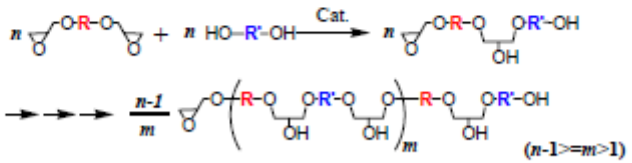
現場重合型熱可塑ｴﾎﾟｷｼ樹脂

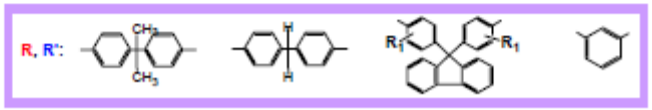


直鎖状ポリマーを形成

11

現場重合型FRTPの製造を可能にするマトリックス樹脂

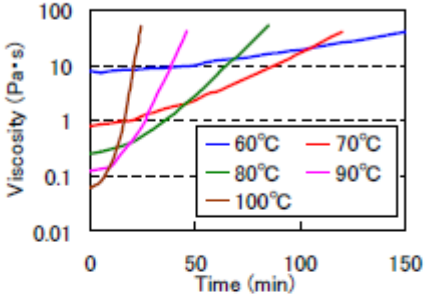




現場重合型 熱可塑エポキシ樹脂

12

熱可塑エポキシ樹脂のポットライフ

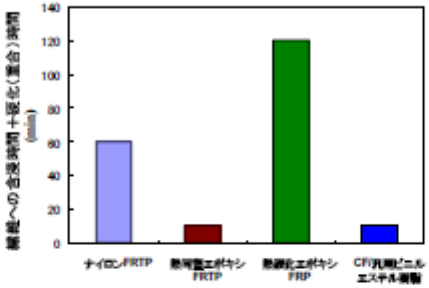


70℃での流動性

13

成形性

- 不飽和ポリエステル樹脂並みの短時間重合
- 10min／160℃



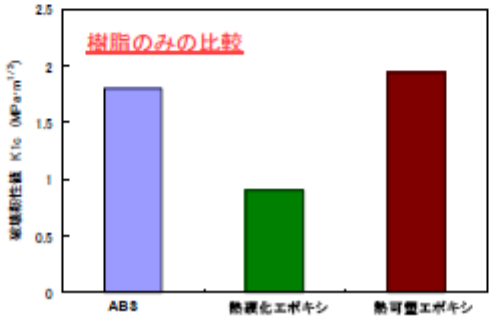
FRP成形サイクルが短縮できる。

14

〔資料は日東紡績殿より提供〕

破壊靭性値

- ABSを超え、熱硬化エポキシ樹脂の2倍の破壊靭性値



15

熱可塑エポキシ樹脂　代表的物性

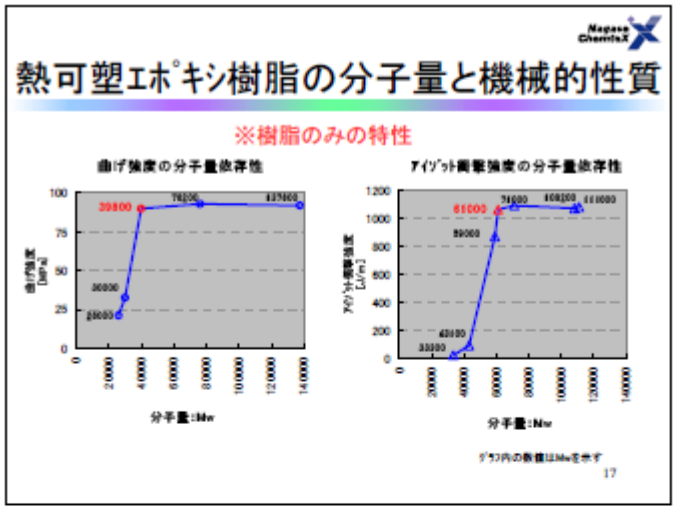
※樹脂のみの特性

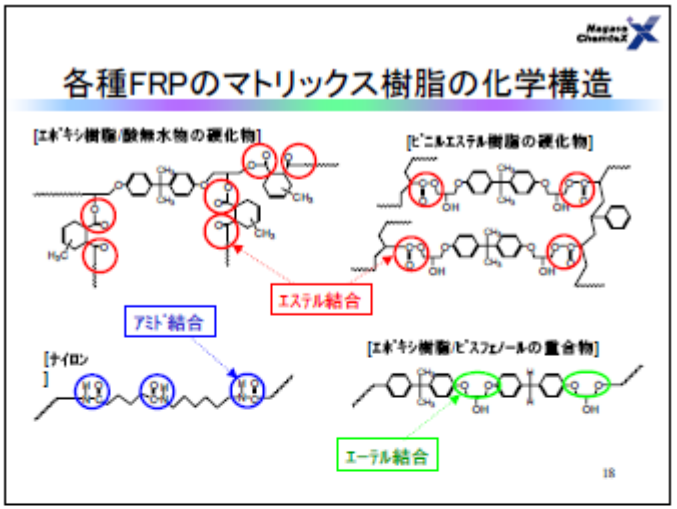
XNR6850（R070618）を60℃×1hで予備加温後、硬化剤（R070222）と26：1で混合。

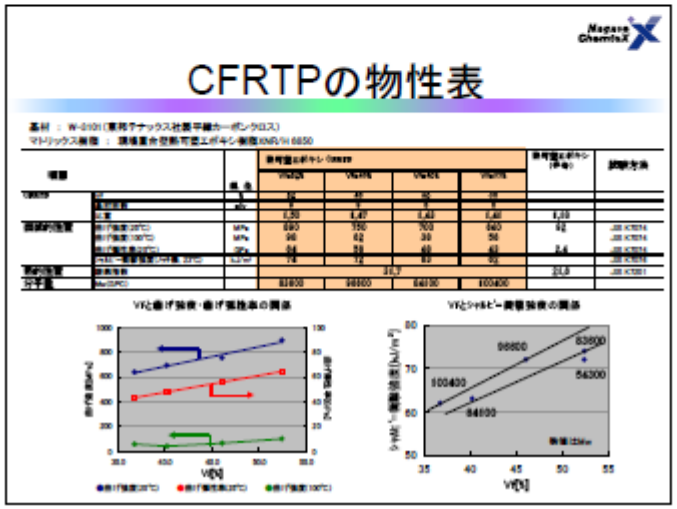
項目		単位	熱可塑エポキシ XNR6850	参考値 ABS	PET	PC	LLDPE	PMMA	PE	PP	試験方法 ASTM
物理的性質	比重	-	1.03	1.03	1.31	1.2	0.94	1.19	1.43	0.91	—
	吸水率（23℃×24h）	%	0.04	0.3	0.08	0.2	<0.01	0.14	0.4	<0.01	
機械的性質	引張強度	MPa	59	43	55	60	18	58	63	32	D638
	破断伸び	%	5	15	300	110	1000	5	4	300	D638
	曲げ強度	MPa	92	80	85	96	110	170	131	–	D790
	曲げ弾性率	MPa	3400	2200	3450	2900	2000	4500	3400	1667	D790
	圧縮強度（降伏点）	MPa	73	45	88	96		160			D695
	アイゾット衝撃強度（ノッチ付）	J/m	170	204	48	690	500	77	34	37	D256
	熱膨張係数（長さ）	K⁻¹	5.7								D1894
	熱膨張係数（厚さ）	K⁻¹	5.12								D1894
	ヤング率	Pa	14.3								D1708
	動摩擦係数	-	0.60								D4040
	摩耗（テーバーCS-17）	g	60								JIS K7204
熱的性質	荷重たわみ温度（1.82MPa）	℃	91	88	70	142	–	100	85℃	–	D648
	線膨張係数	×10⁻⁵/K	6.5		13	7					TMA法
	熱伝導率	W/m・K	0.41								
	線熱収縮	%	0.4		25						
	ビカット軟化温度	℃	102	102	210						D1525
電気的性質	体積固有抵抗	Ω・cm	3.7×10¹⁴	8.0×10¹⁵	6.0×10¹⁵	1.0×10¹⁶	1.0×10¹⁷	1.0×10¹⁶			D257
	絶縁破壊電圧	MV/m	20	23	17	16	18	18	18	23	D149
	誘電率（1MHz）		3.6	2.80	3.3	3.6	2.3	3.3	3.6	–	D150
	誘電正接（1MHz）		0.017								D150
	耐アーク性（ASTM）	sec.	74	–	110	–	–	–	–	–	D495
分子量	Mw（GPC）		340,000	–	–	–	–	–	–	–	Gel Permeation

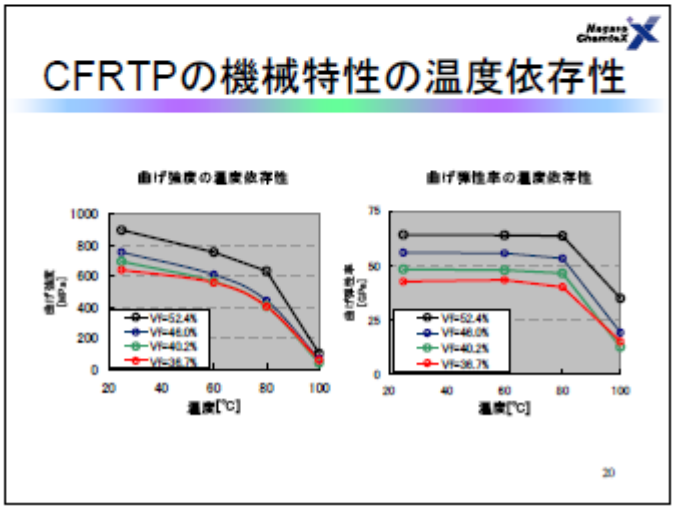
※測定値、測定方法・参考値の解説は16ページ。

16


熱可塑ｴﾎﾟｷｼ樹脂の分子量と機械的性質
※樹脂のみの特性
曲げ強度の分子量依存性
ｱｲｿﾞｯﾄ衝撃強度の分子量依存性
分子量:Mw
分子量:Mw
17


各種FRPのマトリックス樹脂の化学構造
[ｴﾎﾟｷｼ樹脂/酸無水物の硬化物]
[ﾋﾞﾆﾙｴｽﾃﾙ樹脂の硬化物]
ｴｽﾃﾙ結合
ｱﾐﾄﾞ結合
[ﾅｲﾛﾝ]
[ｴﾎﾟｷｼ樹脂/ﾋﾞｽﾌｪﾉｰﾙの重合物]
ｴｰﾃﾙ結合
18

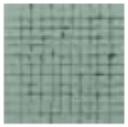

CFRTPの物性表


CFRTPの機械特性の温度依存性
曲げ強度の温度依存性
曲げ弾性率の温度依存性
温度[℃]
温度[℃]
20

CFRTPへの塗装性

評価方法 （市販塗料の付着性をクロスカット法で評価）

CFRTP： W-3101-2 ply(Vf:45 vol%)、マトリックス樹脂：XNR/H 6050
塗装 ： CFRTP表面にスプレータイプの塗料(白)を吹き付けた。

種　類	水　性	ラッカー
樹　脂	アクリル系	アクリル系
溶　剤	水・エステル・アルコール	芳香族炭化水素、エステル、アルコール、ケトン
試験結果		
分類(0～5)	1	5

21

2. 高T_g 熱可塑エポキシ樹脂

22

現場重合型FRTPの次なる課題

ビスフェノールA系現場重合型
熱可塑エポキシの欠点

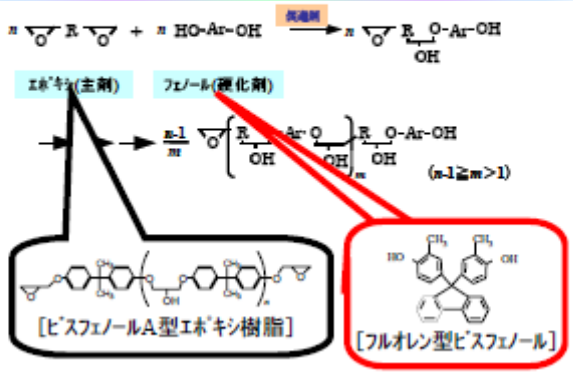
T_g≒100℃

適用可能用途の拡大には高T_g化が必要

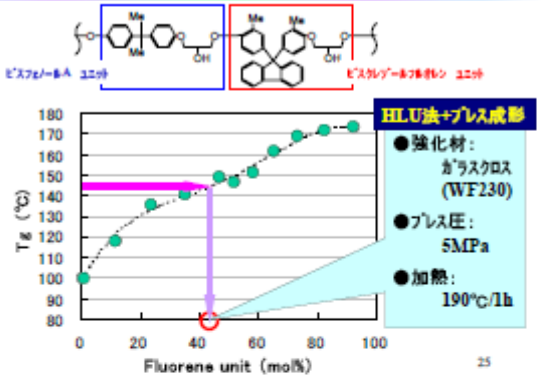
目標： T_g≧135℃

23

重付加機構

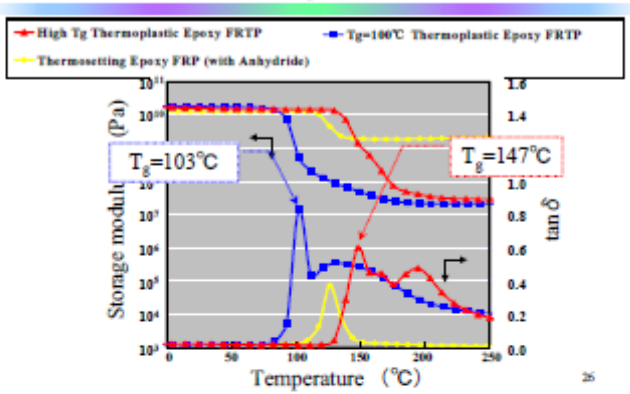


フルオレンユニットの含有量とTgとの関係



25

動的粘弾性挙動



26

フルオレン骨格導入の問題点

フルオレン骨格ビスフェノールは結晶性が高い。

（融点=225℃、樹脂への溶解温度=175℃）

⇒無溶剤ダイレクト成形では、高温での溶解が必要であり、反応進行による増粘のため、繊維への含浸可能時間が極めて短い。

⇒溶剤プリプレグ成形では、樹脂ワニス中でフルオレン成分が結晶化し、繊維への含浸が不可能になる。

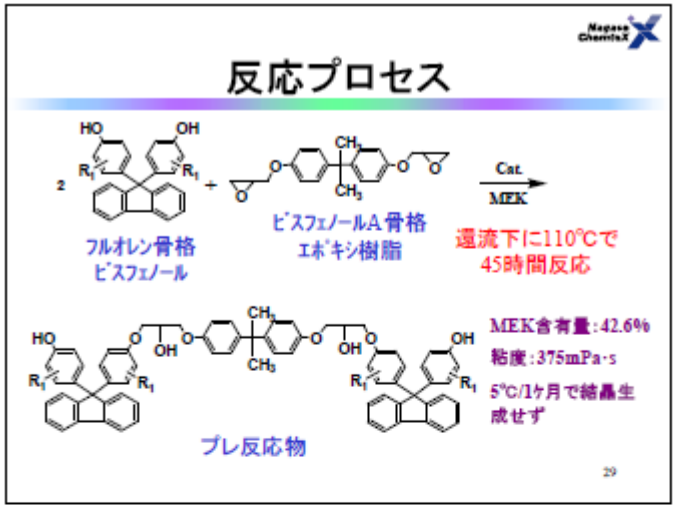
本研究の目的

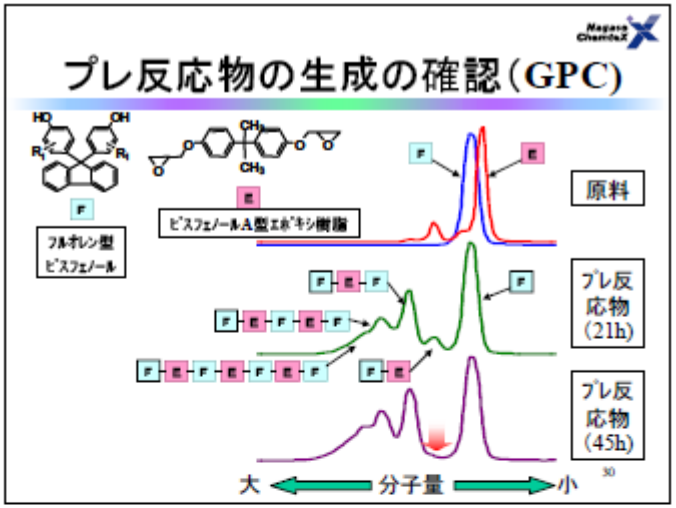
フルオレン骨格ビスフェノールの結晶性を抑制することにより、フルオレン骨格を含有する高Tg熱可塑エポキシFRTPの量産レベルでの製造を可能にすること。

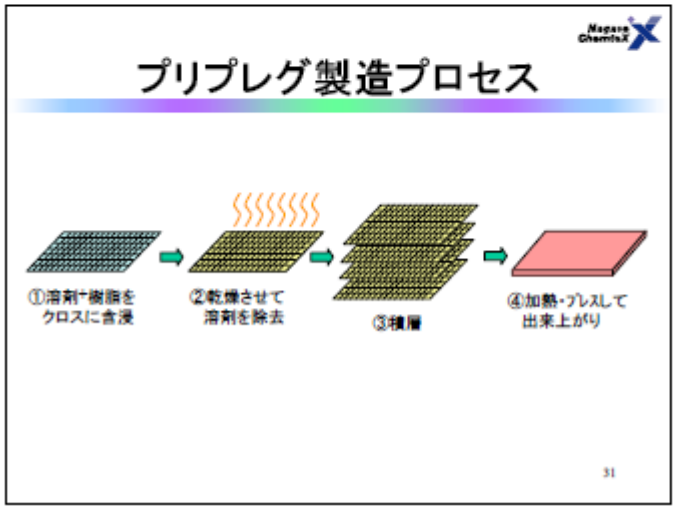
27

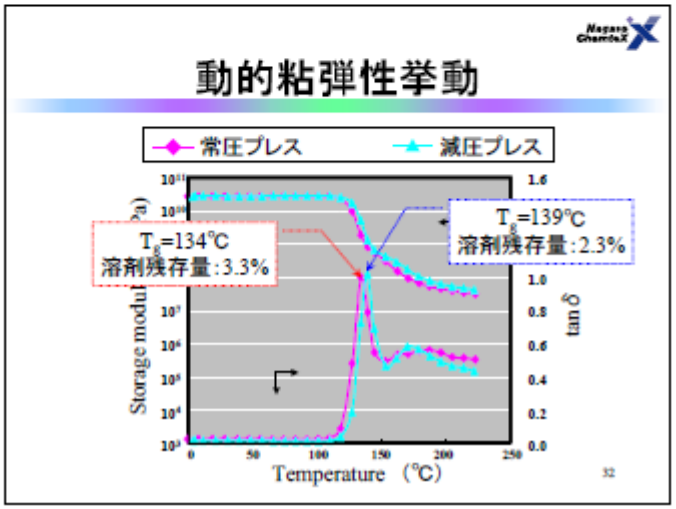
解決するための方針

28


反応プロセス
フルオレン骨格
ビスフェノール
ビスフェノールA骨格
エポキシ樹脂
Cat.
MEK
還流下に110℃で
45時間反応
MEK含有量:42.6%
粘度:375mPa·s
5℃/1ヶ月で結晶生成せず
プレ反応物
29


プレ反応物の生成の確認(GPC)
フルオレン型
ビスフェノール
ビスフェノールA型エポキシ樹脂
原料
プレ反応物
(21h)
プレ反応物
(45h)
大
分子量
小
30


プリプレグ製造プロセス
①溶剤+樹脂を
クロスに含浸
②乾燥させて
溶剤を除去
③積層
④加熱・プレスして
出来上がり
31


常圧プレス
減圧プレス
Tg=134℃
溶剤残存量:3.3%
Tg=139℃
溶剤残存量:2.3%
Storage modulus (Pa)
tan δ
Temperature (℃)
32

プレス成形結果

No.	Matrix	Reinforcement	Fiber content Vf (Vol %)	Bending strength (MPa)	Bending modulus (GPa)
(1)	In situ polymerizable thermoplastic epoxy resin (High T_g)	Carbon fiber fabric (W-3101)	54	692	58.3
(2)	In situ polymerizable thermoplastic epoxy resin (T_g=103℃)	Carbon fiber fabric (CO6347)	45	838	47.7

プレス条件：(1)…2.5MPa、190℃/3h、(2)…1MPa、160℃/20min

(1)のマトリックス樹脂の重量平均分子量Mw=63,000

33

結　論

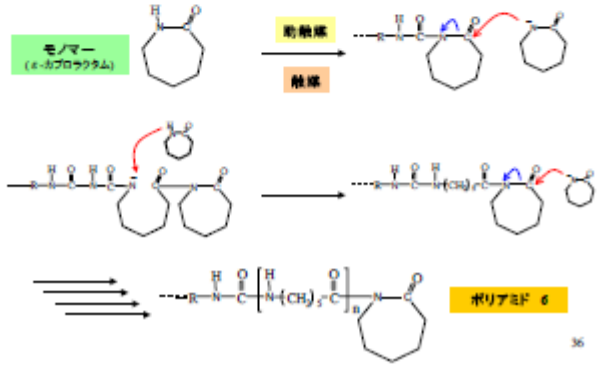
- プレ反応によりフルオレン骨格ビスフェノールの結晶性を効果的に抑制することができた。
- フルオレン骨格ビスフェノールのプレ反応物を含有するワニスを用いることにより、熱可塑エポキシFRTP製造用プリプレグを量産可能な方法で製造することができた。
- 得られた熱可塑エポキシFRTPは、残留溶剤の量に比例してT_gが低下したが、溶剤残存量を3%以下に抑える条件で製造することにより、目標とするT_g ≧ 135℃を達成することができた 。

34

3. 現場重合型 ポリアミド6

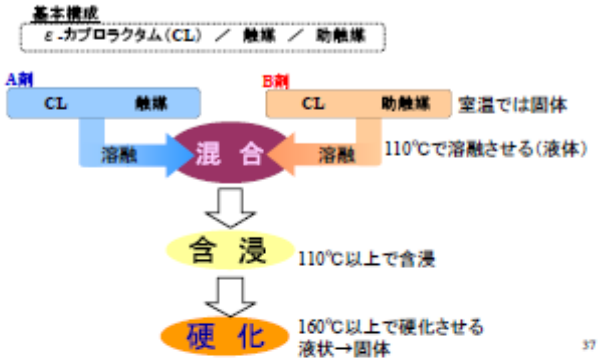
35

アニオン重合



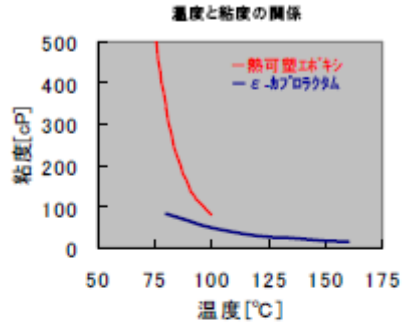
36

2液の構成



37

CLの溶融粘度



溶融温度(70℃)以上で100[cP]以下の低粘度

38

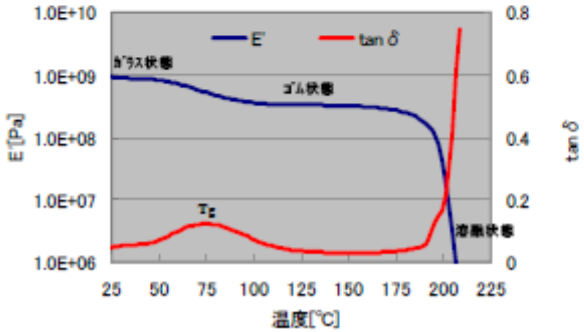
硬化物物性(1)

		GPA-1 (ポリアミド 6)	XNR/H6850 熱可塑エポキシ	XNR/H6813 熱硬化エポキシ
曲げ強度	[MPa]	110	92	120
曲げ弾性率	[MPa]	3200	2400	2800
引張り強度	[MPa]	78	59	50
破断伸び	[%]	7※	95	2～3
圧縮強度	[MPa]	103	73	—
アイゾット衝撃強度	[J/m]	60	1100	—
線膨張係数	[$\times 10^{-5}$ K]	7.4	6.9	6.5
T_g (DMA法)	[℃]	75	106	200

※結晶化度により増減

39

動的粘弾性



40

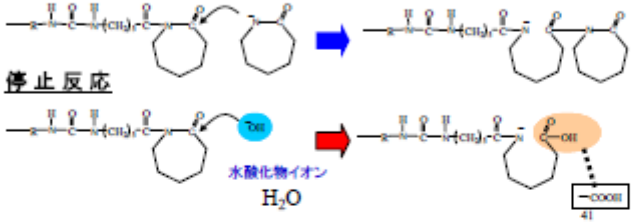
水分による重合阻害

水分により重合が阻害される。

└ 原料、強化繊維、型内等に含まれている水分を除去しておく。

重合反応

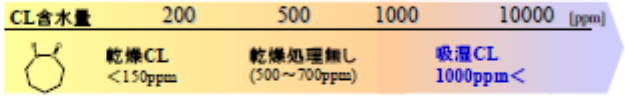
停止反応



水分の影響1

CLの含水量		120 ppm	500 ppm	1000 ppm
硬化状態 (160℃-10min)		完全硬化	完全硬化	硬化不十分
未反応CL量 [wt%] ※		1.1	1.7	36.5
平均分子量 (by GPC)	Mw	501,000	203,000	110,000
	Mw／Mn	3.66	2.41	1.75

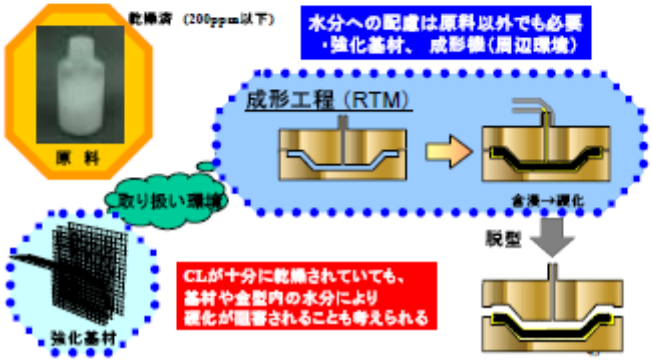
※160℃×10min硬化後、熱水により抽出



CLの含水量は200ppm以下が望ましい。

42

水分の影響2

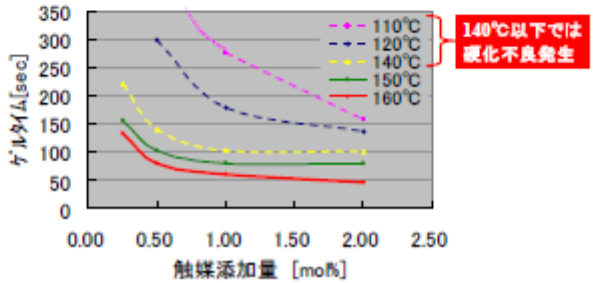


水分への配慮は原料以外でも必要
・強化基材、成形機(周辺環境)

CLが十分に乾燥されていても、基材や金型内の水分により硬化が阻害されることも考えられる

触媒量と反応性

樹脂：GPA-1ﾍﾟｰｽ(触媒量＝0.25~2.0mol%)、触液調製温度：120℃、測定温度：110~160℃

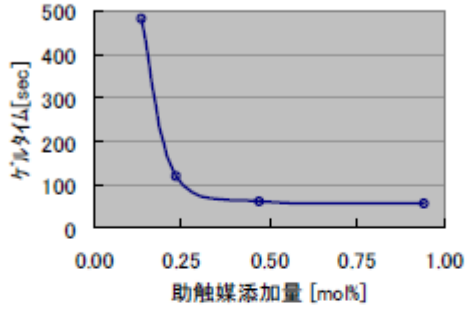


・硬化温度は150℃以上が必要

44

助触媒量と反応性

樹脂：GPA-1、融液調製温度：120℃、測定温度：160℃



45

触媒量／助触媒量と反応性

樹脂：GPA-1、溶融温度：120℃、測定温度：160℃

ゲルタイム

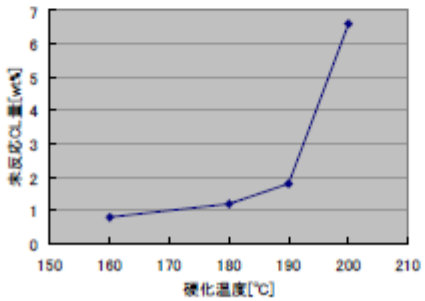
単位[sec]

助触媒量[mol%] ＼ 触媒量[mol%]	0.25	0.50	1.0	2.0
0.12	>600	126	97	—
0.24	138	102	95	—
0.47	133	79	**61**	46
0.94	—	—	56	—

硬化不良（硬化物の一部または全部が未硬化）

46

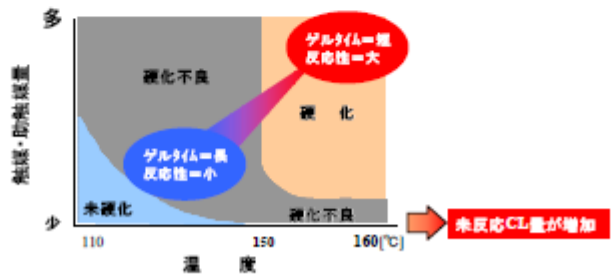
硬化温度と未反応CL量の関係



硬化温度が高くなるほど未反応CL量は増加傾向にある

47

反応性まとめ

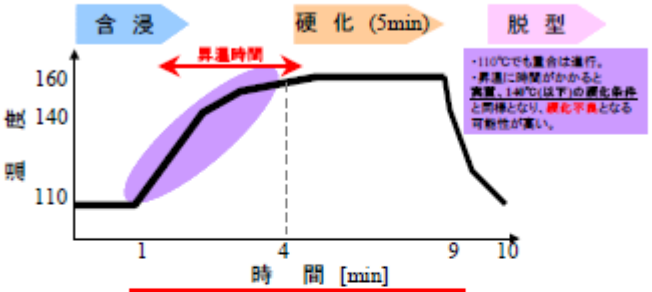


含浸温度は110~140℃、硬化は150～160℃で行う

48

工程条件（1）

基本条件　含浸温度;110℃　硬化温度;160℃

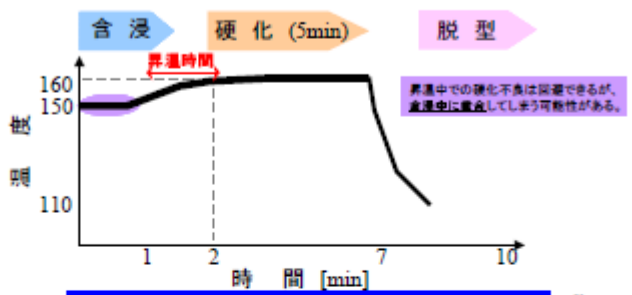


含浸温度の変更　110℃ → 150 ℃

49

工程条件（2）

基本条件　含浸温度;150℃　硬化温度;160℃



含浸時間が1min以上かかる場合には、処方変更により調整

50

反応性の調整

樹脂:GPA-1をﾍﾞｰｽに助触媒種を変更、融液調製温度:120℃、測定温度:160℃

ゲルタイム　　単位[sec]

助触媒量 [mol%] ＼ 触媒量 [mol%]	0.25	0.50	1.0	2.0
0.12	>600	256(126)	258 (97)	
0.24	246(138)	166(102)	129 (95)	
0.47	ー(138)	147(79)	**116** (61)	98(46)
0.94			112 (56)	

( )内は変更前

硬化不良（硬化物の一部または全部が未硬化）

51

まとめ

◎ ε-カプロラクタムのアニオン重合によりポリアミド6が得られる。

◎ ε-カプロラクタムの融液は非常に低粘度である（<100 cP）。

!!! 水分により硬化が阻害されるため、原料、基材、作業環境 等を十分に乾燥しておく必要がある。
※ｻﾝﾌﾟﾙ出荷形態は、PP容器（A剤、B剤）にｱﾙﾐﾊﾟｯｸして出荷。

!!! 硬化温度は150℃以上で行わなければならない。

◎ 反応性は触媒／助触媒量や助触媒種の変更で対応可能である。

◎ 繊維の表面処理により強度が向上できる。

52

Appendix 3　同志社大学　熱可塑性樹脂複合材料の素材・成形技術に関する国内最新研究動向の調査

１．調査日時；平成21年1月21日（水）
２．調査場所；同志社大学　生命医科学部医工学科　バイオメカニクス研究室（京都府）
３．面談者
　　同志社大学医工学科　田中和人准教授、RocTool社 レヌー・ニコラ氏
４．訪問者
　　高橋（東大）、飯塚（飯塚テクノシステム）、濱本(KHI)、菊池(SMIC)、金子(三レ)、橋本（東レ）、荻布、伊牟田、榎本、小粥(RIMCOF)
５．調査目的
　　熱可塑樹脂複合材料の素材・成形技術に関する国内最新研究動向を調査する。
６．調査結果概要
（１）同志社大学　田中准教授の研究室における熱可塑複合材の研究
　　同研究室では、自動車等の構造部材への適用を考えた電磁誘導加熱法による高温加熱・冷却システムによる熱可塑性樹脂複合材料の高速成形技術の研究を実施している。この研究に用いる設備として、フランスＲｏｃＴｏｏｌ社より電磁誘導加熱成形装置を導入しており（図１.、図2.参照）、代表的な例として、ＮＣＦ（炭素繊維のノンクリンプ布）と６ナイロン不織布(樹脂フィルム)とを交互に積層したものを金型内に挿入し熱圧縮成形して供試体を得て、機械的特性を評価している。成形は非常に短時間で行われ、成形品質は良好であり、標定部におけるボイド率も低い。研究室では、この成形技術を応用した更なる熱可塑複合材料の研究を展開している。

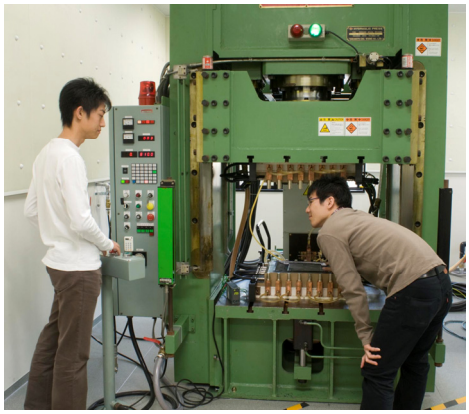


図 1.　FRTP 高速プレス成形[1)]

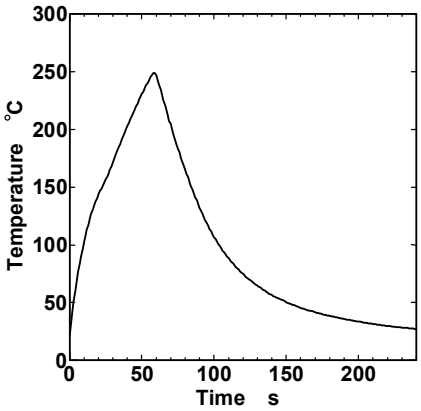


図２．　電磁誘導加熱システムにおける金型の温度履歴の一例[1)]

（２）ＲｏｃＴｏｏｌ社製システムについて
　　RocTool社は、Cage　Systemと称する電磁誘導加熱による樹脂成形技術を独自に開発し、自動車用その他のプラスチック部品や繊維強化部品の成形に応用する技術を提供している。このCage Systemは、金型の合わせ面に磁性金属を配して金型の表面のみを選択的に加熱するというもので、冷却系を併用して短時間での成形を可能としている。この方法は、ＲＴＭ成形、熱圧縮成形、チューブ成形、射出成形に応用されている（参考⇒http://www.roctool.com/jp/index.html）。

３．まとめ

この技術を適用することにより、非常に短時間で成形が完結することから、航空機部材の高レート生産へのアプリケーションとしての可能性は大きいと考えられる。

参考文献

1)強化プラスチックス　Vol.55 No.2 (2009年2月号)

Appendix 4 （株）ジャムコ　熱可塑性樹脂複合材料に関する最新動向等の調査概要

１．調査日時；平成20年12月16日（火）
２．調査場所；（株）ジャムコ（三鷹市）
３．面談者　営業部　豊田専門部長、機器製造工場　相島専門次長
４．訪問者　榎本、小粥（RIMCOF）
５．調査目的

熱可塑性樹脂複合材料の航空機分野への適用の可能性について認証取得に関する考え方や動向の調査を実施する。

６．調査結果概要

（１）JAMCOにおける熱可塑複合材

エアバス（ADPによるフロアビーム）の補強部材として、PEEK／チョップドガラスファイバーのインジェクションモールドによるブラケットの製品実績がある。

（２）ADPにおける認証取得手順

ジャムコでは、ADP（アドバンスドプルトルージョン）法による複合材製品を独自の技術で開発し、エアバスに納入している。これらは、垂直尾翼のストリンガー、あるいはフロアビームであり、構造用部材として欧州航空局（EASA/JAA）の認証を取得している。

一般的な構造設計手順は、EASA/JAAの認証を得た設計許容値を取得し、これを用いて設計を行い、さらに構造実証を行う手順となるが、エアバス／ジャムコの手順は、製品に特化した認定である。

以下に、およその手順を記す。

①ジャムコは材料仕様書を作成し、この仕様書で材料メーカーの材料をジャムコが認定を行う。

②エアバスの定める個々の製品仕様書に従って部品認定を実施する。

具体的には、ジャムコが作成するプロセス仕様書およびエアバスの承認を得た認定試験プランにしたがって製品を製作し、ここから切り出した供試体を用いてプロセス認定を受ける。また、構造実証のための構造試験を静強度、疲労強度を損傷付与やフライトパターン下で行う。

EASA/JAA認証は、上記に示した認定が、エアバスがすでに持っている設計基準にコンパラであることを実証することで行う。

非　売　品

禁無断転載

平　成　２　０　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

発　行　　平成２１年３月

発行者　　社団法人　日本機械工業連合会

〒105-0011

東京都港区芝公園三丁目５番８号

電　話　０３－３４３４－５３８４

財団法人　次世代金属・複合材料研究開発協会

〒105-0001

東京都港区虎ノ門三丁目２５番２号

電　話　０３－３４５９－６９００