うなかたちの材料開発のシステムが、より機能的に展開しなければならないと考えている。したがって、従来の物理的性質を利用した生体材料の開発から材料自体に生理的機能を持たせた材料開発が要求されているだけに、将来に向けてより複合の考えを広く展開させるとともに、生体と材料との界面の問題も含めてよりいっそうの医学、歯学、工学との関係が必要であることを痛切に感じている。そしてユーザーニーズの多い生体材料の開発がよりいっそう活発に展開できれば、生体と材料との関係は日常われわれの使用する多くの工業製品にも多くの接点を有するだけに、広く工学の発展にも寄与できるものと考えている。

6. あとがき

生体材料は従来生体適合性を満足し、かつ生体内で支持体として機械や、物理的なニーズに応じてきたものが多い。しかし人工関節のような機械的特性の要求される生体材料であっても力学的には、生体自身に必要な負荷が加わるような設計でなければ十分その機能は果せない。したがって人工関節の設計などでは骨の吸収を防ぐために人工物を生体内に挿入しても骨には従来とほぼ同

じ程度の負荷の加わることが必要である。このようなことは生体機能の発現には大切なことで、工業製品の開発では考えられないことである。

またこのような支持体としての材料の役割に加えて生体機能として生体の生理的機能の果す役割は大きいがこのような面での生体材料の開発はまだ遅れている。したがってこれからの生体材料の開発は従来の生体と材料との界面における適合性に加え、生体機能の詳細な分析により、生体機能の発現に寄与できる材料開発として、複合の考えの展開が必要である。そして生体材料はユーザーニーズの多い材料であるだけに生体材料の今後の発展に大きな期待が寄せられている。

参 考 文 献

- 1) 小木曾誠, 石田光輔, 田端恒雄: セラミックインプラントの実際, クインテッセンス, 東京 (1983), p. 47.
- 2) PCA 人工股関節システム, ハウメディカ社カタログ, p. 1.
- 3) 妹尾 学: 最新医用材料開発利用便覧, R & D プランニング, 東京 (1986), p. 5.
- 4) 宮入裕夫: 医科器械学, 59, 3 (1989), 119-126.
- 5) 市村健夫, ほか: 機能材料, 5, 2 (1985), 5-11.

解 説

熱可塑性樹脂複合材料の成形加工技術

西国 春義*, 土屋 清**, 南 雲 隆***, 石川 隆司****

1. はじめに

航空・宇宙機器の主構造への複合材料の適用化を進めてゆくに従い設計要求も高度化し、従来型のエポキシ樹脂を母材とした複合材料ではその低い靱性が問題となってきた。これを改善した材料として耐衝撃性・破壊靱性・疲労強度特性に優れた熱可塑性樹脂複合材料（以下熱可塑複合材と記す）に関心が高まり、国内外で材料

の開発・改質や加工技術の開発が進められている。とくに PEEK (Poly Ether Ether Ketone) 樹脂を用いた CFRP の適用化研究が盛んに行われている。

本稿では熱可塑複合材に関する加工技術の開発状況をレビューするとともに、筆者らの PEEK 樹脂を母材とする CFRP を用いたブレードタイプスチフナ付き・体成形補強ハネルの試作研究結果と、今後の成形加工技術上の課題を中心に紹介する。

2. 熱可塑複合材成形加工技術の現状

熱可塑複合材は熱硬化複合材にくらべ歴史が浅いため、材料・成形加工技術とも開発段階にあり、航空・宇宙機器の主構造へ未だ本格的な適用化には至っていない。現在、材料メーカー・機体メーカーなどで材料の性能向

* Haruyoshi SAIGOKU, ** Kiyoshi TSUCHIYA : 富士重工業 (株) 航空機工場 生産技術研究課,
*** Takashi NAGUMO : 富士重工業 (株) 航空宇宙技術本部 材料研究課 (320 宇都宮市陽南 1-1-11)
**** Takashi ISHIKAWA : 航空宇宙技術研究所複合材構造研究室 (182 調布市深大寺東町 7-44-1)

上や成形加工コストの低減を目指して積極的な研究が行われている。

材料の面では、耐熱性を向上させた Dupont の AVI-MID K-III や三井東圧化学の PI-P 等の樹脂が開発されている。また、常温下でのドレープ性を向上させるため、成形後にマトリックスを形成する熱可塑性樹脂から成る繊維を、強化繊維と混織した Comingled Fabric や、交織した Cowoven Fabric などが開発され、成形加工性の向上が期待されている。しかし、物性面で改良すべき点があり、今後の課題と見られている²⁾。

成形加工技術の面でも、マッチドダイ構造の治具を用いたホットプレス成形法のほかに、熱硬化複合材に使用されているオートクレープを用いた成形法や、超塑性材料あるいはポリイミドフィルム等を用いたダイヤフラム成形法など成形品の品質向上を目的とした研究が行われている。さらに、熱硬化複合材同様ファスナ結合を省略する一体成形加工技術等低コスト化の研究も進められている。このような研究の成果を適用した航空機構造の試作研究も盛んに行われており、その一例を次に紹介する。

数年前までの研究では、図 1 に示すようにロッキード C-130 輸送機の胴体下部外板（ベリースキン）³⁾ やウエストランド 30-300 ヘリコプタ水平安定板⁴⁾の外板・桁・小骨等の部品はオートクレープ成形法・プレス成形法で試作されていた。このほかにも、マクダネルヘリコプタの垂直尾翼外板やノースロップ F-5 戦闘機の主脚扉などが試作されている。これらは単一部品を成形した後、ファスナ結合や二次接着で組み立てる方法で試作されていた。

しかし、最近ロッキードが実施した戦闘機の前胴構造への適用化研究では、図 2 のようにブレード型・ハット型やビード型スティフナとスキンを Co-consolidation あるいは Dual polymer bonding の手法で一体成形した前胴パネルが試作された⁵⁾。一方、国内でも一体成形組立の融着方法に関し、ヒータ・振動・高周波誘導加熱方式等を評価検討した結果が報告されている⁶⁾。このような現状は、熱可塑性複合材の一体成形加工技術の開発に着手した段階であるといえる。

3. 成形加工試験

航空宇宙技術研究所と富士重工(株)は将来機の翼構造への適用化を目標として CF/PEEK 材の成形加工技術の開発研究を進め、基礎加工技術を確立してきた。以下、CF/PEEK 材を用いたブレードタイプスティフナ付き一体成形補強パネルに対し、筆者らの検討結果について述

Lockheed C-130 Belly skin

Westland 30 Thermoplastic stabilizer

図 1 ファスナ結合・二次接着構造

Lockheed Fighter forward fuselage (Demonstration article)

図 2 一体成形構造

べる。

3.1 目的

この研究は、一体成形補強パネルを製作するための基本成形プロセス・基本治具構造を設定することおよび成形加工データを蓄積することを目的としている。

3.2 供試体形状

供試体は図 3 に示すように、スキン上に 4 本の T 型スティフナを配した一体成形補強パネルで、T 型スティフ

図3 供試体形状

ナはL型材を背中合わせにした構造である。材料はICI社製 APC-2 一方向プリプレグを用い、繊維配向はスキンが $\pm 45^\circ$ を主に10ply、軸部材となるスティフナは 0° を主に24plyをそれぞれミラー対称とした構成になっている。

3.3 材料の熱特性調査

熱可塑複合材の一体成形加工法では、積層した平板を加熱成形した後定められた形状へ加熱賦形、さらに部材同士の加熱融着組立という工程が必要であり、材料は工程中数回高温下に熱暴露されることになる。したがって、一体成形される材料には熱暴露後でも融着接合品質に悪影響を与えないよう、樹脂の変質や劣化のないことが要求される。そのため、供試体の試作に先立ち成形プロセスの設定と樹脂特性を調べることを目的に、PEEKプリプレグを成形温度である 380°C の雰囲気中に暴露した後の材料の熱特性を調査した。熱暴露なしの材料と熱暴露時間を増加していった材料のDSC分析結果を図4に示す。この図よりわかるように、熱暴露時間が増加するに従い材料の吸熱ピークが減少する傾向にある。とくに 380°C で130分間暴露した場合には吸熱ピークがかなりの低下を示していることが見受けられ、樹脂が変質している可能性があることが考えられる。一体成形組立では部材同士の接合面の樹脂フローがとくに重要であり、樹脂が変質していると接合面の品質が不安定を誘発することが予想された。そのため、本試作研究では成形温度 380°C の雰囲気下で材料が熱暴露される累計時間を100分以内とするよう、成形プロセスおよび治具構造を設定した。

3.4 成形プロセス

前項で述べた材料の熱特性調査結果に基づき設定された成形プロセスを図5に示す。成形法はスチール材のワッチドダイ構造の治具を用いたホットプレス成形法を適

PEEK Prepreg

図4 熱暴露後のDSC分析結果

用した。供試体試作前に成形治具の温度分布測定で各部の温度が均一であること、設定された成形プロセスを満足することが確認された。次に、成形プロセスの詳細を説明する。

- スキンおよびスティフナの子部品となる積層板(平板)は、積層後ホットプレス成形される。
- スティフナは成形された積層板をL型形状に加熱賦形した後、背中合わせに組立て温度 $380\sim 400^\circ\text{C}$ 、圧力 25 kg/cm^2 の条件で融着接合される。
- 次に、成形された4本のスティフナを治具にセットした後、スキン上に位置決めして $380\sim 400^\circ\text{C}$ 、 $15\sim 25\text{ kg/cm}^2$ の条件で一体融着接合される。

以上の成形プロセスで一体成形補強パネルが完成される。

3.5 試作結果

供試体の試作結果について次に述べる。

(i) 外観

図6に試作した供試体を示す。表面には樹脂溜りや樹脂欠損もなく良好な表面状態であった。しかし、図7に示すようにスティフナの通っていない方向に最大14mmの反りが発生した。この反り是指圧で十分になじむほどのものであり、構造組立上問題となるような量ではないが、今後、部品の大型化・厚肉化に対応するため解決すべき項目と位置づけられる。この供試体変形の発生原因としてスキンの繊維配向が等方性でないことなども考えられるが、これまでの研究成果より主因は成形治具(スチール材)と供試体(CF/PEEK材)との熱膨張差によりスティフナ角度が変形したことによるものと推定された。これを解決するため、供試体との熱膨張差の少ない治具材の選定等治具構造に対する改善策が抽出された。

(ii) 板厚

スキンとスティフナおよびこれらの接合部の板厚を測

図5 成形プロセス

図6 試作供試体

図8 板厚測定結果

図7 供試体の変形

図9 非破壊検査結果

定した結果を図8に示す。各部位の板厚精度は ± 0.2 mm と非常にばらつきの小さい良好なデータが得られた。この結果、設定した治具構造および治具の寸法精度要求は妥当であることが確認された。

(iii) 内部品質

内部品質検査として超音波透過法・X線透過法による非破壊検査と切り出し片を用いた顕微鏡による断面観察を実施した。

非破壊検査では、スティフナ付根部のコーナR部をX線透過法、その他の部分については超音波透過法を適用して検査を行った結果、どちらの方法でも欠陥被疑部（インディケーション）は検出されず良好な結果が得られた。図9に超音波透過法による検査結果を示す。人工欠陥やスティフナのウェブ部は超音波が透過しないため白く写っている。スティフナのウェブ部については、超

音波の送信方向を変えて検査を行い、インディケーションのないことを確認した。

また、切り出し片による断面観察の結果からも層間・接合面やコーナ部等にボイド・デラミネーションもなく、繊維のうねりも少ないことが確認された。断面写真を図10に示す。

このように非破壊検査および断面観察結果ともに良好であることから、試作供試体の内部品質は良好であると判断できた。

3.6 成 果

3.5 項で述べた試作結果を踏まえ、今回の成形加工試

図 10 断面の状況

験の成果を以下にまとめる。

- 試作供試体は変形を除く外観・板厚精度および内部品質とも良好であったことから、今回設定した成形プロセスは妥当であったことが検証できた。
- また、ホットプレス成形法を適用した場合の成形治具の基本構造も設定することができた。
- 成形品の変形発生という問題点を解決し、品質向上を図っていくための今後の改善項目が抽出された。
- 以上のことより、一体成形加工技術の基礎が確立できたと考える。

4. 今後の取り組むべき技術課題

これまでの成形加工試験の成果を生かし、将来の航空・宇宙機器の主構造に熱可塑複合材一体成形構造を適用していくため、今後取り組むべき成形加工技術上の課題について整理する。

- 成形品の変形を防止するため、耐熱性を有した低熱膨張（セラミックやカーボン材等）の治具構造を開発する必要がある。
- 現在の熱可塑複合材は成形温度が 400℃ 付近と高温であり、成形を難しくしている一因となっている。これを解決するため、ガラス転移温度 (T_g) を下げずに成形温度の低い易成形材料の開発や一体成形構造に必要な最適な接合材料の開発などが材料メーカーに期待されている。
- 一体成形に用いる材料は前述のとおり長時間の熱暴露安定性が要求されるので、熱暴露後でも変質の少

ない樹脂へ改良・改質が必要となる。

- 一方、成形加工メーカーでは材料の熱暴露時間を最少限にする、あるいは成形工程を簡略化するなど品質向上を図るため成形プロセスの最適化研究を進めていかねばならない。
- 本試作研究ではホットプレス成形法のみを適用したが、部品の大型化・形状の複雑化に対応していくには、オートクレープ成形法・ダイヤフラム成形法・連続曲げ成形法やその他熱可塑性樹脂の特徴を生かした成形法など部品形状に適した成形法の開発が必須である。
- 実構造に適用していくには、品質向上・安定化とともに低コスト化も重要なファクターである。自動積層機やフィラメントワインディング機などを用いた自動化技術の研究も外国では行われており、早期に開発研究を進め賦形作業も含めた熱可塑複合材用自動成形加工ラインの開発が必要となる。

5. おわりに

熱可塑複合材は破壊靱性など優れた物性を有するほか、成形加工面では材料の冷凍保管が不要である・成形サイクルが短い・修理が容易である、さらに本稿で述べたように一体成形構造が可能であるなど複合材構造のコスト低減の可能性を有している。このように優れた熱可塑複合材を航空・宇宙機器の主構造へ本格的に適用していくため、易成形材料の開発や一体成形をはじめとする成形加工技術の高度化が必要である。

参考文献

- 1) 石川隆司, 林 洋一, 松嶋正道: 第 31 回構造強度に関する講演会講演集 (1989), pp. 6-9.
- 2) 日本機械工業連合会, 次世代金属・複合材料研究開発協会: 結晶制御合金・複合材料次世代技術動向調査研究報告書 (下) (1988), pp. 37-39.
- 3) L.P. Beckerman, *et al.*: AIAA-87-0798 (1987), pp. 414-419.
- 4) G.R. Griffiths, *et al.*: 33rd International SAMPE Symposium (1988), pp. 308-316.
- 5) R.B. Ostrom, *et al.*: 34th International SAMPE Symposium (1989), pp. 300-311.
- 6) 南雲 隆, 中村裕之, 中倉敏行, 坂井英男: 32nd International SAMPE Symposium (1987), pp. 396-407.