解 説

〈ユーザーが複合材料に期待するもの〉

航空—I. 旅客機

葭田 雄二郎*

1. ま え が き

樹脂系複合材料（ここでは主に炭素繊維強化ポリマーを意味する、以下 ACM と略す）は生れ備えた性能を武器に 1960 年代後半より航空機用材料分野に名乗りをあげ、徐々にその優秀さを認められ航空機構造へ主にアルミニウム合金材に替り適用されてきた。今までの適用例を顧みると軍用機における使用例が多く、現在機体重量の 30% 近くまで ACM を用いている戦闘機も出現している。さらにビジネス機やヘリコプター分野においても ACM 適用化研究は進んでおり、機体重量の 70% 以上を使用している機体も飛行している。

一方、民間旅客機における ACM 適用化は軍用機等と比較すると非常に慎重である。1975 年から ACEE 計画により適用化評価試験が実施されてきたが、新民間旅客機開発が少なく 1970 年代後半に開発された B767 や B757 で約 3% 程度であった。しかし本年量産がスタートした欧州エアバス社製旅客機 A320 では約 15% まで使用されており、今後も開発されてゆく旅客機には ACM の適用が増加されてゆくことが期待されている。

そこでここでは、今後開発される機体へより多くの ACM が適用されてゆくための要求や期待について私見を含めて述べてみたい。

2. 旅客機の今後の動向^{1),2)}

現在旅客機と呼ばれる航空機は、大型機 B747 から小型機まで含めると約 9,000 機が飛行しており、とくに 1978 年のデレギュレーション（航空行政の規制緩和）、さらに 1985 年頃から世界の景気回復により航空業界は活気づいてきている。

世界の旅客機の利用人口をみると年間伸び率約 9% で向上しており、これから推測すると 1990 年には約 1,700 × 10 億人キロにも達するといわれている。わが国におい

ても旅客機は自動車、新幹線と並ぶ輸送手段としてわれわれの生活に深く係わりあってきており、今後もより身近かなものとなろう。

以上の背景より今後開発される民間旅客機はエアラインの諸要求に十分答えうる、およびユーザー指向に合致する性能仕様の機体となろう。

このような観点から旅客機の今後の動向を推測すると大きく分類して二つの流れがあると考ええる。一つは現在主流の亜音速機における各種発展型の開発であり、もう一つは現在唯一運航している超音速機コンコルドより高速な航空機の開発であると考ええる。

亜音速旅客機発展型の開発は現在でも盛んに試みられてきている（表 1）。大型機分野では B747-400 がロールアウトし、MD-11 は 1989 年初飛行に向かって開発中、さらに欧州では A330 の計画も出されている。

中型機では前述したが A320 が評判良く、Fokker 100 の納入も始まっている。これら発展型旅客機は大型化してゆく傾向がみられる。その理由は将来増加する需要（旅客数の増加）に対する対策として運航便の増加が考えられるが、すでに空港は過密状態であり、かつ拡張拡大には限界があるので実施し難く、どうしても機体を大型化して座席数を増加せざるをえないためである。しかしその反面機体の大型化による運航費用（主に燃料費）の増大を最小限に抑えてゆくことはエアライン経営上きわめて重要であり、新エンジンの開発や機体重量の軽量化が大きな課題となってきた。

超音速機においては、現在コンコルドが運航しており、当初は種々の問題を抱え経営的にも危ぶまれていたが最近では高速の利点およびオイル値段の低下等により好調であるといわれる。

一方、米国では 1986 年初頭レーガン大統領が述べた“オリエント・エクスプレス”で端を発した形となったが、21 世紀時代を目指し現在よりも高速な輸送機の必要性が認識されてきており米国主体とした研究開発が開始されている。わが国においても日本航空工業会の調査に

* Yujiro YOSHIDA : 富士重工業 (株) 航空機技術本部
(320 宇都宮市陽南 1-1-11)

表 1 新しい民間旅客機の構想 (出所：世界の航空宇宙工業 (昭和62年版), p. 46, 日本航空宇宙工業会)

() 予想

製造会社	機種	座席数	候補エンジン	ゴアアヘッド	初飛行	T/C	備	考
ボーイング	747-400	450	PW4000/CF6-80C2	1985/10		(1988)	最新コクピット, 2 マンクルー, 主翼延長	
	747-500	550~700				(1995~2000)	胴体ストレッチ, 新主翼, 新エンジン	
	7 J 7	150~200	プロップ・ファン	(1987~1988)		(1992)	新規開発	
	737-400	145	CFM56-3B2	1986/6		(1988/9)	737-300 のストレッチ	
エアバス	A320	150	CFM56-5/V2500	1984/3	(1987)	(1988)	新規開発	
	A330(TA-9)	310	CF6-80C				A300-600 のストレッチ型	
	A340(TA-11)	260	V2500/CFM56-5			(1992)	4 発長距離型	
マクダネル・ダグラス	MD-87	120	JT8D-217AI	1985/1		(1987)	MD-80 の胴体短縮型	
	MD-88	150	JT8D-217	1986/1		(1987/10)	MD-80 の近代化型	
	MD-90	180	V2500			(1990)	MD-80 のストレッチ, エンジン換装型	
	MD-91	110	プロップ・ファン			(1991)	MD-80 の胴体短縮, エンジン換装型	
	MD-92	150	プロップ・ファン			(1992)	MD-80 のエンジン換装型	
	MD-94	180~200	プロップ・ファン			(1994)	新規開発	
			PW4000					
	MD-11	330	CF6-80C2				DC-10 のストレッチ, エンジン換装型	
BAe	BAe 146-300	116	ALF502	1984/9		(1988)	BAe 146-200 のストレッチ型	
	ATP	60	PW124			(1987)	HS748 の近代化型	
フォッカー	F-50	50	PW124	1983/11		(1986)	F-27 の近代化型	
	F-100	100	RR TAY	1983/11		(1987)	F-28 の近代化型	

よるとコンコルドより高速な旅客機 (SST*¹ および HST*²) の需要機数は 21 世紀始めには 500~1,000 機が期待できると推測している。この新航空機を開発するには空力、推進、構造、材料等の各分野で解決してゆかなければならぬ多くの課題がある。構造および材料分野においては運航スピードが増すにつれて耐熱性の要求が段階的に厳しくなってくる。これに十分対応できる高耐熱性を有する素材および熱防衛システムの開発が機体成功の大きな鍵となる。

3. ACM に対する要求および期待

以上、旅客機の動向について述べてきたが、この動向から推測して ACM に対する要求、期待について性能面と成形加工面に分けてやや具体的に述べてみる。

3.1 エポキシ系樹脂 ACM に対しての要求、期待

ACM がこれほど多く適用されてきている最大の理由は機体構造の軽量化達成である。この軽量化達成は航空機の性能向上、運航効率 (燃費やペイロード) の向上等へ直接影響を与えるので今後も大きな期待がかけられている。しかし現在の ACM の密度 $1.4 \sim 1.7 \text{ g/cm}^3$ から画期的に低下した材料は簡単に開発されないであろう。最近の論文、文献等を眺めても密度増加の傾向があっても低下することはまずなさそうである。

一方、現在強化繊維とくに炭素繊維 (CF) の高性能化は意欲的に試みられ、PAN 系では引張り強度 720 kgf/mm^2 、弾性率 30 tonf/mm^2 、ピッチ系においても引張り強度 500 kgf/mm^2 、弾性率 50 tonf/mm^2 の新素材も出現している。この特性は一昔前では考えられなかった値であり、この高性能により比強度比剛性は画期的に向上してきている。航空機体設計が引張り特性よりもどちらかというと圧縮特性重視であるため、CF の引張り強度のみの効果では画期的な軽量化は達成できないが、ACM の基本性能を支配する CF のより高性能 (高引張り、高弾性、高伸度) 化に対してユーザ側は大きな期待をもっている。

強化繊維として CF のほか ArF, BF, SiCF, アルミナやチタノ繊維等もそれぞれの特性を有しているが、ArF を除き密度が高くどうしても比強度が劣るため積極的に検討がなされていない。今後より低密度で高性能新繊維が開発されない限りこしばらくは CF および ArF が

使用されてゆくと考える。

マトリックスとして現在多用しているエポキシ樹脂 (EP) は航空機体用材料として長年の実績を有する材料である。しかし適用されてきた部品がほとんど 2 次構造主体であったことよりそれほどの改良改質がなされず大別して高温硬化タイプ (TGDDM/DDS*³ 等) と中温硬化タイプ (DGEBA/DICY*⁴ 等) の 2 種が使用されてきた。

前述した今後の民間機の動向からマトリックスに対する要求、期待は CF より非常に大きいものがある。ACM を機体の主翼、胴体等の一次構造部へ適用してゆくことが民間機にとって最大の目標であるが、これらを実現させてゆくには現在の EP 性能では満足していない。EP に対する要求内容は CF の場合と異なり項目が多く、目標が厳しくかつ高い、また出される内容によっては複数の要求項目を同時に改良改善することが難しい。たとえば耐熱性と靱性の向上要求を同時に解決することは非常に困難である。さらに EP には成形技術面での厳しい要求がある。そのため力学的特性および物性に非常に優れた樹脂が開発されても航空機には積極的に適用できないケースが多々ある。しかし今後の ACM 用 EP に対する期待は大きいものがある。航空機体の軽量化を目視して金属分野でも Al-Li 合金という有望素材が再出現し、現在盛んに適用化への研究がなされているが、本格的に採用できるまでには関連技術が確立されておらず、こしばらくは ACM のほうが有望視されると考える。

われわれユーザ側は ACM 性能を評価する項目として重要視するものは、圧縮強度、層間剪断、 90° 引張り強度等である。これらの項目に加え最近では CAI (compression after impact) と耐湿熱性 (hot wet 性) を追加してきている。

CAI を要求する理由は、主翼尾翼や胴体へ ACM を適用した場合、飛行中に雨滴、雹、鳥衝撃や離着陸時の砂塵等の衝突等による損傷が予想外に大きく、かつその状況を目視では正確に検出できないので機体保証上から非常にクリティカルになるためである。今後の素材に対しては衝撃による損傷および強度低下を最小にコントロールできることを要求することになる。

CAI を評価する方法には現在 NASA 法³⁾ とボーイング法が存在する。試験片の形状 (板厚と大きさ) や衝撃

*¹ Supersonic transport, スピードがマッハ 2 ~ 3 クラスの輸送機を指す。

*² Hypersonic transport, スピードがマッハ 4 ~ 6 クラスの輸送機を示す。

*³ Tetraglycidyl diaminodiphenyl methane /diamino diphenyl sulfone

*⁴ Diglycidyl ether of bisphenol a/dicyan diamide

る。しかし主翼構造になると大きさの点、また一体構造になると複雑形状の点から今までの素材が持っている成形性ではまったく対応できず高品質製品は得られない。そのため使用される素材(プリプレグ材)に対し成形性の面からかなり厳しい要求を出している。具体的な要求としてはレイアップ作業に関する項目で、タック、ドレープ、フロー特性やワークライフ、アウトタイム等である。この中でまず改善要求されるのはワークライフであろう。構造物が大きく複雑化するとレイアップ作業に長時間を要し、レイアップ室(温湿度等の条件は厳しく管理されている)に放置される時間が当然長くなる。プリプレグ材は半硬化状態であるため室温に放置されると作業性、物性や力学的特性等が低下し始める。この室温放置に長時間耐える(現在では500~700時間が目標)プリプレグ材の開発が期待されている。

次にタック性への要求である。最近オートクレープ成形法の自動化が盛んに研究されており、とくにレイアップ作業自動化は意欲的に試行され、すでに一部量産へ用いられている。現在レイアップ自動化は主にテープ(一方向)材において行なわれているが、このテープ材に対して特別の要求が出されている。具体的な要求は使用する自動レイアップ機械に起因する内容もあるので、機体メーカーごとに出されることになる。項目としてはロール幅、テープのうねり精度やタック性である。この中でタック性が非常に重要である。プリプレグは治具面とプリプレグ材間、プリプレグ材同士間さらに離型紙とプリプレグ材間の微妙なバランスがポイントとなる。このタック性を評価する方法は各方面で研究されているがまだ最適な方法は存在していない。各社が独自で設定した方法により評価しているが、最終的には自動レイアップ機械にて判定しているのが現状である。

以上、EP系ACMに対する性能面、成形加工面よりかなり厳しい要求、期待について述べた。それだけ今後のEPに対する期待が大きいことを意味している。航空機設計および製造技術においては、常に革新的なものを優先的にまた意欲的に評価し採用してゆくように見られるが、実際には実績第一主義の考えも非常に強く、戦後40年以上FRPおよびACMで経験をいちばん多く持っているEPを主成分としたマトリックスで今後も機体要求に対応してゆく事ができれば、製造コスト面を含めてリスクおよびインパクトが少ないと考えている。

3.2 熱可塑性樹脂への期待

以上EPにおける要求、期待について述べてきた。EPを始めとして現在まで航空機構造へ採用されてきた樹脂

は、例外を除いて熱硬化性樹脂であった。熱可塑性樹脂は一般産業では多用されているが、耐熱性や力学特性等の点で航空機用としては耐えられなかった。しかしここ10年ほど前より耐熱性等で十分評価できる高性能タイプが出現し始め、米欧を主体として適用化研究が試みられてきている。熱可塑性樹脂は現在PEEK, PES, K-ポリマやXYDAR等多くの種類が存在し、今後もユニークな特性性能を有した素材が続いて出現してくる気運もろかがえる⁴⁾。

熱可塑性樹脂が航空機用材料として期待されている理由が高靱性、耐衝撃性と成形性にある。現在のEPの欠点である低靱性を大幅に改良できると考える。

成形性についてはEPの硬化サイクルが複雑大型構造物になると10時間以上を必要とする。この点で熱可塑性樹脂の短時間成形は非常に魅力となる。しかし現在の熱可塑性樹脂の成形条件は高温(350~450°C)、高圧(10~30気圧)であり、航空機部品の特性上現在一般工業製品を生産しているホットプレスやインジェクション法は採用し難い。新設備等導入か現有オートクレープ設備の大改造を必要とする。

現在の熱可塑性樹脂ACMの特性から判断して航空機構造の重要部位(たとえば機体外板)まで十分適用できる性能を有しておると考えるし、また今後もより高性能樹脂が出現してこようが、成形条件がEPにできる限り類似した、かつ短時間成形が可能な新素材が開発されることを期待したい。

4. あ と が き

以上、亜音速機におけるACM、主にEP系ACMへの要求、期待について述べてきた。今回は性能面や成形加工面を主体に話してきたが、忘れてならない要求、期待にコスト面がある。現在多用されているアルミニウム合金は性能面とコスト面のバランスが非常に良く、今後もそれほど減少せずに使用されてゆこう。とくに前述したAl-Li合金を始めとする低密度高性能新合金が開発されると、ACMにとっては非常に強敵となる。そのためACMの適用拡大を図ってゆくには低コスト化を真剣に検討してゆく必要がある。この低コスト化は製造コストに加えて旅客機の寿命を通じての運航コスト、メンテナンスコスト(点検、修理等に要する費用)を含めたトータルコストを検討してゆくべきと考えるが、まずは製造コスト低減が課題となる。現在量産されているACM部品は一般の板金部品に比較しコスト高であると推測する。公知の文献や論文の中にはACM製品の製造コスト

低減化には十分期待できると発表しているものもあるが、量産部品でコスト低減した実例はないと考える。ACM 部品の低コスト化は簡単には実現せず長期戦となろう。まずは素材自身の低コスト化への努力、次に生産技術面を十分考慮した、または優先した設計思想の確立、さらに製造工程の完全自動化等、素材—設計—生産技術—品質技術—一体となったシステムマチックな研究を実施せねばならぬと考える。

一方、長期的な目標として、超音速機用素材関連の開発にも力を入れてゆかねばならぬ時期となってきた。

今回は具体的に触れることができなかったが、耐熱性を有する高性能 ACM の開発が必要となる。現在耐熱性樹脂として PI や PBI 等を始めとする期待素材が出現しているが、いずれも高品質構造物を製造する成形技術

が完全に確立されていない。今後も新素材開発を目標にして積極的に研究がなされてゆくと考えるが、開発に際し成形性を十分重視することを切に望みたい。

参 考 文 献

- 1) 鳥養鶴雄：中・短距離中型旅客機の問題点，日本航空宇宙学会誌，**34**，394 (1986)。
- 2) 久世伸二：民間輸送機の開発動向と今後の課題，金属，2月号 (1988)。
- 3) NASA Reference Publication, 1092 (1983)。
- 4) C. William & J. Shumay: Polymers at High Temperatures: New Developments, Advanced Materials & Processes Inc. Metal Progress 6/88。

解 説

<ユーザーが複合材料に期待するもの>

航空—Ⅱ．ヘリコプター

吉 村 勉*

1. ま え が き

各種の輸送手段の中でも空を飛ぶ航空機にはとくに軽量化が要求され、比強度、比剛性の高い複合材料が構造用材料として広く用いられるようになってきている。最近では機体構造の大部分が複合材料で作られている航空機も現われており、今後さらに性能の良い複合材料の出現とともに、その航空機への適用範囲はいっそう広がってゆくものと予想されている。

ここでは航空機の中でもとくにヘリコプターについて、まず複合材料適用の現状を紹介し、次にヘリコプターへの適用という観点から、将来複合材料に期待することについて述べる。

2. ヘリコプターの特徴

ヘリコプターの特徴は、通常の飛行機が固定した翼によって空中に浮かぶ力（揚力）を得ているのに対し、回

転する翼（ロータ・ブレード）により揚力を得ていることである。このように、ヘリコプターの回転翼は飛行機の固定翼に対応するものであるが、その受ける荷重はかなり性質が異なっている。すなわち固定翼の場合、その付根には揚力による剪断力と大きな曲げモーメントが加わるがロータ・ブレードの付根には遠心力による大きな引張り力と剪断力がかかるのみで定常的にかかる曲げモーメントの値は小さい。そして、前進飛行をすると進行方向とほぼ同じ面内でロータが回転することになるため、ブレードの対気速度は前進側で大きく、後退側で小さくなって一回転する間に複雑に変化し（図1）、ブレードはこの対気速度変化に起因する揚力および曲げ振りの変動荷重を受ける。

一方、ヘリコプターの機体構造は同規模の固定翼機に比べると開口部が多く、またロータを駆動するためのエンジンやギアボックスなどの重量物が客室上部にくることが多い。このため扉や大きなカウリングが必要となり、2次構造の機体構造に占める割合が高くなっている。さらに、与圧を必要とするような高度では運用せず、速度

* Tsutomu YOSHIMURA：川崎重工業 ㈱ 回転翼機設計部（504 各務原市川崎町 1）