解 説

複合材構造設計における解析の寄与

菊 川 廣 繁*

1. ま え が き

航空機構造の強度を証明する方法として、次の3通りの方法がある。①強度試験、②実績のある試験データ、③試験に裏付けされた解析である¹⁾。複合材構造では、温度と湿度環境下での強度証明が必要であるが、実物大の供試体を用いた全機環境試験は環境試験装置に大きさや能力の限界があることから難しい。従って、環境下での要素試験あるいは部分試験を充実して、全機強度試験は有限要素法解析の検証を目的に、特殊な環境を作らないで実施する方法が合理的と考えられている。即ち、③による証明方法を取る場合が多い。これは、米航空局 FAA 認定 DER (designated engineering representative) の最近のコメント²⁾でもある。

複合材構造の強度を証明する場合、金属構造に比べ、解析の役目が非常に重要である。設計においても同じことが言える。例えば、金属構造の場合、板厚方向及び面内方向ともにほぼ均一な材料特性を持つが、複合材構造では、均一な材料特性として取り扱える厚さが0.13 mm (1 プライ) 以下、しかも、繊維方向を最強にした極端な面内異方性を持つ。従って、設計の自由度が極めて多く、逐一試験を行って設計を進めるわけにはいかない。試験に裏付けされた解析法を確立し、逆に設計の自由度の多さを利点として活用する方法が適切である。

本解説では、複合材構造設計における解析及びシミュレーション (以降、解析に含まれるとしてシミュレーションを省略) の寄与について現状分析を行い、足りない解析法につき現在取り組んでいる実用化研究の状況を紹介する。

2. 現 状 分 析

複合材構造設計を静強度・動特性、疲労強度、耐損傷強度の3分野に大きく分け、各分野を更に数項目の設計細目に分けて、その各々について解析がどの程度寄与し

ているかを分析した。その結果を表1に示す。できるだけ客観的に分析したつもりであるが、若干の思い入れもあり自信はない。その点をご容赦。大局から判断すると、静強度・動特性について解析は設計手法の一つとして多いに寄与、あるいは、試験と組み合わせで十分寄与していると言える。しかし、疲労強度及び耐損傷強度については、ほとんど設計に寄与できていない項目が多いと言える。

(1) 静強度・動特性

(a) 積層理論及び破壊則

積層理論 (剛性則)、破壊則については、優れた教科書^{3,4)}やハンドブック^{5,6)}があり解析法として確立している。解析法には図1及び図2に示すように⁴⁾、強化繊維とマトリックスの特性から複合材料の強度・剛性を求める複合則と呼ばれる微視的力学則 (micromechanics) と主軸方向 (X , Y 軸) の強度・剛性が分かっているものとして、積層板のオフ・アクシスの強度・剛性を求める巨視的力学則 (macromechanics) との2方法がある。巨視的破壊則には、最大応力則、最大ひずみ則、Tsai-Hill 則、Hoffman 則、Tsai-Wu 則等があるが、1960年代半ばに行われた Tsai らによる研究の成果である。

(b) 温度及び湿度の影響

温度及び湿度の影響については、参考文献4)のSection 17, Hygrothermal effects に解析法が示されている。その方法を図3に示す。複合材料の高温側強度・剛性は、使用温度 T_{opr} がガラス転移温度 T_g に近づくときと急激に低下する。即ち、ガラス転移温度に対する使用温度の余裕 $\Delta T = T_g - T_{opr}$ に支配される。水吸収によりガラス転移温度 T_g が gc だけ下がり、温度余裕 ΔT も gc だけ少なくなる。従って、水吸収により強度・剛性が低下する解析モデルである。明解であるが、実験的裏付けが少なく設計にあまり使用されていないのが現状である。

(c) ばらつきに対する信頼性確保

アルミニウム合金材料に比べ、複合材料は強度・剛性のばらつきが大きい。参考文献7)表2.2-1のデータか

* Hiroshige KIKUKAWA: 財団法人日本航空機開発協会第一企画室主管構造開発グループリーダー (105-0001 東京都港区虎ノ門1-2-3 虎ノ門第一ビル)

表 1 複合材構造設計における解析/シミュレーションの寄与

設計項目	設計細目		現在の設計手法	解析/シミュレーションの寄与	
				現在	将来
静強度 動特性	積層理論及び破壊則		解析法確立している。	○	○
	温度および湿度の影響		試験データに基づく。解析法あるが試験データの裏付け要。	×	△
	ばらつきに対する信頼性確保		試験でばらつきデータを取得し、信頼度を解析する。	△	△
	ノッチ効果		解析法あるが、試験で確認している。	△	△
	構造解析（応力解析、振動・フラッタ解析）		有限要素法汎用ソフトによる解析法確立している。	○	○
	最適設計		汎用或いは特別ソフトによる解析法確立している。	○	○
	ポストバックル設計		解析により挙動を予測できる。 試験による実証経験の積み重ねが必要。	△	○
疲労強度	一定振幅荷重繰返し寿命		試験データ（S-Nデータ）より求める。	×	×
	変動荷重・温度繰返し寿命／熱暴露寿命		試験により求める。精度のよい解析法なし。 解析法実用化研究中。	×→→	○
	継ぎ手降伏寿命		試験データより求める。降伏基準はある。	×	×
	疲労寿命安全率		金属構造と同様に疲労試験のばらつきデータから解析で求める方法はあるが、使用されていない。実証試験方法に合わせて考慮している。	△	△
耐損傷強度	衝撃圧縮強度	残留強度（CAI）	昔、解析法の研究が行われたが実用に至らず、現在は試験データより求める。	×	△
		衝撃後寿命（PIF）	試験データより求める。解析法なし。	×	△
	マトリックス・クラック	発生歪	試験により求める。 解析法実用化研究中。	×→→	○
		発生寿命	マトリックス・クラックが発生しない引張り荷重範囲内に歪を抑える。解析法なし。	×	△
	初期傷	損傷進展	初期傷が進展拡大しない荷重範囲に抑える。	×	○
		進展拡大後残留強度	解析法実用化研究中。 Multiple-layer damage	×	○
	Discrete Source Damage	残留強度	有限要素法解析＋試験検証。 精度よい解析法実用化研究中。	△→→	○
	信頼性・安全性設計	構造信頼性解析	解析法確立している。日本ではあまり議論されない。	○	○
	耐損傷構造の分類	構造様式選定	設計思想の明確化のために必要だが、分類なし。	×	○

（注） CAI=Compression strength After Impact
PIF=Post-Impact Fatigue

×ほとんど設計に寄与できない。
△試験と組合せて設計に寄与できる。
○設計手法の一つとして寄与できる。

図 1 複合材料の強度・剛性を扱う解析理論

ら、変動係数（標準偏差/試験平均値）でばらつきの大きき比較を表すと、アルミニウム合金が1〜3%であるのに対して、複合材料は0°、±45°、90°層を配向した積層板では8%程度に収まるが、0°あるいは90°だけの単層板では10%を超える。大きいばらつきに対して、信頼性を確保するためA値（破壊確率1%）やB値（同10%）の設計許容値を算出する必要がある。その算出方法は試験平均値に対し割引係数（ノックダウン・ファクタ）を乗じて許容値を求めるもので、MILハンドブック⁸⁾のChapter 8, Statistical Methodsに詳しく述べら

図 2 複合材料の強度・剛性解析における主パラメータ

れている。

ノックダウン・ファクタ（割引係数）
= A 値あるいは B 値/試験平均値

図3 水吸収によるガラス転移温度の低下モデル

$$T^* = [T_g - T_{opr}] / [T_g - T_{rm}]$$

where T^* = nondimensional temperature.

T_g = glass-transition temperature of the organic matrix.

T_{opr} = operating temperature.

T_{rm} = room or reference temperature.

$$T_g = T_g^0 - gc$$

where T_g^0 = glass-transition temperature at dry state.

g = temperature shift per unit moisture absorbed.

c = moisture absorbed.

図4 有限幅積層板円孔部の応力集中係数

$$= 1 - k \times CV$$

ここで、 k : A 値であれば 95% 信頼水準で破壊確率 1% に対する正規分布の上側確率, B 値の場合は破壊確率 10%

CV: 変動係数

この方法を用いて、前出の変動係数に対する B 値のノックダウン・ファクタを算出すると、 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 層を配向した実機構造の積層構成に対して約 0.8, 0° あるいは 90° だけの単層板では約 0.7 である。

(d) ノッチ効果

図4に複合材料円孔部の応力集中係数⁶⁾を示す。積層構成により応力集中の度合いが大幅に異なり、 0° 層ばかりのときは極めて大きい。ノッチがあるときの複合材料の強度は積層構成に大きく依存する。円孔がある場合の強度を求める解析法として point stress failure criterion⁹⁾がよく使用される。その方法の骨子が MIL ハンドブック⁶⁾の 4.64~4.67 頁に記載されている。図5に示すが、円孔中心から $x = a/2 + do$ だけ離れた点で破壊則を適用する方法である。特有距離 (characteris-

図5 円孔付き有限幅積層板の破壊則

tic length) do は、材料ごとに異なり試験により求める。

(e) 構造解析

応力・歪解析や振動・フラッタ解析は有限要素法汎用ソフトで実行できる。有限要素法による構造解析法の原理及び解法は、教科書¹⁰⁾や解説書に系統的にまとめられており、解析法として確立されている。現在では、構造設計者にとって必須のデザイン・ツールとなっている。ただ、複合材構造を解析する場合、アルミニウム構造の場合と違い、異方特性を持つ要素を使って解析モデルを構成する必要がある。

(f) 最適設計

当初 1960 年代、複合材料の利点を追求した設計は、比強度あるいは比剛性の高さを生かした軽量化設計であった。1970 年代後半に入ると、もう一つの利点である剛性の異方特性を生かしたエアロエラスティック・テーリング設計が前進翼実験機 X-29 に代表される軍用機を対象に行われるようになった。この設計の狙いは、強度・変形・振動・空力弾性等の設計要求を満足して、しかも、最小重量で解を見つけることにあった。この設計

を可能とするため、種々の最適設計手法が研究され^{11~14)}、解析プログラムが開発された。我が国においても1981年から1988年にかけて進められた通産省工業技術院次世代産業基盤技術研究開発事業の一テーマとして最適設計プログラムCOSMOSが開発された。そのフローチャートと解析例¹⁴⁾を図6~図9に示す。

最適設計問題は、片翼5m×翼弦長1m×翼厚0.1mの翼(図7)を次の3制約条件①~③下で最軽量化できる積層構成を求めることである。ただし、繊維方向は

0°, ±45°, 90°とする。①空気力79.38 kNに耐荷すること(強度要求)、②翼端部捩れ角を強度のみ最適化時の1/3にすること(変形要求)、③速度300/s以下でフラッタを起こさないこと(空力弾性要求)。

図8は最適解に至る繰り返し計算経過を、図9は最適解である0°, ±45°, 90°層の必要板厚を示す。

最初、COSMOSは強度制約に対する最適性基準として全応力設計法¹⁵⁾を用いた。しかし、等方性材料である

図6 複合材構造最適設計プログラムCOSMOSのフローチャート

図7 強度・たわみ量・フラッタ速度同時最適化の主翼モデル

図9 最適化後の積層板厚分布

(a) 質量の変化

(b) ねじれ角とフラッタ速度の変化

図8 繰り返し計算途上の最適化対象の変化

表2 ポストバックル解析値と実験値との比較

供試体番号	#1	#2	#3
外板板厚(mm)	3.25	2.23	2.23
桁板厚(mm)	3.02	1.73	1.73
外板座屈荷重(kN)	解析値 68.1 実験値 83.1	21.0 20.7	21.0 23.9
破壊荷重(kN)	解析値 163.4 実験値 190.2	83.9 118.0	83.9 110.8

#1 供試体

図10 非線型解析によるポストバックル挙動

図11 外板の圧縮歪分布 (＃2 供試体)

るアルミニウム合金構造の最軽量最適化に対して何ら問題を起こさないこの最適性基準は、異方性を持つ複合材構造の最適化には不都合を生じることが分かった。0°層に比べ90°層の強度が低いので、全応力設計法では90°層を増やし0°層を減らすことになる。その結果、弱い層である90°層だけが残ってしまい最適化とは程遠いことになる。各部材の歪エネルギー密度と材料の許容歪エネルギー密度との比が全ての部材について同一になったとき、最小重量構造であるという基準を追加して、上記不都合を改良した。現在は、参考文献15)等の教科書に最適化手法が詳述され、汎用あるいは特別解析ソフトも準備され複合材構造の最適設計手法は確立している。

(g) ポストバックル設計

1990年に運行を開始したMD-11の補助翼は、8プライの薄い複合材積層板(板厚1mm)でできている。この補助翼を設計する際、ポストバックル設計を行った^{16,17)}。制限荷重の40%で座屈が始まる設計である。この設計により、従来の座屈即ち強度限界(破壊)としたノンバックル設計に比べ、大幅な軽量化が図られた。

汎用の有限要素法構造解析ソフトの固有値解析機能を使えば座屈開始荷重と座屈モードが求まる。また、非線型解析機能を用いれば座屈後の挙動(ポストバックル挙

動)を解析することができる。問題はその妥当性である。

座屈開始とそのずっと後に起こる破壊につき、解析による予測の妥当性を証明するため実験を行った(参考文献2)の46~47頁参照)。用いた供試体は長さ1.73mのシングルセルボックスで外板幅248mm、桁高さ144mmある。負荷方式は4点曲げで、標定部は曲げモーメントが一定となる中央部分である。解析値と実験値との比較を表2に示す。座屈開始荷重は、解析値が実験値に対し82%(#1)、101%(#2)、88%(#3)とかなりよい一致を見せるとともに解析値が低目で安全側の結果を与えることから、十分予測可能と言える。また、非線型解析によるポストバックル挙動を図10に示す。実験時観察によっても座屈モードの一致を確認した。圧縮側外板座屈部分の歪分布について解析値と実験値との比較を図11に示すが、両者よい一致を見せている。荷重が大きくなるにつれ有効幅が減少する現象も的確に捉えられており、ポストバックル挙動の予測もまた可能である。解析の破壊荷重が実験値に比べ71~86%と低くなっているが、許容歪を安全側に9,000μと低目に設定したためである。

(2) 疲労強度

(a) 一定振幅荷重繰り返し寿命

試験を行って求める。通常、金属材料と同じ方法でS-Nデータとして整理される。

表 3 変動荷重繰り返し寿命 計算値と実験値との比較

試験片の種類	最大応力 (MPa)	試験寿命 (Flight hour)	マイナー則による計算寿命		LRSRFM による計算寿命	
			寿命 (Flt. hr)	計算/試験	寿命 (Flt. hr)	計算/試験
孔開き	226	>1.49E+04	2.03E+09	—	1.74E+09	—
	322	>7.20E+05	3.76E+07	—	2.89E+07	—
シグナルシアー 継ぎ手	737*	3.20E+02	4.61E+03	14.4	2.44E+03	7.6
	429	2.88E+04	1.12E+05	3.9	6.50E+04	2.3
	602	8.74E+03	3.21E+04	3.7	9.65E+03	1.1
	652	3.12E+03	2.37E+04	7.6	4.78E+03	1.5
	602	6.00E+03	3.21E+04	5.4	9.65E+03	1.6
ダブルシアー 継ぎ手	812*	3.60E+02	3.08E+03	8.6	2.22E+03	6.2
	524	>3.0E+04	1.16E+06	—	9.65E+05	—
	613	>6.0E+04	2.99E+05	—	2.34E+05	—
	911	1.92E+03	1.32E+04	6.9	4.69E+03	2.4
	824	3.12E+04	2.34E+04	0.75	1.41E+04	0.45
平均				6.4		2.9

*荷重レベルの段数は4段(最大スペクトラム応力の29, 43, 57, 71%)。他のケースは6段の荷重レベル。

(b) 変動荷重・温度繰り返し寿命及び熱暴露寿命

変動荷重を繰り返すける疲労寿命解析法について、金属材料の場合によく使われる①マイナー則と、複合材料に対する算定法として提案されている解析モデル②LRSRFM (Linear Residual Strength Reduction Fatigue Model)¹⁸⁾を検証した。

①マイナー則： $\Sigma (n_i/N_i) = 1$

②LRSRFM法： $F_{rs} = F_{cu} - \Sigma (n_i/N_i) (F_{cu} - f_i)$

ここで、 F_{rs} = 残留強度、 F_{cu} = 静圧縮強度、 f_i = 変動応力、

F_{rs} が最大応力に達したとき破壊

両解析法による計算値と6段の変動荷重繰り返し疲労試験結果との寿命比較を表3に示す(詳しくは、参考文献7)の50～52頁を参照)。計算寿命の試験寿命に対する比はかなりばらついているが、マイナー則が平均6.4倍であるのに対して、LRSRFM法は平均2.9倍と見積もり精度がよくなっている。文献¹⁸⁾では、繊維支配積層構成 (fiber-dominated layup) の場合2.08倍、樹脂支配積層構成 (matrix-dominated layup) の場合1.46倍と上記検証より精度のよい結果を得ている。総体的には3倍以内の寿命見積もりができる方法と言え、マイナー則の4～10倍¹⁹⁾に比べ精度がよくなっている。しかし、計算値の方が試験値より長い寿命を与え非安全な見積もりとなり実用には向かない。もっと精度のよい解析方法が必要である。

温度繰り返し寿命及び熱暴露寿命の予測法は、超音速

図 12 継ぎ手の S-N データ

旅客機 SST 等を目指して開発を行っている耐熱樹脂複合材料にとって非常に大切である。現在実用化を目指して研究が進められている予測法を、章を改めて紹介する。

(c) 継ぎ手降伏寿命

継ぎ手の疲労寿命は、普通、図12に示すように破断するまでの荷重の繰り返し回数 N で表される。しかし、継ぎ手部の変位、即ち、繋いでいる部材間の変位は構造全体の剛性低下をもたらす、空力弾性上問題となる。従って、MIL ハンドブック⁸⁾の Fig.7.2.4.4 に示されているファスナー直径の4% (0.04 D) のような継ぎ手降伏基準 (yield criterion) を設けて降伏寿命を明確にして設計に反映する必要がある。試験データのサンプル (参考文献7) 47頁) を図13に示すが、破壊寿命に比べかなり早い時点で降伏基準に達する場合がある。継ぎ手の変位増加を精度よく予測する解析法が現在ないので、試験を行って降伏寿命を求める必要がある。現在、

図 13 継ぎ手の降伏寿命

継ぎ手の破壊寿命も試験を行って求めているので、その際、変位計測を忘れずに実施しておくことが肝心である。

(d) 疲労寿命安全率 (スカット・ファクタ)

疲労試験のばらつきデータから所定の信頼度、即ち、許容できる破壊確率、を確保する寿命安全率 SF (scatter factor) を求める解析法は確立している²⁰⁾。

$$\log SF = (kp + k_\beta / \sqrt{n}) \sigma$$

ここで、許容破壊確率を $p=10^{-5}$ とすると $kp=4.264$

信頼水準を $1-\beta=0.90$ とすると $k_\beta=1.282$

複合材構造構造の標準偏差を参考文献 7) の 55~57 頁で求められている $\sigma=0.173$, アルミニウム合金構造の標準偏差を $\sigma=0.14^{21)}$ とおいて、供試体数 $n=1\sim6$ に対する寿命安全率を試算してみると表 4 になる。翼の供試体など左右で 2 個と考えられるので、 $n=2$ の場合の寿命安全率を比較すると、複合材構造 7.8 に対してアルミニウム合金構造 5.3 である。その比約 1.5 倍。

複合材構造は、静強度でもそう (変動係数で 1~3% 対 5~15%) であるが、疲労強度においてもアルミニウム合金構造よりばらつきが大きく、上記試算によると、寿命安全率をアルミ合金構造の値より 1.5 倍大きく取る必要がある。解析法が確立しているので、複合材構造の疲労試験ばらつきデータを収集分析するデータベース作り、解析結果の信頼性を高める努力が必要である。

(3) 耐損傷強度

(a) 損傷の種類

複合材構造の強度・剛性を大幅に低下させる損傷は、その発生原因の違いから大別すると次の 4 種類に分けることができる。

表 4 疲労寿命安全率の試算

	Standard Devi. σ	No. of Test Articles n					
		1	2	3	4	5	6
① Aluminum Stru.	$\sigma=0.14$	6.0	5.3	5.0	4.9	4.8	4.7
② Composite Stru.	$\sigma=0.173$	9.1	7.8	7.3	7.1	6.9	6.7
②/① Ratio		1.52	1.48	1.47	1.45	1.44	1.44

$$\text{Scatter Factor SF} : \log SF = (kp + k_\beta / \sqrt{n}) \sigma$$

$$\text{Probability of Failure } p=10^{-5} \dots kp=4.264$$

$$\text{Confidence Level } 1-\beta=0.90 \dots k_\beta=1.282$$

$$\text{No. of Test Articles } n, \text{ Standard Deviation } \sigma$$

$$\text{Safe Life} = \text{Mean Life} / \text{Scatter Factor SF}$$

① 衝撃損傷 (impact damage)

② マトリックス・クラック (damage initiation)

③ 初期損傷 (pre-existing damage)

④ 異物原因損傷 (discrete source damage)

いずれの損傷についても、発生時の傷のモード (層間剥離や繊維破断など)・大きさ・位置、発生後の進展拡大、傷が大きくなったときの残留強度を知る必要があるが、ほとんど試験に頼って設計を進めているのが現状である。この種の試験は時間と経費がかかるだけに、解析で求まるようになれば設計に大いに寄与できる。①について次項 (b) で現状を説明する。②③④については、現在、解析法の実用化研究を進めているので、章を改めてその紹介を行う。

(b) 衝撃圧縮強度

1980 年代の半ばに、低速大質量 (low-speed high-mass) 物体の衝撃解析法²²⁾、更に、材料の高速引張り特性を考慮した高速小質量 (high-speed low-mass) 物の衝撃解析法 (参考文献 14) の 594~605 頁) が研究開発されているが、その後あまり使用されていないようである。

SST 用に開発されている耐熱樹脂複合材料は、タフレシンを用いており、衝撃を受けて被る損傷の大きさが、従来の複合材料に比べて非常に小さい。このような改良された複合材料に対して、従来の容易に目視発見が可能な損傷 (easily visible damage) の発生を基準とした衝撃圧縮強度 (CAI) を設定していたのでは、その改良された特性を設計に生かすことができない。目視発見できない小さい衝撃損傷から使い始めて、衝撃後寿命 (PIF=Post Impact Fatigue) を必要な期間保証する新しい概念で、タフレシンの特性を生かす設計を始めるべきであろう²³⁾。当面は、試験で PIF の保証を行うことになるだろうが、将来は解析に期待したい。

(a)検査回数による低減効果 (b)発見可能損傷サイズによる低減効果

図 14 検査回数及び発見可能損傷サイズによる破壊確率低減効果

(c) 信頼性・安全性設計

構造信頼性解析法は確立している²⁰⁾等。検査回数や発見可能な損傷サイズと構造の破壊確率との関係が定量的に求まり、一番効果的な検査間隔や時期、費用対効果の大きい検査法の決定に役立つ。図 14 に解析例²⁴⁾を示す。この解析では、飛行時間とともに損傷が進展拡大して、5,000 飛行時間を過ぎると破壊確率が急激に高くなる。これを防ぐ方法として検査回数を増やす方法があるが、9 回までは回数増による破壊確率低減効果が大きいのにに対し、10 回以上増やしても低減効果は限界にきている。また、発見可能な損傷サイズは、0.3 インチ (7.5 mm) 以上では破壊確率を低減できる効果が少なく、それ以下で大幅な低減効果が期待できる。

(d) 耐損傷構造の分類

規定^{25,26)}では、その部材が壊れると全構造の破壊につながる単荷重経路 (single-load path) の構造部材に対しては許容値 A 値 (破壊確率 1%) の使用を義務付け、一部材が壊れても他にバックアップする部材があり全体の破壊にはつながらない多荷重経路 (multi-load path) を持つ冗長構造の部材には B 値 (破壊確率 10%) の使用を許可している。複合材構造は一体成形加工によって、部品点数を減らし組み立て工数を減らして低コスト化を図っている。アルミニウム合金構造様式とはずいぶん違ったところがある。複合材構造様式を選定するにあたって役立つよう、一体成形構造の荷重経路、損傷発見の難易度、損傷進展予測の可能性等の見地から、耐損傷構造の分類を明確にする必要を感じている。

3. 新解析法実用化への取組み

SST の構造を対象にした研究開発²⁷⁾の中に損傷許容

表 5 シフト・ファクタによる長期寿命予測法の適用性評価

Carbon Fiber	Matrix	Type	Fiber/Matrix	Loading direction	Hypothesis			
					(A)	(B)	(C)	(D)
PAN	Epoxy	UD	T400/828	LT	○	○	○	○
			T300/2500	LB	○	○	○	○
		SW	T400/3601	TB	○	○	○	○
			T300/PEEK	LB	○	○	○	○
	PEEK	UD	T300/PEEK	TB	○	×	×	×
			T300/PEEK	LB	△	×	×	×
Pitch	Epoxy	UD	XN40/25C	LB	○	△	×	○

Notice UD : Unidirectional SW : Stain Woven
LT : Longitudinal Tension LB : Longitudinal Bending
TB : Transverse Bending

FRP Joint System	Hypothesis			
	(A)	(B)	(C)	(D)
Conical Shaped Joint of GFRP / Metal	○	○	○	○
Brittle Adhesive Joint of GFRP / Metal	○	○	○	○
Ductile Adhesive Joint of GFRP / Metal	○	○	○	○

Hypothesis

- (A) Same failure mechanism for CSR, creep, and fatigue failures
- (B) Same time-temperature superposition principle for all failure strength
- (C) Linear cumulative damage law for monotonic loading
- (D) Linear dependence of fatigue strength upon stress ratio

設計分科会を設け、疲労強度及び耐損傷強度に関する実用化研究 (M^{DTB} ACS=Methodology of DTD for Aircraft Composite Structures) を行っている。応力 (歪) を低く抑えて損傷を進展あるいは発生させない現設計法 (no-growth design) を一歩進めて、進展あるいは発生を予測できる設計法 (predictable damage growth design) を開発して許容できる応力 (歪) を高くし、SST 実現に必要な尋常でない軽量化ニーズに応えることが目的である²³⁾。以下に、本分科会で進めている予測法 (predictable methodology) の開発状況について紹介する。

(1) 温度繰返し寿命・熱暴露寿命の予測法

温度繰返し試験や熱暴露試験は時間がかかり、1 ライフ分消化に 3~4 年必要になる。2~3 ライフ分実証しようとする 10 年近く試験を継続する必要があり、実際的ではない。長期耐久性を予測できる解析法あるいは加速試験法が必要であり、研究が進められている²⁸⁾。

本分科会では、一つの長期寿命予測法^{29,30)}に注目してその成果を期待している。表 5 下側に示す 4 つの仮定のもと、time temperature shift factor $a_{T0}(T)$ を求めて短時間の試験データから長期寿命を予測する方法である。

$$\log t - \log t' = \log a_{T0}(T)$$

ここで、 t' : reduced time to failure

図 15 剥離進展の元解析法結果と実験データとの比較

t : time to failure

$a_{T0}(T)$: time temperature shift factor

この予測法が当てはまる複合材料であれば、1週間程度 ($\log t = 4 \text{ min}$) の実時間試験データに基づき、基準温度 (例えば 50°C) に対するマスター・カーブ (縦軸: 応力, 横軸: 対数時間) を作成しておけば、使用温度 180°C で20年間の寿命を確保する設計応力 (歪) を予測できる。T 400/3601 の例では、基準温度 50°C に対する使用温度 180°C のシフト・ファクタは $\log a_{T0}(T) = -10$ である。基準温度 50°C のマスター・カーブから対数時間軸を -10 だけシフトさせ $\log t' = 7 \text{ min}$ (20年間) に対応する応力 (歪) を縦軸から読み取ればよい。

問題は、この予測法が適用できる材料であるかどうか、即ち、4つの仮定を満足できるかどうかである。宮野らは種々の複合材料につき、この予測法の適用性について調べた。結果を表5に示す。PAN 繊維/Epoxy と GFRP/金属継ぎ手は4つの仮定を全て満足し適用可能であるが、Pitch 繊維/Epoxy および PAN 繊維/PEEK は満足せず適用できない。SST 用に開発されている3種の耐熱樹脂複合材料について、この予測法が適用可能か平成12年度に調べる予定である。

(2) 損傷発生・進展解析及び残留強度解析

(a) 初期損傷 (pre-existing damage)

部品の組み立てのため複合材にドリルで孔をあける

図 16 改善された層間剥離進展解析式

と、孔の周りに種々の欠陥が生じる。チップアウト、層間剥離、オーバーサイズの順に発生頻度が多い。このうち層間剥離は、繰返し荷重を受けて進展拡大しますます強度を低下させる。層間剥離は、孔あけ加工等で発生する初期損傷の中で注意が必要な欠陥の一つである。

円孔周辺部の小さい層間剥離が進展拡大する解析法として、Ratwani らが提案した層間剥離進展解析モデル³¹⁾に改善を加えた方法 (参考文献7) 93~107 頁) がある。

層間剥離進展速度 $db/dN = C (\Delta \tau \sqrt{b})^n$

ここで、 $\Delta \tau = f(b/D) \times (\tau_{\max} - \tau_{\min}) - \tau_{th}$

b : 剥離長さ (m)

N : 荷重繰返し回数

τ : 層間剪断応力 (MPa)

τ_{th} : 非剥離進展限界値で材料定数 (MPa)

C, n : 材料定数

$f(b/D)$: 層間剪断応力補正係数

元解析モデルでは、図15に見られるように剥離が大きくなっても剥離進展速度に鈍化が見られず、実験結果の傾向と合わない。この点を改善するため剪断応力補正係数 $f(b/D)$ を導入した。

3種の複合材料 T300/3601, T500/3620, AS4/PEEK について、上記解析モデルを定式化した。層間剥離進展速度 (db/dN) vs ($\Delta \tau \sqrt{b}$) を図16に、補正係数 $f(b/D)$ を図17に示す。この補正係数を導入したことにより、図18に示すように鈍化の傾向をシミュレーションできる。補正係数を求めるに当たり、剥離先端の層間剪断応力 τ が剥離長さ b が大きくなるにつれ減少すると考えて、当初、有限要素法解析により補正係数を算出した。図17中の τ_{yz} , τ_{zx} がその結果である。しかし、これでは実験結果の傾向と合わず、最終的には実験結果の傾向に合うよう empirical factor として $f(b/D)$ を求めた。

図 17 層間剪断応力の補正係数

図 18 解析式改善後の計算値と実験データとの比較

図 19 に層間剥離が大きくなったときの円孔周辺部の損傷状態を X 線写真で示す。MIL ハンドブック⁶⁾の Fig. 4.4.6.1 及び Fig. 4.4.6.2 に分類整理されているほとんどの種類の損傷が同時に発生していることがわかる。単純損傷（例えば、single-layer damage）の場合、解析モデルの作成は比較的容易であるが、写真のような複雑損傷（multiple-layer damage）の場合のモデル作りは非常に難しい。強度あるいは損傷進展を支配するできれば 1 種類の主損傷を見つけ出して、解析モデルを作る工夫が必要になる。

円孔周辺部に層間剥離がある場合の残留圧縮強度は、剥離した層が局部的にオイラー座屈を起こすとして計算できる（参考文献 7）の 106～107 頁）。

$$\text{座屈応力 } \sigma_c = k(\pi^2 E / 12)(mh / b_c)^2$$

T500/3620: $\sigma = \pm 485 \text{ MPa}$
 $N = 30,000$

図 19 円孔周りの多層損傷 (multiple-layer damage)

図 20 座屈剥離長さの解析値と実験値との比較

ここで、 m : 剥離した外側の層のプライ数
 h : 1 プライの厚さ
 E : (mh) 層の弾性率
 k : 柱の端支持条件を表す係数
 b_c : 座屈剥離長さ

$m=2$, $h=0.13 \text{ mm}$ の供試体の実験結果と上式計算値との比較を図 20 に示す。T300/3601 が $k=1$ 、T500/3620 が $k=4$ 、AS4/PEEK が $k=9$ にすると実験値とよく合う。図中に各々の k 値に該当する座屈モードを示しているが、樹脂のタフさ（繊維の架橋効果）を表現できている。

図 21 $[45_4/0/-45_4/90_4]_s$ 積層板のマトリックス・クラック発生・増加予測

(b) マトリックス・クラック (damage initiation)

次項の異物原因損傷とともに、損傷許容設計分科会で目下解析法の研究を始めたばかりのテーマである。

マトリックス・クラック (層内樹脂割れ) 及び層間剝離に対して、エネルギー解放率に基づく損傷理論を適用してマトリックス・クラック及び層間剝離の発生・進展を予測する解析法について、東京大学金原・影山研究室が開発を担当している。平成 11 年度は、静荷重下でのマトリックス・クラックの発生・増加解析法を開発した²⁷⁾。

発生・増加がモード G_I と G_{II} との混合モード下で進行すると仮定してエネルギー解放率に基づく損傷開始・増加条件を導き出している。解析例を図 21 に示す。図中、マトリックス・クラック発生点について灰色矢印で予測値を、黒色矢印で AE 発生点を示している。AE 発生点は、積層板のヤング率が低下する点とほぼ一致しているので、マトリックス・クラック発生点と考えれば、かなり精度よく予測できていると言える。また、除荷後の端面観察から得られたマトリックス・クラック密度の実験値を同図にプロットしてあるが、 90° 層に関しては合わない。層間剝離が既に発生しているのではないかと考えられるが、更に分析する必要がある。本解析法は、今後、層間剝離の発生点、繰り返し荷重下での発生・進展の予測ができるよう解析の幅を拡大していく計画である。

(c) 異物原因損傷 (discrete source damage)

この損傷は大きいので残留強度が設計上問題となる。有限要素法解析に精度のよい破壊則を組み込んで、この問題に応える開発を、この分野で豊富な実績^{32~34)}を持つ大阪大学座古研究室が担当している。

図 22 3 軸の破壊包絡面

一方向繊維強化複合材料に非主軸 3 点曲げ負荷を加えると、カップリング効果により試験片の応力状態に端部の支持条件の影響が出る。このため、破壊則の材料定数を試験で求めるとき厳密性が失われる。平成 11 年度は、このカップリング効果を除去するため、支持部において振れおよび撓みによる回転を許容できるねじれ曲げ試験法を開発し、この試験結果から Hoffman 則を用いた厳密な破壊条件式を導き出した。結果は図 22 の例のように 3 軸の破壊包絡面で表される。今後は、このような破壊条件式を有限要素解析法に組み込み、損傷を受けた複合材構造の破壊判定ができる解析法を構築する計画である。

4. あとがき

筆者が学生時代 1965 年頃に勉強した新しい構造解析法は Argris, Martin, Turner, Clough らによって開発されたマトリックス法^{35,36)}であった。コンピュータの使用を前提とした解析法で、後に有限要素法に発展した。1965 年当時と 2000 年現在とのコンピュータの性能比較をすると³⁷⁾、演算速度が 10 万倍速くなり計算コストは 1 万分の 1 になった。要素の精度を上げできるだけ少ない要素数で解析モデルを作り、計算時間の短縮と計算費用の削減に苦労した当時を思うと隔世の感がある。今では汎用プログラムも多様化し CAD/CAM はもはや当たり前の時代である。

構造の設計法もずいぶん変わった。セイフライフからフェイルセイフ設計、損傷許容設計へ、更に知的構造設計への胎動も始まっている。解析/シミュレーション技術は設計を支える重要な柱である。新しい航空機を開発する機会がないと嘆いてばかりいないで、参加できる機会が多い基盤技術開発で新しい解析法の研究開発に取り

組み、先取の醍醐味を味わうのも役に立つことではないだろうか。

参 考 文 献

- 1) FAA Advisory Circular AC20-107A (1984).
- 2) 平成 11 年度エネルギー使用合理化技術開発事業新エネルギー・産業技術総合開発機構委託「革新的軽量構造設計製造基盤技術開発」成果報告書, 日本航空機開発協会 (2000), p. 18.
- 3) 林 毅編: 複合材料工学, 第 9 章複合材料の力学, 日科技連, 東京 (1971).
- 4) S.W. Tsai: *Composite Design* (4th Ed.), THINK COMPOSITES, Dayton (1988).
- 5) 日本複合材料学会編: 複合材料ハンドブック, 第 1 章基礎理論, 日刊工業新聞社, 東京 (1989).
- 6) MIL-HDBK-17-3E: *Polymer Matrix Composites*, Volume 3 (1997).
- 7) 菊川廣繁: 航空機複合材構造の耐損傷設計に関する研究, 東京大学大学院工学系研究科博士論文 (1998).
- 8) MIL-HDBK-17-1E: *Polymer Matrix Composites*, Volume 1 (1997).
- 9) J.M. Whitney & R.J. Nuismer: *J. Composite Materials*, 8 (1974), 253.
- 10) O.C. Zienkiewicz & Y.K. Cheung: *The Finite Element Method in Structural and Continuum Mechanics*, McGraw-Hill Publishing Company Limited (1968).
- 11) K. Wilkinson: FASTOP: A flutter and strength optimization program for lifting-surface structures, AIAA/ASME/SAE 17th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (1976).
- 12) G. Isakson, H. Pardo & E. Lerner: ASOP-3: A program for optimum structural design to satisfy strength and deflection constraints, AIAA Paper No.77-378 (1977).
- 13) H. Goedel & G. Schneider: Application of a structural optimization procedure for advanced wings, AGARD Report No. 691 (1981).
- 14) 林 毅, 牧 廣, 林 龍一, 箕田芳郎編: 次世代複合材料技術ハンドブック, 日本規格協会, 東京 (1990), pp. 534-545.
- 15) R.H. ギャラガー, O.C. ツィエンキーヴィッツ共編 (川井忠彦, 戸川隼人監訳): 最適構造設計 基礎と応用, 培風館, 東京 (1977).
- 16) 天岡和昭, 長谷川高久, 戸井康弘: 日本航空宇宙学会誌, 37, 426 (1989), 14-20.
- 17) M. Ashizawa & Y. Toi: Unique features and innovative application of advanced composites to the MD-11, AIAA-90-3217 (1990).
- 18) R. Badaliane, H.D. Dill & J.M. Potter: ASTM STP 787 (1982), pp. 281-286.
- 19) R. Badaliane & H.D. Dill: ASTM STP 775 (1982), pp. 238-240.
- 20) 上山忠夫: 構造信頼性, 日科技連, 東京 (1984), pp. 118, 133.
- 21) AFS-120-73-2, FAA Flight Standard Service, Washington, D.C. (1973), p. 8.
- 22) 木村順一, 南雲 隆: YXX 委託研究「衝撃圧縮強度設計及び特性試験」, 日本航空機開発協会 (1984 及び 1985).
- 23) H. Kikukawa & H. Tamura: 9th US-Japan Conference on Composite Materials (2000), pp. 125-132.
- 24) M. Shinozuka: Development of reliability-based aircraft safety criteria, An impact analysis, AFFDL-TR-76-31 (1976).
- 25) 耐空性審査要領 (1998), 第 III 部 4-1-7A 項.
- 26) FAR Part25 (1999), §25.613.
- 27) 平成 11 年度運輸用エネルギー使用合理化先端材料開発成果報告書「輸送用先進複合材料設計製造技術の研究開発」, RIMCOF (2000).
- 28) S.W. Tsai: Composite durability and accelerated testing (an NSF sponsored program), Composite Durability Workshop '99, Stanford University (1999).
- 29) Y. Miyano & M. Nakada: Fatigue life prediction of bolted joint of composite materials, Composite Durability Workshop '99, Stanford University (1999).
- 30) 宮野 靖: 複合材料の寿命予測および加速試験法について, 第 1 回損傷許容設計分科会, RIMCOF (1999).
- 31) M.M. Ratwani & H.P. Kan: Compression fatigue analysis of fiber composites, AIAA 80-0707 (1980).
- 32) M. Zako, T. Tsujikami & T. Tsumura: Proceedings of 37th Japan Congress on Materials Research (1994), pp. 174-179.
- 33) 座古 勝, 辻上哲也, 高野直樹, 津村卓也: 材料, 44, 502 (1995), 921-926.
- 34) 上辻靖智, 座古 勝: 材料, 48, 9 (1999), 1029-1034.
- 35) J.H. Argyris: *Recent Advances in Matrix Methods of Structural Analysis*, Pergamon Press, New York (1964).
- 36) H.C. Martin: *Introduction to Matrix Methods of Structural Analysis*, McGraw-Hill Book Company, New York (1964).
- 37) 北川 浩: 第 38 回構造強度に関する講演会講演集 (1996), p. S-1.