SAE 871846.
3) R. S. Whitehead(Northrop) : Certification of Primary Composite Aircraft Structures, ICAF, New Materials

and Fatigue Resistant Aircraft Design, Engineering Materials Advisory Services Ltd., UK.

一特 集一

複合材料製与圧隔壁の開発^{*1}

生 山 通^{*2}・深 井 浩 司^{*2}
平 岡 康 一^{*3}

Key Words : Composite Materials, Design, Testing, Filament Winding, Honeycomb Sandwich

1. はじめに

胴体後部に位置する与圧隔壁は客室与圧荷重を支持する一次構造材として胴体構造の一部を構成している。

軽量かつ低コストで信頼性の高い与圧隔壁を実現するために、1985年度より(財)日本航空機開発協会において実施しているYXX機の複合材料製与圧隔壁の開発について、その概要を報告する。

2. 構造設計

2.1 設計条件 FARおよび他機種例を基に、YXX機の与圧隔壁を設計するために定めた与圧荷重および気密性に対する基準を第1表に示す。また、設定した与圧隔壁の基本形状を第1図に示す。

2.2 表面板の材料選定 与圧隔壁の表面板は内圧荷重により全ての方向に等しい大きさの引張応力(hoop tension)が発生する。外圧による圧縮応力の大きさは内圧の8.5%程度であるため、強化繊維は引張強度の要求を満たすことが材料選定基準の一つである。

さらに、YXX機においては胴体後部にプロップファン・エンジンが装着された場合のブレード飛散も想定して耐衝撃性および損傷許容性の考慮も必要である。

これらの条件を鑑みて、当初、アラミド繊維を強化材とし、350°F硬化型エポキシ樹脂をマトリックスとするAFRPの適用を試みた。

しかし、B-767において吸湿が原因でAFRPにマイクロクラックが入った事例により、“たとえ胴体内部に位置する部材であっても、一次構造にはAFRPを用いない”とする米国の意見も考慮し、次年度よりCFRPの適用を前提に研究開発を進めた。CFRPとしては、今後の動向、比強度および損傷許容性等を考え、高伸度炭素繊維/高靱性エポキシ樹脂も検討したが、製造コストを金属製与圧隔壁よりも低くするために、強化材は汎用の高強度炭素繊維を用いることにした。

各ロービング・プリプレグの代表的特性値を第2表

著者紹介

生山 通
昭和23年生。石川県出身。昭和46年金沢大学工学部機械工学科卒業。同年新明和工業株式会社入社。以来、同社航空機事業部設計開発部において複合材料を中心に航空機の構造設計および研究・開発に従事。

深井 浩司
昭和37年生。大阪府出身。昭和62年大阪府立大学工学部航空工学科卒業。同年新明和工業株式会社入社。現在、同社航空機事業部設計開発部において複合材料の研究・開発に従事。

平岡 康一 前出

^{*1} 昭和63年11月1日、構造部門委員会談話会において講演。平成元年2月10日原稿受理 Development of Composite Pressure Bulkhead

^{*2} 新明和工業(株)航空機事業部 Tohru IKUYAMA and Kouji FUKAI

^{*3} (財)日本航空機開発協会 Koichi HIRAOKA

第1表 設計条件

設計与圧荷重	
Operating pressure	: 8.34 psi
Fail-safe pressure	: $8.34 \times 1.1 + 0.75 = 9.9$ psi (FAR Part 25 Para. 25.365(d))
Ultimate pressure	: $8.84 \times 2 = 17.7$ psi
Limit pressure	: $8.84 \times 1.33 = 11.8$ psi (FAR Part 25 Para. 25.571(b))
External pressure	: 1.5 psi
気密性に関する設計基準	
客室からの漏洩量	: 440 CFM max
単位面積当りの漏洩量	: 0.072 CFM/ft ² max
与圧隔壁からの漏洩量	: 6.6 CFM max (隔壁表面積=91.7 ft ²)

第2表 ロービング・プリプレグ特性値の比較

	AFRP	CFRP	
		高強度繊維	高伸度繊維
引張強度 (kgf/mm ²)	120	170	270
引張弾性率 (kgf/mm ²)	6,600	15,000	16,000
引張伸度 (%)	1.83	1.10	1.56
圧縮強度 (kgf/mm ²)	25	150	160
圧縮弾性率 (kgf/mm ²)	6,200	13,500	14,500
層間剪断強度 (kgf/mm ²)	7.0	12.0	11.6
比重	1.38	1.58	1.61

に示しておく。

2.3 構造概要 複合材料製与圧隔壁の構造様式を大きく分けると外板/ストリンガーの一体構造、サンドイッチ構造が考えられるが、損傷許容性、気密性および成形性に対する検討結果を基に、ハニカムコアを用いたサンドイッチ構造を採用した。

外板は高強度炭素繊維/高靱性エポキシ樹脂のロービング・プリプレグをフィラメント・ワインダーにより所定の角度に巻きつけて製作し、継ぎ目のない一枚物のシートとした。

一方、層構成は、球面の与圧隔壁外板に発生する応力を全ての方向に等しくするために疑似等方性とした。3層または4層の疑似等方性板としては、 $[0/(\pm 60)]$, $[(\pm 22.5)/(\pm 67.5)]$, $[(0, 90)/(\pm 45)]$ などが挙げられるが、ワインディングによる自動化を目標としたため、その作業の容易さを優先に、当初は $[(\pm 22.5)/(\pm 67.5)]$ とした。しかし、ワインディング時、局部的に繊維の滑りが発生し、また無駄巻き量も多かったため、最終的にはマンドレルの形状を変更し、 $[(0, 90)/(\pm 45)]$ の層構成にした。板厚はロービング・プリプレグの厚さにより定まるため、この層構成の場合、内圧に対しかなり強度余裕のある構造に

第1図 与圧隔壁基本形状

第2図 初期設計における周辺取付部の構造

第3図 構造概要

なった (2.4.1項参照)。

ハニカムコアにはセルサイズ 1/8 のノーマックス・ハニカムコアを適用した。ハニカム厚さは外圧に対する球殻の座屈強度によって決まるが、コアの加工性等製造上の問題を考慮し4'としたため、座屈に対しても強度余裕がかなり大きくなった (2.4.2項参照)。

周辺結合部およびシステム・ペネトレーション部(配管、配線等が通る穴)の周辺は初期設計では第2図の

ようにチャンファーカットしたフィラーを用いたが、コルプレート形状が複雑になり位置ずれ誤差の修正も難しいため、第3図のとおりシタクティックコアを入れて全面一様厚さになる構造とした。

なお、これらの箇所は取付ファスナー穴による応力集中があるため、炭素繊維の平織プリプレグを6層追加し補強した。また、胴体フレームとの接触面には電食防止用にガラス繊維の平織プリプレグを1層付与した。

構造概要図を第3図に示す。

2.4 強度検討

2.4.1 内圧に対する強度 内圧に対する外板の引張強度については穴なし場合について理論計算を行うとともに、システム・ペネトレーション部の穴を有した構造について、有限要素法（使用ソフト ANSYS）により応力解析を行った。有限要素法で用いた要素は四角形四節点シェル要素が基本で、適宜、三角形三節点シェル要素も用いた。要素数は2,104、節点数は1,746である。このモデルにおいて、ハニカムコアは内圧に対して、面内荷重を受け持たないとした。解析モデル、解析結果をそれぞれ第4図、5図に示す。解析結果は原図がカラー出力されているため、応力の大小が直感的にわかりにくくなっているが、図中のA点近辺が最大応力発生個所で、その値は16.3 kgf/mm² (2,260 $\mu\epsilon$) である。なお、第5図において外周部および穴周辺は色が濃くなっているが、これはカラー出力を白黒で表したためであり、応力としては補強の効果により5~10 kgf/mm² となっている。

この結果、外板の引張許容歪を5,250 $\mu\epsilon$ とすれば、強度率は5,250 $\mu\epsilon$ /2,260 $\mu\epsilon$ =2.32 となる。

2.4.2 外圧に対する強度 外圧に対する球殻の座屈強度は、内圧場合同様、穴なし場合について理論計算を行うとともに、穴を有する実機構造については有限要素法（使用ソフト NASTRAN）により、固有値解析による座屈計算をサブスペース反復法で実施した。本モデルにおける使用要素は内圧場合と同様のシェル要素であるが、ハニカムコアについてはサンドイッチ構造を等価剛性の平板に置き換えて計算を行った。ハニカムコアの各厚さに対する座屈荷重および強度率を第6図に示す。厚さは2.3項で記載したように、加工性等を重視して定めたため、コア厚さ4' (5/32") の場合の強度率は10.2 となった。

2.4.3 損傷許容性 FAR 25.571 の規定に基づき、与圧隔壁に12^{IN} の貫通亀裂が入った場合の損傷許容性を保証するための検討を行った。この与圧隔壁においては、システム・ペネトレーション部の穴の近傍に数箇所、高応力箇所が存在するが、本解析では2.4.1

第4図 解析モデル

第5図 解析結果

項で示した最大応力個所に亀裂の先端が位置するように、12^{IN} の貫通亀裂を付与した（第7図）。この亀裂先端近傍をズームングにより、さらに詳細な応力解析を行い、得られた要素の応力、節点の歪を基にJ積分を実施した。

その結果、fail-safe 圧に対してJ値は5.7 kgf・mm/mm² となり、後述する高強度炭素繊維/高靱性エポキシ樹脂の疑似等方性積層板の破壊靱性値、8.1 kgf・mm/mm² に対して十分余裕のあることを確認した。

第6図 座屈荷重

第7図 亀裂位置

2.5 重量推算 立案した与圧隔壁について重量を推算し、金属製構造の場合と比較して第8図に示す図に示したとおり、複合材料製与圧隔壁では重量が約46%軽減でき、隔壁周辺の取付フレームを含めても約28%の軽減になる。

2.6 コスト検討 製造コストについては、金属製与圧隔壁と比較検討を行った結果、材料費は複合材料を用いたため、約2倍になったが、フィラメント・ワインダーによる自動化を行ったことにより加工費は1/4になり、総コストは約40%の低減となった。また、周辺の取付フレームを含めても約15%の低減が期待できる(第9図参照)。

3. 強度試験

3.1 気密試験 複合材料製与圧隔壁の気密性を調べるために、1/5縮尺モデルの供試体を第10図に示すように胴体ダミーに取り付けて、気密試験を実施した。胴体ダミーを含む供試体組立を水槽に入れ、内部より実機 operating pressure (8.34 psi) の5倍に当る

第8図 重量比較

第9図 コスト比較

41.7 psi まで空気圧を負荷し漏洩量を計測したが、漏洩は全く見られず結果は良好であった。これは、ワインダーにおける繊維の交点に何らかの原因で若干のすき間が発生しても、ハニカム・サンドイッチ構造では、ハニカムコアのセルが個々の仕切りを形成しているため、一つのセル内で上下合わせて4層が共通してすき間を有する場合以外は漏洩が発生しないことが、その理由であると考えられる。したがって、ハニカム・サンドイッチの構造様式をとる本与圧隔壁では高い気密性が確保できたといえる。

3.2 内圧試験 内圧に対する強度試験は前記1/5縮尺モデル(システム・ペネトレーション等の穴なし)の供試体を用いて実施した。球形の与圧隔壁では内圧または外圧に対し、表面板の引張膜応力で耐荷する。しかし、この供試体において、外板等の厚さは製作上の制約より1/5にすることができない。したがって、実機と供試体との外板の応力レベルを合わせるために、試験荷重を実機荷重の5倍とし、この荷重を水压により、ultimate pressureの150%(132.8 psi:実機相当26.6 psi)まで負荷した。その結果、損傷は全くなく十分な強度を有することが確認できた。

一方、計測した歪は若干のばらつきはあるが、円周方向、半径方向ともほぼ等しく、その平均値は解析値

第10図 気密試験および内圧試験概況

第11図 外圧試験概況

第3表 供 試 体 諸 元				
強化繊維	積層板種類	供試体番号	層 構 成	形 状
高強度 炭素繊維	単一層積層板	S1-45-	$[(\pm 45)_2]$
		S1-90-	$[(0, 90)_2]$	
	疑似等方性板	W1- 0-	$[(0, 90)/(\pm 45)]$	
高伸度 炭素繊維	単一層積層板	S2-67-	$[(\pm 67.5)_2]$	
		S2-45-	$[0, 45)_2]$	
		S2-22-	$[(\pm 22.5)_2]$	
	疑似等方性板	W2-45-	$[(90, -45)/(0, 45)]_s$	
		W2-22-	$[(\pm 22.5)/(\pm 67.5)]_s$	

供試体個数は各 3 個

の約96%とよく一致していた。

3.3 外圧試験 外圧に対する強度試験も1/5縮尺モデルの供試体を用い、胴体ダミーに対し、第11図に示すように前記と反対方向に取り付け、水圧により負荷した。球殻の座屈圧力は半径の2乗に反比例する。したがって、実機の座屈強度を保証するために、実機荷重の25倍を試験荷重とし、ultimate pressureの300% (112.5 psi：実機相当4.5 psi) まで負荷し、耐荷することを確認した。

なお、歪は半径方向に若干の曲げが見られたが、ほぼ均一な分布をしていた。しかし、その値は解析値の約70%程度であり、内圧場合のように良い一致が見られなかった。これについては、今後さらに検討の必要があると考えている。

3.4 損傷許容性試験 与圧隔壁に用いるCFRPの破壊靱性値を求めるためにCCT試験片による破壊靱性試験を実施した。

3.4.1 供試体 材料は高強度炭素繊維/高靱性エポキシ樹脂 (T-300/974 Resin; Fiberite 製) と高伸度炭素繊維/高靱性エポキシ樹脂 (T-800/914 Resin; Ciba-Geigy 製) について、各強化繊維に対する J_c 値の比較を行った。

供試体はそれぞれのロービング・プリプレグをフィラメント・ワインダーで所定の角度に巻き付けた後、所定方向にシートを切り出し積層、硬化した。層構成

は試験を実施した年度に立案した実機与圧隔壁に合わせたことにより、第3表に示すとおりそれぞれ異なっているが、積層板についてはその層構成表示は異なるものの、いずれも45°ごとに繊維が配列された疑似等方性板であるため、若干の違いは含まれるが、そのデータは互いに比較対象になると考える。また、各層を構成する単層板の破壊靱性値と破壊モードを調べることを目的に、単層板についても亀裂方向を変更し試験を実施した。

なお、初期亀裂は長さ50 mmとし、硬化前にプリプレグを切断し、離型フィルムを挿入することにより付与した。

3.4.2 試験方法 引張試験機により引張荷重を負荷し、クリップゲージによる開口変位量およびクラックゲージより亀裂進展量を求めた。この計測値より P - a 曲線を作成し、これに基づき K - a 曲線を求め、 K_{Ic} を定めた。

供試体には所定外の面内および面外曲げ荷重が加わらないように歪ゲージにより歪場検定を行うとともに、この歪ゲージを用い供試体の弾性係数も求めた。 J_c 値はエネルギー解放率 G_{Ic} を介して次式により決定した。

$$J_c = G_{Ic} = C \cdot K_{Ic}^2$$

$$C = \sqrt{\frac{S_{11} \cdot S_{22}}{2}} \cdot \left(\sqrt{\frac{S_{22}}{S_{11}}} + \frac{2S_{12} + S_{66}}{2S_{11}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

第4表 破壊靱性試験結果

強化繊維	積層板種類	供試体番号	破断応力 (kgf/mm ²)	弾性係数 (kgf/mm ²)	K_{Ic} (kgf·mm ^{-3/2})	J_c (kgf·mm/mm ²)
高強度炭素繊維	単一層積層板	S1-45-	11.8	2,640	128	3.53
		S1-90-	22.3	7,480	216	11.2
	疑似等方性板	W1-0-	19.8	5,250	206	8.09
高伸度炭素繊維	単一層積層板	S2-67-	3.7	940	41	0.24
		S2-45-	41.4	7,850	464	139
		S2-22-	43.2	7,840	487	121
	疑似等方性板	W2-45-	32.1	5,670	346	19.9
		W2-22-	31.5	5,760	357	21.0

第12図 破壊状況

ここで、 S_{ij} は compliance matrix である。

3.4.3 試験結果 破壊靱性試験の結果を第4表に示す。また、各供試体の破壊状況を第12図に示す。この結果、単一層積層板の J_c 値は亀裂方向に大きく影響を受けるが、疑似等方性板では亀裂方向の影響がほとんどないといえる。

また、高伸度炭素繊維を用いた場合、 J_c 値は高強度炭素繊維を用いた場合の2.5倍になり、高靱性アルミ合金と同程度の値が得られた。

一方、破壊モードは単一層積層板はいずれも繊維方向に沿って剪断破壊したが、疑似等方性の積層板では

剪断破壊とともに亀裂先端を中心に、剪断面に沿った層間剝離がともなった。

4. む す び

与圧隔壁開発当初に目標とした重量軽減、コスト低減は十分達成され、強度についても解析および試験により高い安全余裕を保證することができた。

また、損傷許容性についてもFARで規定された12^{IN}の貫通亀裂が存在した場合でも十分な破壊靱性を有することが確認できた。今年度はさらに亀裂進展特性についてエレメント試験を行うとともに、実機の

第13図 実大75%モデル（直径2.25m）

75%縮尺の与圧隔壁モデルを用い、 12^{IN} の貫通亀裂に対する亀裂進展試験および残留強度試験も実施している。

成形方法についても実大の75%モデル（第13図）を製作することにより、その工程、治工具類の妥当性を確認し、実用化の見通しを得た。

今後、さらに品質保証、修理法等についても検討を加え、実機適用に向けて本プログラムを推進していく予定である。

一特 集一

複合材カナードの設計、試作および強度試験^{*1}

滝 敏 美^{*2}

Key Words: Aircraft Structure, Composite Materials, Design, Testing, Fabrication

1. ま え が き

川崎重工では、BK 117 ヘリコプタ、T-4 中等練習機等の開発を通して複合材構造の設計および製造の実績を積み上げるとともに技術の向上につとめてきた。

最近の複合材技術は、高荷重部位への複合材の適

用、自動化によるコストダウン、新材料の適用等が焦点となっており、当社でもこれらの新技術に対応するために、1986～87年にわたって小型高速機のカナードを対象とした試作研究を行ったので紹介する。

2. 研 究 の 内 容

高荷重レベルの部位に対する複合材適用化研究として、小型高速機の複合材カナード桁間構造（第1図）の設計、試作および静強度試験を実施した。供試体製作にあたっては、コストダウンをねらった製造技術（桁/外板一体成形、自動積層、ロボットによる穴あけ）を適用し、良好な結果を得た。静強度試験では220%制限荷重で破壊し、設計要求を満足した。

本研究は、以下の4項目から成る。

- （1）新しい複合材（中間弾性炭素繊維/高じん性エポキシ）の設計データの取得
- （2）カナード桁間構造の設計
- （3）加工試験—供試体の製作

著 者 紹 介

滝 敏美

1955年生。愛知県出身。1978年東京大学工学部航空学科卒業。1980年同大学院修士課程修了。同年川崎重工工業(株)入社、現在に至る。複合材構造の設計、研究に従事。

SAMPE 会員。

^{*1} 昭和63年11月1日、構造部門委員会談話会において講演。平成元年2月1日原稿受理 Design, Fabrication and Testing of Composite Canard Box Beam

^{*2} 川崎重工工業(株)航空機事業本部 Toshimi TAKI