

東京大学大学院新領域創成科学研究科

基盤科学研究系

先端エネルギー工学専攻

2006年度博士論文

題 目

埋め込み FBG センサを用いた先進グリッド構造のヘルスマニタリング

**Structural Health Monitoring in Advanced Grid Structures with Embedded Fiber  
Bragg Grating Sensors**

学籍番号	47201
氏名	天野 正太郎
指導教官	武田 展雄

2006年12月15日

---

# 目次

<b>第 1 章</b>	<b>序論</b>	<b>1</b>
1.1	炭素繊維強化複合材料	1
1.2	航空機設計・製造・運用と複合材料	4
1.3	構造ヘルスマモニタリング	6
1.3.1	SHM と航空機設計	7
1.3.2	SHM と航空機製造	8
1.3.3	SHM と航空機整備	9
1.3.4	SHM 構築までの流れ	10
1.4	先進グリッド構造について	12
1.4.1	歴史	12
1.4.2	特徴	14
1.4.3	製造方法	17
1.4.4	サイズパラメータ	19
1.5	研究目的	20
1.6	論文構成	23
<b>第 2 章</b>	<b>対象とする損傷の定義</b>	<b>25</b>
2.1	目的	25
2.2	製造欠陥	26
2.3	運用欠陥	28
2.3.1	対象とする運用欠陥	28
2.3.2	試験概要	28
2.3.3	試験結果	31

2.3.4	考察	33
2.4	押し込み試験による損傷の詳細検討	38
2.4.1	試験概要	38
2.4.2	試験結果	40
2.5	まとめ	52
<b>第3章</b>	<b>埋め込み多重化 FBG センサを用いたヘルスマニタリングシステムの提案と検証</b>	<b>55</b>
3.1	埋め込み多重化 FBG センサによるひずみ計測システムの提案	55
3.1.1	Fiber Bragg grating (FBG) センサ	56
3.1.2	AGS への適用	57
3.2	静ひずみ計測の検証	61
3.2.1	計測システム	61
3.2.2	試験概要	61
3.2.3	計測結果	62
3.3	動ひずみ (弾性波) 計測の検証	68
3.3.1	計測システム	69
	Arrayed Waveguide Grating (AWG) フィルタ	70
3.3.2	FBG センサによる弾性波計測システムの確認	71
3.3.3	疎密波・曲げ波の検証	71
3.3.4	AGS 中を伝わる弾性波の伝播特性の評価	72
	疎密波の指向性評価	72
	曲げ波の等方伝搬性評価	73
	疎密波・曲げ波の減衰特性評価	73
3.3.5	考察	74
3.4	まとめ	86
<b>第4章</b>	<b>多点静ひずみ計測による構造ヘルスマニタリング</b>	<b>89</b>
4.1	検知可能な損傷の定義	89
4.1.1	本研究での誤差の考え方	90
4.1.2	統計的異常値検知手法	91
4.2	面外一点集中曲げ荷重による検討	94

4.2.1	試験概要	94
4.2.2	リブの繊維破断に関する検討	95
	センサの不具合による損傷検知能力に関する考察	96
	有限要素解析モデルの構築	96
	負荷位置と損傷位置の違いによる検知可能性の確認	98
4.2.3	リブ側面の剥離損傷に関する検討	99
4.2.4	リブ上面のスプリッティングに関する検討	100
4.3	面内圧縮荷重による損傷検討	115
4.3.1	試験概要	115
4.3.2	面内圧縮荷重下での有限要素解析モデル及びその問題点	115
4.3.3	リブの繊維破断に関する検討	116
4.3.4	リブ側面の剥離損傷に関する検討	117
4.3.5	リブ上面のスプリッティングに関する検討	117
4.4	まとめ	124
<b>第5章</b>	<b>弾性波計測によるヘルスマニタリング</b>	<b>127</b>
5.1	検知可能な損傷の定義	127
5.2	疎密波による損傷検知	132
5.2.1	試験概要	132
5.2.2	繊維破断によるクラック	133
	有限要素解析モデルの提案と検証	133
5.2.3	リブ上面のスプリッティング	134
5.2.4	リブ側面の剥離損傷検討	134
5.2.5	格子部とスキンの接着不良	135
5.3	曲げ波による損傷検知	147
5.3.1	試験概要	147
5.3.2	繊維破断によるクラック	147
5.3.3	リブ上面のスプリッティング	148
5.3.4	リブ側面の剥離損傷検討	148
5.3.5	格子部とスキンの接着不良	149
5.4	まとめ	154

第 6 章	結論	157
6.1	本研究により得られた成果	157
6.2	本研究からの今後の展開	160
附録 A	平均屈折率の分布	163
A.1	光ファイバの光学特性	163
A.2	等方性材料の平均屈折率	167
附録 B	圧電素子について	171
B.1	圧電材料	171
B.2	圧電効果の発生原理	172
B.3	圧電方程式 [66][67]	173
附録 C	発振周波数の選定	179
C.1	弾性波の速度分散性	179
C.2	既存の分散曲線導出法	180
C.3	有限要素解析による分散曲線の導出	182
附録 D	有限要素解析における動的陽解法および解の安定性に関わる条件について	189
D.1	動的な問題のための仮想仕事の原理	189
D.2	各項の離散化	190
D.2.1	三次元ソリッド要素	190
D.2.2	慣性力項の離散化	191
D.2.3	内力項の離散化	192
D.2.4	外力項の離散化	194
D.3	離散化された動的問題の解法	195
D.4	解の安定性	196
附録 E	正規分布による検定統計表の作成方法	199
附録 F	実験に用いた器具一覧	205
参考文献		212

---

本研究に関する学会発表および論文

217

謝辞

220

---

# 目次

1.1	A350-900 と Boeing787 の構成材料比率 . . . . .	2
1.2	これまでの航空機中における CFRP 使用率 . . . . .	3
1.3	セミモノコック構造例 (航空機の胴体) . . . . .	14
1.4	Wellington 爆撃機 (過去のグリッド構造の例) . . . . .	15
1.5	先進グリッド構造 . . . . .	15
1.6	Payload shroud of Minotaur Launch Vehicle. . . . .	15
1.7	M-V ロケットの胴体部 . . . . .	16
1.8	切削による金属 Isogrid 構造の製造 . . . . .	18
1.9	自動積層による先進グリッド構造の製造方法 . . . . .	18
1.10	交点での積層処理方法。オフセットを設け最大積層枚数を減らしている。 . . . .	19
1.11	本論文中で用いるグリッド構造のサイズを定義するパラメータ . . . . .	19
1.12	論文構成 . . . . .	24
2.1	先進グリッド構造中の交点の概略図 . . . . .	27
2.2	本研究で用いた先進グリッド構造の交点。成形後の空隙は観察されない。 . . . .	27
2.3	格子部とスキンの接着不均一 . . . . .	27
2.4	スキンのない先進グリッド構造についての低速衝撃損傷評価用供試体 . . . . .	29
2.5	スキンのついた先進グリッド構造についての低速衝撃損傷評価用供試体 . . . . .	29
2.6	スキンの積層構成と先進グリッド構造の格子の関係 . . . . .	30
2.7	低速衝撃試験の試験構成 . . . . .	30
2.8	低速衝撃試験に用いた Tup の形状及びサイズ . . . . .	30
2.9	スキンのない先進グリッド構造中に観察された様々な損傷形態 . . . . .	34
2.10	スキンのついた先進グリッド構造中に観察された様々な損傷形態 . . . . .	35

2.11	超音波顕微鏡を用いたスキン内部の層間剥離の観察結果	36
2.12	30mm と 5mm の先端径を持つ押し込み試験治具	39
2.13	押し込み試験において考慮したパラメータ	39
2.14	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 1 の試験結果)	42
2.15	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 2 の試験結果)	43
2.16	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 3 の試験結果)	44
2.17	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 4 の試験結果)	45
2.18	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 5 の試験結果)	46
2.19	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 6 の試験結果)	47
2.20	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 7 の試験結果)	48
2.21	荷重-変位曲線と損傷観察写真(試験 8 の試験結果)	49
3.1	FBG センサの概略図	59
3.2	先進グリッド構造中に埋め込まれた多重化 FBG センサによるひずみ計測システムの概略図	59
3.3	本研究で用いる静ひずみ計測系の基本構成及び性能	63
3.4	供試体中の各 FBG センサの通し番号及び埋め込み位置	64
3.5	埋め込み FBG センサによるひずみ計測検証試験の概略図	64
3.6	埋め込み FBG センサと貼付けたひずみゲージにより計測されたひずみの比較	65
3.7	埋め込み FBG センサを用いた弾性波計測系	75
3.8	FBG センサによる弾性波(疎密波・曲げ波)計測確認のための試験概要	75
3.9	圧電素子と貼付け FBG センサにより計測された疎密波の比較	76
3.10	圧電素子と貼付け FBG センサにより計測された曲げ波の比較	76
3.11	リップ上下面に貼り付けた FBG センサを用いた疎密波・曲げ波発生の確認のための試験概要	77
3.12	リップの上下面にそれぞれ貼り付け、埋め込んだ FBG センサにより計測された疎密波の比較	77
3.13	リップの上下面にそれぞれ貼り付け、埋め込んだ FBG センサにより計測された曲げ波の比較	78
3.14	貼付け FBG センサを用いた疎密波の伝播特性確認のための試験概要	79
3.15	貼付け FBG センサを用いた曲げ波の伝播特性確認のための試験概要	80
3.16	疎密波・曲げ板の先進グリッド構造中の減衰特性確認のための試験概要	80
3.17	初期到達疎密波の最大振幅を直進方向の値で規格化した上で比較	81
3.18	発振点より六方向の全てのリップで計測した曲げ波の比較	81
3.19	疎密波の減衰特性検証結果	82



3.20	曲げ波の減衰特性検証結果 . . . . .	83
3.21	疎密波を用いたヘルスマニタリング手法の概略図 . . . . .	84
3.22	曲げ波を用いたヘルスマニタリング手法の概略図 . . . . .	85
4.1	繰り返し異常値検定の流れ . . . . .	93
4.2	スキンのない先進グリッド構造に対する面外一点集中曲げ荷重による試験概要 . . . . .	101
4.3	スキンのついた先進グリッド構造に対する面外一点集中曲げ荷重による試験概要 . . . . .	102
4.4	繊維破断によるクラックによって生じた各リブで計測されるひずみの変化 ( $\Delta\epsilon = \epsilon_{damage} - \epsilon_{intact}$ ) . . . . .	103
4.5	実験結果 (Fig.4.4) に対する統計的異常値検知手法の適用結果 . . . . .	103
4.6	多重化 FBG センサの推奨される埋め込み案 . . . . .	104
4.7	一点集中曲げ荷重用の有限要素解析 (FEA) モデル . . . . .	105
4.8	Fig.4.7 で提案した FEA モデルの妥当性評価 . . . . .	106
4.9	5 箇所の異なるリブにクラックが生じた場合に計算される $\Delta\epsilon$ の比較 . . . . .	106
4.10	Fig.4.9 の計算結果に対する異常値診断手法適用結果 . . . . .	107
4.11	4 箇所の異なる荷重点に負荷を与えた場合に計算される $\Delta\epsilon$ の比較 . . . . .	107
4.12	実験により計測された側面の剥離損傷によるひずみ変化 $\Delta\epsilon$ . . . . .	108
4.13	Fig.4.12 の計算結果に対する異常値診断手法適用結果 . . . . .	108
4.14	リブ上面のスプリッティングによるひずみ変化 $\Delta\epsilon$ を計算するための有限要素解析モデル . . . . .	109
4.15	有限要素解析で用いる FBG 番号。Fig.4.16 に示したリブ番号はこの図の番号に対応している。 . . . . .	110
4.16	有限要素解析により計算されたリブ上面のスプリッティングによるひずみ変化 $\Delta\epsilon$ . . . . .	110
4.17	Fig.4.16 の計算結果に対する異常値診断手法適用結果 . . . . .	111
4.18	面内圧縮試験の概要 . . . . .	118
4.19	面内圧縮荷重下での解析における境界条件 . . . . .	119
4.20	面内圧縮荷重下での解析結果 . . . . .	120
4.21	繊維破断によるクラックによるひずみ変化を計算するための有限要素解析モデル。繊維破断は二重節点により表現。 . . . . .	121
4.22	繊維破断によるクラックによるひずみ変化 $\Delta\epsilon$ の計算結果 . . . . .	121
4.23	Fig.4.22 の計算結果に対する異常値診断手法適用結果 . . . . .	122
4.24	リブ側面の剥離損傷によるひずみ変化 $\Delta\epsilon$ の実験結果 . . . . .	122

4.25	リブ上面のスプリッティングによるひずみ変化 $\Delta\epsilon$ の計算結果	123
5.1	疎密波による損傷診断手法概要	129
5.2	曲げ波による損傷診断手法概要	130
5.3	疎密波を用いた損傷検知試験概略図	136
5.4	繊維破断によるクラックとリブ上面のスプリッティングの導入方法	136
5.5	発生した繊維破断によるクラック	137
5.6	疎密波の伝播を検討する有限要素解析モデル	138
5.7	有限要素解析中のクラックのモデル化方法	139
5.8	繊維破断によるクラックの疎密波伝播特性に対する影響計算結果	139
5.9	発生したリブ上面のスプリッティング	140
5.10	格子部とスキンの接着不良を検討するための試験概要。アルミスキンをカップラントにより接着。接着の均一性を保つため、スキン上部に錘を設置。	140
5.11	格子部とスキンの接着不良の導入方法	141
5.12	繊維破断によるクラックの損傷診断結果	141
5.13	リブ上面のスプリッティングの損傷診断結果	142
5.14	リブ側面の剥離損傷の具体的なモデル化方法	143
5.15	リブ側面の剥離損傷の損傷診断結果	144
5.16	格子部とスキンの接着不良の損傷診断結果	145
5.17	曲げ波を用いた損傷検知試験概略図	150
5.18	繊維破断によるクラックの損傷診断結果	151
5.19	リブ上面のスプリッティングの損傷診断結果	151
5.20	リブ側面の剥離損傷の損傷診断結果	152
5.21	格子部とスキンの接着不良の損傷診断結果	153
A.1	光ファイバの座標系	164
B.1	PZT の結晶構造	172
B.2	自発分極の仕組み	172
B.3	分極処理前後の内部自発分極状態。	173
B.4	圧電効果の発生原理	174

---

C.1	矩形断面を持つ無限長の異方性棒について計算されたモード変形状と各モードの分散曲線	180
C.2	疎密波(左)と曲げ波(右)それぞれの検討のための有限要素解析モデル	184
C.3	入力波形	184
C.4	計算により求められた疎密波の分散速度曲線	185
C.5	計算により求められた曲げ波の分散速度曲線	185
C.6	様々な周波数について計算された疎密波の受振波形	186
C.7	様々な周波数について計算された曲げ波の受振波形	187
D.1	三次元ソリッド要素の節点番号(1~8)の位置関係	191
F.1	Low velocity impact test machine (Dynatup 930-I, Instron Corp.)	205
F.2	Scanning Electron Microscopy (SEM)	206
F.3	Scanning Acoustic Microscopy (SAM)	207
F.4	Optical Microscope	208
F.5	Soft X-ray apparatus	209
F.6	Autograph(AG-I, Shimadzu Corp.)	210
F.7	Instron(Instron 1185, Instron Co.)	211

---

# 表目次

1.1	B747 における一回の飛行にかかる直接費用 . . . . .	10
2.1	T800/E011604-1(Bryte Technology Inc.) の材料物性値 . . . . .	31
2.2	T800H/EP:3631(Toray Inc.) の材料物性値 . . . . .	31
2.3	押し込み試験におけるパラメータの組合せ . . . . .	40
2.4	衝撃位置 ( $X$ ) による発生損傷の分類 . . . . .	50
2.5	リブ幅 ( $T_r$ ) による発生損傷の分類 . . . . .	50
2.6	衝突物径 ( $R$ ) による発生損傷の分類 . . . . .	51
3.1	一般的な光ファイバの機械・光学特性 . . . . .	60
3.2	AGS 供試体のサイズ . . . . .	66
3.3	各 FBG センサの反射中心波長 . . . . .	67
3.4	FBG センサのリブ高さ方向の埋め込み位置。AGS リブの向き (-30, 30, 90 度方向) 毎に異なる CFRP プリプレグ層間に埋め込まれているので、向き毎に埋め込み位置が異なる。 . . . .	67
3.5	考慮すべき損傷と埋め込み FBG センサを用いたありうる損傷検知手法の組合せ。この表を基に第 4, 5 章で損傷検知可能性を検討。 . . . .	87
4.1	本章で検討する損傷とその検知手法の組合せ . . . . .	93
4.2	AGS 供試体のサイズ . . . . .	112
4.3	埋め込んだ 39 個の FBG センサの反射中心波長表 . . . . .	113
4.4	T800/E011604-1(Bryte Technology Inc.) の材料物性値 . . . . .	113
4.5	標本数 $n=39$ , 最大異常値数 $k=5$ , 有意水準 $\alpha = 5\%$ における、繰り返し異常値検定に用いる閾値 . . . . .	114

---

4.6	標本数 $n=29$ , 最大異常値数 $k=5$ , 有意水準 $\alpha = 5\%$ における、繰り返し異常値検定に用いる閾値 . . . . .	114
4.7	標本数 $n=91$ , 最大異常値数 $k=5$ , 有意水準 $\alpha = 5\%$ における、繰り返し異常値検定に用いる閾値 . . . . .	114
4.8	本章で検討した損傷とその検知手法の組合せにおける損傷検知可能性のまとめ . . . . .	125
5.1	本章で検討する損傷とその検知手法の組合せ . . . . .	131
5.2	AGS 供試体のサイズ . . . . .	146
5.3	本章で検討した損傷とその検知手法の組合せにおける損傷検知可能性のまとめ . . . . .	155
6.1	先進グリッド構造に生じる種々の損傷形態と、埋め込み FBG センサを用いて行う様々な検知手法の組合せにおける損傷検知可能性のまとめ . . . . .	161
B.1	様々な圧電材料の圧電定数 $d_{33}$ の比較 . . . . .	177
C.1	計算に用いた CFRP の材料物性 . . . . .	188
C.2	有限要素解析において用いた詳細なパラメータ . . . . .	188

---

# 第 1 章

## 序論

### 1.1 炭素繊維強化複合材料

近年、異なる二つの材料を組み合わせ、それぞれの特徴を生かした複合材料の開発が進んでいる。特に航空宇宙分野を始めとする先端的分野で、構造として応用される複合材のほとんどは、長繊維強化複合材料と呼ばれ、繊維が一方に配列した一方強化複合材料である。その中でも特に炭素繊維強化複合材料 (Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP) は、樹脂 (エポキシ系の熱硬化性樹脂が主流) に炭素繊維を埋め込んだ複合材料で、繊維配向方向の比強度・比剛性に優れた材料であり、軽量化が特に重要となる航空宇宙構造用の材料として注目されている。

しかしながら、CFRP を材料として用いることには、その信頼性の面で様々な問題も存在する。“信頼できる材料”とは、その特性 (弾性、塑性、粘性、熱膨張、破壊などの挙動) が既知の材料、と換言できる。このような“信頼できる材料”でなければ、構造体製造時の設計において、非常に扱いにくく、効率のよい設計を行うことができない。すなわち、“信頼できない材料”は、それがどれだけ優れた性質を持っている可能性があったとしても、実際の設計に用いることができない。この基準で CFRP を考えてみると、以下の二点により、現在までのところ“信頼できない材料”と見做さざるを得ない。

- 炭素繊維と樹脂を複合させることにより、ある面では両者の利点を持つ新しい材料となったが、反面、そのどちらでもない複雑な材料となってしまったという側面もある (樹脂の脆化、熱安定性、界面劣化、予測困難な損傷過程)。
- 異なる材料を複合することそのものが、不完全な材料となる危険性を多分にはらんでいる。熱膨張係数の違い、製造欠陥など)。

このように多くの問題が残る CFRP であるが、ここ 10 年で、その使用率は飛躍的に増加している。

ボーイング社の次世代航空機 B787 やエアバス社の A350(Fig.1.1 参照) では、重量比率にして 50% もの複合材料が使われている [1]。つまり、“信頼できない材料”をそれはそれとして許容し、冗長な設計を行ったとしても、その性能による恩恵が大きいであろうという期待から CFRP の導入が加速しているというのが現状である。



Fig.1.1 Materials comparison between A350-900 and Boeing 787. (Copyright:www.NowHow.nl, 2006)

## 1.1 炭素纖維強化複合材料

---

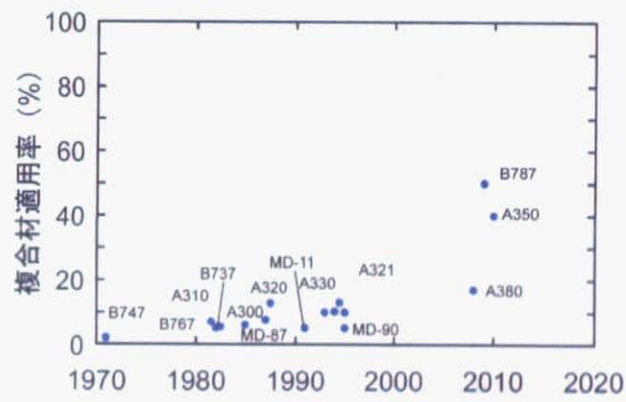


Fig.1.2 Percentage of Historical development of CFRP applying to several airplanes.



## 1.2 航空機設計・製造・運用と複合材料

ここで、航空機設計・製造・運用を概観しつつ、CFRPは実際どのように用いられている、あるいは、用いられようとしているのかを考える [2]。

近年の航空機設計においては、過去、材料・構造の強度・剛性のみを用いた材料力学的なアプローチのみが行われてきたが、近年の様々な航空機事故等の背景もあり、損傷の進展、すなわち、破壊力学的なアプローチも取り入れた二段階の設計プロセスが存在する。特に後者のアプローチは“フェールセーフ設計”や“損傷許容設計”と呼ばれ、(経験的に) 想定した損傷があったとしても、その損傷が運行に問題を生じないこと、及び、どのように損傷が進展したとしても一定期間運用が可能であること、を保証しながら設計を行う。

航空宇宙機の設計段階においては、各工程ごとに必ず品質管理の一環として非破壊検査を行っており、欠陥が見つかった場合は、それを除去、補修してから次の工程に進む。また完成後は、必ずプロトタイプ(01,02号機)に対して設計要求を満たしているかどうかの静強度試験及び疲労試験を行う。その際には必要な箇所に多数のセンサを設置し、計測を行う必要がある。

運用時には、適宜航空機の整備を行うことが義務付けられている。航空機の整備方法には、現在、大きく分けて以下の3つの種類がある。

- オーバーホール (Overhaul) 整備
- オンコンディション (On-Condition) 整備
- コンディションモニタリング整備

オーバーホール (Overhaul) 整備は、機体、エンジン、装備品に対し全て使用時間限界を定め、この時間に到達する前に機体の全ての部分を一度に分解整備し、各部位について検査あるいは部品交換する方法である。整備方法としては最も単純で、現在でもプログレッシブ・オーバーホール、ブロック・オーバーホールという形で多少の違いはあるものの、必ず行わなければならないとされている整備である。オンコンディション (On-Condition) 整備は、機体構造の主要部位やシステムに対しあらかじめ検査間隔を設定し、継続的にその状態を確認しながら使用を続ける方式である。オーバーホール整備に比べて分解することなく簡便に行える反面、検査部位等に制約があるという問題もある。コンディションモニタリング整備は、主にサブシステムや装備品に対して適用される方式で、使用時間限界を定めずに作動状態や故障状況を継続的にモニタリングしながら、不具合があったら交換する方法である。

現在の、航空機の整備において検知されるべき損傷としては以下のようなものが挙げられる。

## 1.2 航空機設計・製造・運用と複合材料

---

- 加熱による変色
- 外板の座屈、膨らみ、デント
- 管類のクラック、擦り傷、裂け、デント
- 電線の擦り傷
- 目で機体表面の損傷を検査
- 複合材の層間剥離
- 保護皮膜の損傷

これらの損傷に対して、これまでの航空機の整備方法は、その 80% が目視による判断のみによって行われている。目視には、必要に応じて、拡大鏡、内視鏡、光源、ビデオカメラなどの機器も利用されている。そして、目視によって判別が難しい損傷のみ非破壊検査 (Non Destructive Inspection:NDI) が行われてきた。この NDI の手法については、以下のような種類のものが存在する。

- タップテスト (Tap Test)
- 超音波探傷試験 (UT: Ultrasonic Test)
- 磁気探傷試験 (MT: Magnetic Test)
- 浸透探傷試験 (PT: Penetrant Test)
- 渦流探傷試験 (ET: Eddy Current Test)
- サーモグラフィ (IR: Infrared Radiation (or Ray))
- アコースティックエミッション法 (AET: Acoustic Emission Test)

ところが、これらのうち CFRP に多く発生する内部損傷を検出できる NDI 手法は現状では限られている。また、一般的に NDI 手法には特別な設備が必要であり、特に CFRP 製の部材の場合にはそれが顕著になる。具体的に CFRP に対して用いられるものとしては、超音波探傷、サーモグラフィ、アコースティックエミッションくらいのものであり、CFRP の適用増加に伴い革新的な NDI 手法が求められているのが現状である。

以上の点から、設計・製造・整備は、用いる材料に対する理解に大きく影響されることがわかる CFRP のような”信頼性の低い材料”が多く用いられる構造においては、当然のことながら、設計時の安全率の増加、製造工程の長期複雑化、整備システムの複雑化、が問題となり、これが、最終的に航空機の製造及び運用コストを大きく上げる要因となっている。現在のところ、CFRP を用いたことによる軽量化効果と上記のコストの増大がほぼ相殺されるといわれている。

### 1.3 構造ヘルスマニタリング

結局、CFRP 複合材料の航空機構造への適用が期待されているにもかかわらず、その適用がなかなか進まないという問題の根源には、CFRP 複合材料が“信頼性できない材料”であることが主因と言える。よって、これを“信頼できる材料”に変える必要がある。そのひとつの方法として、構造ヘルスマニタリング (Structural Health Monitoring : SHM) システムが近年提案されている [3]。

書籍“Structural Health Monitoring”[4]には、次のような記述がある。「もし、SHM を損傷診断としての機能とだけ考えるのであれば、SHM は単に非破壊検査を改良しただけのものとなる。これは部分的には正しいが、SHM は材料内にセンサを積載し、データ転送や計算処理を構造内部で行うという意味も含まれている。このことにより SHM が実現されれば、そもそもの構造設計や運用方法も必然的に改善される。」つまり SHM とは、基本的には構造状態診断とメンテナンスを行うためのシステムであるが、特に、材料内部にセンサやプロセッサを埋め込んでしまい、半永久的に簡便に構造健全性診断を行うシステムと定義される。換言すると、材料・構造自体を人間に見立てて、材料・構造に神経及び脳を持たせることにより、損傷の存在を材料自身に判定させる独立系を構築することを意味する。よって、これまでの SHM の研究には大別して、センサに関する研究、データ処理に関する研究、材料内部及び材料内部から外へのデータ転送に関する研究、材料内部にマイクロチップを埋めて内部処理をさせる機能に関する研究、などが行われてきた。

この SHM が実現した場合、航空機構造に与える影響は、以下のように考えられている。

- これまで見ることの出来なかった損傷を調べることができるので、材料の理解が進み、信頼性が向上する。
- 製造初期段階からセンサを埋め込むことにより、製造時の品質管理を簡便に行うことができるようになる。
- メンテナンスシステムを劇的に改善させることができる。つまり、現行の定期的なメンテナンス方式が、状態ベースのメンテナンス (不定期に必要なときに行う) 方式に変わる。
- ヒューマンエラーを防ぐことができる。

以上のとおり SHM は、航空機の性能そのものの発展に直接的な関りを持っているわけではないが、現在、製造現場において実際的に問題となっている課題に対して大きな影響をもたらすものである。SHM の研究者は、このような間接的な恩恵が結果的には、コスト削減、効率化、につながり、現状で採算が合わないために頓挫しているようなプロジェクトに巧妙が見出されることを期待している。すなわち、SHM

## 1.3 構造ヘルスマニタリング

---

の航空機性能向上への役割は「全ての損傷状態がはっきりわかった上で運用することになるので、年数を経ても信頼性が落ちることがなくなる」と筆者は考えている。

さて、SHM が実現されることのメリットについて、構造運用者及びエンドユーザーの関心事という立場から考えてみる。書籍”Health Monitoring of Aerospace Structures”[5] では以下のように説明されている。

「実際に運用する人々、及び、エンドユーザーにとっての最大の関心事は、信頼性の確保とコストの低減である。特に航空機運用者は一般的に、安全な構造、低ライフサイクルコスト、寿命延長、高い割合での信頼性、高い飛行機能力の可能性、を求めている。B787(Dreamliner) や A380 といった挑戦的な飛行機が今後産まれてくるに伴い、複合材料の需要はより高まる。これによって、構造状態診断とメンテナンスがより必要となってくる。」

ここからは、1.2 節で見た航空機設計、製造、整備と SHM のかわりについて、もう少し具体的に見ていくことにする。

### 1.3.1 SHM と航空機設計

[6] 現在の航空機の製造および運用形態について見ると、航空機製造時の強度要求は全て運輸省が航空法に基づき、規定している [2]。この航空法を文書化した『耐空性審査要領』のうち、飛行機・ヘリコプタ・発動機に関する内容は、日本国における米国製機の占める比率が非常に大きいことと、国産機の輸出振興を図る必要から、基本的には米国連邦航空局 FAA のものを継承している。この要領の中で特に民間輸送機に分類される T 類についての一般的な強度要求は、制限荷重と終極荷重 (制限荷重  $\times$  1.5) から厳密に決められている。この安全率 1.5 という数字は、「常用運用状態において予想される荷重より大きな荷重の生ずる可能性ならびに材料及び設計上の不確実性に備えて用いる設計係数」とされている。すなわち、

- 運用状態の予測が甘かった場合
- 材料や構造を製作する際に内部に問題が残る場合
- そもそも設計が不確実な場合

という点がすべて考慮された数字と考えられる。さらに航空機的设计に際しては、制約条件として次のものを考える必要がある。

- 構造は、制限荷重に対して安全上有害な残留変形を生じてはならない。(制限荷重内では、必ず弾性変形内にとどまっていなければならない。)
- 終極荷重に対して少なくとも 3 秒間は破壊することなく耐えるものでなければならない。

- 以上の際には、破壊するかどうかだけでなく、変形が問題になるかどうかまで気にしなければならない。

以上の点を考えると、結局、航空機的设计においては、構造が非常に複雑である点、環境変化が大きい点、などのためか不明な点は不明なまま、安全率という値の中に含めてしまい、まずは設計してみて、出来上がった構造に対して試験を行い、それが規定に耐えうるなら問題ない、という、設計を行っていることがわかる。ここに CFRP が用いられた場合、その信頼性の低さから、安全率を上げざるを得ないというのが世間一般の考えである。この問題の打開には SHM を含めた基礎研究による CFRP の材料特性に対する理解が求められている。

一方、特に SHM が設計において果たすであろう役割としては、「損傷許容設計」への適用が考えられる。これは損傷の進展を設計に反映するというもので、先ほどの『耐空性審査要領』(国土交通省航空局監修)によると、T (Transport) 類の飛行機に関しては、損傷が飛行機の致命的な破壊を招く恐れがある構造部材(主翼、尾翼、胴体、着陸装置など)については、損傷許容評価を行わなければならないとされている。損傷許容設計とは、徐々に進展し、やがて構造の致命的な破壊を起こすにいたる可能性のある亀裂の全てのパターン(位置、大きさ)について、それが存在する構造で、

- 残存強度解析(線形破壊力学に基づく)
- 亀裂進展解析(疲労)

を検討し、それを設計にフィードバックさせることである。ここで、設計終極強度の計算においては、

1. 亀裂検出限界長さと材料の破壊靱性値とから計算される強度
2. 材料強度

のうち低いほうの値を用いるが、亀裂検出限界は SHM の能力によって決まる。よって、亀裂検出限界が向上すれば、1 の強度が上がり、結果的に、より効率的な設計を行うことができるようになると考えられる。

### 1.3.2 SHM と航空機製造

CFRP を用いた航空機を製造する場合、その製造過程においても金属材料を用いた場合とは異なる問題が出てくる。航空機の製造では、一般的にその各工程において必ず品質管理の一環として非破壊検査を行うことが義務付けられている。そして、この際に欠陥が見つかった場合は、それを除去・補修しなければ

### 1.3 構造ヘルスマニタリング

---

ならない。まず CFRP は、きちんとした製造方法というものが未だ確立されているとは言い難く、製造過程においてかなり詳細な品質管理を行わなければならない。また、異なる材料を合わせていることにより、従来の材料に較べて検査が行いづらいという難点がある。

更に完成後には、必ずプロトタイプに対して設計要求を満たしているかどうかの試験をする。その際には各工程において改めて必要な箇所に多数のセンサを設置し、計測を行う必要がある。要するに、これらの品質管理が製造時のコストを大きく上げる要因となっている。

ここに上述の SHM システムを導入した場合、材料に直接埋め込んでいるために検査が容易になり、詳細な品質管理を行ってもそれほどコストが増大しない。また、製造初期段階からセンサが埋め込んであるため、各工程で多数のセンサを設置するという手間も省略することが出来る。

#### 1.3.3 SHM と航空機整備

SHM システムは既存の整備方法の延長に位置づけられるものであり、1.2 節で挙げた各手法の拡張として、現在、様々な SHM システムが検討されている。その検討の目的は、大きく分けて、これまで診ることのできなかつた損傷を診断できるようにすること、及び、これまで行うのが難しかった NDI 手法をより簡便に行い、もっと広く用いられるようにすること、が挙げられる。現在は、これらの手法に関する SHM システムが主に検討されている。

Table 1.1 に一つの例として、Boeing 社製大型航空機 B747 の一回の運行にかかるコストを示す。これを見ると、航空機の運行にかかる費用のうちでメンテナンスと減価償却費の占める割合が非常に大きいことがわかる。前述のとおり CFRP を用いることは、このメンテナンスの需要増加につながる。このメンテナンスの需要増加は、以下の二つの観点においてコスト増加につながる。

- 修理システム開発とその実行にかかる直接費用
- 修理による一時的な運用停止期間が生じることによる間接費用

SHM は、上記の問題に対して以下のような打開策を与える。

まず前者の直接的な費用に対しては、できるだけ単純かつ安全な検査・修理を行うことにより、人件費、設備費を抑えることができる。一方後者の間接的な費用に対しては、輸送システムが予定されている Major Overhaul までに行う修理を延期して、間接費を下げるというものである。現在の航空機運用においては、損傷の発見と同時に修理を行うことが義務付けられているが、存在・大きさ・これからの展開がはっきりとわかっている損傷については修理をしないようにすれば、コストは下げられる。また、Major Overhaul 自体も定期的に決められているものだが、必要に応じて行うようになれば、よりコストの低下に

つながると考えられている。

(ただし現在の航空機運用規定では、検査で亀裂が発見されたら必ずそこで補修、または交換を行って残存強度を初期の値まで上げることが決まっている点も付け加えておく。)

Table 1.1 Direct cost per flight of B747, 1996 [7].

費用分類	(\$ US)
Crew	7,500
Fuel	19,800
Insurance	5,333
Maintenance	15,000
Depreciation	12,000
TOTAL	59,633
Cost per seat	149

### 1.3.4 SHM 構築までの流れ

さて、SHM は実際にはどのように実現されていくのか、この点について述べる。一口に SHM システムといっても、汎用性のあるものではなく、航空機の運用環境、適用部位、構造の種類、選択される材料、によって個別の対応が求められる。しかしながらそれらを決定していくためのプロセスは共通したものがあるのではないかと著者は考えている。ここでは、著者の考える、実際に SHM システムがある航空機に対して構築されるまでのプロセスを簡単に述べる。特定の航空機に対して SHM システムを構築するには、以下の 6 つの項目を考慮する必要があると考えられる。

#### 1. “基本的な仕様の決定”

まず、航空機がどのような環境で運用されるのか、すなわち、仕様が決定される。これにより、その要求性能を満たすための構造・材料が設計・選定される。また、この航空機は実際にどのように製造・運用されるのかという、運用設計もなされる。

#### 2. “発生する損傷の検討”

以上のとおり基本となる仕様が決定されると、それに伴い、どのような損傷 (製造欠陥なども含む) が問題となるのが決定される。この決定には、実際に製造してみることによってどのような問題点が生じるのか、運用中に起きる現象によって損傷がどのように発生するのか、それらの損傷は検

知する必要があるのかどうか、などを含めて検討される。

#### 3. "損傷検知に用いる物理量の選定"

対象とする損傷が決定したら、その損傷が最も影響を与える物理量(その損傷を調べるのに最も適した物理量)を選定する。一般的には、ひずみ、温度の伝達時間差、光の伝播、音響インピーダンスの違い、などが選ばれることが多い。

#### 4. "計測システム提案・検証"

上記の物理量を計測するための計測系を提案する。決定した構造中に埋め込み、その物理量を計測するのに最適な計測系を決定する。さらに決定された計測系により、(損傷の有無にかかわらず)選択された物理量が計測できることを検証する。この検証は、実際の構造・運用条件下で行われることが望ましい。

#### 5. "損傷による物理量変化の確認" 確認が済んだら、実構造に対して損傷を発生させ、その損傷によって選択した物理量に変化が生じ、選択した計測系によりその変化を検知できるのかどうかを確認する。この検証では、実用を考慮して計測系の精度を含めて、損傷診断にとって有意な変化が生じているのかどうかという観点から検証する必要がある。

#### 6. "物理量変化に対する損傷診断手法の提案" 最後は、損傷によって生じる物理変化からどのようにして損傷診断を行うのか、計測データ(物理量変化)より、損傷判定を行う手法を決定する。一般的には、複数の因子が混ざった変化に対してはその原因から結果を推測する数理計画法を、単一の損傷による影響を調べるには結果の理解を行う統計的なパターン認識手法が用いられる場合が多い。



## 1.4 先進グリッド構造について

さて本研究では、CFRP を用いた構造に対する SHM の構築を研究目的としているが、その対象として、近年注目を集めている、CFRP 先進グリッド構造 (Advanced Grid Structure : AGS) を選択した。

### 1.4.1 歴史

グリッド構造自体の歴史は古く、70 年ほど前に遡る [8]。当時、軽くて、効率のよい、新しい航空宇宙用の構造コンセプトが、NASA をはじめとする各航空宇宙産業で求められていた。特に、軽くて圧縮荷重を負担できる構造が航空機、ブースター、宇宙機の構造部材として求められていた。

DC-6 や DC-7 といった航空機ではストリンガー、フレーム、スキンが機械的に接着されたセミ・モノコック構造 (Fig.1.3) が使われている。これらは、 $0^\circ$ 、 $90^\circ$  方向に補強された構造となっており、現在でも航空機構造における主流となっている。また、Saturn などのロケットでは、 $0^\circ$ 、 $90^\circ$ 、 $45^\circ$  の三方向に補強するパターンが用いられている。これは特定の荷重ケースにおいては非常に有効であるが、一点で四本の梁が交差できるようにしなければならず、その結果として面内の振り荷重に対して弱い。

1964 年、Robert R. Mayer は、圧縮荷重を受けるドームの最適な補強パターンを検討していた。(それ以前にもグリッド構造と呼べるものは存在していたが、それらは、特にグリッド構造の利点を意識したものではなく、構造の薄肉化等の目的で作られたものが結果的にグリッドになっていた)。彼は上記の二つの構造の持つ欠点を、新たな問題 (重量増加など) を生じずに打開できる構造を目標とした。検討の結果、梁を三角形に配置すること、すなわち Isogrid 構造が最も理想的かつ効率的であることを明らかにした。(この点は、1.4.2 節で詳しく述べる)。その後数年の発展を経て、このコンセプトは Delta ロケットのタンク、段間部、Delta shroud、Orbital shroud、Orbital Workshop Interior に使われていった。

そこから Isogrid 構造の適用は第二段階に入った。具体的には、輸送機の胴体への適用が検討され始めた。胴体への適用に対する要求としては、

- 主翼からの大きなトルクを受け持つこと。
- 外部からの熱防御システムを取り付ける多数の接続点を持つこと。
- 様々な機器を取り付けた際に生じる非常に大きな点荷重を受け持つこと。

が挙げられる。これらの要求を鑑みた場合、Isogrid 構造はまさに最適な構造であるといえる。さらにコストの面から構造を評価した場合、全て同じ部材で製造できる Isogrid 構造はこれまでの主要構造である

## 1.4 先進グリッド構造について

---

Skin-Stringer-Frame 構造に比べて格段にコストを低下させることができると考えられた。戦時中に活躍した爆撃機 Wellington 号 (Fig.1.4 参照) は、グリッド構造のみで構成された航空機として、最も有名である。

以上の歴史は、Isogrid 構造が従来の Skin-Stringer-Frame 構造の持つ問題点を解消することを目的として登場した構造だということを意味している。そのため、その構造特性 (設計方法、損傷発生過程、問題となる部分、それぞれの部材の役割) についてまったく別のコンセプトであることを認識しなければならない。従来の Skin-Stringer-Frame 構造との違いを簡単に述べると、Skin-Stringer-Frame 構造がそれぞれの部材毎に負担する荷重の種類を変え (航空機の胴体について言えば、スキンはトルクを、ストリンガーは曲げ荷重を、フレームは内圧を負担している)、役割分担をさせているのに対し、グリッド構造はそれをすべて一つの構造として負担しようと考えている。また、Skin-Stringer-Frame 構造は部材をそれぞれ別々に製造するが、Isogrid 構造では基本的には一体成型となる。

以上の違いを踏まえて考えると、現代の航空機が Skin-Stringer-Frame のセミ・モノコック構造というスタイルをとっている理由が見えてくる。すなわち、Isogrid 構造がどれだけ多くの構造力学的な利点を持っていたとしても、構造健全性の観点、すなわち、製造の難しさ、製造時の不完全性のリスク、など、端的に言えば、複雑な製造方法 (必ず一体成形) をとらなくてはならなかったことが、これまで敬遠されてきた理由であると言える。

ところが、1.1 節で述べたような近年の CFRP の隆盛により、この事情が少し変わってくる。CFRP の最大の特徴は比強度・比剛性に優れる点であるが、Isogrid への適用を考えた場合、そのほかに 3 つほど重要な点が存在する。

- CFRP を積層せずに構造全体が面内当方性を持たせることができる唯一の構造は、Isogrid 構造のみである。
- 複雑な構造でも製造前段階では柔軟なため、比較的簡単に製造することができる。
- 接合部を嫌う性質上、一体成形が奨励される材料である。

特に二つ目、三つ目の条件は非常に重要で、これまで Isogrid 構造が敬遠されてきた背景が打開されることを意味する。これにより近年、CFRP を用いた Isogrid 構造が再注目されてきている (Fig.1.5 参照)。

初期の CFRP 製グリッド構造は主に、アメリカと旧ソ連の研究グループによって航空宇宙への適用を目的として製造された。いくつかの CFRP 製ロケットが旧ソ連において打ち上げられ [9]、アメリカでは多くの大学や航空宇宙企業において研究が進められた [10][11][12]。これらの歴史については、Huybrechts らが詳しくまとめている [13][14]。

日本においては、小野田らが国産ロケットの段間部に CFRP グリッド製の円筒を用いている [15][16]。この当時は、円筒状の溝を有する金型にプリプレグを一定の張力をかけながら巻きつけ、加熱硬化させていた。1990年代には、Air Force Phillips Laboratory において革新的な製造方法とともに、高品質かつ軽量の CFRP 製 isogrid 構造が作られた [17]。

ここ数年、この Isogrid 構造に対してさらなる設計的な改良が加えられるようになった。前述のとおり Isogrid 構造は様々な荷重条件に対して有効であることをひとつの利点としているが、逆に言えば、特定の荷重条件に対して最適な構造になっているとは言い難い。そこで考えられ始めたのが、三角形の格子を正三角形から別の形の三角形に変えること、すなわち、三角形の配勾角を変えることによって構造を最適化しようというものである [18][19]。このように最適化された構造のことを Composite Grid Structure または Advanced Grid Structure と呼ぶ (この名称の初出は [14])。この最適化された構造は、現在ではビジネスジェット、観測用衛星、ロケット (Fig.1.6,1.7 参照) などに適用されている [20][21]。

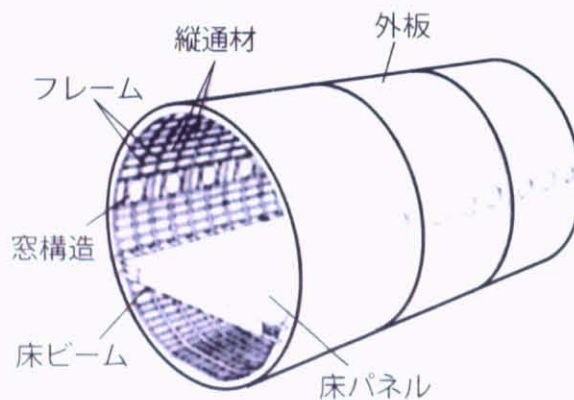


Fig.1.3 An example of semi-monocoque structure.

## 1.4.2 特徴

ここでグリッド構造の特徴及び利点をまとめておく。

まず物理的な特性であるが、グリッド構造は、正三角形が連続する構造であり、梁のみを用いて面内等方性を構造に持たせる、最もシンプルな構造である (それゆえ Iso”等しい”-grid と呼ばれている)。また構造の等価 Poisson 比は、用いる材料によらず常に  $1/3$  となる。この等方性により、前述のとおり Isogrid 構造はそれ単体で完全な構造となり、面内の引張・圧縮・せん断、及び、面外の曲げ荷重に対して適用できる。さらに格子部の中立面とスキンの中立面が異なることから、スキン付 Isogrid パネルは振りに対し

## 1.4 先進グリッド構造について

---



Fig.1.4 The Wellington bomber, an example of grid structures.

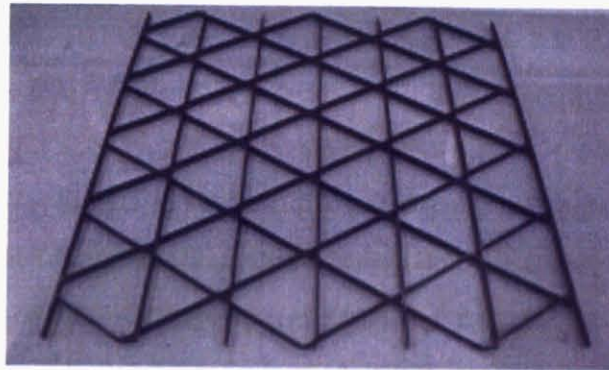


Fig.1.5 Advanced Grid Structure (AGS): Basic configuration.

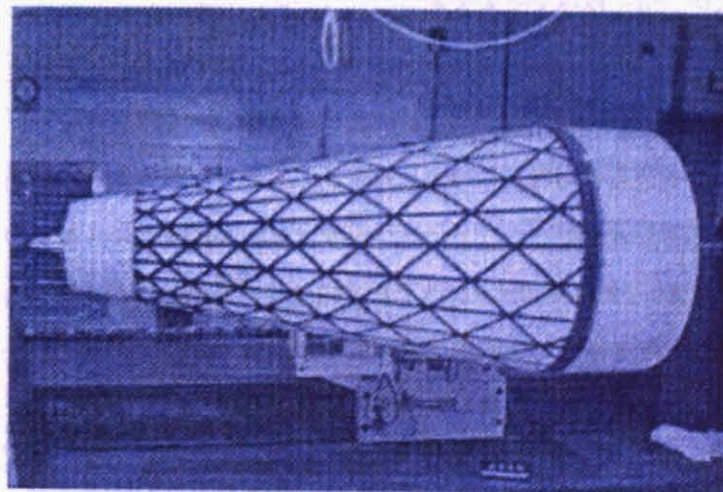


Fig.1.6 Payload shroud of Minotaur Launch Vehicle.

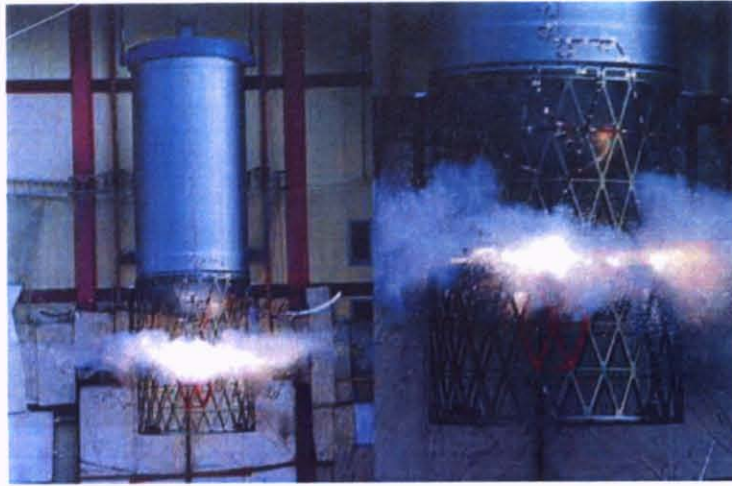


Fig.1.7 Body of the M-V rocket.

でも強いという特徴がある [8]。

また材料破壊の観点で言うと、CFRP 一方向材料のみで構成されているため、一般的な積層板で問題となる層間剥離のような複雑な損傷が発生せず、クラックもリブ間で伝達することはないし、当然、グリッド部とスキンの境界を越えて進展することもない。

次に、アプリケーション的な利点として、構造中に格子点があることにより機器類の着脱が簡単に行えることが挙げられる。これは、搭載機器類の更新や刷新などの長期利用の観点から考えても大きな利点である。その際に局所的な集中荷重が生じることが予測されるが、その周辺のリブ及びスキンを簡単に補強することができるし、その方法もすでに確立されている。またメンテナンス性のよさも特筆に価する。グリッド構造であれば全ての表面にアクセスすることができるし、水分を中に含んでしまうこともない。

また、グリッド構造はフェールセーフ構造と呼ばれる。Isogrid 構造は基本的には (無損傷状態であれば) 不静定トラス構造である。不静定構造とは、数学的 (物理的) には荷重のつりあい条件からだけでは各部材に加わる荷重がわからないということであるが、わかりやすくいうと、構造の強度について安全性・安定性を確保するのに必要な部材や支点以上に余分な部材を持っているということである。この余分な部材が冗長性をもたらすため、フェールセーフ性を有する構造となる。格子自体も Isogrid 構造を見ればわかるように、傷の入ったリブを避けるように荷重が伝わるため、構造全体としてみれば損傷による負担荷重の低下はほとんどない。また前述のとおり格子部は巨視的な等方性を有するため、スキンと同等の役割を果たす。そのため、スキんに傷が生じた場合でも格子部が代わりに荷重を負担する。このリブとスキンが同じ役割を担っていることに起因する冗長性も挙げられる。

### 1.4.3 製造方法

初期の金属 Isogrid 構造は、いわゆる、削りだしによって製造されてきた (Fig.1.8)[8]。切削具が、格子内部を境界に沿って動き、大きな板からグリッド構造が機械加工されて製造される。初期には、複雑な形状のため、溶融による製造も検討されたが、鍛造が難しいということで、結局この方法に落ち着いた。この方法では、材料に非常に無駄が多いことは言うまでもない。また、局面や複雑な形状になった場合にはこの削りだしの方法は、非常に難しいこともわかる。

ところが、CFRP の登場によりこれらの問題が一気に解消された。そもそも CFRP の製造方法は、低粘度の樹脂を乾燥した繊維に含浸させることに始まり、所定の型に巻きつけることにより成形し (Filament Winding)、(熱硬化性樹脂、エポキシなどの場合は) 加熱により硬化させるという手法をとる。すなわち、金属の溶融成形のような製造の自由度を持ちつつ、強度を維持することができる。CFRP の登場により、これまで様々な利点を持ちながらも製造が難しかったために敬遠されてきた AGS が再び脚光を浴び始めた。

さらに、ここ 15 年ほどの製造方法の発展には目を見張るものがある。Boeing, US Air Force Research Laboratory, McDonnell-Douglas, Alliant Tech Systems, Composite Optics International Inc., Stanford Universityなどを代表とする機関が、これらの技術を推進してきた。

初期のころの製造方法は、金属でできたマンドレルに CFRP 一方向材を置く溝を開け、その中で製造していた。その後、格子内部にシリコンゴムの型を置き、硬化時の型の熱膨張を利用した成形方法へと移行し、現在では、金属型とシリコンゴムの型を組み合わせた成形法 (Hybrid Tooling と呼ばれる) などが提案されている [13]。

上記のように成形の問題が解消されてくるにつれて、レイアップの労力の緩和も検討されるようになってきた。現在では、様々な研究機関や産業において、完全自動成形方法が開発されている。

本研究で用いる AGS は、以上の背景に則して成形されている。製造時は、まず材料として、幅 6mm の T800H/E011604-1M (Bryte Technologies, Inc.) CFRP テーププリプレグを用いる。このテープを Fig.1.9 のような自動積層ロボットにより、周期的に 0, +60, -60° という順番で積層を重ねる。それぞれの角度のテーププリプレグは、その交差する位置において互いに重なり合う。この重なっている部分は、もし単純に積層を繰り返した場合、厚さが 3 倍になってしまう。これは、成形の観点からすると非常に問題があるとされている。この問題を解消するために、様々な交点の取り扱いについての検討もなされてきた [22][23]。本研究では、多くのグリッド構造でなされているものと同様、各交点においてオフセットを設け、最大でも積層の厚さが 2 倍にしかならないように工夫している (Fig.1.10 参照)。

加工段階では、三角(六角)形状の、シリコンゴムで作られた熱膨張係数の高いブロックを三角(六角)形のスペースに押し込む。これを入れたまま硬化させると、シリコンゴムの熱膨張により、AGS リブが高さ方向だけではなく側面からも圧縮力を受けるため、より硬化状態のよい AGS を作成することができる。また、この圧縮力により、リブの幅はプリプレグの厚さの約半分となり、その代わりに高さが約2倍になる。

最後に、未成形状態のグリッドを包み、オートクレーブ内で成形する。以上の過程を全て自動で行うシステムの開発が、本研究を共同で行った三菱電機(株)において進められている。

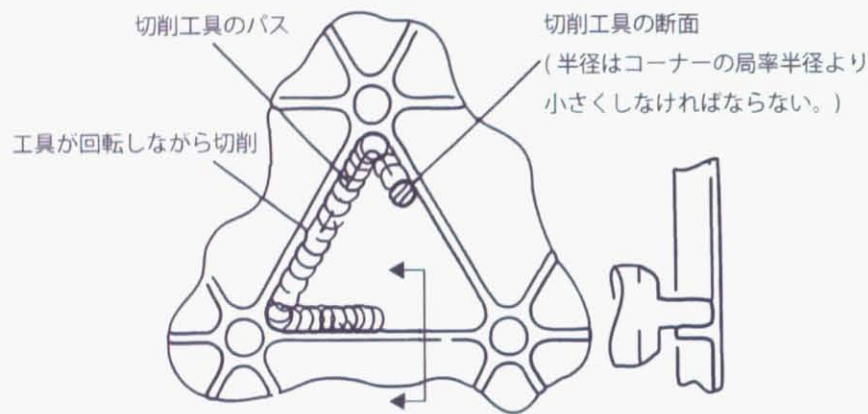


Fig.1.8 Machining Isogrid With Unflanged Ribs [8].

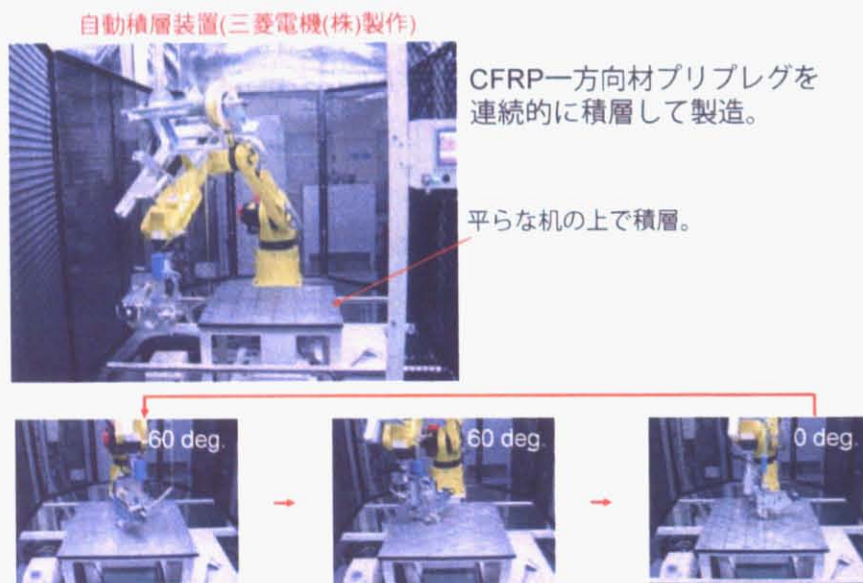


Fig.1.9 Automatic fabrication of Advanced Grid Structure, which was used in this research.

## 1.4 先進グリッド構造について

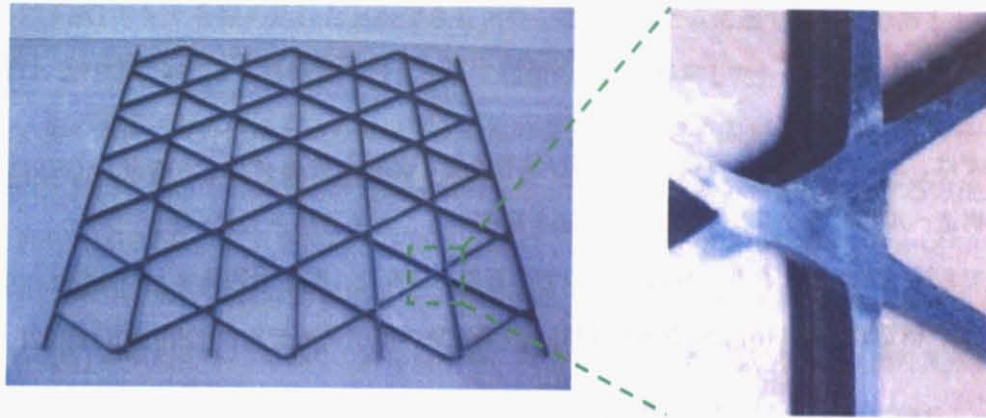


Fig.1.10 Laminations are offsetted at the cross section. The number of laminated prepregs were reduced from three times to twice as large at cross section as at ribs.

### 1.4.4 サイズパラメータ

ここで、本研究で用いる AGS のサイズをあらわす変数について述べておく。Fig.1.10 からわかるとおり、AGS を一意に決定するためには、Fig.1.11 に示すパラメータを決定する必要がある。この7つのパラメータ、 $A, B, a, b, l, t, h$ のうち、 $a, b, l, t, h$ の5つのパラメータは互いに独立である。本章以降の議論においても、この7つのパラメータを用いて供試体、解析モデルを説明することとする。

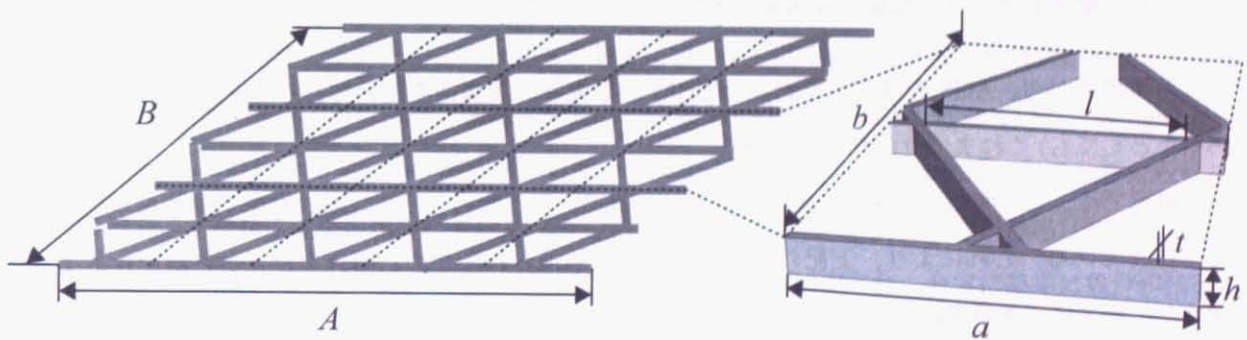


Fig.1.11 Size parameters of AGS, which are referred in this thesis.



## 1.5 研究目的

本研究では、1.4 で述べたように、近年再び注目を集め始めた先進グリッド構造 (AGS) に対して、1.3 に示した構造ヘルスマニタリング (SHM) 手法を構築することを目的としている。

これまでも述べてきたとおり、AGS についての近年の研究は、製造方法開発 [16][13][14][9]、試験方法 [12][24][21]、構造最適化 [15][25][26][27][28]、破壊現象の解明・モデル化 [29][30][31][32]、などが行われている。

一方、SHM については、センサ開発 [33]、各種複合材料構造への適用 [34][35]、信号処理による損傷同定方法 [36][37][38][39][40][41]、などが研究されてきた。

この両方を組み合わせて検討している研究は非常に少ない。トラス構造について、加速度計を用いて構造の振動モードを調べることにより、損傷を検知するという研究はあるが [42]、実際に AGS を用いた実験というものは行われていない。

これまでの経緯を考えると、その理由は、大雑把に以下のとおりであると筆者は考えている。

- 製造方法の開発が頻繁に行われたことが、AGS が再注目をされるようになった決定的な出来事であるが、この開発はごく最近のことであるため、これまで実構造を扱った研究が行われなかった。
- 製造方法が開発されたといっても、基本的にかかなり大きな構造であり、大掛かりな装置を必要とし、量産も難しく、試験にも非常に大掛かりな装置が必要となってくる。

これらの理由から、AGS の研究でなおかつ SHM の研究を、実構造を用いて行うことは、(アイデアはあったとしても) これまで行われていない。

本研究では、この問題を打開し、実構造を用いて研究を行うため、三菱電機 (株) との産学連携による研究を行っている。これにより、上記の二つの問題点が解消されたため、研究を行うことができるようになった。ゆえに、本研究はまったく新規の研究であることをここに記しておく。

筆者は、本論文の中で、この AGS の各リブに光ファイバセンサの一種である Fiber Bragg Grating (FBG) センサ [43][33] を埋め込み、構造の健全性を評価するシステムを提案する。FBG センサは、基本的にはひずみゲージ同様、ひずみ・温度の計測を主たる役割とするが、ひずみゲージに較べて、高感度・無誘導性・省スペース・多重化などの様々な利点を有する。この FBG センサを CFRP 中に繊維に平行に埋め込み、構造内部のひずみを計測することが行われている [34][44]。本研究でも、この FBG センサを AGS 中に埋め込み、ひずみ計測を利用した SHM に着目した。そして、測定したひずみデータから AGS に生じる損傷の位置・大きさを同定するという SHM システムの実現を目指している。AGS はその製造過程に

## 1.5 研究目的

---

において容易に FBG センサを埋め込むことができるため、このシステムに適した構造であるといえる。

本研究では、SHM の方法として筆者らは大きく 2 種類の方法を提案した。一つ目は AGS に特定の試験負荷を与え、その負荷下での構造全体の静ひずみ分布の変化から損傷を同定する方法、もう一つは、AGS のリブに沿って動ひずみ、すなわち、弾性波を伝播させ、信号の変化から損傷を同定する方法、である。

さらにこれらの SHM システムを検討するには、まず、どのような損傷が発生するのかを明らかにする必要がある。しかしながら、AGS の損傷に対する研究は、基本的には構造最適化の一環として、幾何学的損傷 (座屈など) の検討が中心であり、経年運用時に発生するような不可逆な損傷 (塑性変形、亀裂など) の検討はほとんど行われていない。Gibson ら [45][46] は、AGS のフェールセーフ性に着目し、AGS のエネルギー吸収性能を検討している。その中で、亀裂等を多少考慮しているが、実際の運用下でどのような損傷がどういった条件の下で生じるのかについては言及していない。このように損傷に対する検討がなかなか行われてこなかった理由としては、まず前述のとおり、製造が難しいという点、さらにその延長として、これまで経年実構造としてそこまで注目されてこなかったという点が挙げられる。

以上よりこれまでの研究背景として、AGS の SHM に関する研究がこれまで行われていないこと、さらには、そもそも AGS の損傷パターンについての検討もこれまででは行われていないこと、がわかる。よって本研究で行う AGS の損傷検知手法は、そのテーマ自体がこれまで行われていないという新規性があることを述べるとともに、この研究を行うためには、損傷検知手法の検討のみではなく AGS に生じる損傷パターンの解明から行わなければならないこともわかる。

ところで本研究は、三菱電機 (株) との共同研究として行っているものでもあり、実用化に対して常に配慮しながら研究を行っている。そのため、通常の研究に較べて、以下のようにある程度詳細な使用が決定している。この共同研究では、現在、構造部位として主翼 Winglet への適用を考えている。Winglet は一般的に「致命的な破壊を招く恐れのある構造要素」ではない、すなわち、二次構造であると考えられる。そのため、1.3.1 で見たように損傷許容設計は行われず、フェールセーフ設計のみが適応されると考えられる。そのため、本質的に AGS がフェールセーフ構造である点が活かされ、非常に簡単に設計が行えるという利点がある。一方スキンについてであるが、AGS の設計思想は、荷重負担は格子のみにさせ、スキンは空力特性の維持・外界との隔壁としてのみ用いる、というのが一般的である。具体的にいうと、リブの断面積  $A_f$  と板の断面積  $A_t$  が  $A_f \ll A_t$  となるように、すなわち、板を非常に薄く構成することになる。この場合、スキンはほとんど荷重を受け持たないため、スキンに生じる損傷によってリブに応力集中が起きることはあまり考えられない。よって AGS の SHM 適用対象としては、リブの損傷のみであると本研究では考える。また、Winglet の場合、構造としては通常の翼と同様に考えてよく、AGS を用いて BOX 構造を形成することになると考えられる。この場合、構造全体には曲げ、引張、圧縮、捩り変形が加わる

ので、各 AGS パネルには面内荷重が加わると考えられる。

以上の仕様を元に、本研究では以下のとおり対象とする SHM システムを設定した。まず上記のとおり AGS はフェールセーフ構造であり、各部材に生じる損傷がそのまま構造全体の破壊へとはつながらない。ただし損傷の発生は、AGS のフェールセーフ性を低下させる (不静定度を低下させる)。すなわち、損傷が発生するにしたがって構造の信頼性が低下していくことになるので、この損傷をモニタリングすることにする。本研究では (場所にも因るが)、損傷の発生個数を 5 個まで許容することとし、構造上問題となる損傷 (この定義については第 2 章で詳しく述べる) が最悪でも 5 個の損傷が発生した場合には、それがどのような位置に発生した場合であっても必ず検知できるシステムを構築することを目指す。また本研究での SHM システムは、従来の整備作業の一環であると位置づけることとし、航空機の駐機中における診断システムを考える。そのため、静ひずみ計測による SHM に用いる検査荷重としては、駐機中に自重によって発生すると考えられる面内荷重のほか、検査部周辺を押し込むことによって検査することも考慮し、一点集中曲げ荷重も加えた、二種類の荷重パターン下での SHM を検討する。一方、動ひずみ計測による SHM では、基本的に弾性波は AGS 中の格子部を伝播すると仮定する。そして、格子部が CFRP 一方向材梁の組み合わせで構成されていることを考慮し、梁構造を伝播する波として最も単純 (最も低モード) な、疎密波・曲げ波、を用いることとした。これらの波は、他の波に較べてより低周波数の波となるため、減衰が小さく大型構造の検知には非常に適している。また、特に疎密波については、振動方向が繊維方向と平行であるため、さらに減衰が小さいという利点もある。これらの検知も、駐機中に診断を行う点は共通である。

以上の仕様を踏まえて、本研究では 1.3.4 に示した 6 つの項目全てを考慮して SHM を構築した。

### 1.6 論文構成

本博士論文の構成は以下のとおりとした。なお、Fig.1.12 に本論文の構成を図示する。

本論文は 6 つの章から構成されており、図表は各節ごとにまとめて、節の終わりに提示してある。第 2 章では、低速衝撃荷重により AGS 中のどこに、どのような損傷が、どのくらい発生するのか、その発生条件は何か、などを明らかにするため、作成した AGS に低速衝撃荷重や押し込み荷重を加えながら、発生する損傷について詳細に議論する。そして、AGS の SHM としてどのような損傷を対象とすべきであるかを、明らかにすることを試みる。

第 3 章では、第 2 章で明らかになった損傷を検知する計測システムとして、多重化した FBG センサを埋め込んだ AGS を提案する。そして、提案された FBG センサ埋め込み AGS において、埋め込まれた FBG センサのひずみ計測性能を確認した。本研究では、静的なひずみと動的なひずみの 2 種類の計測による SHM を提案する。一つ目は AGS に特定の試験荷重を与え、その負荷下での構造全体の静ひずみ分布の変化から損傷を同定する方法、もう一つは AGS のリブに沿って動的な弾性波を伝播させ、受信される信号の変化から損傷を同定する方法、である。そのため、この両タイプのひずみが計測できることを確認した。

第 4, 5 章では、第 2 章で明らかになった損傷のうち、第 3 章で提案し計測能が確認された計測系及び手法を用いた場合に、どの損傷を検知することができるのかを、実験・解析両方を用いて検討する。この検討により、各損傷について、それぞれどの方法を用いれば検知できるのか、またできないのかを、物理的な考察とともに明らかにする。

そして第 6 章にて本論分の総括を行うとともに、今後の展望を述べたい。

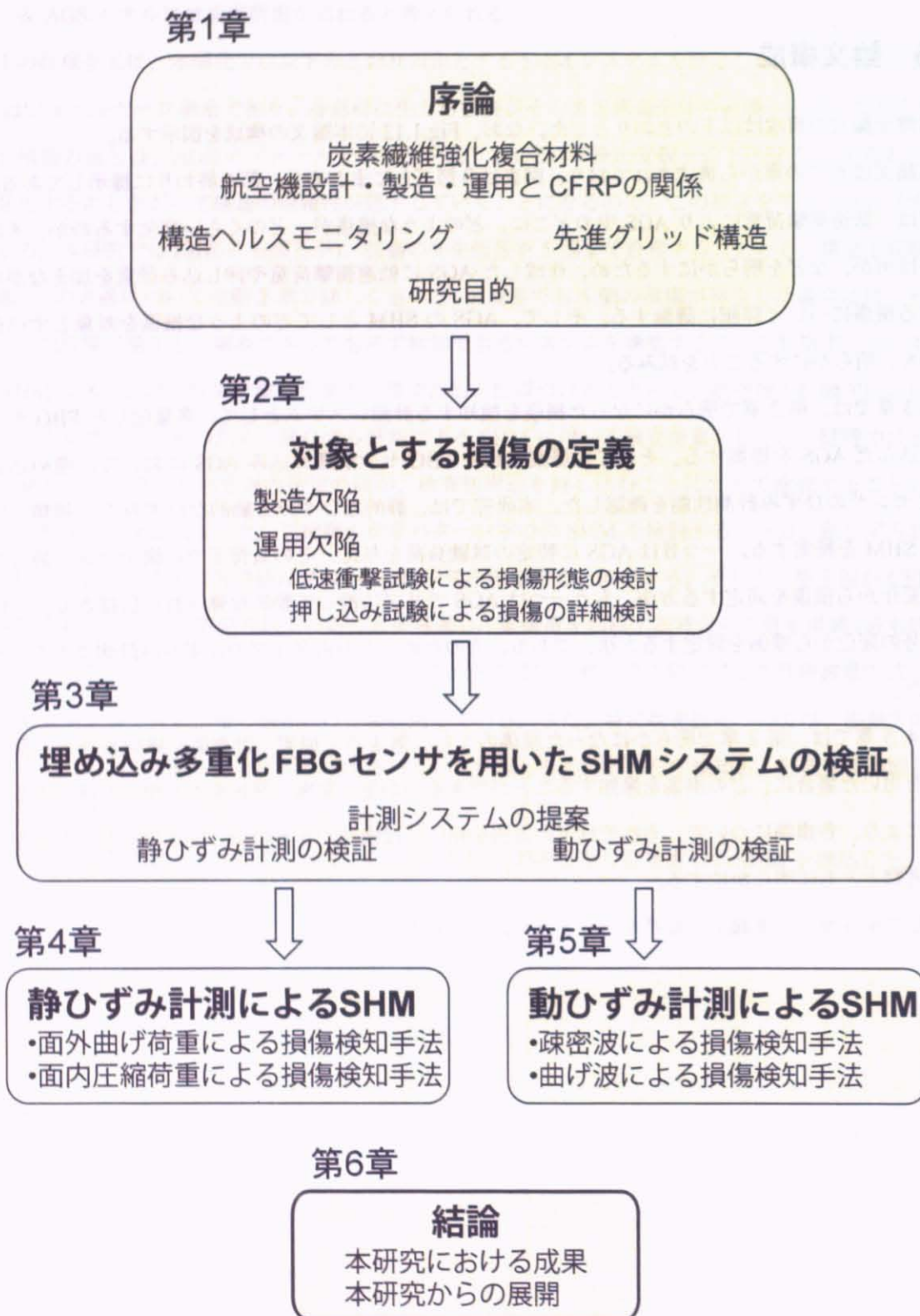


Fig. 1.12 Form of this dissertation.

---

## 第 2 章

# 対象とする損傷の定義

### 2.1 目的

本章では、本研究において検知すべき CFRP グリッド構造 (AGS) に生じる損傷を定義する。

1.3 節で述べたとおり、構造ヘルスマニタリング (SHM) が航空機産業において果たす役割は、大きく以下の 3 つに分類することができる。

1. センサの改良、埋め込みにより、これまでの技術では発見できなかったサイズ・形態の損傷が発見できるようになる。そのため設計時において許容しなければならない初期欠陥の定義が小さくなるので、現在安全側で行われている設計をより厳しい条件で行うことができるようになる。
2. センサが製造初期段階から埋め込まれていることにより、任意の製造工程において検査を行い、製造欠陥を未然に発見することができる。また、検査時のハンドリングも容易になる。
3. 計測システムやセンサの改良により、これまでの複雑な整備時検査システムが簡単に行えるようになる。そのため、整備にかかる時間や費用の削減につながり、結果、整備にかかる負担費用を削減することができる。

本研究では、SHM の役割を上記の 3 つに分類することとし、そのうち、あとの二つ、すなわち、製造欠陥、運用時の欠陥、の二つを検知対象と考えることにする。

## 2.2 製造欠陥

1.4.3 で述べたような AGS の製造方法を踏まえたうえで製造欠陥を考えると、生じる製造欠陥としては、格子部を製造する際に生じる製造欠陥、スキンを製造する際に生じる製造欠陥、格子部とスキンを組み合わせる場合に生じる製造欠陥、の3つが考えられる。このうち、スキンを製造する際に生じる製造欠陥については、本研究において用いるスキンを特に限定していないこと、グリッド構造の製造欠陥とは異なることから除外して考える。

製造欠陥自体は基本的に経験的な議論しかできないものではあるが、まずは製造欠陥を「製造時に予期していない状態となり、それが構造安全上の力学特性に影響を及ぼすもの」と定義する。この観点を踏まえたうえで、これまでの経験上、格子部の製造時に生じる製造欠陥として考えられるのは、Fig.2.1 に示す積層プリプレグが交差する位置において、プリプレグの枚数が2倍になってしまうことにより交差部とリブの境界において空隙ができやすくなってしまいう問題がある。しかしながら、これも経験上、現在の製造技術の向上により Fig.2.2 に示すような状態のまでは交差部の製造状態が改善されてきているため、この製造欠陥はもはや考慮(検知対象と)する必要がなくなっている。よって、本研究ではこの問題は除外して考える。

次に、格子部とスキンを組み合わせる場合に生じる製造欠陥としては、Fig.2.3 に示すような格子部とスキンの接着不良の問題が考えられる。AGS におけるスキンの役割は外板としての空力特性であり、そのためには高い表面精度が要求される。そのため、スキンと格子部を一体成形することが難しいので、どうしても個別に製造し、両者を接着させる必要が出てくる。このとき、格子部の表面をスキンと同程度の状態にすることが現段階では困難であり、どうしても Fig.2.3 に示したような接着のばらつきが生じてしまう。また、本研究では平板上の形態を考えているが、実際には三次元的な曲面形状となるなど、より接着のばらつきが生じる可能性が高くなってしまいう。よって、本研究ではこの格子部とスキンの接着不良を製造欠陥と考えることにした。

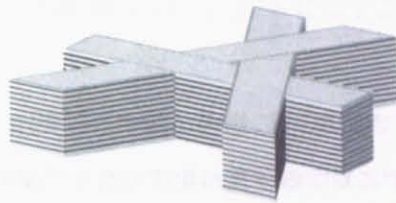


Fig.2.1 Schematic of a cross section in AGS.

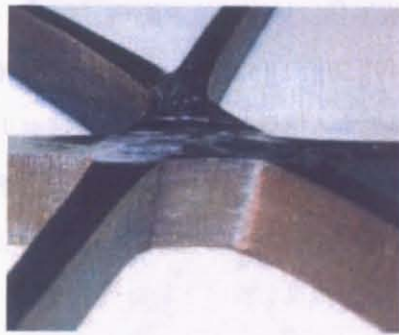


Fig.2.2 Picture of fabricated cross section. No void can be observed.

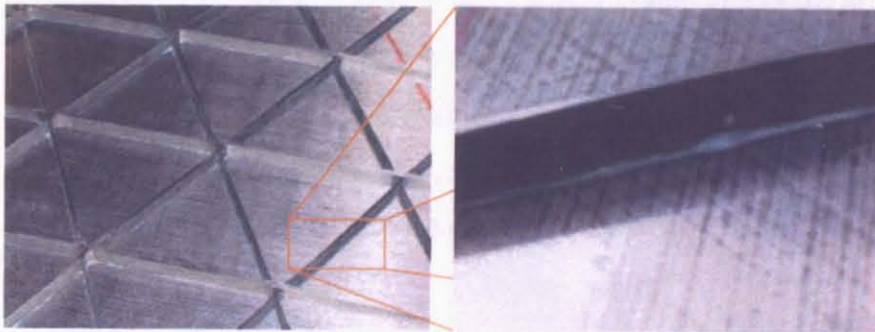


Fig.2.3 Heterogeneity of adhesion between lattice and skin.



## 2.3 運用欠陥

### 2.3.1 対象とする運用欠陥

第1章で述べたように、これまでの AGS の損傷に関する研究は、構造破壊や材料破壊を対象とした、極限荷重を超えることによる”破壊”に対する研究が主流であり、運用荷重下においていかに”破壊”が起こらないように設計するか、という点に注目が集まっていた。これは、これまでの AGS の研究が、主に宇宙機のような使い捨て構造のみを対象としてきたことに起因する [20][21]。

対して筆者らは、航空機、すなわち再使用型の有人輸送システムへの適用を検討している。この場合に問題となるのは、上記のような”破壊”だけではなく、ツールドロップ・鳥の衝突・小石の跳ね上げなどの、低速衝撃荷重により生じる”損傷”である。

CFRP 一方向材料や CFRP 積層板単体に対する低速衝撃荷重下での損傷が検討されてきた例はこれまでも数多く挙げられる [47][48][49][50][51][52]。しかしながら本章の後半で述べるように、AGS の場合、リブとスキンの構成によって発生する損傷が異なる。例えば、リブが太くスキンが薄い場合と、リブが細くスキンが厚い場合などで、損傷形態が変わる。また、衝突位置にも大きく影響を受け、リブに損傷が発生する場合もあれば、スキンに損傷が発生する場合もある。すなわち、AGS の損傷を調べる際には、様々な構成及び位置の組み合わせの下で損傷を調べる必要があるが、これまでにそのような方法で損傷が調べられた例はない。

このような構造レベルでの組み合わせを考慮した具体的な損傷に関する研究は、既存のセミモノコック構造等に代表される複雑かつ大型な構造については、供試体作成にかかる費用・時間の制約、試験の大型化、などの制約から学問的に体系付けることが困難とされてきた。しかしながら AGS は、CFRP の一方向材料を主たる構造材料として用いていることにより、サイズ効果がなく、大型構造になっても形状パラメータの比が変わらないので縮小したサイズのもので実験を行い実構造の検討ができると考えられる。また、1章にも書いたように、AGS を比較的容易に製造することができるようになったため、中型のサイズの供試体に対して頻繁に試験が行えるようになった。以上の背景のもと、本研究において初めて AGS に生じる構造レベルでの損傷の評価が可能となっている。

### 2.3.2 試験概要

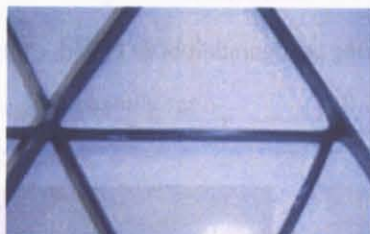
供試体として、1.4.3 節の方法で製造された AGS(Fig.1.5) を、低速衝撃試験機に合わせて切り出したもの (Fig.2.4) を準備した。Table 2.1 に、成形後の材料物性値を示す。また、スキン付の AGS 構造に生じる

## 2.3 運用欠陥

損傷を検討する際には、CFRP シートプリプレグ (T800H/3631, Toray Inc.) を用いて製造した積層板 (積層構成 [0/-60/+60]s) をスキンとして、エポキシ系接着剤 (DP-420, 3M) を用いて接着した (Fig.2.5)。これらの材料物性も、Table 2.2 に示す。接着の際には、Fig.2.6 に示すようにスキンの積層角度とリブの角度を合わせた。

試験には低速衝撃試験機 (Dynatup 930-I, Instron Corp., Fig.F.1) を使い、Fig.2.7 に示した状態に供試体を固定し、試験を行った。また、本試験においては、衝突物のサイズによる損傷の違いも考慮するため、衝突タップ先端の形状についても、Fig.2.8 に示す二種類のものを用いた。

リブへの低速衝撃試験用供試体



交点への低速衝撃試験用供試体

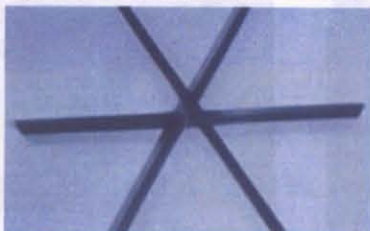
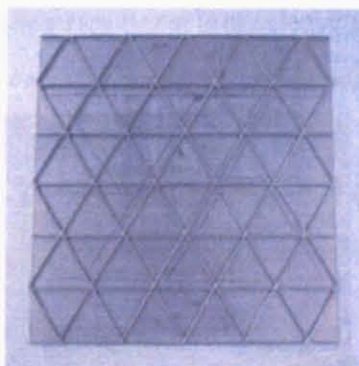


Fig.2.4 Test specimens of Advanced Grid Structure (AGS) without skin.

スキン接着後の AGS



低速衝撃試験用供試体

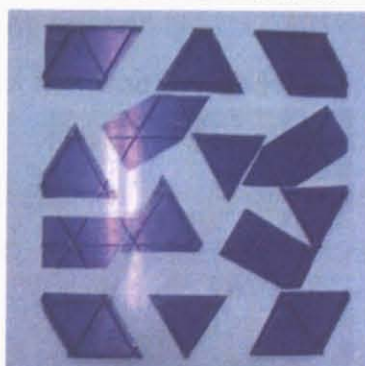


Fig.2.5 Test specimens of Advanced Grid Structure (AGS) with skin made of CFRP laminate.

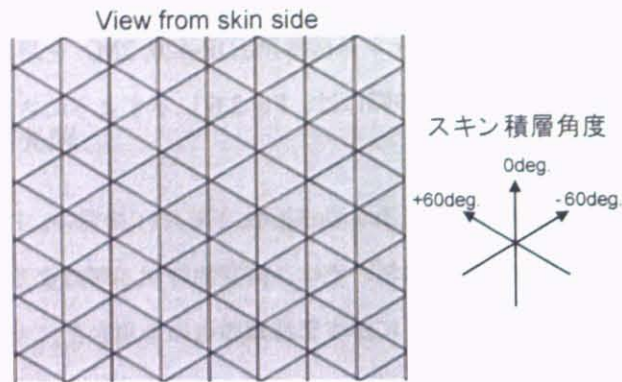


Fig.2.6 Stacking configuration of AGS with CFRP laminated skin.

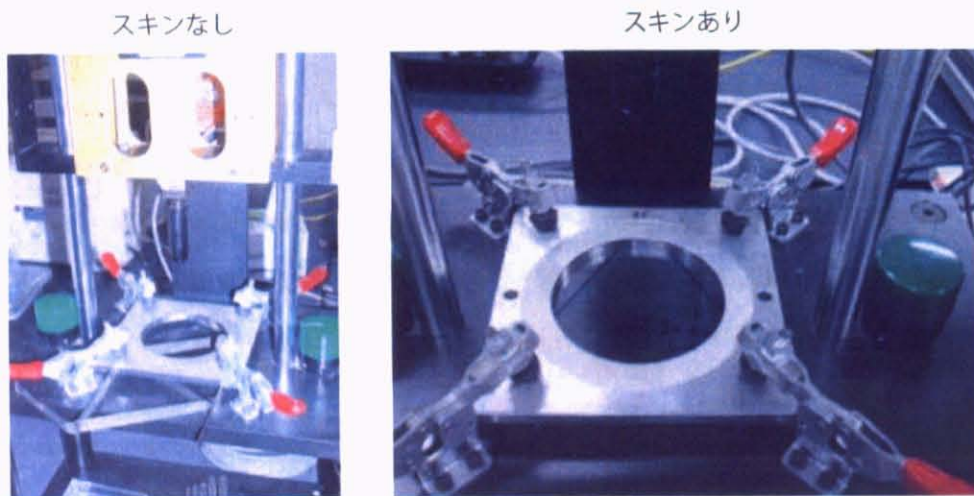


Fig.2.7 Test fixture for the low velocity impact test.



Fig.2.8 Shapes and sizes of the tips of tups used for low velocity impact test.

## 2.3 運用欠陥

Table 2.1 Material properties of T800/E011604-1(Bryte Technology Inc.).

$E_1$	0deg. tensile modulus	149	GPa
$G_{12} = G_{13}$	Shear modulus	3.25	GPa
$\nu_{12} = \nu_{13}$	Poisson's ratio	0.281	

Table 2.2 Material properties of T800H/EP:3631(Toray Inc.).

$E_1$	0deg. tensile modulus	148	GPa
$G_{12} = G_{13}$	Shear modulus	4.75	GPa
$\nu_{12} = \nu_{13}$	Poisson's ratio	0.34	

### 2.3.3 試験結果

Fig.2.9, 2.10 にそれぞれ、スキンなし、スキン付の AGS に対して行った、様々な条件下での低速衝撃試験後に観察された損傷の写真を示す。Fig.2.9 中の (a)~(d)、Fig.2.10 中の (a)~(c) はそれぞれ、異なる条件下で行われた試験結果である。各条件については簡条書きにした。

Fig.2.9 については、

(a), インパクトにリブ幅に比べて先端径の大きいもの (先端径=16mm) を用い、衝撃エネルギー 1.96J(= 1kg(インパクト質量)×0.2mm(インパクト高さ)×9.8(重力加速度) $m/s^2$ ) を、リブ中央に与えた。図は、左からデジタルカメラ、光学顕微鏡 (Fig.F.4)、走査型電子顕微鏡 (Scanning Acoustic Microscope : SAM, Fig.F.2)、によって観察されたリブの損傷を示している。

(b), (a) の試験条件のうち、与える衝撃エネルギーを大きくした (3J) 試験を行った。図はデジタルカメラにより撮影したものである。

(c), (a) の試験条件のうち、インパクト径をリブ幅に比べて小さいもの (先端径=5mm) に変更して試験を行った。左図はデジタルカメラにより撮影したものの、右図は試験後の供試体の内部を軟 X 線を用いて横から観察したものである。

(d), AGS 交点部にも (a) と同条件で、与える衝撃エネルギーを大きくした (7J) 試験を行った。このエネルギーは、製造時に 700g のスパナを 1m の高さから落とした場合とほぼ等しい荷重である。図はデジタルカメラにより撮影したものである。

(a)を見ると、リブ長手方向に垂直に亀裂が生じているのがわかる。これは衝突時の曲げ変形により、圧縮応力が最大となる上面から繊維の局所座屈による繊維破断が生じ、それによってリブの亀裂が生じたと考えられる。さらに(b)の結果より、より大きなエネルギーを与えると、(a)において生じたリブの亀裂先端から、リブの長手方向に沿ったマトリックスクラック(剥離損傷)が、さらに、リブの下側、すなわち、引張荷重が加わっている側の繊維が破断することがわかる。一方(c)の結果より、インパクトの先端径がリブ幅に較べて小さい場合には、(a)、(b)とは異なり、繊維破断より先に衝撃物接触面にマトリックスクラック(スプリッティング)が生じることがわかる。この場合、(c)の右図の軟X線(Fig.F.5)による内部非破壊観察の結果、この損傷がリブ内部まで進展しており、内部では比較的大きなマトリックスクラックが生じていることもわかる。最後に、(d)の結果より、交点にはかなりのエネルギーを与えても損傷はほとんど生じず、リブと交点部の付け根のところで繊維破断が生じることがわかる。これを、リブで生じた損傷と分類するならば、交点部には損傷が生じないと結論付けられる。

一方、Fig.2.10については、

(a)、インパクトに先端径=16mmのものを用い、衝撃エネルギー $1.96\text{J}(=1\text{kg}(\text{インパクト質量})\times 0.2\text{mm}(\text{インパクト高さ})\times 9.8(\text{重力加速度})\text{m/s}^2)$ を、スキンの格子中央部に与えた。左図はデジタルカメラにより撮影された試験片表面を、右図は積層板の内部を走査型超音波顕微鏡(Fig.F.3)を用いて観察した物をあらわす。右図ではスキンの裏側から反射してくる超音波に焦点を合わせているので、図中の黒い領域は、入力された超音波が裏側から反射していない、すなわち、別の面がスキン内部に存在していることを意味している。

(b)、(a)の試験条件のうち、衝撃位置を裏側にリブが存在する位置とした。左図はデジタルカメラにより撮影された試験片表面を、右図は(a)と同様に、右図は積層板の内部を走査型超音波顕微鏡(Fig.F.3)を用いて観察した物をあらわす。

(c)、(a)の試験条件のうち、与える衝撃エネルギーを大きくした。左図は供試体表側を、右図は供試体裏側を、それぞれデジタルカメラにより撮影したものを表す。

(a)を見ると、スキン中央、衝撃位置下にピーナツ形状の黒い領域が存在している。超音波顕微鏡の特性から、この部分に積層板の内部層間剥離であることが推察できる。今回載せていない他のどの組み合わせで試験を行った場合においても、必ず、このスキン内部の層間剥離が観察された。さらに、この損傷をより詳細に観察するため、別途高性能の操作型超音波顕微鏡を用いて、各層間を観察してみた。結果をFig.2.11に示す。この図において、黄色い部分是对応する層間に反射面があることを表す。この結果を見ると、各層間に生じた剥離は、その下側の層の繊維配向方向にピーナツ形状に伸びた形をしており、この損傷が一般的にCFRPの積層板を考える場合に考慮する層間剥離と同じ損傷であることがわかる。

## 2.3 運用欠陥

次に (b) を見ると、衝撃負荷前でリブとスキンが接着されている状態ではスキンの裏側から超音波が反射されず、リブのある位置が黒く映っていたものが、衝撃負荷後に見えなくなっている。これはすなわち、衝撃荷重によってリブとスキンが剥離したことを表していると考えられる。

一方 (c) では、図のようにスキン裏側表面に可視損傷が現れた。この損傷はスキン裏面の最外層において、繊維垂直方向に引張荷重が加わったことにより発生したスプリッティングであると考えられ、この損傷も、一般的に CFRP 積層板で観察される損傷と同種のものであることがわかる。

### 2.3.4 考察

まず、スキンのない AGS に低速衝撃荷重により生じる損傷は、リブの局所圧縮座屈に起因する繊維破断によって生じるリブ亀裂、マトリックスクラック (リブの側面を進展するもの)、引張荷重による繊維破断、といった一般的に CFRP 一方向材料に対する三点曲げにより発生する損傷のほかに、衝突物の先端径が比較的小さい場合においてリブ上面に発生するスプリッティングが観察された。このことから、

$$\frac{\text{衝突物の先端径}}{\text{リブ幅}} \quad (2.1)$$

というパラメータを導入することにより、この値が 1 に比べて十分大きい場合は、三点曲げ、すなわち、リブ幅方向の寸法を無視でき、CFRP 一方向材を三点曲げた場合と同様の損傷が生じるが、1 付近からそれ以下の値になると、リブ幅方向の寸法を無視できなくなり、三次元物体への衝突と考えなければならなくなると整理できる。一般的に AGS のリブ幅は、1.4.2 節でも述べたとおり、面内荷重を負担できるようかなり太くなり、この値が小さくなる傾向にあるため、この結果は、リブの損傷を考える際には一般的な CFRP の三点曲げによる損傷だけを考えるのではなく、上記スプリッティングも考慮しなければならないことを意味している。ここで、一般的なリブの三点曲げによる損傷が出ると述べたが、その場合にはどのような順番で損傷が発生していくのかもすでに明らかとなっており、リブ亀裂→その先端からのリブ側面を進展するマトリックスクラック→引張荷重による繊維破断、の順で損傷が進展していく [48][49]。とするならば、構造ヘルスマニタリング (SHM) により検知すべき損傷はその初期の損傷である、リブ亀裂、に限定して考えてよいこととなる。以上を考慮すると、結局、スキンのない AGS に対して低速衝撃荷重により生じる損傷のうち、SHM により検知すべき損傷は、

- リブの局所圧縮座屈に起因する繊維破断によって生じるリブ亀裂
- リブ上面に発生するスプリッティング

であると結論付けられる。以降の章の SHM の検討では、この二つの損傷に限定して話を進める。

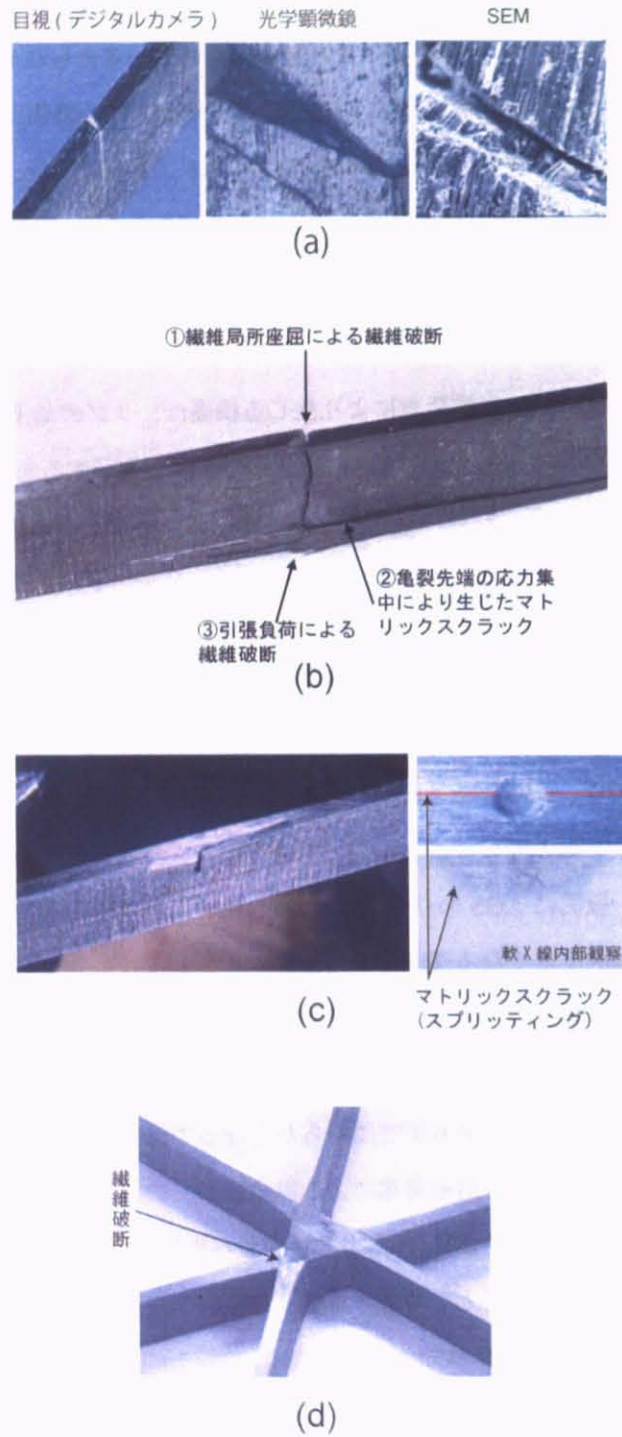


Fig.2.9 Various types of damage observed in AGS without skin.

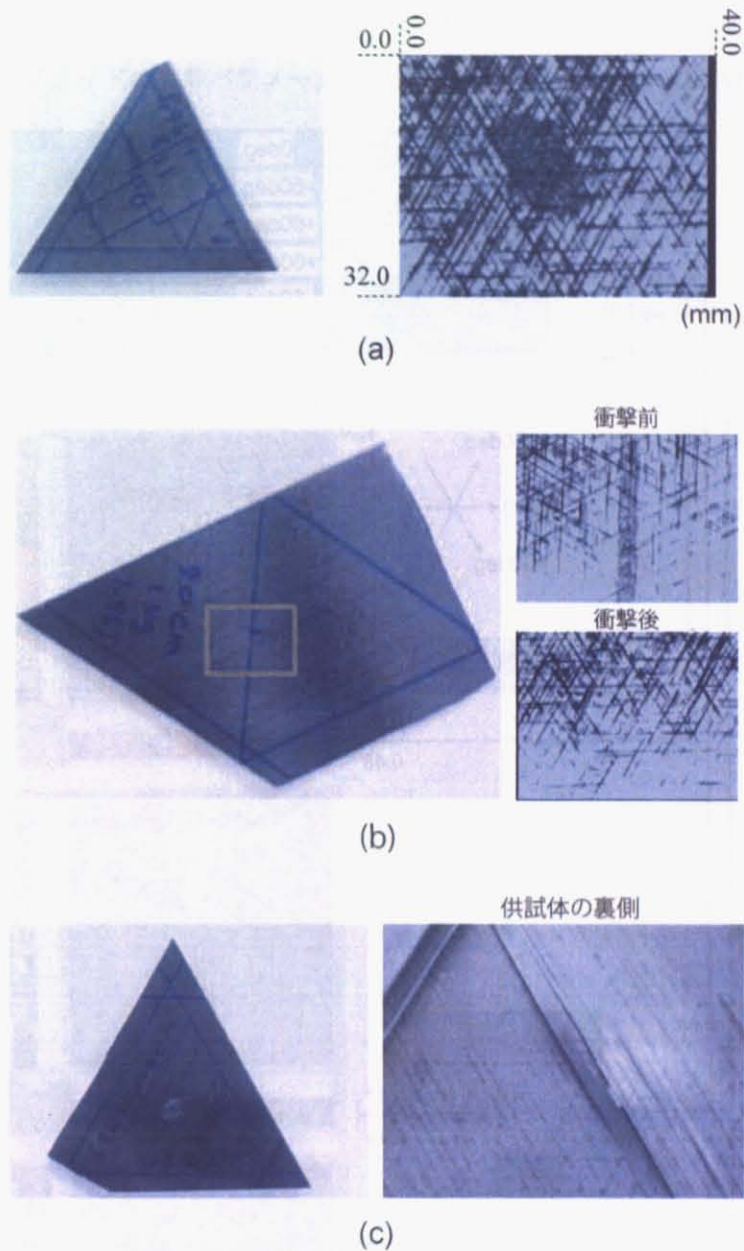


Fig.2.10 Various types of damage observed in AGS with skin.

次に、スキンのついた AGS に低速衝撃荷重により生じる損傷は、スキン内部の層間剥離、リブとスキンの間の剥離、スキン表面の亀裂、に分類することができる。そのうち、リブとスキンの間の剥離損傷以外は、一般的に CFRP 積層板に衝撃荷重が加わった場合に発生する損傷として報告されているものである [52][50]。これら 3 種類の損傷は、衝突位置、衝突エネルギー、などによってその発生の順番や進展状況が異なっていた。よって、どの位置に衝撃荷重が加わった場合に、どの順で損傷が発生するのかをより詳細



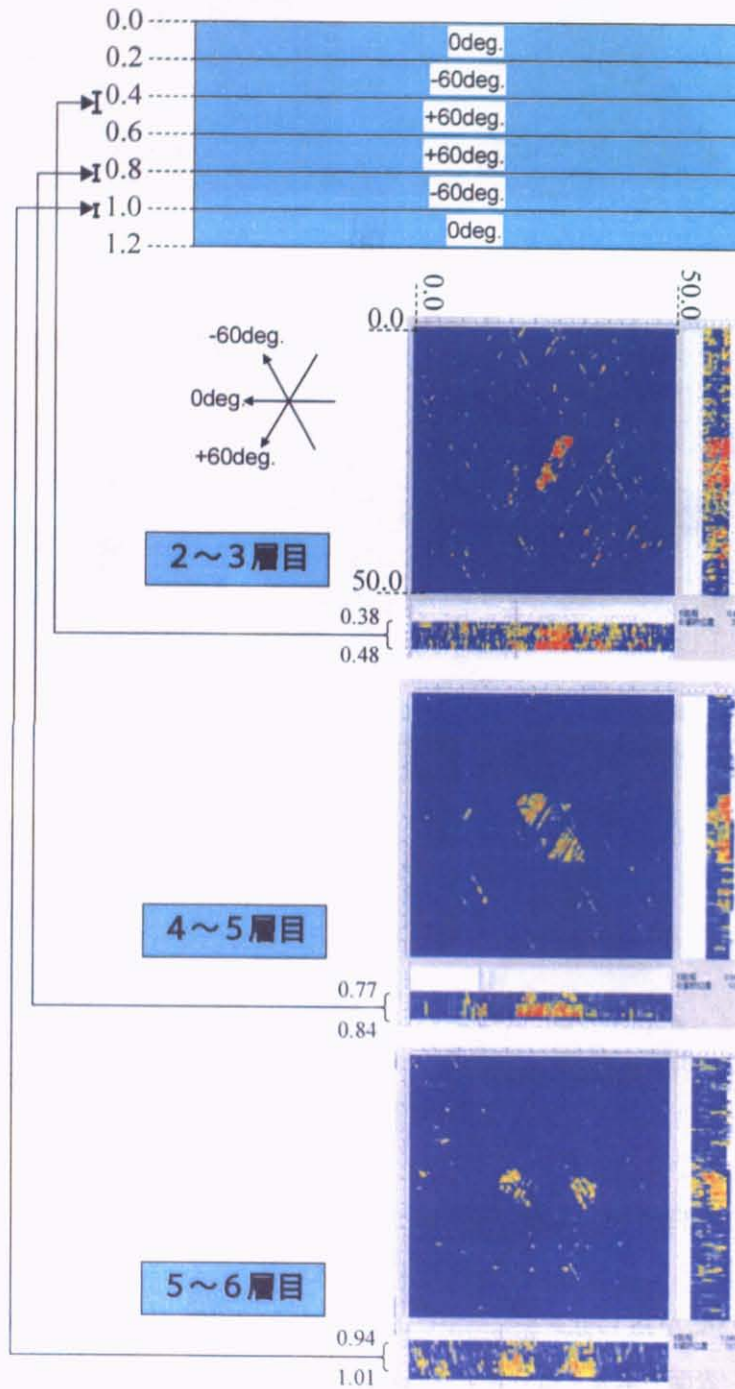


Fig.2.11 Observation of interlamellar delaminations in skin with SAM.

## 2.3 運用欠陥

---

に検討する必要がある。以上の点から、スキンのついた AGS については、次節においてより詳細に損傷の発生・進展の順番とグリッドの設計パラメータとの関係を明らかにした後、SHM として検知すべき損傷はどれなのかを議論する。

## 2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

前節の結果から、スキンのついた AGS については、損傷の発生・進展が、様々なパラメータに依存していることがわかった。そこで本節では、この関係を解明するため、供試体に低速衝撃荷重を与える代わりに、準静的押し込み荷重を加えることとし、逐次発生する損傷を順番に観察することによって損傷との関係を明らかにすることを試みた。一般的に準静的押し込み荷重下での損傷と低速衝撃荷重下で生じる損傷の形態は等しいと言われている [51]。これはすなわち、準静的変形と衝撃変形の違いとして一般的に考慮される材料の粘弾性効果や弾性波の影響が、低速衝撃荷重レベルの変形速度領域では、“損傷”という観点からは無視できると仮定していることに相当する。本研究ではこの仮定を認めることとし、以降で述べるパラメータと損傷の発生・進展の関係を詳細に調べることを目的として、準静的押し込み試験による損傷の発生・進展の観察を行った。

### 2.4.1 試験概要

供試体には、前節同様、グリッド格子部には 1.4.3 節に記述したものを、スキンには CFRP シートブリプレグ (T800H/3631, Toray Inc.) を用いて製造した積層板 (積層構成 [0/-60/+60]s) を、エポキシ系接着剤 (DP-420, 3M) を用いて接着した (Fig.2.5)。接着の際には、Fig.2.6 に示すようにスキンの積層角度とリブの角度を合わせた。各材料の材料物性値は、Table 2.1, Table 2.2 のとおりである。

試験には万能型引張り試験機オートグラフ (AG-I, 島津製作所, Fig.F.6) を用いた。この試験機に供試体を設置し、Fig.2.12 に示す二種類の異なる先端径を持つ押し込み治具を用いて、供試体に押し込み荷重を与えた。試験速度は 1.0(mm/min) とし、試験中は荷重-押し込み変位曲線を逐次観察する。そして、この曲線が折れ曲がり (ヒステリシス) を示したところで一旦除荷して供試体を試験機より外し、前節でも用いた、光学顕微鏡 (Fig.F.4)、走査型超音波顕微鏡 (Fig.F.3) 等を用いて詳細に観察する。以上を繰り返して、どの程度のエネルギーを吸収した際に、どの損傷がどの順番に生じるのかを、Fig.2.13 に示すパラメータを変えた複数の供試体に対して調べた。

本論文では、2.3 節での低速衝撃により生じる損傷の議論を踏まえ、損傷形態の分類のために検討しなければならないと考えられるパラメータとして、Fig.2.13 に示すように、衝撃位置  $X$ ・衝突物サイズ  $R$ ・グリッド格子部リブ幅  $t_r$  の 3 つをパラメータと考え、その組み合わせにより発生する損傷がどのように変わるのかを実験により検討した。スキンの厚さ  $t_s$  に関しては、当初、検討パラメータではないかと考えたが、実際にスキンの厚さのみを 2 倍に変えて (積層構成を 2s として) 試験を行ってみたところ、発生す

## 2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

る損傷にほとんど差がなかった。これは、スキンの厚さの変化が損傷形態に与える影響が無視できるほど小さい、すなわち、押し込みによる内部応力状態が変わらないためだと考えられる。よって、本論文のまとめとしては、スキンの厚さ  $t_s$  はパラメータから除外した。

具体的には、Table 2.3 に示す 8 種類の試験を行った。そして結果を適宜比較することにより、前述の 3 つのパラメータによる損傷の発生・進展の仕方の違いを明らかにする。

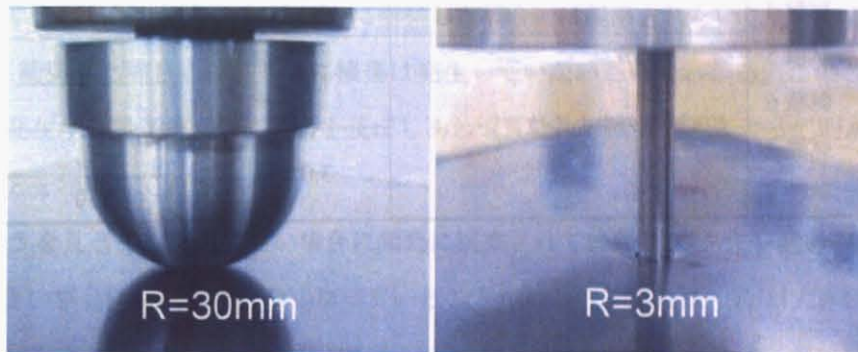


Fig.2.12 Two types of indentors whose diameters of the tips are 30mm and 5mm, respectively.

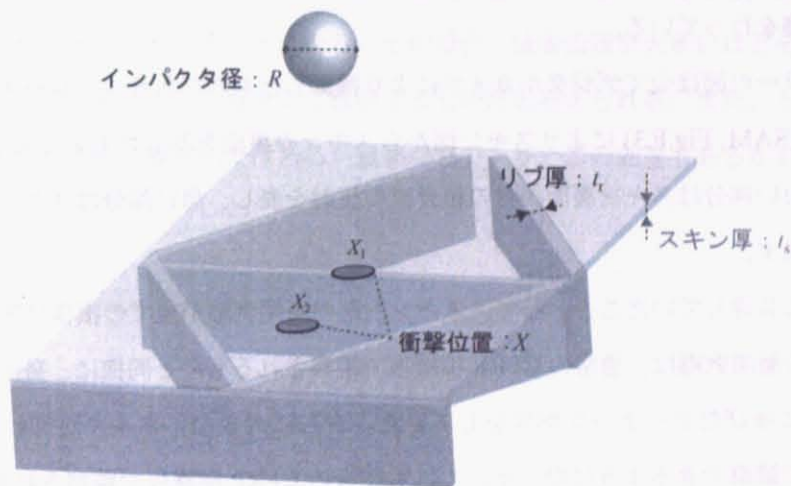


Fig.2.13 Parameters considered for the damage classification.

Table 2.3 Test configurations for AGS with skin.

	衝撃位置 $X$	リップ幅 $T_r$ (mm)	衝突物径 $R$ (mm)
試験 1	$X_1$ (スキンの裏にリップがある位置)	1.8	3
試験 2			30
試験 3		3.0	3
試験 4			30
試験 5	$X_2$ (格子の中央の位置)	1.8	3
試験 6			30
試験 7		3.0	3
試験 8			30

## 2.4.2 試験結果

試験 1～8 の結果を Fig.2.14～2.21 に示す。図中のグラフは、押し込み試験中の荷重-変位曲線を表しており、凡例は押し込み試験の回数を表している。本試験では、この荷重-変位曲線が折れ曲がった段階で一旦除荷し、観察を行っている。

図のうち、カラーの図は全てデジタルカメラにより撮影したものであり、グレースケールの写真は走査型超音波顕微鏡 (SAM, Fig.F.3) によりスキン側からスキンの裏面を写したものである。2.3.3 でも述べたとおり、図中の白い部分はスキン裏面からの超音波の反射を表し、黒い部分はスキン裏面からの超音波反射がないことを表す。

まず試験全般に共通していたこととして、スキン内部の層間剥離が全ての損傷に先駆けて発生することがわかった。この層間剥離は、通常の CFRP 積層板で観察されるものと同様に、発生する層間の下側の層の繊維配向方向に伸びたピーナツ形状をしていた。さらに大きなエネルギーが加わると、スキン裏面のクラックが目視で観察できるようになった。これも従来の CFRP 積層板で観察される損傷と同様である。逆に、その他の損傷傾向については、パラメータの組み合わせごとにかかなりの違いがあった。

次に、スキンがついたことによってリップに発生する損傷パターンが変化することがわかったので、それについて述べる。まず、スキンを接着したことにより Fig.2.9 で観察されたような繊維破断によるクラックが発生しなくなっていることがわかる。これは、スキンと接着されたことにより、リップに局所的に応力がかからなくなったことと、接着により局所座屈が起きにくくなったためだと考えられる。その代わりに、リップ側面で観察されるマトリックスクラック (以下、剥離損傷とする) が支配的に観察され、一本のリップに複数の剥離損傷が観察される場合もあることがわかった。これは、せん断応力が最大となる中立軸上

## 2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

---

に現れているため、せん断応力により生じている損傷だと考えられる。またリブ上面のスプリッティングについては、スキンと接着されているため観察できないので、判断できなかったことを付記しておく。

その他、全ての結果を Table 2.4~2.6 に、各パラメータごとにまとめた。表中に示した損傷は、左より順に生じたことを意味している。

Table 2.4 を見ると、Fig.2.17 等に示すように、リブの上 ( $X_1$ ) に物体が衝突した場合にはリブ側面の剥離損傷が必ず観察されるが、スキン上部 ( $X_2$ ) に衝突した場合には観察されないことがわかる。さらに、スキン上部 ( $X_2$ ) に衝突した場合には、リブに損傷は発生していないこともわかる。このことは、リブ、スキンそれぞれに発生する損傷が互いに影響を及ぼしあわず、物体の衝突位置によって別々に損傷を検討してかまわないことを示唆している。

また、Table 2.5 を見ると、 $T_r$  が小さい場合に頻繁に観察されていたリブ-スキン間の剥離 (以下、R-S 剥離) が、 $T_r$  が大きい場合には観察されなくなっていることがわかる。これは、 $T_r$  が大きいということがスキンとの接着面積が大きいということを意味するので、リブが太くなることによって、接着部への応力集中が緩和されているためだと考えられる。Fig.2.21 等の荷重-変位線図を見るとわかるように、特に  $X_2$  の位置に対する押し込みの場合、損傷が発生するのはスキンが大変形を起こしている場合であり、この場合のスキンでは、(スキンが薄いこともあり) 面内力が支配的となっているはずである。よって、接着部では純粋せん断に近い負荷が加わっていることになる。その場合、接着面積が大きいほどその応力は緩和されることになるので、この結果は、その点をよく説明するものだと考えられる。また、リブが太いとそれだけ接着が安定するという点も、副次的ではあるが重要な点であり、この効果もあるかもしれない。

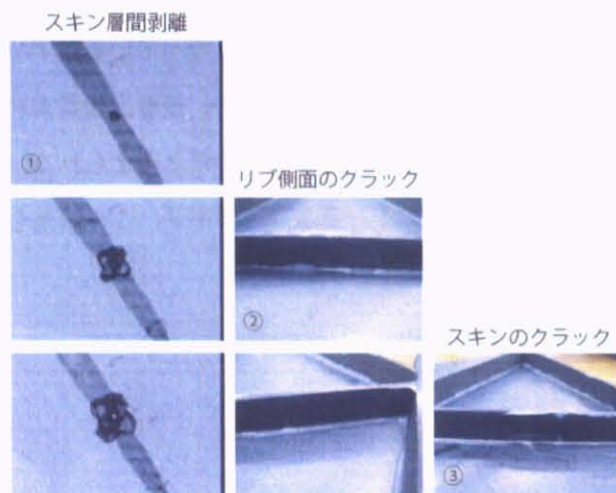
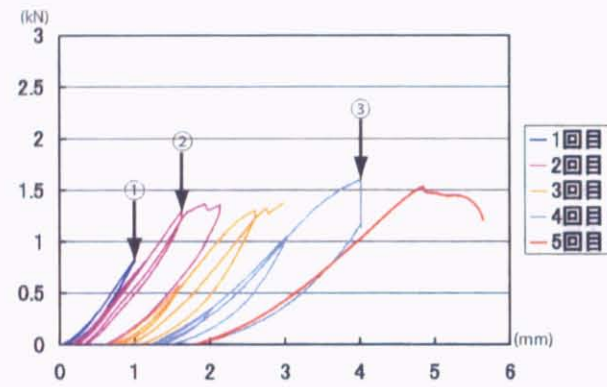


Fig.2.14 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 1.

2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

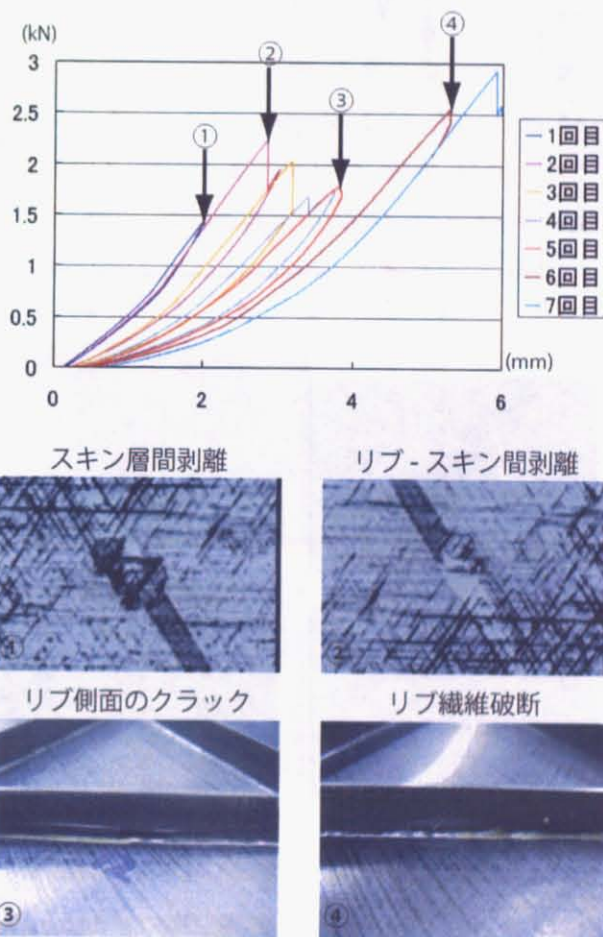


Fig.2.15 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 2.



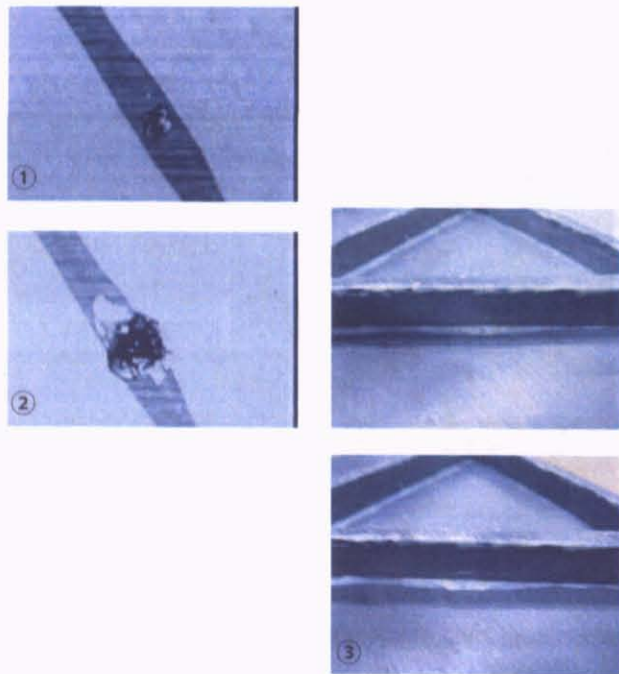
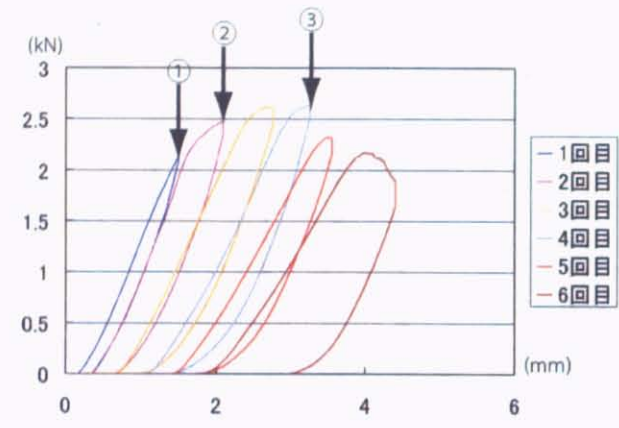


Fig.2.16 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 3.

2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

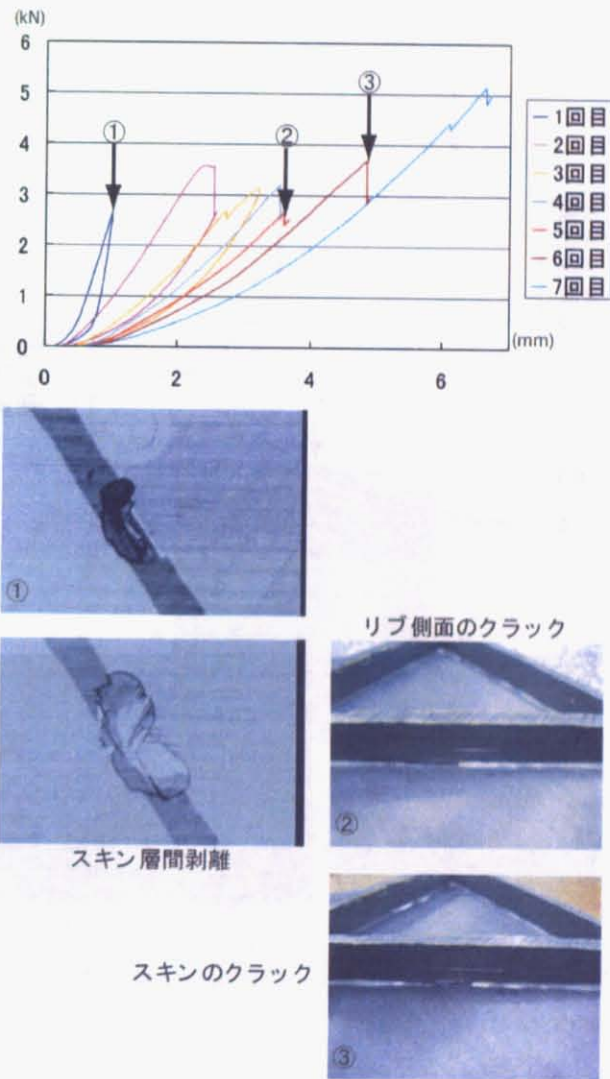


Fig.2.17 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 4.

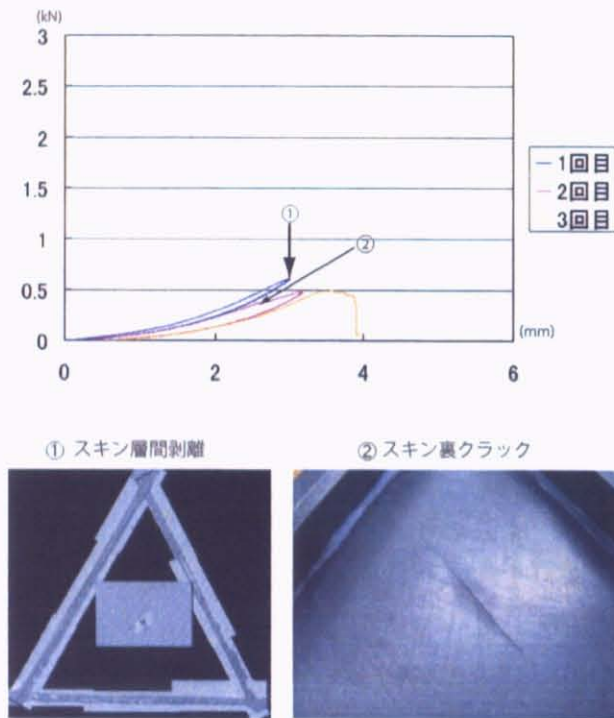


Fig.2.18 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 5.

2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

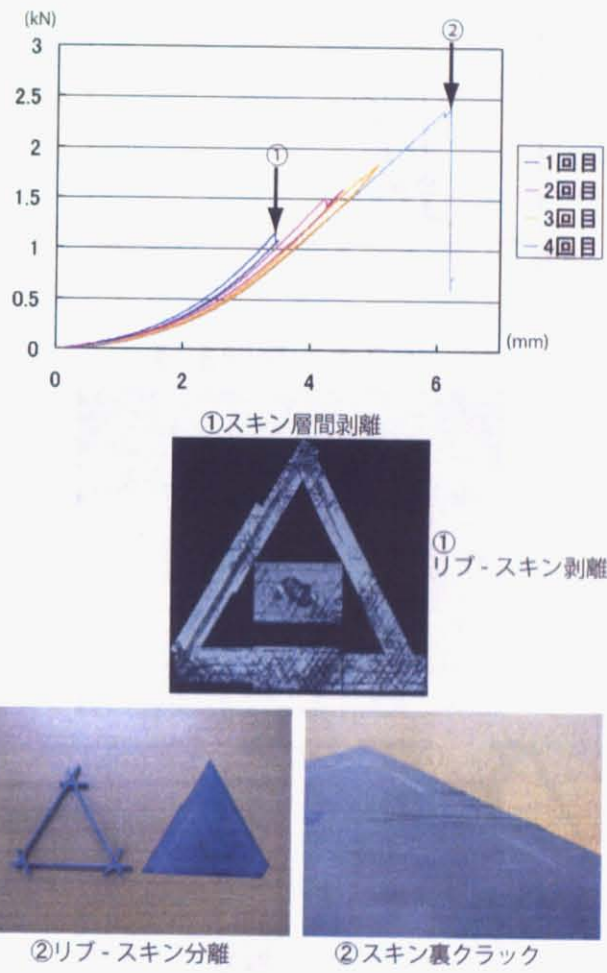
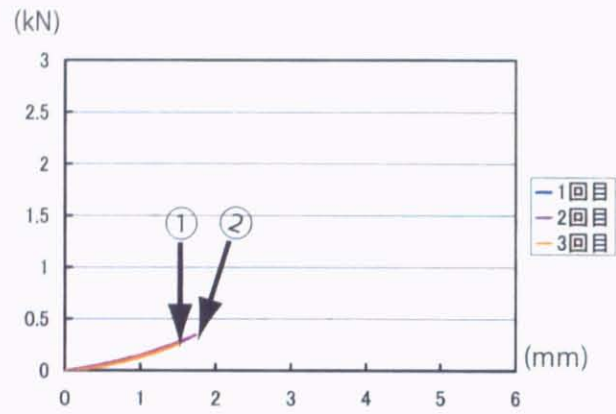


Fig.2.19 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 6.



①スキン層間剥離



②スキンのクラック

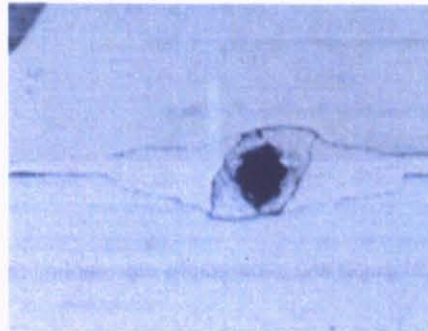


Fig.2.20 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 7.

## 2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

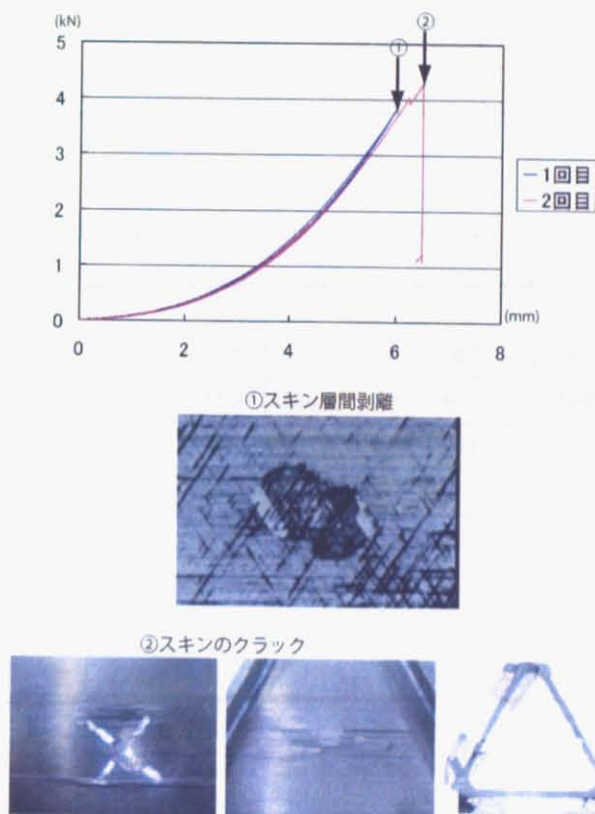


Fig.2.21 Load-Displacement graph and photographs representing the result of Indentation test 8.

Table 2.4 Damage classification based on impacted location(X).

$X$	$T_r$	$R$				
$X_1$	1.8	3	層間剥離	リブ側面の剥離損傷	スキンにクラック	
		30	層間剥離	格子部とスキンの剥離	リブ側面の剥離損傷	繊維破断
	3.0	3	層間剥離	リブ側面の剥離損傷		
		30	層間剥離	リブ側面の剥離損傷	スキンにクラック	
$X_2$	1.8	3	層間剥離	格子部とスキンの剥離	スキン裏にクラック	
		30	層間剥離	格子部とスキンの剥離	スキン裏にクラック	リブとスキンが分離
	3.0	3	層間剥離	スキンにクラック		
		30	層間剥離	スキンにクラック		

Table 2.5 Damage classification based on rib widths ( $T_r$ ).

$T_r$	$X$	$R$				
1.8	$X_1$	3	層間剥離	リブ側面の剥離損傷	スキンにクラック	
		30	層間剥離	格子部とスキンの剥離	リブ側面の剥離損傷	繊維破断
	$X_2$	3	層間剥離	格子部とスキンの剥離	スキン裏にクラック	
		30	層間剥離	格子部とスキンの剥離	スキン裏にクラック	リブとスキンが分離
3.0	$X_1$	3	層間剥離	リブ側面の剥離損傷		
		30	層間剥離	リブ側面の剥離損傷	スキンにクラック	
	$X_2$	3	層間剥離	スキンにクラック		
		30	層間剥離	スキンにクラック		

2.4 押し込み試験による損傷の詳細検討

Table 2.6 Damage classification based on the diameter of the tips of impactors.

$R$	$X$	$T_r$				
3	$X_1$	1.8	層間剥離	リブ側面の剥離損傷	スキンにクラック	
		3.0	層間剥離	リブ側面の剥離損傷		
	$X_2$	1.8	層間剥離	格子部とスキンの剥離	スキン裏にクラック	
		3.0	層間剥離	スキンにクラック		
30	$X_1$	1.8	層間剥離	格子部とスキンの剥離	リブ側面の剥離損傷	繊維破断
		3.0	層間剥離	リブ側面の剥離損傷	スキンにクラック	
	$X_2$	1.8	層間剥離	格子部とスキンの剥離	スキン裏にクラック	リブとスキンが分離
		3.0	層間剥離	スキンにクラック		



## 2.5 まとめ

以上、本章では衝撃位置・衝突物サイズ・グリッドサイズの3つをパラメータと考え、その組み合わせによりどのように損傷形態が変化するかを実験により確認した。これまでの結果を改めてまとめる。

- 低速衝撃試験により、スキンのない AGS に生じる損傷は、リブの局所圧縮座屈に起因する繊維破断によって生じるリブ亀裂、マトリックスクラック (リブの側面を進展するもの)、引張荷重による繊維破断、リブ上面に発生するスプリッティング、に分類できることがわかった。
- 一般的に AGS は、リブを主構造部材とするため、リブがかなり太くなる傾向にあり、その場合にはリブを二次元の梁のように考えているだけでは考慮できない損傷も発生するため、損傷について検討する際には、三次元物体への衝突と考える必要もあることがわかった。
- 上記4つの損傷については、その発生の順番を本研究で明らかにしている。一般に SHM として検知すべき損傷は、できる限り初期の損傷であるべきなので、最初に発生する損傷という意味で言えば、リブの繊維破断によるクラック、リブ上面に発生するスプリッティング、を後述の SHM を検討する章において対象とすればよいことがわかった。
- スキン付 AGS については、スキンが CFRP 積層板であった場合についてのみ行った。この場合スキンには、既存の研究において明らかとなっている CFRP 積層板中に発生する損傷のみ生じることがわかった。ここで実際の構造への適用を考えると、AGS のスキンは CFRP 積層板を用いるとは限らない。筆者の調べた限りにおいては、AGS におけるスキンの役割は、構造部材というよりは空力特性を保つための部材であると考えられる。とするならば、形状を維持できる範囲で、できる限り軽い単一材料のほうが損傷が複雑化しない分、適すると考えられる。以上の点から、本研究では、スキン単体に発生する損傷は、検討対象から除外することとする。
- さらに、スキンのクラック (スキンへの物理的な孔) についてであるが、第 1.3 節で述べたように、SHM は基本的には目視で困難な損傷に対して行われるものである。とするならば、スキンの表面クラックは構造最外部に存在していることから考えても、SHM 検討対象とする必要がないといえる。
- リブに発生していた繊維破断によるリブクラックは、スキンの存在により起きにくくなることがわかった。この理由としては、衝突物接触による局所応力集中の緩和、及び、スキン接着による繊維局所座屈抑制の効果によるものだと考えられる。その代わりに、AGS せん断中心付近のリブ側面に剥離損傷が現れることを明らかにした。

## 2.5 まとめ

---

- 本章の結果を考慮すると、リブとスキンそれぞれに発生する損傷は、互いに影響を及ぼしあわないことがわかる。これは、設計において損傷を考える際に、考慮すべき損傷を位置により区別して取り扱ってよいということを意味している。
- リブ-スキンの間の剥離損傷については、その接着面積が重要なパラメータとなることがわかった。これは逆に言えば、接着面積をある程度大きくしておけば、リブ-スキンの間の剥離を起こさないように制御できることを意味する。つまり、今後 AGS を設計する際には、 $T_f$  を損傷設計パラメータとして検討することにより、リブ-スキンの間の剥離を抑制することができると言える。本研究ではこの点を提案するとともに、リブ-スキンの間の剥離損傷が生じないように制御できることを考慮し、この損傷を SHM の対象から除外して考えることとする。
- 本章では低速衝撃損傷ではないということ考慮しなかったが、筆者が本章の検討時に問題があると感じたものに、製造時のリブ-スキン接着が不完全になりやすいという問題がある。前述のとおりリブとスキンは別々に準備されるため、最終的に接着を行う際には、両者に高い面精度が要求される。これが不完全だった場合、リブとスキンが製造段階から剥離している、すなわち製造欠陥が生じてしまうことになる。第 1 章でも述べたとおり、SHM は運用時のみならず、製造段階での活躍も期待されていることから、本研究ではこれも損傷の一つと考え、SHM 検討対象に加えることとした。

以上より、以降の章で検討すべき損傷は、

- リブの繊維破断によるクラック
- リブ上面のスプリッティング
- リブ側面の剥離損傷
- リブ-スキンの接着不良

であると結論付けた。