- Mech. (1964) p. 58.
- 36) OHIRA, H.: Proc. 6th Int. Symp. Space Technology & Science, Tokyo (1965) p. 373.
- 37) NACHBAR, W. & HOFF, N. J.: Quart. Appl. Math., 20, 3 (1962) p. 267.
- 38) HOFF, N. J.: Proc. 11th Int. Congr. Appl. Mech., Munich (1964) p. 326.
- 39) HOFF, N. J.: J. Appl. Mech., 32 E, 3 (1965) p. 533.
- 40) HOFF, N. J. & REHFELD, L. W.: J. Appl. Mech., 32 E, 3 (1965) p. 542.
- 41) KOBAYASHI, S.: NASA CR-558 (1966).
- 42) 小林繁夫: 日本航空会誌, 15, 163 (1967) p. 258.
- 43) STEIN, M.: NASA TN D-1510 (1962) p. 217.
- 44) STEIN, M.: NASA TR R-190 (1964).
- 45) FISCHER, G.: AIAA J., 3, 4 (1965) p. 736.
- 46) ALMROTH, B. O.: NASA CR- 161 (1965).
- 47) ALMROTH, B. O.: AIAA J., 4, 1 (1966) p. 134.
- 48) ALMROTH, B. O.: NASA CR- 432 (1966).
- 49) HARRIS, L. A., SUER, H. S., KENE, W. T. & BENJAMIN, R. J.: J. Aero. Sci., 24, 8 (1957) p. 587.
- 50) GORMAN, D. & EVAN-IWANOWSKI, R. M.: AIAA J., 3, 10 (1965) p. 1956.
- 51) HOFF, N. J.: Second THEODORE VON KÄRMÄN Memorial Lecture "The Perplexing Behavior of Thin Circular Cylindrical Shells in Axial Compression", Israel J. Technology, 4, 1 (1966) pp. 1-28.

Boeing 747 とハニカム構造*

吹 野 雅 彦**

Boeing 747 and Honeycomb Sandwich Construction

Masahiko FUKINO

1. Boeing 747

昨年秋には試作一号機が完成し、本年秋にはいよいよ各エアラインに引き渡すことになっている Boeing 747 は、目下 Seattle 郊外 Everett のマンモス工場で、何が何でもやり抜こうの合言葉のもとに昼夜兼行の生産が進められている。

全長 231 ft

全巾 196 ft

全高 63 ft

の巨人機が、同一屋根下容積世界と称する工場の中で生産されている状況はまさに壮観であり、モック・アップのまわりの足場に立ってみると足がすくむ思いである。完成の暁は、490 人の乗客とその手荷物、貨物機としてなら 100 ton の貨物を運ぶことができ、大量輸送によるシート・マイル当たり運航コストの低減は 20~30%、同じくトン・マイル当たりコストは 30~40% も下げうるといわれて各エアラインの注目を浴び、すでに 27 社が合計 156 機を発注し、日本航空でも 1970 年 4 月に 6 機中の 1 番機を入手する予定になっている。

2. 重量軽減とハニカム構造

このような巨大な飛行機では、試作段階における重量増加も大きく、すでに離陸最大は 680,000 lb より第 1 表の 710,000 lb に増加したいきさつもあり、必

第 1 表 747 の諸元

最大離陸重量	710,000 lb
最大着陸重量	564,000 lb
零燃料重量	526,500 lb
乗客 基 本	58/1 st+308/2 nd
オプション	61/1 st+336/2 nd
"	490/2 nd
手荷物、貨物室	6,190 ft³
運航空虚重量	367,000 lb
構造重量	217,000 lb

然的にハニカム構造の最大限の利用をせまられている。

試作機の完成を目前にしている現在もなお、Boeing 社技術陣による重量軽減の努力がつけられており、目下、床構造、座席、コンテナ、ギャレーなどにそのしわよせがきている感じである。聞くところによれば、同社では奨励策として、納入業者に対し 1 lb 軽くすれば 2,000~10,000 \$ のボーナスを出すといわれている。このことは、俗に 1 kg 軽くなれば年間 10 万円の増収になると云われていることと考えあわせると、もっともと思われる。

第 1 図は 747 に使用してあるハニカム構造を、芯材であるアルミ・ハニカムと FRP ハニカムに区分して示したもので、いずれも外面に現れたところのみであるが、内部にも、床、座席、隔壁、ハット・ラック、ギャレーなどがあり、一機当たり使用量はアルミ・ハニカム 400 ft³、FRP ハニカム 1,000 ft³ といわれ、ますます増加の傾向にある。

とくに注目すべきは、ハニカムを構成する材料の変

* 昭和 43 年 9 月 3 日原稿受理

** 昭和飛行機工業株式会社

第1図 747 のハニカム構造部分

第2表 FRP ハニカム

	構 成	用 途
NP	ガラスせんい+フェノール	一般レドーム用
HRP	ガラスせんい+特殊フェノール	耐熱 (500°F 短)
HRH-10	Nomex+フェノール	一般構造用
HRH-324	ガラスせんい+ポリイミド	耐熱 (500°F 長)
-327	"	"

遷で、現在までの航空機ではアルミ・ハニカムが万能であって、その間一時ステンレス・ハニカムが耐熱用として出現したこともあったがすでにすたれ、代わって耐熱 FRP ハニカムが台頭してきた。FRP ハニカムと総称するなかでも、基布、含浸材によって性能、用途がいろいろあり、米国 Hexcel 社のカタログより拾ってみると第2表の如くである。

この表は一応出現した順序に配列してあるが、SSTでは HRH-324, 327 のほか、グラファイト、ボロン繊維を基布とするハニカムも考慮されており、高速したがって耐熱性を要求される将来の航空機は、金属より逐次非金属のハニカムに移る傾向にあるといえよう。

Boeing 社では、従来の NP, HRP ハニカムに代わって、初めて HRH-10 なる Nomex 製ハニカムを 747 に採用し、Auburn, Renton 工場の巨大な設備と、数年に及ぶすぐれた技術を生かして、サンドイッチを行なっているがスケジュールその他の関係上、第3表のような外注区分で、その機体構造に関係のある接着

第3表 747 構造外注先

協力会社	分 担
Fairchild Hiller	主翼
North American	フラップ、エルロン、スポイラ
Ling-Temco-Vought	尾翼
Northrup	胴体、フェアリング
Rohr	エンジン・カウル、パイロン
Good Year	車輪槽カバー

作業を依頼している（機体構造重量の 75% は外注といわれる）。

3. Nomex HRH-10

3.1 Nomex Nomex は DuPont 社製ナイロンの一種 (M フェニレン・ジアミン・イソフタル酸ポリアミド) で、繊維をちょうど紙をすくように 0.05~0.76 mm くらいの厚さにした不織布で、通常のナイロンに比べ、高温強度大、熱による寸度変化少、高温における電気絶縁性大、難燃、誘電率がよいなどの特長がある。したがって一般にはモータ、トランスなどの絶縁としての需要が大きい。

3.2 HRH-10 の特徴 この Nomex ペーパーを基布として、Hexcel 社ではハニカムを作り、強度増加のため耐熱フェノールを含浸せしめて HRH-10 と名付けた。DuPont 社が Momex を開発したのが5年前 Hexcel 社が HRH-10 を試作したのが2年前で、未だあまり文献もないので、ここに若干説明しておこう。

第4表は Nomex ハニカムの種類と強度性能を示す¹⁾。呼称のうち、最初の数字はセルの大きさを in で表わし、終わりの数字は lb/ft³ で表したハニカムの密度である。また強度性能はいずれも厚さ 1/2 in のハニカムについての値である。この性能を密度を横軸として、アルミ・ハニカム、NP ハニカムと比較したのが第2図である。同一密度のアルミ・ハニカムと比較すると圧縮強度はやや大きく、せん断強度はやや小さいことは、注目に値するすぐれた性質である。しかし

第4表 HRH-10 ハニカムの性能 (Hexcel 社)

呼 称	Compressive		"L" Direction Shear		"W" Direction Shear	
	σ_{psi}	E_{psi}	τ_{Lpsi}	G_{Lpsi}	τ_{Wpsi}	G_{Wpsi}
HRH-10 1/8-3.0	330	24,000	155	5,500	90	3,300
" 1/8-3.5	450	29,000	190	6,500	105	3,900
" 1/8-4.0	560	35,000	235	7,500	130	4,600
HRH-10 3/16-2.0	150	13,600	77	3,300	50	1,950
" 3/16-3.0	330	24,000	155	5,500	90	3,300
" 3/16-3.5	450	29,000	190	6,500	105	3,900
" 3/16-4.0	560	35,000	235	7,500	130	4,600
HRH-10 1/4-1.5	70	8,200	44	2,200	30	1,250
" 1/4-2.0	150	13,600	77	3,300	50	1,950
HRH-10 3/8-1.5	70	8,200	44	2,200	30	1,250
" 3/8-2.0	150	13,600	77	3,300	50	1,950

第2図 各種ハニカムの強度比較

第3図 ハニカムのタフネス

プラスチックの性質上、ヤング係数は約 1/3.5、せん断弾性係数は約 1/7 であるのは致し方ない。したがって外表面に使う場合、剛性を要するところには、アルミ・ハニカムがすぐれている。しかし、強度面で HRH-10 ハニカムのすぐれた性質は耐衝撃性が大きく、復元性もよいことで、アルミ・ハニカムより一段とまわっている。このタフネスは第3図で、同一圧縮強度に対してヤング係数が小さいので、吸収エネルギーは大きいことで説明され、後述の客室床板の実験でもその優秀性が示されている。この性質が、床板、かくへきなど衝撃荷重をうけやすい箇所に用いられる最大の理由である。

内装材の難燃性については、FAA はとくに厳重な規定を設け、火災時の安全を要求しているが、940°C の焰を 76 m/sec の速度で当てる flame spread test では 25 (石綿 0, 赤樫 100 に対して) すなわち事実上 non-combustible と認定された。その上プラスチック特有の有害な発煙もないので、天井、隔壁、ハット・ラックなど内装として、賞用されている。

耐熱性については 260°C で常温の約 60% の強度を保っているが、常用範囲は 120°C にとどめるべきであろう。

このほか Nomex を使用しているため、他の FRP と同様曲面成形が容易であり、断熱、耐蝕性もアルミに比べてよく、またレードーム用としての基本である誘電率は 1.13、ロスタンゼントは .005 (9,375 メガサイクル) と極めてよい。

第4図 各種ハニカムの価格比較

第5表 重量当たり単価比較

	価 格	重 量	単 価
全 機	20,000,000 \$	367,000 lb	43,600 ¥/kg
構 造	9,600,000 \$	217,000 lb	35,400 "
銀	250 \$	1. oz	32,000 "
HRH-10	7.06 \$/Bdft	4 lb/ft³	17,000 "

HRH-10 は開発間もないので、未だ価格は高いが(第4図参照)、上記のようなすぐれた性質、とくに取り扱い、切削加工、曲げ加工、接着が容易であるから、サンドイッチ製品としては結局経済的であるといわれている。

なお第5表は、747 の単位重量当たりの価格を、発表されている数字から計算したもので、その構造関係単価は銀のそれにほぼ等しく、HRH-10 のハニカムは高いといってもなお平均以下であることは、いろいろの意味を含んでおり興味深い。

3.3 HRH-10 の応用 747 に使用されている HRH-10 は、第1図の FRP と区分してあるハニカムのうち、機首レードームをのぞいたすべてであり、サンドイッチされた面積で現わすと、

外面用 8,000 ft² HRH-10 1/8-3

内装用 15,000 ft² HRH-10 1/4-1.5

と区分される。とくに主翼、尾翼合わせた翼面積が 7,800 ft² であるから、構成表面積はその2倍とみても、いかに思い切った Homex ハニカムの採用をしているかがわらう。

上記の如く、外面用、内装用とハニカムのサイズを区別しているが、この2種に統一していることは、作業管理を容易にすることが狙いであろう。

なお内装には、客席床 3,600 ft² に目下採用を検討中であり、したがって上記数字には含まれていない。

第5図は、内装材として使う際のサンドイッチの構成の一例を示す。Tedlar は PVF の化粧フィルムで、傷がつきにくく、汚れず、かつ難燃性の材料であるが、直接サンドイッチするとハンマー・トーンが出るのでエポキシの FRP で下張りしたものである。プレプレグを使用しているので、接着剤は別に用いず、キュアはオートクレーブまたはオープンで行なっている。

第5図 内装サンドイッチの構成

る。

4. 客席床板

4.1 構成 Boeing社としては、従来より一貫した方針としてサンドイッチ構造の床を採用しており、第6表に示すように一応は塩ビの発泡材を芯材としたサンドイッチを747の場合も考えたが、火災の際軟化して床が剛性を失い、避難を困難にするので、FAAの規則上問題があり再検討中であるといわれる。

床としては、厚さ 0.4 in × 20 in × 40 in をモジュールとし、面密度 0.6 lb/ft²、荷重 650 lb/ft²、1g 状態における撓み最大 0.1 in を目標としている。これから逆算すれば曲げ剛性 $EI = 20,000 \text{ lb-in}^2/\text{in}$ となり、表面板の厚さ、コア厚さはきまってくるが、重量、局部荷重、衝撃、火などに対する考慮より、材質を決定することとなる。

第7表は Hexcel 社において試みた上記スペックをまんざくするような各種の組み合わせであり、サンプル番号 H-2 以下はいずれも Nomex ハニカム HRH-10 を使用して、まず重量および塩ビ芯材にみられる高温軟化の問題を解決している。表面板はアルミ、Ti、FRP といろいろかえて実験しているが、面積当たり

第6表 747 床板の構成

表面板	裏面板	塩ビコア密度 ±10%	コア厚さ	全厚 + .020 - .010	重量	用途
7075C-T6 .016 in	7075C-T6 .010 in	4.1 lb/ft ³	.375 in	.400 in	.51~.71 lb/ft ²	座席
Ti .010 in	Ti .005 in	5.7	.385	.400	.50~.75	通路

第7表 747 床板構成の検討 (Hexcel 社)

NO	表面板	裏面板	コア	全厚	重量
GV-2	2024-T3 .020	2024-T3 .012	PVC 5.7 lb/ft ³	.4 in	.81 lb/ft ²
GV-3	2024-T3 .020	2024-T3 .012	バルサ 8.5 lb/ft ³	.4	.84
H-2	2024-T3 .016	2024-T3 .010	HRH-10 1/8-3.0	.4	.57
H-3	Ti .010	Ti .005	HRH-10 1/8-3.0	.4	.55
-4	1plyエポキシ プレプレグ 1ply Nomex	2ply エポキシ プレプレグ	HRH-10 1/8-3.0	.4	.48

重量は塩ビ、バルサを使ったサンプルに比べ 0.5~0.6 lb/ft² といずれも軽い (表示の重量は実測で、接着剤は 0.1 lb/ft² を標準とするが実際には塗布量に差があることと、表面板のパラツキのため、計算とは若干ちがう)。おのおの差は僅少であるにもかかわらず、それでもなお軽くて強い床構造を追求しており、何か執念とでもいうべきものを感じさせる。もっとも床総面積は 3,600 ft² あり、合計した場合の実質的節減効果は大きい。従来のサンドイッチ床構造は、0.8~0.9 lb/ft² が普通とされ、わが国の YS-11 の場合もこの範囲に入っており (第8表参照) Boeing 社の重量軽減に対する努力およびそれに対する各社の協力の度がかえよう。

Hexcel 社での実験結果によれば²⁾、747 床板として、コア材としては HRH-10 1/8-3、表面板としては、座席部がアルミ、通路部が Ti、トイレ、キッチンなど腐蝕の考慮のいるところで FRP になることが予想される。とくに FRP の場合、表面に Nomex やアスベストを貼って、耐蝕性のほかに防火、耐磨耗性をあたえる試みがなされており、またエポキシ系 FRP は単体でテストした場合、第6図に示す如く重量当た

第8表 YS-11 機床板の構成

区分	表面板	裏面板	ハニカム	全厚	重量
通路部	7075 C-T 6 .020	7075 C-T 6 .012	A13/16 -3003-.003	8 mm	4.5 kg/m ²
座席部	7075 C-T 6 .014	7075 C-T 6 .012	A13/16 -3003-.002	8	3.7
貨物機	2024 C-T 3 .063	2024 C-T 3 .025	A13/16 -3003-.003	20	10.8

第9表 密度 5.7 lb/ft³ の塩ビコアの要求強度(Boeing社)

項目	平均値		個々	
	24°C	71°C	24°C	71°C
圧縮強度 psi	160	65	150	55
弾性率(圧縮) × 1,000 psi	4~15	2~7.5	3.5~17.5	1.5~9
せん断強度 psi	120	60	110	50
ピール強度 lb-in/3in	14		12

第6図 耐衝撃値/重量の比較

り耐衝撃値が極めて優秀であるとのデータがある³⁾。

なお第9表に塩ビ発泡材を使用したサンドイッチ床構造の、塩ビおよびその接着強度に対する要求条件で⁴⁾、同一密度の Nomex ハニカムに対してよわく(第4表) また 71°C で極端に各強度が低下することがわかる。

4.2 テスト方法 床材としてのサンドイッチ・パネルをテストし評価する方法として、YS-11 貨物室の場合が以前に紹介されたが⁵⁾、Hexcel で上記第7表のサンプルについて行なった方法に²⁾ について述べて見よう。

まず最もキツイのは婦人のハイ・ヒールであるが、それをシミュレートするため第7図に示す sheep foot tester が考案された。ドラムに頭径 1 $\frac{1}{4}$ in の紙を、実際の歩行パターンを考えてそれぞれ軸方向には 2 $\sim$ 8 $\frac{1}{2}$ in はなれて2本が並ぶよう配置したもので(20 in 巾の通路に対し、路面は最大 8 $\frac{1}{2}$ in で、中央ほど頻度が高くしてある)、ロールには踵荷重として2本で 100 lb の荷重がかかるようになっている。しかもこの荷重にはバランスが付けてあって、あたかも人がいわゆるパネをつけて歩くのに似せてある。

この下に供試体である 20in $\times$ 40in のサンドイッチ・パネルをおき(40 in が機軸方向)ランダムに 4,000 サイクルさせて局部荷重による凹み量を調べる。その後 20in 巾の中央部と周辺の無負荷部よりテスト・ピースをとり、18in スパンで曲げをかけ、周辺部のテスト・ピースが 0.4 in たわむ荷重を求め、その 60% を中央部のテスト・ピースに負荷した場合、たわみが 0.4 in 以内にあることを要求している。

実験の結果は、Nomex ハニカムを使用した床板がアルミ・ハニカム、塩ビに比べて凹みは少なく、とくに後者の場合の如き剝離を生ずることがなかった。Nomex ハニカムの凹みが少ないのは復元性にとんでいることによる。

また手荷物その他による衝撃荷重に対しては、2 $\frac{1}{2}$ in 径の鋼球を 20 $\sim$ 80 in の範囲で落下高をかえてテストを行なったり、第8図に示す如き 15 lb の直方体の隅角を 1 ft $\sim$ 2 ft の高さより落下させた場合の抵抗を調べたりした。鋼球テストにおける衝撃抵抗はコアの弾性によることが大きいので、Nomex ハニカムはす

第7図 Sheep foot tester

第8図 箱隅角試験装置

ぐれた性能を示し、箱の隅角テストでは主として表面板の材質、厚さによるが、Ti 板が一番抵抗大で、FRP 板のものは意外とよく(第6図参照)アルミ板と比べた場合亀裂は局部にとどまった。いずれこれらの詳細な結果が発表されるものと思う。

以上 Nomex ハニカムを芯材とするサンドイッチ床板は重量も軽く、最近急に規制のきびしくなった防火問題についても要求を満足し、また局部荷重、衝撃荷重に対しても十分な抵抗と復元を有し、とかく吾々の悩みのたねであったこれらの諸問題を解決してくれたこの新材料の出現は、洵によろこばしく、Boeing 747 のみならず他の機種の内装材としても広く応用されることが期待される。

参考文献

- 1) Hexcel 社 HRH-10 Std 4000.
- 2) Ted ENGELBRECHT "Study on 747 Floor Panel" Hexcel 社未発表資料.
- 3) Air Logistics 社カタログ.
- 4) Boeing 社 BMS 4-13 "Sandwich Panels PVC Foam Core".
- 5) 早乙女, 吹野, 木村: "YS- 11 M ハニカム 製床板の開発" 航空学会誌 Vol. 14, No. 154, p. 395.