

# S-520 ロケット用尾翼の試作

森 大吉郎・小野田淳次郎・橋元 保雄  
村上 卓司\*・白 銀 博\*・小野島 昇\*

## Structural Design of Fin for S-520 Type Sounding Rocket

By

Daikichiro MORI, Junjiro ONODA, Yasuo HASHIMOTO,  
Takuji MURAKAMI, Hiroshi SHIROGANE and Noboru ONOJIMA

To meet the severe structural requirements imposed on the tail fin of the newly developed S-520 type sounding rocket, two new concepts are adopted.

The one is an aluminium honeycomb sandwich plate with carbon fibre reinforced plastic (CFRP) facing as the structural member, and the other is a glass fibre reinforced plastic (GFRP) cover ablation plate with titanium leading edge to resist the aerodynamic heating.

In this paper, research and developmental studies concerning this fin, including the design concept, model tests, aerodynamic heating tests using small solid rocket motor, and statical loading test to failure of the actual fin are presented.

### 1. 序

観測用1段式固体ロケットは、空気密度の高い低高度を加速しながら高速で飛び抜ける設計になるので、動圧と空力加熱が高い値となる。このため空気抵抗・曲げ荷重・温度上昇・フラッタ・ダイバーゼンス・ピッチロールレゾナンス等の諸負荷が烈しく、特に空気流に直接晒されるノーズコーンと尾翼には厳しい設計条件が課せられる。

尾翼については、これまでM.T-135、S-210、およびS-310型のいわゆる「高性能1段式ロケット」の開発において、各々それなりの苦労を重ねて設計条件を吟味し、それぞれに適応した構造形式を採用して来た。今回、従来主力観測ロケットとして愛用されてきた2段式のK-9MとK-10に代替すべき1段式S-520型ロケットの試作に際して、尾翼・尾翼筒とモータケースとが構造的に最重点項目となった。

ここでは尾翼の試作経過を述べる[1]。

---

\* 日産自動車

## 2. 試作の基本構想

S-520型は1段式固体燃料ロケットで、総重量2.1 ton、推薬重量1.52 ton、搭載重量100 kgで最高高度350 kmの性能を有し、マッハ数4.0において最高動圧 $3.3 \text{ kg/cm}^2$ となる。ピッチロールレゾナンス、空力荷重、空力加熱を考慮して、モータ燃焼特性に工夫をして動圧の増大を避ける努力が払われたが、それでも既往のS-310等との主要特性を比較して第1表に示すように、性能と能力が高いので構造的にも厳しい条件になっている。特に翼については従来のS-310と同じ構造形式では重量が過大となるので、全く新しい構想を案出せざるを得ないと考えた。

そこで設計の基本方針としては下記を樹てた。

a. 空気流による翼面負荷、剪断および曲げモーメントを受持つ構造としてCFRP(炭素繊維強化プラスチック)板を積層して表板とし、アルミニウム・ハネカムをコアとしたサンドイッチ構造を新しく採用する。

b. 空力加熱に対しては上記のCFRP板の上にフェノール樹脂を浸潤した硝子繊維強化プラスチック(GFRP)板を同時成形して、そのアブレーションを交えた断熱効果に期待する。なお、前縁にはチタニウム材を用いる。

このCFRPハネカムサンドイッチ構造は既にMロケットの計器支持板等の機体内部構造での実用の経験はあるが、尾翼への適用ははじめてであり、外国での使用例も聞かないので、開発失敗に備えて代案としてチタニウム薄板製組合せ翼を併せ考えることとし、また前縁構造としては原案のほかにFRP積層材も検討することとした。構造試作の難しい点としては、前縁の耐熱性と尾翼筒結合部の強度とが予見された。

## 3. CFRP・ハネカム・サンドイッチ構造

(1) 一般設計： 空力安定性を確保するための尾翼寸度としては66 cm(スパン)・86 cm(ルートコード)、翼面積 $4.8 \times 10^3 \text{ cm}^2$ が要求され、動圧 $3.5 \text{ kg/cm}^2$ 、マッハ数4における想定迎角4.35度より空気流よりの荷重としては翼1枚当り荷重1.57 ton、付根曲げモーメン

第1表 1段式ロケットの性能比較

	MT-135	S-210	S-310	S-520
直 径 (mm)	135	210	310	524
全 長 (m)	3.3	5.2	7.1	7.94
総 重 量 (kg) A	69.1	260	719	2129
頭胴部重量 (kg) B	12.4	46	90	225
最高高度 (km) C	60	115	185	328
最大速度 (m/sec)	1370	1510	1840	2500
最大動圧 ( $\text{kg/cm}^2$ )	6.2	5.2	3.2	3.3
性能評価 $B \times C \div A$	10.8	20.3	23.2	34.7

(1号機実績を示す)

ト  $4.75 \times 10^5 \text{ kg} \cdot \text{mm}$  と設定した。

この荷重を受持つ軽量構造として第1図に示すようなサンドイッチ構造を設計した。表板のCFRPは2方向12枚積層とする。その機械的特性は、抗張力  $\sigma_b = 89 \text{ kg/mm}^2$ 、ヤング率  $9.8 \times 10^3 \text{ kg/mm}^2$  であるが、基礎試験により圧縮強度  $\sigma_c$  を  $0.70\sigma_b$  と定め、温度  $60^\circ\text{C}$  での強度低下を10%と見込んだ。

第1図の寸度によると付根における曲げ応力  $\sigma_f$  は、

$$\sigma_f = M / (t_c \cdot t_f \cdot l_1) = 14 \text{ kg/mm}^2$$

で、安全率は  $SF = 89 \times 0.63 / 14 = 4.0$  となる。

ハネカム材への剪断力は  $0.12 \text{ kg/mm}^2$  で、その剪断強度を  $\tau_{cb} = 0.56 \text{ kg/mm}^2$  とする安全率は4.7である。

(2) 結合部強度—金具との結合—: CFRPハネカムは一般に金具等との結合に難しい点があるということを知っているため、端末金具の結合方式について数種の方式について比較実験を実施した[2]。

試験体としては第2図に示す4種類の端末結合モデルを作り、曲げおよび振りモーメントを加えて、破壊までの試験を行った。

破壊試験結果は第2表に示す如くで、簡明な結合方式であるD型が最も強度があるという結果が得られた。なお、製作後半年および1年を経過した試験片についても同様の試験を行い、経年変化を吟味したが、大きな劣化は認められなかった。さらにビスで結合したモデルも試したが、逆にビス孔よりの破壊が早期に進行するのでかえって強度が弱いという結果が得られた。

(3) 翼根結合部の構造: 翼の付根においては、曲げ荷重により大きな引張と圧縮力がCFRP板に作用しているのを、いかに結合具を介して尾翼筒に伝達するかという難問がある。方針としては、

- 尾翼へはアルミ合金製T型結合具によって結合する。
- T型結合具とCFRPサンドイッチ板とは第3図に示す方式で、接着を主体とし、なお剥離防止のための当板をつけることとした。

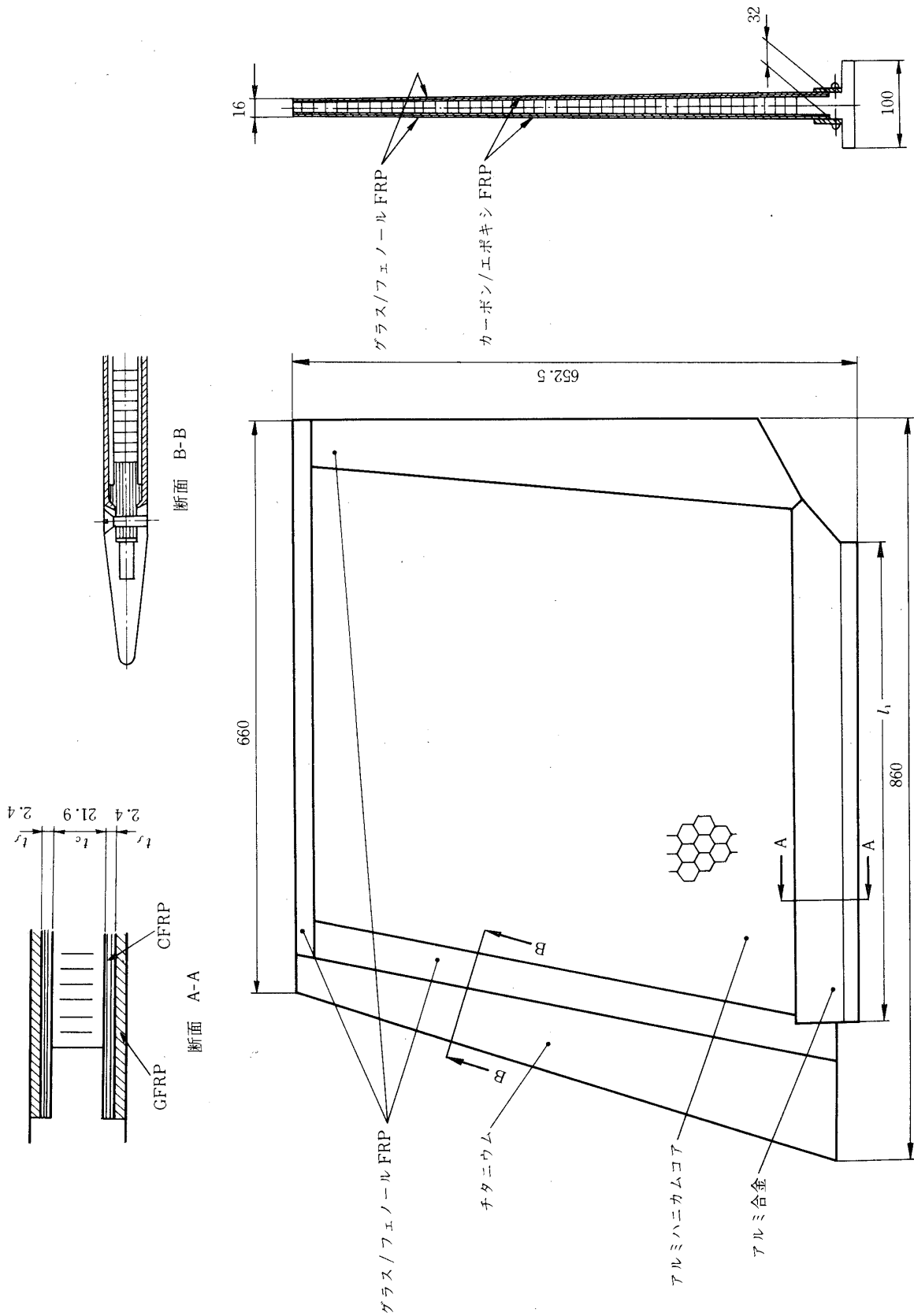
この間においては、別案としてS-210で用いたはさみこみ方式の尾翼筒結合法やCFRPにチタン箔を挿入しての結合強度の向上等いくつかの試みが考えられたり、試作試験がされ

第2表 CFRP ハネカム結合方式の比較試験

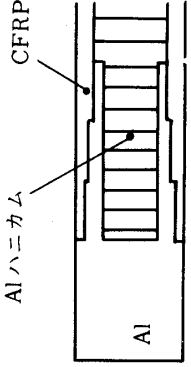
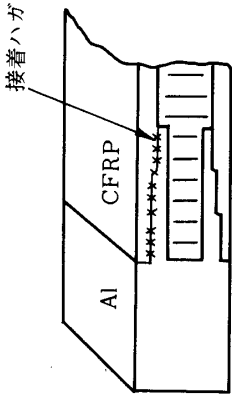
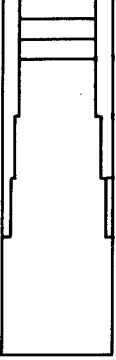
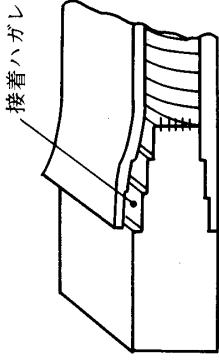
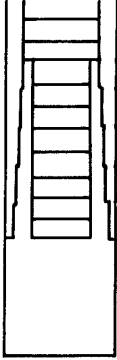
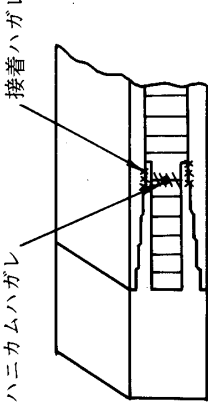
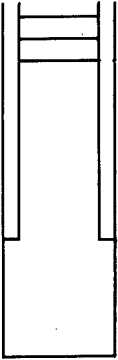
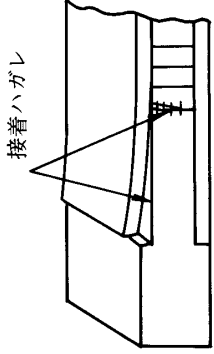
	曲げ破壊荷重 (kg)	曲げ剛性 (100 kg 負荷の変位)(mm)	振り破壊荷重 (kg)
A	150	1.74	58
B	343	1.80	40
C	312	1.68	70
D	411	1.43	61

曲げ荷重点: CFRP付根より235 mm

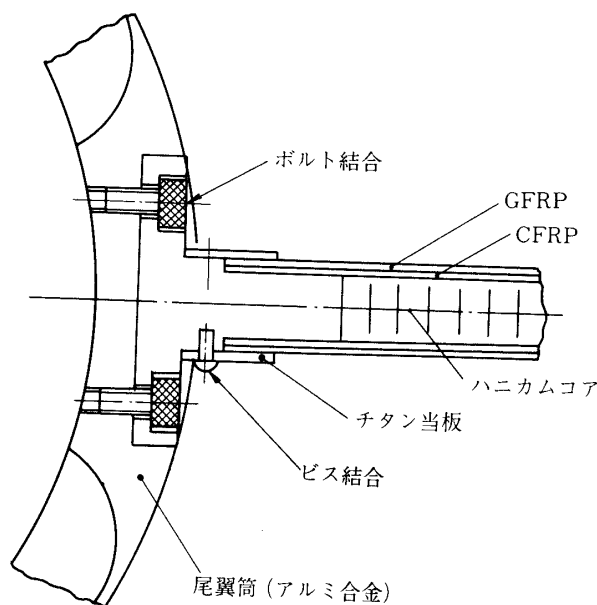
振り荷重点: 供試体中央線より210 mm



第1図 CFRP ハニカム構造翼

タイプ	結合構造	曲げ破壊モード	振れ破壊モード
A	 <p>Alハニカム CFRP</p>	 <p>接着ハガレ</p>	<p>接着部ハガレ センターずれ</p>
B		 <p>接着ハガレ</p>	<p>接着部ハガレ コア座屈</p>
C		 <p>接着ハガレ ハニカムハガレ</p>	<p>コア座屈</p>
D		 <p>接着ハガレ</p>	<p>コア座屈</p>

第2図 CFRP ハニカム結合法の比較実験



第3図 尾翼と尾翼筒の結合法の比較

たりしたが、時間的の制約もあり上記の方針で実施することに決めた。

#### (4) 試作尾翼の設計と曲げ強度剛性および破壊試験

**a. 尾翼の設計：** 上述のCFRPサンドイッチの諸試験と後述する耐熱構造についての試験結果とを総合して、実機尾翼を第1図のように設計した。CFRPアルミハネカムサンドイッチをGFRP枠に入れたものを主構造とし、前縁にはチタニウム材をつけ、また尾翼筒へはT字型アルミニウム結合部材を介して取付けることとした。

CFRPの表面には断熱用にGFRPを同時成形する。

**b. 強度・剛性試験及び破壊試験：** 試験は第4図の要領で、尾翼・尾翼筒組を鉄塔に固定して、トーナメント負荷をかけた。破壊試験は尾翼のみをイケールに固定して翼面単一負荷で実施した。

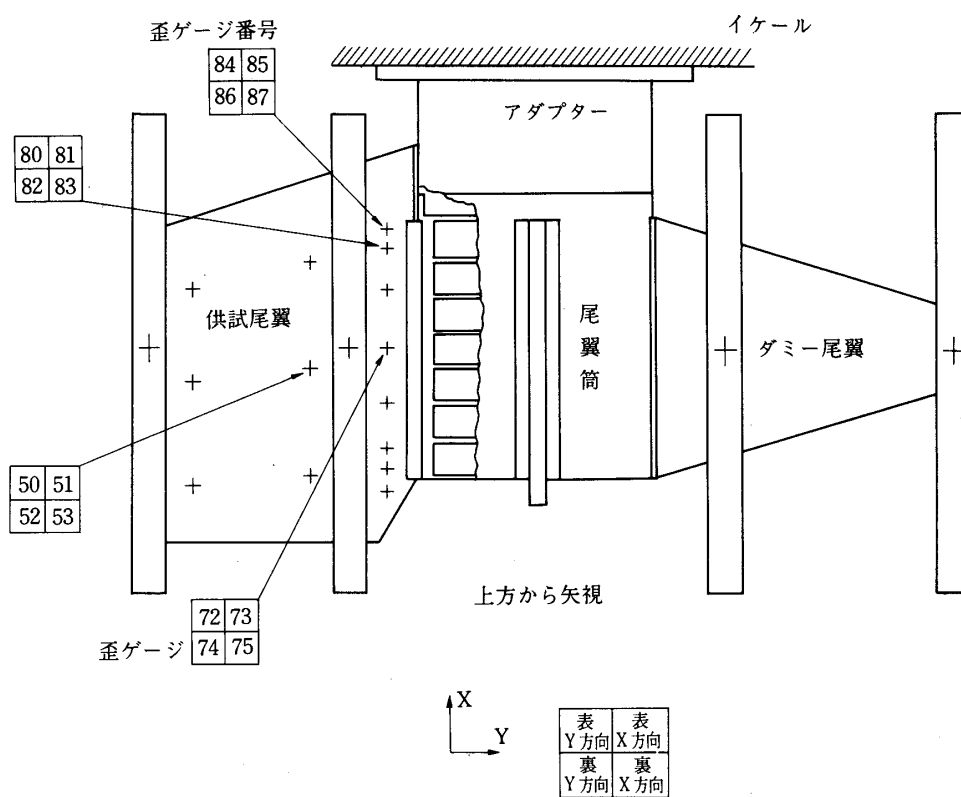
計測は尾翼について歪56点、変位15点、尾翼筒について歪42点、変位12点を測った。

強度・剛性試験は3.7 ton(2枚当り)まで負荷し、歪・変位および有効剛性等を計測した。次いで尾翼単体の破壊に至るまでの試験を実施した。

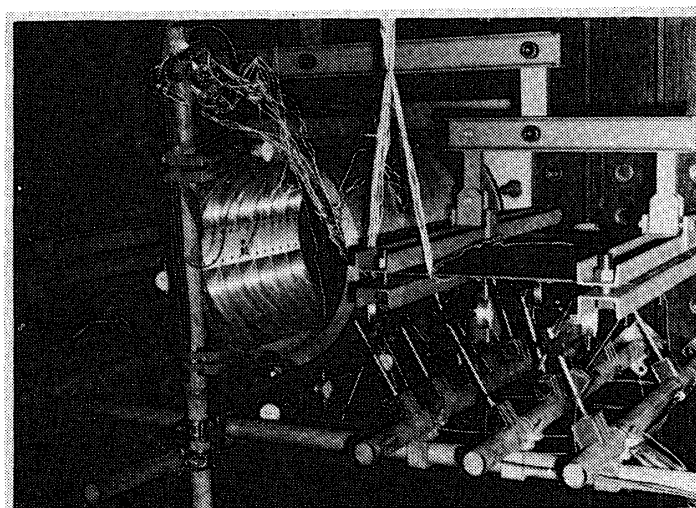
第5図に歪計測例を示す。3.7 ton(2枚当り)負荷まで概ね直線的であることが判る。第6図は破壊試験時の計測例を示す。3.5 ton(1枚当り)を越すと一部に塑性変形および荷重の再分布が起る。

先端変位は3.7 tonのときに約12 mmであった。第7図に例を示す。破壊は4.48 ton(1枚当り)で起った。このときのCFRP板の最大発生応力は $31.5 \text{ kg/mm}^2$  ( $3057 \mu$ )程度で、しかも原形を維持していて、接着面のみが剥離するという前述の基礎試験と同じ破壊モードである。

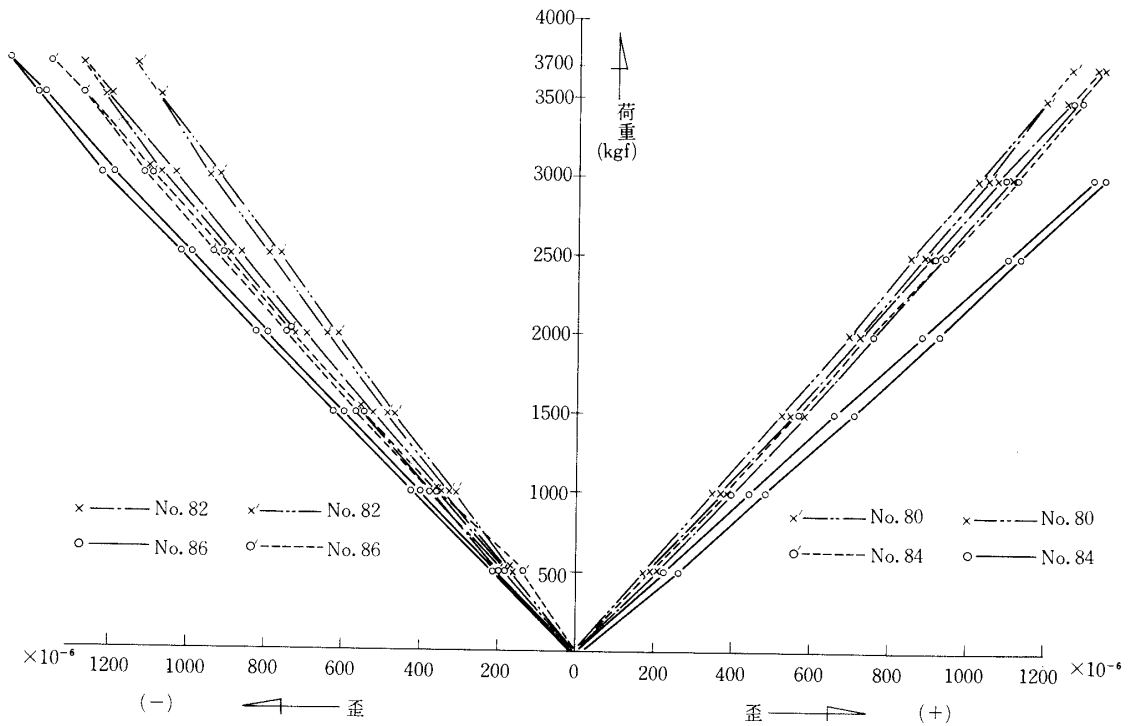
これから強度上は破壊/設計荷重 $=4482/1560=2.8$ となる。



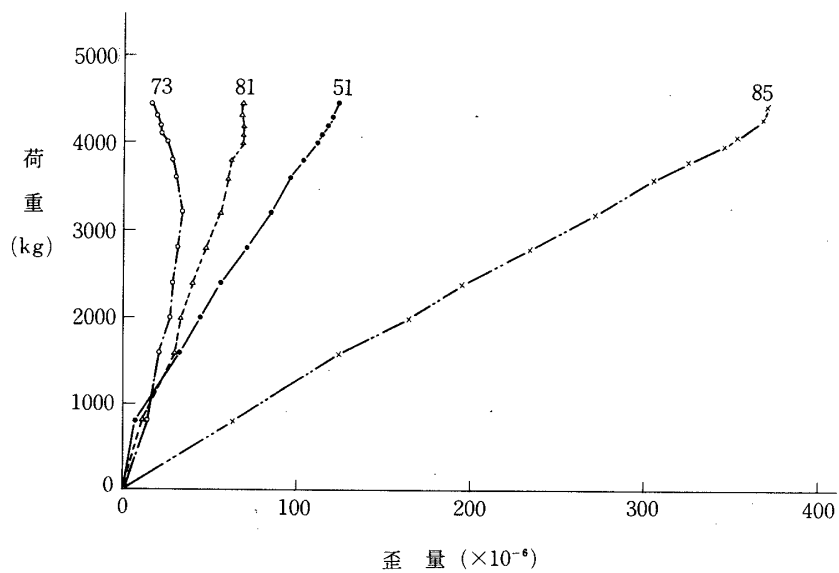
第4図 (a) 強度剛性試験要領



第4図 (b) 強度剛性試験風景

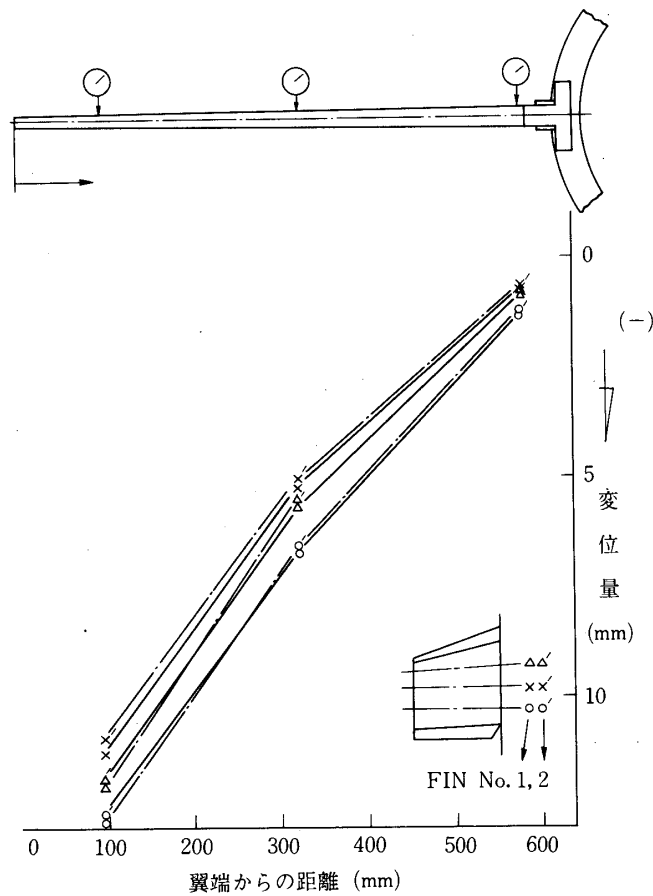


第5図 強度剛性試験, 歪計測例



第6図 破壊試験での歪計測例





第7図 変位の計測結果 (荷重 3.7 ton)

#### 4. 耐熱構造の検討

(1) 熱伝達係数の予測 翼の受ける空力加熱は平板部と前縁部 (激み点) について熱伝達係数を通常の公式に準拠して算定した。

a. 平板： 乱流境界層と仮定し、

$$Q = h(T_{aw} - T_w) - \epsilon \sigma T_w^4 \quad (1)$$

$$h = 0.0296 P_r^{-2/3} R_e^{1/5} \rho V C_p (T_\infty / T_a)^{0.44} \quad (2)$$

$$T_{aw} = T_\infty (1 + 0.18 M_\infty^2) \quad (3)$$

b. 激み点 (前縁)： 層流境界層を仮定して、

$$Q = h(T_s - T_w) - \epsilon \sigma T_w^4 \quad (4)$$

$$h = A P_r^{-0.6} (\rho_e \mu_e K)^{1/2} C_p \quad (5)$$

ここで、 $Q$ ：熱入量、 $h$ ：熱伝達係数、 $T_{aw}$ ：回復温度、 $T_w$ ：表面温度、 $\epsilon$ ：副射率、 $\sigma$ ：ステファン・ボルツマン定数、 $T_\infty$ ：気流温度、 $M_\infty$ ：気流マッハ数、 $R_e$ ：局所レイノルズ数、 $\rho$ ：気流密度、 $V$ ：気流速度、 $C_p$ ：気流定圧比熱、 $A$ ：定数（円柱 0.57、球 0.76）、 $\rho_e \mu_e$ （衝撃波後方の密度及び粘性係数）、 $K$ ：速度勾配。

熱伝達係数  $h$  について実機飛しょう状況での計算値と、実験用小型固体モータでの実測値を第8図に比較して示す。

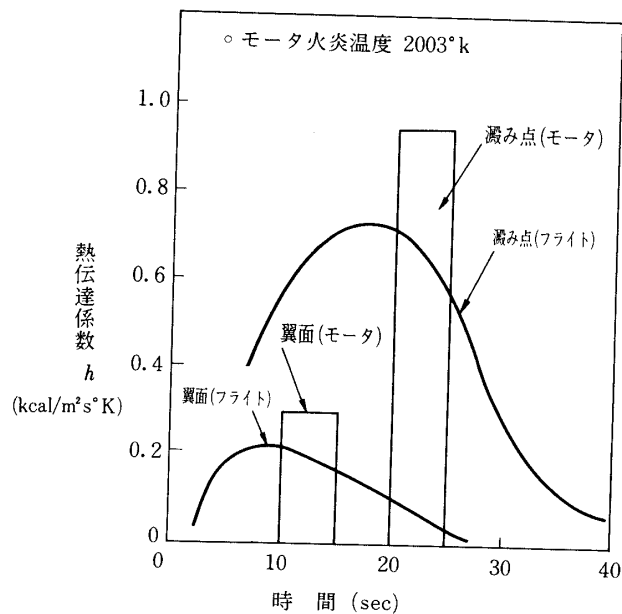
計算値はこれまでの実機の飛しょう時の計測結果と対比して実用的にある修正係数をかけてある。これにより限定されたフェーズにおいて大略の予測をする上では有効と考えている。

(2) 耐熱構造の基本方針と試験法：翼の強度部材は前述のように CFRP 表板とアルミハニカムコアとのサンドイッチ構造であるが、空力加熱に対する断熱法としてはその外皮に次節に述べる GFRP（硝子繊維強化プラスチック、フェノール樹脂含浸）のクロス積層し、そのアブレーションを含んだ断熱効果に期待することとした。

また前縁材としては、工業用純チタンを用い、前縁側の GFRP 枠にビス結合する方法をとった。なお、試みとして FRP 積層材のみによる前縁材も試作し、併せて評価することとした。

断熱性の試験法としては、この翼の寸法と特性に適した熱風洞がないので、アルミ粒子を添加しない小型固体ロケットモータによる噴射流試験を行うこととした。その際、熱伝達係数と総熱入量との対比に注目することとした。

(3) 表板の耐熱法：CFRP 板とアルミハニカムコアとは接着剤を用いた一体成型加工であるから、空力加熱による温度上昇によって接着剤の強度低下が懸念される。そのための断熱法として CFRP 上に断熱層を貼ることとし、案として以下の各種の工法を比較した。



第8図 熱伝達係数の比較

CFRP+[CFRP サンドイッチ]

GFRP+コルク+[CFRP サンドイッチ]

テフロン+[CFRP サンドイッチ]

テフロン+コルク+[CFRP サンドイッチ]

なお、チタニウム厚板によるヒートシンク断熱法も比較検討した。

これらの材料の熱特性を第3表に示す。

上記の各案につき、ロケット予想性能計算値にもとづいて温度上昇を計算したが、その結

第3表 各種材料の熱的特性値

	比熱 kcal/kg °C	熱伝導率 ×10 <sup>-4</sup> kcal/m·sec °C	比重 kg/m <sup>3</sup>	使用限界温度 °C
CFRP	1.7	1.0	1600	120
ガラス/エポキシ	0.3	0.63	1200	300 (分解温度)
ガラス/フェノール	0.3	0.4	1700	400 ( " )
コルク	0.3	0.116	180~200	130
テフロン	0.25	0.6	2100~2200	327 (熔融温度)
ベークライト	0.3~0.4	0.56	1200~1300	400 (分解温度)
Ti-6 Al-4 V	0.135	16.0	4420	450

第4表 各種断熱構造の温度上昇の計算値

断熱構造	CFRP平均温度	ハニカム接着面温度
GFRP (2 mm)+CFRP	103	107
GFRP (1 mm)+コルク (1 mm)+CFRP	66	39
テフロン (1 mm)+コルク (1 mm)+CFRP	64	37
テフロン (2 mm)+CFRP	92	51
チタン (3.5 mm)	445 (平均温度)	

第5表 チタン板張殻構造尾翼との比較

	重量 (1枚)	曲げ剛性
CFRPハニカム構造尾翼	16.6 (kg) 実績	6.5×10 <sup>9</sup> (kg・mm <sup>2</sup> ) 実績
チタン板張殻構造尾翼	25.4 (kg) (概算)	7.6×10 <sup>9</sup> (kg・mm <sup>2</sup> ) (概算)

\* チタン板は、Ti-6Al-4Vの薄板が入手困難のため工業用純チタンとした。  
空力加熱による強度低下を考え板厚4mmとする。

果を第4表に示す。

この計算を通じて以下のことが結論された。

- テフロンは断熱効果は多少優れているが重量と接着性に難点がある。
  - チタニウムは重量が過大となる。4枚で35 kg 増 (第5表参照)。
  - コルク中間層は軽量で断熱性に優れているが、強度と製作法の難点を否めない。
- これにより最終的にはGFRPをかぶせる案を採用することとした。

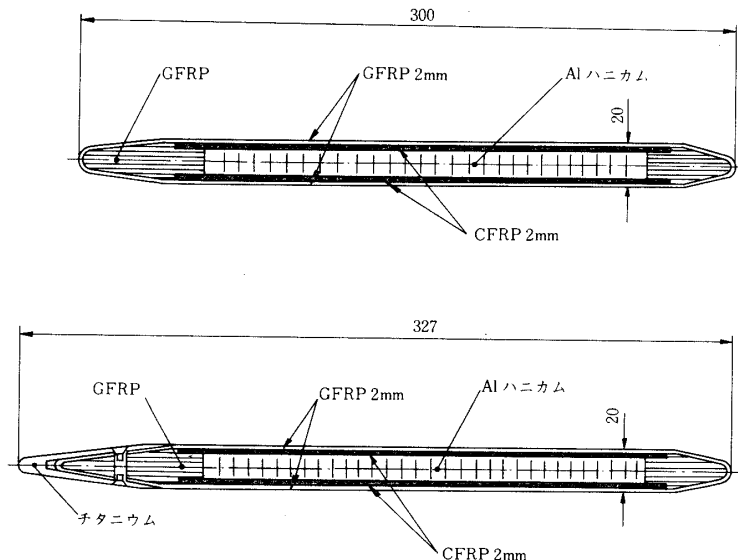
(4) **前縁の耐熱法:** 耐熱試験用として第9図に示すA, Bの2種類のモデルを試作した。Aは前縁形状に成型したGFRP積層板を心材にはめこんだものであり, Bは工業用純チタン材を前縁形状に切削し, GFRP材製翼板枠にビスで結合したものである。

(5) **ロケットモータを用いた熱試験:** 小型固体ロケットモータによる熱流試験は前後2回実施した。

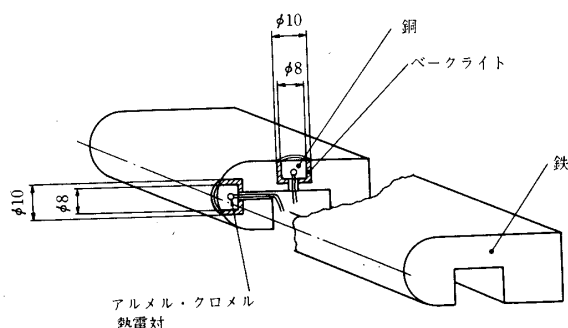
a. 第1回は直径266φ, 薬量50 kgのAl粒無添加のポリブタジエン系モータで, 内圧25 kg/cm<sup>2</sup>, 燃焼秒時25秒間大気中にて実験した。その結果チタン前縁付きのBモデルすら大きく破損し, 第8図に示す熱伝達の観点から熱流束が大きすぎ, 十分な比較試験にならないと判断して下記の110φモータによる真空槽内の試験に切り替えた。

b. 110φモータによる試験: モータ直径110φ, 推薬はポリブタジエン系で重量3.9 kg Al粒子なし, 内圧19 kg/cm<sup>2</sup>, 燃焼秒時4.9秒で, 真空槽内で実験した。

噴流の特性を確めるために第10図に示す様にダミー尾翼にアルメル・クロメル熱電対をカ



第9図 耐熱試験用尾翼モデル



第10図 カロリー・メータ付ダミー尾翼

ロリーメータ形式で埋込んだ。銅の表面面積と熱容量及び噴流の断熱火炎温度は十分な精度で推定できるので、その値を用いて、温度上昇カーブに適合する様な熱伝達率を実験値として抽出した。

これにより試験条件が鮮明になり、熱伝達係数は、噴流の定圧比熱の値として、平衡凍結理論から得られる値と平衡移動理論から得られる値との平均値を採用すると、実験値にはほぼ一致することが知られた。

モータでの加熱で空力加熱をシミュレートするには、噴流ガス組成が違ふことや、熱流束が急激すぎる等種々問題点がある。しかしながら一応の目安として本試験を空力加熱の場合と比較すると、

熱伝達係数で比較すると	前縁澱み点	1.3倍
	翼面	1.3倍
総熱流入量で比較すると	前縁澱み点	0.5倍
		2.5倍

となる。

試験はA, Bモデルについて53年11月に実施した。結果は、

◦翼面の耐熱性は良く、表面が炭化しているのみで、内部各点の温度は400°C以下に止っている。

◦Bモデルは前縁も原型を維持し、変形や劣化は見られない。

◦AモデルのGFRP製前縁翼は外皮の繊維が溶断され、後方のCFRP積層板も噴流にさらされ、GFRP枠も消耗劣化し、後退している。やはりこのAモデルは実用に耐えられないことが推定される。

以上により耐熱構造としてはBモデルの既定方針を妥当と判定した。

## 5. 翼の動的強度

翼のダイバーゼンスとフラッターに対する安全度を確める目的で、実翼につき下記の手順で吟味を行った。

**a. 実翼の撓み剛性影響係数の実測**…尾翼筒取付状態において翼面上 25 点について撓み影響係数を実測した。

**b. フラッタ・ダイバーゼンス解析**…上記影響係数をもととして、マッハ数 1.5~6.0 におけるダイバーゼンスおよびフラッタの検討を砂川研究室にて実施した結果、フラッタに対する安全率 10, ダイバーゼンスに対する安全率約 4 が確められた。

**c. 振動試験**…固有振動を調べる振動試験により曲げ 1 次 73 Hz, 捩り 1 次 91 Hz を実測した。

以上一連の動的特性の吟味については別に報告されることになろう。

## 6. 実機の飛しょう

S-520-1 号機は昭和 55 年 1 月 18 日, 上下角 80 度相当で打上げ機体は概ね正常に飛しょうし, 高度 328 km をマークした。ピッチ・ロール特性, スピン等に予測との相違があり, また発射後 25 秒で機体後部の計測系が中断した等の不具合があったが, 総合的にいってテストフライトは成功し, 同機の設計が適正であることが確認された。

翼の温度は 0~1500°C と 0~500°C の 2 種類の温度範囲の検出素子を用いて 11 点の計測を実施した。25 秒で中断するまでの計測結果を第 11 図に示す。計測が途絶えているのが残念であるが, 同図に見られるように前縁は発射後 20 秒余りで 300°C 以上に上昇しており, 中断時の 25 sec でも未だ上昇中である。ただし, 第 8 図の熱伝達係数のカーブ及び第 11 図の T3 の予測値のカーブから見られるように, 諸パラメータは 20 秒より急減する筈であるので, このままでは原型は保ったものと推察している。

前縁より後方の翼内部は 25 秒の時で 200°C 以下である。上昇カーブからみて 250°C 以下に留まるものと推定される。よって耐熱構造として, まず十分に適合したものと考えている。

## 7. むすび

S-520 型 1 段式ロケットの尾翼の研究試作の経過を概観した。

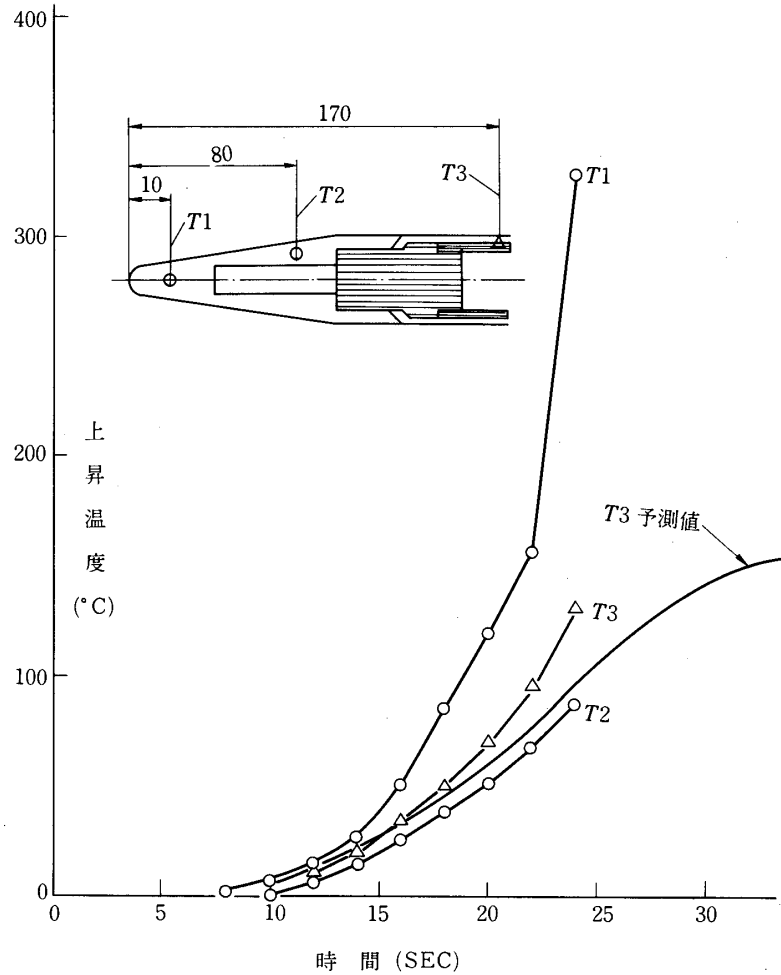
設計と試験の要点は,

- CFRP サンドイッチ構造のはじめての採用,
- 前縁材と翼面についての小型モータによる噴流試験,
- CFRP サンドイッチと金具との接着, 尾翼筒への取付法,
- フラッタ特性解析,

であるが, 各種の比較試験や何回かの試行錯誤を経て, 何とか実用に漕着けられたことは幸々と思っている。

動的特性の吟味は本所砂川教授の下で実施され, また結合部については東京大学工学部・小林繁夫教授に教示を仰いだ。特記して感謝の意を表する次第です。

1980 年 10 月 6 日 新設部 (工学)



第 11 図 飛しよう中の尾翼空力加熱の実測結果

参 考 文 献

- [1] 森大吉郎ほか；CFRPハニカム構造尾翼の試作，第 22 回構造強度に関する講演会講演集，(1980)，pp 80-83.
- [2] 荒井敬司ほか；CFRPハニカムサンドイッチ板の端部結合について，CAS 研究報告，No 22 (A) (1979)，pp 9-12.