

UDC 620.179.4:
678.6+677.52:
532.525:
629.76

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-190

NAL-25・31 型ロケットのノズル部 FRP ライナー の接着剝離の検討

中 井 暎 一・五 代 富 文
古 田 敏 康・大 竹 邦 彦

1970 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 総 説	1
2. ノズル材料の強度試験	1
2.1 はじめに	1
2.2 試 験 片	1
2.3 試 験 機 等	3
2.4 試 験 結 果	9
2.4.1 接着剤のみの引張試験	9
2.4.2 剪断強度試験	11
2.4.3 接着引剥し試験	11
2.4.4 ノズル材平板試験片	13
2.4.5 積層方向試験片	14
2.5 ま と め	15
3. ノズル材料およびノズル模型試験片の乾温度、温度サイクル試験	15
3.1 はじめに	15
3.2 試 験 片	16
3.2.1 ノズル材料試験片	16
3.2.2 ノズル模型試験片	16
3.3 実 験 装 置	19
3.3.1 乾湿度試験装置	19
3.3.2 温度サイクル試験装置	19
3.4 試 験 方 法	20
3.5 試 験 結 果	20
3.5.1 素材試験結果	20
3.5.2 ノズル模型試験片の温度サイクル試験結果	24
4. ロケットモータ地上燃焼試験	29
4.1 経過および試験目的	29
4.2 供 試 体	29
4.2.1 310φ モータ	29
4.2.2 250φ モータ	29
4.3 ノズル部不具合対策	30
4.3.1 FRP ライナ自体の積層剥れの対策	30
4.3.2 FRP ライナとライナ・ホルダ間剥離の対策	30
4.4 試 験 条 件	30
4.5 試 験 結 果	30
4.6 結 論	32
5. む す び	32

NAL-25・31 型ロケットのノズル部 FRP ライナー の接着剝離の検討

中 井 暎 一*・五 代 富 文**
古 田 敏 康*・大 竹 邦 彦*

1. 総 説

NAL-25・31 型 2 段式ロケット¹⁾のサステーナおよびブースタ・ロケット・モータとして、昭和 42 年 3 月日産自動車株式会社において製造された 250φ モータおよび 310φ モータのノズル部に、昭和 43 年 4 月の検査時に FRP ノズル・ライナーの層間剝離による表面の割れおよび FRP ノズル・ライナーとノズル外側の金属ホルダーとの接着面のはがれが、外観検査、打音検査および超音波探傷検査によって発見された。

これに対して航空宇宙技術研究所では、昭和 43 年 6 月にロケット研究グループの“ノズルおよび FRP 班”のメンバーを中心として NAL-25・31 型ロケット、ノズル不具合検討グループを発足させて、不具合発生の原因の検討を行って、その対策を施した。

グループの構成

大塚 貞吉 (リーダ ロケット部長)^{***}
中井 暎一 (機体第一部)
五代 富文 (ロケット部)
山中 竜夫 (ロケット部)
古田 敏康 (機体第一部)
三本木茂夫 (機体第二部)
朝田 洋雄 (機体第一部)
大竹 邦彦 (機体第一部)

グループは直ちに不具合ノズルの状況、FRP ノズルの製造工程、検査方法および保管状況等の調査を行ない、これらの調査結果に基づいて検討の結果、ノズルの不具合発生は長期保管中の温度および湿度の周期的変動によるものと推論した。

FRP の層間および FRP と金属との接着のはがれの機構を究明するために、FRP 素材および接着剤の

物理特性の試験、温度および湿度の繰返し変化に対する FRP 板の応答特性の試験を行なった。これらの試験結果に基づいて、実物大のノズル模型による温度サイクル試験を行なってノズル部のはがれの状況を再現するとともに、不具合を生じた 250φ モータおよび 310φ モータに対策を施して地上燃焼試験を行なった。

2. ノズル材料の強度試験

2.1 はじめに

NAL-25・31 型ノズルに用いられた耐熱ライナーはカーボン、ガラス繊維で補強したフェノール樹脂系複合材で、これを酸化アルミを含んだエポキシ樹脂でホルダー金具に接着してあったが、接着面及び耐熱ライナー層に剝離現象が生じた。この原因の解明と、今後の事故対策をたてるためには、実機模型による環境試験とともに、材料自体の強度試験が重要であると考えられた。すなわち材料の静強度試験は材料の強弱、破壊様式に関する知識と応力分布を求める手がかりとなる物性を与える。クリープ試験によって長期間にわたって材料が負荷されている時に、材料内間でどのような応答がおこっていくかを推定するためのデータが得られる。強度試験の基礎データにもとづいて、材料内の荷重の伝達とそれに対する材料の応答を考察することは、剝離現象の対策を講ずる上での正しい方向を基礎づけるものである。

2.2 試験片

試験片はエポキシ樹脂からなる接着剤試験片とフェノール樹脂を補強した FRP ノズル材試験片とにわかれる。試験片は、実機ノズルと同じく恒栄産業に依頼して実機と同一の製作条件で製作された。

接着剤試験片は引張試験片、剪断試験片および接着力試験片を製作した (図 2.1)。接着剤はエポキシ樹脂に硬化剤を混ぜて硬化しているのであるが、接着層への熱的考慮から酸化アルミ粉末を多く含ませているのが注目される。成形条件等は次の通りである。

昭和 45 年 11 月 6 日受付

* 機体第一部

** 宇宙研究グループ

*** 現在角田支所長

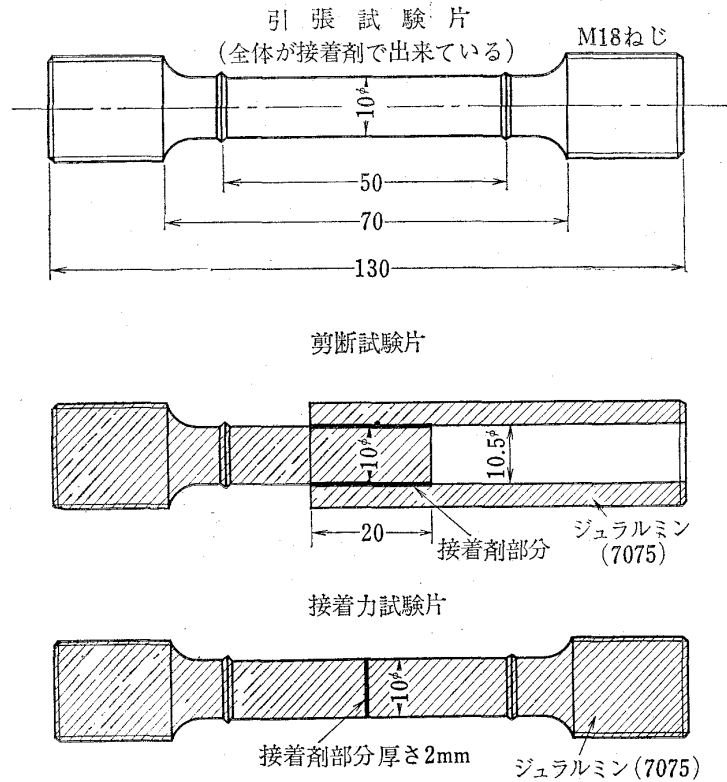


図 2.1 接着剤試験片

エポン-828	100	} キュア条件は 100℃ で 1時間, さらに 150℃ で 2時間キュアした
DDM	27	
酸化アル	70	

FRP ノズル材試験片は平板試験片および積層試験片を製作した (図 2.2)。成形条件は次の通りである。

カーボクロス GF-6 樹脂含有率 60%
 ガラスクロス SCF-182 " 37%
 樹脂はフェノール系プライオーヘン # 5900
 GF-6, SCF-182 を 1 対 2 の割合で積重ね, 10
 kg/cm² で加圧して 165℃ で 2 時間のキュアを
 行なった

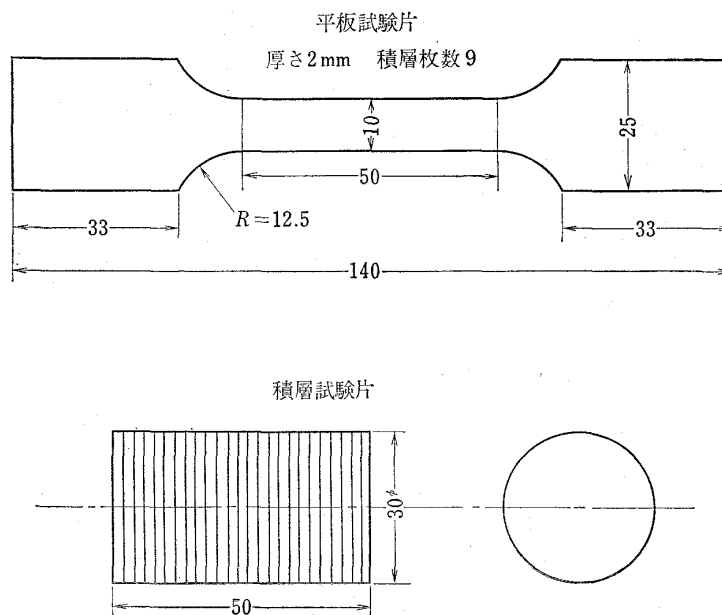


図 2.2 FRP ノズル材試験片

2.3 試験機等

試験機については試験材料が弱く、荷重偏心の影響を受けやすいので、静強度試験、クリープ試験とも主としてクリープ試験機を用いた。

接着剤試験片については東京衡機製 3 ton 引張クリープ試験機を用い、引張試験のひずみ測定には昭和測器製 YF-8 ひずみゲージを用いた。またクリープひずみはダイヤルゲージにて測定した (図 2.3)。

ノズル材の引張試験は森試験機製クリープ・ラプチャー試験機に改造治具を用いて行なった。試験室は 20℃ に温度調整した。静ひずみの測定には上記ひずみゲージを用いた。平板クリープ試験は同じように行ない、ダイヤルゲージによるひずみ測定を行なったが、積層材クリープ試験はひずみ測定に難点を生じたので、東京衡機製圧縮クリープ試験機を用いた (図 2.4)。

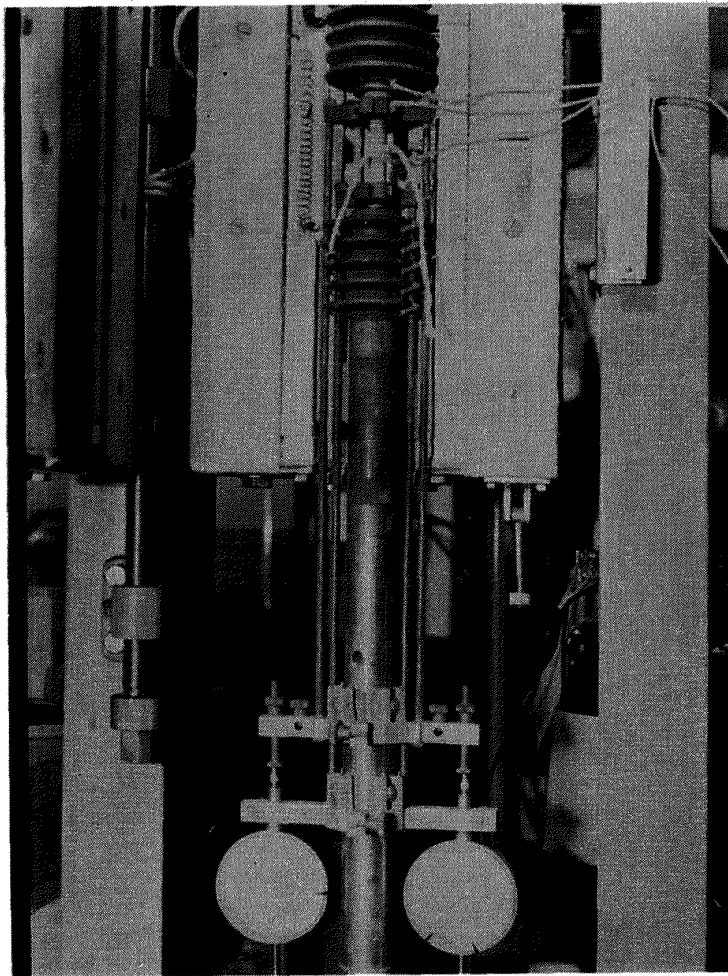


図 2.3 (a) 接着剤の引張試験装置

熱電対及びダイヤルゲージを取付けてある。炉によつて加熱する

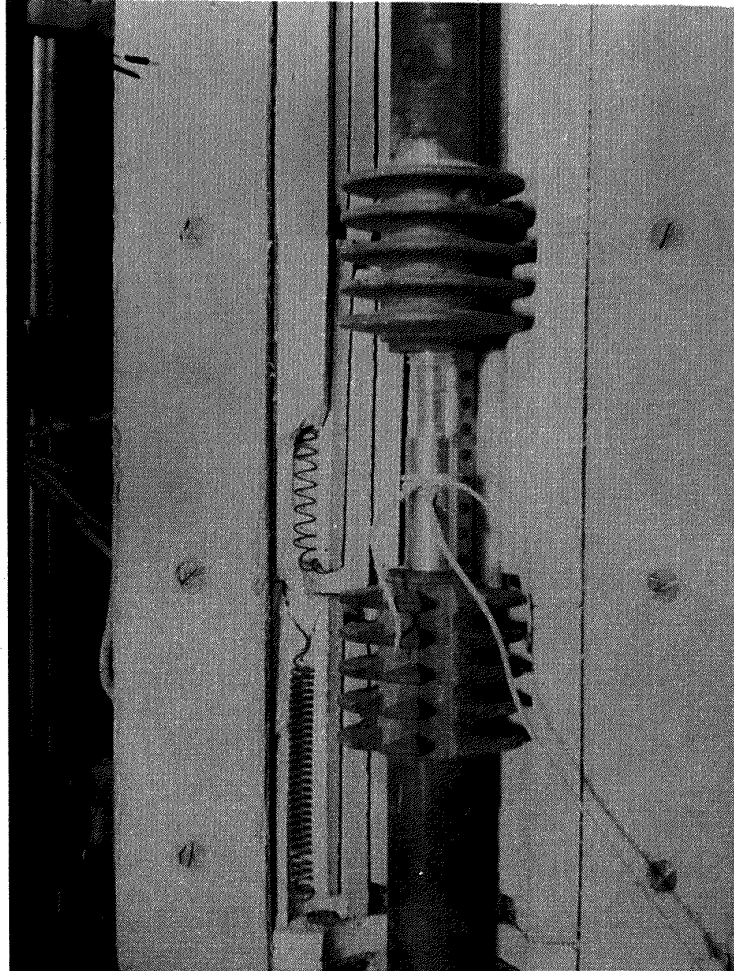


図 2.3 (b) 剪断力試験装置 熱電対及び炉



図 2.4 (a) ノズル材試験全景
(左) 平板試験片 (右) 積層試験片につき引張クリープ試験中

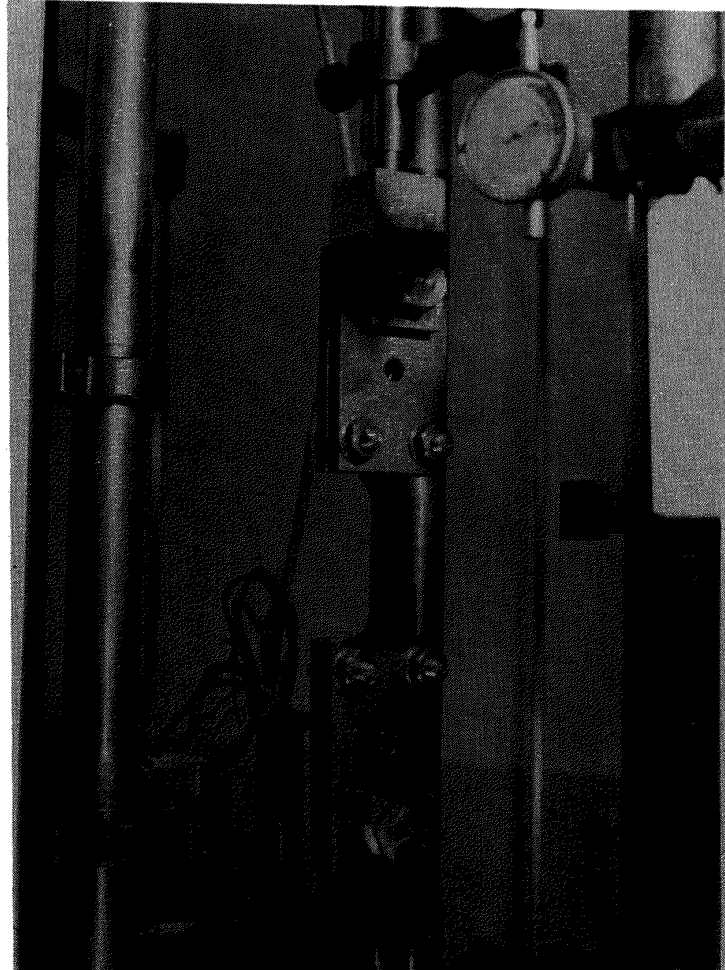


図 2.4 (b) FRP 平板のクリープ試験装置
治具及びダイヤルゲージ
引張静試験のときは歪ゲージをはりつける

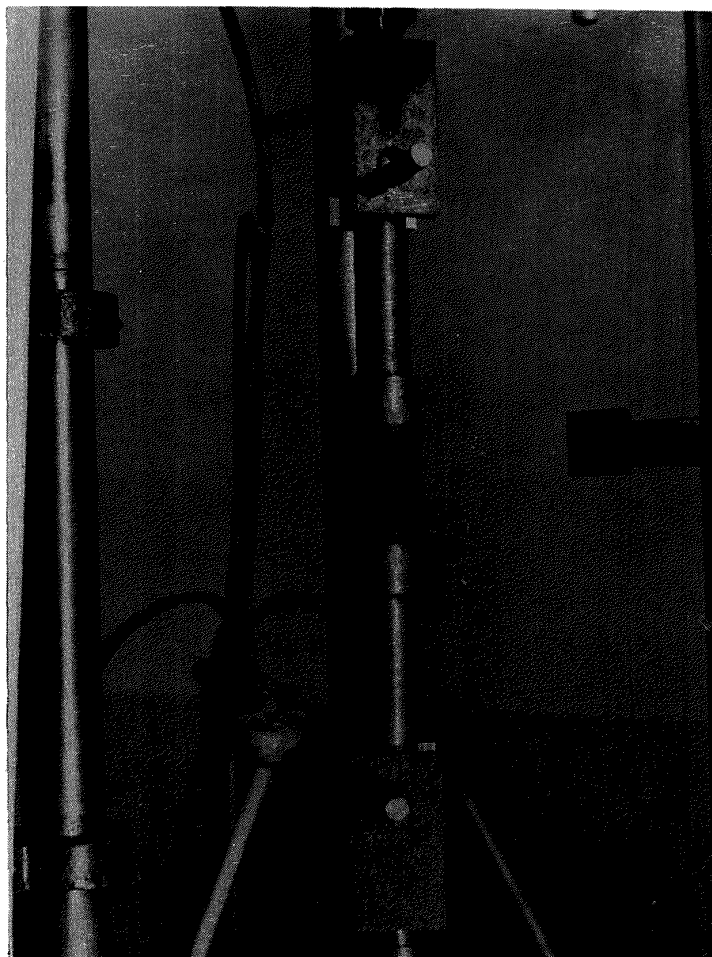


図 2.4 (c) 積層材の引張試験装置
つかみ冶具に試験片を接着している

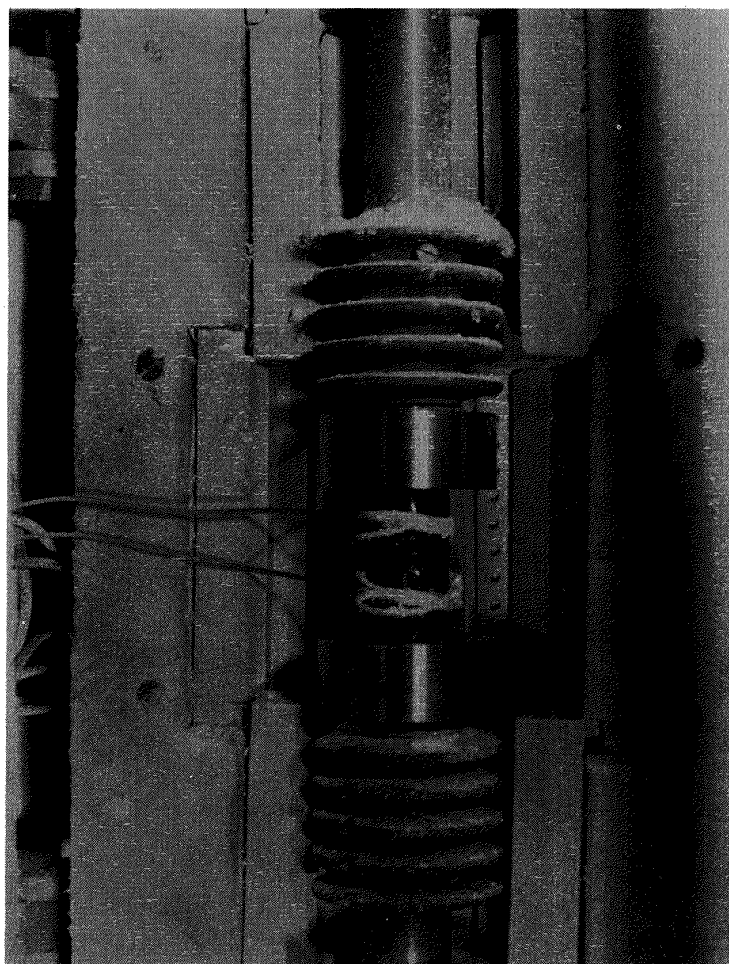


図 2.4 (d) 積層材圧縮クリープ試験装置

変位は上下の圧盤の動きの差をダイヤルゲージで測定する

2.4 試験結果

2.4.1 接着材のみの引張試験

接着剤のみを固めた試験片につき、60℃ 及び 100℃ での静引張および引張クリープ試験を行なった。

(a) 静引張試験結果 (図 2.5, 2.6, 2.7)

番号	温 度	ヤング率 kg/mm ²	破壊強度 kg/mm ²	破断伸び %
1	60℃	4.25×10 ²	4.3	1.28
2	"	4.45	3.6	.78
3	100℃	3.84	3.0	.84
4	"	4.40	3.6	.94

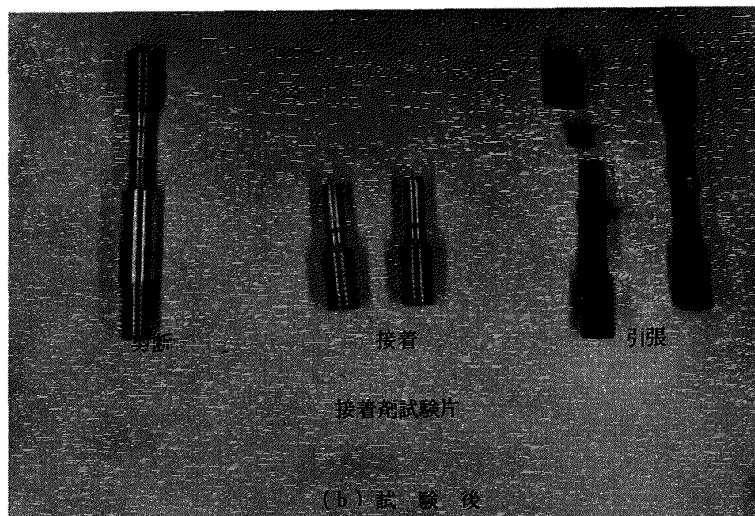
温度は試験温度に 20～22 時間保った後で Dead Weight による試験を行なった。ヤング率は 0～2000μ までの平均をとった。注目すべきは破断伸びのきわめて小さいことで、この傾向は 100℃ においてもいじらしい。

(b) クリープ試験

60℃ でのクリープ伸びは静的伸びの高々 40% であって、長時間経過後には伸び増加はほとんどみられなくなる (図 2.8)。100℃ においても似たような傾向を示しているが、クリープ伸びはやや多く、60% 以上になる (図 2.9)。100℃ より上では軟化の傾向が



(a) 試験前



(b) 試験後

図 2.5 接着剤試験片

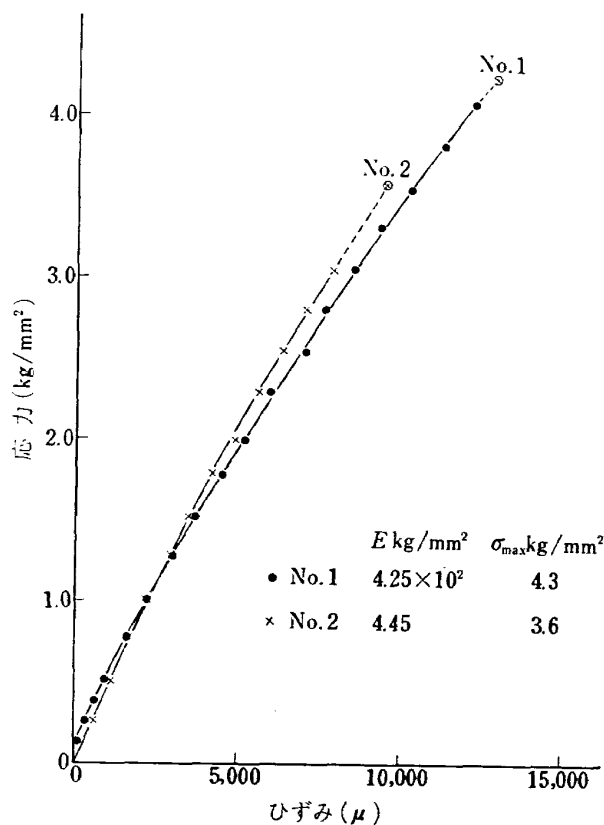


図 2.6 60°C における接着剤引張試験
応力—歪曲線

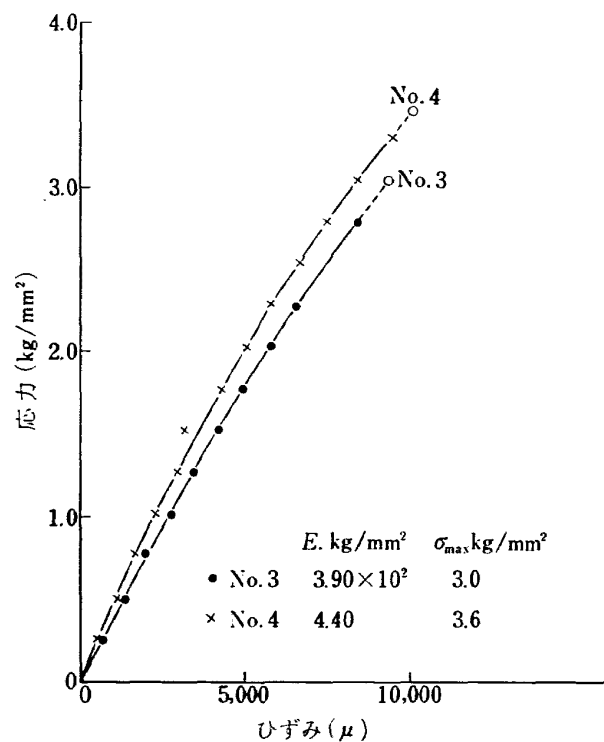


図 2.7 100°C における接着剤引張試験
応力—歪曲線

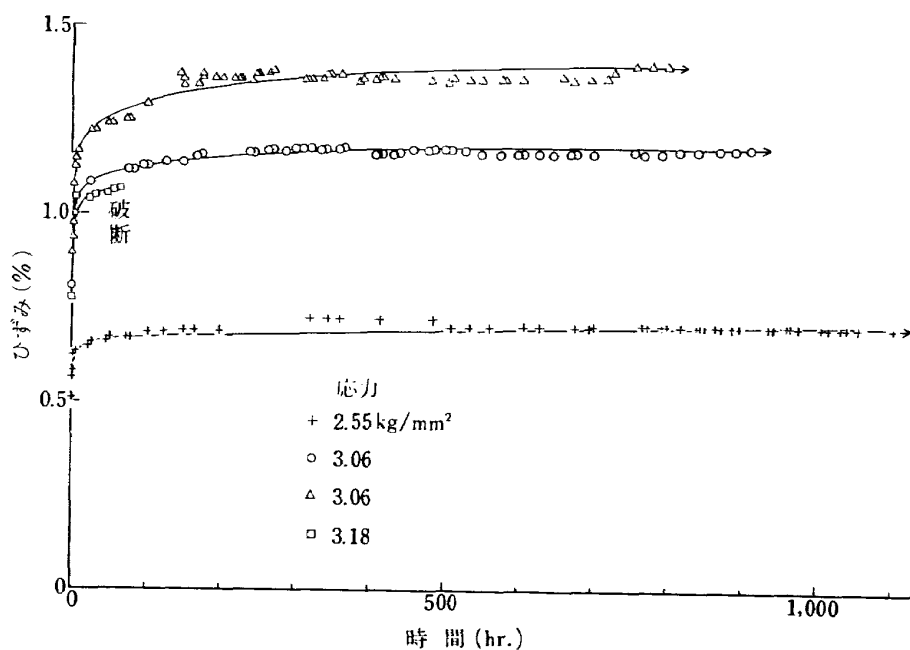


図 2.8 60°C 樹脂引張クリープ試験

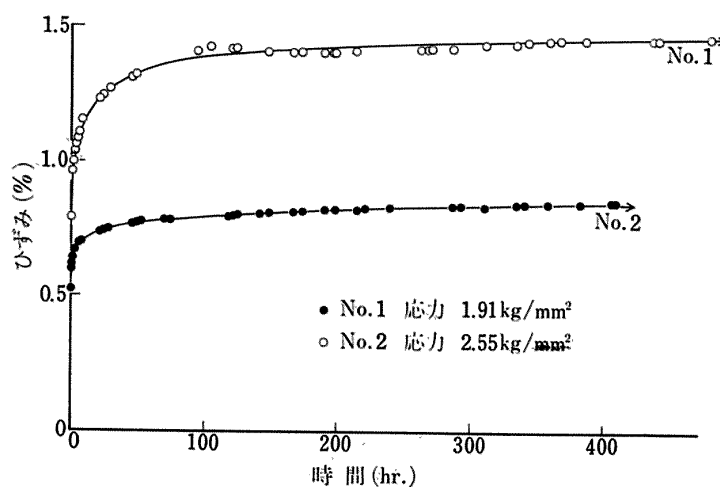


図 2.9 100°C 樹脂引張クリープ試験



図 2.10 Epoxy 樹脂 (上) とノズル用接着剤 (下) とのクリープによる伸びの差

試験条件は同じでもノズル用接着剤は含んでいる酸化アルミ粉のためにきわめて剛になっていて、流動性がない

みられた。樹脂のみを固めた(アルミ粉末を含まない)材料ではクリープ伸びは静的伸びの 2~3 倍にも達することがある (図 2.10)。

2.4.2 剪断強度試験

剪断強度及び剪断クリープ試験を行ない、試験結果は次の表のとおりである。

剪断強度はばらつきの多いことが注目される、これは次の接着力のところと同じように、接着表面の状態が一定していないためであろうと考えられる。

2.4.3 接着引剥し試験 (図 2.5, 2.12)

金属 (7075 ジュラルミン) と接着剤との接着には

番号	温度	剪断応力 kg/mm ²	破断時間 (試験時間)	備 考
1	60°C	3.1	—	} 静的剪断強度試験 Dead Weight
2	"	2.7	—	
3	"	1.3	—	
4	"	1.6	30 hr	} 破壊せず
5	"	1.6	(360)	
6	"	1.3	(860)	
7	"	1.3	(860)	
8	700°C	1.0	(360)	
9	"	1.0	(410)	

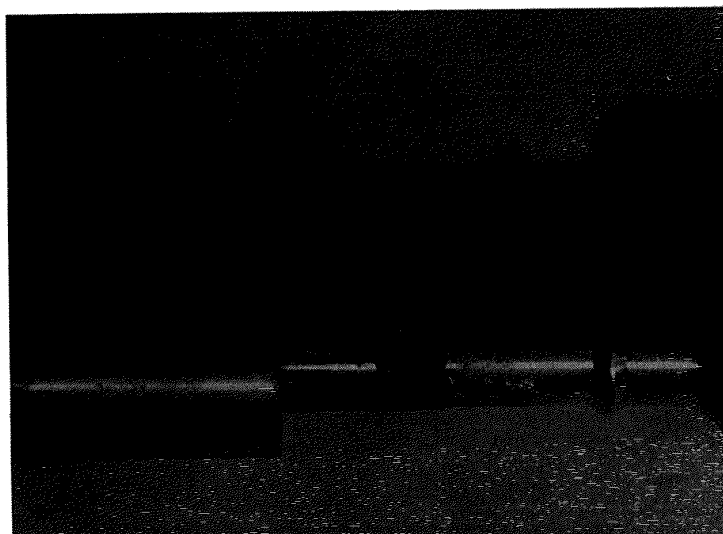


図 2.11 剪断による破壊状況



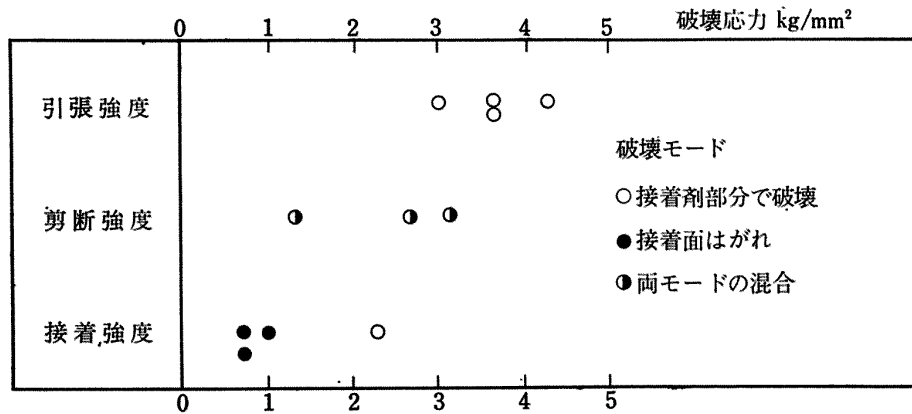
図 2.12 (左) 接着面でののはがれ (右) 接着層内の破壊

相当のむらがあり、接着面ではがれるものはきわめて低応力ではがれるが、接着層内で破壊するものは比較的応力が高い。金属表面の状態も関係していると思われる。試験片の接着面積が小さかったことも強度にむらのでもてしまった要因の一つと考えられ、試験片形状には大いに改善の余地がある。接着する金属を実機と同じ物にすることも接着力自体のためには必要である。今回の試験では理想的な接着状態は実現しにくいことがある程度確かめられた。

60℃ での試験結果

番 号	破壊応力 kg/mm ²	備 考
1	2.3	接着層内で破壊
2	1.0	接着面はがれ
3	0.76	"
4	0.76	"

接着樹脂の静強度試験の結果をまとめると次のようになる。

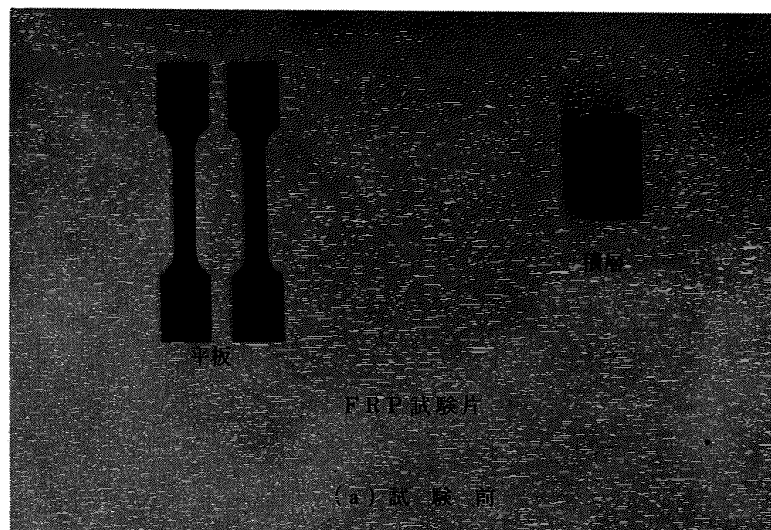


この表から①接着面の強度（剪断及び接着）はバラツキが大きいこと。②樹脂自体の強度よりも低い応力で接着面ではがれることが多いが、十分な接着状態にあれば接着力は樹脂強度よりも強い、ということがわ

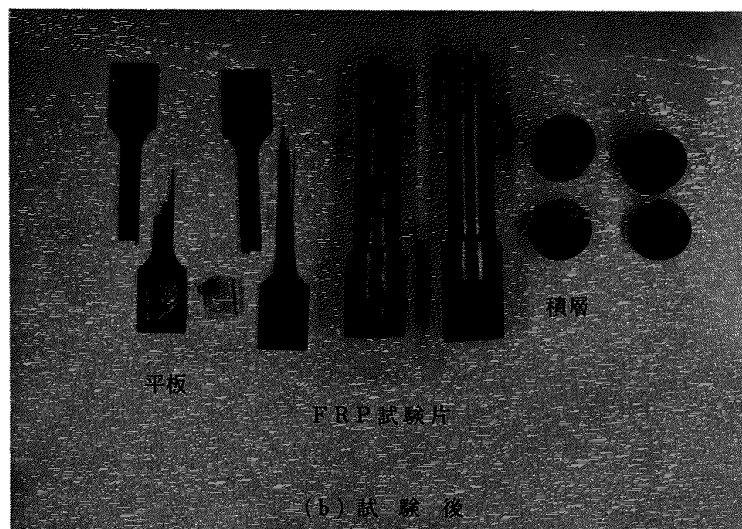
かるであろう。

2.4.4 ノズル材平板試験片

室温における静強度試験の結果は次のようになった（図 2.13）。ノズル材の試験については主として



(a) 試験前



(b) 試験後

図 2.13 ノズル材平板および積層方向試験片

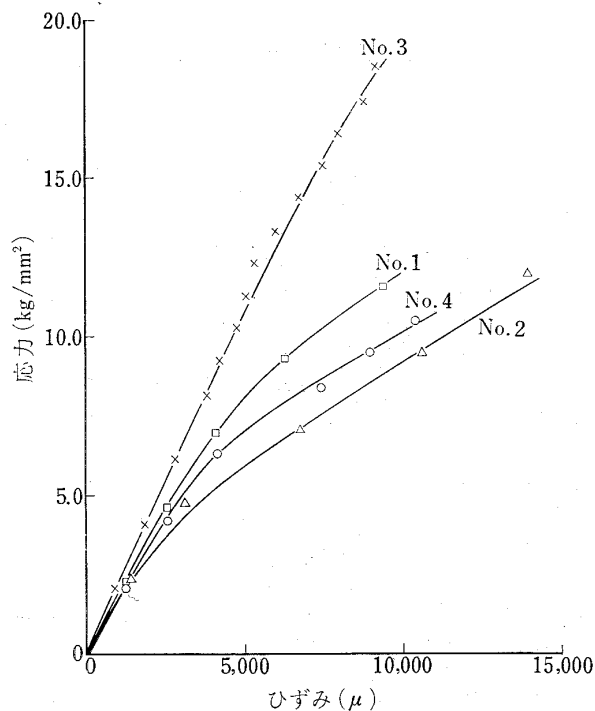


図 2.14 FRP ノズル材平板の引張試験
応力-歪曲線

番 号	破断応力 kg/mm ²	備 考
1	12.5	} 島津万能試験機使用
2	11.9	
3	18.5	
4	11.6	
5	5.3	} クリープ試験機使用 Dead Weight 負荷
6	11.8	
7	16.7	
8	12.5	
9	11.9	

	No. 1	No. 2
初期弾性伸び (mm)	0.56	0.54
全クリープ伸び (mm)	0.051	0.056
全試験時間 (hr)	500	700

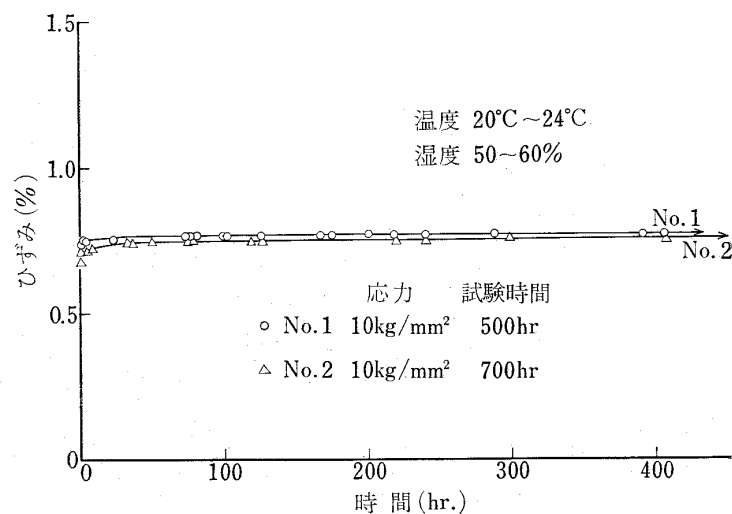


図 2.15 FRP ノズル板平板の室温における引張クリープ試験

20°C 恒温室に設置したクリープ試験機を用いた。試験番号 1~4 についての応力-ひずみ曲線を図 2.14 に示す。試験番号 1 についてのヤング率は約 2,000 kg/mm² (0~2000 μ の平均) これは文献 2 のクロス強化 FRP 材の値とくらべて妥当なものといえる。

クリープ試験は 20°C 50% 湿度中で応力 10 kg/mm² にて行なった。チャック間距離は約 80 mm であった。クリープ伸びはもわめて小さい。いずれも破断にはいたらなかった。伸びは最初の 80~100 時間で全クリープ伸びに達し、ことに最初の 1~2 時間でその半分

以上の伸びを出している (図 2.15)。

2.4.5 積層方向試験片

試験片は成形圧力の差による比較も行なうために加圧 10 kg/cm² 6 本のほかに同仕様で加圧 100 kg/cm² のものも 6 本本製作した。加圧 10 kg/cm² のものより加圧 100 kg/cm² のものの方が外見はちみつであったが、20°C でシリカゲル乾燥器中に保存しておいたところ、2 週間後 100 kg/cm² 加圧のうち 3 本は層間に 0.1 mm 位の明瞭な剝離を生じたのが認められた。さらに 2 週間後そのうちの一本は完全に剝離して二分し

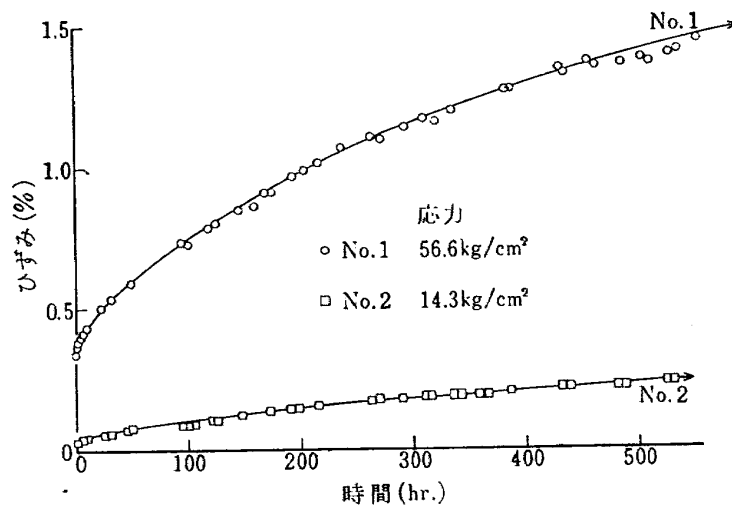


図 2.16 FRP ノズル材積層方向の圧縮によるクリープ試験 60°C

番 号	破断応力 kg/cm ²	備 考
10-1	8.5	試験前若干の剥離を生じていた {一回目 2.8 kg/cm ² であったも のを接着し再試験した
2	18.4	
3	1.7	
100-1	18.5	

たが、他の2本は外見上剥離状況のいちじるしい変化は起らなかった。10 kg/cm² 加圧のものについても一部微小クラックが観察されたが、その程度はよくわからなかった。積層方向試験片は材質のいちじるしく異なる材料が複雑に組合わさっているので、不完全な積層部分があると、保存の環境によってはそれだけで剥離が生ずることもある。

上の表に示す静引張試験の結果をみると、日産自動車KKでの試験結果 (70~100 kg/cm²) よりも強度的にはかなり低い。応力が低くて破断したものはカーボクロス層とガラスクロス層の間できれいに分離している (図 2.13-b の右)。

一方クリープ試験については 60°C での圧縮試験および 20°C での引張試験を行なった (図 2.16)。測定された値は治具やピック・アップのガタツキ等による種々のエラーを含んでいるので、大ざっぱな傾向を見る以上には定量的判断は下し難いが、平板試験にくらべると長時間での伸びはかなり大きくなる。

2.5 まとめ

今迄行なわれた強度試験の結果示されるところは次のようにまとめられる。

(1) 接着剤の剪断強度および接着力接着力強度には非常なバラツキがある。接着が完全に行なわれたか

うかを検査する手段が不十分であるので、こういう場合の強度を考えるときはバラツキを十分考慮しておく必要がある。今回の試験には都合により治具として 7075-T₆ を用いたが、そのために若干接着力に影響を与えたことも考えられる。

(2) 引張試験およびクリープ試験の結果によれば、酸化アルミを混合した接着剤は脆性の度合いが強い。このことは接着層自体の剥離にも、あるいは接着されているノズルライナーの破壊にも、強度的見地からは非常に不利である。

(3) ノズル材料は平行方向と積層方向で異方性がきわめていちじるしい。

(4) 積層方向への異種材料の積重ねはその方向への安定性をいちじるしく損ねている。したがってキュア後の残留応力や乾燥による膨張の差によってきわめて剥離を生じやすい。

(5) カーボクロス中の樹脂含有率は非常に高い、カーボクロス層が弱いことに関連しているように思われる。

従来は二義的な重要性しかもたなかったような材料の物性について、平常からの基礎的な研究が重要であることがわかった。今回の試験で、当初の試験計画が拙速にすぎたきらいがあり、試験のなかに変動応力試験や疲労試験をも含めて行なうべきであると思われる。

3. ノズル材料およびノズル模型試験片の乾湿度、温度サイクル試験

3.1 はじめに

耐熱複合材料はなかに入れる補強材の種類により、

強度、体膨脹率、乾湿度に対する応答特性などが異なる。現に長期間保存中の NAL-25・31 型ロケットで剝離現象が起きた。そこでこれらに使用されたと同じ補強材、ならびに比較のために他の補強材からなるフェノール系ノズル材料について、まず乾湿度の影響を調査したところ非常に敏感であることがわかった。ついでこれらの材料について、温度サイクル、湿度サイクル試験を行なったところ、NAL ロケットに使用されたノズル材料が特に他に比較してかなり影響をうけやすいことがわかった。これらのノズル材料の試験の結果、NAL ロケット・ノズルの剝離の原因は温度、乾湿度の周期的変動が大きな影響を及ぼしたものと推論し、NAL-25 型ノズル模型および NAL-31 型ノズル模型試験片について温度サイクル試験（乾湿度の影響も同時に受ける）を行ない、剝離の状況を再現させ、その原因を追求した。

3.2 試験片

3.2.1 ノズル材料試験片

ここで試験したフェノール系ノズル材料試験片は、NAL ロケットに使用されたノズル材料と、比較のための他のノズル材料試験片とを作った。補強材の種類と成形圧は表 3.1 に示す通りである。このうち GF-6 とガラスクロスが実機に使用されたノズル材料である。

表 3.1 補強材の種類と成形圧

補強材の種類	成形圧
GF-6 カーボンクロス	200 kg/cm ² 成形
GF-20 カーボンクロス	"
GF-6 とガラスクロス	"
シリカガラス	"
ガラスクロス	"
GF-6 とガラスクロス*	10 kg/cm ² 成形

* NAL ロケットノズルに使用された材料

GF-6 はポリアクリロニトリル系(PAN)で、600°C で焼成したもので、耐炎繊維³⁾の部類に入る。その表面構造はかなり粗雑で、化学吸着が大きく、湿度による吸湿量が増加する性質⁴⁾がある。これは焼成温度が低い程その比表面積(単位重量あたりの繊維の表面積)が多くなるためと思われる。

GF-20 は 2,000°C で焼成したもので、炭素の含有量は約 99% 程度でグラファイト繊維となる。比表面積も吸湿量も前者と比較していちじるしく少なくなる。

シリカガラス繊維は特殊ガラス繊維を高温の硫酸で処理し、不純物を取除いて SiO₂ の純度を約 98~99 %程度としたもので、かなり多孔質で吸湿性がある。融点は約 1,300°C で耐炎性の朱子織りクロスである。

ガラス繊維はフィラメント・ワインディング用と同じもので殆んど吸湿性はない。融点は約 700°C 程度であるが、強度はカーボンクロス（普通品）およびシリカガラスよりはるかに強い。

ノズル材料試験片は複合材自身が乾湿度、温度などによりいかなる応答を示すかを調べるための試験片で、表 1 に示す補強材に対してプライオーヘン 5900 フェノール樹脂で成形し、そのあと機械加工により、図 3.1 のように、積層方向を実機と同じく 30° の角度とし、厚さは同じく 6 mm とした。各種ノズル材料試験片の写真を図 3.2 に示す。

3.2.2 ノズル模型試験片

ノズル模型試験片は温度サイクル試験（乾湿の影響も同時に受ける）によってノズル材料と金属製ホルダーとの剝離の状況を調べるための試験片である。

ノズル模型試験片は NAL-25 型および NAL-31 型を用意した。

NAL-25 型ノズル模型試験はノズル材料、成形用金型、成形圧力などその製法および接着法はすべて実機と同じ条件で製作した。但し軸方向の長さは実機の約 1/3 の 160 mm とした。成形金型の割れの部分は繊維の方向性かなり乱れており、しかもやや多孔質となっている。そのほかの部分にも繊維の乱れた部分がかかり認められた。金属製ノズルホルダーの内面仕上げは NAL-31 型ノズルのような薬品による化学研磨は行なわず、旋盤の上仕上げ程度とした。接着剤は材料の強度試験の項で述べたものと同じものを使用した。すなわちエポン 828 に、硬化剤として DDM、および酸化アルミニウム粉末を入れた。その写真を図 3.3 に、断面図を図 3.4 に示す。

NAL-31 型ノズル模型試験片は日産自動車株式会社宇宙航空部で製作したもので、実機ノズルと全く同じ製品である。但し試験炉の内部容積の都合によりノズ

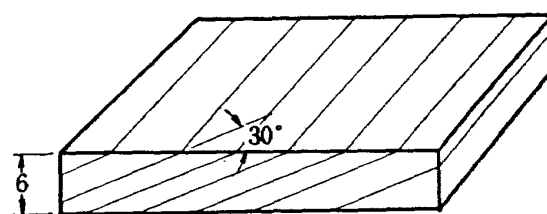
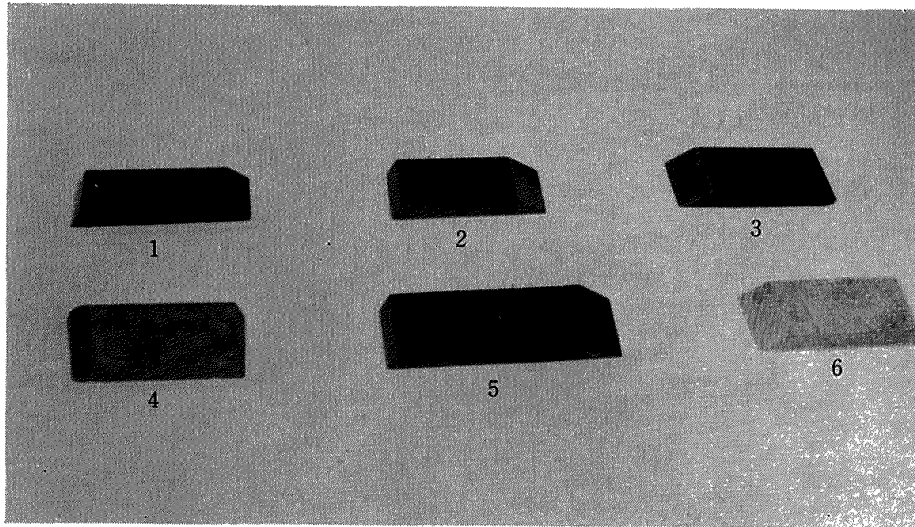


図 3.1 素材試験片の積層方向



- | | | |
|-----------|---|-----------|
| 1. GF-20 | 2. GF-6 とガラスクロス | 3. GF-6 |
| 4. ガラスクロス | 5. GF-6 とガラスクロス
(10 kg/cm ² 成形) | 6. シリカガラス |

(No. 5 以外は 200 kg/cm² で成形)

図 3.2 素材試験片

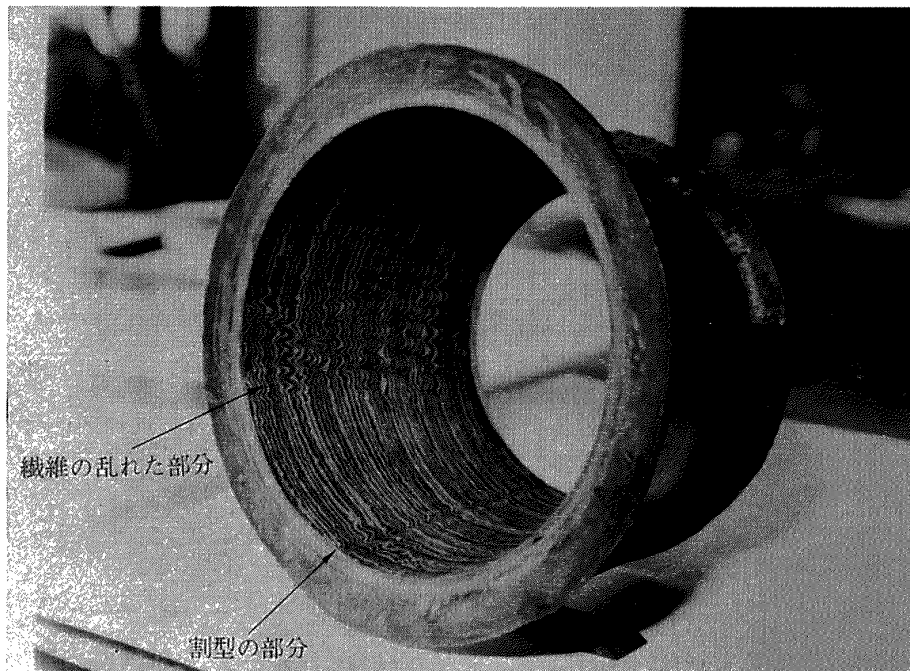


図 3.3 NAL-25 型ノズル模型試験片

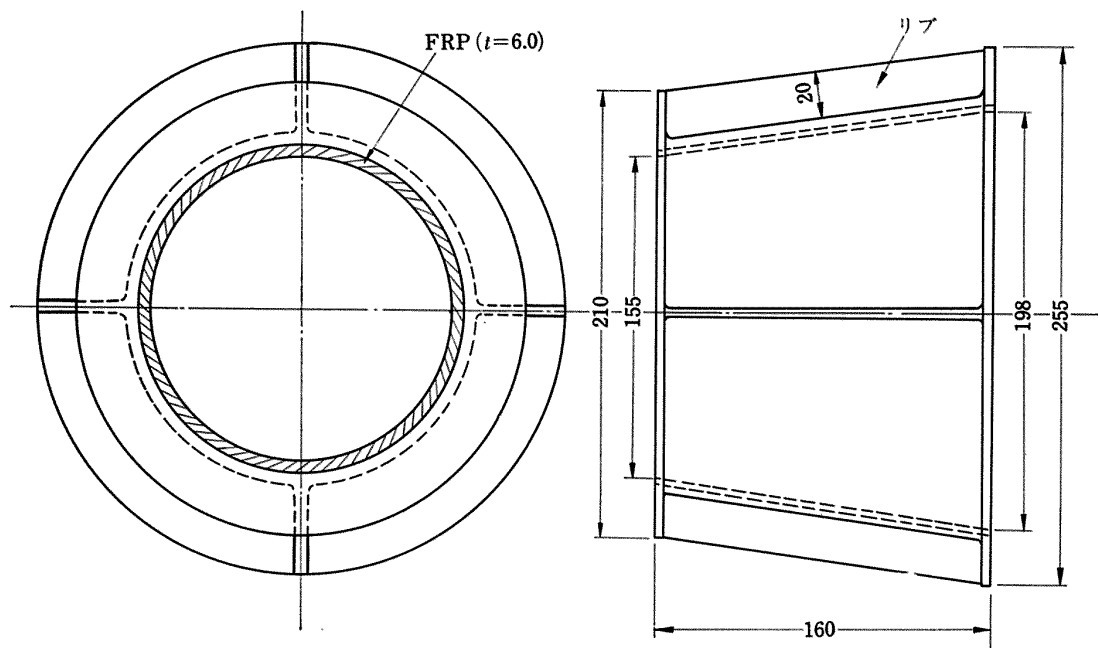


図 3.4 NAL-25 型ノズル模型試験片

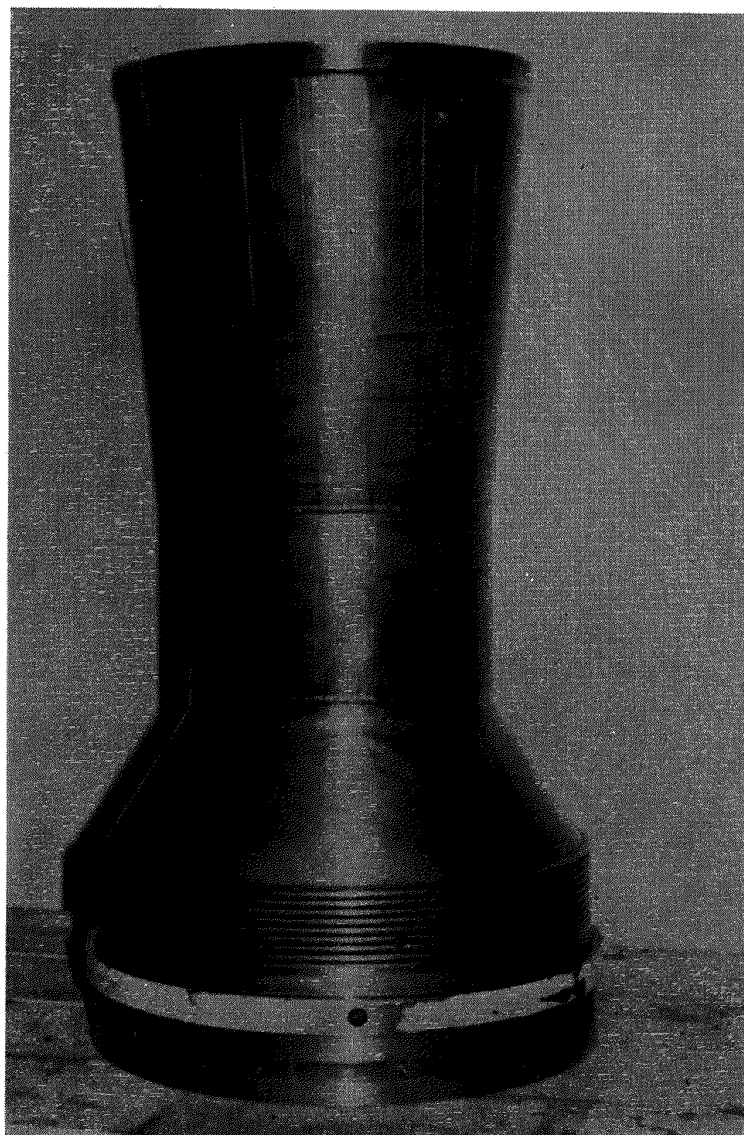


図 3.5 NAL-31 型ノズル模型試験片

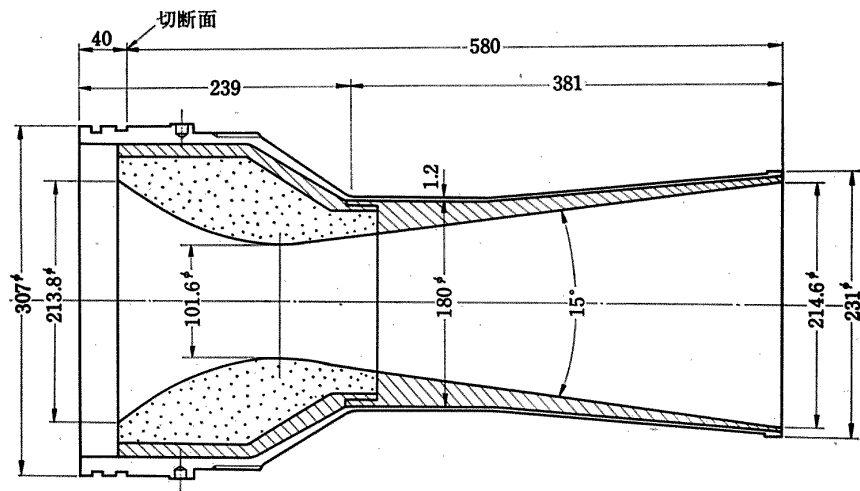


図 3.6 NAL-31 型ノズル

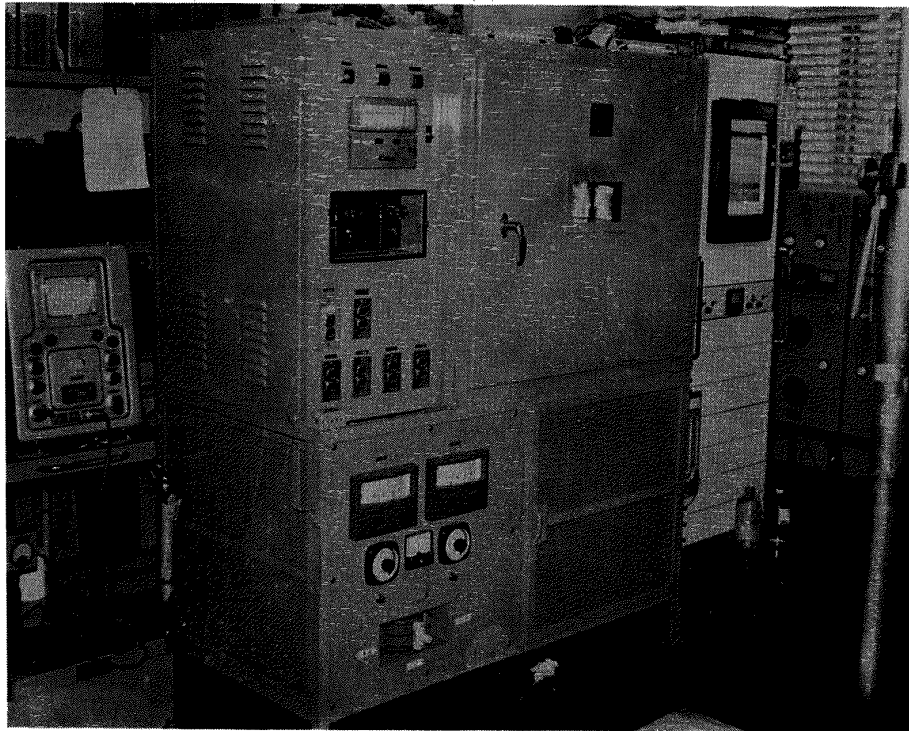


図 3.7 温度サイクル試験炉

ルの長さを 40mm 程切断した。図 3.5 にその写真を、図 3.6 にその断面図を示す。

3.3 実験装置

3.3.1 乾湿度試験装置

乾湿度の影響による試験には 2 個の大型デシケータを用意し、一方には水を入れて中の湿度を約 90% とし、他方はシリカゲルを入れて湿度を 6~7% の乾燥状態として、その中に素材試験片を入れ、それぞれの重量の変化を調べた。

3.3.2 温度サイクル試験装置

温度サイクル試験によって各素材試験片の重量変化およびノズル模型試験の接着部の剝離の状況を調査したもので、その概観図を図 3.7 に示す。これは従来の恒温槽にタイマおよび冷却装置と自動温度制御装置をつけたもので、その温度履歴を図 3.8; a), b) 図に示す。最低温度を 25°C とし、最高温度を 60°C としそれぞれ 60 分間保つようにした。1 サイクルに要する時間は中に入れる試験片の大きさにより熱容量が異なり、NAL-25 型で 4 時間、NAL-31 型で 5 時間 20 分を要した。

3.4 試験方法

素材試験についての測定は下記の方法で行なった。

- (a) 乾燥デシケータ内の試験片の重量変化の測定
- (b) 湿度デシケータ内の試験片の重量変化の測定
- (c) a) と b) の繰返しによる重量変化の測定

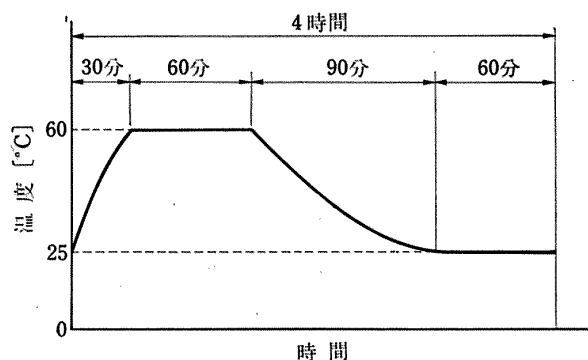


図 3.8 a) 1 サイクルの時間と温度の関係 (NAL-25 型)

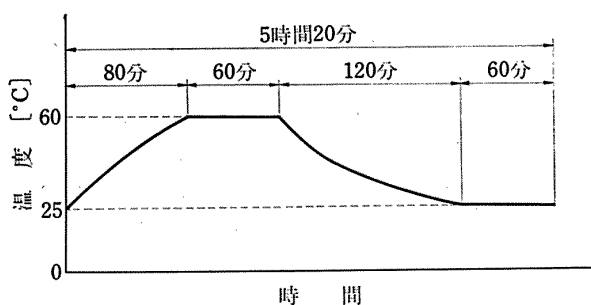


図 3.8 b) 1 サイクルの時間と温度の関係 (NAL-31 型)

(d) 温度サイクル試験装置による重量変化の測定
NAL-25 型ノズル模型試験片の温度サイクル試験は図 3.8 (a) の温度履歴による試験で、実験中の炉内の模様を図 3.9 に示す。

つぎに NAL-31 型ノズル模型試験片は図 3.8, (b) の温度履歴によるサイクル試験を行なった。実験中の炉内の模様を図 3.10 に示す。ノズル模型試験片の剝離の模様は超音波探傷器の多重反射法^{5), 6)}により測定した。実験中の写真を図 3.11 に示す。その詳しい測定法は文献 7) に述べている。

実験中の炉内湿度の測定結果は 25°C のときは 35%, 60°C のときは 12% であった。

3.5 試験結果

3.5.1 素材試験結果

(a) 乾燥試験結果

湿度 6~7% 中の乾燥試験の結果を図 3.12 に示す。ここで縦軸に重量の減少率、横軸に測定した週数をとった。曲線の註は補強材の種類を示す。この実験で 3 週間目まではいずれも重量減少率の勾配が急である。これは主として樹脂分中に含まれる揮発物、水分などの蒸発によるものと思われる。この後は緩慢に減少してゆく傾向がみられる。これは補強材中に含まれる水分などの蒸発が毛細管現象により除々にでてゆくものと思われる。

この試験で吸湿性の多い GF-6 の複合材が一番減少率が大きく約 7% で、吸湿性の少ない GF-20, ガ

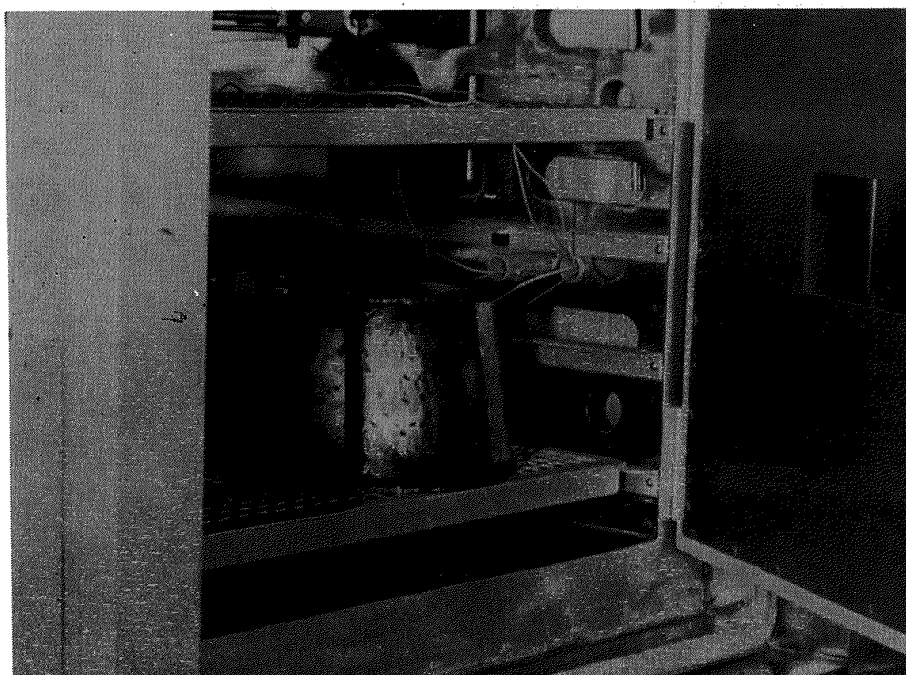


図 3.9 NAL-25 型ノズル模型の試験炉内の模様

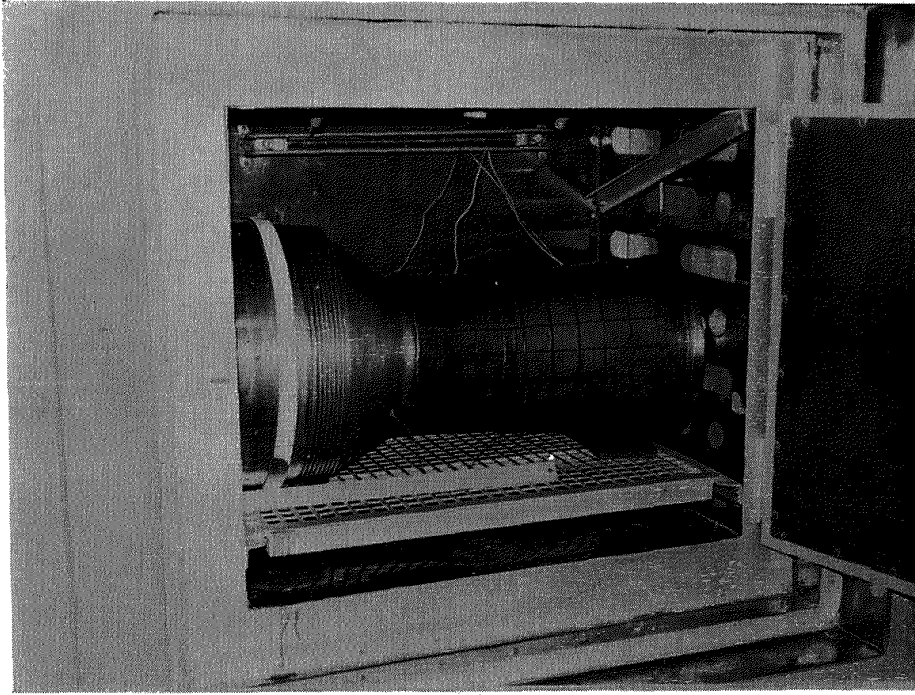


図 3.10 NAL-31 型ノズル模型の試験炉内の模様

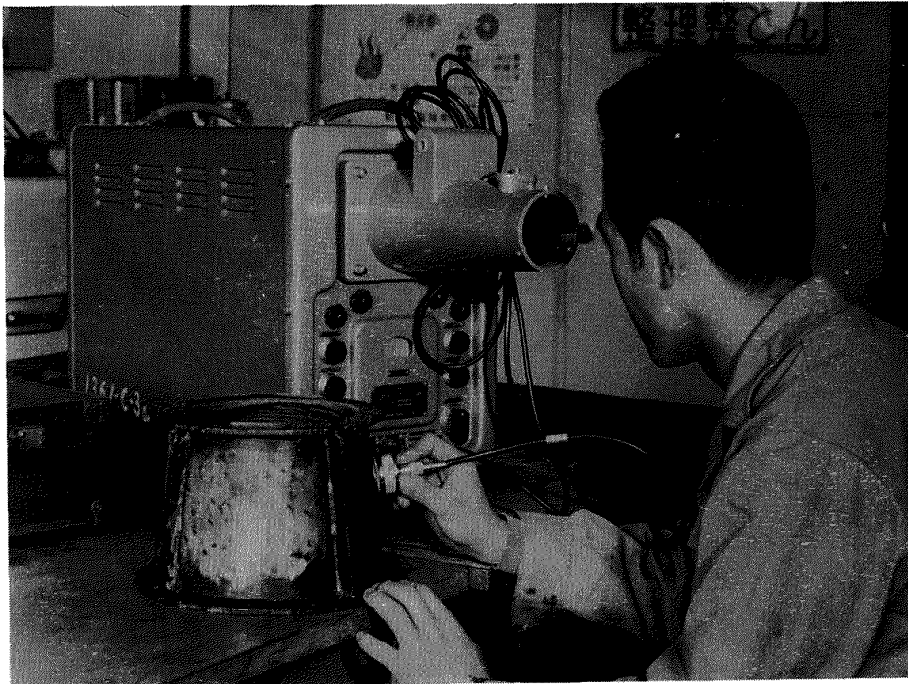


図 3.11 超音波探傷中のところ (NAL-25 型ノズル模型)

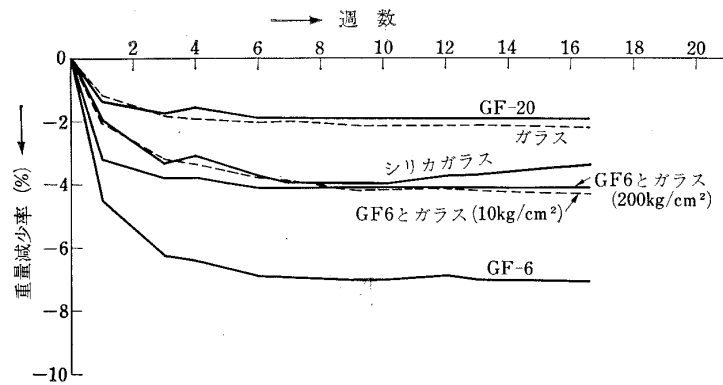


図 3.12 乾 燥 試 験

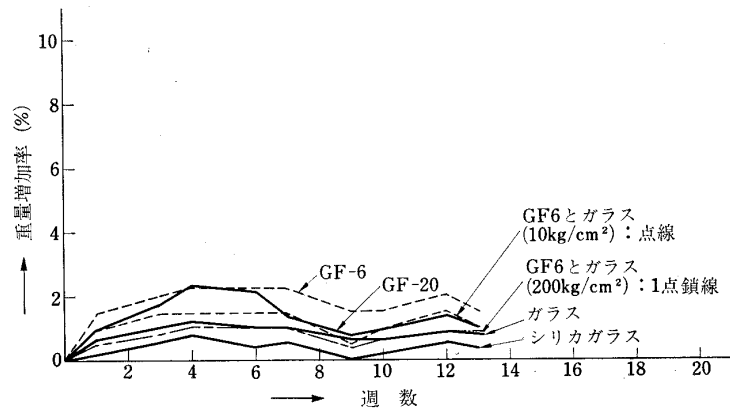


図 3.13 湿 度 試 験

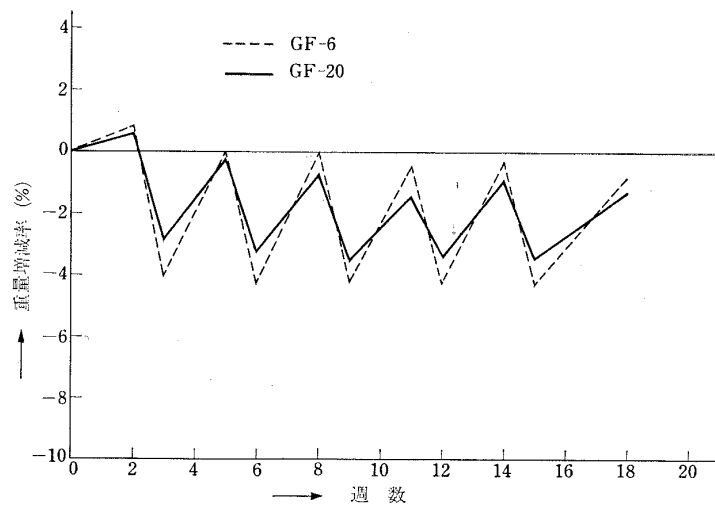


図 14 乾湿度サイクル試験

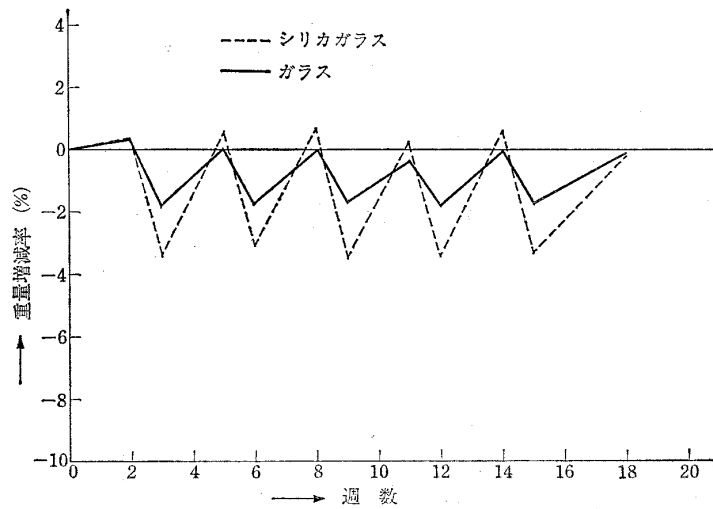


図 3.15 乾湿度サイクル試験

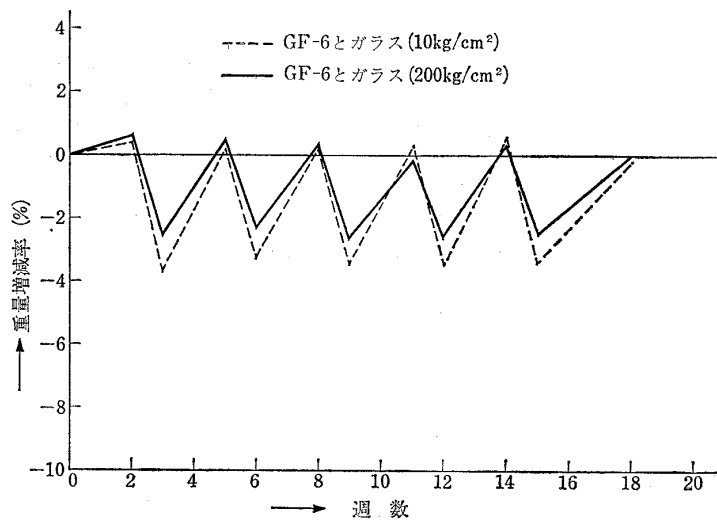


図 3.16 乾湿度サイクル試験

ラス複合材などは比較的に安定で、重量減少は約 2% 程度でほとんど一定となっている。

(b) 湿度試験結果

湿度を約 90% とした場合の重量増加の結果を図 3.13 に示す。この実験の結果湿度による影響は乾燥による実験程顕著な影響は余り認められないが、やはり GF-6 および GF-6 とガラスクロスとの混合複合材がややその影響を受けやすいことがわかる。

(c) 乾湿度サイクル試験結果

湿度約 90% 中に 2 週間、6~7% の乾燥中に 1 週間入れたときの重量の変化を調べたもので、図 3.14 に GF-6 と GF-20 の結果を示す。やはり GF-6 の複合材のものが大きな値を示している。

つぎに図 3.15 にはガラスとシリカガラス複合材の

結果を示す。この実験でも吸湿性の少ないガラス複合材は変動が少なく。一方多孔質なシリカガラス複合材の方が変動振幅が大きい。

つぎにガラスクロスと GF-6 との混合複合材について成形圧 10 kg/cm²、200 kg/cm² の複合材についての比較実験を図 3.16 に示す。やはり 10 kg/cm² のものがやや変動振幅の大きいことがわかる。拡大写真の観察の結果でも 10 kg/cm² で成型したものの方がやや多孔質な複合材であった。

(d) 温度サイクル試験結果

温度サイクル試験による重量減少率の結果を図 3.17 に示す。この結果では 55 サイクル迄は急激な重量の減少を示している。これは樹脂、補強材に含まれる揮発物、水分などが急激に除湿された結果と思われる。

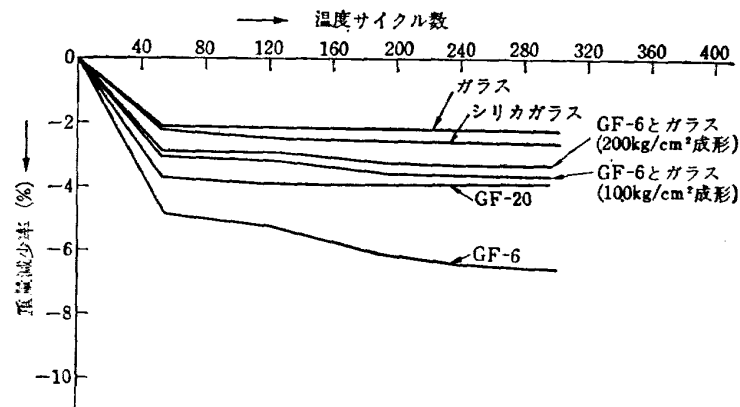
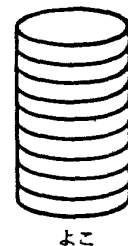


図 3.17 温度サイクル試験

表 3.2 体膨脹係数測定結果

補強材の種類	密度 (gr/cm ³)	体膨脹係数/°C
GF-20 (よこ)	1.34	3.46×10^{-5}
" (たて)	"	4.65
GF-6 (よこ)	1.45	9.77
" (たて)	"	10.03
ガラス (よこ)	1.97	7.24
" (たて)	"	5.76
シリカガラス (よこ)	1.74	5.00
" (たて)	"	5.18
ガラスとGF-6 (よこ)	1.72	6.43
" (たて)	"	7.28



その後は比較的ゆるいカーブで減少してゆく。

このなかで特に GF-6 がその減少率が大きく、200 サイクル位で層間剥離を起こしている。実機ノズル FRP に使用した GF-6 とガラスクロスとの混合複合材もやはり重量の漸減してゆく傾向を示している。これも前に述べた GF-6 の特性によるものと思われる。

(e) 体膨脹係数の測定結果

各試験片素材の体膨脹係数の測定結果を表 3.2 に示す。この表からもわかるように、GF-6 が一番大きな値を示し、鉄の約 3 倍の値を示している。GF-6 とガラスクロスとの混合複合材はそのつぎに大きな値で、鉄の約 2 倍の値を示している。これらの現象もやはり、金属ノズルホルダーと FRP との接着部の剥離を助長する原因と思われる。

3.5.2 ノズル模型試験片の温度サイクル試験結果

(a) NAL-25 型模型試験結果

NAL-25 型模型試験片を図 3.8 a) の温度履歴による温度サイクル試験を行ない、超音波探傷器の多重反射法によって実験を行なった剥離の模様を図 3.18 に示す。接着された金属製ノズルホルダー内面の表面処理を行なわなかったこと、接着法などにやや難がありこのノズル模型試験片は初めから全接着面の約 25% ほど剥離していたが、57 サイクルで既に 50% ほど剥離しており、78 サイクルで 70% となり、その後はあまり進行していない。この剥離の模様を試験前より 78 サイクルまでの展開図 3.19 a)~d) に示す。

この図の A-A, B-B 線は成形用金型の割れの部分で、実際には成形圧はあまりかからず、したがっ

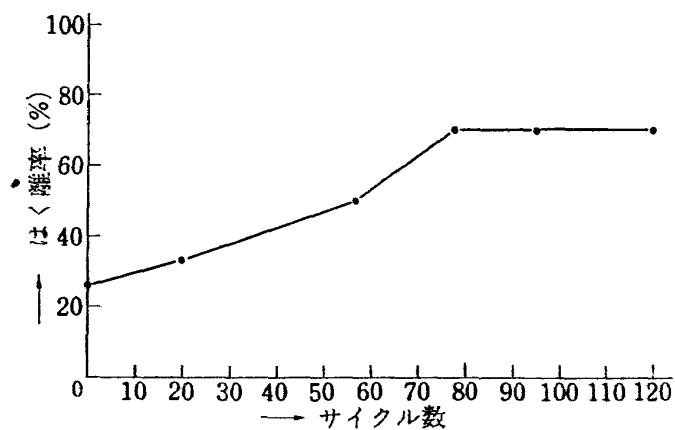
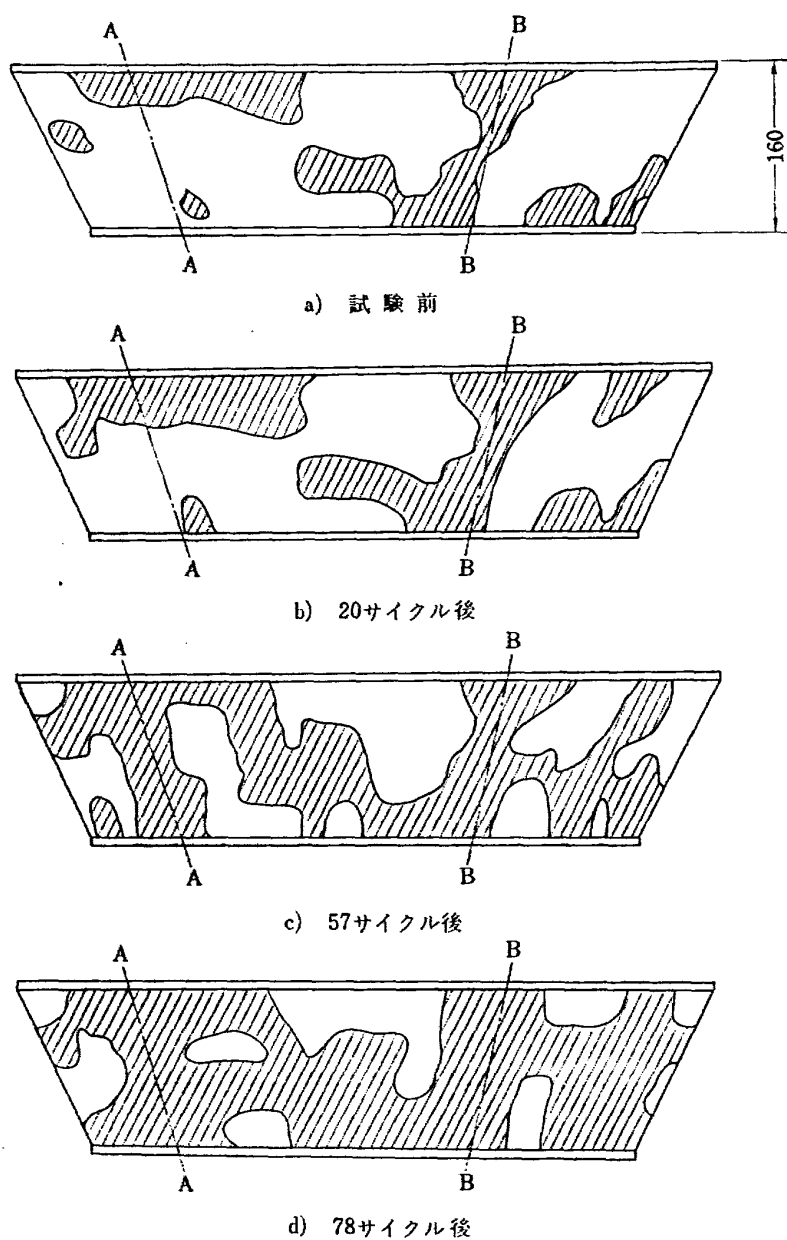


図 3.18 NAL-25 型ノズル模型の剝離率

図 3.19 NAL-25 型ノズル模型の剝離模様
(斜線が剝離部分を示す)

て繊維の方向性も乱れ、比較的多孔性となり、強度も弱い部分となる。そのほかにも図 3.3 に示すように繊維の方向性の乱れている所がかなり認められた。したがって乾湿度および温度などの影響による剝離現象がこの部分から早く始まっている。

(b) NAL-31 型模型試験結果

NAL-31 型模型試験片の図 3.8 b) の温度履歴による温度サイクル試験の剝離率を図 3.20 に、その剝離の模様を図 3.21 a)～g) までに示す。ここでもやは

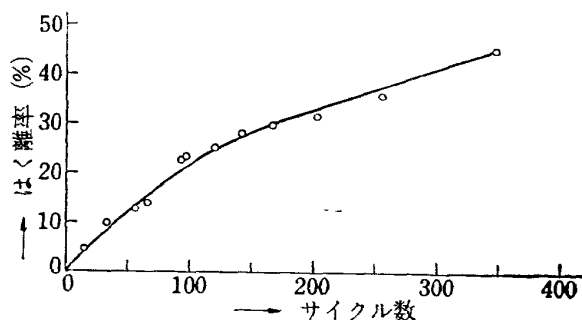


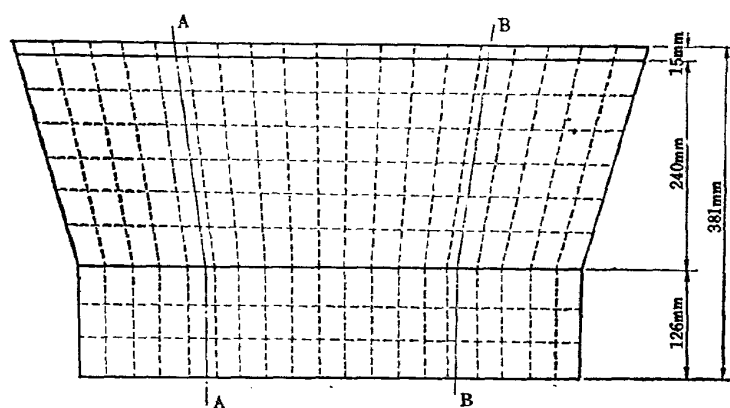
図 3.20 NAL-31 型ノズルの剝離率

り成形金型の割れの部分から剝離現象が進行してゆく様子がわかる。剝離率は NAL-25 型よりはややゆるやかである。これはノズルホルダーの金属表面の化学研磨の結果と接着法の影響、複合材の成形法などの影響と思われる。また FRP 表面の観察の結果、NAL-31 型ノズル模型試験片の方が、補強材の繊維の方向性の乱れも少なかった。

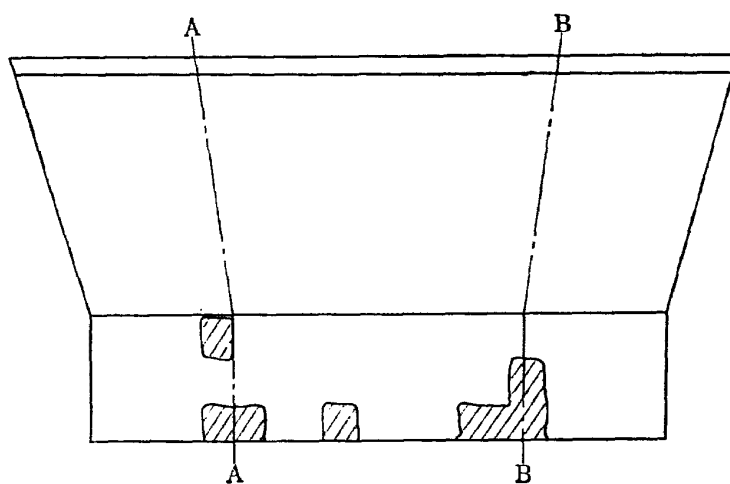
また同じ接着剤を使用しても空気中の湿度の多いときは湿気が接着面に附着し、接着力を弱めるなどの結果を生じやすい。

図 3.22 に長期保管中の NAL-25 型、NAL-31 型実機ノズルの剝離の模様を示す。この図よりわかるように温度サイクル試験で行なったノズル模型試験の剝離の模様が、実際のノズルの剝離の模様と非常によく似ていることがわかる。

以上の結果よりノズルの不具合には長期間保管中に受けた温度、乾湿度などの周期的変動が大きな影響を及ぼしていることがわかる。

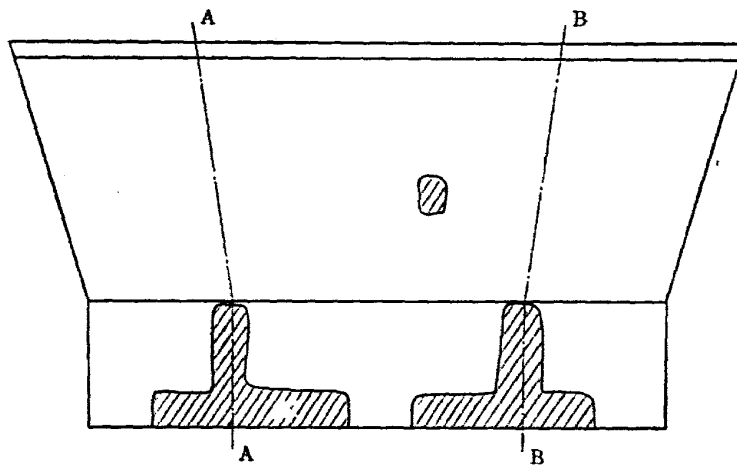


(a) 試験前

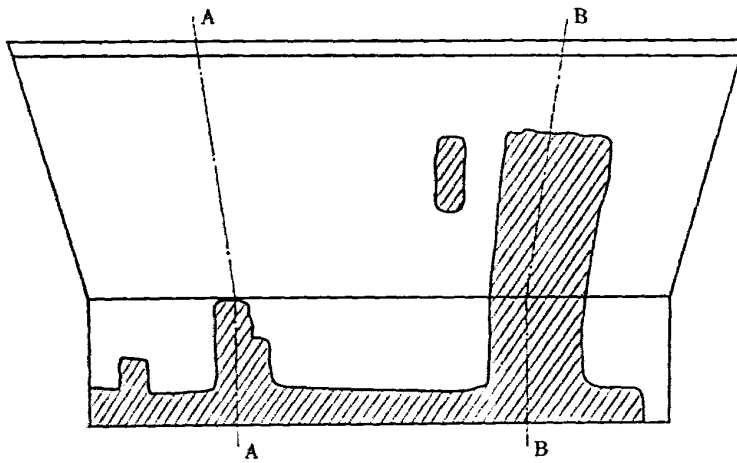


(b) 14 サイクル後

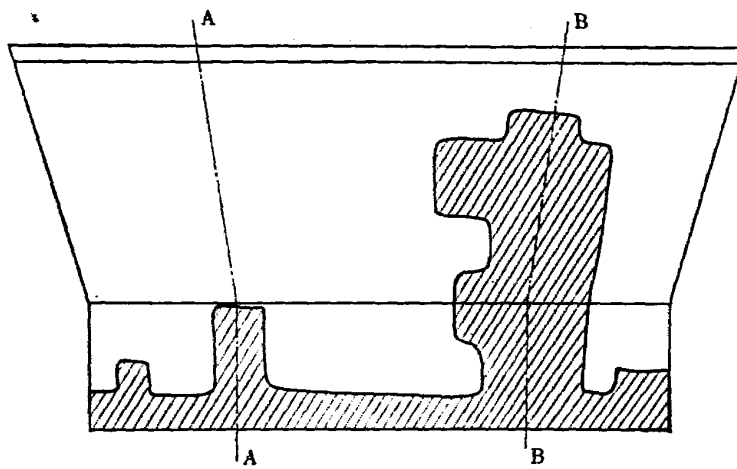
図 3.21 NAL-31 型ノズル模型の剝離模様



(c) 33 サイクル後

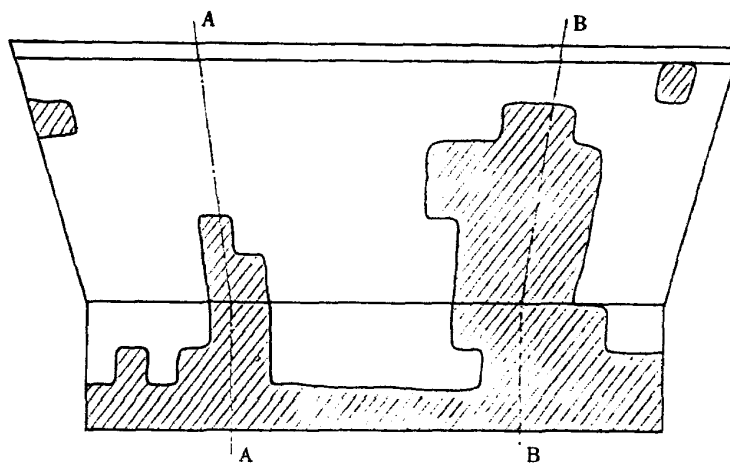


(d) 96 サイクル後

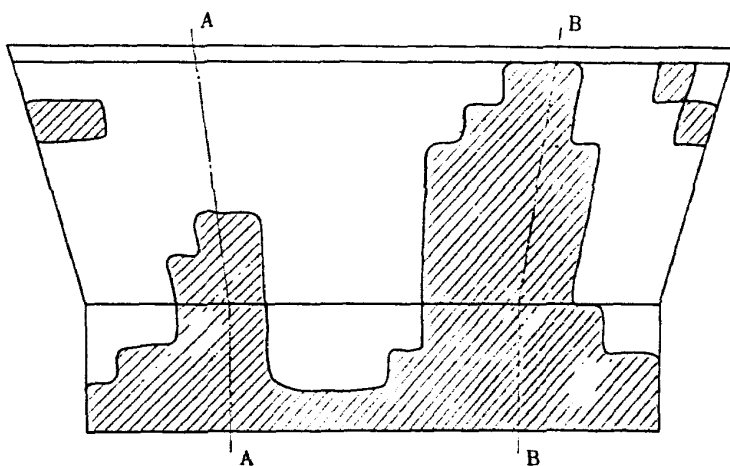


(e) 202 サイクル後

図 3.21 つづき



(f) 255 サイクル後

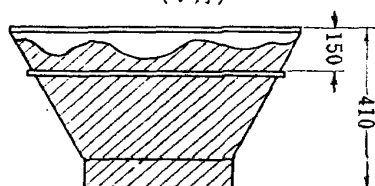


(g) 345 サイクル後

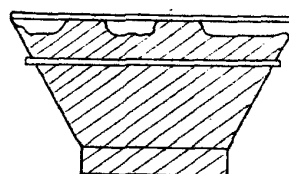
図 3.21 つづき

NAL-25型ノズル

(7月)

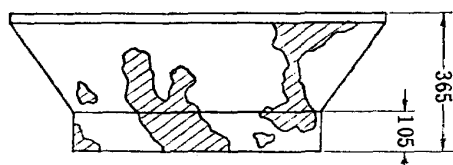


(10月)



NAL-31型ノズル

(7月)



(8月)

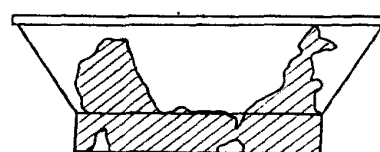


図 3.22 実機ノズル FRP ライナーの剝離状況

以上とりまとめてみると

(1) NAL ロケットに使用されたノズル材料は乾湿度、温度などの影響を敏感に受けやすい。

(2) 材料の強度の項でも指適されたように、接着剤は酸化アルミを加えたために脆性の度合いが強く、接着力にばらつきが多く、その強度も弱く、温度変化による剝離は起りやすい。

4. ロケットモータ地上燃焼試験

4.1 経過および試験目的

総説に記したごとく、250φ および 310φ ロケット・モータは、製造後1年を経過した時点において、ノズルの FRP ライナ部自体の積層間の割れと、ライナと鋼板製ライナ・ホルダ間の割れが発生した。その後、4ヶ月間にわたってその剝離の進行状況を観察したが、大きな変化は見られなかった。2,3 章に記すごとく各種試験を行なうと同時に、不具合が発生したモータに下記の対策を施して地上燃焼試験を行ない、ノズル部の剝離がロケット・モータの機能に及ぼす影響と対策

の結果を調べることにした。

4.2 供試体

4.2.1 310φ モータ

本ロケット・モータは NAL-25・31 型 2 段式ロケットのブースタ・ロケット・モータとして、昭和 42 年 3 月に日産自動車株式会社と帝国火工品製造株式会社において製造されたものである。燃焼室は鉄鋼製薄肉である。主要諸元は表 4.1 に、形状は図 4.1 に示す。なお、310φ モータは同一構造のノズルを用いて過去 3 回燃焼試験を行なって、良好な結果が得られている。

4.2.2 250φ モータ

本ロケット・モータは、NAL-25・31 型 2 段式ロケットのサステナ・ロケット・モータとして、310φ モータと同時期、同一製造メーカによって製造された。ノズルの材料、構造は 310φ 用ノズルと同一であるが、燃焼室は 310φ 用と異なりアルミ合金製薄肉である。250φ モータも過去 3 回燃焼試験を行なって良好な結果が得られている。形状を図 4.2 に示す。

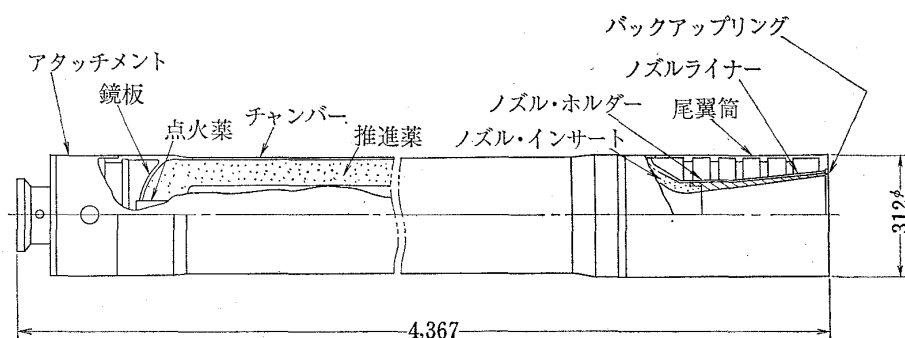


図 4.1 310φ ロケット・モータ

表 4.1 ロケットモータ諸元

	310φ モータ	250φ モータ
モータ外径	310φ	250φ
〃 全長	4100 mm	2813 mm
ノズルスロート径	101.6φ	77.2φ
推進薬々種	ポリウレタン系コンポジット	ポリブタジェン系コンポジット
〃 重量	340.4 kg	138 kg
〃 形状	内面燃焼型星型 6 光芒	同 左
点火薬	FRP ケース・ペレット 103 gr	金属ケース・ペレット 61 gr
ノズル・クロージャ	塩化ビニール製圧着型	同 左

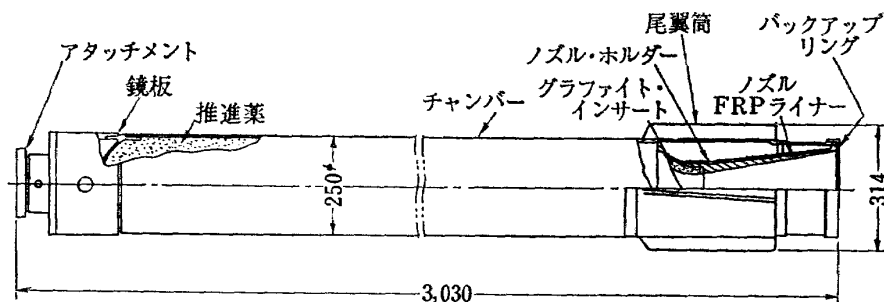


図 4.2 250φ ロケット・モータ

4.3 ノズル部不具合対策

310φ および 250φ モータのノズルは、クロムモリブデン鋼板製のノズル・ホルダーと、フェノール樹脂とカーボン・クロス/ガラス・クロスの積層品であるライナおよび、グラファイト製のインサートからなっている。前記のごとく、貯蔵中に不具合を生じたので次の対策をほどこした。

4.3.1 FRP ライナ自体の積層剥れの対策

ライナ外面の樹脂層をサンド・ペーパーでわずかに除去した後、エポキシ系接着剤エポン 828 を剥れ部およびライナ面に 60°C に加温した状態で塗布した。ただし、接着剤は粘度が高いため狭い割れ目内に完全に塗布することは困難であるので、この対策は十分な効果を期待することはできない。

4.3.2 FRP ライナとライナ・ホルダー間剥離の対策

FRP ライナと鋼鉄製ライナ・ホルダー間に生じた狭い間隙内に接着剤を注入し、広範囲にひろげることは不可能であるので、接着によってライナをホルダーへ固定することは断念し、ライナの後端を機械的にバックアップ・リングで抑えることとした。

バックアップ・リングはステンレス鋼製で厚さ 4 mm、尾翼筒に 6φ ビス 8 本で固定しその上部を耐熱塗料でおおった。

4.4 試験条件

燃焼試験は、いずれも、日産自動車株式会社川越第 2 実験所の水平設置、大気開放型テスト・スタンドを用いて、310φ モータは昭和 43 年 9 月 7 日、250φ モータは同年 12 月 7 日に行なった。試験条件を表 4.2 に示す。また、測定項目を表 4.3 に示す。なお、温度測定の詳細位置を図 4.3 に示す。

4.5 試験結果

310φ および 250φ モータともに、点火薬によるロケット・モータの点火は良好で、燃焼室圧力・時間曲線、推力・時間曲線ともに経時変化にともなう影響はなく、また、不安定燃焼に関連のある圧力振動も発生せず、安定かつ正常な燃焼を行なった。図 4.4 に推力および圧力・時間曲線を示す。燃焼終了後のノズル部は両ロケット・モータともに、何ら異常は見られず、表面は平滑で割れ目は観察されなかった。温度測定の結果を図 4.5 に示すが、310φ モータの場合には、 T_1, T_2 は燃焼終了時に約 100°C、 T_3, T_4 は同時期に約 35°C に上昇したが、 $T_5, T_6, T_7, T_8, T_9, T_{10}$ は室温のままであった。バックアップ・リングの温度 T_1, T_2 は排気ガスからの対流および放射熱伝達によって上昇したものであり、ロケット・モータとしてはこの程度

表 4.2 試験条件

外 気 圧	大気圧	大気圧
気 温	25°C	13°C
湿 度	81%	75%
天 候	薄 曇	晴
推進薬温度	25°C	12°C

表 4.3 測定項目

	310φ モータ	250φ モータ	測 定 法
燃 焼 室 圧 力	4 点	3 点	ストレンゲージ式ピックアップ
推 力	4 点	3 点	ストレンゲージ式ロードセル
ノ ズ ル 温 度	10 点	7 点	熱電対温度計
チャンバー温度		2 点	同 上
内 圧 振 動	1 点	1 点	ストレンゲージ式ピックアップ

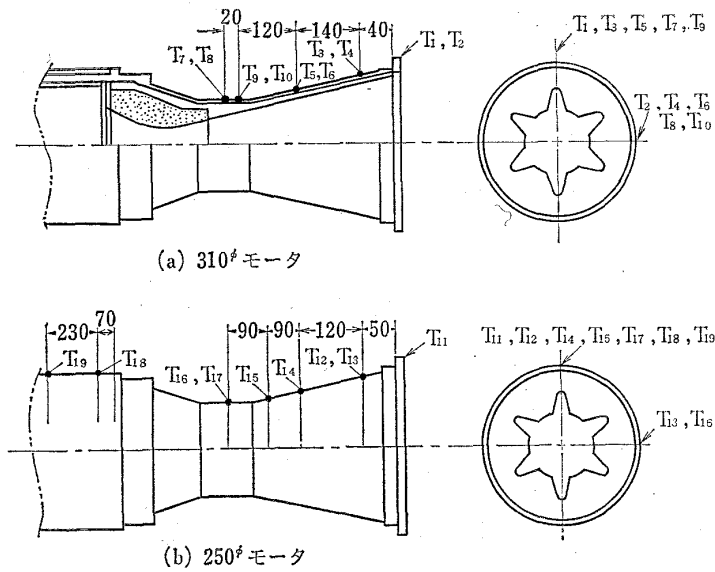


図 4.3 温度測定的位置

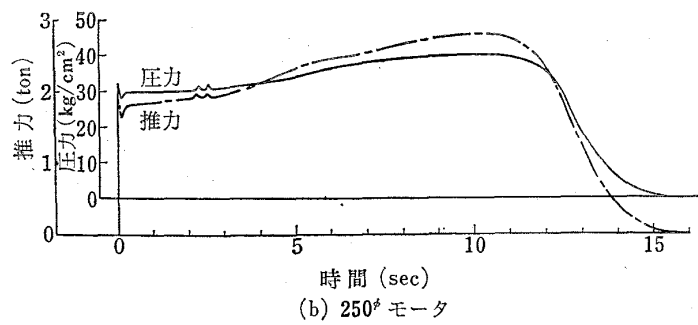
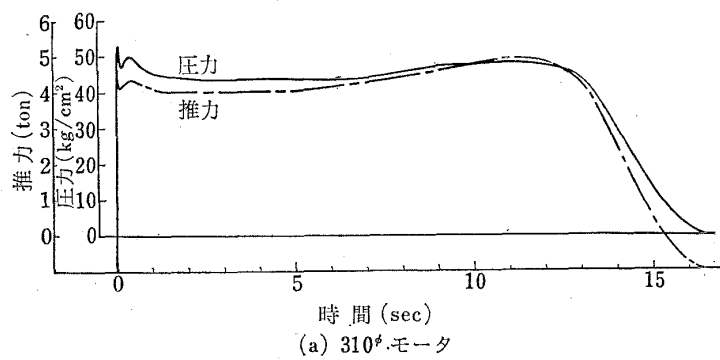


図 4.4 推力および圧力時間曲線

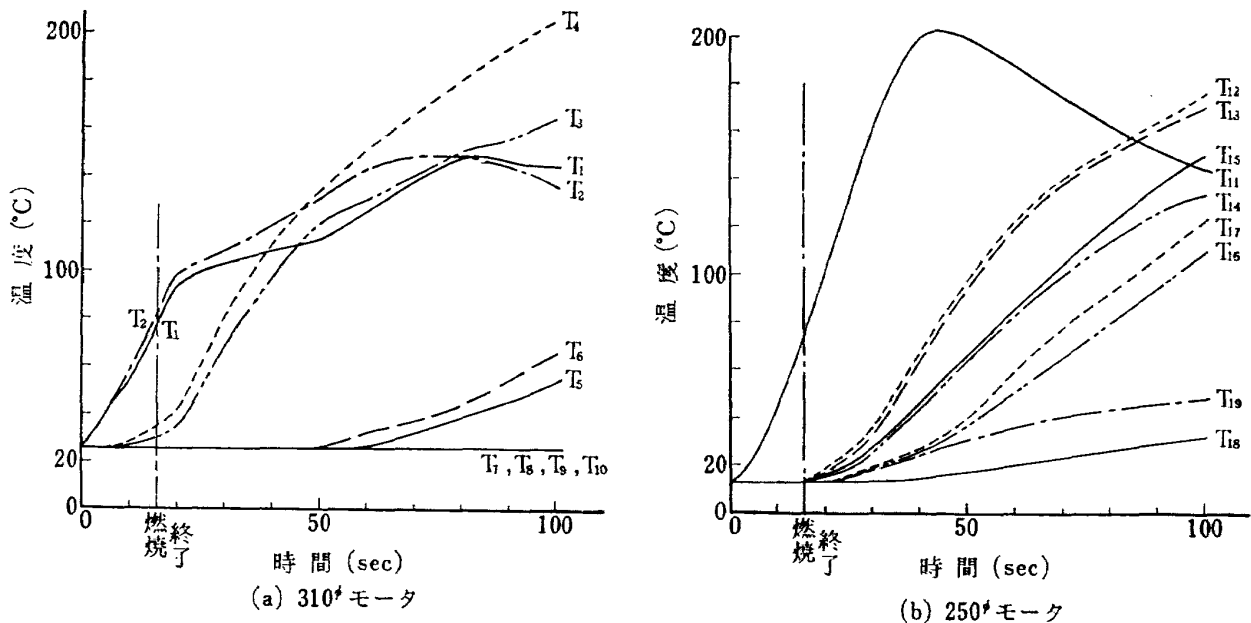


図 4.5 温度・時間曲線

の温度上昇は問題にならない。 T_1, T_2 以外の温度上昇がほとんど見られぬことは、FRP ライナの断熱性が良好であることを示している。250φ モータの場合には、310φ モータの場合と同様に、バック・リングの温度 T_{11} のみ急激に上昇し燃焼終了時に約 80°C に達している。他の温度 $T_{12} \sim T_{19}$ は同時期には室温のままに保っている。

4.6 結論

4.6.1 310φ および 250φ モータともに、点火、燃焼いずれも正常であり、点火時の立ち上り特性は良好で不安定振動燃焼は発生しなかった。

4.6.2 310φ および 250φ モータともに、従来行なったそれぞれ 3 回の燃焼試験の結果と、今回得られた推力、燃焼室圧力、比推力のデータは、ばらつきが少なく良く一致した。

4.6.3 310φ および 250φ モータともに、ノズル部および燃焼室温度は従来のデータと計測誤差の範囲内で一致している。

4.6.4 310φ および 250φ モータともに、燃焼室、バックアップ・リングなどに異常は認められなかった。ノズル部についても、ライナの割れ、剝離、欠損などの有害な損傷は認められなかった。

4.6.5 310φ および 250φ モータの燃焼試験の結果から、上記対策をほどこしたノズルは、地上燃焼試験に耐えられることが判明した。

5. む す び

NAL-25・31 型ロケットのノズル不具合について行

なった調査および試験の結果を検討して、不具合発生の原因は温度および湿度の変化の繰返しの環境における保管を行なった状況において、次に述べるいずれか一つあるいはそれらの組合せによるものと考えられる。

- (1) FRP ノズルの成形加圧の圧力が低い。
- (2) FRP ノズルの成形加圧の際の二つ割り金型による方法は FRP の補強材の不均一を生じた。
- (3) カーボン繊維“GF-6”とガラス繊維“E ガラス”を補強材として用いた複合材は、温度および湿度の影響を受けやすい。
- (4) FRP ノズルと金属ライナーの接着に用いられた耐熱性を良くするための酸化アルミを含んだ接着剤は、破壊時の延びが非常に少い。

不具合を生じた 250φ モータおよび 310φ モータのノズルに、“地上燃焼試験”の章に述べている対策を講じて、地上燃焼試験を行なった結果、この対策を施したノズルは地上燃焼試験に耐えられることがわかった。今後、ロケットの大型化に伴うノズルの大型化あるいはノズル製造後の長期保存等を考慮する場合には、次に述べる基礎および応用に関連した問題の研究をさらに続けることが必要であると考えられる。

- (1) FRP ノズル材料選定のための資料となる各種樹脂および補強材の物理特性およびアブレーション特性
- (2) 接着剤の物理特性
- (3) 接着の機構
- (4) FRP 材のクリープ特性

(5) 樹脂および FRP 材の累積破損特性

(6) 複合材の応力解析

なお、2 および 3 項の実験および治具の製作は機体第一部熱弾性研究室の野口義男、遠藤修司両技官が分担協力して行われた。

おわりに、実機ノズルの製造会社である日産自動車株式会社においても、このノズル不具合に関連して、

(1) FRP ノズル材料の基礎試験および (2) ノズルライナ接着試験を行なったことを付記する。

文 献

1) 宇宙研究グループ：NAL-25・31 型ロケットの

試作と飛しょう試験，航技研資料，NAL TM-186 (1970 年 11 月)

2) 竹中幸彦ほか：フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究，航技研資料，NAL TM-133 (1968 年 5 月)

3) 戸田文雄：炭素繊維の製造と用途，繊維工学 Vol. 18, No. 12

4) 牧良三：炭素繊維，高分子，Vol. 17. No. 198

5) 丹羽登ほか：固体ロケットエンジン接着部の超音波検査，非破壊検査，18 巻 2 号 (昭和 44 年 2 月)

6) 古田敏康：接着部の非破壊試験，第 2 回複合材料シンポジウム (日科技連) 昭和 44 年 9 月

7) 古田敏康：フェノール系複合材の環境試験結果航技研資料，TM-165 (1969 年 11 月)

既 刊 資 料

TM-1	高マツハ数風胴について (I)	1961年11月	平 木 一, 清水 福寿 橋 本 登
TM-2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリ (I)	1962年 2 月	樋口 一雄, 戸川 隼人 三好 甫, 高橋 利之 能美 力, 板垣 芳雄 鳥海 良三, 佐藤 保子
*TM-3	YS 水平尾翼後桁取付部静荷重試験・ 疲労試験報告書	1962年 2 月	斉藤 浩一, 多田 保夫
TM-4	18cm×20cm 超音速風胴について	1962年 2 月	長洲 秀夫, 伝田 幸雄
TM-5	遷音速流の線形理論	1962年 8 月	細川 厳
TM-6	18cm×18cm 遷音速風胴整備試験	1962年 8 月	橋 本 登, 井上 政一
TM-7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	竹内 和之, 山根皓三郎
TM-8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼ す実験的研究	1962年 9 月	池田 為治, 坂元思無邪
TM-9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用 法について	1963年 2 月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の稿模様	1963年 2 月	永井 文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹中 幸彦, 小川 鉦一 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	中井 暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中井 暎一, 小原 瑛 鳥海 良三, 安藤 泰勝
TM-15	ジェット中間練習機のフラッタ確認の 試験報告	1963年 4 月	中井 暎一, 橋爪 宏 中村 泰治, 田辺 義一 中西 博史, 小原 瑛 高木 俊朗, 森田 甫忠 安藤 泰勝, 河田 忠雄 江尻 宏
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中井 暎一, 橋爪 宏 高木 俊朗, 橋本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 6 月	鳥崎 忠雄, 松木 正勝 山中 龍夫, 藤井 昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小野 幸一
TM-19	吹出式超音速風胴による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風胴 における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高木 廣治, 谷 喬 斎藤 秀夫, 新井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 7 月	竹内 和之, 飯田宗四郎 北谷 虔勇, 中井 治夫
*TM-23	人工衛星用多段ロケットの初期計画	1963年12月	五代 富文, 山中 竜夫 清水 英範
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井 文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964年 1 月	高橋 利之
TM-26	吹出式風胴の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋爪 宏, 中井 暎一
*TM-27	遷音速風胴における高速目標機のピト ー静圧および補助舵翼動き試験 (I)	1964年 1 月	高木 廣治, 竹内 理
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風胴試験	1994年 1 月	谷 喬, 原 亘利 榊原 盛三, 外立 政隆

TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年 8 月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の 実験 (I)	1965年 9 月	近藤 博, 増田惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データ の処理方式について (II)	1965年 9 月	原 亘利, 高島一明 関根英夫, 中 正夫 戸川保子
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年 9 月	広末健一, 矢沢健司 塚野雄吉, 田村征一 佐野四郎, 能村 実 別府信宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川 幸一
TM-63	2024-T3 アルミニウム合金の有孔補強 平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関す る一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪 光山敏雄
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関 する実験	1965年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
*TM-66	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (II)一機体の被害状況一	1965年11月	竹内和之, 川島矩郎 塩原竹治
*TM-67	国産中型輸送機 YS-11 部分胴体疲労 試験 一乗降口および前方荷物口部 付近の部分胴体一	1965年11月	竹内和之, 野原利雄 松岡陽一
*TM-68	超怪量ジェットエンジン試作1号機 (JR 100) の燃焼器 (I)	1965年11月	大塚貞吉, 鈴木邦男 石井浅五郎, 山中国雅
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料の ガス分析	1965年12月	斎藤 隆, 堀内正司 中村浩子
*TM-70	ジェットエンジン用燃料噴射弁の特性 試験	1965年12月	福田 広, 相波哲朗 松本 宏, 畑山金弥
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケッ トの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒設の自由振動 について	1966年 1 月	田寺木一, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および 特性	1966年 2 月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年 2 月	牛田健二, 清水福寿 吉永 崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシ ミュレーション	1966年 2 月	小川 鉰一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用 したロケットのスピン測定について	1966年 3 月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレ ータ解析	1966年 3 月	堀川勇壮, 森 幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年 3 月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年 3 月	植崎哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の超動時および停止 時における過負荷防止装置	1966年 3 月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榑原盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定に ついて	1966年 4 月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の 実験 (II)	1966年 4 月	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年 7 月	毛利 浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村 実

TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験	1964年2月	中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法	1964年3月	小橋安次郎, 宮沢 政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年3月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並 敏之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲 秀夫
TM-36	遷音速タービン翼列二次元試験 (第I報)	1964年5月	近藤 博, 養田 光弘 山崎 紀雄
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木 廣治, 斎藤 秀夫 石原 久蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石井 孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治 滝沢 実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関 昌次, 田寺 木一 泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果	1964年12月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 松本 宏, 石井 浅五郎 広木 強, 山中国 雍
*TM-45	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第II報) - 機体の被害状況 -	1964年12月	竹内 和之, 飯田 宗四郎 塩原 竹治, 中井 治夫
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内 和之, 藤枝 郭俊
TM-47	ロータ後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	幸尾 治朗, 岡 遠一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木 一, 橋本 登崇 林 二識, 吉永 山口 富夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾 治朗, 岡 遠一 照井 祐之, 鎌田 幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井 暎一, 塙 武敏 泉 日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷 喬, 高島 一明 原 亘利, 近藤 洋史
*TM-52	超音速目標の遷・超音速風洞試験	1965年5月	斎藤 秀夫, 竹内 理 榊原 盛三, 木村 友昭
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム - 数値解法の収束条件その他への応用 -	1965年5月	板垣 芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤 洋治郎, 池田 為治 坂元 思無邪, 光山 敏雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎 俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野 哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾 我国 男

TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年 8 月	小 野 幸 一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年 8 月	池 谷 光 栄, 畑 山 茂 樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1966年 9 月	犬 丸 矩 夫, 岡部祐二郎 北 村 清 美, 川 幡 長 勝 木 村 友 昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年 9 月	川 井 忠 彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年 9 月	戸 川 隼 人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近 藤 博, 蓑 田 光 弘 山 崎 紀 雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大 山 耕 一, 吉 田 晃 昇 中 山 晋, 菅 原 晃 五 味 光 男
*TM-93	軽量ジェットエンジン研究試作2号機(JR 200) の燃焼器 (I) ーアニュラ型模型による実験ー	1966年10月	鈴 木 邦 男, 石井浅五郎 広 瀬 健 樹, 大 塚 貞 吉 山 中 国 雅
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐 野 政 明, 菰 岡 一 洋
TM-97	高マッハ数風洞について (II)	1967年 1 月	吉 永 崇, 井 上 建 二 広 田 正 行, 楯 篤 志
TM-98	40kW プラズマ発生装置の諸特性	1967年 1 月	野 村 茂 昭, 相 原 康 彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年 2 月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 田 畑 浄 治, 円 居 繁 治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年 3 月	近 藤 博, 大 城 章 一 郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年 3 月	望 月 昌, 斎 藤 信 弥 五 代 富 文, 伊 藤 克 弥 湯 沢 克 宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年 3 月	塙 武 敏, 築 地 恒 夫 越 出 慎 一, 林 洋 一
TM-103	結合梁の振動について	1967年 3 月	築 地 恒 夫, 林 洋 一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年 4 月	中 井 暎 一, 森 田 甫 之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年 4 月	関 口 清 子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年 5 月	高 島 一 明, 榑 原 盛 三 原 亘 利, 北 出 大 三 金 成 正 好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年 6 月	犬 丸 矩 夫, 岡部祐二郎 北 村 清 美, 川 幡 長 勝 高 橋 倅, 木 村 友 昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年 7 月	長 洲 秀 夫, 柳 沢 三 憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年 7 月	戸 川 隼 人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロツテッドフラップの実験的研究 (I)	1967年 8 月	犬 丸 矩 夫, 北 村 清 美 川 幡 長 勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年 8 月	西 村 博 史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年 8 月	橋 爪 宏, 橋 本 登

TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(Ⅱ) —計測設備—	1967年 9 月	森田 光男, 岩部 柱相 関根 静雄, 武田 克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年 9 月	藤井 昭一, 松木 正勝 五味 光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (Ⅰ)	1967年 9 月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れにつ いて	1967年 9 月	鈴木 邦男, 相波 哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積 回路化	1967年 9 月	新田 慶治
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバー ド制御の安定効果とパイロットのモ デルについて	1967年 9 月	村上 力, 真柳 光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑 浄治, 松島 弘一 成田 健一, 塚本 憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中 龍夫, 奥 組 澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および 連立一次方程式の計算のためのプロ グラミング技術	1967年11月	戸川 隼人, 戸川 保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼 試験結果	1967年11月	竹中 幸彦, 古田 敏康 小川 敏一, 朝田 洋雄 豊原 恒彦, 五代 藤克弥 湯沢 克宜, 伊藤 文弥 西村 久男
TM-123	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井 暎一, 古関 昌次 田寺 木一, 高木 俊朗 安藤 泰勝, 森田 甫之 峯岸 正勝, 菊地 孝男 太田 幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御に ついて	1967年12月	外立 政隆, 近藤 洋史 原 亘利
TM-125	航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞に おけるハーフモデル試験について	1968年 2 月	石原 久蔵, 原 亘利 榊原 盛三, 関根 英夫
TR-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特 性	1968年 4 月	飯田宗四郎, 猿本 光明 斎藤 信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年 4 月	近藤 博, 大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験 (Ⅲ)	1968年 5 月	近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄, 古川 昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年 5 月	戸川 隼人, 戸川 保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の 強度特性に関する研究	1968年 5 月	竹中 幸彦, 斎藤 浩一 古田 敏康, 川島 矩一郎 三本木 茂夫, 小川 敏雄 越出 慎一, 朝田 洋彦 熊倉 郁夫, 大竹 邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の 超音速風洞試験	1968年 5 月	斎藤 秀夫, 石原 久蔵 原 亘利, 野田 順一 関根 英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年 5 月	小川 敏一, 遠藤 修司
TM-136	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年 5 月	中井 暎一, 飯田宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式およ び HITAC 5020 による軌道計算の ためのプログラム	1968年 5 月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年 6 月	塙 武敏, 越出 慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年 6 月	竹内 和之, 野原 利雄 飯田宗四郎

TM-140	二次元スラットおよびスロツテッドフラップの実験的研究	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤博, 坂口一 八山優, 高森晋
TM-142	二次元スラットおよびスロツテッドフラップの実験的研究(Ⅲ)	1968年7月	犬丸矩夫, 高橋 侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中幸彦, 朝田洋雄 野口義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中幸彦, 朝田洋雄 野口義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川隼人, 石黒登美子 山本浩通
TM-146	双発 STOL 機の飛行試験 (表用軍用包租線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾治朗, 岡 遠一 塚野雄吉, 鎌田幸男 小野孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討(フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月	市川輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	橋崎哲二, 中野富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験(Ⅰ)プロペラ付き	1969年2月	広末健一, 坂井紀穂 高橋 宏, 綿貫忠晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験(Ⅱ)高揚力装置付き	1969年2月	広末健一, 木村友昭 高橋 宏, 綿貫忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川隼人, 丸山治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正夫, 山本芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村博史, 藤枝郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲秀夫, 吉沢 昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(Ⅱ) 一加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集一	1969年8月	鈴木邦男, 田丸 卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(Ⅰ)	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤 隆 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰

TM-167	YS-11A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および 後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	タンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定 (I) —冷却フィルムプローブによる方法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	J Rエンジンの燃焼器におきた振動燃 焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雍
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備 による航空計器の氷結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA-200 改機の動安定微係数	1970年4月	遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作 動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31D型ロケットの研究試作	1970年5月	五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑浄治
TM-176	非対称自由流線の計算法	1970年5月	高橋 伸
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実 験—パルス法による中周波振動燃焼 の研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する 方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航究機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛 しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300kg ジンバル液体ロケットエ ンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	檜崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数 におよぼす機体弾性変形の影響につ いて	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (III) 管内の燃料—空気二相流への熱伝達	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男

注: 欠番は配布先を限定したもの

* 印は昭和44年7月1日付, ** 印は昭和44年8月13日付をもって配布先限定を解除したもの

航空宇宙技術研究所資料190号

昭和45年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880 ☎182
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171 (代表)

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
