

UDC 629.735.7
018.4

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-226

フライングテストベッド機体強度剛性試験

渋谷昭義・丸山 茂・川崎純男

1972 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-181	航空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 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	植 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
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸 川 隼 人, 磯 部 俊 夫
TM-192	極超音速風洞M9 ノズル較正試験	1971年 1 月	長 洲 秀 夫, 橋 本 登 穂 積 弘 一, 松 崎 貴 至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年 1 月	田 辺 義 一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について	1971年 1 月	西 村 英 明, 白 井 弘 井 上 重 雄, 三 村 富 嗣 雄
TM-196	NAL-16H 型ロケットの研究試作	1971年 1 月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年 1 月	高 橋 宏, 戸 田 亘 洋 白 井 正 孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年 1 月	磯 部 俊 夫
TM-199	航空機用ヒータの燃焼器の開発実験	1971年 2 月	堀 内 正 司, 本 間 幸 吉 矢 萩 恵 一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年 6 月	幸 尾 治 朗, 小 野 孝 次 吉 矢 沢 健 司, 塚 野 雄 吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年 6 月	五 代 富 文, 岡 部 祐 二 郎 西 村 久 男, 伊 藤 克 弥
TM-204	サーボ機構の過渡応用改善用デジタルコントローラについて	1971年 7 月	小 川 鉦 一, 島 村 正 人
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年 7 月	河 崎 俊 夫, 河 本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年 8 月	松 島 弘 一
TM-207	対称スピンの衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年 9 月	村 上 力, 狼 嘉 彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池 田 為 治, 熊 倉 郁 夫 竹 内 和 之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大 竹 邦 彦, 遠 藤 修 司 野 口 義 男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘 利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西 村 博 史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年 1 月	鳥 崎 忠 雄, 小 林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年 2 月	田 辺 義 一, 小 暮 泰 之 川 崎 純 男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年 2 月	田 辺 義 一, 小 暮 泰 之 川 崎 純 男

フライングテストベッド機体強度剛性試験*

渋谷昭義**・丸山 茂***・川崎純男***

1. まえがき

この報告はフライングテストベッド (FTB; Flying Test Bed) の機体強度剛性試験について取りまとめたものである。この試験は FTB の各種実験に先立ち、機体構造の安全性を確認するために行なったものである。本試験により FTB の機体構造は所要の強度剛性を有することを確認した。なお供試体は実機を用いたので、負荷は制限荷重にとどめ、破壊試験は行なわなかった。

FTB は VTOL 機の垂直離着陸およびホバリング飛行における飛行性の問題を研究することを主目的とする一人乗りの実験機である¹⁾。FTB の機体構造上の特徴としては、リフトジェットエンジンを収納するための大きなエンジンベイが必要であること、FTB の目的および予想される運用条件から考えて、搭載品の保護あるいは空力的な整形のための外板は特に必要としないこと等があげられる。その他軽量で、製作、組立が容易であり、搭載物の点検、整備あるいは運搬のための分割に便利な構造であることが必要である。これらの点を考慮して FTB の機体構造として、むきだしのままの骨組構造が選ばれた。

FTB の運動は上昇、下降が主となり、その他前後左右へ移動する運動もある。しかしながらこれらの運動はいずれもゆるやかなものである。したがって FTB が運用中に受ける荷重のうち、運動荷重、突風荷重は小さく、地上荷重 (着陸荷重) およびエンジン推力等が主要標定荷重となる。

2. 供 試 体

供試体として特別な試験用の機体を作らず、飛行実験に使用する機体をそのまま用いた。機体は十字平面形を有する骨組構造で、中央フレームと前後左右フレームの5つに大別できる。図1に FTB の分割図を示す。

中央フレームは操縦席、エンジン、その他主要機能部品のほとんど全部を収納するための構造部分であり、また前脚および主脚が取付けられる。中央フレームを図2に示す。構造は4本の縦通材を四隅に前後方向に通し、水平部材、垂直部材および斜め部材によりトラストを構成したものである。材料は直径 25.4 mm、厚さ 0.89 mm のクロームモリブデル鋼の引き抜き管である。部材の結合はアルゴン溶接によった。

前後左右フレームはそれぞれ中央フレームに接続され、主として安定操縦用の空気ジェットノズルのアームを長くするための構造部分である。図3, 4, 5に前後左右フレームを示す。また表1, 2, 3に部材の寸度を示す。これらの表に示す改修は空気ジェットノズルの設計変更に伴って行なったものである。これらのフレームはいずれも断面が二等辺三角形のトラスで、先端にいくほど断面は小さくなっている。材料はアルミ合金の板材をブレーキプレスによってアングルに成形したもので、これらのアングルを直接またはガセットを介して鋲接しトラスを構成している。板厚は 0.81~1.42 mm のものを使用している。

前後左右フレームはいずれもボルトで中央フレームに結合されていて、容易に取外せる。前後フレームは中央フレームに溶接されたブラケットに直接ボルトで結合されている。左右フレームはタンクサポートに結合金具を介してボルトで取付けられている。

図6にエンジン取付部を示す。各エンジンはそれぞれ3個のトラニオンで支えられ、エンジンマウントにより中央フレームに取付けられている。エンジンマウントの材料は中央フレームと同じである。

なお、各エンジンの推力線は機体重心からずれているので、エンジン1基が故障した場合には大きな縦揺れモーメントを発生する。この危険をさけるため、エンジンの推力線が重心付近を通るようにする曲りジェットパイプの取付けも計画された。曲りジェットパイプはエンジンに直接取付けられないので、中央フレーム下部に取付けられている。図7にこのジェットパイプ取付けを示す。この場合熱膨脹や取付部の変形によるあたりをさけるため、エンジン出口とジェットパイ

* 昭和47年2月8日受付

** 新型航空機部

*** 富士重工業株式会社

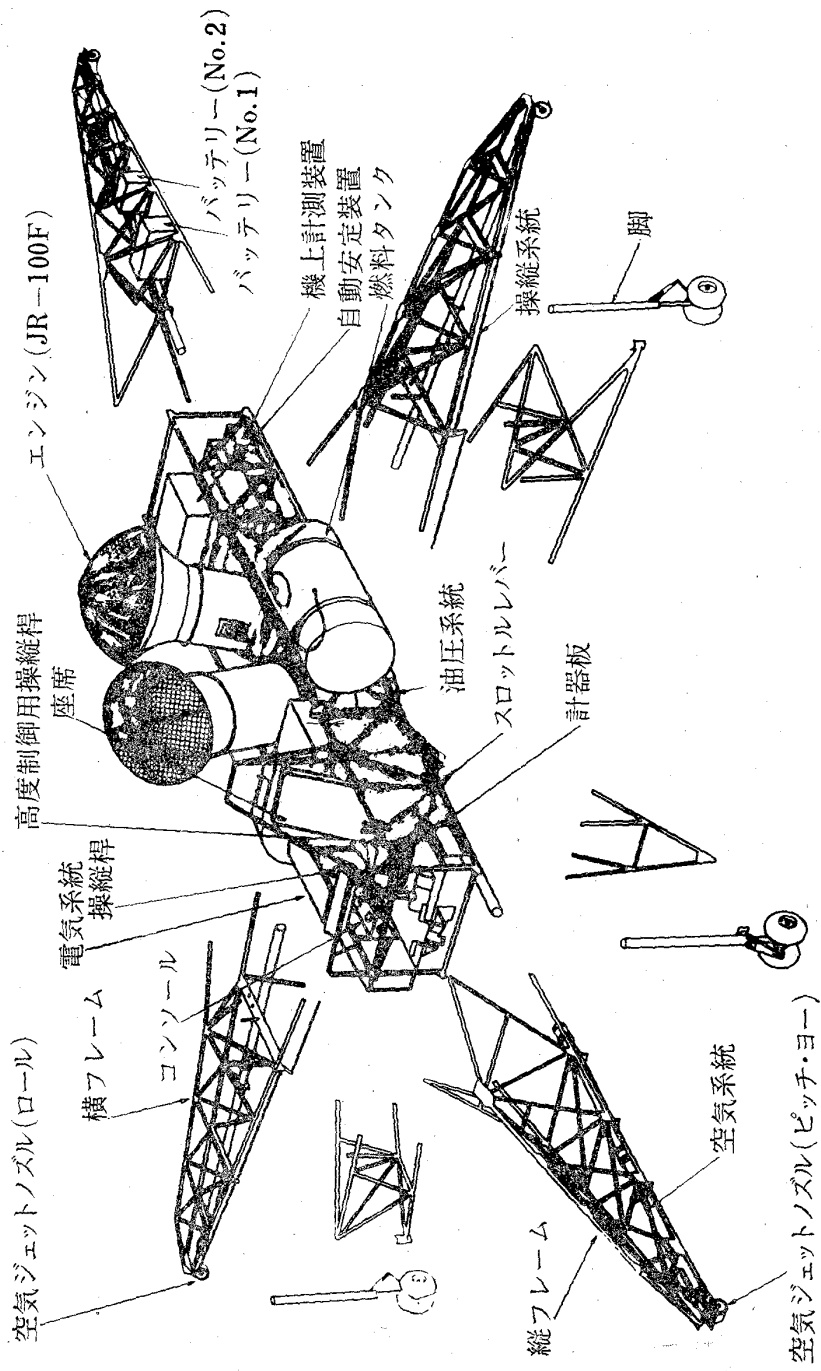


図 1 分 割 図

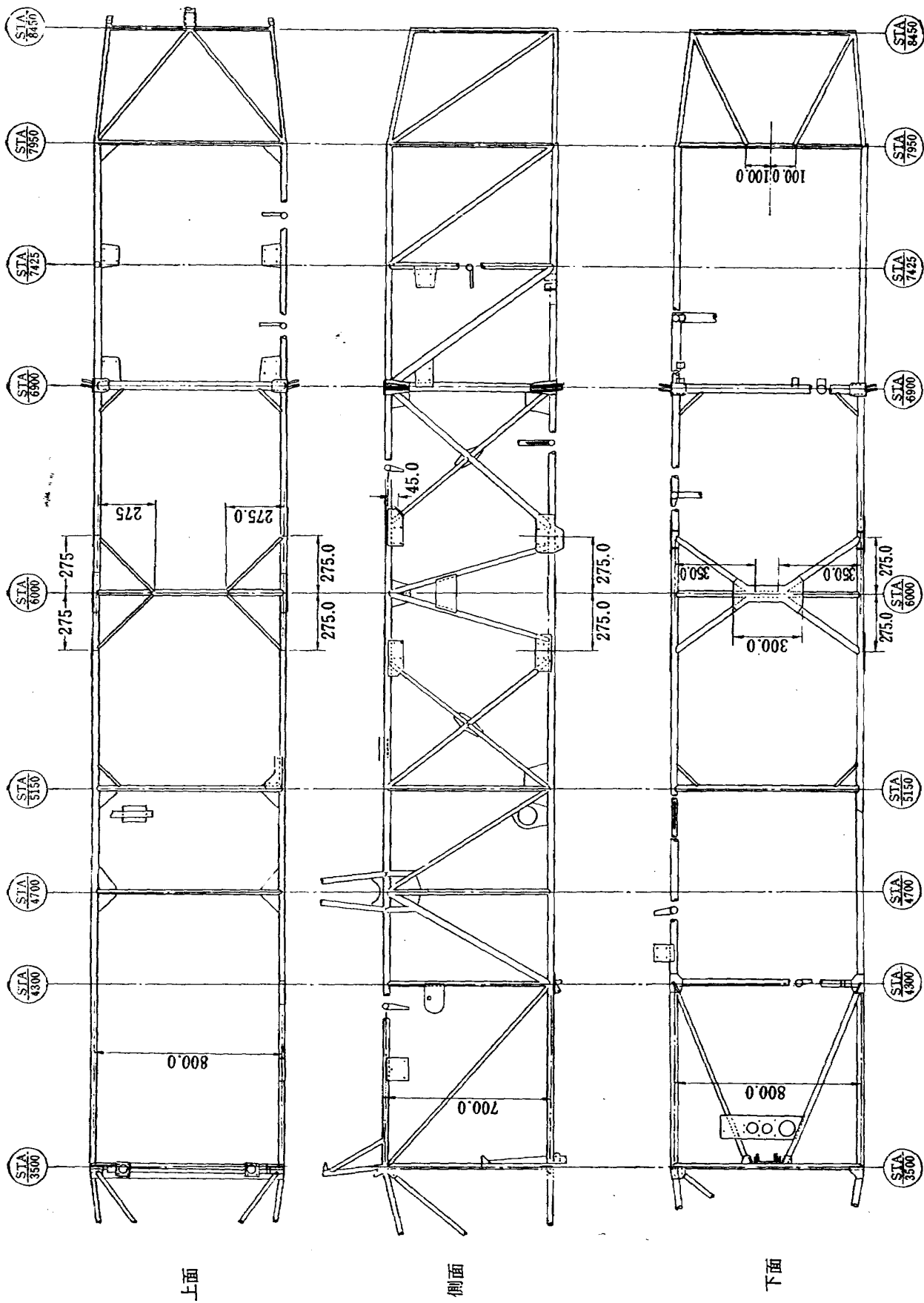


図 2 中央フレーム

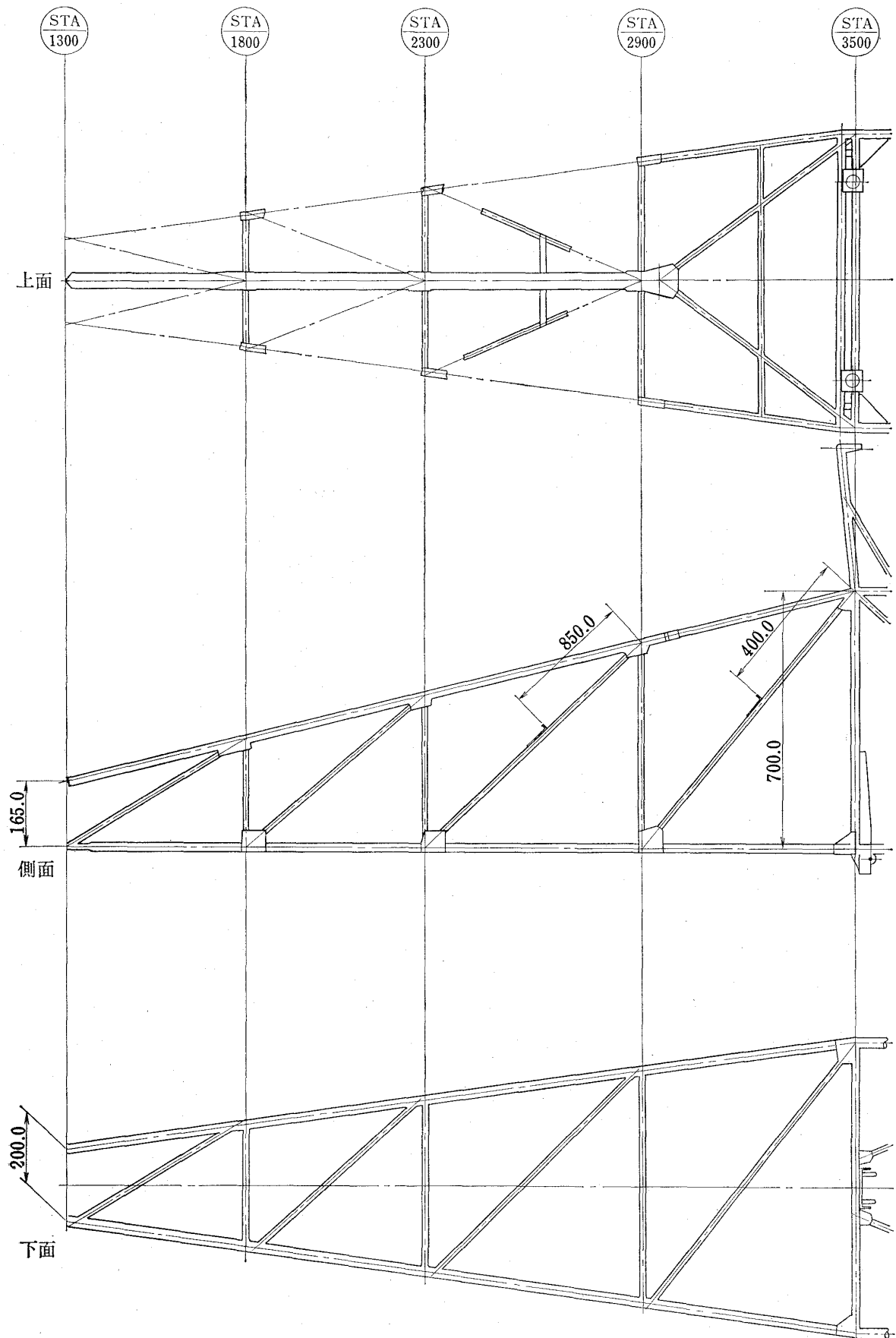


図 3 前方フレーム

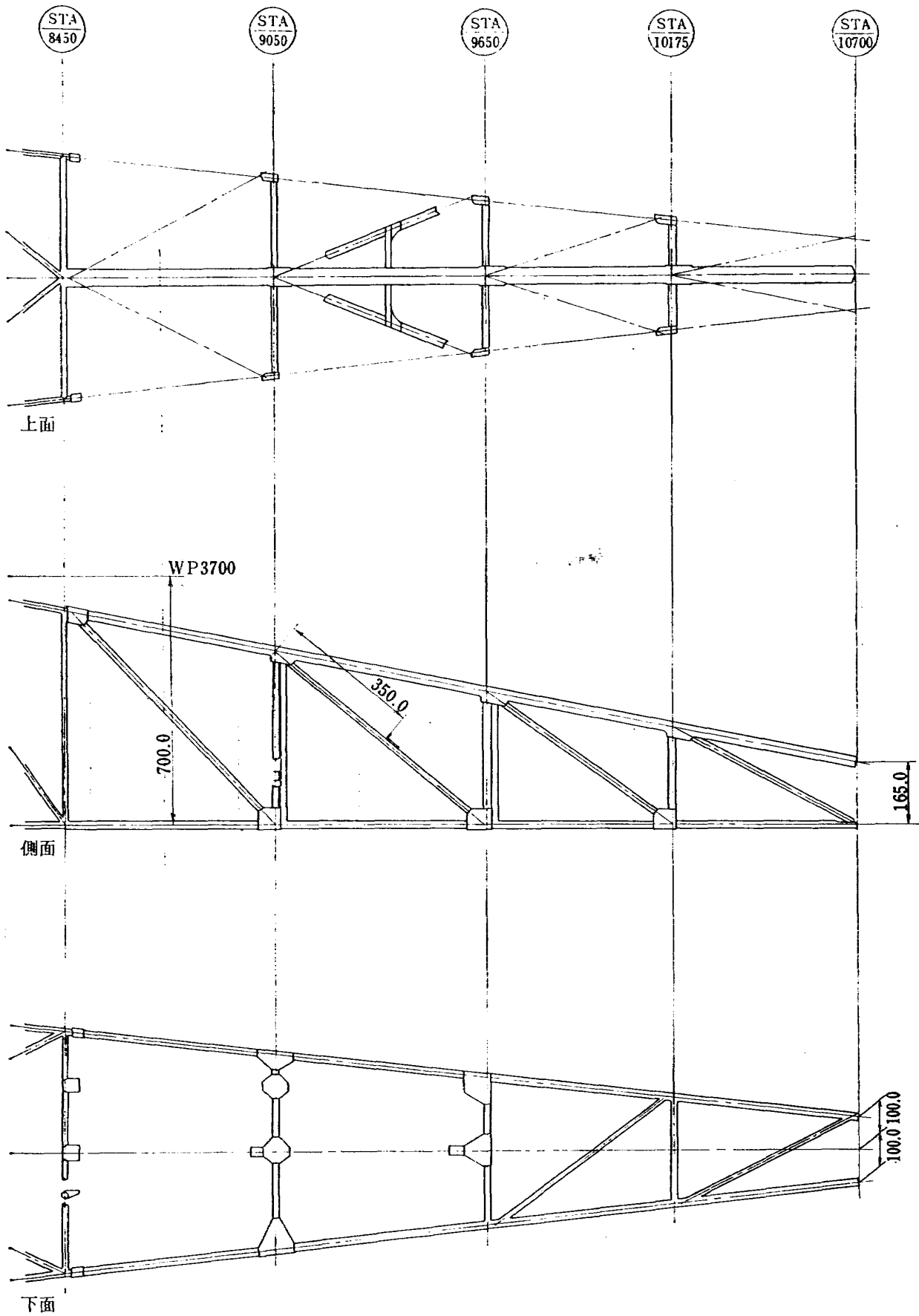


図 4 後方フレーム

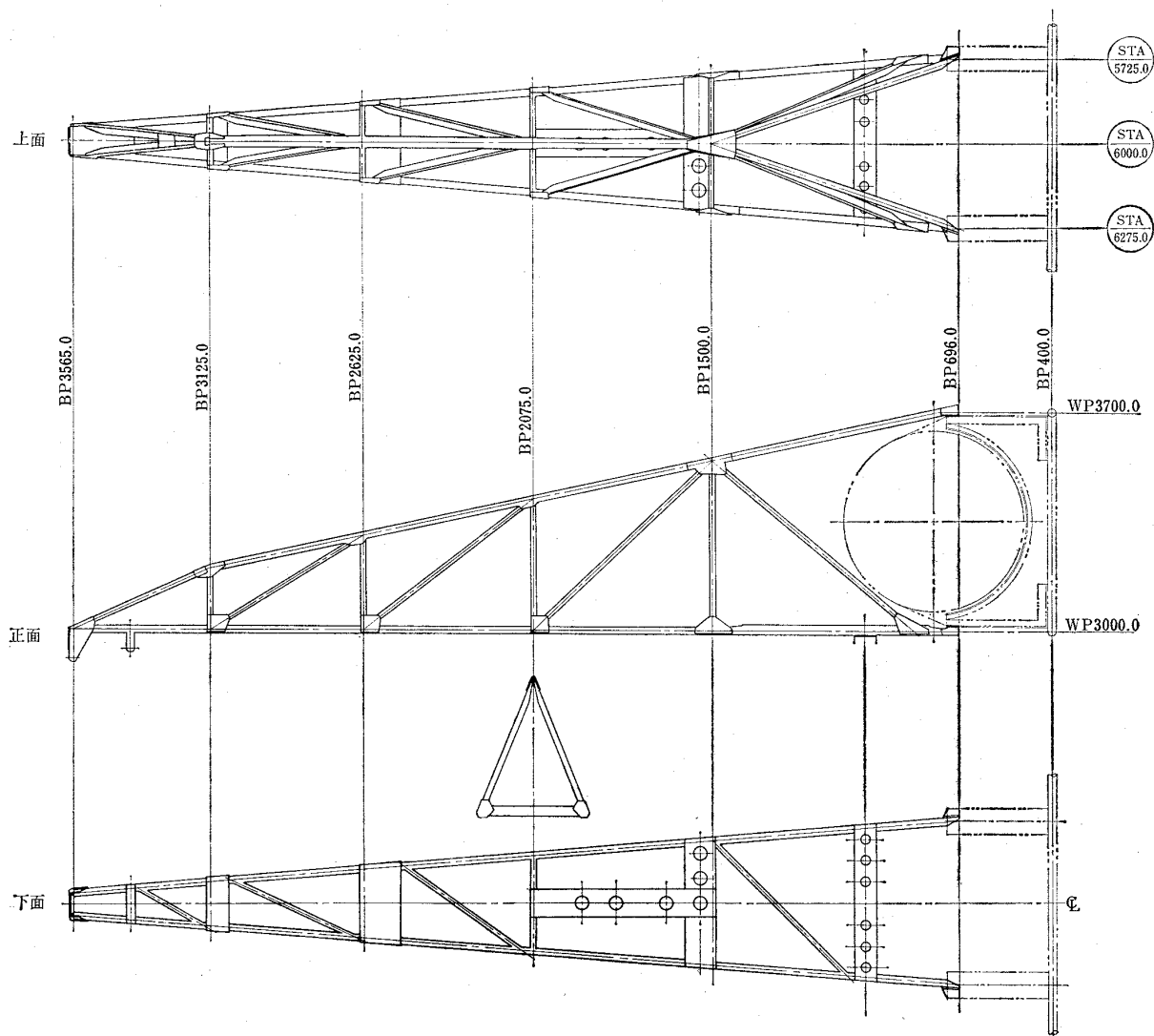
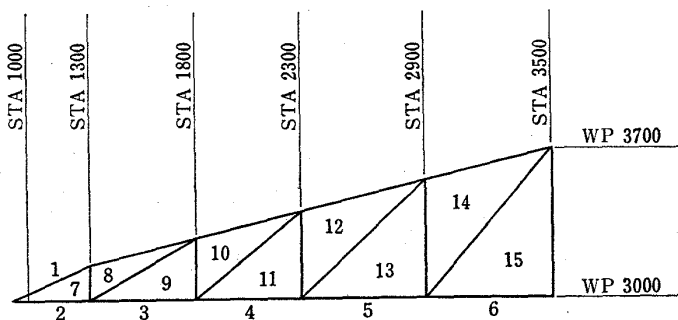


図 5 左 (右) フレーム

表 1 前方フレーム寸度および改修箇所

改 修 前			改 修 後		改 修 前			改 修 後	
部 材 (番号)	部材寸法	強 度 率	部材寸法	強 度 率	部 材 (番号)	部材寸法	強 度 率	部材寸法	強 度 率
1~7	L 20×20 ×1.02 t	≥1.4	—	—	7~8	L 20×20 ×1.02 t	>3.54	—	—
1~8		>1.37	—	—	8~9		1.46	—	—
1~10	L 25×25 ×1.42 t	1.37	—	—	9~10		>3.54	—	—
1~12		0.98	L 30×30 ×1.42 t	1.23	10~11		3.42	—	—
1~14	L 25×25 ×1.20 t	0.91	L 25×25 ×1.27 t	1.10	11~12		>3.54	—	—
2~7		>1.95	—	—	12~13		>3.42	—	—
3~9		>1.95	—	—	13~14		3.54	—	—
4~11		>1.95	—	—	14~15		>3.42	—	—
6~15		1.95	—	—					

注記 1) 部材番号を下图に示す

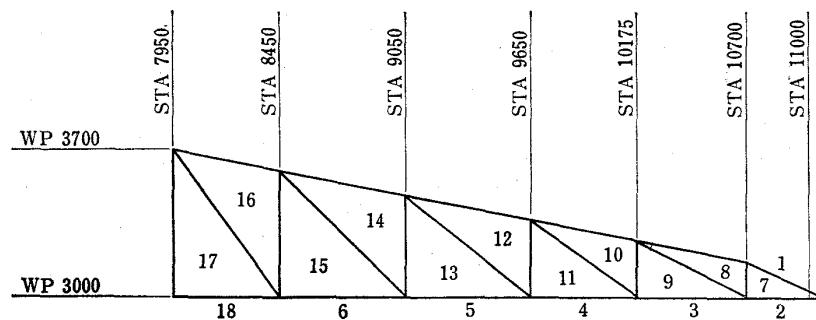


2) 強度率=(部材の許容応力)/(部材にかかる応力)

表 2 後方フレーム寸度および改修箇所

改 修 前			改 修 後		改 修 前			改 修 後	
部 材 (番号)	部材寸法	強 度 率	部材寸法	強 度 率	部 材 (符号)	部材寸法	強 度 率	部材寸法	強 度 率
1~7	L 20×20 ×1.02 t	≥1.4	—	—	7~8	L 20×20 ×10.2 t	>3.12	—	—
1~8		>0.78	L 30×30 ×1.60 t	>1.26	8~9		1.13	—	—
1~10	L 25×20 ×1.42 t	>0.78		>1.26	9~10		>3.12	—	—
1~12		0.78		1.26	10~11		>1.13	—	—
1~14		0.70		1.13	11~12		>3.12	—	—
1~16	(5/8)φ ×0.89 t (4130)	1.62	—	—	12~13		>1.13	—	—
2~7		>2.67	—	—	13~14		3.12	—	—
3~9		>2.67	—	—	14~15		>1.13	—	—
4~11	L 25×25 ×1.42 t	2.67	—	—	15~16	(5/8)φ ×0.89 t (4130)	3.03	—	—
5~13		>1.24	—	—	16~17		17.15	—	—
6~15		1.24	—	—					
17~18	(5/8)φ ×0.89 t (4130)	2.84	—	—					

注記 1) 部材番号を下図に示す

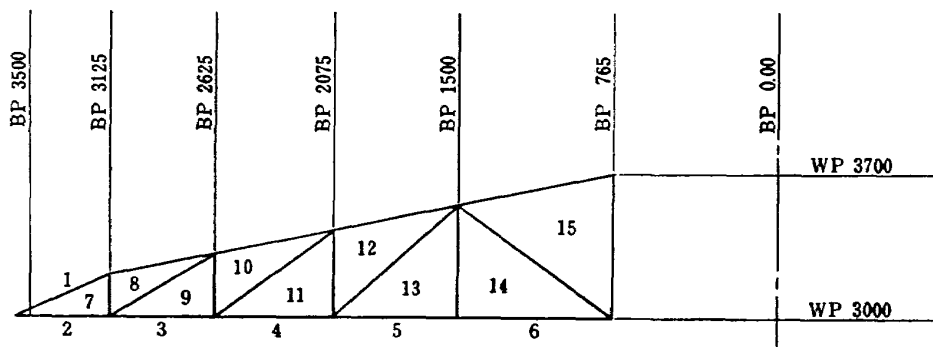


2) 強度率=(部材の許容応力)/(部材にかかる応力)

表 3 左右フレーム寸度および改修箇所

改 修 前			改 修 後		改 修 前			改 修 後	
部 材 (番号)	部材寸法	強 度 率	部材寸法	強 度 率	部材(符号)	部材寸法	強度率	部材寸法	強度率
1~7	L 20×20 ×1.02 t	1.13	—	—	7~8	L 20×20 ×1.02 t	>5.03	—	—
1~8		>1.81	—	—	8~9		0.89	L 20×20 ×1.27 t	1.09
1~10	L 35×35 ×1.6 t	>1.81	—	—	9~10		>5.03	—	—
1~12		1.81	—	—	10~11		1.35	—	—
1~15	L 30×30 ×1.6 t	0.81	L 30×30 ×2.27 t	1.11	11~12		5.03	—	—
2~7	L 25×25 ×1.27 t L 24×29 ×1.27 t	2.07	—	—	12~13		>1.35	—	—
3~9	L 25×25 ×1.27 t	1.49	—	—	13~14		>5.03	—	—
4~11		1.05	—	—	14~15		1.01	—	—
5~13		0.95	L 25×25 ×1.27 t L 20×20 ×1.02 t	1.82	フレーム・ フィッティ ング結合鉄	MS20470 AD 5×3	1.44	—	—
6~14	L 35×25 ×25 ×1.27 t	1.30	—	—	フレーム・ タンクサポ ート結合ボ ルト	AN 3×2	0.62	AN 4×2	2.58
6~15	L 30×25 ×1.27 t L 24×20 ×1.6 t	0.88	L 31×25 ×1.27 t L 24×20 ×3.17 t	1.07					

注記 1) 部材番号を下図に示す。



2) 強度率=(部材の許容応力)/(部材にかかる応力)

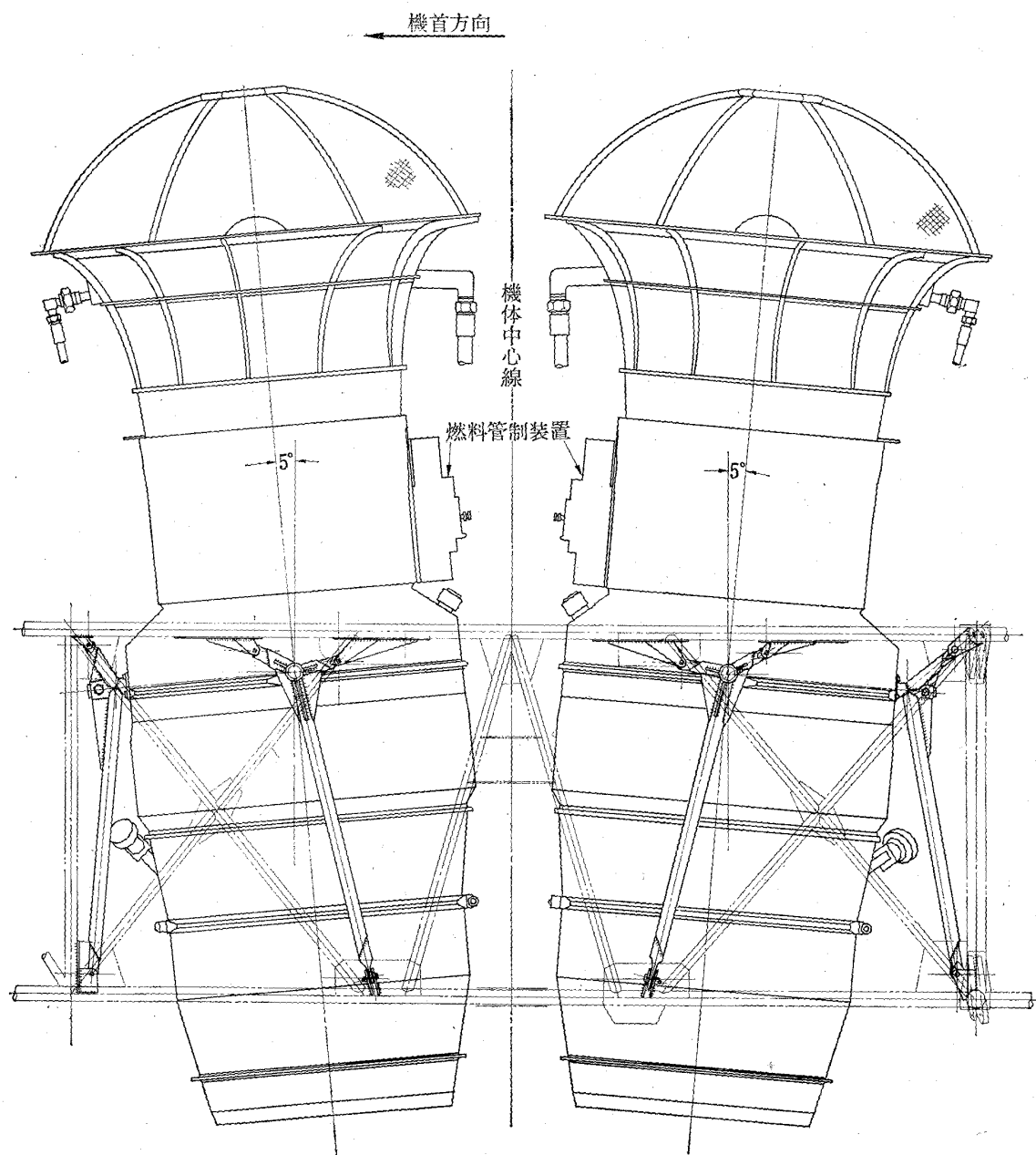


図 6 エンジン取付部

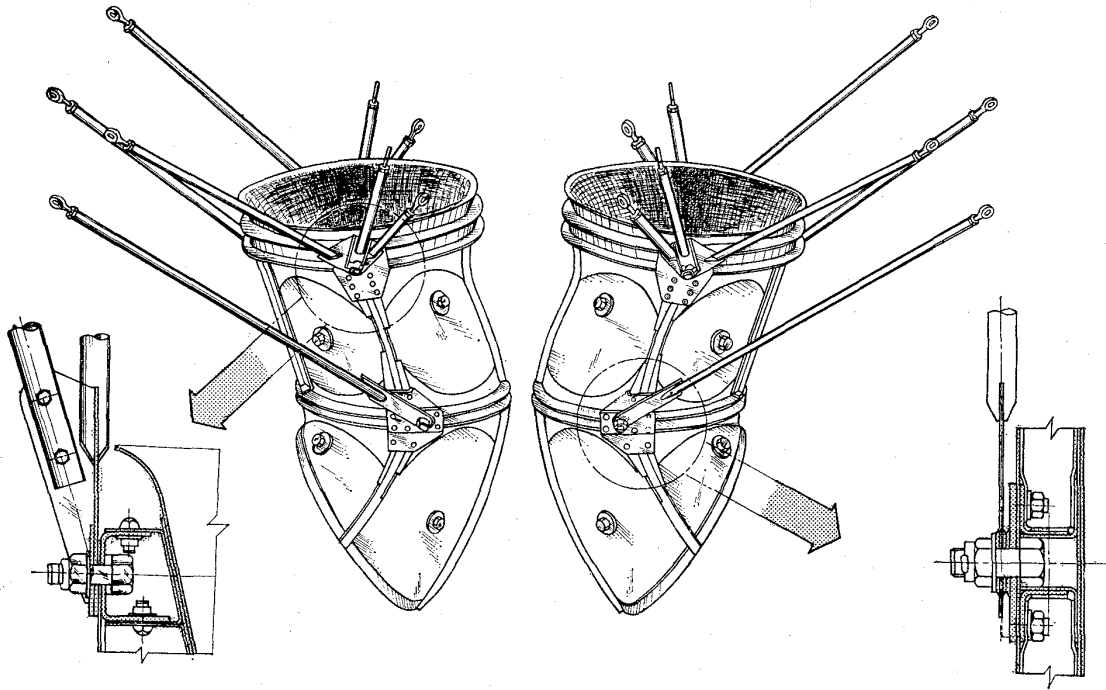


図 7 曲がりジェットパイプ取付方法

ブ間との間隙が重要な問題となる。この間隙は約 13 mm で、取付部の剛性試験からこの値の妥当性を判断した。

エンジン取付部およびジェットパイプ取付部の試験にはそれぞれのダミーを取付けて行なった。

3. 試験方法

試験はいずれも FTB の正規の脚をダミー脚に変えて、供試体を床に固定して行なった。応力の測定は歪ゲージによった。撓みの測定にはダイヤルゲージ、スケールとトランシットおよびストロークメーターを適宜用いた。

3.1 前後左右フレーム

前後左右フレームの試験装置の概要および応力、撓み測定点を図 8 に示す。前後左右フレームについては安定操縦用の空気ジェットノズルの最大推力が標定荷重で、前後フレームで上向き 82 kg、左右フレームで上向き 54 kg である。この空気ジェットノズルは、この試験後ピッチ軸まわりのコントロールモーメントを増すため改修された。この際フレームも改修したので、改めて試験を行なった。改修箇所は表 1, 2, 3 に示したとおりである。試験荷重は前後ノズルで 105 kg、左右ノズルで 52.5 kg に変更した。これらの荷重は図 8 に示すように、おもりと滑車を用いて負荷した。

3.2 中央フレーム

中央フレームの試験装置の概要および応力、撓み測定点を図 9 に示す。この図で機体支持方法は車輪の代りにピンジョイントとしたが、ピン自身にガタもあり、いずれにしろ両者に大差ないと考えられる。標定荷重は着陸時のエンジン慣性力である。この試験の時点ではエンジン取付部の細部がまだ決っていなかったもので、負荷の方法としては図 9 に示すように、下部主フレームの 4 点に負荷した。この場合にはエンジンの重心に負荷した場合に比べると、荷重点近傍の応力は異なるはずである。しかし荷重点からかなり離れた、たとえば脚フレームの応力は負荷方法の差による違いは小さい。

3.3 エンジン取付部および曲がりジェットパイプ取付部

この部分の試験は飛行場合と着陸場合の 2 ケースについて行なった。飛行場合 (Case 1) の標定荷重はエンジンの推力荷重とジャイロモーメント荷重である。この場合はまた曲がりジェットパイプ取付部の試験も兼ねる。ジャイロモーメントは、リフトジェットエンジンのジャイロ効果により、ピッチ軸またはロール軸まわりにある角速度で姿勢変化があると、ロール軸またはピッチ軸まわりに起こる。着陸場合 (Case 2) の標定荷重は着陸時のエンジン慣性力で、エンジン取付部のみの試験である。各 Case の荷重を図 10 に示す。

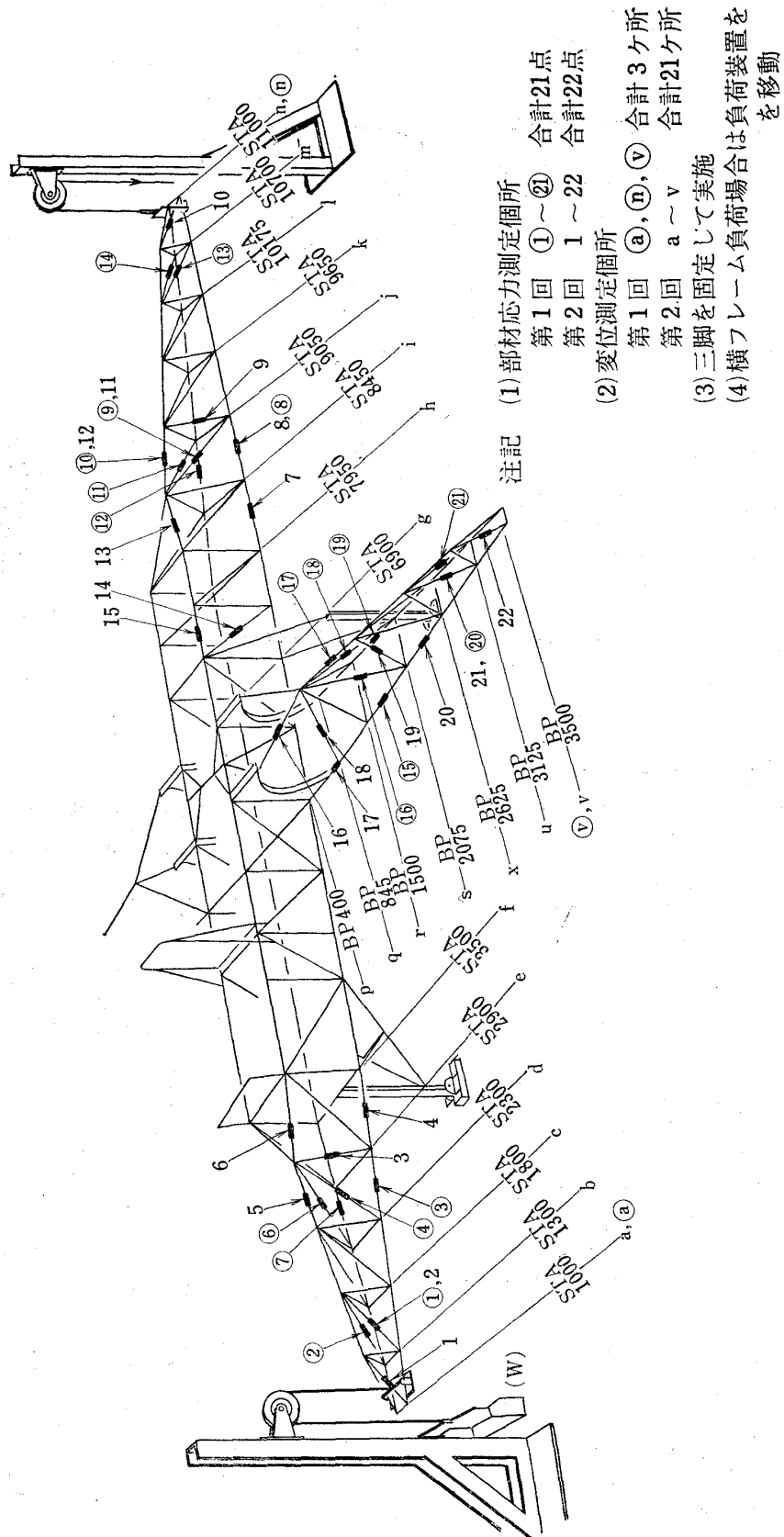
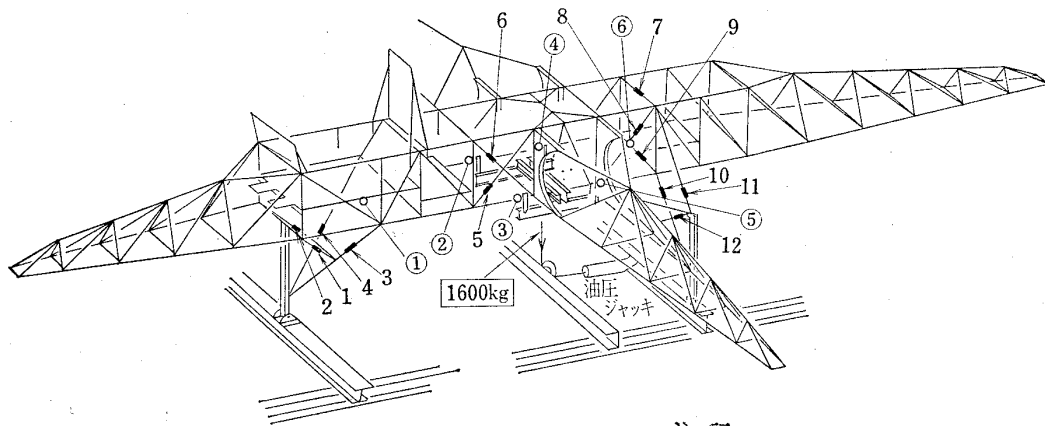


図 8 FTB 前後左右フレーム強度剛性試験装置概要および応力、撓み測定点対応図



注 記

(1) 部材応力測定個所 1~12合計12点

(2) 撓み測定個所 ①~⑥合計6点

図 9 FTB 中央フレーム強度剛性試験装置概要および応力、撓み測定点对応図

CASE 1. 飛行荷重 (LMT)

エンジン

○スラスト

1.370kg

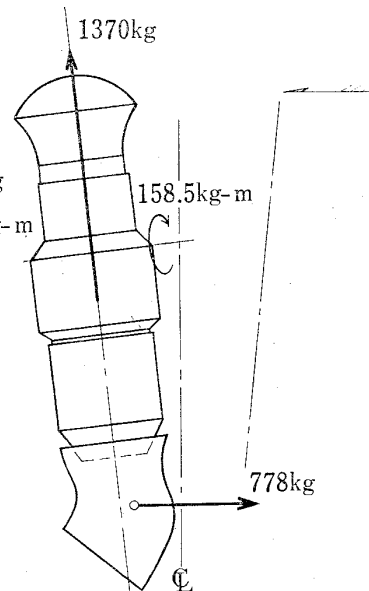
○ジャイロ・モーメント

158.5kg-m

曲がりジェットパイプ

○前後荷重

778kg



CASE 2. 着陸荷重

$n = 4.0$

エンジン ($W_E = 204\text{kg}$)

$P = nW_E = 816\text{kg}$

(LMT)

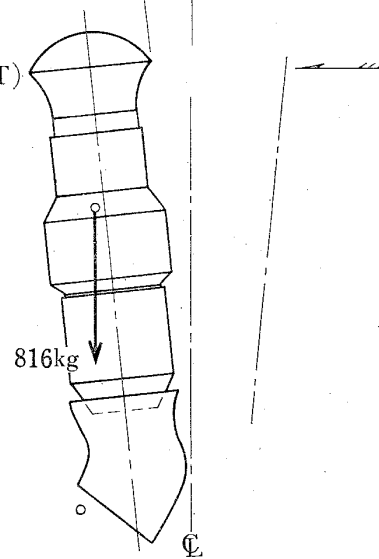


図 10 エンジンおよび曲がりジェットパイプ取付部の標定荷重

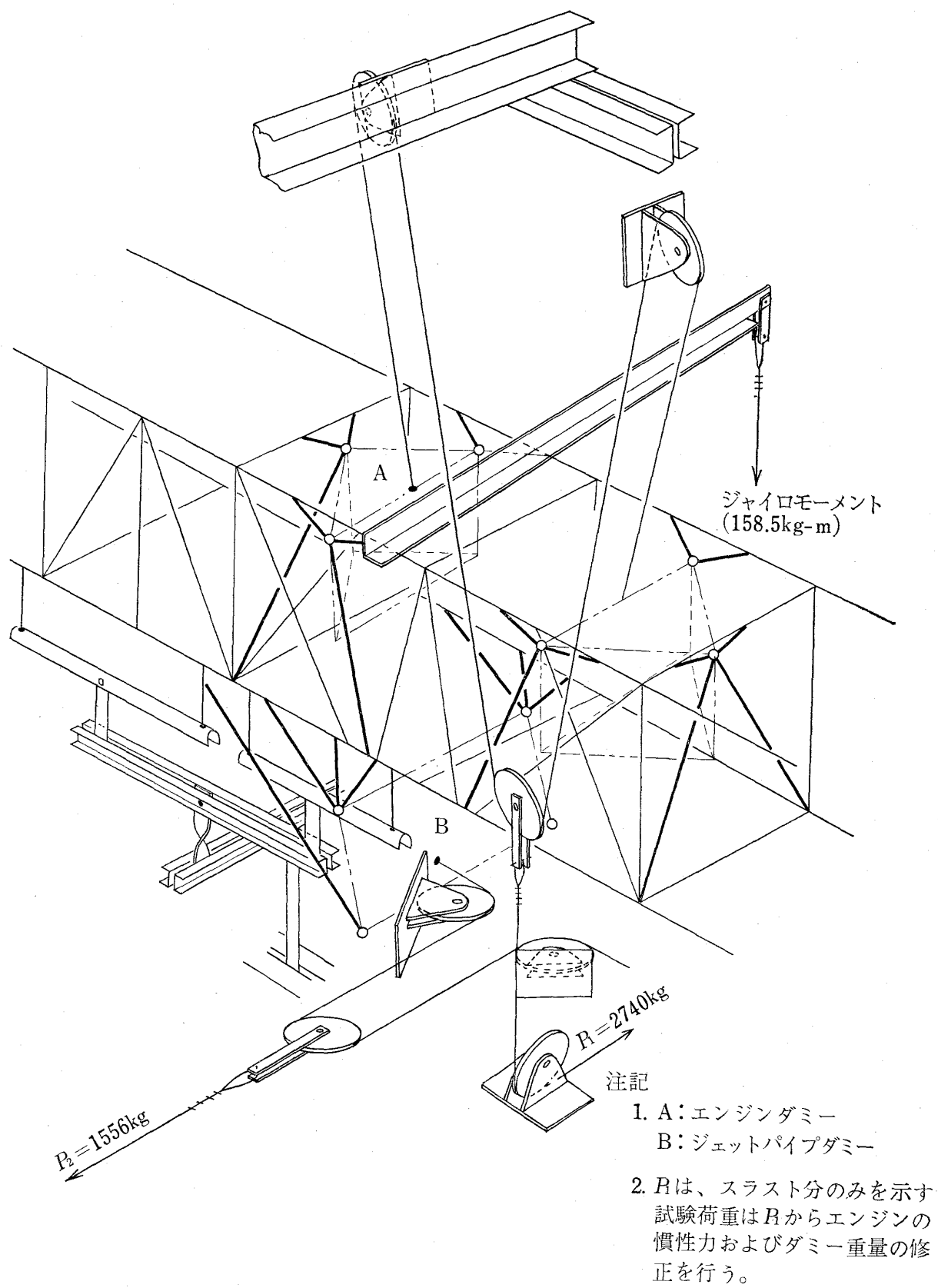


図 11 エンジンおよび曲がりジェットパイプ取付部負荷装置と試験荷重 (Case 1)

また図 11, 12 に各ケースの負荷方法を示す。負荷反力は Case 1 の場合は図 13 に示すようにトーナメントを組み下部フレームを支持してとる。ジャイロモーメントの反力および Case 2 の場合の反力はダミー脚で支持する。図 14 に飛行場合の試験荷重の分布を着

陸場合および飛行場合の設計値と比較して示す。図で試験荷重が設計荷重をオーバーしているが、中央フレームに対しては着陸場合の試験が標定となるので問題はないと考えられる。図 15, 16 に応力および撓み計測点を示す。

注記 1, A : エンジンダミー

A' : 〃

2. P は $n = 4$ G 分を示す

試験荷重は、ダミーの重量修正を行う。

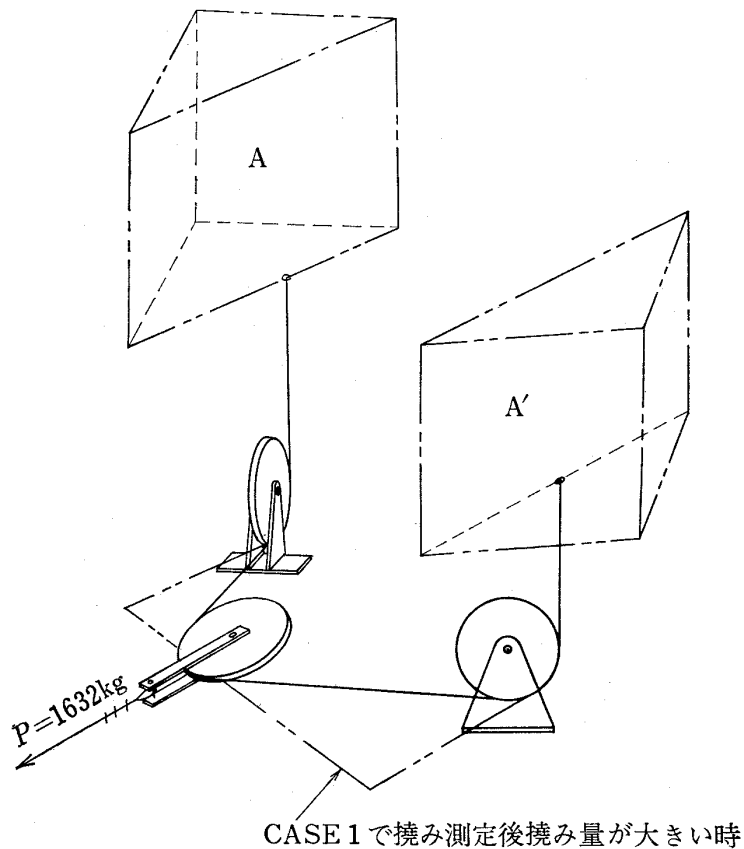


図 12 エンジン取付部負荷装置および試験荷重 (Case 2)

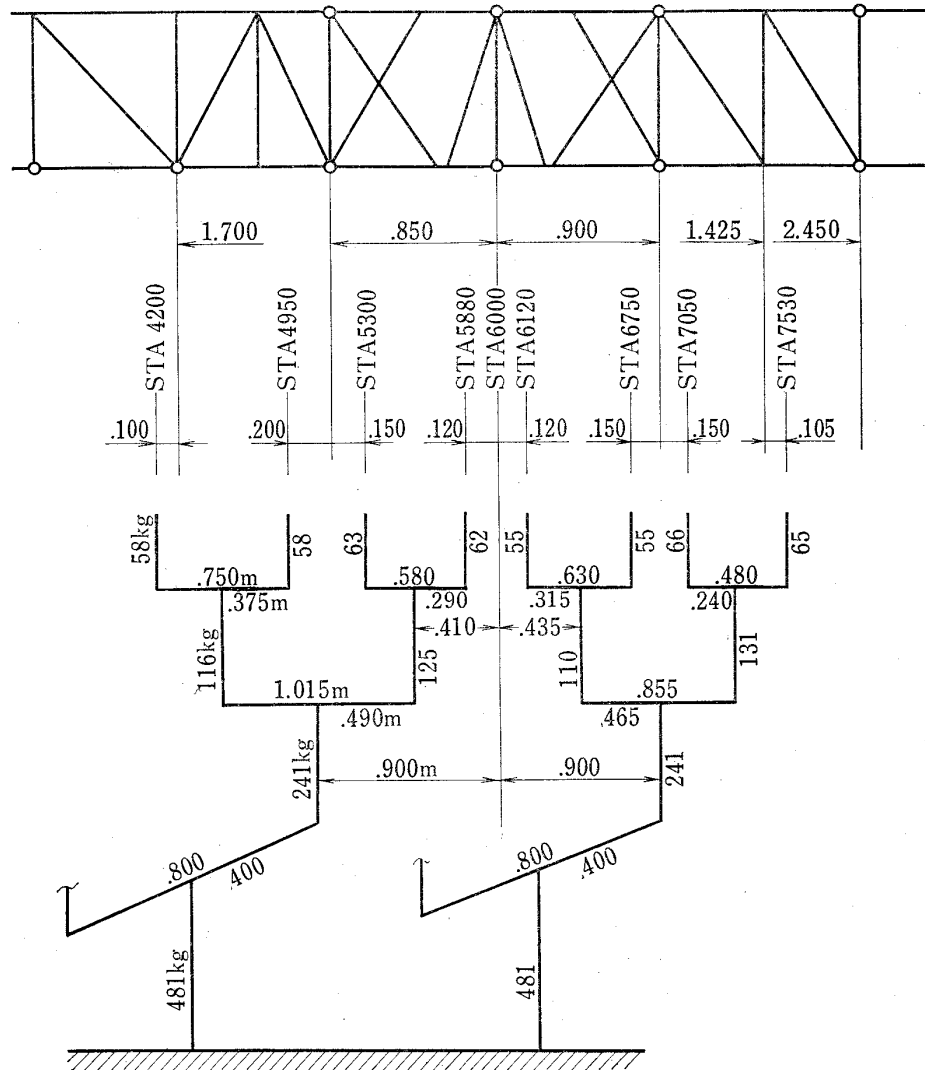


図 13 トーナメント

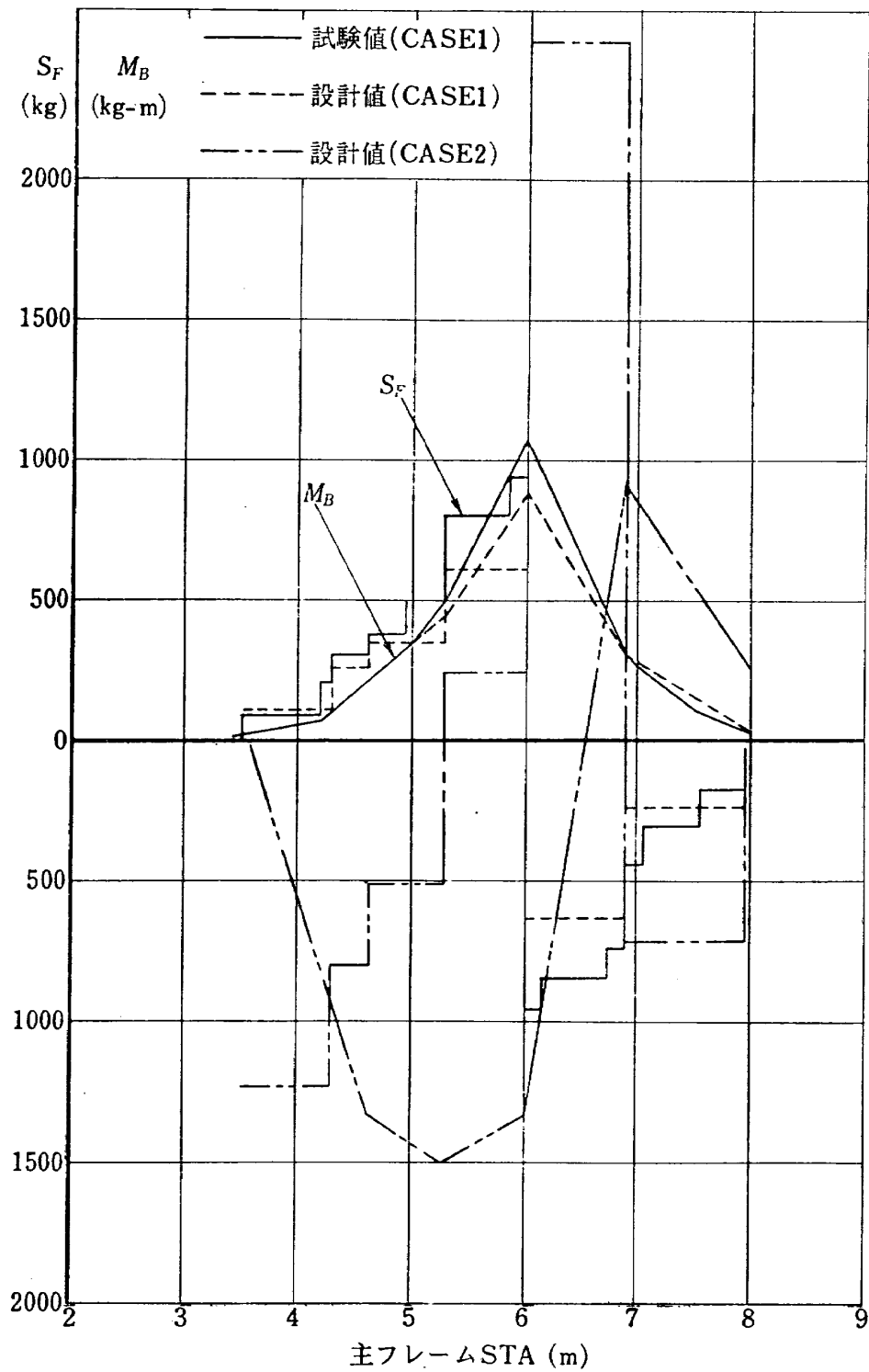
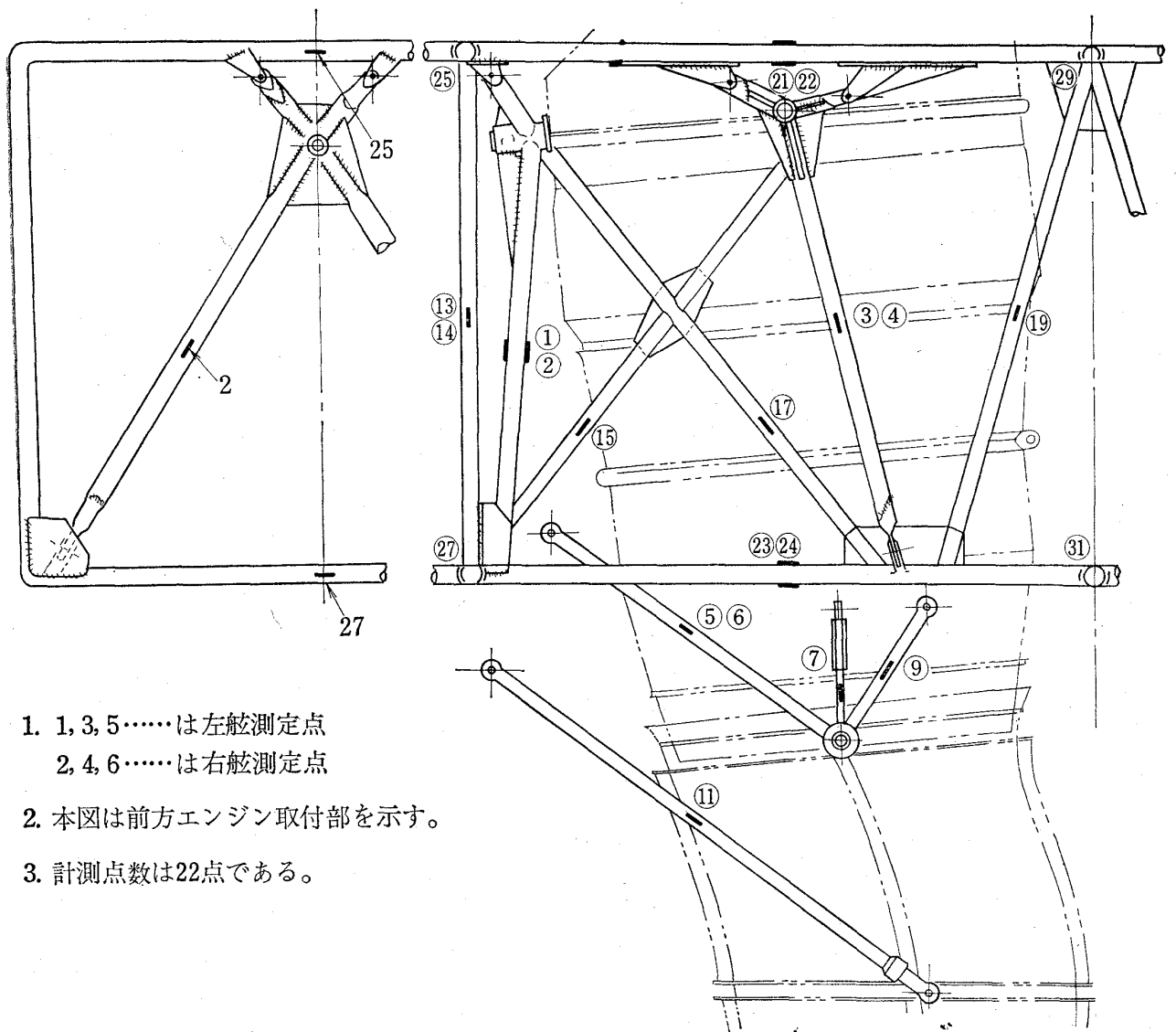


図 14 設計値と試験値の比較 (100% LMT)



- 注記 1. 1, 3, 5……は左舷測定点
 2. 4, 6……は右舷測定点
 2. 本図は前方エンジン取付部を示す。
 3. 計測点数は22点である。

図 15 エンジン取付部および曲がりジェットパイプ取付部の応力測定点

- 注記 1. $\triangle 1F \sim 8F$ フレームの撓み測定点を示す。
 地上を基準面とした、曲げおよび捩れ撓みの測定。
2. $\odot 1 \sim 9$ E/G架および曲がりジェットパイプ取付部の変位測定点を示す。
 $\odot 1 \sim 6$ E/G取付部後部隔壁を基準面とした変位測定。
 $\odot 7 \sim 9$ 地上を基準面とした変位測定。

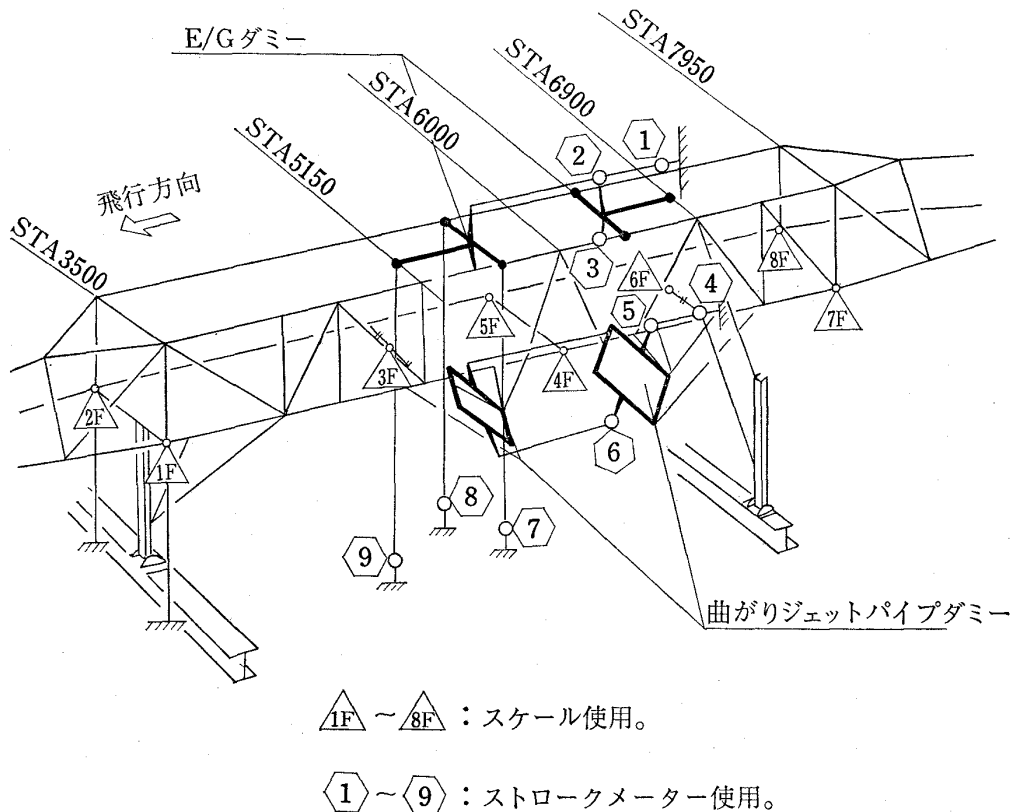


図 16 中央フレーム、エンジン取付部および曲がりジェットパイプ取付部の撓み測定点

4. 試験結果

4.1 前後左右フレーム

改修前の前後左右フレームの強度剛性試験の応力および撓み測定値をそれぞれ表 4, 5 に示す。表 1～3 に示した改修後に行なった第 2 回目の試験の応力および撓み測定値をそれぞれ表 6, 7 に示す。表 6 の値を図示すると図 17 のようになる。

これらの測定値を改修前と改修後についてまとめると表 8 のようになる。応力は測定点異なるので比較できないが、改修後の剛性値は改修前の 2 倍以上になっている。

強度については材質あるいは構造の形状によるはっきりした基準があるが、剛性についてははっきりした

基準があるわけではない。一応 FTB の他の機能に悪影響をおよぼさない程度の剛性を有することという目安があるだけである。その影響の判断も難しいが、前後左右フレームについてはフレームの撓みによる空気ジェットノズルの開度の変化を調べることによって剛性値の判断の根拠とした。図 18 にフレームに負荷した場合の空気ジェットノズルの開度の変化を示す。前方および左方ノズルの開度は負荷が変化してもほとんど変わらない。後方ノズルの場合は、フレームの剛性値が前方あるいは左右フレームよりかなり高いにもかかわらず、ノズル開度が負荷と共にかなり変化している。これは操縦系統内のガタあるいは操縦系統取付部の局所的な剛性不足のためと考えられる。この点を除けば前後左右フレームはいずれも試験負荷に対して異

表 4 前後フレームの応力および撓み測定値 (改修前)

荷重(kg) 測定点		0	20	35	50	65	82	65	50	35	20	0
応力 (kg/mm ²)	1	0	-0.7	-1.3	-1.8	-2.3	-2.9	-2.3	-1.7	-1.2	-0.6	0.1
	2	0	-0.7	-1.3	-1.9	-2.5	-3.2	-2.5	-1.9	-1.3	-0.7	0
	3	0	0.5	0.9	1.3	1.6	2.0	1.7	1.3	0.9	0.6	0.1
	4	0	-0.2	-0.2	-0.3	-0.4	-0.6	-0.4	-0.3	-0.1	0	0.1
	5	0	-0.8	-1.2	-1.8	-2.4	-3.2	-2.4	-1.7	-1.1	-0.6	0.1
	6	0	-0.1	-0.1	-0.2	-0.2	-0.3	-0.2	-0.1	-0.1	0	0.1
	7	0	0.4	0.8	1.2	1.5	1.9	1.5	1.2	0.9	0.5	-0.1
	8	0	0.5	0.8	1.2	2.0	3.1	2.5	1.8	1.3	0.8	0.3
	9	0	-0.2	-0.2	-0.3	-0.4	-0.3	-0.1	-0.1	-0.1	0.1	0.2
	10	0	-0.8	-1.3	-1.9	-2.4	-2.7	-2.2	-1.6	-1.1	-0.5	0.2
	11	0	-0.1	-0.2	-0.4	-0.4	-0.4	-0.3	-0.1	-0.1	0.1	0.2
	12	0	0.5	1.0	1.3	1.5	1.9	1.9	1.5	1.2	0.8	0.2
	13	0	-0.9	-1.7	-2.3	-3.2	-3.8	-3.0	-2.2	-1.4	-0.6	0.3
	14	0	-0.8	-1.4	-2.0	-2.7	-3.2	-2.6	-1.8	-1.1	-0.5	0.3
撓み (mm)	㊸	0	2.29	4.10	6.04	8.02	10.16	8.46	6.44	4.60	2.71	0.17
	㊹	0	2.85	5.15	7.40	9.35	12.00	10.20	7.65	5.35	3.02	0.01

表 5 左右フレーム応力および撓み測定値 (改修前)

荷重(kg) 測定点		0	14	24	34	44	54	44	34	24	14	0
応力 (kg/mm ²)	15	0	0.4	0.7	1.0	1.3	1.6	1.1	0.8	0.6	0.3	-0.1
	16	0	-0.1	-0.1	-0.2	-0.3	-0.4	-0.5	-0.4	-0.3	-0.2	-0.1
	17	0	-0.3	-0.6	-0.9	-1.2	-1.6	-1.5	-1.2	-0.9	-0.6	-0.1
	18	0	0	-0.1	-0.2	-0.3	-0.4	-0.4	-0.3	-0.2	-0.2	-0.1
	19	0	0.4	0.7	1.1	1.3	1.6	1.2	0.9	0.6	0.3	0
	20	0	-0.2	-0.5	-0.9	-1.2	-1.5	-1.3	-1.0	-0.7	-0.4	-0.1
	21	0	-0.2	-0.5	-0.6	-0.9	-1.2	-1.0	-0.8	-0.5	-0.3	0
撓み (mm)	㊺	0	4.87	8.75	12.75	16.95	21.20	17.70	13.97	10.10	6.30	0.83

注記 1) 測定点は図 8 を参照

2) 応力 σ は歪測定値 ϵ (マイクロ) を次式により換算して得た。

$$\sigma = E \times \epsilon$$

E : ヤング率

アルミ材: 7000 kg/mm²

鋼材: 21000 kg/mm²

3) - 符号は圧縮応力を示す。

表 6 前後フレームの応力および撓み測定値 (改修後)

荷重(kg) 測 定 点		10	20	40	60	90	100	105	90	60	40	20	10
応 力 測 定 値 (kg/mm ²)	1	0	-0.2	-0.6	-1.1	-1.8	-2.0	-2.1	-1.9	-1.2	-0.8	-0.3	-0.1
	2	0	-0.1	-0.4	-0.7	-1.0	-1.2	-1.2	-1.1	-0.7	-0.4	-0.1	0
	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	4	0	0.2	0.7	1.2	1.9	2.1	2.2	1.9	1.2	0.7	0.2	-0.1
	5	0	-0.2	-0.6	-1.0	-1.7	-1.9	-2.0	-1.7	-1.1	-0.7	-0.3	-0.1
	6	0	-0.2	-1.1	-0.9	-1.5	-1.7	-1.8	-1.6	-1.0	-0.7	-0.3	0
	7	0	0.4	0.8	1.8	2.8	3.2	3.4	2.8	1.8	1.1	0.4	0
	8	0	0.3	0.1	1.4	2.3	2.6	2.7	2.5	1.4	0.9	0.3	0
	9	0	0	-0.4	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.2	0.1	0	0
	10	0	-0.1	-0.1	-0.8	-1.2	-1.4	-1.5	-1.3	-0.8	-0.5	-0.2	0
	11	0	0	-0.7	-0.2	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.2	-0.1	-0.1	0
	12	0	-0.2	-1.8	-1.2	-1.9	-2.1	-2.3	-1.9	-1.2	-0.7	-0.3	0
	13	0	-0.6	-0.2	-3.0	-4.8	-5.4	-5.7	-4.8	-3.0	-1.8	-0.6	0
	14	0	-0.1	-0.2	-0.4	-0.6	-0.7	-0.7	-0.6	-0.3	-0.2	0	0
	15	0	-0.3	-0.8	-1.4	-2.2	-2.5	-2.6	-2.2	-1.3	-0.8	-0.2	0
撓 み 測 定 値 (mm)	a	0	0.5	1.5	3.0	4.5	5.0	6.0	5.5	3.5	2.0	1.0	0
	b	0	0.5	1.5	3.0	4.0	4.5	5.5	4.5	3.0	2.0	0.5	0
	c	0	0.5	1.0	2.0	2.5	3.0	3.5	3.0	2.0	1.0	0.5	0
	d	0	0	0.5	1.0	1.5	1.5	2.0	2.0	1.0	0.5	0.5	0
	e	0	0	0	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0	0
	f	0	0	0	0	0.5	0.5	0.5	0.5	0	0	0	0
	g	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	h	0	0	0	0.5	0.5	0.5	1.0	0.5	0.5	0	0	0
	i	0	0	0	0.5	0.5	1.0	1.0	1.0	0.5	0	0	0
	j	0	0	0.5	1.0	1.5	2.0	2.0	2.0	1.0	0.5	0	0
	k	0	0.5	1.5	2.0	3.0	3.5	4.0	3.5	2.0	1.0	0.5	0
	l	0	0.5	1.5	3.0	4.0	4.5	5.5	5.0	3.0	1.5	0	0
	m	0	1.0	2.5	4.5	6.0	7.0	8.0	7.0	4.0	3.0	0.5	0
	n	0	1.0	2.5	5.0	7.0	8.0	9.5	8.0	5.0	3.0	1.0	0

注記 1) 測定点は図 8 を参照

2) 応力 σ は歪測定値 ϵ (マイクロ) を次式より換算して得た。

$$\sigma = E \times \epsilon$$

E : ヤング率

アルミ材: 7000 kg/mm²

鋼 材: 21000 kg/mm²

3) — 符号は圧縮応力を示す。

表 7 左右フレームの応力および撓み測定値 (改修後)

荷重(kg)		5	20	30	40	53	40	20	5
測 定 点									
応 力 測 定 値 (kg/mm ²)	16	0	-0.4	-0.6	-0.9	-1.3	-0.9	-0.4	0
	17	0	0.3	0.5	0.7	0.9	0.7	0.3	0
	18	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.3	0.1	0
	19	0	0	0.1	0.1	0.2	0.1	0.1	0
	20	0	0.4	0.6	0.9	1.2	0.9	0.4	0
	21	0	-0.4	-0.6	-0.8	-1.2	-0.8	-0.3	0
	22	0	-0.7	-1.1	-1.6	-2.2	-1.7	-0.7	0
撓 み 測 定 値 (mm)	p	0	0	0	0.5	0.5	0.5	0	0
	q	0	0	0	0.5	0.5	0.5	0	0
	r	0	0.5	1.0	1.5	2.0	1.5	1.0	0.5
	s	0	0.5	1.5	2.0	3.0	2.0	1.0	0
	t	0	1.5	2.0	3.0	4.0	3.0	1.5	0.5
	u	0	2.0	3.0	4.5	6.0	4.5	2.5	0.5
	v	0	2.0	3.5	5.0	7.0	5.5	2.5	0.5

注記 1) 測定点は図 8 を参照

2) 応力 σ は歪測定値 ε (マイクロ) を次式より換算して得た。

$$\sigma = E \times \varepsilon$$

E : ヤング率

アルミ材: 7000 kg/mm²

鋼 材: 21000 kg/mm²

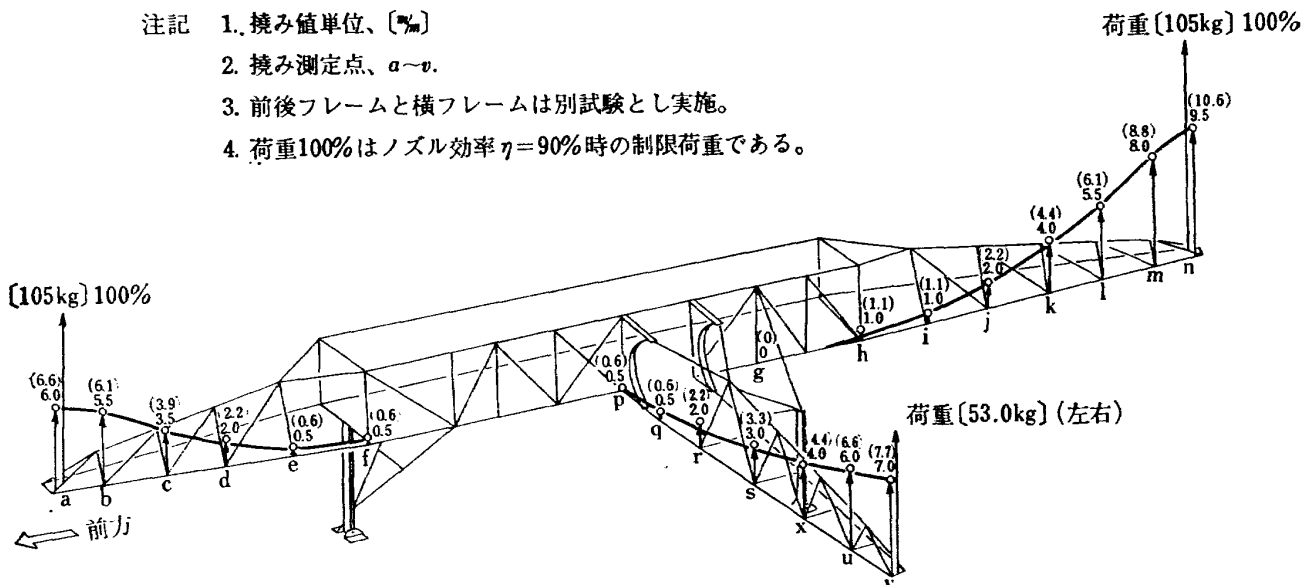
3) - 符号は圧縮応力を示す。

注記 1. 撓み値単位、[%]

2. 撓み測定点、a~v.

3. 前後フレームと横フレームは別試験とし実施。

4. 荷重100%はノズル効率 $\eta=90\%$ 時の制限荷重である。



5. ()内数値は荷重を 0 点補正した時の値である。

横左フレーム補正 : () = $53/48 \times$ 測定値。

前後フレーム補正 : () = $105/95 \times$ 測定値。

図 17 前後左右フレーム撓み分布図 (表 1 ~ 3 に示す改修後)

表 8 前後左右フレームの強度剛性値

左フレーム

①	②	③	④
項 目	改 修 後	改 修 前	②/③
剛 性 値	$0.0718 \times 10^6 \text{ kg-m/Rad}$	$0.0245 \times 10^6 \text{ kg-m/Rad}$	2.93
最 大 撓 み	7.7 m/m	21.2 m/m	0.335
最 大 応 力	-2.2 kg/mm^2 *	1.6 kg/mm^2 *	—

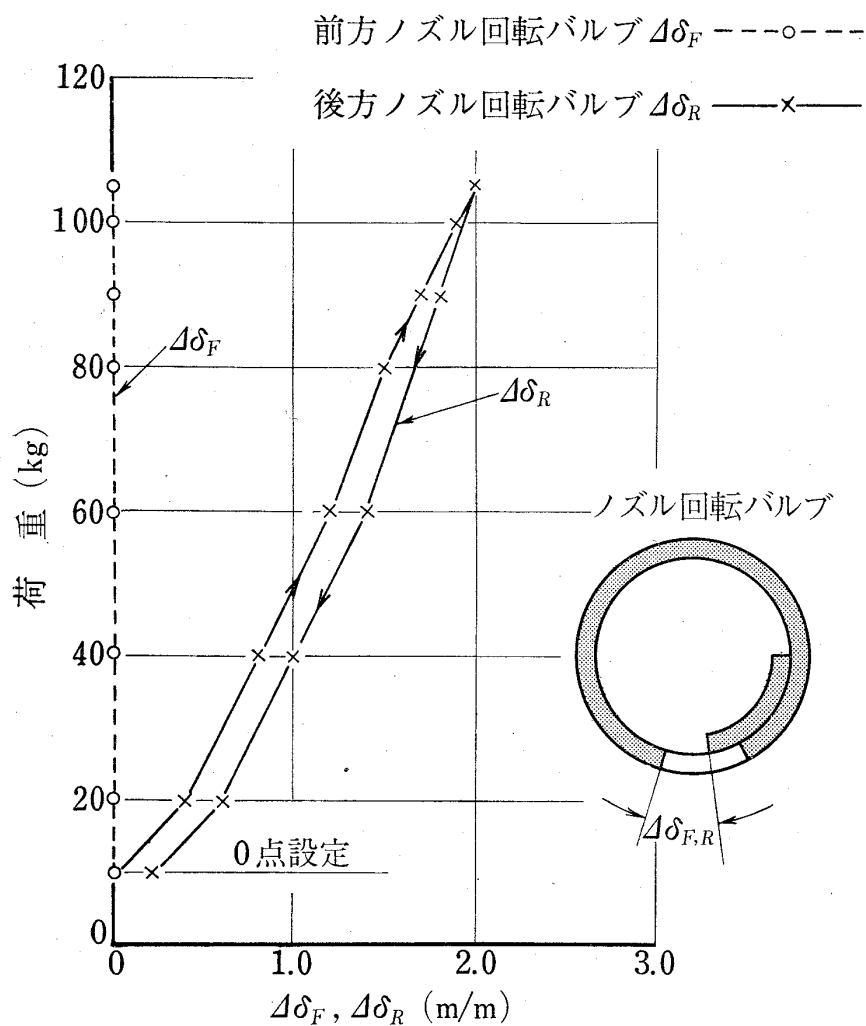
前方フレーム

①	②	③	④
項 目	改 修 後	改 修 前	②/③
剛 性 値	$0.1093 \times 10^6 \text{ kg-m/Red}$	$0.0505 \times 10^6 \text{ kg-m/Red}$	2.17
最 大 撓 み	6.6 m/m	10.16 m/m	0.591
最 大 応 力	2.2 kg/mm^2 *	-3.2 kg/mm^2	—

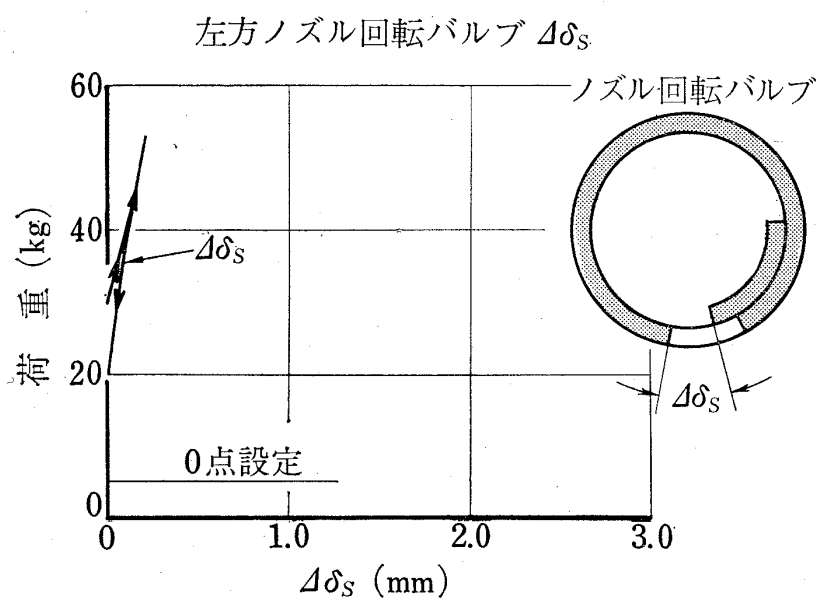
後方フレーム

①	②	③	④
項 目	改 修 後	改 修 前	②/③
剛 性 値	$0.1665 \times 10^6 \text{ kg-m/Red}$	$0.0662 \times 10^6 \text{ kg-m/Red}$	2.52
最 大 撓 み	10.6 m/m	12.7 m/m	0.835
最 大 応 力	-5.7 kg/mm^2	-3.8 kg/mm^2	—

* 印： 応力測定点が異なるので比較はできないが強度保証の目指となる。



荷 重 (kg)	弁開度 (m/m)	
	前方	後方
	$\Delta\delta_F$	$\Delta\delta_R$
10	0	0
20	0	0.4
40	0	0.8
60	0	1.2
80	0	1.5
90	0	1.7
100	0	1.9
105	0	2.0
90	0	1.9
60	0	1.4
40	0	1.0
20	0	0.5
10	0	0.2



荷 重 (kg)	弁開度(m/m)
	横 (左)
	$\Delta\delta_S$
5	0
20	0
30	0
40	0.1
53	0.2
40	0.1
20	0
5	0

図 18 荷重～回転バルブ開度 ($\Delta\delta$) 線図

表 9 中央フレームの応力および撓み測定値 (重心点集中荷重)

荷重 (kg)		0	320	640	960	1280	1440	1600	1280	945	640	320	0
測定点 (kg/mm ²)	1	0	0	0	0	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.1	0
	2	0	0.1	0.2	0.2	0.2	0.3	0.3	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1
	3	0	0	-0.2	-0.4	-0.6	-0.7	-0.7	-0.6	-0.4	-0.1	0	0.1
	4	0	0	-0.2	-0.4	-0.5	-0.5	-0.6	-0.5	-0.4	-0.2	0	0.1
	5	0	-0.3	-0.5	-0.8	-1.1	-1.3	-1.3	-1.1	-0.7	0.4	-0.2	-0.1
	6	0	0.5	1.1	1.6	2.1	2.3	2.6	2.3	1.8	1.3	0.8	0.2
	7	0	-0.4	-0.9	-1.7	-2.1	-2.5	-2.8	-2.1	-1.3	-0.6	0	-0.7
	8	0	0.7	1.6	2.4	3.3	3.7	4.2	3.6	2.8	2.1	1.4	0.7
	9	0	-0.5	-1.1	-1.7	-2.3	-2.6	-2.8	-2.2	-1.5	-0.8	-0.2	0.4
	10	0	0	-0.1	-0.2	-0.7	-0.7	-0.7	-0.6	-0.4	-0.4	-0.2	-0.1
	11	0	0.2	0.7	1.1	1.1	1.3	1.5	1.3	0.9	0.6	0.4	0.1
	12	0	-0.1	-0.5	-1.1	-1.5	-1.7	-1.9	-1.4	-0.9	-0.4	-0.1	0.6
撓み測定値 (mm)	①	0	0.21	0.43	0.70	0.98	1.13	1.26	1.09	0.88	0.67	0.43	0.17
	2	0	0.40	0.85	1.35	2.00	2.29	2.58	2.19	1.76	1.30	0.86	0.36
	3	0	0.47	0.96	1.49	2.03	2.31	2.60	2.20	1.75	1.28	0.79	0.25
	4	0	0.32	0.66	1.08	1.59	1.92	2.15	1.85	1.48	1.14	0.80	0.42
	5	0	0.36	0.75	1.17	1.63	1.86	2.09	1.73	1.43	1.05	0.66	0.22
	⑥	0	0.21	0.43	0.72	1.14	1.28	1.45	1.27	1.05	0.89	0.66	0.38

注記 1) 測定点は図 9 を参照

2) 応力 σ は歪測定値 ϵ (マイクロ) を次式により換算して得た。

$$\sigma = E \times \epsilon$$

E : ヤング率

アルミ材: 7000 kg/mm²

鋼材: 21000 kg/mm²

3) - 符号は圧縮応力を示す。

状は認められず強度剛性とも充分である。

4.2 中央フレーム

中央フレームの応力および撓み測定値をそれぞれ表 9, 10 に示す。試験荷重に対して異状は認められず、強度剛性とも充分である。負荷条件および機体支持条件が実際と異なるための影響は明らかでないが「3.2」に述べたように一応小さいものと考えて上記結論を正しいものと判断する。

4.3 エンジン取付部およびジェットパイプ取付部

エンジン取付部およびジェットパイプ取付部の応力および撓み測定値をそれぞれ表 10~13 に示す。表 12, 13 の撓みを図示するとそれぞれ図 19, 20 のようになる。

次にエンジン出口と曲がりジェットパイプの間の間

隙について検討する。図 13 に示したエンジン取付部および曲がりジェットパイプ取付部の撓み計測点の相当撓み量を図式的に求めたものを図 21 に示す。この撓みを用いて、飛行荷重負荷場合のエンジンと曲がりジェットパイプ各部の変位量を下記の如く求める。図 22 に示す符号を用いると各位置の変位位置は次のとおりである。なおこの値は前方エンジンに対する値である。

イ) 垂直方向

$$V_{p7}=3.9 \text{ mm}, V_{p8}=2.8 \text{ mm}, V_{p9}=2.1 \text{ mm}$$

$$V_{7-8 \text{ ave.}} = (V_{p7} + V_{p8}) / 2 = 3.35 \text{ mm}$$

ロ) 前後方向

$$H_{p2}=2.4 \text{ mm (前方)},$$

$$H_{p5}=3.7-2.8=0.9 \text{ mm (前方)}$$

表 10 エンジン取付部および曲リジェットパイプ取付部の応力測定値

Case 1 飛行場合

% LMT 荷重 測 定 点		20	40	60	70	80	90	100	90	60	40	20
応 力 測 定 値 (kg/mm ²)	1	0	0.4	0.8	1.1	1.2	1.5	1.6	1.3	1.0	0.7	0.2
	2	0	0.4	1.0	1.2	1.5	1.7	1.8	1.3	0.7	0.2	-0.4
	3	0	-1.5	-2.4	-2.6	-2.7	-3.0	-3.1	-5.1	-6.0	-5.3	-3.2
	4	0	-0.3	-1.1	-1.9	-2.3	-2.7	-2.8	-2.7	-2.0	-1.7	-0.4
	5	0	-1.1	-2.2	-2.8	-3.3	-4.0	-4.4	-3.2	-2.3	-1.6	-0.6
	6	0	-0.9	-2.1	-2.6	-3.2	-3.7	-4.4	-3.0	-2.0	-1.2	-0.2
	7	0	-0.4	-1.0	-1.2	-1.5	-2.0	-2.1	-1.9	-1.3	-1.0	-0.7
	9	0	-0.3	-0.3	-0.6	-0.7	-1.2	-1.2	-1.3	-1.1	-0.9	-0.4
	11	0	2.4	4.9	6.0	7.2	8.4	9.5	6.3	4.0	2.5	0.3
	13	0	1.4	3.0	3.8	4.5	5.5	6.1	4.4	3.0	1.9	0.3
	14	0	1.0	2.2	3.8	3.3	4.1	4.5	3.1	2.0	1.3	0.1
	15	0	2.2	4.6	5.8	7.0	8.5	9.5	6.3	4.0	2.3	0.2
	17	0	-0.1	-1.4	-1.8	-2.1	-2.6	-3.0	-2.3	-1.6	-1.1	-0.3
	19	0	-0.4	-0.6	-0.8	-1.0	-1.1	-1.2	-1.0	-0.7	-0.4	-0.3
	21	0	2.0	4.0	5.3	6.4	7.7	8.5	5.5	3.5	2.0	0.3
	22	0	1.2	2.5	3.2	3.7	4.4	4.9	3.0	1.8	1.0	0
	23	0	-2.4	-5.0	-6.5	-7.8	-9.3	-10.2	-7.4	-5.2	-3.3	-1.1
	24	0	-1.3	-2.8	-3.4	-4.0	-4.6	-5.0	-3.3	-2.2	-1.5	-0.4
	25	0	0.2	0.5	0.7	0.8	1.0	1.1	0.7	0.5	0.3	0
	27	0	0	0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.3	0.3	0.2	0.2
	29	0	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3
	31	0	-0.3	-0.5	-0.7	-0.8	-0.9	-1.1	-0.8	-0.7	-0.5	-0.3

注記 1) 測定点は図 15 を参照

2) 応力 σ は歪測定値 ε (マイクロ) を次式により換算して得た。

$$\sigma = E \times \varepsilon$$

 E : ヤング率アルミ材: 7000 kg/mm²鋼 材: 21000 kg/mm²

3) - 符号は圧縮応力を示す。

4) 本表は 20% LMT Load を基準とした 100% LMT 時の値である。

表 11 エンジン取付部および曲りジェットパイプ取付部の応力測定値
Case 2 着陸場合

% LMT 荷重 測定点		10	30	50	70	80	90	100	80	60	30	10
応 力 測 定 値 (kg/mm ²)	1	0	-0.8	-1.2	-1.7	-1.9	-2.2	-2.4	-2.1	-1.7	-1.2	-0.5
	2	0	-0.7	-1.1	-1.5	-1.7	-2.0	-2.2	-1.9	-1.6	-1.3	-0.6
	3	0	0.8	1.8	-2.9	3.4	3.9	4.4	3.9	3.0	1.7	0
	4	0	0.9	2.0	3.6	4.4	5.2	6.0	5.2	3.8	2.6	0.9
	5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	13	0	-0.4	-0.8	-1.2	-1.4	-1.7	-1.8	-1.5	-1.1	-0.7	0
	14	0	-0.4	-0.8	-1.2	-1.3	-1.6	-1.8	-1.4	-1.0	-0.6	0
	15	0	-0.5	-1.0	-1.5	-1.1	-2.1	-2.3	-1.7	-1.2	-0.7	0
	17	0	-0.4	-0.8	-1.3	-1.6	-1.8	-2.1	-1.7	-1.3	-0.8	-0.1
	19	0	-0.3	-0.7	-1.8	-1.2	-1.4	-1.6	-1.2	-0.9	-0.5	0
	21	0	-1.0	-2.0	-3.1	-3.6	-4.2	-4.7	-3.7	-2.7	-1.6	-0.1
	22	0	-0.8	-1.7	-2.6	-3.1	-3.6	-4.1	-3.2	-2.4	-1.5	-0.1
	23	0	0.7	1.5	2.5	2.9	3.3	3.7	3.0	2.3	1.4	0.3
	24	0	0.8	1.6	2.5	2.9	3.3	3.8	3.0	2.3	1.4	0.1
	25	0	0.1	0	0.3	0.4	0.4	0.5	0.5	0.4	0.4	0.3
	27	0	0.1	0.3	0.4	0.5	0.6	0.6	0.5	0.4	0.3	0
	29	0	-0.3	-0.6	-0.9	-1.1	-1.2	-1.3	-1.2			
	31	0	0.2	0.4	0.6	0.7	0.8					

注記 1) 測定点は図 15 を参照

2) 応力 σ は歪測定値 ϵ (マイクロ) を次式により換算して得た。

$$\sigma = E \times \epsilon$$

E : ヤング率

アルミ材: 7000 kg/mm²

鋼 材: 21000 kg/mm²

3) - 符号は圧縮応力を示す。

4) 本表は 10% LMT Load を基点とした 100% LMT 時の値である。

表 12 中央フレーム、エンジン取付部、曲りジェットパイプ取付部の撓み測定値

Case 1 飛行場合

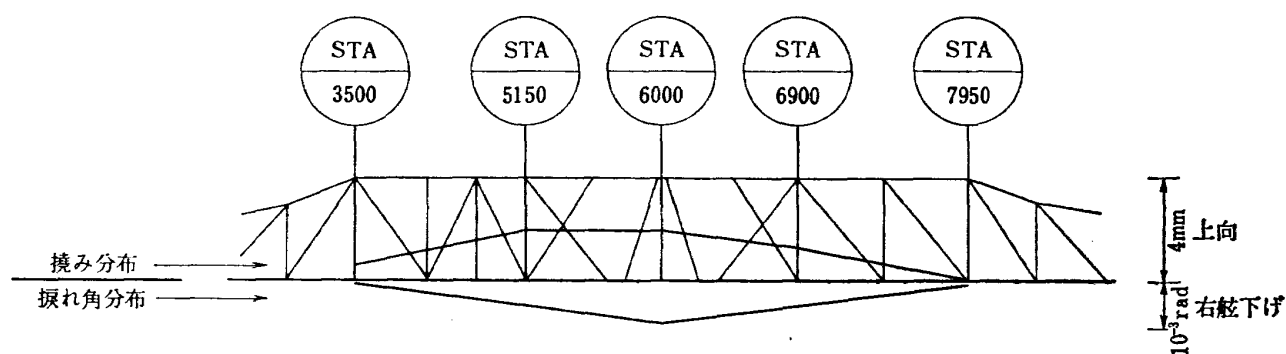
% LMT 荷重 測定点		20	40	60	70	80	90	100	80	60	40	20
撓 み 測 定 値 (m/m)	1	0	0	0	0	0	0	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1
	2	0	0.2	0.7	0.8	1.0	1.1	1.8	1.1	0.8	0.5	0.2
	3	0	-0.1	-0.2	-0.3	-0.4	-0.4	-0.4	-0.5	-0.5	-0.4	-0.3
	4	0	-0.5	-1.1	-1.4	-1.8	-2.1	-2.3	-1.8	-1.4	-1.0	-0.5
	5	0	0.7	1.4	1.8	2.3	2.6	2.7	2.5	2.1	1.5	1.0
	6	0	-2.7	-5.6	-7.4	-8.8	-10.3	-11.4	-8.5	-6.4	-4.3	-2.0
	7	0	0.4	1.3	1.7	2.3	2.7	2.9	2.4	1.6	0.4	0.1
	8	0	0	0.8	1.0	1.3	1.5	1.6	1.1	0.6	0.2	
	9	0	0.1	0.4	0.7	1.0	1.2	1.4	1.2	0.8	0.4	0
	1 F	0	0	0.2	0.5	0.5	0.5	0.7	0.3	0.1	1.2	1.5
	2 F	0	0.3	0.3	0.5	0.5	0.6	0.5	0.7	0.8	2.2	2.0
	3 F	0	0.5	4.0	1.4	1.5	1.8	2.0	1.0	0.2	0.8	1.2
	4 F	0	0.5	1.2	1.5	1.8	2.1	2.4	1.6	0.3	0.5	0.9
	5 F	0	0.3	0.8	1.0	1.3	1.5	1.7	1.0	0.5	1.0	1.4
	6 F	0	0.2	0.5	0.7	0.8	1.0	1.3	0.8	0.6	0.7	1.1
	7 F	0	0.2	0.2	1.2	0.4	0.3	0.2	0.2	0.8	0.8	0.7
	F 8	0	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1	0.3	1.1	1.1	1.1

注記 1) 測定点は図 16 を参照

2) 本表は 20% LMT Load を基点とした 100% LMT 時の値である。

3) 測定点 No. 1~9 ではストロークメータ伸びが +, 1 F~8 F では上向撓みが +

4) * No. 8 の Gauge は零調整不良のため 40% LMT を零点と見做す。



注記 (1) STA3500, 6000, 7950の撓みは、胴体左右舷の撓みの平均値をプロットする。

(2) 捩れ角は下式による。

$$\theta = \frac{(\text{右舷撓み}) - (\text{左舷撓み})}{(\text{胴体巾}) (=800\text{mm})} \text{ rad.}$$

図 19 中央フレーム撓みおよび捩れ分布図 (Case 1, 100% LMT)

表 13 中央フレーム，エンジン取付部，曲りジェットパイプ取付部の撓み測定値

Case 2 着陸場合

% LMT 荷重 測定点		10	30	50	70	80	90	100	80	60	40	10
撓 み 測 定 値 (m/m)	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	2	0	0.1	0.2	0.4	0.5	0.7	0.8	0.8	0.5	0.4	0.1
	3	0	0	0	0.2	0.4	0.5	0.7	0.7	0.7	0.5	0.2
	4	計 測 せ ず										
	5											
	6											
	7	0	0	0.1	0.4	0.5	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0	0.5
	8	0	0.2	0.7	1.1	1.4	1.6	1.8	1.7	1.3	0.9	0.2
	9	0	0.1	0.1	0.4	0.7	0.9	1.1	1.1	1.1	1.0	0.8
	1 F	0	0.1	0.1	0.2	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.3
	2 F	0	0.1	0.2	0.4	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.2
	3 F	0	0.2	0.6	0.8	1.1	1.2	1.3	1.2	0.9	0.7	0.2
	4 F	0	0.4	0.6	1.0	1.2	1.5	1.6	1.5	1.1	0.8	0.3
	5 F	0	0.4	0.7	0.9	1.3	1.4	1.7	1.4	1.1	0.8	0.2
	6 F	0	0.2	0.3	0.6	0.7	0.8	1.0	0.9	0.7	0.6	0.2
	7 F	0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.1
	8 F	0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4	0.4	0.3	0.3	0.1

注記 1) 測定点は図 16 を参照

2) 本表は 20% LMT Load を基点とした 100% LMT 時の値である。

3) 測点 No. 1～9 ではストロークメータ伸びが +，1 F～8 F では上向き撓みが +

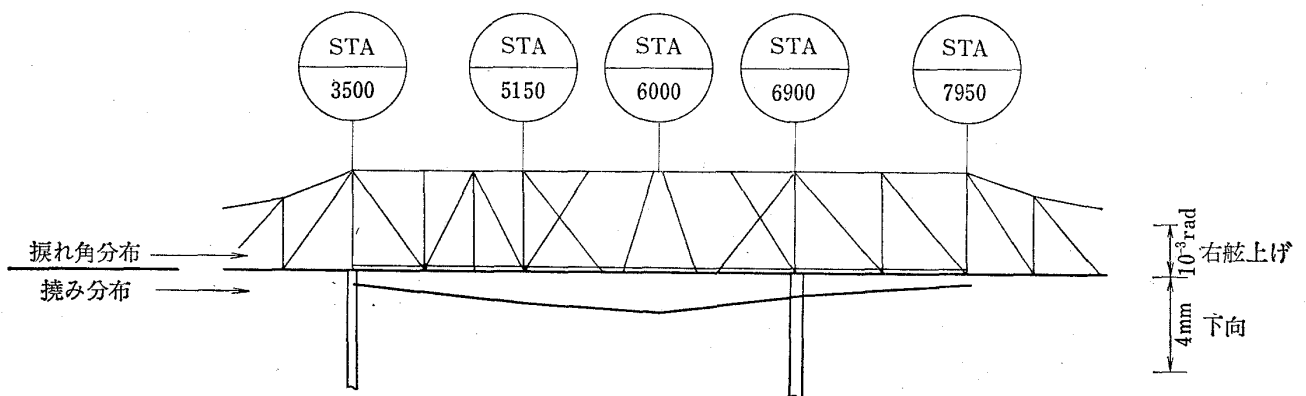


図 19 中央フレーム撓みおよび振れ分布図 (Case 1, 100% LMT)

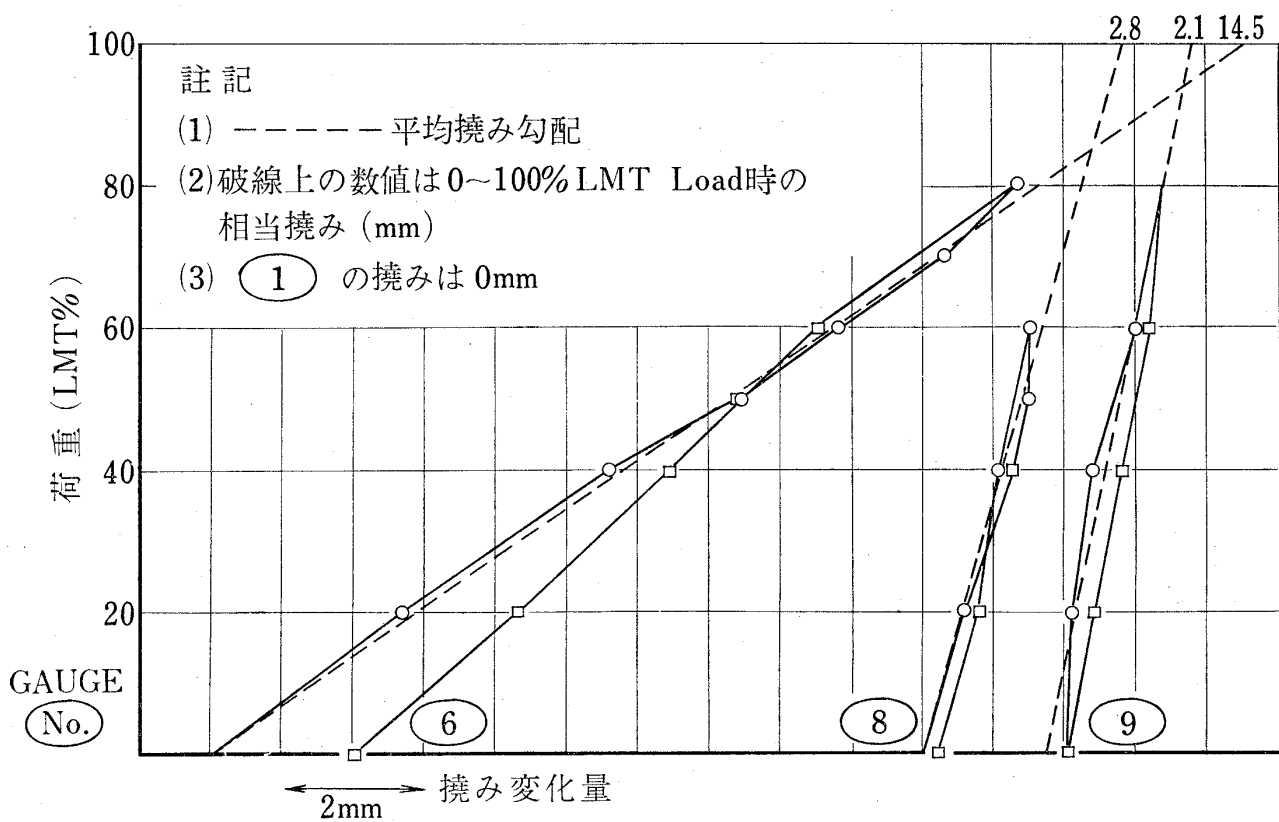
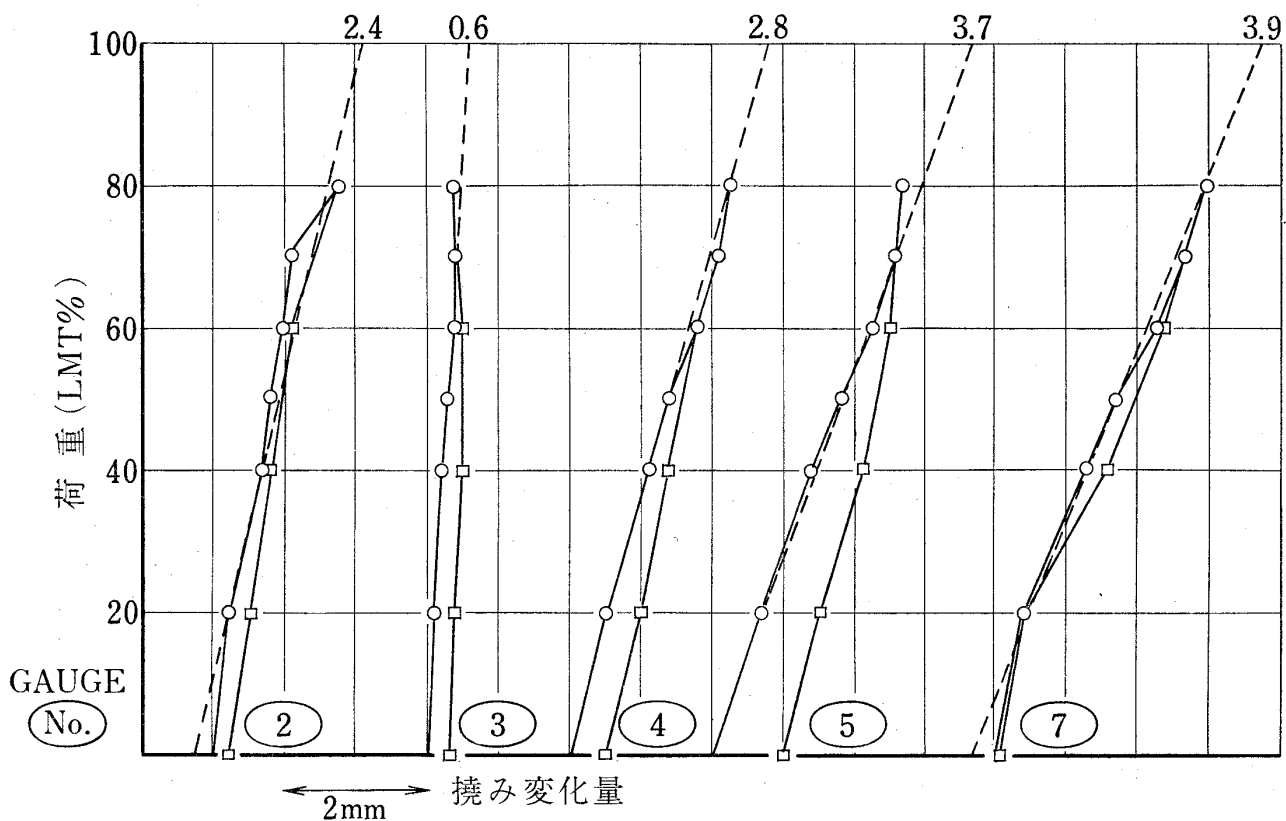


図 21 相当撓み量 (エンジンと曲がりジェットパイプ間のクリアランス決定用)

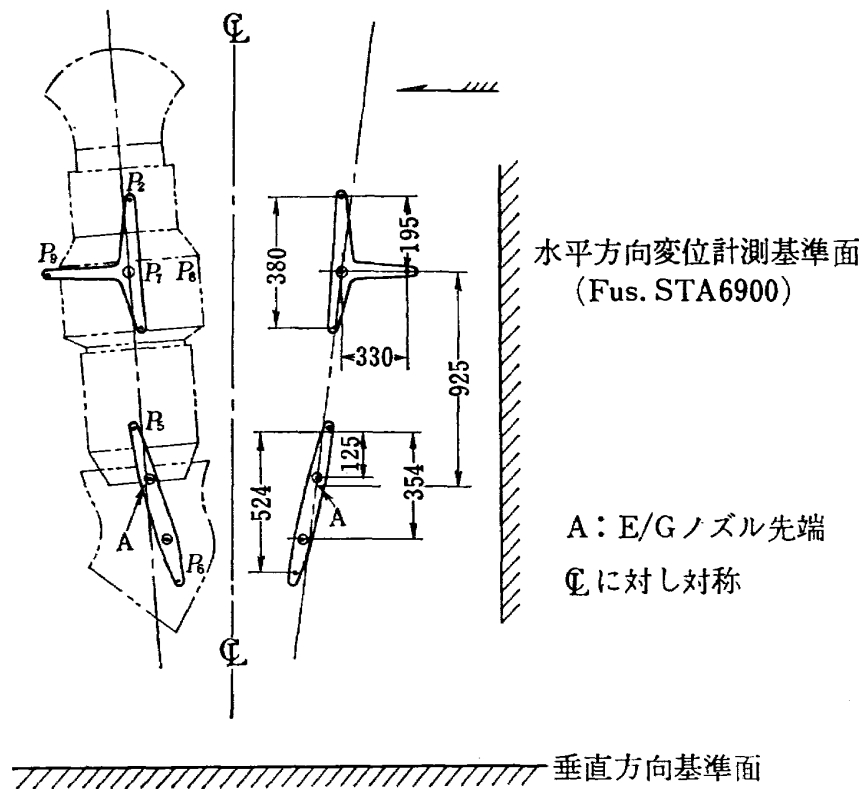


図 22 エンジンおよび曲がりジェットパイプ取付部の位置関係

ハ) エンジンおよびジェットパイプ代表位置変位量

i) エンジン前後傾き角

$$\tan \theta_1 = \frac{3.35 - 2.1}{330} = 0.0038 \text{ rad.}$$

ii) エンジン左右傾き角

$$\tan \theta_2 = \frac{3.9 - 2.8}{660} = 0.00167 \text{ rad.}$$

iii) 点 P_7 , P_8 の前後変位 $H_{7,8}$

$$\begin{aligned} H_{7,8} &= H_{p2} - l_{2-7} \times \tan \theta_1 \\ &= 2.4 - 197 \times 0.0038 = 1.65 \text{ mm (前方)} \end{aligned}$$

iv) 点 A の前後変位 H_A

$$H_A = 1.65 - 925 \times 0.0038 = -1.87 \text{ mm (後方)}$$

v) 点 A の左右変位 H_A'

$$H_A' = 925 \times 0.00167 = 1.55 \text{ mm (左方)}$$

vi) ジェットパイプ前後傾き角

$$\tan \theta_3 = \frac{3.7 + 14.5}{525} \cdot \frac{1}{2} = 0.0175 \text{ rad.}$$

vii) ジェットパイプ支持部の前後変位

$$H_U = 0.9 - 125 \times 0.0175 = -1.3 \text{ mm (後方)}$$

$$H_L = 0.9 - 354 \times 0.0175 = -5.3 \text{ mm (後方)}$$

これらの値からエンジン出口とジェットパイプとの相対的關係を図 23 のようになる。

以上の結果をエンジン出口と曲がりジェットパイプ間の間隙が無負荷時 13 mm 以上であることを考慮すれば、エンジン取付部および曲がりジェットパイプ取付部は充分な強度剛性を有すると結論できる。

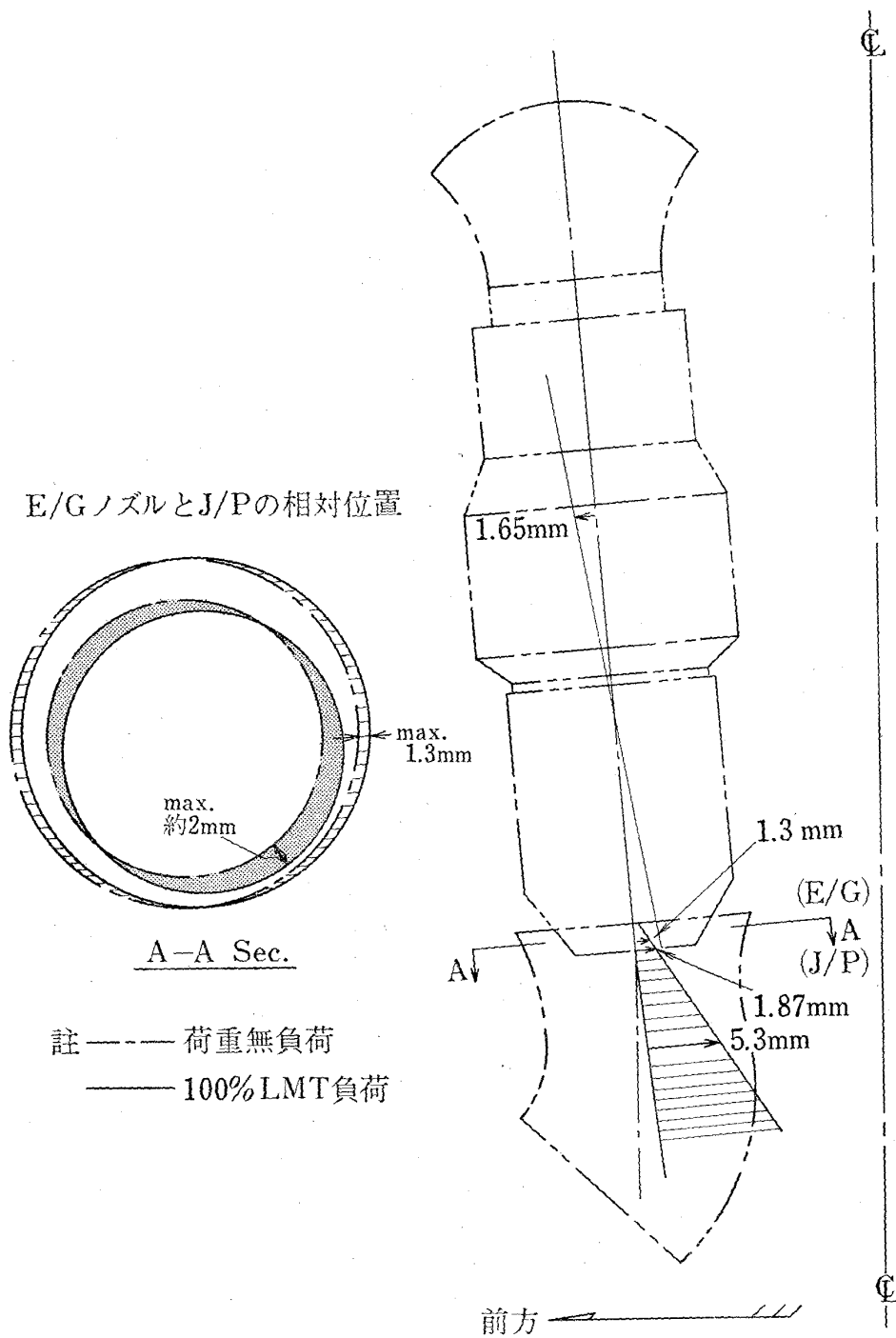


図 23 エンジンおよび曲がりジェットパイプ撓み分布図

5. む す び

FTB の機体構造の強度剛性試験を行なって、その安全性を確認した。

FTB の主目的は VTOL 機の飛行性の研究にあるので、構造としては必要最少限のものという思想の下に設計されている。しかしながら実際の VTOL 機ではむき出しのままの骨組構造というわけにいかないで、その場合はエンジン排気による機体外板の熱応力、音響疲労等が重要な問題となるであろう。また構造の軽量化は VTOL 機では非常に問題となる。これ

らの問題は将来の研究課題として残されている。

この試験は富士重工、宇都宮製作所、航空機工場で行なわれた。試験に際しては富士重工業（株）宇都宮製作所の方々に御協力を頂き厚く御礼申し上げる。

文 献

- 1) 新型航空機部； フライングテストベッド の 計画——本体のシステムデザイン，航技研報告 TR-154（昭和 43/5）

TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求 軽減法	1972年2月	大石晃, 山中龍夫 冠昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河弘, 増原恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河弘, 増原恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能試験	1972年5月	小野幸一, 十河弘 池上博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷喬, 高島一明 関根英夫, 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎俊夫, 斎藤秀夫 堀武敏, 多田保夫 林洋一, 戸田勸 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井暎孝 森田之, 菊地孝男 高橋実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博 鈴木孝雄

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料226号

昭和47年7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
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) 182
印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
