

UDC 620.174  
534

# 航空宇宙技術研究所資料

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

中井 暎一・埜 武敏・泉 日出夫

1965年5月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風胴について (I)	1961年11月	平橋 一, 木本 登, 清水 福寿
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ー (I)	1962年 2 月	樋口 雄, 戸川 隼人, 三好 利芳, 橋垣 芳雄, 能美 良三, 海洲 夫, 鳥海 秀夫, 長洲 三夫, 細川 巖登, 橋本 和之, 竹内 之治, 池田 為治
TM- 4	18cm×20cm超音速風胴について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風胴整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
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	
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縞模様	1963年 2 月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹林 幸彦, 中井 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 一, 小原 英
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 一, 小原 英
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中井 一, 小原 英
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	高橋 俊朗, 橋本 正昭
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	鳥崎 忠, 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	1 m×1 m 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, 谷新 喬
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	斎藤 秀夫, 飯田 宗四郎
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	北谷 勇, 中井 治夫
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	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-28	一段式観測ロケットの超音速風胴試験	1964年 1 月	谷原 喬, 原 亘利
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	榑 盛三, 外立 政隆
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	中井 暎一, 橋爪 俊朗
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風胴に おける試験	1964年 3 月	小橋 安次郎, 宮沢 政文
TM-32	遷音速風胴の防音	1964年 4 月	河崎 俊夫, 竹内 理
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	牛田 健二, 高橋 宏義
TM-34	極超音速風胴ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	榎 並敬之, 山本 稀義
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 胴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
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	高石 孝, 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
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	滝沢 実次, 田寺 木一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月	古関 昌夫, 塚本 貞吉
TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	日吉 宏, 鈴木 邦男
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	本 強, 石井 浅五郎
TM-48	極超音速風胴用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	竹内 和之, 藤枝 中国
			幸 尾治朗, 岡 遠一
			平林 一, 橋本 登崇
			林 二識, 吉永 崇

# LS-A 型ロケットの曲げ剛性 および振動試験について\*

中井 暎一\*\*・塙 武敏\*\*\*・泉 日出夫\*\*

## 1. ま え が き

ロケットが空気中を高速で飛行すると、機体に作用する空気力と機体の振動との連成作用によって、空力弾性的不安定現象を誘起して、その飛しょうが周期的に、あるいは非周期的に不安定となり、機体が破壊するにいたる場合がある。したがって、ロケットの設計、製作にあたっては、ロケットの空気力学的特性はもとより、振動特性をも十分に知っておくことが必要である。

本報告は、当所調布飛行場分室において、LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験を行なったものについて、筆者等が取りまとめたものである。

曲げ剛性試験は、ロケットの両端を単純支持し、一点集中荷重により行なった。振動試験は、ノーズコーンを上方に向けて、機体を鉛直に宙吊りとして行ない<sup>1)</sup>、理論による振動解析は、東京大学生産技術研究所の川井助教授が開発した方法<sup>2)</sup>を用いた。

## 2. ロケットの主要寸法、質量分布、剛性分布

本試験に使用したロケットは、図1および表1に示すごとく全長 4,545mm、直径 300mm、本体重量 130 kg を有する一段の液体燃料ロケットである。

ロケットの質量分布および曲げ剛性分布は、図2および図3に示すとおりである、

また、本ロケットは図1のごとく、ノーズコーン、三重タンク胴および後部構造体の三つの部分

表1 LS-A 型ロケットの主要寸法

名 称	寸 法
全 長	4,545 mm
ノーズコーン	1,300 "
三重タンク胴	2,248 "
後部構造体	889 "
三重タンク胴直径	300 "
本 体 重 量	130 kg
燃 料	120 "

\* 昭和39年1月5日受付

\*\* 機体第一部

\*\*\* 機体第二部

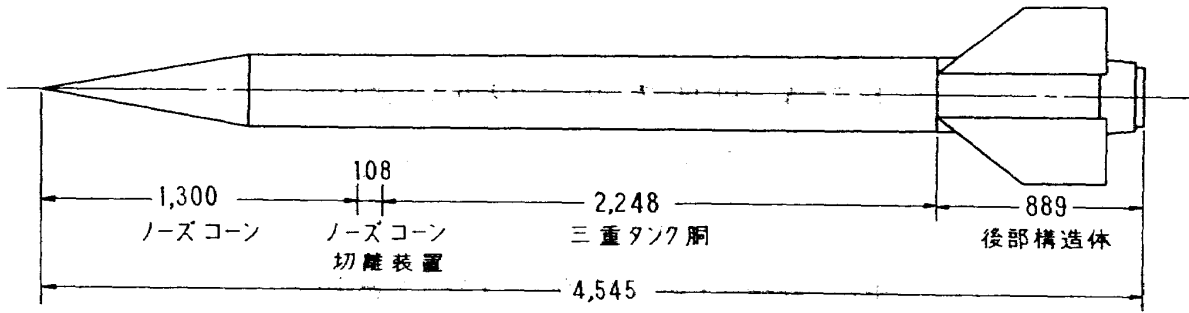


図1 LS-A型ロケット平面図

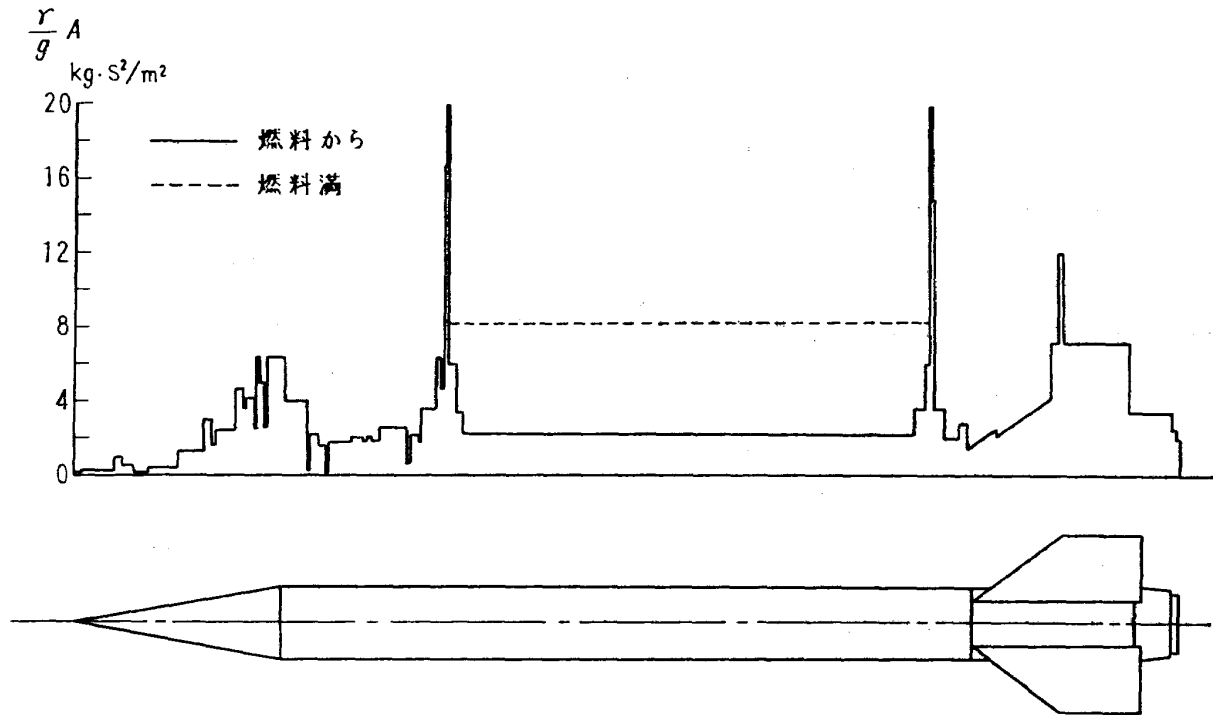


図2 ロケットの質量分布

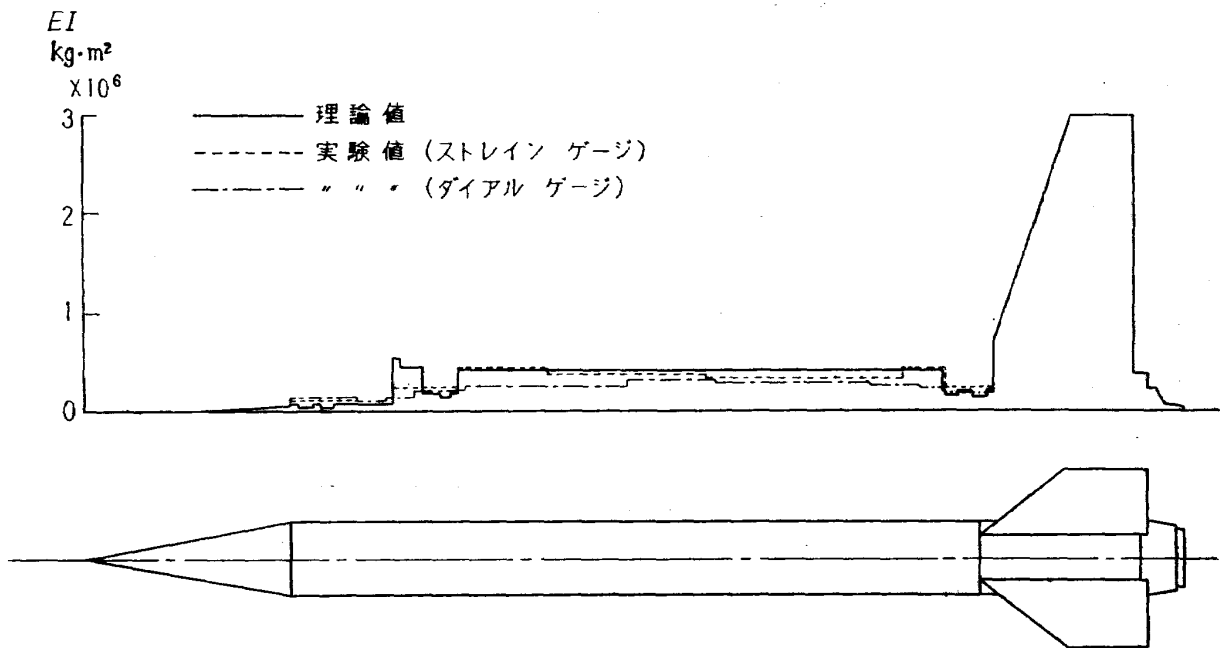


図3 ロケットの曲げ剛性

から構成されている。ノーズコーンと三重タンク胴との間には、ノーズコーン切離装置が取り付けられており、ロケットが所定の位置に到達したとき、遠隔操作によりノーズコーン切り離し装置内の火薬を爆発させて、三重タンク胴からノーズコーンを切り離す。ノーズコーンには落下さんが内蔵されており、これによりノーズコーンは安全に回収できるようになっている。

三重タンク胴は、三重の同心円形タンクになっており、外側から硝酸タンク、中心部は気蓄器になっている。ロケットエンジン作動時には、これらのタンクの内圧は、硝酸タンクおよび燃料タンクは 35 気圧、気蓄器は 350 気圧である。

### 3. 曲げ剛性試験

#### 3.1 試験要領

ロケット機体各断面の曲げ剛性は、剪断歪を無視するならば、機体の各断面に作用する曲げモーメントと、その断面に生じた歪とから、次式を用いて算出することができる。

$$EI = \frac{2MR}{|\varepsilon_A| + |\varepsilon_B|} \quad (1)$$

ここに

$\varepsilon_A$  = 機体上面の軸方向歪

$\varepsilon_B$  = 機体下面の軸方向歪

$M$  = 機体の断面に作用する曲げモーメント

$R$  = 機体の半径

また、考えている点のたわみ  $w$  と、その点に作用している曲げモーメント  $M$  との間には、次式のような関係があるから、この関係から機体の曲げ剛性  $EI$  を算出することができる。

$$EI \frac{d^2w}{dz^2} = M \quad (2)$$

ここに

$w$  = 考えている点のたわみ

$M$  = 考えている点に作用している曲げモーメント

$z$  = ロケット機体の軸方向に沿ってとった座標

したがって、 $z=z$  における機体の曲げ剛性  $EI$  は

$$EI = \frac{M}{\frac{d^2w}{dz^2}} \quad (3)$$

となる。

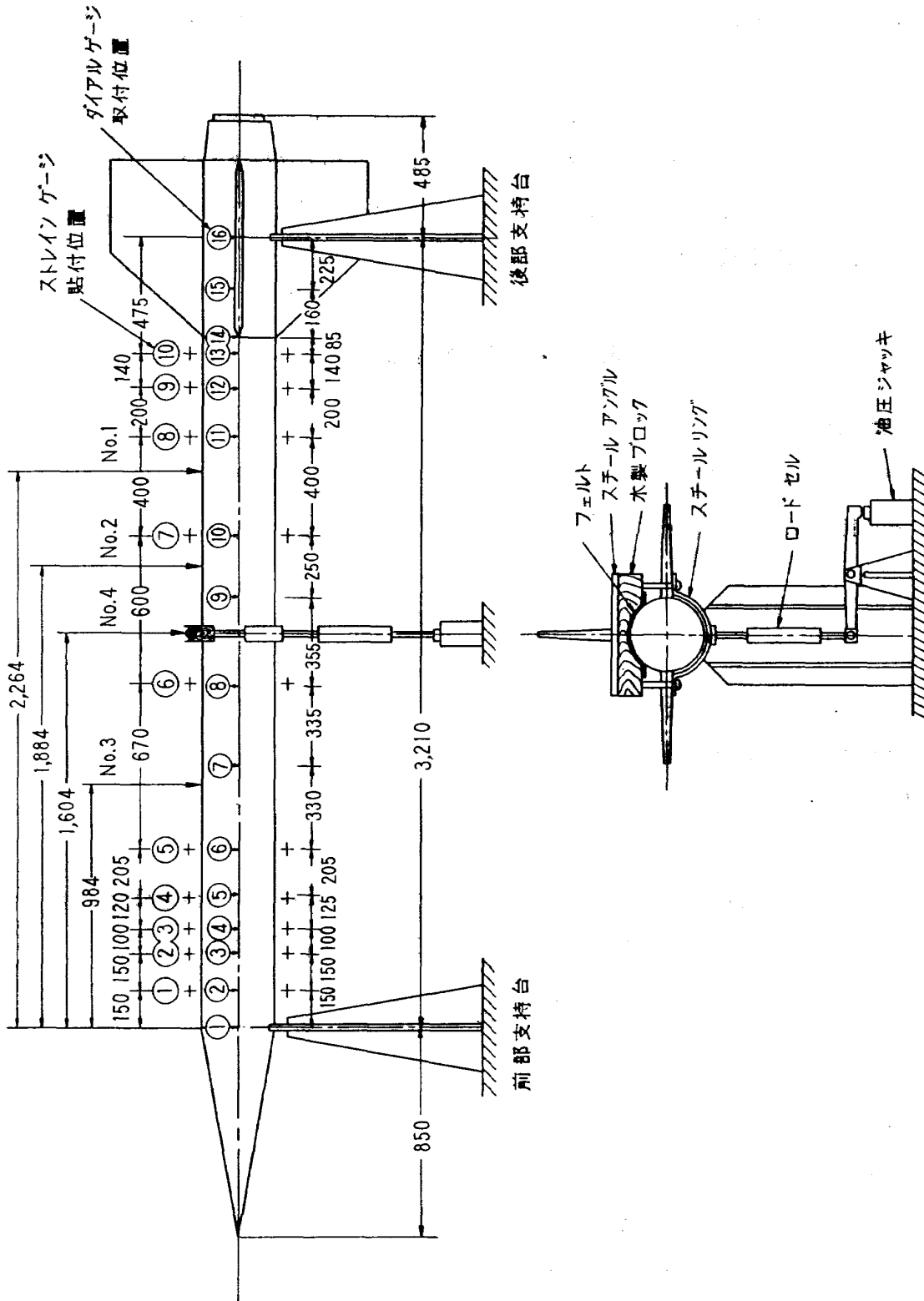


図4 曲げ剛性試験要領

試験要領は、図4に示すごとくロケットの先端より 850mm および 4,060mm の2点を単純支持し、機体に1点集中荷重を加えて、機体に曲げモーメントを作用させる。

荷重点は、図4に示すごとく前部支持台より 984mm, 1,604mm, 1,884mm および 2,264mm

の4点とし、荷重は木製のブロックを介して油圧ジャッキにて加える。木製のブロックは、ロケットとの接触面をできるだけ少なくし、木製ブロックがロケットの変形に対して、有害な拘束を与えないようにした。さらに、木製ブロックとロケットの間にはフェルトを介し、ロケットの表面にきずが付かないように配慮した。

ストレインゲージの添付位置は、図4のごとくノーズコーン、ノーズコーンと三重タンク胴との境界付近、三重タンク胴および三重タンク胴と後部構造体との境界付近の機体上面および下面に、それぞれ10箇所、計20箇所に添付した。

また、ダイヤルゲージはロケット機体の左右両側で、ストレインゲージの場合とほぼ同じ間隔で測定した。測定箇所は図4に示すごとく機体の右側および左側でそれぞれ16箇所、計32箇所とした。

荷重は、油圧ジャッキとスチールリングとの間に取り付けられた歪ゲージ式ロードセルにて読み、図4に示した機体各部の歪は、FC-10L、ゲージ長さ10mm、二方向ゲージ（特和測器研究所製）により、AS6-K型多点歪自動記録計（新興通信工業特製）を用いて記録した。

### 3.2 試験条件

前述のごとく、ロケットエンジン作動時には硝酸タンクおよび燃料タンクは35気圧、気蓄器は350気圧となるが、この圧力状態で試験を行なうことは危険を伴うので、本試験では、三重タンク内の圧力は36気圧までとし、表2に示す六とおりの圧力状態で試験を行なった。圧力は水圧により加えた。試験の内容は、表3に示すとおりである。

表2 タンク条件 (単位; kg/cm<sup>2</sup>G)

タンク条件	硝酸タンク内圧	燃料タンク内圧	気蓄器内圧
No. 1	空	空	空
2	0	0	0
3	35	35	0
4	35	35	12
5	35	35	24
6	35	35	36

表3 試験内容

試験番号	荷重位置 mm	硝酸タンク燃料タンク内圧 kg/cm <sup>2</sup> G	気蓄器内圧 kg/cm <sup>2</sup> G	備考
No. 1	2,264	0	0	水 ナ シ
2	1,884	0	0	
3	984	0	0	
4	1,604	0	0	
5	1,604	0	0	注水
6	1,604	35	0	加 圧
7	1,604	35	12	
8	1,604	35	24	
9	1,604	35	36	
10	984	35	0	
11	984	35	36	
12	2,264	35	0	
13	2,264	35	36	

表4 ロケット機体上面お

試験番号 ゲージ符号	No. 1		No. 2		No. 3		No. 4		No. 5		No. 6	
	400	600	400	600	400	600	400	600	400	600	400	600
①-A B	-28 -48	-45 -70	-80 -125	-60 -95	-50 -80	-60 -95	-60 -95	-50 -80	-60 -95	-60 -95	-60 -95	-95 -20
②-A B	-60 -97	-100 -155	-140 -200	-100 -170	-100 -170	-140 -200	-140 -200	-100 -170	-100 -170	-100 -170	-120 -190	-190 -95
③-A B	-91 -144	-150 -235	-200 -295	-150 -260	-150 -260	-200 -295	-200 -295	-150 -260	-150 -260	-150 -260	-165 -275	-275 -135
④-A B	-56 -97	-100 -165	-135 -185	-100 -165	-100 -165	-135 -185	-135 -185	-100 -165	-100 -165	-100 -165	-130 -210	-210 -80
⑤-A B	-24 -41	-40 -65	-55 -85	-45 -75	-45 -75	-55 -85	-55 -85	-45 -75	-45 -75	-45 -75	-75 -120	-120 -85
⑥-A B	-62 -96	-105 -160	-195 -295	-185 -290	-185 -290	-195 -295	-195 -295	-185 -290	-185 -290	-185 -290	-115 -175	-175 -170
⑦-A B	-146 -232	-280 -405	-140 -215	-145 -220	-145 -220	-140 -215	-140 -215	-145 -220	-145 -220	-145 -220	-95 -145	-145 -175
⑧-A B	-196 -296	-95 -145	-60 -95	-70 -100	-70 -100	-60 -95	-60 -95	-70 -100	-70 -100	-70 -100	-65 -100	-100 -120
⑨-A B	-52 -78	-35 -55	-27 -42	-35 -55	-35 -55	-27 -42	-27 -42	-35 -55	-35 -55	-35 -55	-50 -80	-80 -70
⑩-A B	-43 -63	-45 -80	-60 -80	-50 -85	-50 -85	-60 -80	-60 -80	-50 -85	-50 -85	-50 -85	-100 -160	-160 -130

表5-1 ロケット機体右側および左側のたわみ測定値

(×10<sup>-3</sup>mm)

試験番号 ダイヤル・ゲージ符号	No. 1		No. 2		No. 3		No. 4	
	400	600	400	600	400	600	400	600
①-A B	4 1	7 2	12 14	17 21	18 15	26 23	23 15	30 20
②-A B	17 21	27 28	31 36	46 53	40 43	61 65	49 37	68 54
③-A B	35 28	53 42	52 56	80 87	71 73	109 107	75 65	108 95
④-A B	47 46	70 70	66 70	102 107	90 90	138 138	91 82	132 121
⑤-A B	58 59	87 89	83 85	127 131	109 107	168 165	109 100	159 149
⑥-A B	72 75	108 112	98 101	152 155	124 122	192 188	127 118	185 175
⑦-A B	88 94	131 140	117 121	178 183	133 138	204 210	144 133	212 199
⑧-A B	102 107	150 157	132 132	201 199	132 127	202 196	154 144	225 215



よび下面の軸方向歪測定値

 $(\times 10^{-6})$ 

No. 7		No. 8		No. 9		No. 10		No. 11		No. 12		No. 13	
400	600	400	600	400	600	400	600	400	600	400	600	400	600
-60 10	-90 15	-60 15	-95 20	-65 10	-95 15	-80 20	-125 30	-85 20	-125 30	-32 0	-50 0	-34 8	-50 9
-115 65	-185 90	-120 65	-190 95	-115 65	-190 90	-170 95	-260 145	-170 95	-265 140	-58 38	-92 55	-57 37	+94 55
-170 90	-275 135	-170 95	-275 140	-155 90	-265 135	-250 130	-390 195	-250 125	-395 190	-89 52	-135 77	-89 51	-144 78
-125 65	-200 85	-120 60	-195 80	-125 60	-195 75	-175 65	-260 95	-180 70	-275 95	-67 34	-103 52	-75 35	-106 53
-75 55	-115 80	-75 55	-115 80	-75 55	-115 80	-100 65	-155 95	-95 60	-155 95	-45 29	-71 42	-35 36	-59 46
-120 110	-180 170	-115 115	-175 175	-120 100	-185 165	-80 100	-120 150	-85 105	-135 155	-64 77	-98 118	-62 81	-96 126
-100 115	-150 175	-100 115	-150 175	-90 115	-140 175	-55 70	-85 110	-60 75	-90 110	-94 95	-148 145	-98 92	-155 146
-65 70	-100 110	-60 75	-95 115	-70 85	-105 125	-40 35	-60 55	-40 45	-60 65	-155 73	-210 113	-135 75	-215 114
-55 50	-85 80	-50 55	-85 80	-45 55	-80 80	-35 20	-55 35	-35 25	-55 35	-64 73	-102 108	-70 73	-108 108
-95 90	-155 130	-95 65	-150 100	-95 85	-155 125	-45 50	-75 70	-65 45	-95 70	-108 130	-176 192	-103 138	-168 194

表 5-2 ロケット機体右側および左側のたわみ測定値

 $(\times 10^{-3}\text{mm})$ 

試験番号 ダイヤル・ ゲージ符号	No. 1		No. 2		No. 3		No. 5	
	400	600	400	600	400	600	400	600
⑨-A B	106 114	155 168	135 136	202 205	118 117	181 179	150 139	222 208
⑩-A B	103 113	152 165	126 128	188 194	104 104	159 158	139 125	204 188
⑪-A B	92 100	135 146	104 106	156 160	80 75	122 116	110 101	161 151
⑫-A B	81 86	121 124	86 87	133 131	63 59	103 92	90 82	131 123
⑬-A B	69 73	101 106	73 73	109 111	50 46	78 73	75 68	110 101
⑭-A B	59 62	87 91	62 63	93 95	42 38	66 60	65 58	94 86
⑮-A B	39 37	57 55	40 39	60 58	27 21	42 34	40 37	57 54
⑯-A B	10 9	15 14	9 8	13 11	6 0	9 0	9 6	13 8

### 3.3 測定結果

表4に機体上面および下面の軸方向の歪の測定値を示す。表4において、ゲージ符号欄のAおよびBはそれぞれ機体上面および下面を示す。

表5には、ダイヤルゲージを使用して測定したロケット機体のたわみを示す。表5においてAおよびBはそれぞれ機体の右側および左側を示す。

表4および表5の測定値と第(1)式および第(3)式を用いて得られた曲げ剛性の値を表6および表7に示す。また図3には、ストレインゲージを使用して得られた歪より算出した曲げ剛性を点線で、ダイヤルゲージによるものを一点鎖線で示した。

表6 ロケット機体の曲げ剛性(実験値)

(ストレインゲージを使用した場合)

( $\times 10^6 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ )

実験番号 測定点	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4	平均値	理論値
①	—	0.157	0.134	0.119	0.137	0.070
②	—	0.102	0.100	0.096	0.102	0.070
③	0.103	0.091	0.090	0.084	0.092	0.070
④	0.182	0.182	0.198	0.173	0.184	0.192
⑤	—	0.440	0.483	0.325	0.416	0.415
⑥	0.384	0.399	0.405	0.313	0.375	0.415
⑦	0.343	0.257	0.325	0.324	0.312	0.415
⑧	0.276	0.365	0.343	0.335	0.330	0.415
⑨	0.436	0.409	0.463	0.395	0.426	0.415
⑩	0.248	0.197	0.244	0.180	0.217	0.200

表7 ロケット機体の曲げ剛性(実験値)

(ダイヤルゲージを使用した場合)

( $\times 10^6 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ )

実験番号 測定点	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4	平均値	理論値
②	0.015	—	0.027	0.023	0.022	0.060
③	0.007	—	—	0.052	0.030	0.070
④	0.010	—	0.021	0.046	0.026	0.070
⑤	0.041	0.044	0.049	0.029	0.041	0.445
⑥	0.129	0.156	0.153	0.109	0.137	0.415
⑦	0.282	0.328	0.278	0.361	0.312	0.415
⑧	0.249	0.261	0.316	0.236	0.266	0.415
⑨	0.270	0.237	0.204	0.225	0.234	0.415
⑩	0.341	0.377	0.303	0.481	0.376	0.415
⑪	0.225	0.153	0.282	0.159	0.205	0.415
⑫	0.110	—	—	0.349	0.230	0.415
⑬	0.048	0.053	0.053	0.032	0.047	0.200
⑭	0.086	0.055	0.049	0.024	0.054	0.200

図3からわかるように、曲げ剛性の値はストレインゲージを用いて測定した場合のほうが、ダイヤルゲージを用いた場合に比較して理論値に近い値を示している。ノーズコーンと三重タンク胴との境界および三重タンク胴と後部構造体との境界で曲げ剛性が急に低下するが、この傾向は両者ともに良く表わしているようである。

(1)式および(3)式からわかるように、ストレインゲージの場合には各測定点における曲げ剛性は各測定点間の間隔には関係しないが、ダイヤルゲージによる場合には、機体のたわみ曲線から  $\frac{d^2w}{dz^2}$  を求めるのに、隣りあった二つの測定点のたわみと、その測定点間の距離を使用する。したがってダイヤルゲージを用いる場合には、各測定点の間隔をできるだけ小さくしないと大きい誤差を生ずることがある。特に、最大たわみの生ずる付近ではたわみ曲線のこう配が大きく変化するから、この付近では十分測定点の間隔を小さくする必要がある。先に述べたごとく、曲げ剛性はストレインゲージを使用した場合とダイヤルゲージを使用した場合とでは、後者のほうは前者に比較して理論値とあっていないが、これには上に述べたことも一因となっているものと考えられる。また、ストレインゲージによる測定の場合には、機体に観測窓や計器類の出し入れに使用する孔などがあると、この付近に生ずる局所的な応力が歪の測定値にはいつてくるから、ストレインゲージを使用する場合には、このことを十分考慮しなければならない。

硝酸タンクおよび燃料タンク内の圧力を 35 気圧一定として、気蓄器内に 0, 12, 24 および 36 気圧の水圧を加え、これらの各圧力状態において図4の

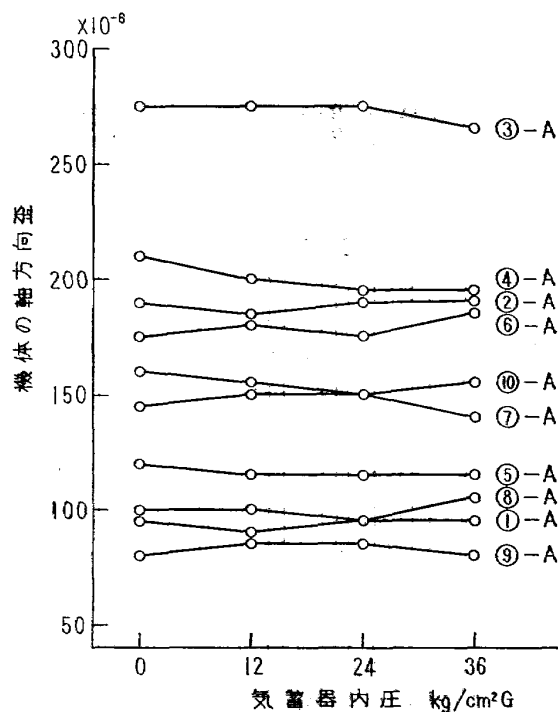


図5 気蓄器内圧と機体の軸方向歪との関係

No.4の位置に 600 kg の荷重を負荷したとき、機体の各点に生じた歪を各測定点ごとにプロットしたのが図5である。すなわち、表3～4において試験番号 No. 6～9 の四つの場合について荷重 600 kg のときの機体上面に生じた歪を、各測定点ごとにプロットしたものである。図5に示したグラフから気蓄器内の圧力が 0 から 36 気圧までの間では、軸方向の歪の変化は約 7% 以内であることがわかる。測定の誤差などを考慮するならば、本試験を行なった圧力範囲では気蓄器内の圧力の変化によって機体の軸方向の歪したがって機体の曲げ剛性はほとんど変わらないといえるであろう。

## 4. 振動試験

### 4.1 試験要領

ロケットは、図6および写真1に示すごとくノーズコーンを上方に向けて、鉛直に宙吊りとする。ロケットの吊り下げに使用するスチールワイヤー（直径8mm）は、それぞれ4枚の安定翼にフックを介して取り付け、支持台上部の取り付け枠に掛ける。取り付け枠についているフックは70mm程度の上下動ができ、これによってロケットの位置を調整することができる。

また、ロケットの転倒を防ぐために、ロケットの上部に取り付けられた支持金具に4本のロープを取り付け、支持台上部の取付け枠に取り付けられた滑車を通して、各ロープの他端にロケットの重量の1/12に相当する重錘を吊り下げる。

加振器は、榎明石製作所製ASE-2B動電型加振器1台を使用し、機体の下端より190mmの位置に取り付けた。

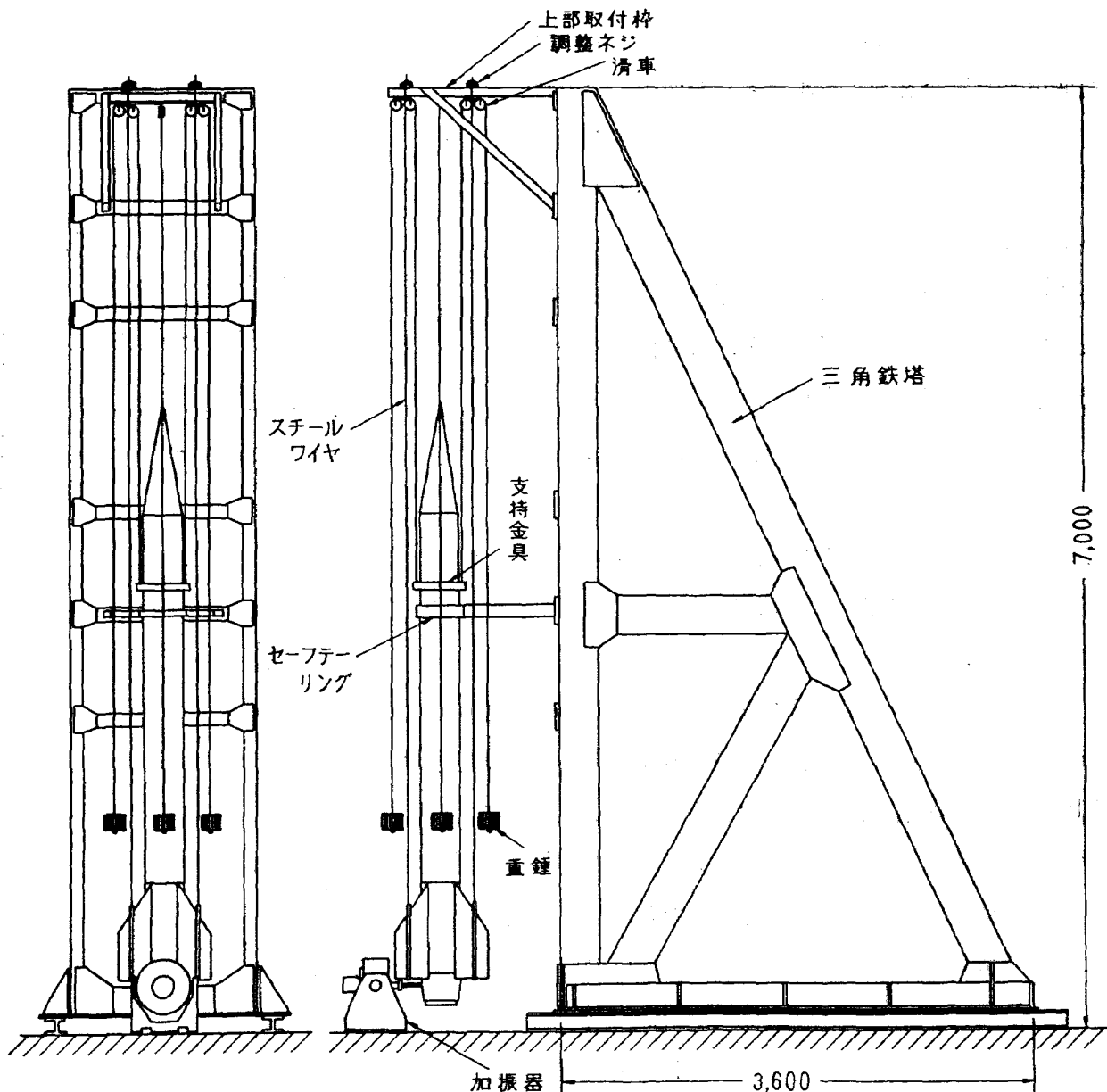


図6 振動試験要領

試験に使用したA S E—2 B 動電型加振器の性能は、次のとおりである。

振動数範囲	3~1,000 c/s
最大加振力	25 kg
最大ストローク	15 mm
可動部重量	約 1 kg
無負荷固有振動数	12 c/s

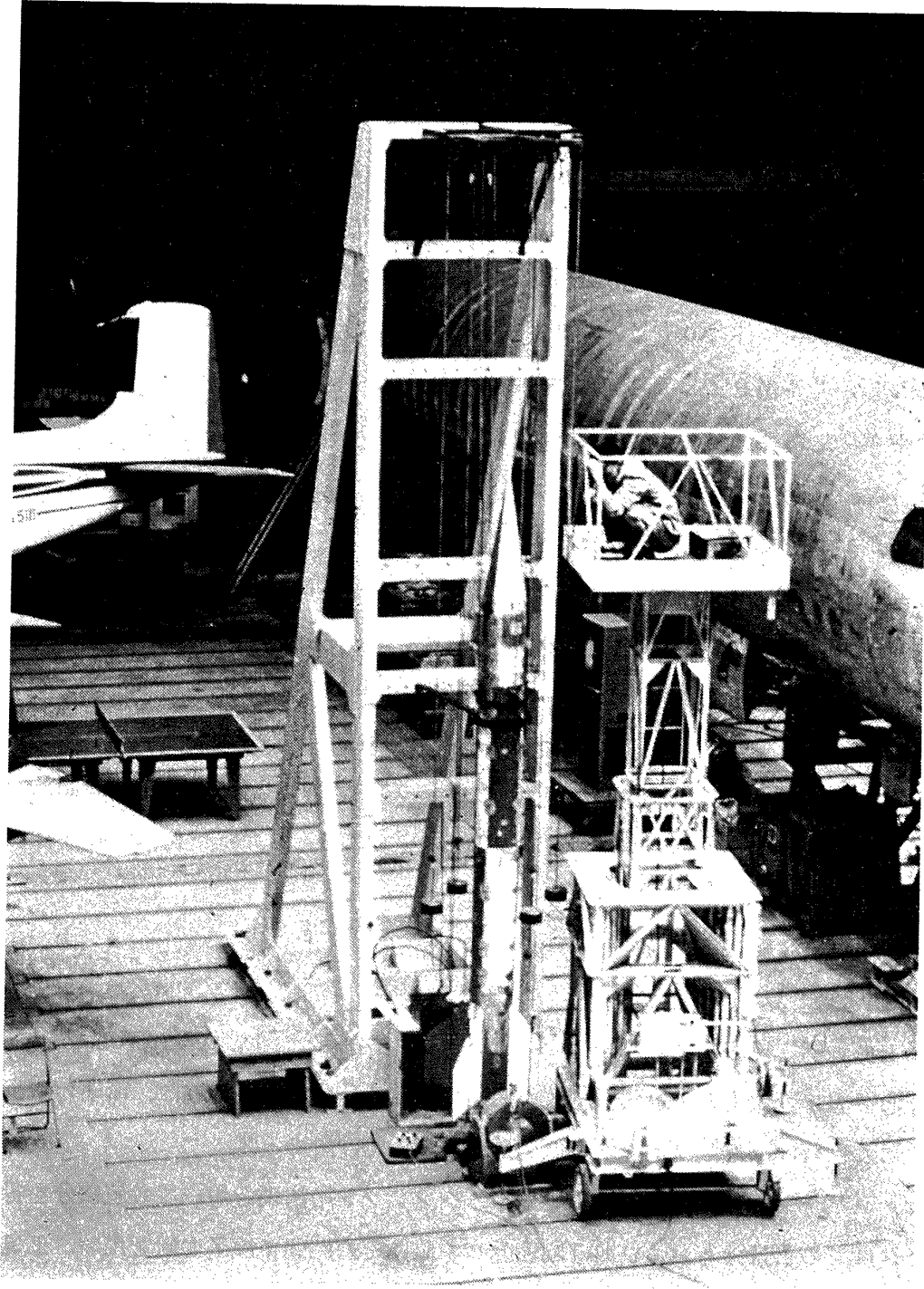


写真 1

## 4.2 試験条件

振動試験は、表8に示す五つの場合について行なった。

表8 試験条件

(単位: kg/cm<sup>2</sup>G)

試験条件	硝酸タンク, 燃料タンク内圧	気蓄器内圧	支持方法	備考
No. 1	0	0	4本吊り	燃料ナシ
2	0	0	4	燃料注入
3	35	0	4	加 圧
4	35	35	4	
5	35	35	2	

前述のごとくロケット・エンジン作動時には、三重タンク内の圧力は、硝酸タンクおよび燃料タンク内で35気圧、気蓄器内では350気圧になるが、本試験では、三重タンク内の圧力は35気圧までとして試験を行なった。試験条件 No.2 以下は比重1.13の燃料の代わりに、同じ比重の砂糖水を使用したものである。試験条件 No.5 は、ロケットを支持している4本のスチールワイヤーのうちの2本を取り去って、2本吊りとして試験を行なったもので、4本吊りと2本吊りの場合とで、ロケットの固有振動数がいかに変わるか、比較するために行なったものである。

## 4.3 計測方法

ロケットの固有振動数は、加振器の加振周波数を任意に連続的に変えて、ロケットの共振点を求め、このときの加振周波数をロケットの固有振動数とした。

ロケットの振動モードは、圧電型加速度計 (Brüel & Kjaer 社製) を機体に取り付け、積分回路を通して変位として読み取った。各測定点の位相は、機体下端に取り付けた加速度計を基準として、位相をブラウン管オシロスコープで見ることにより判断した。また、モードの測定にあたっては、加速度計を機体の軸方向に 100mm ごとに移動して計測し、ノード付近では任意に移動して計測した。

## 4.4 数値計算

理論による振動解析<sup>4)</sup>は、付録(7)式の  $A_{mn}$ ,  $B_{mn}$  の値を図2および図3に示した質量分布曲線、曲げ剛性分布曲線と付表1の正規固有関数を用いて数値積分により求めれば、所要の振動数方程式が得られ、これを解けばロケットの固有振動数が求まるわけである<sup>5)</sup>。

ここでは、ロケットの全長を20区間に等分し、シンプソンの法則を用いて数値積分を行なった。ただし、各区間での質量分布および曲げ剛性分布の値はその区間での平均値を用い、正規固有関数  $u_n(z)$  は  $m=n=7$  までとって計算した。

数値計算は表9に示す四とおりの場合について行なった。

表9 計算条件

計算条件	燃料	質量分布 $\frac{I}{g}A$	剛性分布 $EI$
Case 1	空	理論値	理論値
2	満	"	"
3	空	"	実験値
4	空	"	理論値 (安定翼の剛性無視)

質量分布は四つの場合についてすべて図面より求めた値を用いた。Case 1 は燃料からの場合、Case 2 は燃料満の場合で、両 Case とともに曲げ剛性分布は図面より算出した値を用いた。Case 3 は燃料からの場合で、曲げ剛性分布は先の第3節で求めた実験値、すなわち図3において点線で示した値（ストレインゲージを使用して求めた値）を用いたものである。ただし、後部構造体の部分は曲げ剛性が実験で求められなかったため、図面より算出した値を用いた。Case 4 は燃料からの場合で、曲げ剛性分布は安定翼の曲げ剛性を無視した場合の値を用いて計算したもので、これによりロケットの固有振動数に対する安定翼の剛性の影響をみようとしたものである。

これら四つの場合の振動数方程式を表10～13（18、19ページ参照）に示した。

#### 4.5 実験値および理論値

表14には五つの試験条件の各場合について、3次までの実験値を示した。No. 1 はロケットを4本のスチールワイヤーで鉛直に宙吊りとし、燃料からの場合の実験値である。No. 2 は燃料満の場

表14 ロケットの固有振動数（実験値） (c/s)

試験条件	1st	2nd	3rd
No. 1	62.5	116.0	255.5
2	56.4	100.8	179.5
3	57.8	101.9	180.3
4	57.4	101.9	174.8
5	56.7	101.5	183.9

合で、このときにはロケットの重量は燃料からのときの約2倍となる。No. 3 は硝酸タンクおよび燃料タンクに35気圧の水圧を加えた場合、No. 4 はさらに気蓄器にも35気圧の水圧を加えた場合である。No. 2, No. 3 および No. 4 の各場合の実験値をそれぞれ比較してみると、内圧が増加しても各固有振動数はほとんど変わっていないことがわかる。また、No. 5 は No. 4 の状態でロケットを吊り下げている4本のスチールワイヤーを2本にした場合であるが、この場合にも各固有振動

数にはほとんど変化が認められなかった。

表 15 ロケットの固有振動数 (理論値)

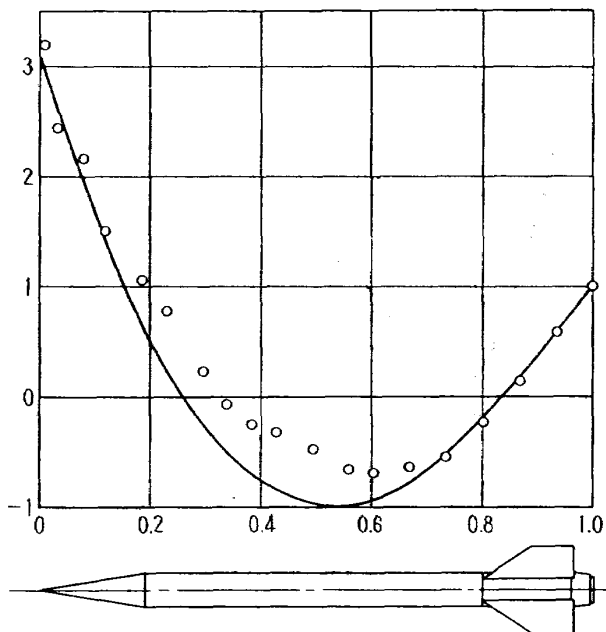
(c/s)

計 算 条 件	1st	2nd	3rd	備 考
Case 1	70.3	159	329	燃料空
3	67.4	159	333	" , EI 実験値
4	69.8	157	312	" , 翼の EI 無視
2	55.8	124	248	燃料満

表 15 には理論解析により求めた固有振動数を四つの計算条件の各場合について示した。Case 1 は燃料からの場合で、これは表 14 の No. 1 場合に対応するものである。Case 3 は曲げ剛性を図 3 に点線で示した実験値 (ストレインゲージを使用した場合) を用いた場合で Case 1 と Case 3 の値はかなり良くあっている。これは図 3 からわかるように、曲げ剛性は理論値と実験値が良くあっていることから当然の結果であろう。Case 4 は 4 枚の安定翼の曲げ剛性を無視して計算した値であるが Case 1 と比較してその値があまり違ってないことがわかる。Case 2 は燃料満のときの理論計算値で表 14 の No. 2 に対応するものである。

表 14 の No. 1 の値と表 15 の Case 1 の値はともに燃料からの場合であって、これらの値を比較すると、その違いは 1 次で 12.5%、2 次で 37.0%、3 次で 28.8%である。また表 14 の No. 2 と表 15 の Case 2 とはともに燃料満の場合で、これらの値を比較するとその違いは 1 次で 1.06%、2 次で 23.0%、3 次で 37.9%である。燃料からおよび燃料満の各場合について理論計算値と実験値の違いを比較してみると、後者の場合のほうが、その違いは少ないようである。このことは、曲げ剛性の理論値と実験値とがかなり良くあっていることから考えて、質量分布の算定の誤りによるものではないかと思われる。燃料満の場合のロケットの重量は、燃料からのときの重量の約 2 倍になるから、ロケット本体の質量分布の算定に多少の誤りがあっても、燃料満の場合には、その誤差がかなりならされると考えられるからである。

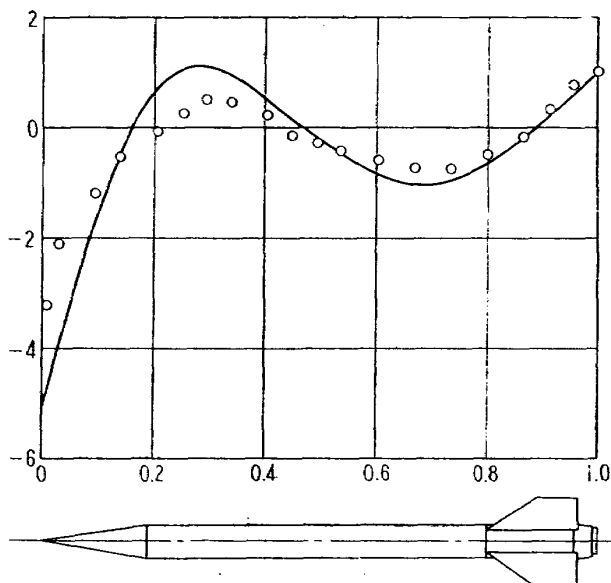




—— 理論値 70.3 c/s (Case 1)

ooo 実験値 62.5 c/s

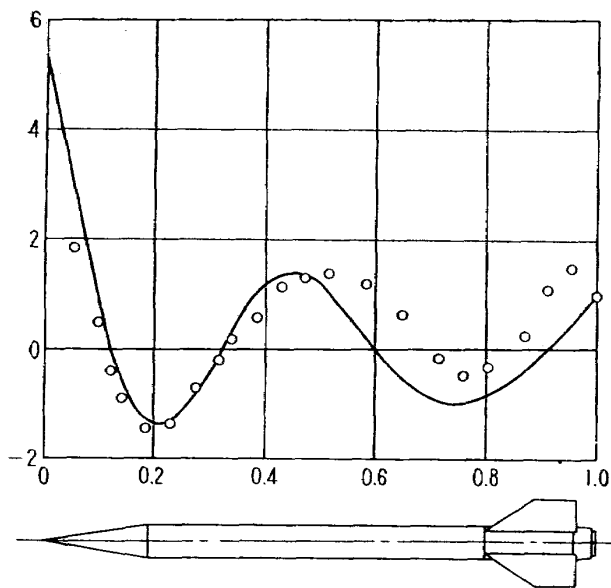
図 7 1st mode 燃料から



—— 理論値 159 c/s (Case 1)

ooo 実験値 116.0 c/s

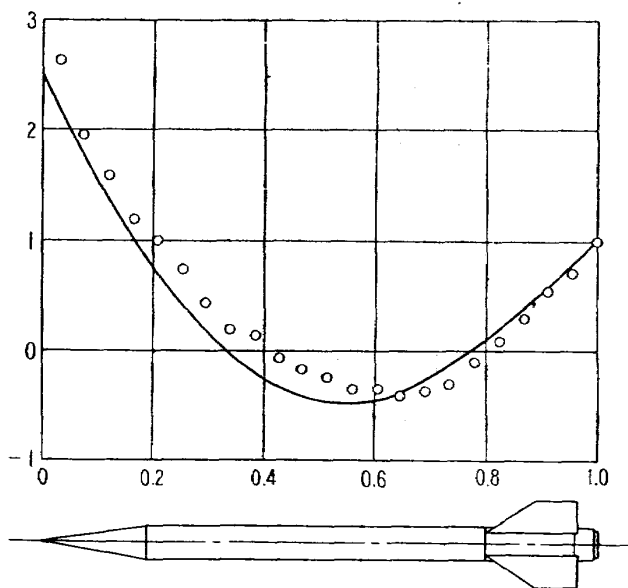
図 8 2nd mode 燃料から



—— 理論値 329 c/s (Case 1)

ooo 実験値 255.5 c/s

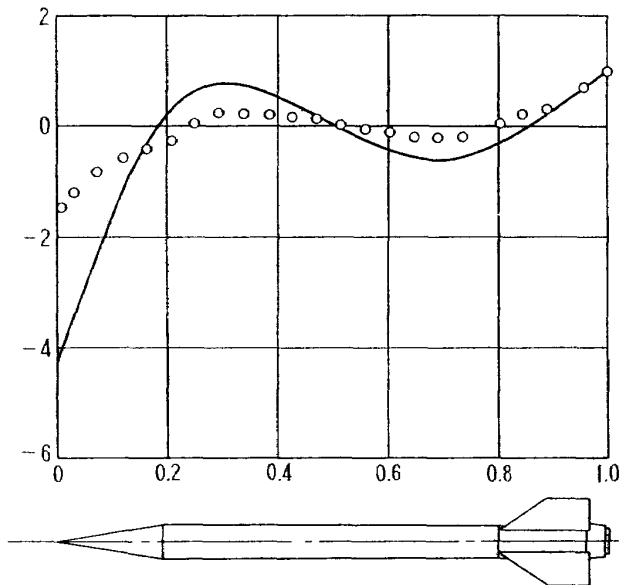
図 9 3rd mode 燃料から



—— 理論値 55.8 c/s (Case 2)

ooo 実験値 56.4 c/s

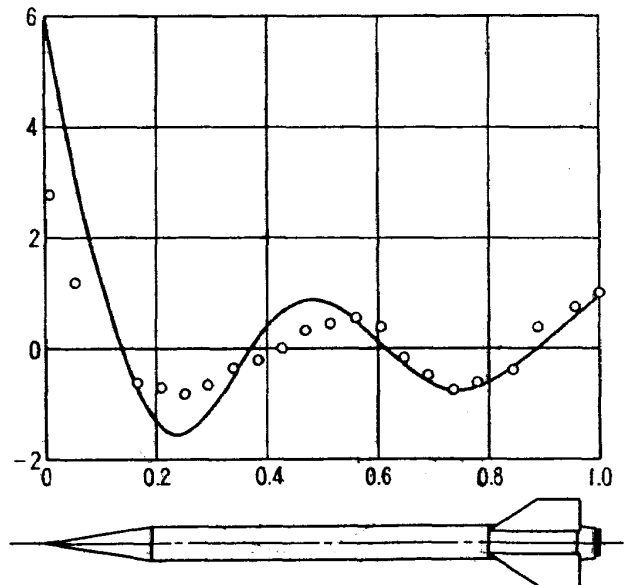
図 10 1st mode 燃料満



—— 理論値 124 c/s (Case 2)

○ ○ ○ 実験値 100.8 c/s

図 11 2nd mode 燃料満



—— 理論値 248 c/s (Case 2)

○ ○ ○ 実験値 179.8 c/s

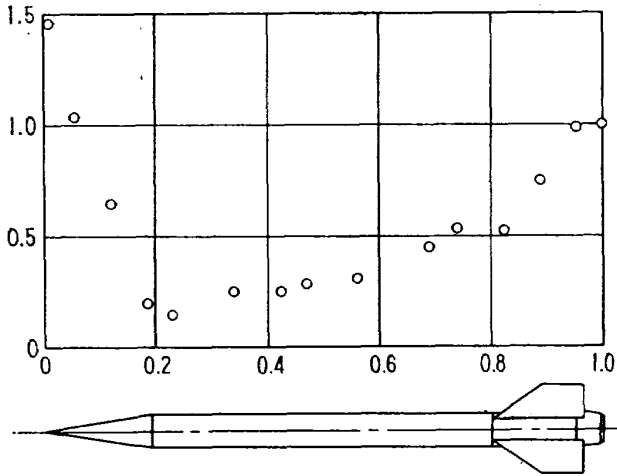
図 12 3rd mode 燃料満

## 5. あとがき

本報告には述べなかったが、振動試験において図 13~16 のような四つの共振点、すなわち燃料からのとき 100.0 c/s, 226.7 c/s に、燃料満のとき 39.8 c/s, 146.2 c/s に共振点が計測された。これらの共振点では、その振動モードはいずれもきれいな形の振動モードではなかった。また、筆者らが本報告中で行なった理論による振動解析結果のいずれにも該当しなかった。この現象については、別の機会に報告する予定である。

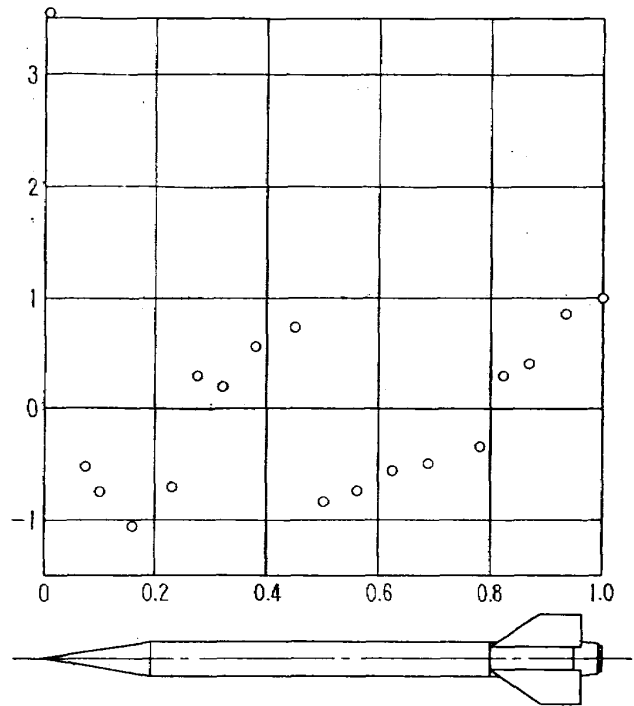
燃料のスロッシング、機体のダンピング、空気力を考慮した問題等については、ふれなかったが、これらの問題については今後研究を進める必要があると思われる。

最後に本実験に際して、終始、有意義な御指導を賜った機体第一部熱弾性研究室長竹中技官および実機強度研究室長竹内技官、実験を担当していただいた三菱造船(株) (現三菱重工業(株)) および調布飛行場分室の諸氏に深く感謝の意を表します。



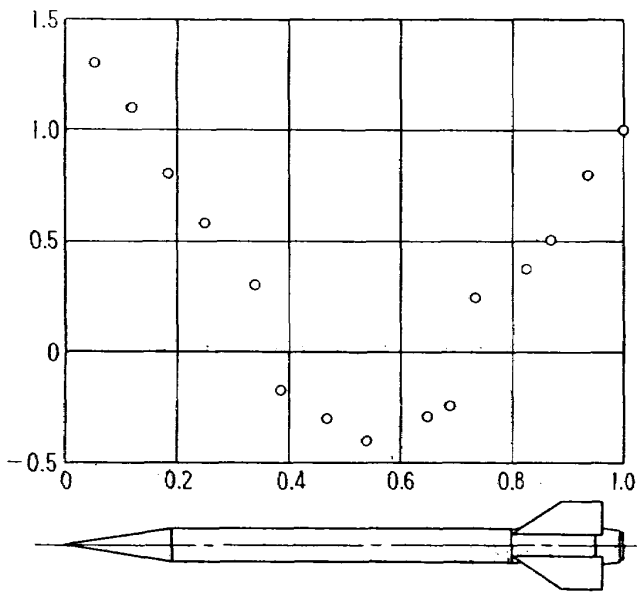
○○○ 実験値 100.0 c/s

図 13 特殊な振動モード (No. 1)  
(燃料から)



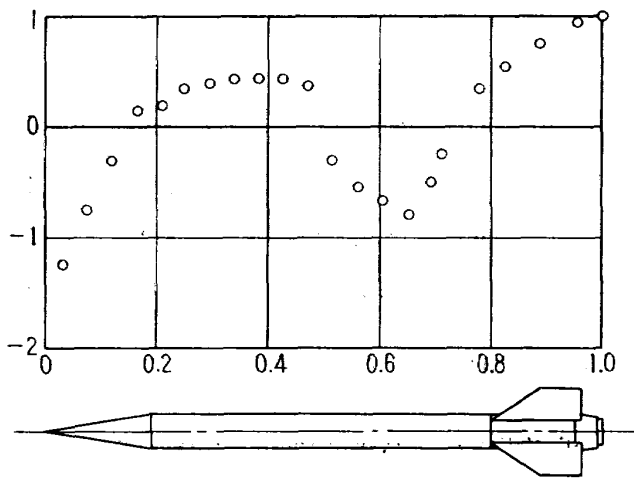
○○○ 実験値 226.7 c/s

図 14 特殊な振動モード (No. 2)  
(燃料から)



○○○ 実験値 39.8 c/s

図 15 特殊な振動モード (No. 3)  
(燃料満)



○○○ 実験値 146.2 c/s

図 16 特殊な振動モード (No. 4)  
(燃料満)

表 10 振動数方程式 (Case 1)

$2.84517p^2$	$0.86216p^2$	$0.27721p^2$	$-0.77064p^2$	$-0.19485p^2$	$-0.02567p^2$	$-0.06361p^2$	=0
$0.86216p^2$	$3.07138p^2$	$1.37933p^2$	$-0.04964p^2$	$0.64564p^2$	$0.20331p^2$	$0.11434p^2$	
$0.27721p^2$	$1.37933p^2$	$2.76438p^2$ -454455	$-0.84274p^2$ +272784	$0.08055p^2$ +103362	$-0.64790p^2$ +840979	$-0.40595p^2$ -869381	
$-0.77064p^2$	$-0.04964p^2$	$-0.84274p^2$ +272784	$2.73600p^2$ -3286700	$-0.69921p^2$ +3375990	$-0.10565p^2$ -1449930	$-0.44504p^2$ +6541980	
$-0.19485p^2$	$0.64564p^2$	$0.08055p^2$ +103362	$-0.69921p^2$ +3375990	$2.50234p^2$ -14897800	$-0.43315p^2$ +16318100	$0.13637p^2$ -12942000	
$-0.02567p^2$	$0.20331p^2$	$-0.64790p^2$ +840979	$-0.10565p^2$ -1449930	$-0.43315p^2$ +16318100	$2.72570p^2$ -50585600	$-0.00729p^2$ +50533100	
$-0.06361p^2$	$0.11434p^2$	$-0.40595p^2$ -869381	$-0.44504p^2$ +6541980	$0.13637p^2$ -12942000	$-0.00729p^2$ +50533100	$2.70474p^2$ -126058000	

表 11 振動数方程式 (Case 2)

$5.58517p^2$	$1.40290p^2$	$-2.11297p^2$	$0.08064p^2$	$0.60301p^2$	$-0.01207p^2$	$0.35490p^2$	=0
$1.40290p^2$	$3.74311p^2$	$1.19759p^2$	$1.21916p^2$	$0.09233p^2$	$-0.44656p^2$	$0.54471p^2$	
$-2.11297p^2$	$1.19759p^2$	$5.16934p^2$ -454455	$-1.17096p^2$ +272784	$-1.44715p^2$ +103362	$-0.54917p^2$ +840979	$-0.19853p^2$ -869381	
$0.08064p^2$	$1.21916p^2$	$-1.17096p^2$ +272784	$5.35020p^2$ -3286700	$-1.50594p^2$ +3375990	$-1.98650p^2$ -1449930	$0.30050p^2$ +6541980	
$0.60301p^2$	$0.09233p^2$	$-1.44715p^2$ +103362	$-1.50594p^2$ +3375990	$5.01672p^2$ -14897800	$-0.61237p^2$ +16318100	$-1.65004p^2$ -12942000	
$-0.01207p^2$	$-0.44656p^2$	$-0.54917p^2$ +840979	$-1.98650p^2$ -1449930	$-0.61237p^2$ +16318100	$5.37364p^2$ -50585600	$-0.14991p^2$ +50533100	
$0.35490p^2$	$0.54471p^2$	$-0.19853p^2$ -869381	$0.30050p^2$ +6541980	$-1.65004p^2$ -12942000	$-0.14991p^2$ +50533100	$5.29508p^2$ -126058000	

表 12 振動数方程式 (Case 3)

$2.84517p^2$	$0.86216p^2$	$0.27721p^2$	$-0.77064p^2$	$-0.19485p^2$	$-0.02567p^2$	$-0.06361p^2$	=0
$0.86216p^2$	$3.07138p^2$	$1.37933p^2$	$-0.04964p^2$	$0.64564p^2$	$0.20331p^2$	$0.11434p^2$	
$0.27721p^2$	$1.37933p^2$	$2.76438p^2$ -409079	$-0.84274p^2$ +265897	$0.08055p^2$ +40754.0	$-0.64790p^2$ +818233	$-0.40595p^2$ -1000220	
$-0.77064p^2$	$-0.04964p^2$	$-0.84274p^2$ +265897	$2.73600p^2$ -3044560	$-0.69921p^2$ +3289640	$-0.10565p^2$ -2075300	$-0.44504p^2$ +6388340	
$-0.19485p^2$	$0.64564p^2$	$0.08055p^2$ +40754.0	$-0.69921p^2$ +3289640	$2.50234p^2$ -14440200	$-0.43315p^2$ +15937800	$0.13637p^2$ -14758100	
$-0.02567p^2$	$0.20331p^2$	$-0.64790p^2$ +818233	$-0.10565p^2$ -2075300	$-0.43315p^2$ +15937800	$2.72570p^2$ -49405300	$-0.00729p^2$ +50719500	
$-0.06361p^2$	$0.11434p^2$	$-0.40595p^2$ -1000220	$-0.44504p^2$ +6388340	$0.13637p^2$ -14758100	$-0.00729p^2$ +50719500	$2.70474p^2$ -120539000	

表 13 振動数方程式 (Case 4)

2.84517p <sup>2</sup>	0.86216p <sup>2</sup>	0.27721p <sup>2</sup>	-0.77064p <sup>2</sup>	-0.19485p <sup>2</sup>	-0.02567p <sup>2</sup>	-0.06361p <sup>2</sup>	=0
0.86216p <sup>2</sup>	3.07138p <sup>2</sup>	1.37933p <sup>2</sup>	-0.04964p <sup>2</sup>	0.64564p <sup>2</sup>	0.20331p <sup>2</sup>	0.11434p <sup>2</sup>	
0.27721p <sup>2</sup>	1.37933p <sup>2</sup>	2.76438p <sup>2</sup> -442565	-0.84274p <sup>2</sup> +198925	0.08055p <sup>2</sup> +328136	-0.64790p <sup>2</sup> +376136	-0.40595p <sup>2</sup> -127476	
-0.77064p <sup>2</sup>	-0.04964p <sup>2</sup>	-0.84274p <sup>2</sup> +198925	2.73600p <sup>2</sup> -2826830	-0.69921p <sup>2</sup> +1971940	-0.10565p <sup>2</sup> +1467230	-0.44504p <sup>2</sup> +1853780	
-0.19485p <sup>2</sup>	0.64564p <sup>2</sup>	0.08055p <sup>2</sup> +328136	-0.69921p <sup>2</sup> +1971940	2.50234p <sup>2</sup> -10592100	-0.43315p <sup>2</sup> +7315960	0.13637p <sup>2</sup> +1659600	
-0.02567p <sup>2</sup>	0.20331p <sup>2</sup>	-0.64790p <sup>2</sup> +376136	-0.10565p <sup>2</sup> +1467230	-0.43315p <sup>2</sup> +7315960	2.72570p <sup>2</sup> -31597300	-0.00729p <sup>2</sup> +19338800	
-0.06361p <sup>2</sup>	0.11434p <sup>2</sup>	-0.40595p <sup>2</sup> -127476	-0.44504p <sup>2</sup> +1853780	0.13637p <sup>2</sup> +1659600	-0.00729p <sup>2</sup> +19338800	2.70474p <sup>2</sup> -73882700	

付録 ロケットの振動解析法<sup>4)</sup>

ロケットの曲げ振動を論ずる場合に、その基礎となる運動方程式は、次のごとくである。

$$\frac{\partial^2}{\partial z^2} \left( EI \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + \frac{\gamma}{g} A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = 0 \quad (\text{付 1})$$

ここに

$u$  = ロケット機体の剪断中心の軸方向へのたわみ

$EI$  = ロケット機体の曲げ剛性

$\gamma$  = ロケットの比重量

$A$  = ロケット機体の断面積

(付 1) 式を解くために

$$u(z, t) = u_0(z) e^{i p t} \quad (\text{付 2})$$

とおき、運動方程式(付 1)に代入すると

$$\frac{d^2}{dz^2} \left( EI \frac{d^2 u_0}{dz^2} \right) = p^2 \frac{\gamma}{g} A u_0(z) \quad (\text{付 3})$$

となる。

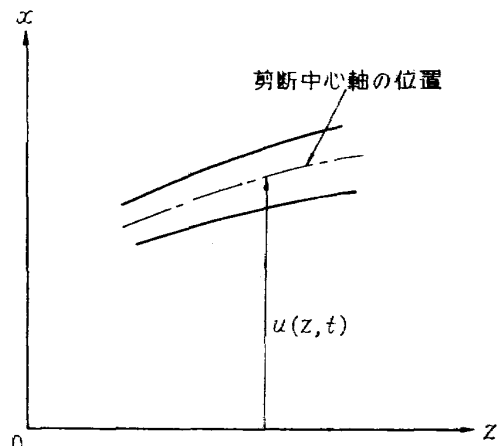
(付 3) 式を解くために、さらに次のように仮定する。

$$u_0(z) = \sum_{n=1}^{\infty} a_n u_n(z) \quad (\text{付 4})$$

ここに  $u_n(z)$  は、微分方程式

$$\frac{d^4 u_n}{dz^4} = \left( \frac{\gamma_n}{L} \right)^4 u_n(z) \quad (\text{付 5})$$

を、次の境界条件のもとに解いて得られた一様断面梁の正規固有関数である。ただし、飛行中のロ



付図 1 使用する座標系

ケットの振動を論ずる場合には、両端自由の場合だけを考えれば良いから、境界条件は、次式のようになる。

$$z=0 : \frac{d^2 u_n}{dz^2} = 0, \quad \frac{d^3 u_n}{dz^3} = 0$$

$$z=L : \frac{d^2 u_n}{dz^2} = 0, \quad \frac{d^3 u_n}{dz^3} = 0$$

(付5)式を、上の境界条件のもとに解いて得られた正規固有関数  $u_n(z)$  は、付表1に示すごとくである<sup>2)3)</sup>。

付表1 正規固有関数系  $u_n(z)$

$n$	$\gamma_n$	$\gamma_n^2$	$\gamma_n^4$	$\alpha_n$
1	0	0	0	—
2	0	0	0	—
3	4.7300408	22.373286	500.5639	0.9825022
4	7.8532046	61.672822	3803.5370	1.0007773
5	10.995608	120.90339	14617.630	0.9999665
6	14.137166	199.85945	39943.799	1.0000015
7	17.278760	298.55553	89135.407	0.9999999

$$u_1(z) = \frac{1}{\sqrt{L}}$$

$$u_2(z) = \sqrt{\frac{3}{L}} \left( \frac{2z}{L} - 1 \right)$$

$$u_n(z) = \frac{1}{\sqrt{L}} \left\{ \cosh \gamma_n \frac{z}{L} + \cos \gamma_n \frac{z}{L} - \alpha_n \left( \sinh \gamma_n \frac{z}{L} + \sin \gamma_n \frac{z}{L} \right) \right\}$$

$$\alpha_n = \frac{\cosh \gamma_n - \cos \gamma_n}{\sinh \gamma_n - \sin \gamma_n} \quad (n \geq 3)$$

ここで、(付3)式の両辺にこの  $u_n(z)$  を乗じて、機体の先端  $z=0$  から  $z=L$  まで、機体の全長にわたって積分すると、次のような  $a_m$  に関する無限連立一次方程式が得られる。

$$\sum_{m=1}^{\infty} a_m (p^2 A_{mn} - B_{mn}) = 0 \quad (\text{付6})$$

ここに

$$A_{mn} = \int_0^L \frac{\gamma}{g} A u_m(z) u_n(z) dz$$

$$B_{mn} = \int_0^L EI \frac{d^2 u_m}{dz^2} \frac{d^2 u_n}{dz^2} dz$$

上式から  $a_m$  を消去すれば、 $p^2$  に関する無限次元行列式が得られ、これを解けば、ロケットの固有振動数が求まるわけである<sup>5)</sup>。

振動数方程式の一般形は、次のごとくである。

$$\begin{array}{cccc|l}
 p^2 A_{11} - B_{11} & p^2 A_{12} - B_{12} & p^2 A_{13} - B_{13} & p^2 A_{14} - B_{14} \cdots \cdots & \\
 p^2 A_{21} - B_{21} & p^2 A_{22} - B_{22} & p^2 A_{23} - B_{23} & p^2 A_{24} - B_{24} \cdots \cdots & \\
 p^2 A_{31} - B_{31} & p^2 A_{32} - B_{32} & p^2 A_{33} - B_{33} & p^2 A_{34} - B_{34} \cdots \cdots & \\
 p^2 A_{41} - B_{41} & p^2 A_{42} - B_{42} & p^2 A_{43} - B_{43} & p^2 A_{44} - B_{44} \cdots \cdots & \\
 \cdots \cdots \cdots & \cdots \cdots \cdots & \cdots \cdots \cdots & \cdots \cdots \cdots & \\
 \cdots \cdots \cdots & \cdots \cdots \cdots & \cdots \cdots \cdots & \cdots \cdots \cdots & 
 \end{array} \quad (付7)$$

文 献

- 1) V. L. Alley Jr & S. A. Leadbetter; Prediction and Measurement of Natural Vibrations of Multistage Launch Vehicles, AIAA Journal Vol. 1, No. 2, (1963) pp. 374-379
- 2) Dana Young & Robert P. Felgar Jr.; Tables of Characteristic Functions Representing Normal Mode of Vibration of a Beam, The University of Texas Publication, No. 4913 (1949/7)
- 3) R.E.D. Bishop & D.C. Johnson; Vibration Analysis Tables, Cambridge University Press, (1956)
- 4) 川井忠彦, 戸川隼人, 林 洋一; 変断面梁の曲げ自由振動について, 航技研報告 TR-22(昭和37)
- 5) 戸川隼人; 固有値問題  $(\sum \lambda^k A_k) x = 0$  の数値解法, 航技研報告 TR-45 (昭和38)

<p>NAL TM-50 航空宇宙技術研究所 LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>	<p>NAL TM-50 航空宇宙技術研究所 LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>
<p>本報告は、LS-A 型ロケットについて、当所調布飛行場分室で曲げ剛性および振動試験を行なったものについて、取りまとめたものである。</p> <p>曲げ剛性試験は、ロケットの両端を単純支持して、一点集中荷重により行ない、振動試験は4本のスチールワイヤーをそれぞれ4枚の安定翼に取り付け、ノーズコーンを上方に向けて、機体を鉛直に宙吊りとし、燃料からおよび燃料満の各場合について行ない、理論による解析結果と比較した。</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>	<p>本報告は、LS-A 型ロケットについて、当所調布飛行場分室で曲げ剛性および振動試験を行なったものについて、取りまとめたものである。</p> <p>曲げ剛性試験は、ロケットの両端を単純支持して、一点集中荷重により行ない、振動試験は4本のスチールワイヤーをそれぞれ4枚の安定翼に取り付け、ノーズコーンを上方に向けて、機体を鉛直に宙吊りとし、燃料からおよび燃料満の各場合について行ない、理論による解析結果と比較した。</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>
<p>NAL TM-50 航空宇宙技術研究所 LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>	<p>NAL TM-50 航空宇宙技術研究所 LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>
<p>本報告は、LS-A 型ロケットについて、当所調布飛行場分室で曲げ剛性および振動試験を行なったものについて、取りまとめたものである。</p> <p>曲げ剛性試験は、ロケットの両端を単純支持して、一点集中荷重により行ない、振動試験は4本のスチールワイヤーをそれぞれ4枚の安定翼に取り付け、ノーズコーンを上方に向けて、機体を鉛直に宙吊りとし、燃料からおよび燃料満の各場合について行ない、理論による解析結果と比較した。</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>	<p>本報告は、LS-A 型ロケットについて、当所調布飛行場分室で曲げ剛性および振動試験を行なったものについて、取りまとめたものである。</p> <p>曲げ剛性試験は、ロケットの両端を単純支持して、一点集中荷重により行ない、振動試験は4本のスチールワイヤーをそれぞれ4枚の安定翼に取り付け、ノーズコーンを上方に向けて、機体を鉛直に宙吊りとし、燃料からおよび燃料満の各場合について行ない、理論による解析結果と比較した。</p>	<p>I. 中井 暎一  堀 武敏  泉 日出夫  NAL TM-50  620.174  534</p>



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

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50号

昭和40年5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(0422)(4)9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社  
東京都千代田区西神田1~10

---