UDC 629.7.018.4:
629.7.018.74

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-223

自由飛行模型 FFM-10 の強度について

河崎俊夫・斉藤秀夫・塙　武敏・多田保夫
林　洋一・戸田　勧・日下和夫・越出慎一
築地恒夫・中井暎一・森田甫之
菊地孝男・高橋　実・東久保正年

1972 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

This document is provided by JAXA.

既　刊　資　料

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	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋　侔
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	1070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10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	楢崎哲二，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　巌 戸田　勧
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，臼井　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 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 清水昭紀，伊藤克弥 西村久男

This document is provided by JAXA.

目　　次

1. 初期設計…… 1
(1) 第一次初期設計…… 1
(A) 翼と胴体の寸法…… 1
(a) 胴　体…… 1
(b) 主　翼…… 1
(c) 翼一胴結合部補強材…… 2
(B) 翼の静荷重による応答と振動特性…… 3
(a) 解　法…… 3
(b) 荷重分布と翼の応答…… 3
(c) 翼の振動特性…… 7
(i) 固有振動特性…… 7
(ii) 初期計画における主翼フラッターの検討…… 7
(2) 第二次初期設計…… 8
(A) 翼と胴体寸法の変更…… 9
(a) 胴体壁厚さの変更…… 9
(b) 翼厚の変更…… 9
(c) 翼胴結合補強材の変更……10
(d) 重心位置，慣性モーメント……10
(e) 胴および胴体のたわみ……10
(f) 翼のたわみ……18
(g) 迎角が変化した場合の圧力変動による胴体および翼のたわみ量増加の計算……18
(i) 完全固定片持板とした翼の変位……19
(ii) 胴体部のたわみ……20
(iii) 主翼厚の再検討……21
(B) 各部強度設計資料……23
(a) テレメータアンテナ部の設計……23
(b) ノーズコーン円錐殻の座屈の吟味……24
2. 後期設計および各種の測定結果……25
(A) 実機構造の吟味……25
(a) 翼の固定……25
(i) 振動試験……25
(ii) 静荷重試験……28
(iii) 全機静荷重試験……31
(iv) 全機振動試験……36
(v) 主翼模型フラッター試験……39
(B) ま と め……43
3. 飛翔実験による計測値の吟味……44

This document is provided by JAXA.

自由飛行模型 FFM-10 の強度について*

河崎俊夫**・斉藤秀夫***・塙　武敏****・多田保夫****
林　洋一****・戸田　勤****・日下和夫****・越出慎一****
築地恒夫*****・中井暎一******・森田甫之******
菊地孝男******・高橋　実******・東久保正年******

はしがき

FFM-10 の強度設計の進行経過にともなっておこなった強度およびフラッター関係の設計経過と，実機についておこなった試験の結果についてのべる。

設計の進行の経過を示す文頭の 660728 等の番号は，1966年7月28日頃の資料による考察であることを示す。

ここに示した資料は，主として航技研でおこなった吟味を中心にしたもので，実機の強度計算等は日産自動車（株）において，別に強度計算書としてまとめられている。日産自動車（株）の資料については，どのような項目が検討計算され，どの程度の安全率であるかを示した結果をまとめに併記するにとどめた[1]。

1. 初期設計

660728

実機は図 1-1 に示すような等厚の三角翼板が胴体についたもので，推進力として，NAL-7 用モーターを胴体内に抱いたものである。初期の設計要求は次のようなものである。

(1) 第一次初期設計

第一次初期設計として，（i） 70ϕ の胴体内空洞 (NAL-7 用モーターの入る) のある図 1-1 のような形状で構造重量は 5.5kg 以内とする。（ii） 平板翼にかかる両翼の全荷重は 1600kg で，風圧分布は資料として空力班より与えられる。図 1-7 (iii) 速度は Mach 2 以下である。

以上のような大略の設計要求が与えられたので，これによって初期の設計をおこなった。

* 昭和47年2月8日受付
** 宇宙研究グループ
*** 飛行実験部
**** 機体第二部
***** 長崎大学
****** 機体第一部

(A) 翼と胴体の寸法

使用材料は全て高力アルミニウム合金（抗張力 40 kg/mm^2，耐力 30 kg/mm^2，比重 2.8）として計算する。

(a) 胴体

全長 1,450 mm の両端が支持されたパイプに，先端より 1,050 mm の点に集中荷重 1.6 ton が作用するものとして，必要な胴体部分のパイプ肉厚を求める。内部構造，推薬等は胴体部強度に対して協力しないものとして荷重は外筒のみでうけもつものとする。

図 1-2 より，最大モーメントは荷重点で，

$$M_{max}=\frac{1050\times400}{1450}\times1600=4.63\times10^5[\text{kg}\cdot\text{mm}] \tag{1-1}$$

パイプ内径

$$d_i\leq10^2\left(1-\frac{4.72}{40}\right)^{1/4}=96.8\phi \tag{1-2}$$

パイプ肉厚 $t=1.6$ mm

となる。このような寸法の胴体を用いたときの胴体外筒部重量は，

$$\text{外筒重量}=\pi\times9.84\times0.16\times140\times2.8\times10^{-3}=1.94[\text{kg}] \tag{1-3}$$

となる。

(b) 主翼

片翼に分布している荷重 (800 kg) を図 1-3 の如く，2点に働らく 600 kg，200 kg の集中荷重に置き代える。

翼付根の全モーメント M は

$$M=200\times112+600\times100=8.24\times10^4[\text{kg}\cdot\text{mm}] \tag{1-4}$$

このとき翼付根部には等分布モーメントが作用しているものと仮定すると，単位あたりのモーメント m は

$$m=\frac{8.24\times10^4}{520}=1.58\times10^2[\text{kg mm/mm}] \tag{1-5}$$

This document is provided by JAXA.

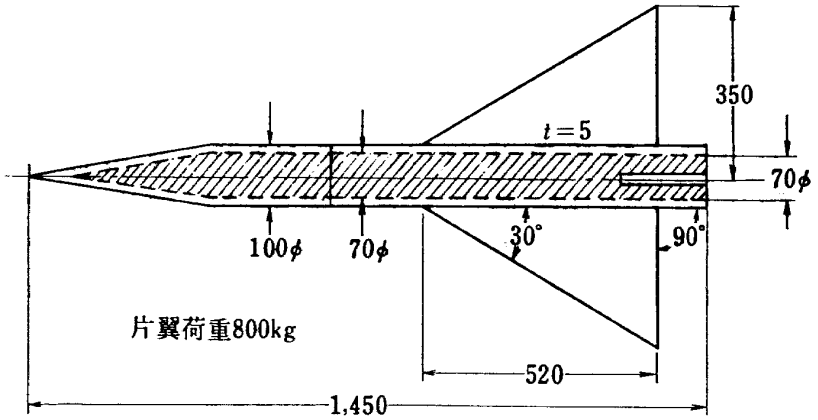


図 1-1

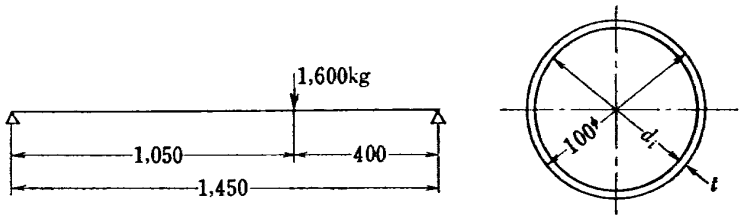


図 1-2

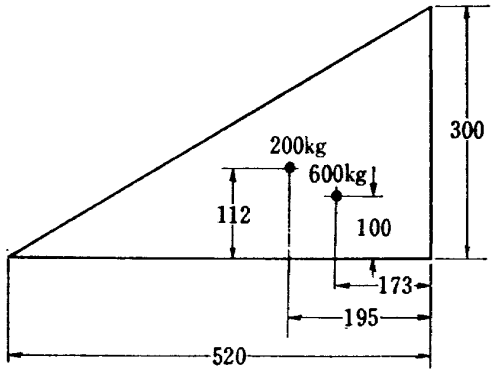


図 1-3

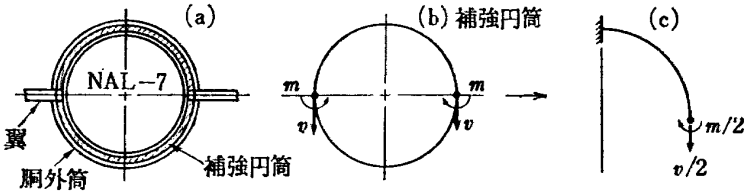


図 1-4

これから，この翼が抗張力 40 kg/mm² であるときの平板翼の場合の翼厚は

$$h=\sqrt{\frac{1.58\times10^{2}\times6}{\sigma}}=\sqrt{\frac{9.48\times10^{2}}{40}}=4.87\,[\mathrm{mm}] \tag{1-6}$$

となるので，翼厚を 5 mm とした。

このときの主翼全重量は，

$$\text{主翼全重量}=\frac{1}{2}\times52\times30\times0.5\times2.8\times10^{-3}\times2=2.18\,[\mathrm{kg}] \tag{1-7}$$

となる。

(c) 翼—胴結合部補強材

翼を胴に取付けるには，胴体肉厚が薄いために補強材が必要である。

図 1-4 (a) に示すごとく胴と NAL-7 用モーター

This document is provided by JAXA.

の間隙に補強の円筒を入れるものとし，円筒の必要肉厚を求める。

近似的に単位幅のリングを考えて，上下端固定部に於けるモーメントが最大となることから

$$m_{max}=\frac{m}{2}+\frac{v}{2}\times\frac{d}{2}=\frac{7.9\times10}{2}+\frac{1.54\times96.8}{4}$$
$$=76.8[\text{kg m/m}] \qquad (1\text{–}8)$$
$$v=\frac{800}{520}\left[\frac{\text{kg}}{\text{mm}}\right]$$

補強材肉厚

$$h=\sqrt{\frac{6\times76.8}{40}}=3.5[\text{mm}] \qquad (1\text{–}9)$$

補強材全重量

$$M=\pi\times9.33\times0.35\times52\times2.8\times10^{-3}=1.49[\text{kg}] \qquad (1\text{–}10)$$

となる。

以上の設計による第一近似重量は 5.6kg である。

次にこれらの近似を高めた設計をおこなうために，次のような点について吟味した。

先ず主翼付根部の強度を詳しく吟味するため，この翼が分布静荷重をうけたときの翼のたわみ，付根部のひずみおよび振動についての計算をおこなった。

(B)　翼の静荷重による応答と振動特性

(a)　解法

今単純化された図 1–5 に示すようなモデルを考える。この系のポテンシャルエネルギーを J とすると，周知のごとく

$$J=\frac{D}{2}\iint\left[\left(\frac{\partial^2w}{\partial x^2}\right)^2+\left(\frac{\partial^2w}{\partial y^2}\right)^2+2\nu\frac{\partial^2w}{\partial x^2}\frac{\partial^2w}{\partial y^2}+2(1-\nu)\left(\frac{\partial^2w}{\partial x\partial y^2}\right)^2\right]dxdy-\iint pwdxdy \qquad (1\text{–}11)$$

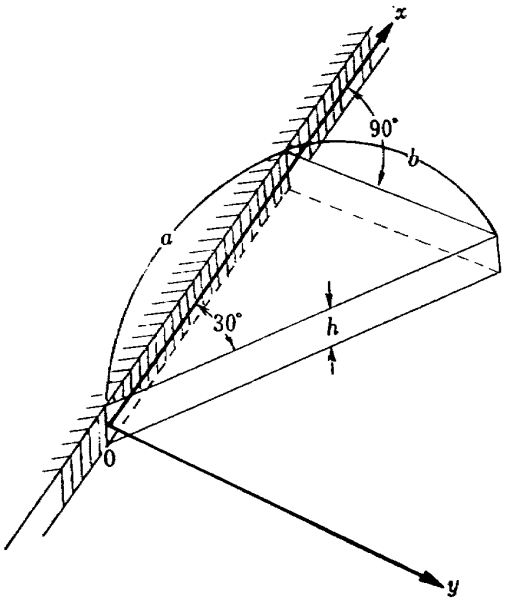


図 1–5

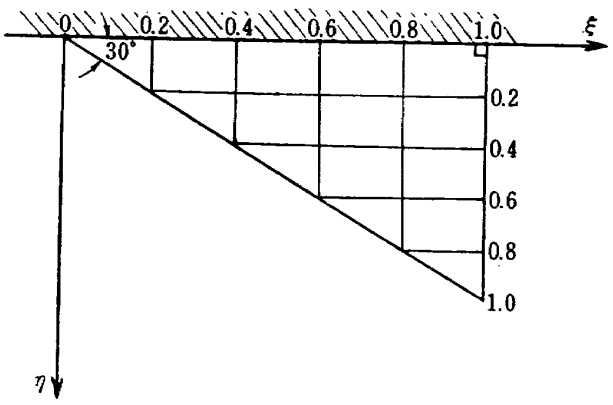


図 1–6

となる。ここに w はたわみ，$p(x,y)$ は圧力分布，D は板の曲げ剛性，$Eh^3/12(1-\nu^2)$ とする。

ここで圧力分布 p が

$$\sum_i\sum_j b_{ij}x^iy^j \qquad (1\text{–}12)$$

で与えられたときの変位 w を次式で仮定する。

$$w=\sum\sum a_{mn}x^my^n \qquad (1\text{–}13)$$

(12)，(13) 式を (11) 式に代入して整理し，この値が停留値をとる条件からたわみが求められる。

詳しい計算法は文献 2) を参照されたい。

(b)　荷重分布と翼の応答

(a) の解析式において (12) 式で与えられる荷重分布が与えられれば，各点のたわみ量は求められるが，計算を，これらの分布荷重の式によって個々におこなわなければならないので不便である。ここでは，三角形を図 1–6 に示すようなメッシュに分割し，各交点に単位集中荷重 ($p=1$) が負荷されたときの各点のたわみ量を求めておき，これを利用して，各点の荷重の応答を重ね合わせて分布荷重がかかったときの応答を求めることにした。

そこで圧力分布 [kg/cm²] をメッシュの各点の集中荷重 [kg] に変換する。

次の公式を用いた。

(イ)　図 1–7 のような空力分布荷重をうけるはりにおいては，はりを s 等分し，分布荷重を各点の集中荷重に変換するには，図 1–8～11 に示したような式を用いることにした。

さて，空力班から与えられた空力分布図，図 1–7 を近似した分布荷重は図 1–12 に示したような分布となるので，上にのべた方法を，ξ, η の 2 つの方向に 2 度適用すると

$$p[\text{kg/cm}^2]\longrightarrow p'[\text{kg/cm}]$$

の図 1–13 及び

$$p'[\text{kg/cm}]\longrightarrow Q_n[\text{kg}]$$

This document is provided by JAXA.

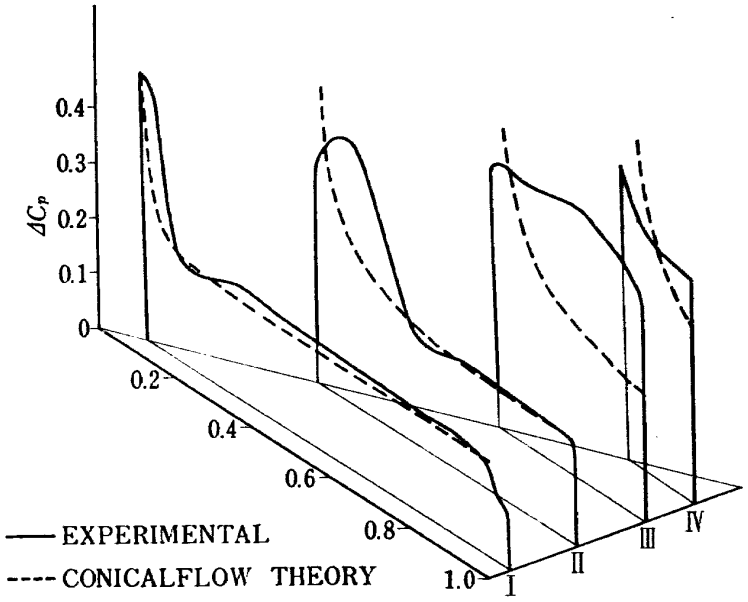
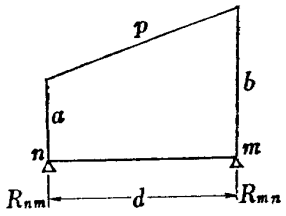


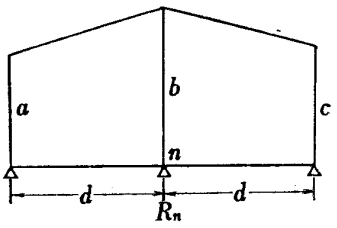
図 1-7 空力分布図, $M=1.47$, $\alpha=8°$



$$R_{nm}=\frac{d}{6}(2a+b)$$

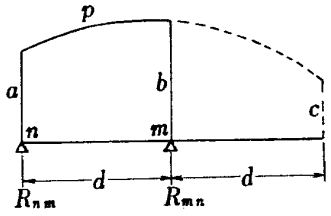
$$R_{mn}=\frac{d}{6}(2b+a)$$

図 1-8



$$R_n=\frac{d}{6}(a+4b+c)$$

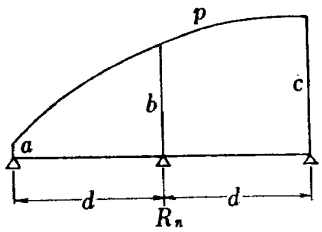
図 1-9



$$R_{nm}=\frac{d}{24}(7a+6b-c)$$

$$R_{mn}=\frac{d}{24}(3a+10b-c)$$

図 1-10



$$R_n=\frac{d}{12}(a+10b+c)$$

図 1-11

の図 1-14 が求められる。ただし図 1-12 では圧力分布を最大圧力で割った無次元量で示しているので，図 1-14 の集中荷重相当量の次元は $[L^2]$ である。

図 1-14 より実際の荷重を求めるには

$$\underset{[M]}{P_n}=\underset{[L^2]}{Q_n}\times\frac{A[L^2]}{25\sqrt{3}\,[L^2]}\times\underset{[ML^{-2}]}{p_{\max}} \qquad (1\text{-}14)$$

を用いる。

図 1-14 に示したように，各点に集中荷重が負荷された時の各点のたわみを求め（付表 1），これらを重ね合わせた各点の相当量 W は図 1-15 のようになる。

$W^*=W/W_{\max}$ とすると図 1-16，図 1-17 のよう

This document is provided by JAXA.

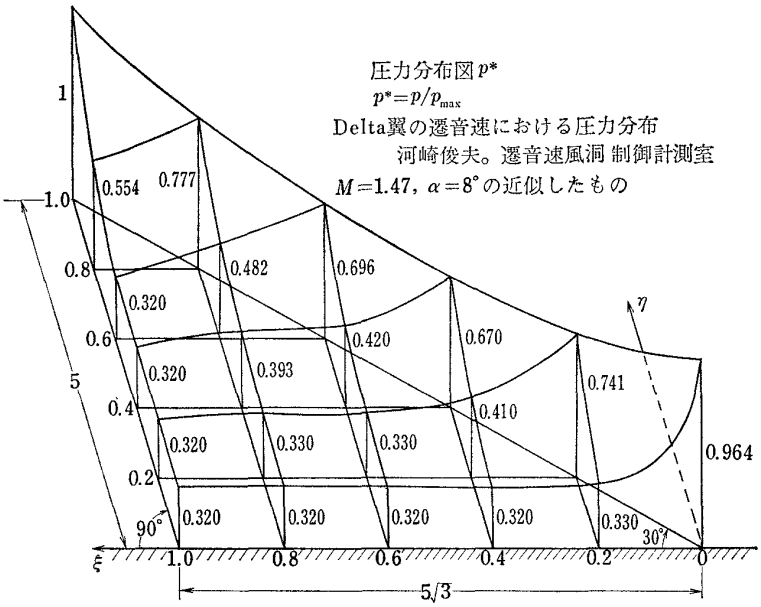


図 1–12

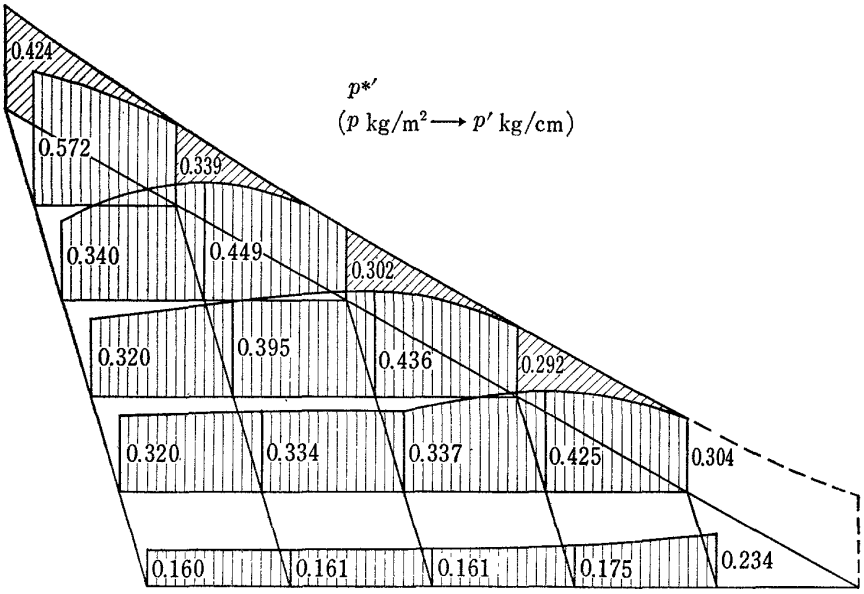


図 1–13

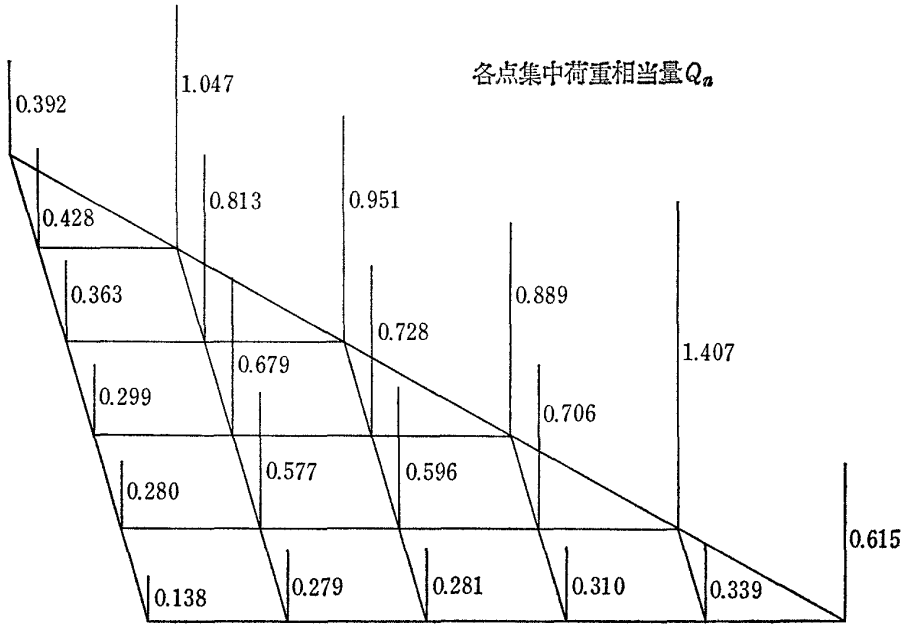


図 1–14

This document is provided by JAXA.

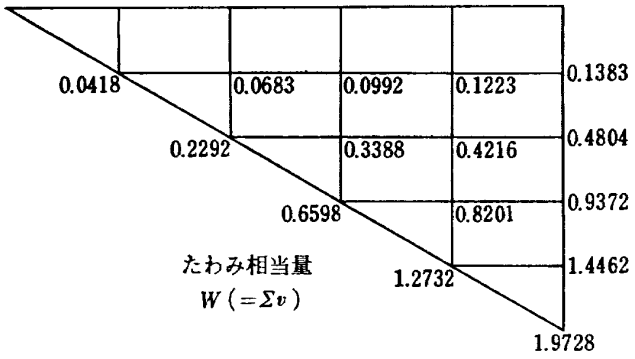


図 1-15

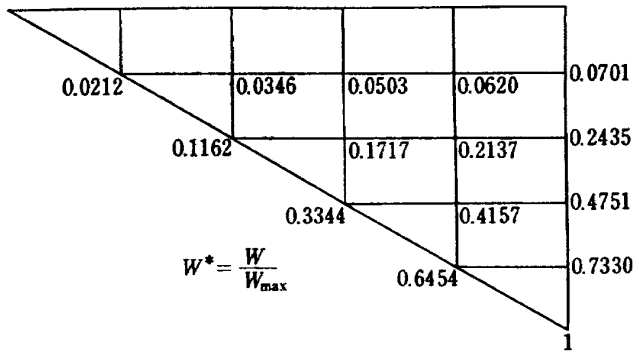


図 1-16

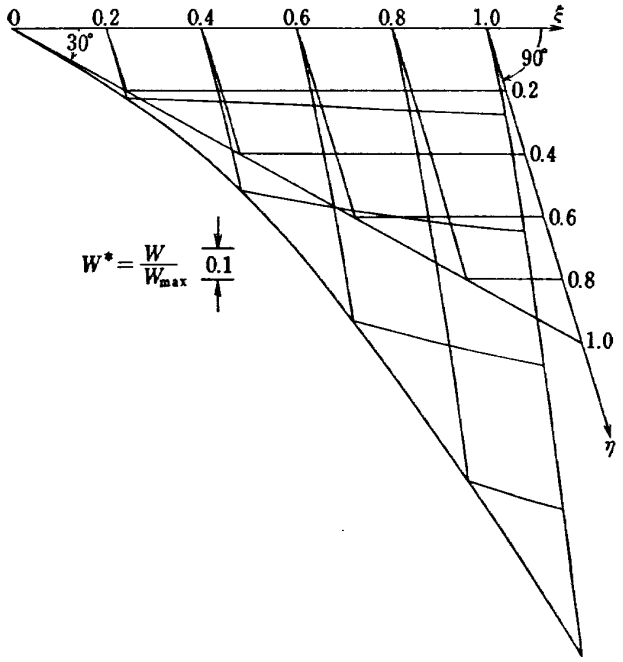


図 1-17

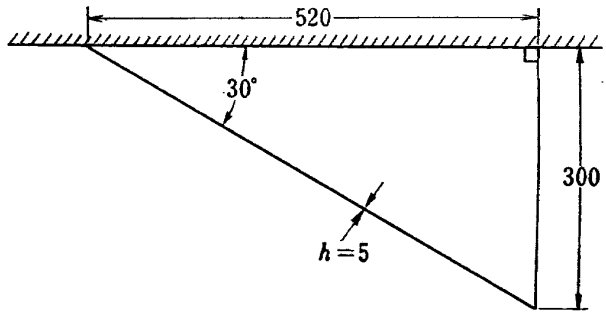


図 1-18

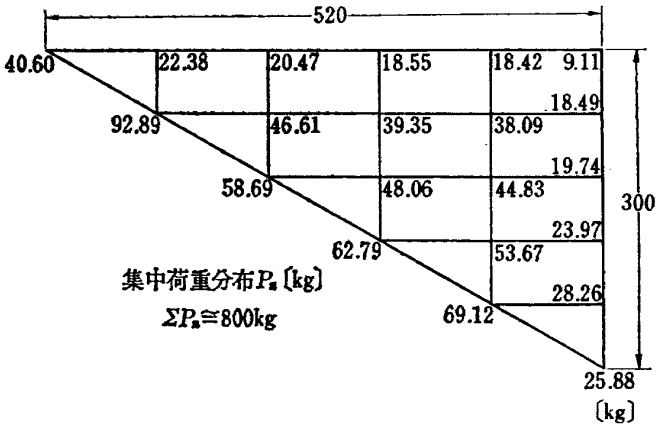


図 1-19

になる。

FFM-10 の実機の場合には図 1-18 のような寸法の三角形片持板に図 1-12 に示すような圧力分布がかかったとして，片翼全荷重が 800[kg] のときの撓み量を求めればよい。

実際の各点の集中荷重は

$$P_n=Q_n\cdot\frac{52\times30}{25\sqrt{3}}\times1.83=66Q_n \quad (1\text{-}15)$$

となるから，Q_n として図 1-14 より各点の値を代入すると，図 1-19 のなうな分布となる。

実際の撓み w_{act} は

$$w_{act}=\frac{P_n}{D}\frac{b^3}{a}\sum\sum b_{rs}\xi^r\eta^s \quad (1\text{-}16)$$

$$=66\times0.64798\times W[\mathrm{mm}] \quad (1\text{-}17)$$

となる。図 1-15 より各点の W の値を代入すると，図 1-20，または図 1-21 に示すような撓み曲線となる。

単位荷重がかかったときの等厚 30°/90° 三角形片持板の撓み計算の表を本文末尾の付表 1 に示した。

また表面ひずみもエネルギー法で求められた撓み関数 (13) 式から求められる。

集中荷重がかかったときの y 方向のひずみ量を計算したものを本文末尾付表 2 に示した。これらの表には実測値も併記しておいた。またこれらの計算値は，試験関数として次のようなものを用いたときの値である。

$$w(x,y)=a_{02}y^2+a_{03}y^3+a_{04}y^4+a_{05}y^5+a_{12}xy^2+a_{13}xy^3+a_{14}xy^4+a_{22}x^2y^2+a_{23}x^2y^3+a_{32}x^3y^2$$

This document is provided by JAXA.

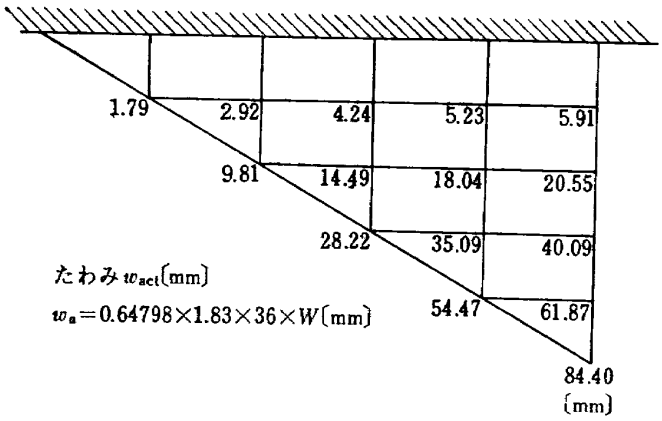


図 1-20

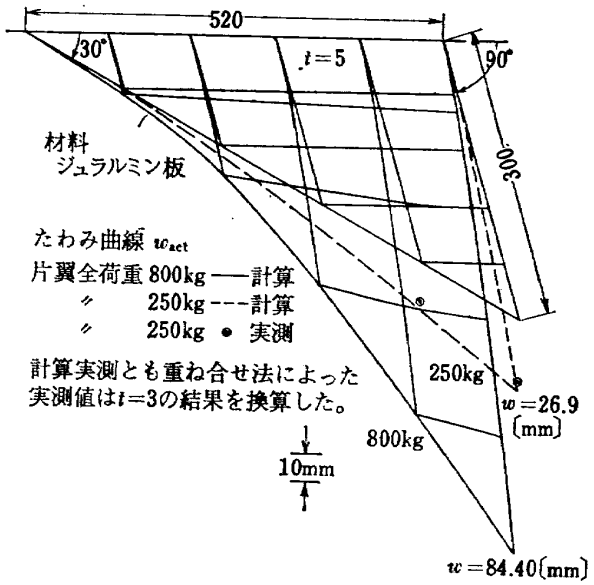


図 1-21

(c)　翼の振動特性

(i)　固有振動特性

次にフラッター推定に必要な翼の固有振動数および振動モードを求めるため，第1近似として，付根固定の三角形片持板の固有振動数と振動モードを求めた。

一般台形板の振動について文献3）で用いた解法を三角形板の場合に適用したものである。実機形状の三角形片持板 $\alpha=30°$, $\beta=90°$ の詳しい資料を本文末尾の付表3に示した。付表3により実機の振動特性を求める。片持板として図 1-22 の特性を求めると，固有振動数は，

$$f_n\ \mathrm{c/s}=(\lambda_n a^2)/0.223236 \qquad (1\text{-}17)$$

故に

$$\left.\begin{aligned} f_1&=\ 76.42\ \mathrm{c/s}\\ f_2&=228.65\ \mathrm{c/s}\\ f_3&=399.58\ \mathrm{c/s}\\ f_4&=691.49\ \mathrm{c/s}\end{aligned}\right\} \qquad (1\text{-}18)$$

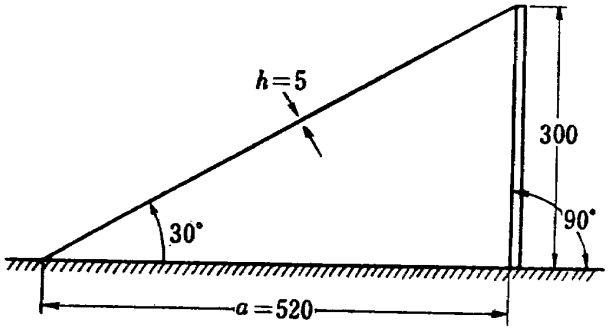


図 1-22

を得る。

振動モードは巻末付表3に示したものである。

次にこの値を用いてフラッター推定をおこなった。

(ii)　初期計画における主翼フラッターの検討

主翼は，厚さ 5mm のジュラルミンの平板で，前縁の後退角が 60° のデルタ形の平面形を有しており，胴体に片持式に固定されている。前縁の後退角が 60° のデルタ形の片持式平板翼のフラッタについて，文献4）にマッハ数 3.0, 2.0, 1.3 および 0.54 において実験値が得られているので，これらの資料と FFM 主翼の特性の比較を行なって，フラッタの検討を行なった。

表 1-1 に文献4）の模型と FFM 主翼の比較を示している。

表 1-2 に文献4）に示されているフラッタに関連した諸係数の数値を固有振動ノード線とともに示している。

表 1-1　FFM 主翼と文献のフラッタ模型の比較

模　型	NAL-FFM	NACA[4]
構　造	平　板	
平面形	前縁後退角　60° デルタ	
翼付根翼弦長	52 cm	8.5″(215.9 mm)
翼　厚	5 mm	0.034″(0.86 mm)
材　料	ジュラルミン	マグネシウム
重　量	1.073 kg	0.0453 lb(20.55 gr)

This document is provided by JAXA.

表 1-2

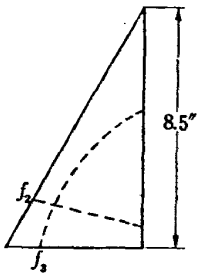
	重 量 lb	空気密度 slugs/cu·ft	μ_e	M	V_f f.p.s	振動数 (c.p.s)					$\frac{b\omega_\alpha}{a}\sqrt{\mu_e}$
						f_1	f_2	f_3	f_α	f_f	
	0.0453	0.00063	42	3.0	2,030	67	193	342	342	180	1.821
	0.0453	0.00070	38	2.0	1,680	66	200	341	341	170	1.392
	0.0453	0.00087	30	1.3	1,280	67	190	338	338	172	1.046
	0.0453	0.0023	12	0.54	594	66	194	340	340	162	0.595

表 1-3

重 量 kg	空気密度 kg·s²/m⁴	μ_e	M	V m/s	振 動 数 (c.p.s)				$\frac{b\omega_\alpha}{a}\sqrt{\mu_e}$
					f_1	f_2	f_3	f_α	
1.0725	0.125	41.29	2.0	676	76.4*	228.6*	399.8*	399.8	3.10

* 初期設計 (1-18) 式の値

表 1-2 の $\frac{b\omega_\alpha}{a}\sqrt{\mu_e}$ は高度剛性係数と称される無次元係数で，b は基準長で，ここでは 3/4 スパン位置での半翼弦長，ω_α は一次の捩りの固有振動数，a は音速，μ_e は密度比で，翼面の全質量と翼付根の翼弦を直径とする円板を底面とし，翼先端を頂点とする円錐の体積の空気密度との比である。この係数の $b\omega_\alpha$ は翼の捩り剛性に，また音速 a および密度比 μ_e はそれぞれ高度に関連しており，捩り剛性および高度の増加にともなってその値は増加する。

初期の FFM 主翼のマッハ数 2 におけるフラッタに関連した諸係数の数値を表 1-3 に示している。

表 1-2 および表 1-3 の高度剛性係数をマッハ数に対して図 1-23 にプロットして比較している。表 1-3 の高度剛性係数の計算に用いた捩り振動数，f_α は翼付根が固定と言う条件で計算された理論値を用いているが，実機翼は翼付根の翼弦に沿った 6 点で固定されているので，f_α が多少減少して高度剛性係数の値も f_α の値の減少に比例して小さくなること，および高度剛性係数は一般的にはマッハ数 1.0 の近傍で増大してフラッタ不安定領域が増大することによって実機のフラッタに対する安全余裕は図 1-23 に示されるより減少すると考えられるが，フラッタに対して充分安全であると判断された。

以上の第一次初期設計によって図 1-24 に示すような大略の寸法を決定して空力班に示した。

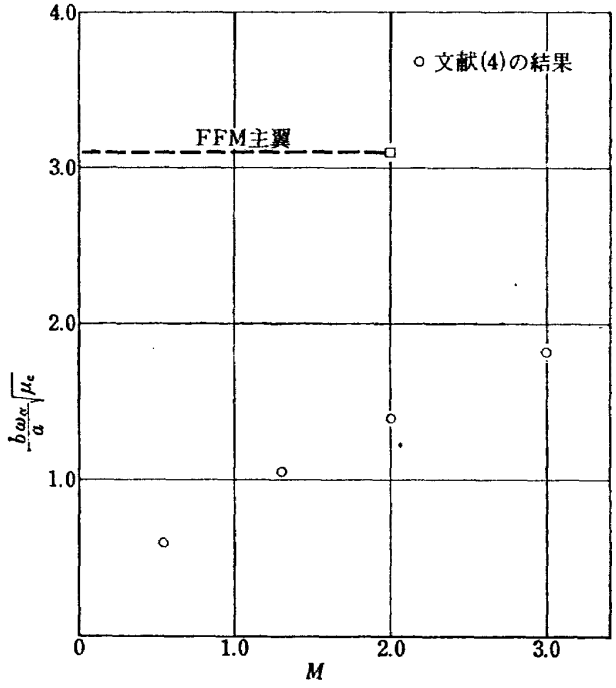


図 1-23

(2) 第 2 次初期設計

以上（1）におこなった結果について空力班により次のような設計要求の変更がおこなわれた。

（i） 胴体がほぼ 400 mm 延長され 1800 mm となる。

（ii） 計測器，推力部の重量，Space の資料が与えられる。

This document is provided by JAXA.

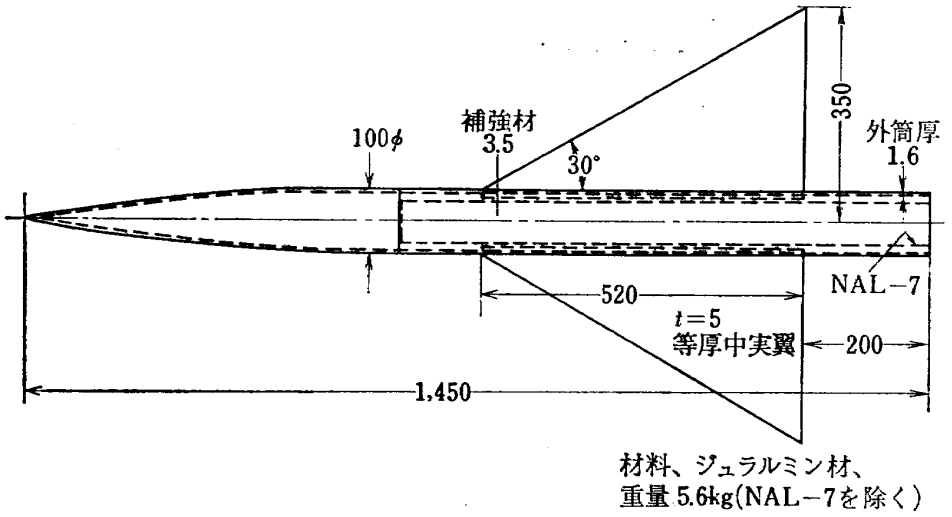


図 1-24

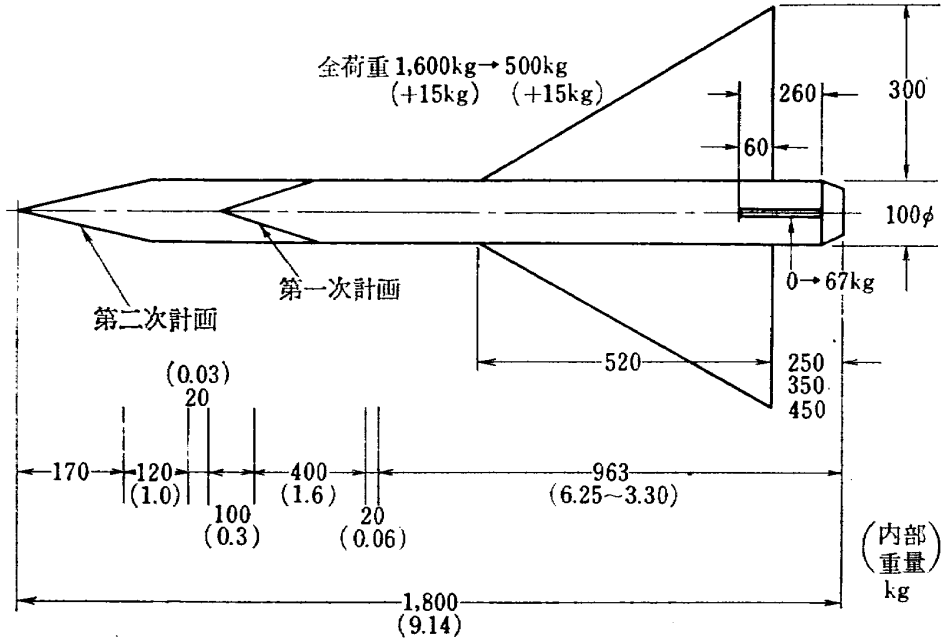


図 1-25

(iii)　荷重が両翼で 500 kg に軽減され，尾翼の荷重は 67 kg である。

(iv)　主翼位置が未定であるので，主翼位置を変えた場合の三つの場合についての重心，Pitch，慣性モーメントの資料が欲しい。

以上の要求を図に示したものが図 1-25 である。

661110

(A)　翼と胴体寸法の変更

(a)　胴体壁厚 (t) の変更，この場合主翼の位置が未定であるので，主翼後縁と胴体後端との距離から推定して，荷重点がもっとも前方に位置したときのモーメントが最大となるので，このときの荷重点を後端より 900 mm として計算する。

荷重も 500 kg と軽減されているので，

$$\sigma_{max}=26.7\,\mathrm{kg/mm^2} \qquad (1\text{-}19)$$

とすると，図 1-26 の場合について求めると，

$$t\geq 1.5\,\mathrm{mm} \qquad (1\text{-}20)$$

となり 1 次計画の 1.6 mm より少し軽くなる。このときの重量は，$\gamma=2.8\,\mathrm{g/cm^3}$ として，

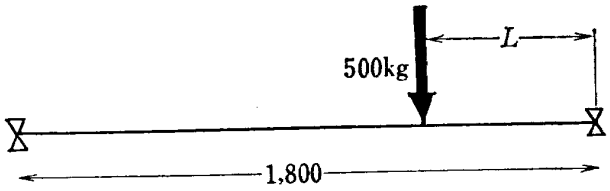
$$M=2.34\,\mathrm{kg} \qquad (1\text{-}21)$$

このときの胴体たわみ最高値 15.4 mm となる。

(b)　翼厚の変更

主翼付根部にかかるモーメントについては，(1) において分布荷重がかかったときには，後縁付根部が最高モーメントになることがわかっている。これから，後縁付根部の最高モーメントは，片翼荷重 250 kg

This document is provided by JAXA.



$L=400$ $m_{max}=1.56\times10^5$ kg·mm
$=500$ $=1.81\times10^5$
$=900$ $=2.25\times10^5$

図 1-26

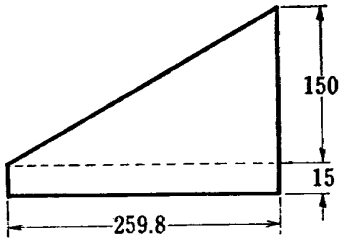


図 1-27

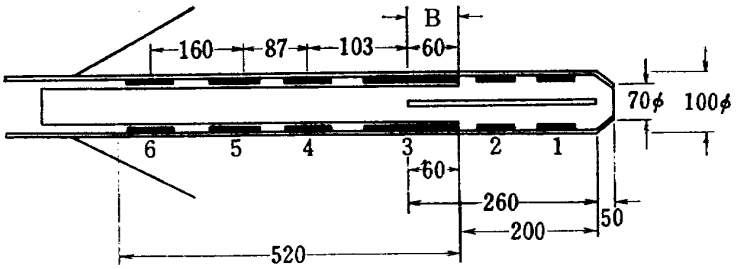


図 1-28

のとき,

$$m_{max}=87.5\,\text{kg mm/mm} \qquad (1\text{-}22)$$

とみて，片持翼（完全固定）の表面応力を $\sigma_{max}=26.7$ kg/mm² におさえるために必要な板厚は

$$t\geq 4.43\,\text{mm}\ (\text{1 次計画 } 5\,\text{mm}) \qquad (1\text{-}23)$$

となる。翼重量は，両翼および胴内くい込みおよび接合治具を考慮して，

$$M=2.12\,\text{kg} \qquad (1\text{-}24)$$

と推定した。このときの 250 kg 分布荷重のときの翼端たわみは 38.7 mm となる。

尾翼厚は主翼と同様な計算により，図 1-27 に示したようなものとする。

$$t=2.3\,\text{mm},\quad M=0.152\,\text{kg} \qquad (1\text{-}25)$$

(c) 翼—胴結合補強材の変更

翼胴結合リングの寸法は空力分布荷重による付根部荷重分布の最高値によって決定した。

$$t\geqq 3.71\,\text{mm} \qquad (1\text{-}26)$$

今回はモーメントが先端に行くにつれて減少することを考慮して図 1-28 に示すように，$t=3.61$, $B=60$ のリング間隔を拡げるように配置することにした。

この重量

$$M=1.36\,\text{kg} \qquad (1\text{-}27)$$

全重量は変更後

胴	2.34 kg
両主翼	2.12
尾 翼	0.15
結合部	1.36
計	5.97 kg

(1-28)

となる。

(d) 重心位置，慣性モーメント

次に空力班の要求により，図 1-25 のような主翼置の 3 種の場合について，上の設計寸法による，重心位置，ピッチ慣性モーメントを算出した。

表の算出にあたっては，搭載機器等も考慮したものでこれらの重心は，機器中心にあるものとし，慣性モーメント計算については NAL-7 用モータの燃料部は棒状の形として計算した。

結果を表 1-4-1, 1-4-2, 1-4-3 に示した。

また重心位置，I_a が主翼の位置，主翼の位置変化によってどう変化するかをグラフ，図 1-29 に示した。

このときの計算用図面の 1 例を図 1-30, 1-31 に示す。

670323

(e) 胴および胴体のたわみ

次に空力班の要求により，胴体および翼の静たわみを求めた。

This document is provided by JAXA.

表 1-4-1

(1) 主翼は後端より 250, 尾翼は後端より 50

$C.G.$ 701.56 mm(St.) 748.92 (Bu.)　　$I_G.$ 3.505 kg m²(St.) 3.134 (Bu.)

名　称	部分の長さ l^m	部分の重量 W kg	後端よりの部分の重心までの長さ L mm	WL kg·mm	L-$C.G.$ mm	重心回り集中質量慣性モーメント kg·m²	各部図心回り慣性モーメント $\frac{Wl^2}{12}$·kg·m²
NAL-7	0.96	6.25 3.30	507 509	3168.8 1679.7	−194.6 −239.9	0.2366 0.1899	0.481 0.253
胴　体	1.8	2.34	900	2106.0	198.4 151.1	0.0921 0.0534	0.632
主翼（両）		2.12	431.2	914.1	−270.4 −317.7	0.1550 0.2140	0.3156
結合金具 1	0.06	0.194	80	1.6	−621.6 −668.9	0.0750 0.0868	0.582×10^{-4}
2	0.06	0.194	180	34.9	−521.6 −568.9	0.0528 0.0628	0.582×10^{-4}
3	0.12	0.388	310	120.3	−391.6 −438.9	0.0595 0.0747	0.000466
4	0.06	0.194	413	80.1	−288.6 −335.9	0.0162 0.0219	0.582×10^{-4}
5	0.06	0.194	500	97.0	−201.6 −248.9	0.0079 0.0120	0.582×10^{-4}
6	0.06	0.194	660	128.0	−41.6 −88.9	0.0003 0.0015	0.582×10^{-4}
加速度計(2)		0.06	973	58.4	271.4 224.1	0.0044 0.0030	
テレメーター	0.40	1.60	1183	1892.8	481.4 434.1	0.3708 0.3015	0.0213
ロールメーター	0.10	0.30	1433	429.9	731.4 684.1	0.1605 0.1404	0.00025
加速度計(1)		0.03	1493	47.9	791.4 744.1	0.0188 0.0166	
ボンカー	0.13	1.00	1568	1568.0	866.4 819.1	0.7506 0.6709	0.0014
尾　翼		0.15	143.9	21.6	−557.7 −605.0	0.0467 0.0549	0.0058
スタート時		15.208		10669.4		2.0472	1.458
バーンアウト時		12.258		9180.3		1.9043	1.230

This document is provided by JAXA.

表 1-4-2

(2) 主翼は後端より 350, 尾翼は後端より 50

$C.G.$ 725.4 mm (St.) 778.4 (Bu.) $I_G.$ 3.3609 kg m² (St.) 2.9590 (Bu.)

名　　称	W kg	L mm	WL kg mm	L-$C.G.$ mm	kg m²
NAL-7	6.25 3.30	507 509	3168.8 1679.7	−218.4 −269.4	0.2981 0.2395
胴　　体	2.34	900	2106	174.6 121.6	0.0713 0.0346
主翼（両）	2.12	531.2	1126.1	−194.2 −247.2	0.0800 0.1295
結合金具 1	0.194	80	15.5	−645.4 −698.4	0.0808 0.0996
2	0.194	195	73.8	−530.4 −583.4	0.0546 0.0660
3	0.388	410	159.1	−315.4 −368.4	0.0386 0.0527
4	0.194	513	99.5	−212.4 −265.4	0.0088 0.0137
5	0.194	600	116.4	−125.4 −178.4	0.0031 0.0062
6	0.194	760	147.4	34.6 −18.4	0.0002 0.0001
加速度計(2)	0.06	973	58.4	247.6 194.6	0.0037 0.0023
テレメーター	1.60	1183	1892.8	457.6 464.6	0.3350 0.2619
ロールメーター	0.30	1433	429.9	707.6 654.6	0.1502 0.1286
加速度計(1)	0.03	1493	47.9	765.6 714.6	0.0177 0.0153
ボンカー	1.00	1568	1568	842.6 789.6	0.7100 0.6235
尾　　翼	0.15	143.9	21.6	−581.5 −634.5	0.0507 0.0604
スタート時	15.208		11031.2		1.9028 1.7289
バーンアウト時	12.258		9542.1		

This document is provided by JAXA.

表 1-4-3

(3) 主翼は後端より 450. 尾翼は後端より 50

$C.G.$ 749.4 mm (St.) 808.3 (Bu.) $I_G.$ 3.3391 kg m² (St.) 2.8975 (Bu.)

名　　称	W kg	L mm	WL kg mm	L–$C.G.$	kg m²
NAL-7	6.25 3.30	507 509	3168.8 1679.7	−242.3 −299.3	0.3672 0.2956
胴　　体	2.34	900	2106	150.6 91.7	0.0531 0.0531
主翼（両）	2.12	631.2	1338.2	−118.2 −177.1	0.0296 0.0665
結合金具 1	0.194	80	15.5	−669.4 −728.3	0.0869 0.1029
2	0.194	195	73.8	−554.4 −613.3	0.0596 0.0730
3	0.388	510	197.9	−239.9 −298.3	0.0222 0.0345
4	0.194	613	118.9	−136.7 −195.3	0.0036 0.0074
5	0.194	700	135.8	−49.4 −108.3	0.0005 0.0023
6	0.194	860	166.8	110.6 51.7	0.0024 0.0005
加速度計(2)	0.06	993	59.6	243.6 184.7	0.0036 0.0020
テレメーター	1.60	1203	1924.8	453.6 394.7	0.3292 0.2493
ロールメーター	0.30	1453	435.9	703.6 644.7	0.1485 0.1247
加速度計(1)	0.03	1513	45.39	763.6 704.7	0.0175 0.0149
ボンカー	1.00	1588	1588	838.6 779.7	0.7032 0.6079
尾　　翼	0.15	143.9	21.6	−605.5 −664.4	0.0550 0.0662
スタート時	15.208		11397		1.8821
バンアウト時	12.258		11397		1.6674

This document is provided by JAXA.

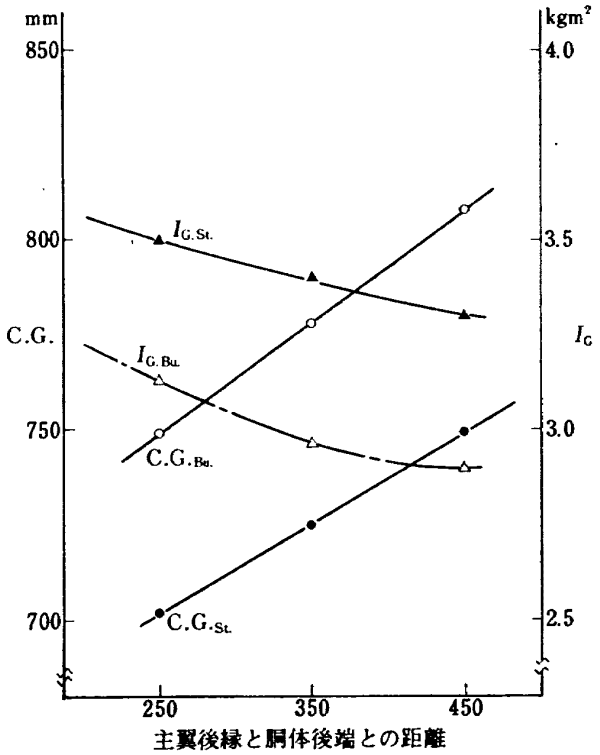


図 1-29

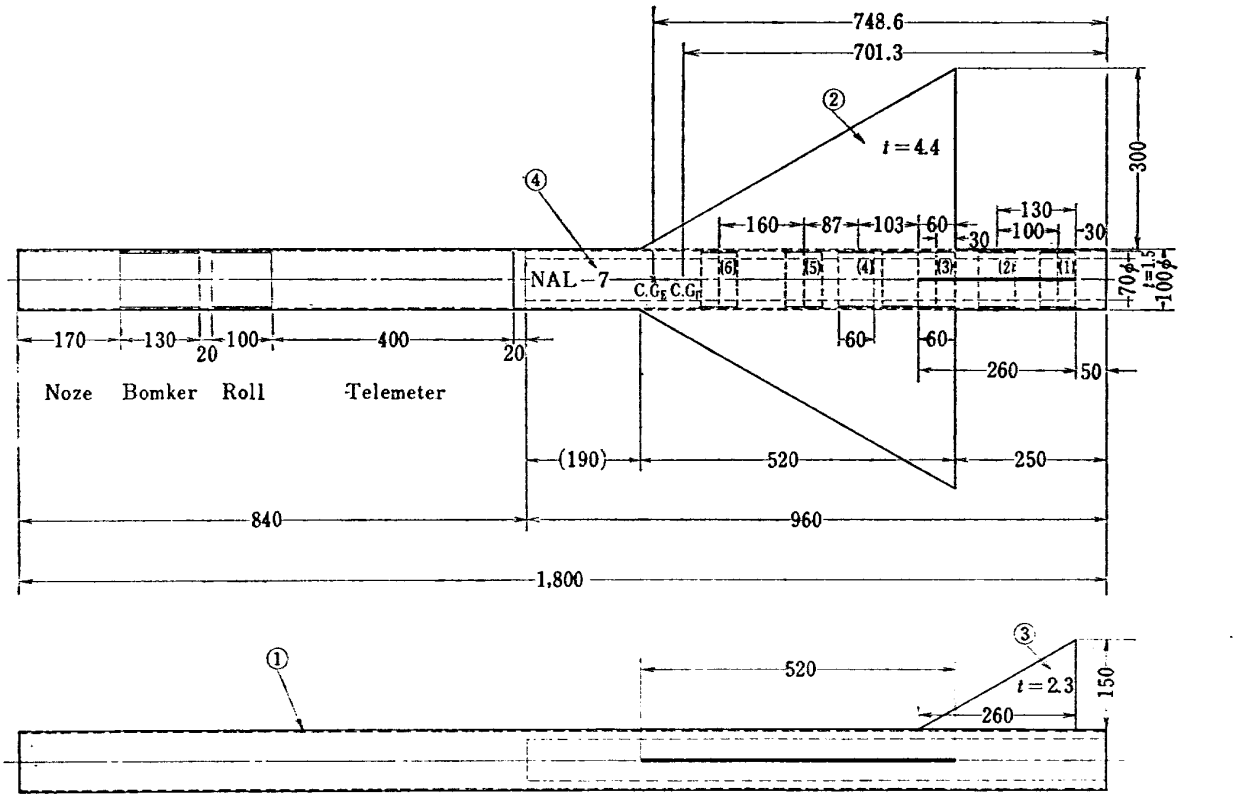


図 1-30

This document is provided by JAXA.

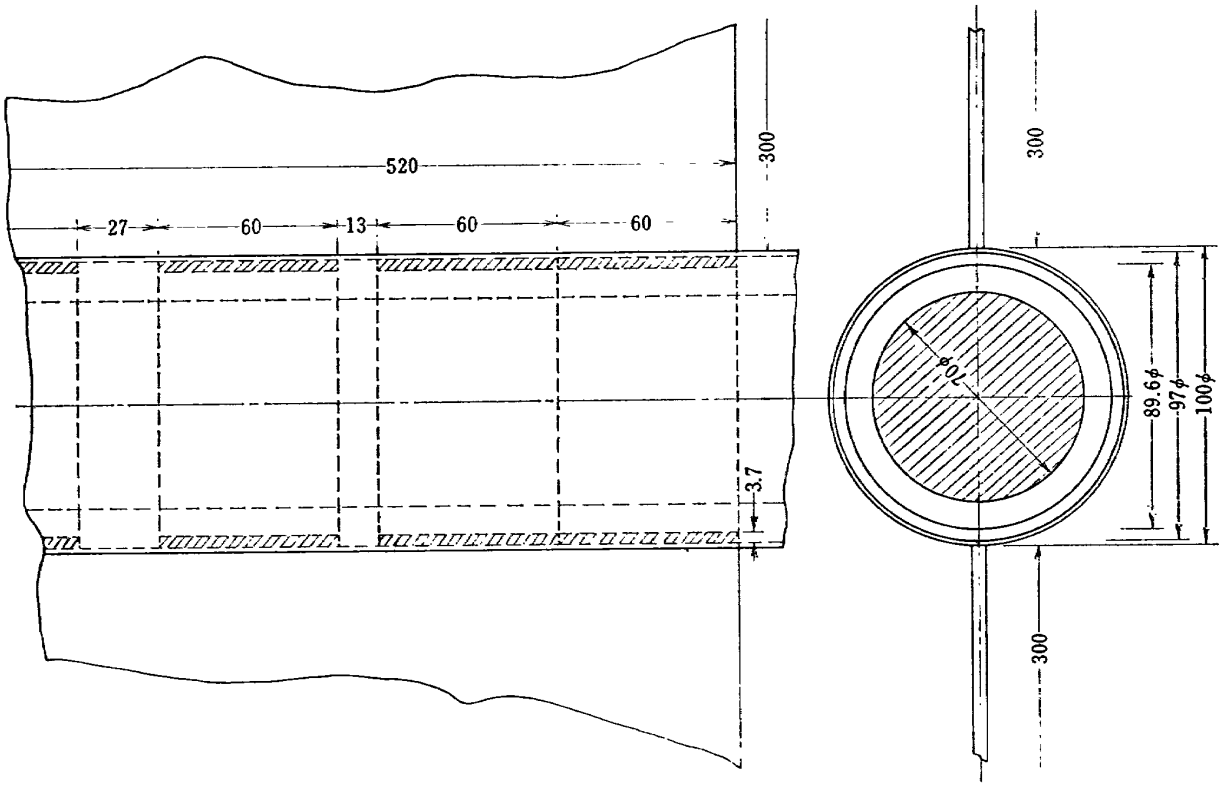


図 1-31

このときの条件は,

(i) 主翼分布荷重は両翼で 500 kg 負荷

(ii) ノーズコーンの先端よりその 2/3 の位置に 15 kg 負荷 (これは 500 kg の 3 %に相当)

(iii) 供試体は重心位置で固定

(iv) 主翼位置は三種類の位置の場合について求める。

これは迎角 $\alpha=0$, $M=1.3$, $dz_L/dl=-0.07734$ の場合に相当する荷重である。

はり理論による近似計算

計算供試体を図 1-32 に示す。

重心位置で固定するから, 図 1-33 のように二本のはりに置きかえて計算する。

はり I :

図 1-34 において

$$l_{\mathrm{I}}=1800-c_g \tag{1-29}$$

$$l_p=(1800-113.3)-c_g \tag{1-30}$$

$$I_{\mathrm{I}}=\frac{\pi}{64}(d_0^4-d_i^4) \tag{1-31}$$

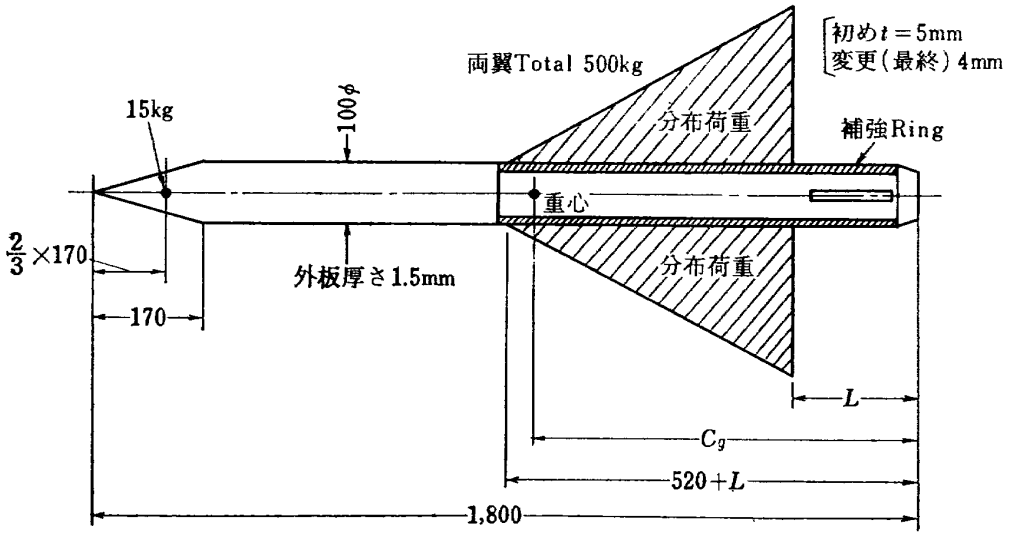


図 1-32

This document is provided by JAXA.

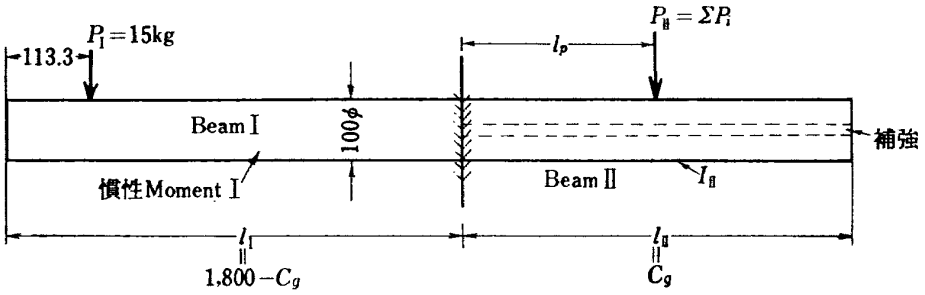


図 1-33

表 1-5

Case	L mm	C_g mm*	円筒外径 d_0	円筒内径 d_i
A	250	748.9	100 mm	97 mm
B	350	778.4	〃	〃
C	450	808.3	〃	〃

円筒肉厚 $t=1.5$

* 表 2-1, 2, 3

$$P_I=15\,\text{kg}$$

図 1-34 のように荷重点に座標原点をとれば，先端のたわみは，

$$\delta=\delta_1+(l_p-l_I)\tan\alpha \qquad (1\text{-}32)$$

となる。これを計算して

$$\delta=-\frac{15l_p^2}{6EI}(2l_p+340) \qquad (1\text{-}33)$$

ここに，

$$\left.\begin{aligned} &3(l_p-l_I)=-170\times\frac{2}{3}\times3=-340\\ &P_I \quad =15\,\text{kg}\\ &E \quad =7000\,\text{kg/mm}^2\\ &I_I \quad =\frac{\pi}{64}(100^4-97^4)\\ &l_p=937.8\,\text{mm}\quad(\text{A case})\\ &\quad=908.3\,\text{mm}\quad(\text{B case})\\ &\quad=878.4\,\text{mm}\quad(\text{C case}) \end{aligned}\right\} \qquad (1\text{-}34)$$

より

$$\left.\begin{aligned} \delta_A&=-1.237\,\text{mm}\\ \delta_B&=-1.129\,\text{mm}\\ \delta_C&=-1.027\,\text{mm} \end{aligned}\right\} \qquad (1\text{-}35)$$

となる。

はりII：

図 1-35 において，主翼にかかる荷重は表 1-6 より 6 ケの集中荷重として与えられている。

これを次の式で 1 ケの集中荷重 P_{II} に置換える。

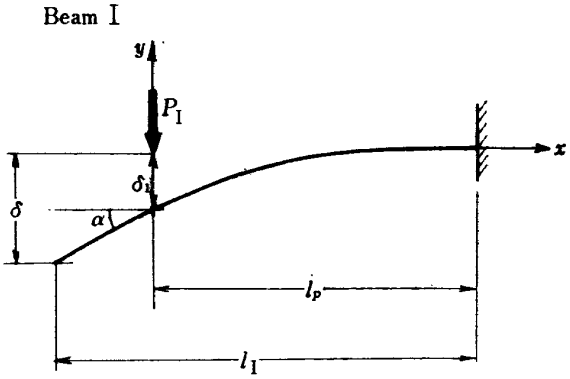


図 1-34

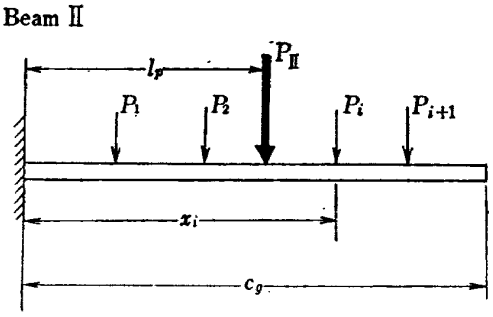


図 1-35

$$P_{II}=\sum P_i \qquad (1\text{-}36)$$

$$P_{II}l_p=\sum P_i x_i \qquad (1\text{-}37)$$

$$\therefore\quad l_p=\sum P_i x_i/P_{II} \qquad (1\text{-}38)$$

次に補強リングが剛性におよぼす影響を考慮するため，図 1-36 のようなリングを考える。

このとき剛性に寄与するものは図 1-37 に示した斜線部のみと考える。

このため，はりIIは図 1-37 のように円筒内部に補強の付いたはりと見なす。外筒ははりIと同寸法である。したがってはりIIの慣性モーメントは

$$I_{II}=I_I+I_R \qquad (1\text{-}39)$$

ここに

$$I_R=\frac{1}{4}(r_0^4-r_i^4)(2\theta-\sin 2\theta)$$

This document is provided by JAXA.

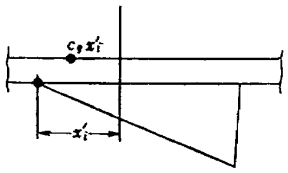
表 1-6

i	P_i kg	x_i'*	x_{iA}	x_{iB}	x_{iC}	
1	25.38	0 mm	−21.1 mm	−91.6 mm	−161.7 mm	無関係**
2	72.04	104	82.9	12.4	−57.7	
3	78.61	208	186.9	116.4	46.3	
4	105.47	312	290.9	220.4	150.3	
5	140.08	416	374.9	324.4	254.3	
6	78.24	520	498.9	428.4	358.3	

$\sum$ 499.82

* x_i' は翼先端からの距離

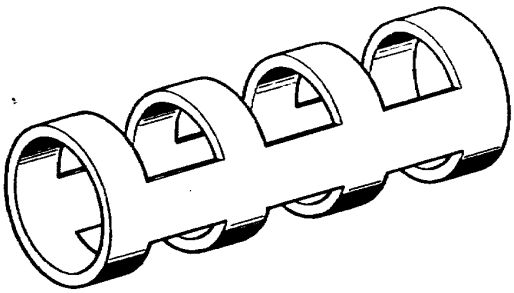
** x_i' が負の場合は計算しない



上表より

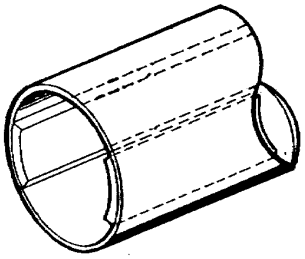
Case	P_{II} kg	l_p mm
A	474.44	307.1
B	474.44	236.6
C	402.40	206.6

補強リング



外径 97mm
内径 89mm
肉厚 4mm

図 1-36



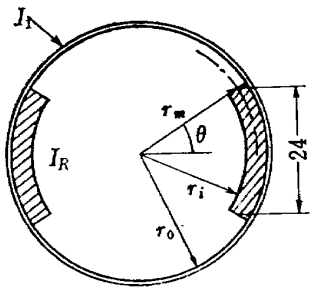


図 1-37

This document is provided by JAXA.

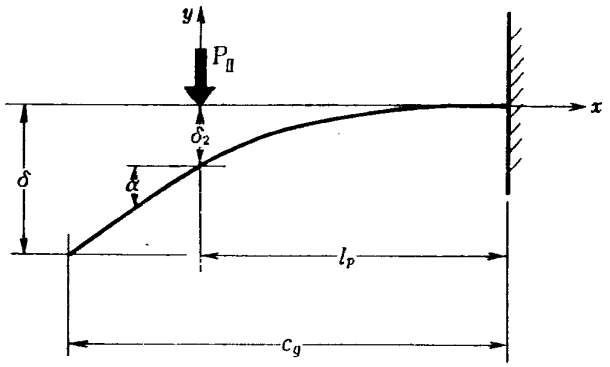


図 1-38

ここに,

$$\left.\begin{aligned} &r_0=97/2, \quad r_i=89/2, \quad r_m=186/4 \\ &\sin\theta=0.25806 \end{aligned}\right\} \quad (1\text{–}40)$$

故に

$$I_R=\frac{1}{4}\cdot\frac{1}{24}(97^4-89^4)\,(0.5221-0.4987) \quad (1\text{–}41)$$

$$\therefore \quad I_{II}=I_I+I_R=5.7221\times10^5\ \mathrm{mm}^4 \quad (1\text{–}42)$$

以下はりIと同様にして，図 1-38 によりたわみを求めると，

$$\begin{aligned}\delta&=\delta_2+(l_p-c_g)\tan\alpha \\ &=-\frac{P_{II}l_p^2}{6EI_{II}}\{2l_p+3(c_g-l_p)\}\end{aligned} \quad (1\text{–}43)$$

これより

$$\left.\begin{aligned} \delta_A&=-3.611\ \mathrm{mm} \\ \delta_B&=-2.319\ \mathrm{mm} \\ \delta_C&=-1.585\ \mathrm{mm} \end{aligned}\right\} \quad (1\text{–}44)$$

が後端のたわみ量となる。

670329

(f) 翼のたわみ

翼荷重が 250 kg のときのたわみ量を求める。

翼のたわみに関しては（1）おいておこなっているが，荷重全量の変更だけであるので，（1）で用いた値の係数を変更することによって求められる。このときの分布は（1）の場合の分布と同様である。

$$w_{max}=\left\{\begin{matrix}(t=5\ \mathrm{mm}) \\ 26.9\ \mathrm{mm} \\ 52.6\ \mathrm{mm} \\ (t=4\ \mathrm{mm})\end{matrix}\right\} \quad (1\text{–}45)$$

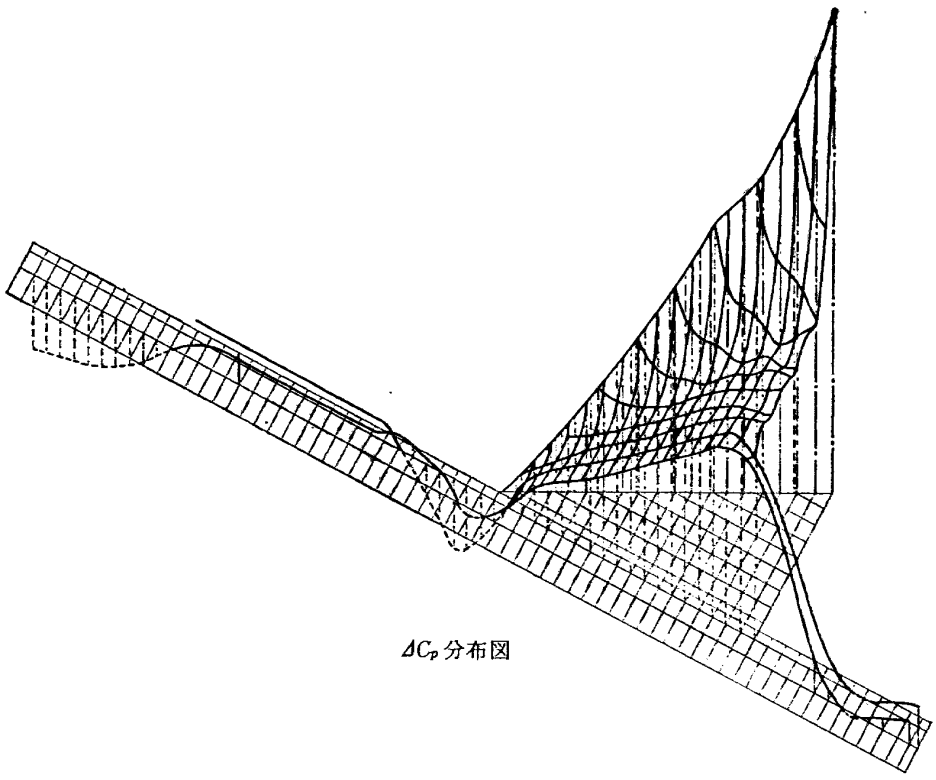
たわみの様子は図 1-21 に併記した。

以上 (e)，(f) によって胴体および翼のたわみを求めたが，近似的にはこの (e)，(f) を重ね合わせることによって全体の変形を求めることができる。

(g) 迎角が変化した場合の圧力変動による胴体および翼のたわみ増加量の計算

迎角が変化した場合に胴体および翼がどの程度たわむかを知る必要から，次のような計算を行なった。

迎角変化にともなう圧力分布は空力班より与えられた。(図 1-39)



ΔC_p 分布図

図 1-39

This document is provided by JAXA.

このとき全荷重が 513kg となるように，集中荷重分布を求めると，翼については，図 1-40，胴体については，図 1-41 のようになる。

（i） 完全固定片持板と翼の変位

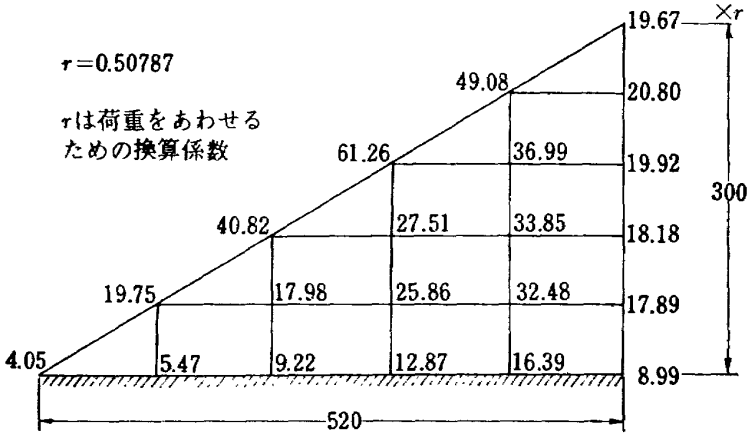
図 1-42 のような座標点を考えると，たわみは，（1）でおこなった式を用いて，

$$w=\alpha\frac{b^3\cdot 1}{Da}\sum_i\sum_r\sum_s\alpha_i b_{rsi}\xi^r\eta^s \quad (i=1,\cdots 15) \quad (1\text{-}46)$$

として与えられる。ここに $\alpha_i=P_i[\mathrm{kg}]/1[\mathrm{kg}]$ で，$\sum\alpha_i b_{rsi}$ は表 1-7 に示した値である。

いま翼寸法を

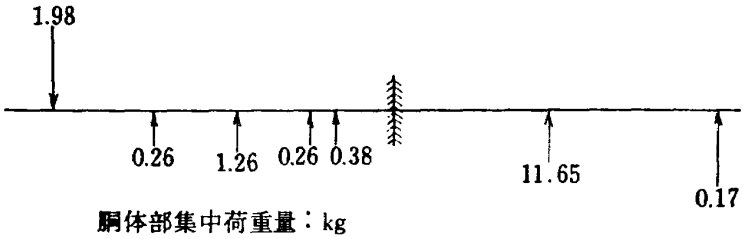
$$\left.\begin{aligned} a&=520, \quad h=4\,\mathrm{mm}\\ b&=300\end{aligned}\right\} \quad (1\text{-}47)$$



翼各点集中荷重量：kg

片翼：$\Sigma P_i=253.44$kg

図 1-40　迎角の変化した場合の荷重



胴体部集中荷重量：kg

$\sum_j P_j=12.0\times r=6.09$kg

全荷重 $\Sigma P=2\times 253.44+8.11=513.0$kg

図 1-41

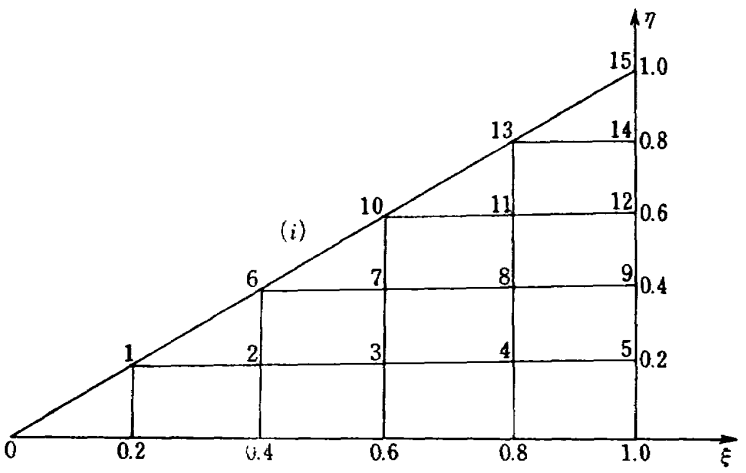


図 1-42

This document is provided by JAXA.

表 1-7

r, s	$\sum \alpha_i b_{rsi}$
0 2	−41.01795
0 3	−4.47890
0 4	57.18137
0 5	0.52765
1 2	409.1155
1 3	−237.1890
1 4	−9.86707
2 2	−186.7755
2 3	93.64469
3 2	22.1002

とすると，$E=7\times10^3\,\mathrm{kg/mm^2}$ として，

$$\frac{b^3\cdot 1}{aD}=1.26558 \qquad (1\text{–}48)$$

であるから，たわみ w は，$t=4$ で，

$$\begin{aligned} w=1.26558[&-41.01795\eta^2-4.47890\eta^3 \\ &+57.18137\eta^4+0.52765\eta^5 \\ &+409.115\xi\eta^2-237.1890\xi\eta^3 \\ &-9.86708\xi\eta^4-186.7755\xi^2\eta^2 \\ &+93.64469\xi^2\eta^3+22.1002\xi^3\eta^3]\alpha \end{aligned} \qquad (1\text{–}49)$$

とあらわされる。

$\xi=1.0$, $\eta=1.0$ のときには，

$$w=64.27\,\mathrm{mm} \quad (t=4\,\mathrm{mm}) \qquad (1\text{–}50)$$

である。

この値は $t=4$ mm の場合で，(1–45) 式で $t=4$ mm に相当する値は 52.6 mm であるので，妥当な値であると思われる。片翼荷重は (1–45) 式と同じ値であるが，このちがいは迎角があるため荷重分布が，(1–45) 式の場合とはことなっていることである。

(ii) 胴体部たわみ

はり I のたわみ，図 1–41 の前部を図 1–43 に示す。このとき $I_1=5.62961\times10^5\,\mathrm{mm^4}$ を用いると，

$$\delta_i=\frac{P_i l_i^3}{3EI}+\frac{P_i l_i^2}{2EI}(l-l_i) \qquad (1\text{–}51)$$

より次の表を得る。(表 1–8)

同様にはり II のたわみを図 1–44，表 1–9 に示す。

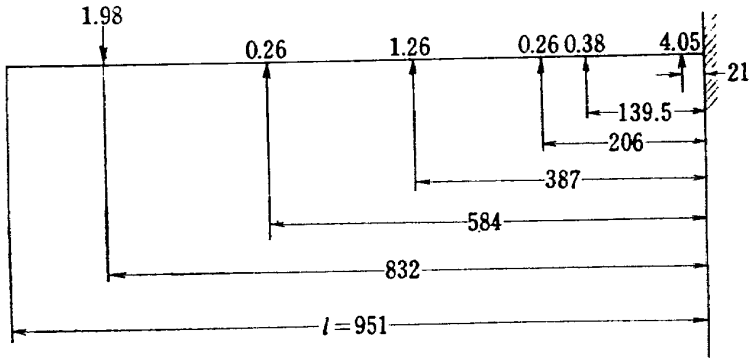


図 1–43

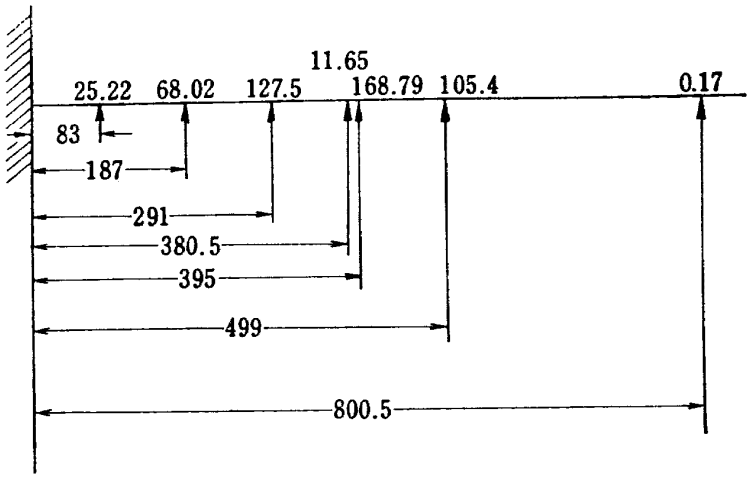


図 1–44

This document is provided by JAXA.

表 1-8

i	P_i	l_i	$l-l_i$	δ_i
	$\times r$			$\times r$
1	−1.98	832	119	−0.1172
2	0.26	584	367	0.0085
3	1.26	387	564	0.0197
4	0.26	206	745	0.0012
5	0.38	139.5	811.5	0.00085
6	4.05	21	930	0.00021

$\delta=-0.044$ mm（下向）

表 1-9

i	Pi kg	l_i mm	$i-l_i$ mm	δ_i mm
	$\times r$			$\times r$
1	0.17	800.5	48.5	0.00792
2	105.4	499	350	2.23675
3	168.79	395	454	2.35846
4	11.65	380.5	468.5	0.15207
5	127.5	291	558	1.01363
6	68.02	187	662	0.2336
7	25.22	83	766	0.0178

ただし $EI=4.005\times10^9$ kg·mm²
$\delta=3.057$ mm（上向）

表 1-10 ひ ず み 計 算

荷重点座標 $(\xi,\ \eta)$	荷重 P kg	γ $\xi=1.0,\ \eta=0$	$\varepsilon\eta\times10^{-6}$ $P_0=1$	$\xi_\eta\times10^{-6}$
(1.0, 1.0)	4.626	2.92415	107.418	496.9
(1.0, 1.8)	5.051	2.52571	92.781	468.6
(1.0, 0.6)	4.285	2.45960	90.353	387.2
(1.0, 0.4)	3.529	2.18117	80.419	283.8
(1.0, 0.2)	3.305	1.06991	39.082	129.2
(0.8, 0.8)	12.355	1.51889	55.796	689.4
(0.8, 0.6)	9.594	1.15312	42.360	406.4
(0.8, 0.4)	8.013	0.89826	32.997	264.4
(0.8, 0.2)	6.809	0.46829	17.202	117.1
(0.6, 0.6)	11.224	0.43208	15.872	178.1
(0.6, 0.4)	8.591	0.24210	8.893	76.4
(0.6, 0.2)	7.034	0.12499	4.591	32.3
(0.4, 0.4)	10.491	−0.00705	−0.259	−2.7
(0.4, 0.2)	8.322	−0.02290	−0.841	−7.0
(0.2, 0.2)	16.604	−0.03234	−1.188	−19.7
		Σ		3500

図 1-45 におけるA点のひずみ 0.35%

670530

(iii) 主翼厚の再検討

このころ日産自動車（株）と合同で設計打ち合わせが行なわれた。ここで細部の設計に関しては決定したが，重量軽減要求のため主翼厚さを 3.5mm にしたいとの話しがあったので，強度班で再検討することにした。

片翼 143kg に対して使用許容応力の 0.5 以下とすると，固定辺が平均的に全モーメントを持つとすれば十分であるが，風圧分布荷重の場合の胴と翼との結合部における分布ひずみ量は表 1-10 のような値となる。A点（図 1-45）のひずみが 0.35% となり，材料の降伏点を越えることが予想される。材料をジュラミン材とすると 0.35% は不安である。板厚変化によるひずみ量を図 1-45 に示した。

以上の結果 4mm 板厚として設計を進めることにする。また板厚を 4mm および 3.5mm に変化させることによる振動数変化を検討し，この振動数変化に応じたマッハ数 2.0 における高度剛性係数の変化を示したのが図 1-46 で，フラッタの観点からも 3.5mm の場合にはフラッタ発生の可能性が考えられて不安であった。

This document is provided by JAXA.

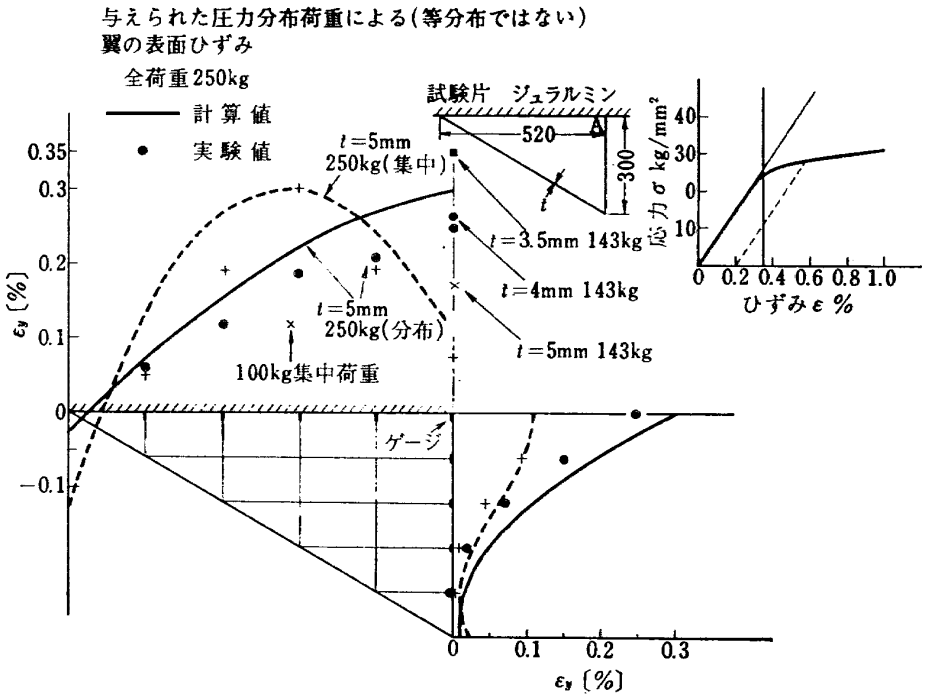


図 1-45

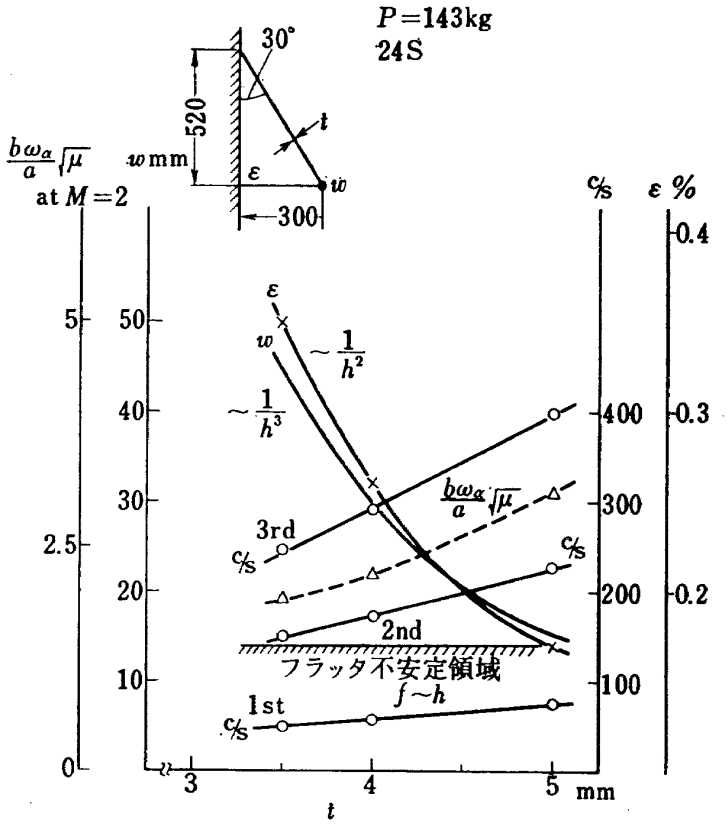


図 1-45

This document is provided by JAXA.

(B)　各部強度設計資料

670707

(a)　テレメータアンテナ部の設計

翼につけるテレメータアンテナ部の強度設計をおこなった。テレメータアンテナ部（三菱電機製）の使用材料[8]は，次のような強度をもつものとする。この材料について計算をおこなった。資料特性表を表 1-11 に示す。

アンテナ部の取付場所は翼の後縁で図 1-47 に示すような位置である。

アンテナ部のうける荷重の見積り。

アンテナ部のうける荷重は，片翼 250kg の荷重のときの分布を考えると，図 1-47 のＡＢ部の分布荷重は図 1-48 に示したようなものと考えられる。

このとき

$$P=\left[\frac{(1+0.554)\times 6}{2}+\frac{(0.554\times 0.320)\times 6}{2}+(0.320\times 18)\right]\times 6\times 0.572=44.75\,\mathrm{kg} \quad (1\text{-}52)$$

となる。また等価集中荷重量から求めると，

$$P=8.09+8.83+7.49+6.17+5.78+2.85=40\,\mathrm{kg} \quad (1\text{-}53)$$

となる。

いまアンテナ部保持方法を図 1-49 のように仮定すると，先づボルトのせん断力のみで荷重をもつとすると，

$$\tau=\frac{Q_s/n}{\pi d^2/4} \quad (1\text{-}54)$$

表 1-11　材料の大略の値

エポキシ樹脂板　MIL-C, 8013　# 181 (GLASS 60%, 樹脂 40%)　曲げ強さ 30 kg/mm², 引張り強さ 25 kg/mm²

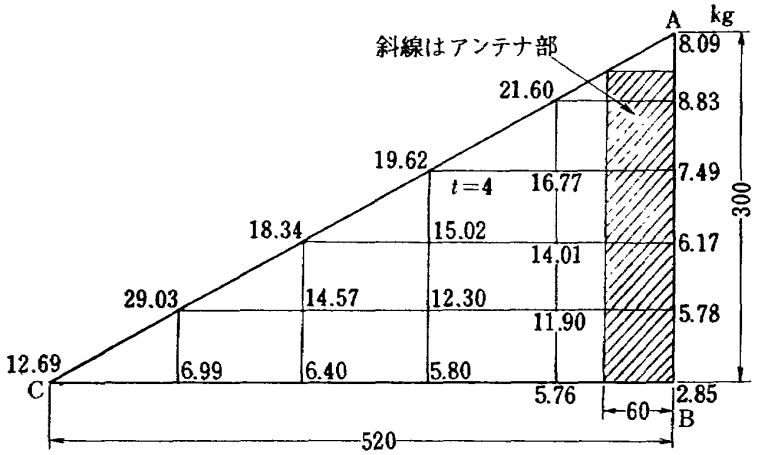


図 1-47

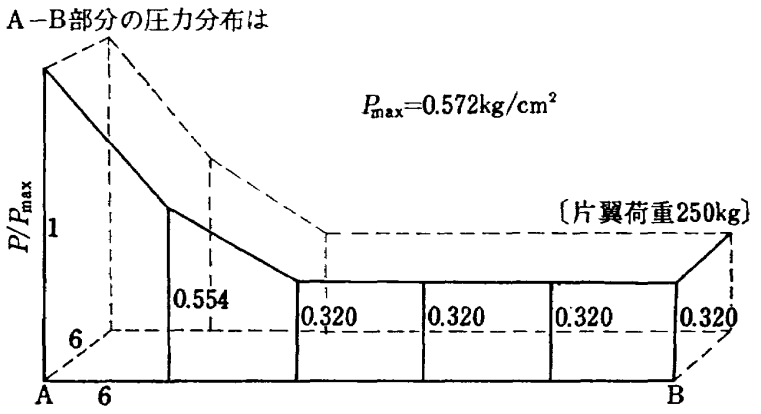


図 1-48

This document is provided by JAXA.

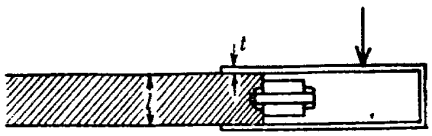


図 1-49

ここに d: ボルト径, n: ボルト数, Q_s: 荷重, 許容せんだん力を

$$\tau_a=5.6\,\mathrm{kg/mm^2} \qquad (1\text{-}55)$$

とすると,

$$n\geq\frac{4Q_s}{\pi d^2\tau_a}=\frac{4Q_s}{\pi\times5.6\times d^2} \qquad (1\text{-}56)$$

となる。いま圧力分布が P_{max} 一様にかかるとすると $Q_s=103\,\mathrm{kg}$ であるから, このときは

$$\left.\begin{array}{ll} d=1.5\,\mathrm{mm} & n\geqq10.4 \\ d=2\,\mathrm{mm} & n\geqq\ 5.9 \end{array}\right\} \qquad (1\text{-}52)$$

$Q_s=45\,\mathrm{kg}$ とすると, このときは

$$\left.\begin{array}{ll} d=1.5\,\mathrm{mm} & n>4.6 \\ d=2\,\mathrm{mm} & n>2.6 \end{array}\right\} \qquad (1\text{-}58)$$

が必要な寸法となる。また曲げモーメントは図 1-49 のプラスチックコーティングがうけもつとすると, 単位長さ当り曲げモーメント M は

$$M=\sigma tl \qquad (1\text{-}59)$$

から, $Q_s=103\,\mathrm{kg}$ の時には

$$M=\frac{30\times103\,\mathrm{kg\,mm}}{300\,\mathrm{cm}}=10.3\,\mathrm{kg\,mm/mm} \qquad (1\text{-}60)$$

$$\sigma t\cdot5=10.3 \qquad (1\text{-}61)$$

$$\therefore\quad t\geq\frac{10.3}{5\sigma}=2.1/\sigma \qquad (1\text{-}62)$$

$Q_s=45\,\mathrm{kg}$ のときには,

$$t\geqq0.9/\sigma \qquad (1\text{-}63)$$

となる。プラスチック材の許容引張応力を 2.8~9 $\mathrm{kg/mm^2}$ とすると,

$$t\geq0.75\,\mathrm{mm}\quad\text{or}\quad\geq0.32\,\mathrm{mm}$$

を得る。

実際には形状を図 1-50 のようなとり付けとすることにした。

670704

(b) ノーズコーン円錐殻の座屈の吟味

ノーズコーンが軸方向圧力により座屈しないために必要な厚さをチェックしたもので, 計算は弾性安定要覧によった。

今, 壁厚 t を一定としたときの座屈値を求めると, 図 1-51, (a) の場合には,

$$P_k\leq2.4E\left(\frac{\gamma}{l}\right)\left(\frac{t}{\gamma}\right)^{2.5} \qquad (1\text{-}64)$$

式を用いると,

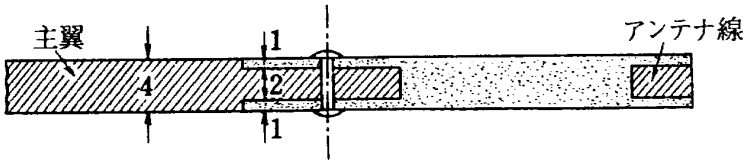


図 1-50

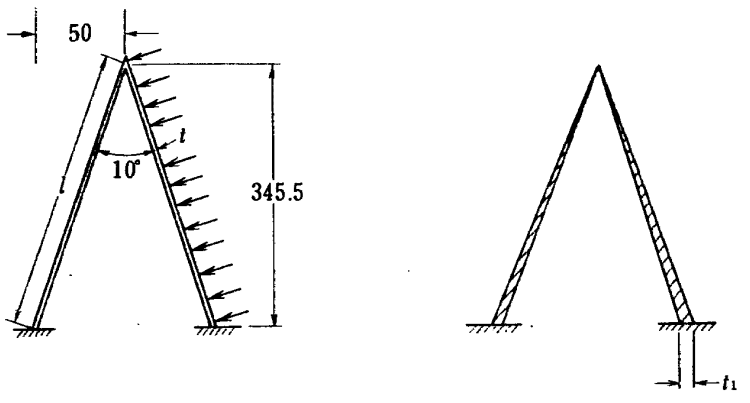


図 1-51

This document is provided by JAXA.

$$t \geq r\left[\frac{P_k}{2.4E\left(\frac{r}{l}\right)}\right]^{1/2.5}$$

$$=50\left[\frac{0.169}{2.4\times 6700\times 10^2\times \sin 10^\circ}\right]^{1/2.5}$$

$$\geqq 0.163\,\text{mm}$$

ここに P_k は次の表 1-12 に与えられる安全側の値を用いた。また，ノズコーンが図 1-51, (b) のように変厚している場合には，

$$k_1=t_1^2/12r_1^2, \quad q_k=q_1\frac{E}{1-\mu^2}\frac{t_1}{r_1} \qquad (1\text{-}65)$$

式および，表 1-13 を用い，

$$t_1 \geq 0.31\,\text{mm}$$

を得る。実際の設計では運搬および工作等の安全も考慮して 0.8mm とする。

表 1-12

q kg/cm²	℃	M	E kg/mm₂
0.169	112	1.3	6700
0.158	98	1.2	6750
0.150	80	1.1	6850

表 1-13

t_1	K_1	q_1	q_K kg/cm₂
0.2	0.1333×10^{-5}	2.4×10^{-5}	0.071
0.3	0.3×10^{-5}	4.0×10^{-5}	0.161
0.5	0.8333×10^{-5}	8.0×10^{-5}	0.589
1.0	0.3333×10^{-4}	2.0×10^{-3}	2.95

2. 後期設計および各種測定結果

680904

以上の設計は構造の初期設計であったが，実機を製作するにあたって，これらの初期設計で推定した量が大幅に変化する構造となる部分がある。これらの問題について吟味した資料を示す。

(A) 実機構造の吟味

(a) 翼の固定

実機主翼および垂直安定板の付根は完全な固定ではない。実機では付根が 6 点で点固定されたものになっている。固定部の大略を図 2-1 に示す。点固定のために付根部の固定条件はゆるくなる。この量を定量的に確認するためにモデル実験を行なった。試験片は図 2-1 をシュミレートした図 2-2 に示したようなものである。実機の翼をとり付ける 6 組のフレームは幅約 16mm，厚さ 5mm の矩形板二枚で，翼の固定突出部を挟み，これを厚さ 20mm の軌鋼板二枚で挟み，ボルトで固定したものである。

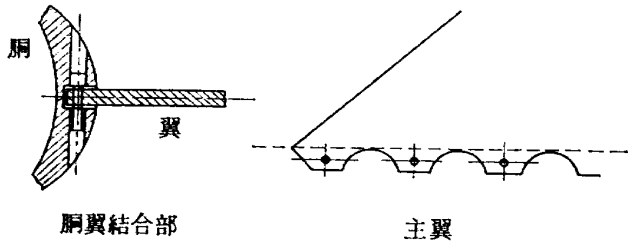
固定治具の様子は図 2-3 に示した。

試験は静荷重試験と振動試験をおこなった。

(i) 振動試験

振動試験においては，各共振振動数と振動モード，および共振振動時における付根部方向の振動歪みを測定して，計算値と比較した。

飛行中の振動は強制振動またはフラッター振動であろうが，ここでは規準振動モードで振動している場合



胴翼結合部　　主翼

図 2-1

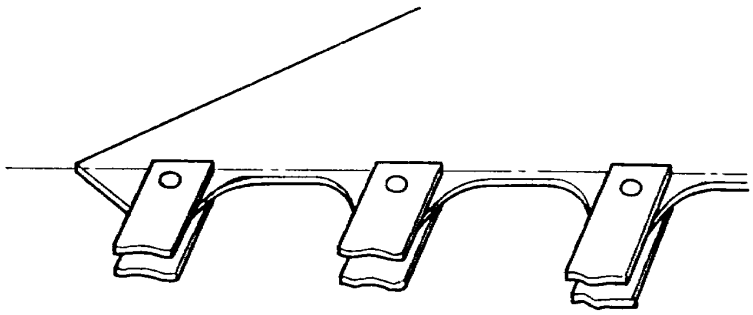


図 2-2

This document is provided by JAXA.

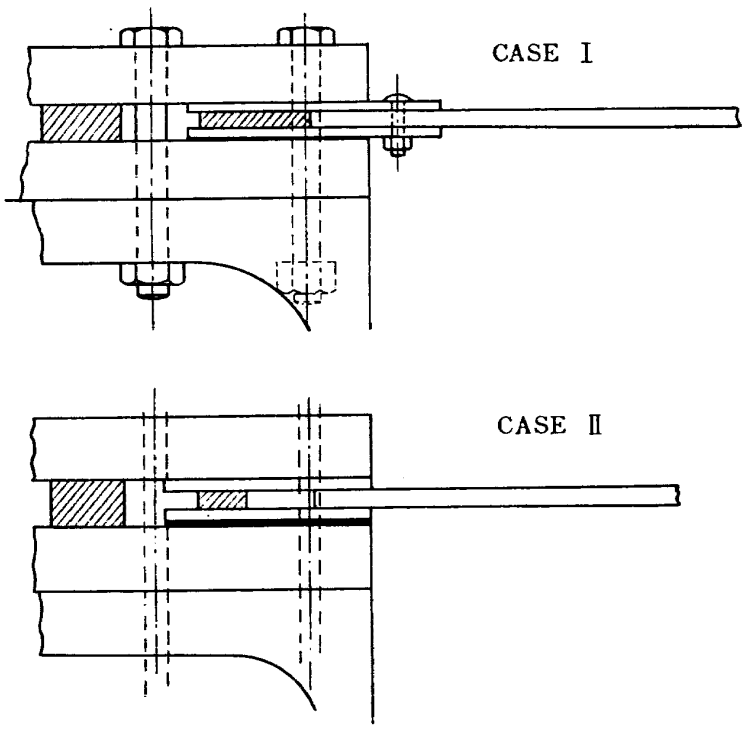


図 2-3

について吟味したものである。

共振点および振動モードのノーダルラインの測定は共振法と砂の散布によって求めたが，振動時の歪測定には，共振振動時において三角翼先端の変位をある値の振幅をするように加振機出力を一定にし，（これは実際には可能である）この時の付根部およびアンテナ部の歪を動歪計によって測定した。測定値と，計算値とを比較した結果を図 2-4-1, -2, -3, -4 に示した。

これらの図から，付根部 y 方向のひずみは実機構造の影響によって固定辺とした場合の値より，部分的に高くなり，1st Mode のときには，全辺固定の場合の約 34% 高くなる。高次の振動モードではそれ程の差はみられない。

共振振動数は，実機 4mm 厚さの翼は固定辺が点固定のために振動数が低下し，板厚 3.5mm とした全辺固定辺の計算値を用いる必要がある。

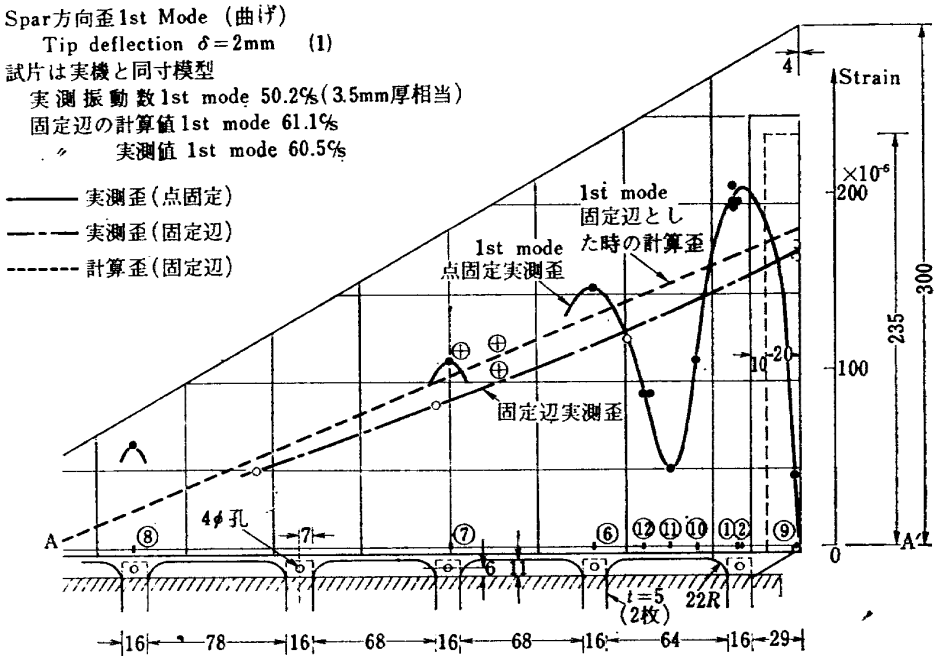


図 2-4-1

This document is provided by JAXA.

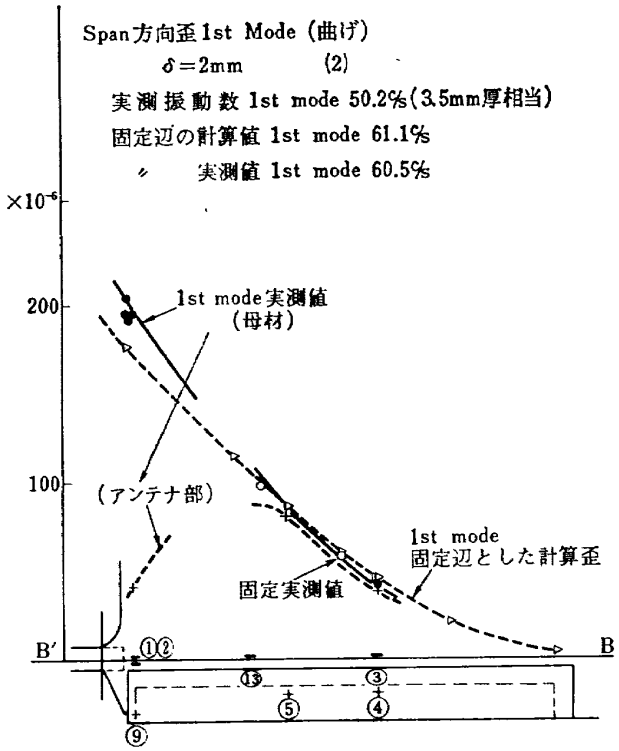


図 2-4-2

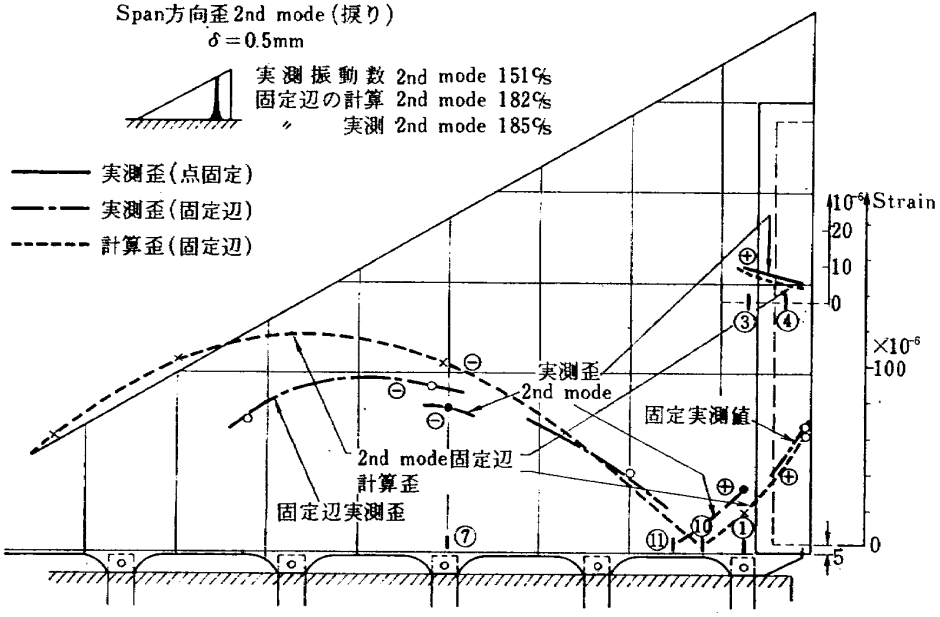


図 2-4-3

This document is provided by JAXA.

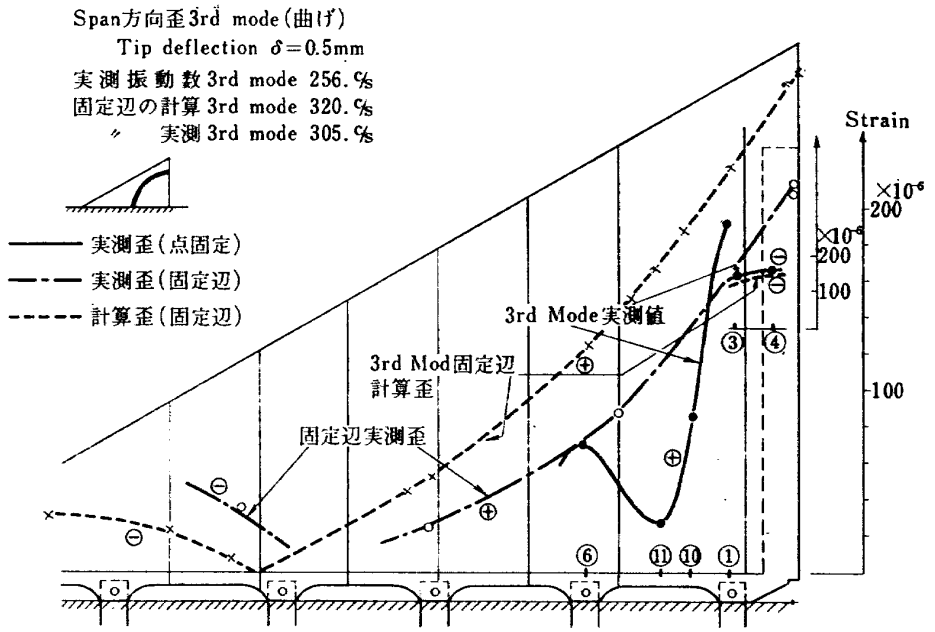


図 2-4-4

アンテナ部は初期実験においては主翼材部分と同様な振動およびひずみを生じたが，100 分位振動実験を続けると多少主翼材部分と異なる振動になってくるが，実機飛行時間は数秒であるので問題はないと思われる。

（ii） 静荷重試験

実機をシュミレートした構造は（i）の振動試験片と同じものを用いた。胴体補強リングの部分と翼とをボルトで止め胴体補強部を固定した場合 (Case I) と固定板で補強リング部を翼と共に圧着した場合(Case II)とについておこなった。Case I の場合は Case II のときより翼スパンが数ミリ長くなっていることになる。

これらの固定条件の翼について相当荷重点IIに 200 kg 迄油圧負荷した結果と，別に付根全辺固定試験片を作ったものを実験した。

実測結果を図 2-5-1, 2, 3, 4 に示した。

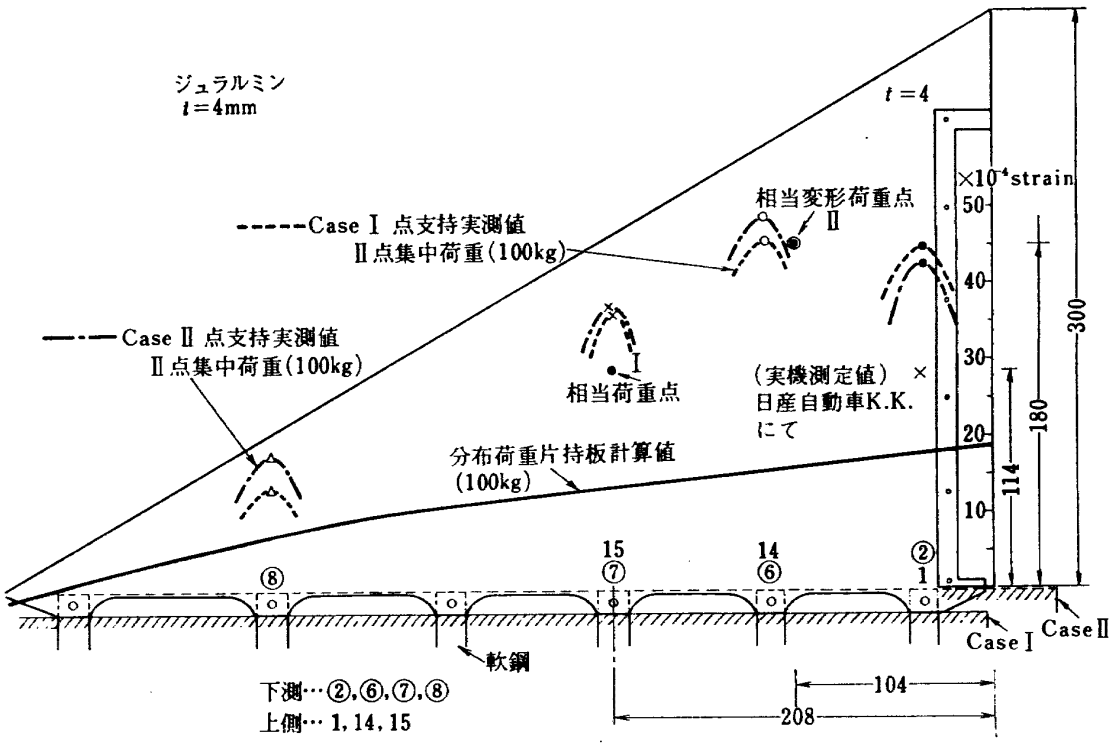


図 2-5-1

This document is provided by JAXA.

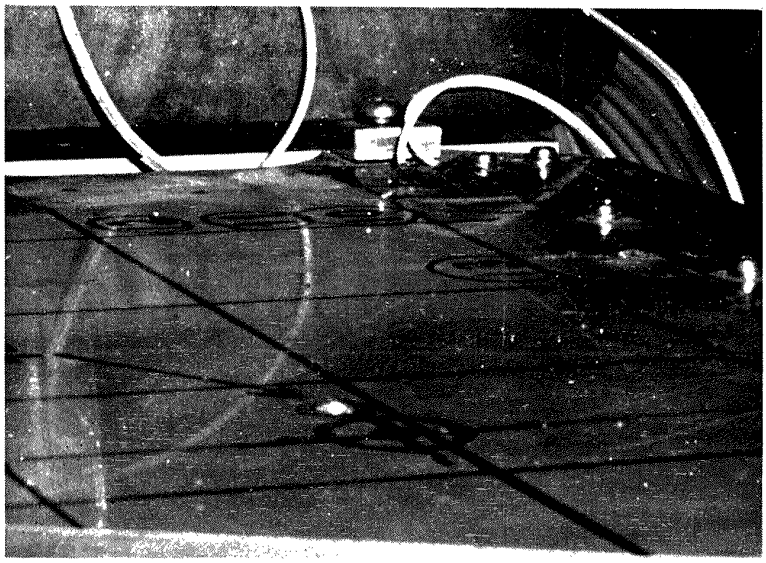


図 2-5-1(a) 実測

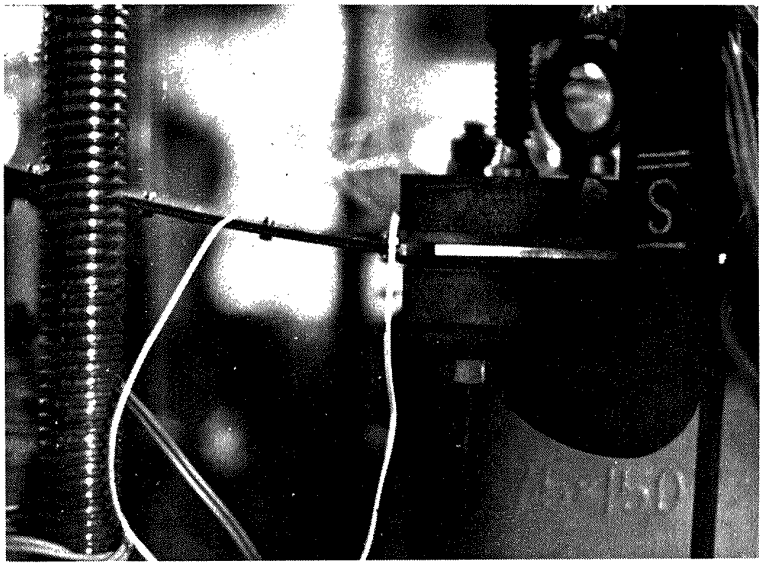


図 2-5-1(b) 実測

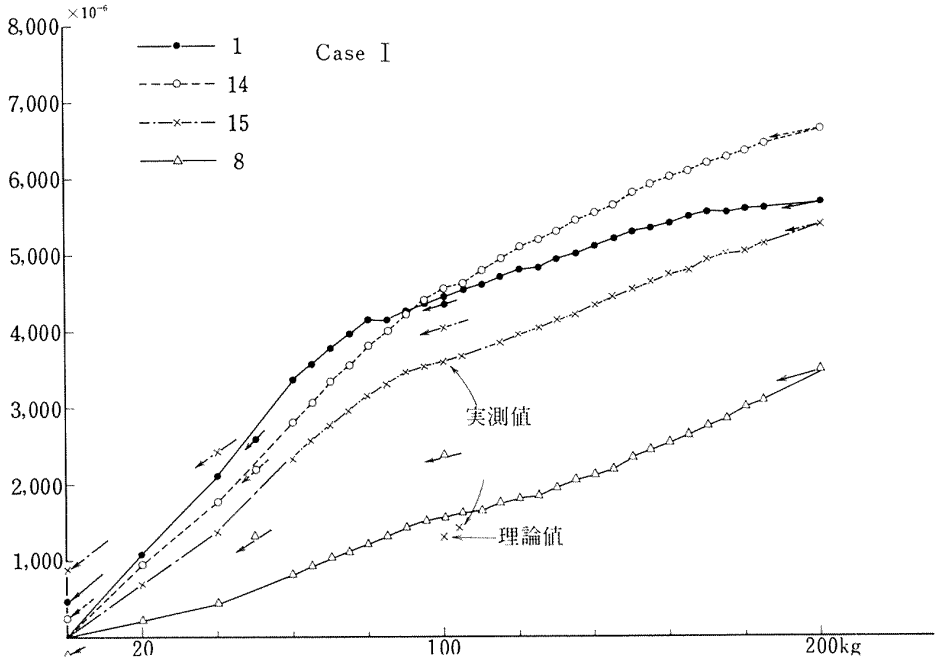


図 2-5-2

This document is provided by JAXA.

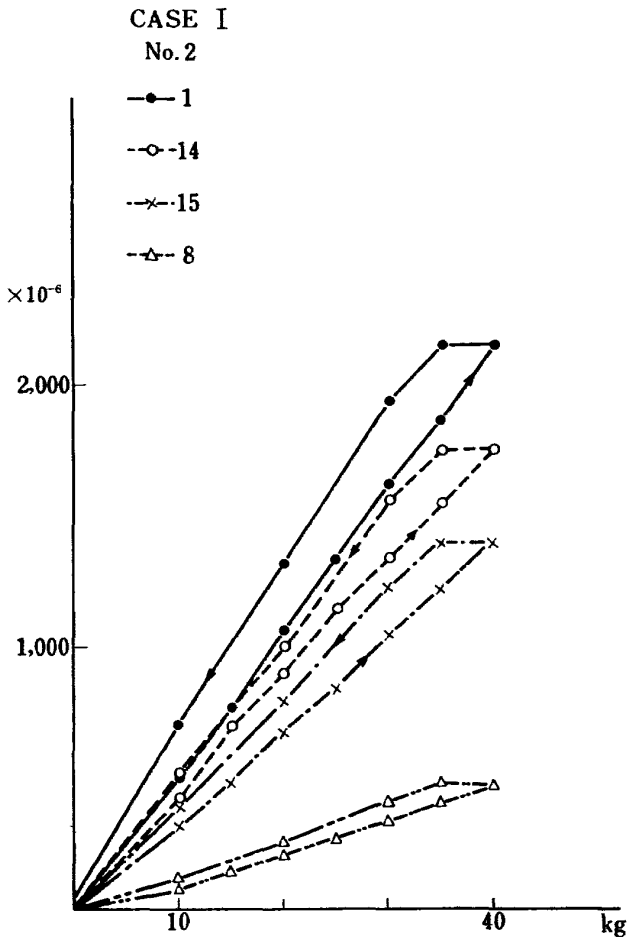


図 2-5-3

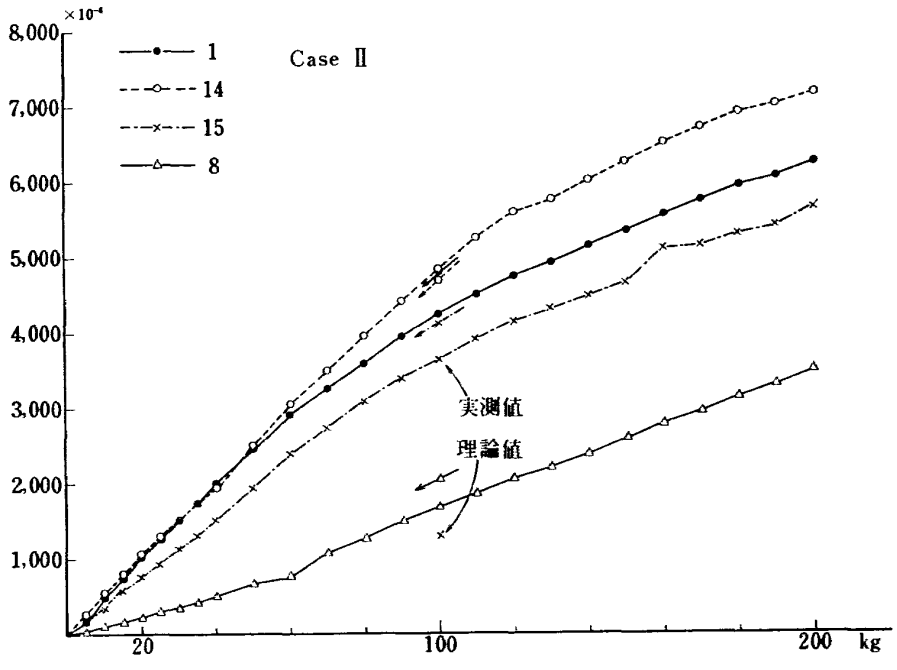


図 2-5-4

This document is provided by JAXA.

結論として，全固定辺としたときの3倍弱のひずみが生じている。これは先の振動歪の比較のときより多い。

以上の結果から固定辺と考えた場合から静強度およびフラッターなどを推定することには問題があることが解った。フラッター速度の推定については胴体と翼との全系の振動実験の資料ともあわせてのちに詳しく吟味する。

次に胴体と翼とが結合された全機に関する試験をおこなった。実験は実機に模した形状の模型および実機について，共に内部構造物のないものについての資料を求め，これらの資料から内部構造物のある実機の資料を推定したものである。

以下これらの全機試験についてのべる。また近似計算もおこなったので，この値とも比較した。

全機試験用模型の図面を，図 2-6-1，2 に示した。この試験体は内部構造物を含んでなくて，また寸法も実機と異なるところがある。この試験体について，静荷重試験と振動試験をおこなった。

(iii)　全機静荷重試験

全機静荷重試験は前部胴体先端と後部胴体後端を単純支持し，主翼空力中心に片翼 100 kg 計 200 kg を油圧荷重としてかけたもので，このときの各点のたわみとひずみとを計測したものである。

計算値は文献 9) で用いた振動解析の方法を静荷重の場合に適用したもので，この詳しい解析については別に報告する予定であるので省略する。この計算結果と実測値と比較した結果を，図 2-6-3，4，5，6，7，8 に示した。

以上の全系静試験によって得られた結果を，部分的な，胴および翼の計算および実測結果を比較すると次のような大略の傾向が得られる。

(1)　胴体のたわみについては，図 2-6-3 に示したように，胴体を単純な梁と考えた値とほぼ一致していることがわかる。胴体を翼と結合した系として計算した値と比較すると実側では可成りたわみが大きくなっている。

またひずみについては，図 2-6-4 に示したように，胴～翼結合系とした計算値と可成りよく合っていることがわかる。ただ，この試験片は，4つの位置で胴体が結合されており，この結合も図 2-6-1 に示したような単純なボルト止めであるので，この結合位置において，外筒ひずみに不連続な傾向が生じている。梁とした計算で求められる胴体ひずみは圧縮側および引張

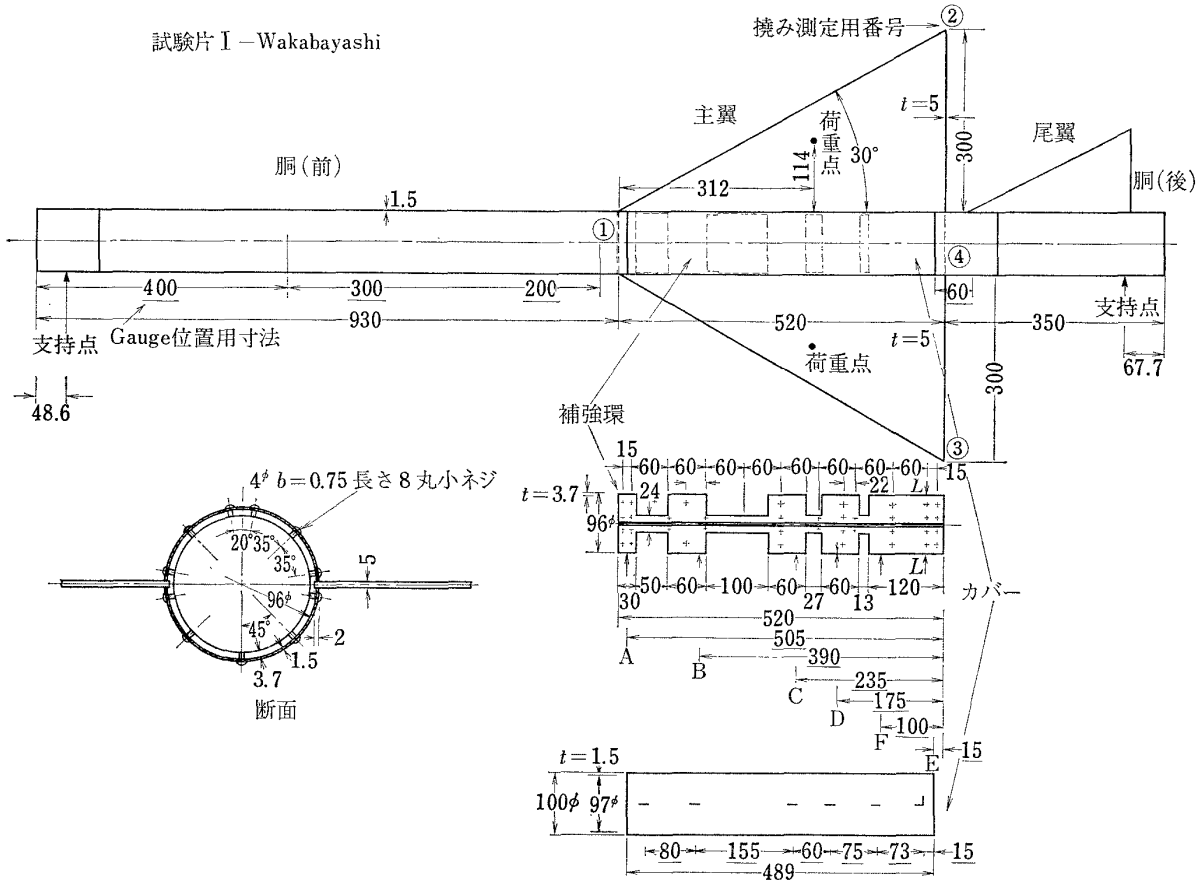


図 2-6-1

This document is provided by JAXA.

側は同じひずみとなるが，実測では圧縮側がかなり高いひずみになることがわかる。結合部の設計には充分注意する必要がある。

(2) 主翼のたわみは梁板系の計算値より大きい。主翼のひずみは図 2-6-5 に示した。計算値は主翼後部で，計算値に不合理な点がみられるが，前部は実験値と同じ傾向で，しかもオーダーもほぼ一致している。

この胴一翼系の実側ひずみと，前におこなった片持固定翼の付根部のひずみとを比較すると，$t=5$ の場合，図 1-45 では最高 y 方向付根部ひずみが 0.12%，図 2-6-5 の実測ひずみが 0.07% で，胴体がついたことによってかなりひずみが低下することがわかる。このため片持ちの設計によって強度を推定することは，安全側であると仮定して設計を進めてよいであろう。ただこの試験片では胴体と翼とは図 2-6-1 に示したように，溶接してあり，実機の点固定の条件とはことなるので，翼の強度設計に関しては，さきにおこなった点固定の実測の値を第一に考慮することが優先されるべきである。

図 2-5-1 に実機について日産自動車(株) でおこなった測定結果を × 印で示した。実機では，図 2-5-1 に用いた点固定の試験片よりかなりよいことがわかる。

図 2-6-7，8 は補強リングの実測値を示したものである。

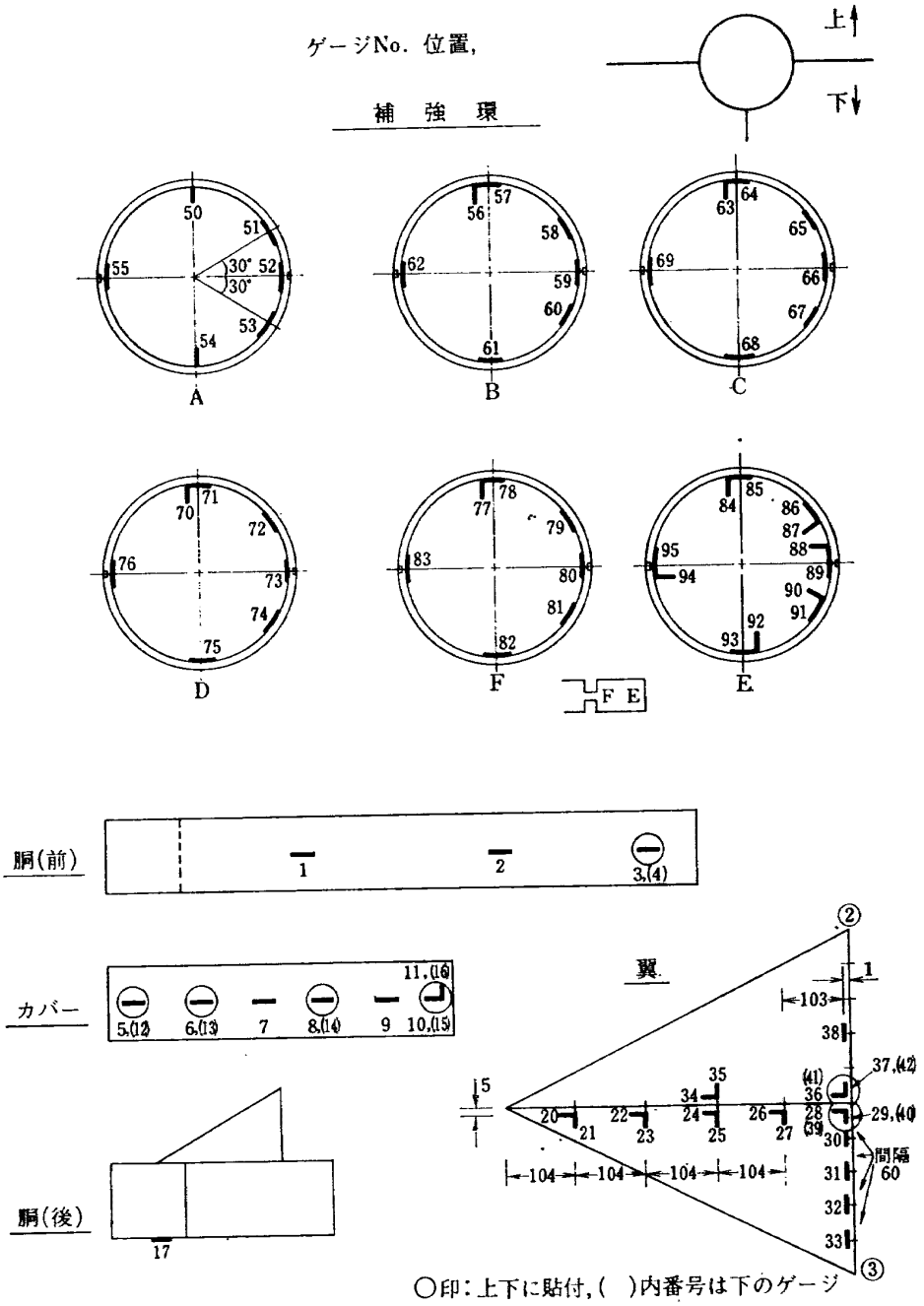


図 2-6-2

This document is provided by JAXA.

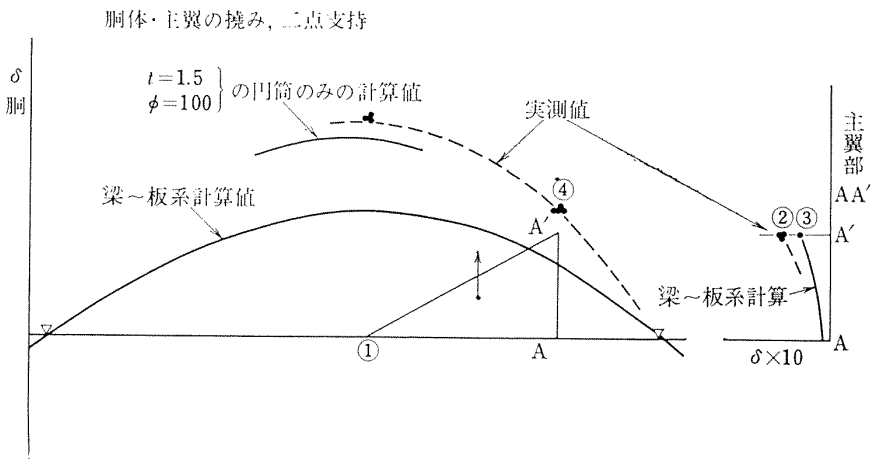


図 2-6-3

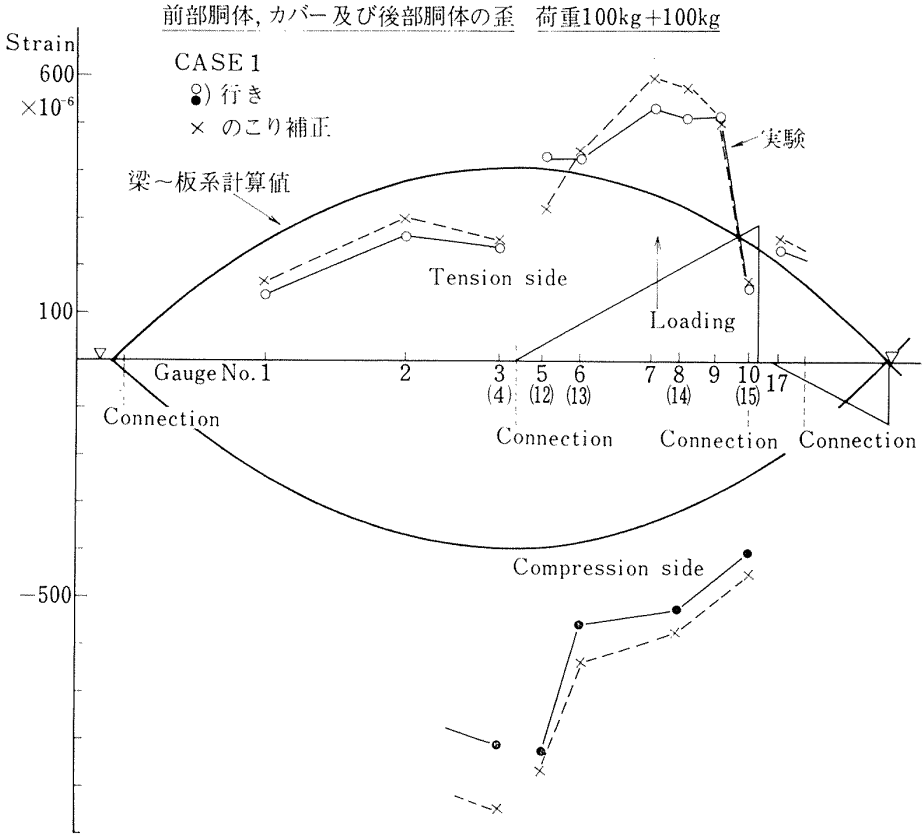


図 2-6-4

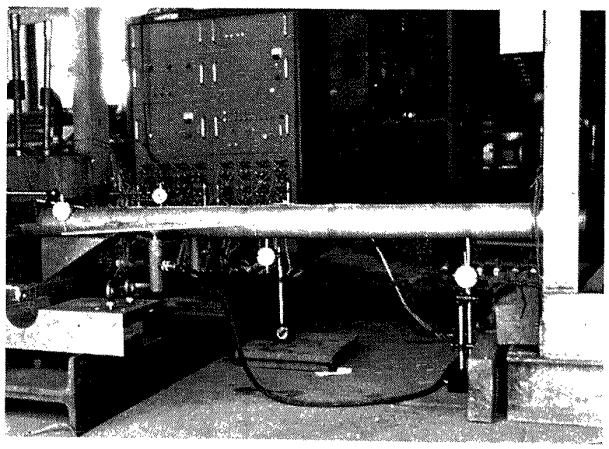


図 2-6-4(a) 実測

This document is provided by JAXA.

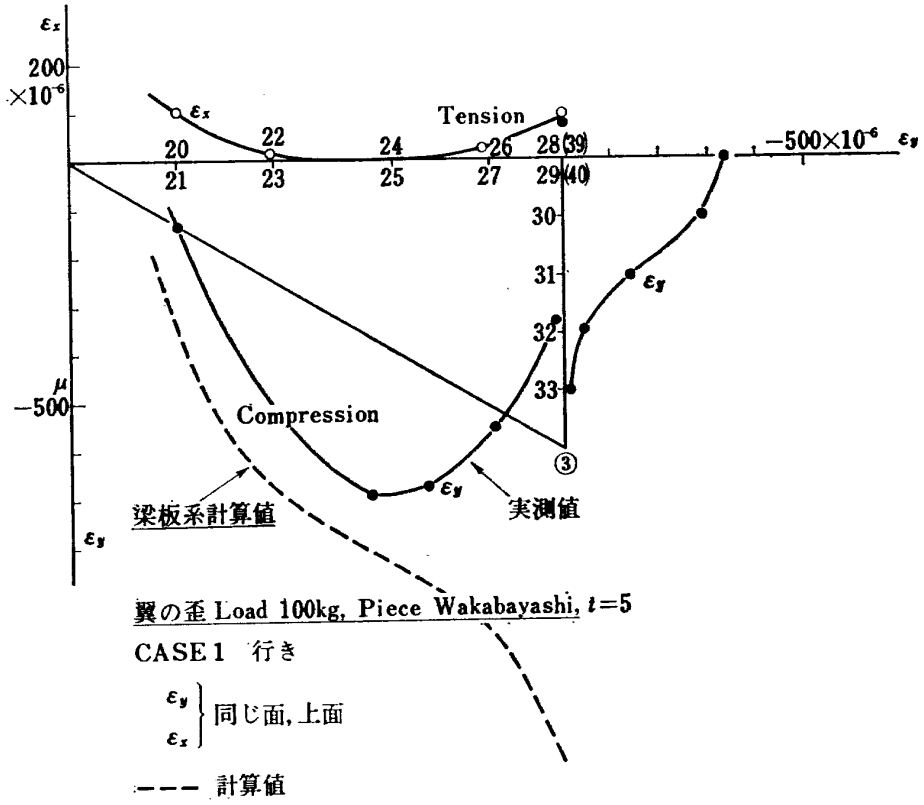


図 2-6-5

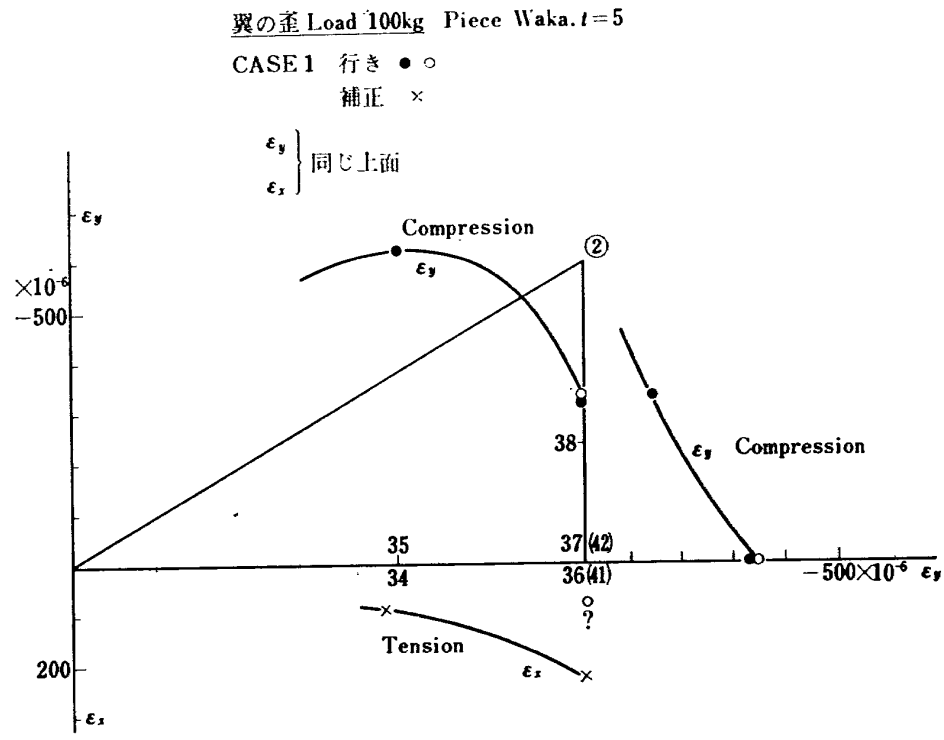


図 2-6-6

This document is provided by JAXA.

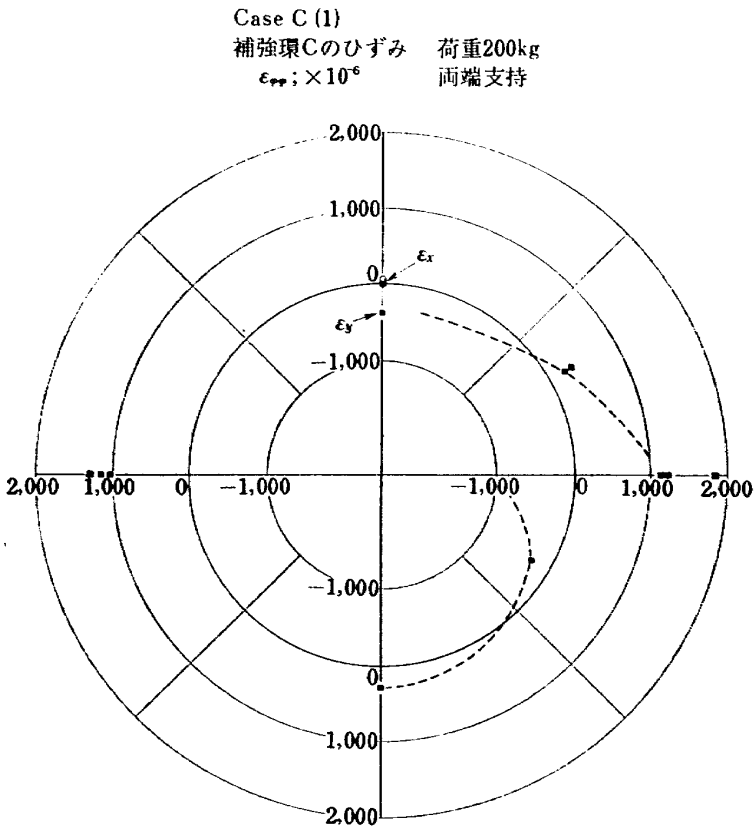


図 2-6-7 補強リングのひずみ測定値

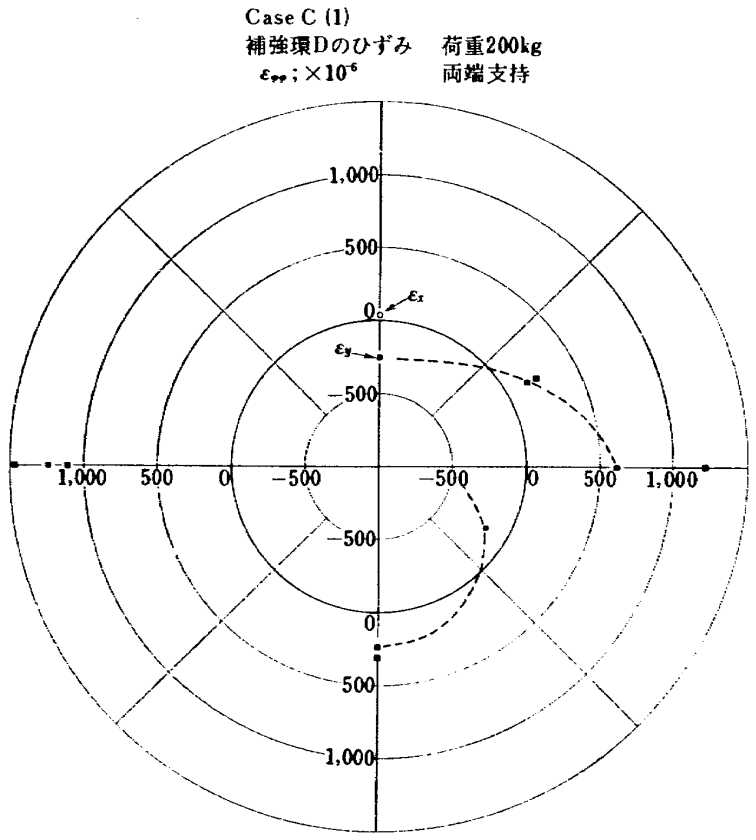


図 2-6-8 補強リングのひずみ測定値

This document is provided by JAXA.

(iv) 全機振動試験

この静試験に用いた試験片について振動試験を行なったが，その結果と計算値とを比較したものを図 2-7 に示した。この詳細については文献 9) にも述べてあるのでここでは省略する。

ただここでは，文献 9) で示さなかった，試験片の内部に，内部構造を持った場合を計算した結果を示す。このときの内部構造は慣性項のみを考えた計算結果である。

また図 2-7 に示した FFM-10-1 の項目の欄は実機 1 号機について行なった振動実験の結果である。

FFM-10-1 の振動試験は図 2-8-1 (b) に示したような方法で行なったものであり，この供試体重量は 12.62 kg で NAL-7 用モータ推進薬部などは含まれ

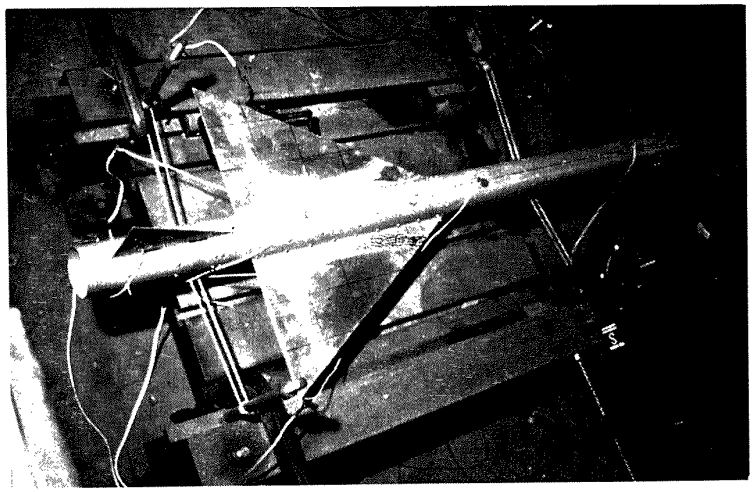


図 2-7(a) 実測

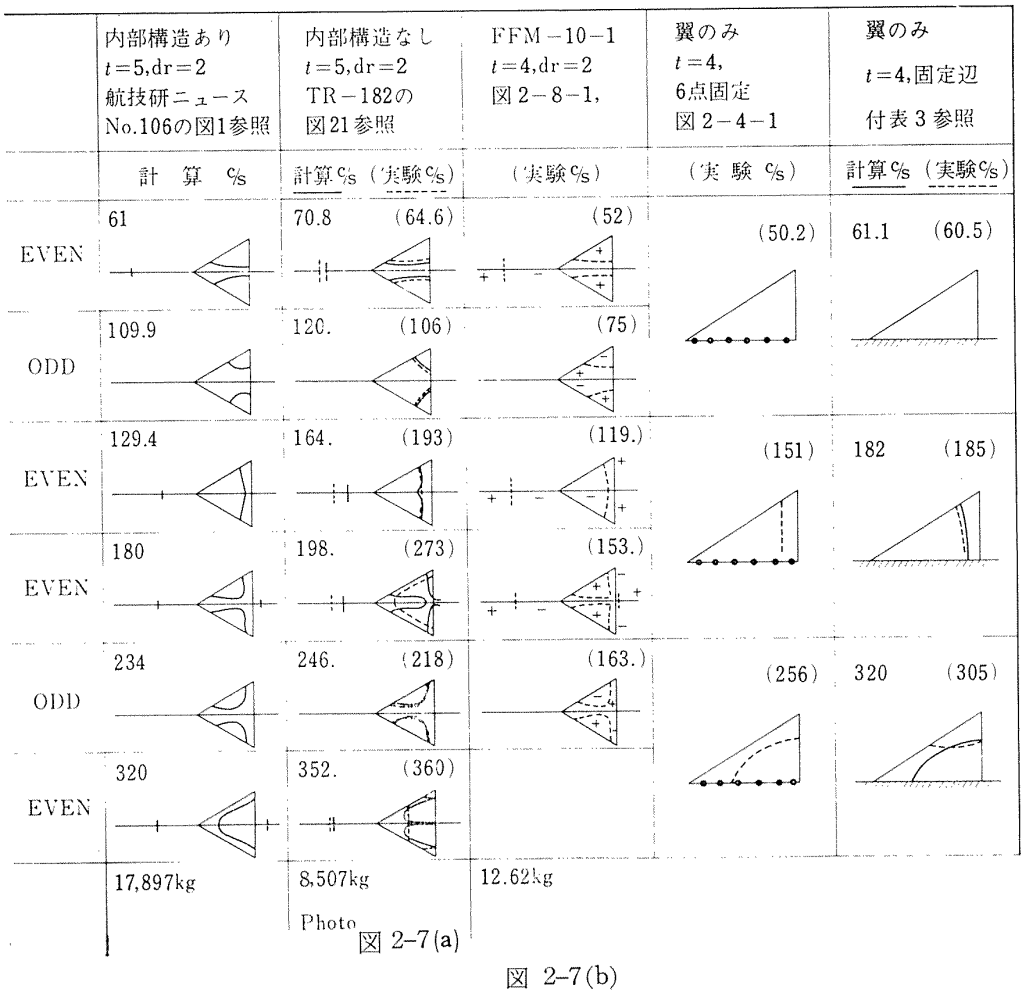


図 2-7(b)

This document is provided by JAXA.

FFM-10 型飛行模型 2 号機　胴体主要部材は S-C 材である。

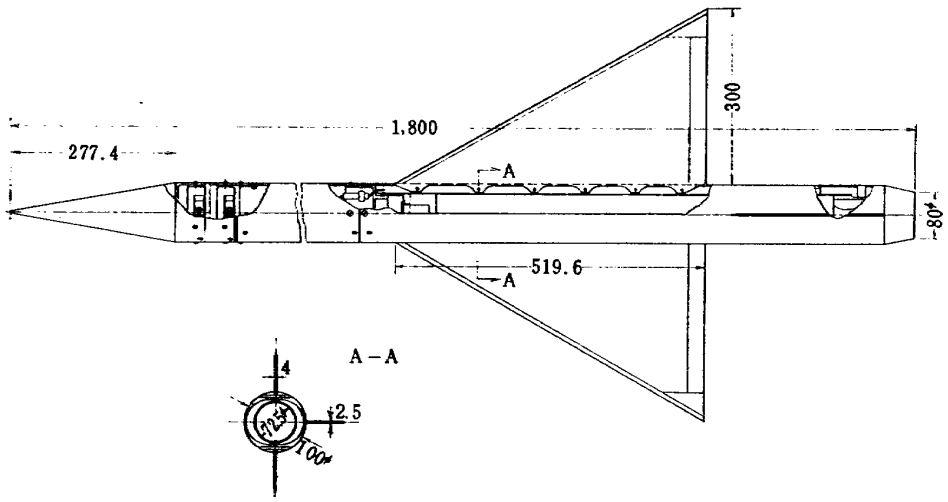
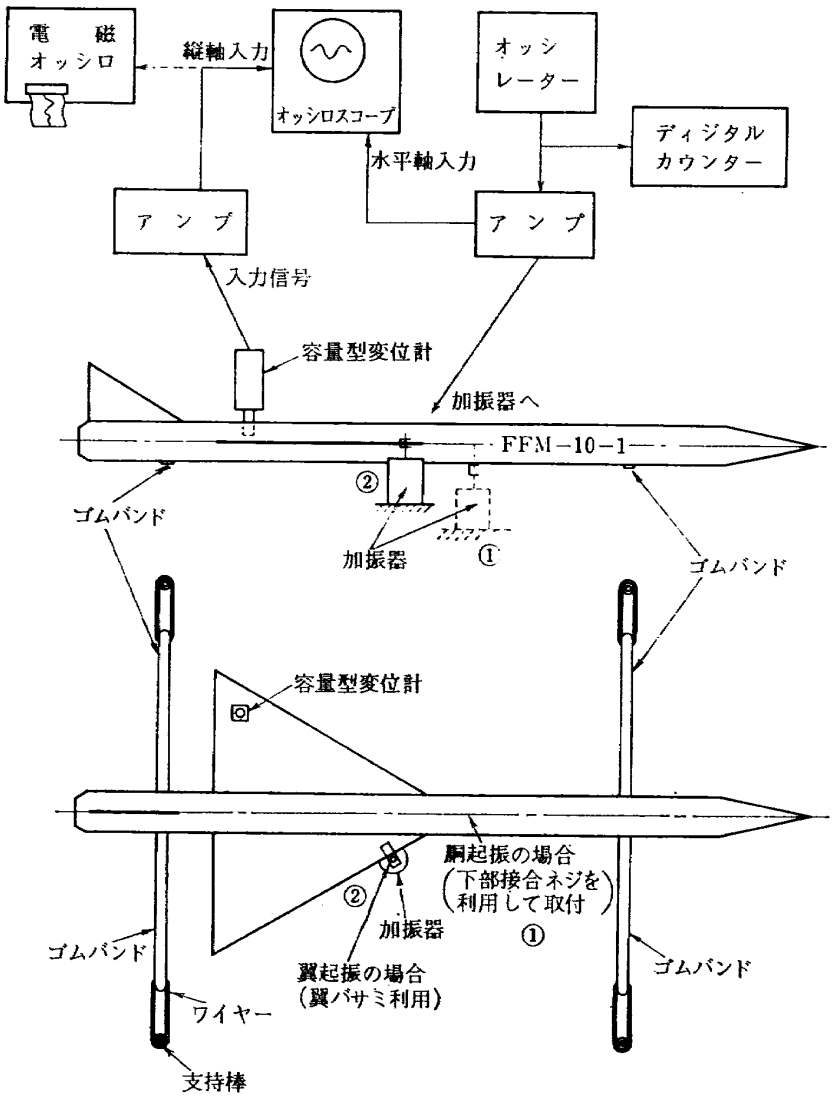


図 2-8-1(a)



供試体重量　12.62kg
支持方法　ゴムバンドを利用して2点にて横吊り
加振部　1. 胴体下部
　　2. 右主翼附根

① 胴起振の場合

1st,	52 c/s	EVEN
2nd,	76	ODD
3rd,	119.2	EVEN
4th,	153.2	FVEN
5th,	165.9	

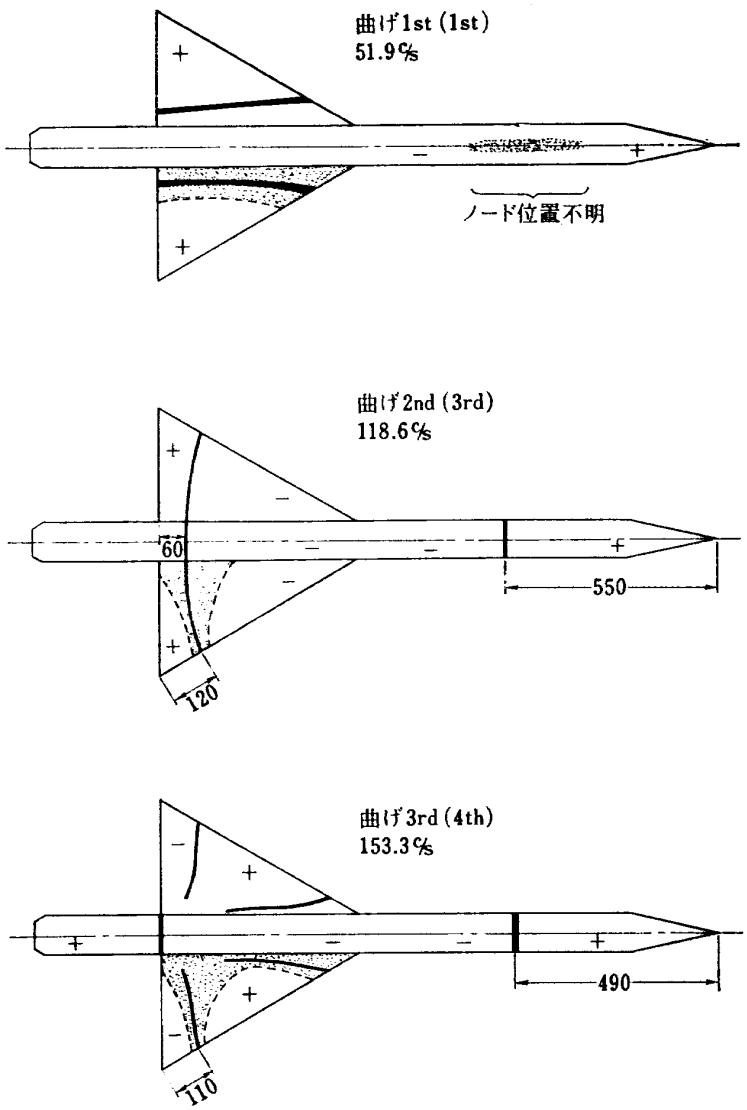
② 翼付根起振の場合

1st,	51.9 c/s	EVEN
2nd,	74.6	ODD
3rd,	118.6	EVEN
4th,	153.3	EVEN
5th,	162.6	ODD

EVEN……対称振動
ODD ……逆対称振動

図 2-8-1(b)

This document is provided by JAXA.



註 ( ) 内は曲げも数えた場合の次数

図 2-8-2

ていない。実験結果を図 2-8-2, -3 に示した。

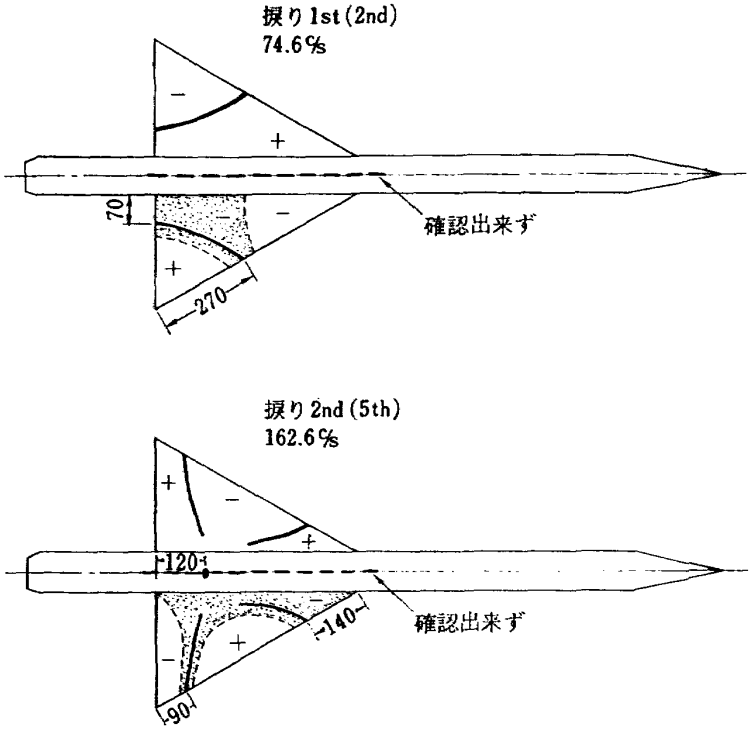
振動実験結果に関する考察

燃料の入った最終的な実機についての振動試験は行なわなかったので，以上の実験から実機の振動数および振動の様子を推定すると，もっとも実機に近い図 2-8-1 の実測値によると 52c/s, 76c/s, 119.2c/s, 153.2c/s で，これらの振動モードは図 2-8-2, -3 に示したような値となる。

実機とこの供試体との相違は，胴体内に搭載される NAL-7 用モータなどである。図 2-7 に示した別の供試体で文献 9) において行なった方法で，内部構造物を追加したものの計算値から推定すると，慣性量のみを考えた内部構造物が追加されることによって，全系の振動数は，71c/s から 61c/s と低くなる。内部構造物の剛性も考えるべきであろうが，ここでは振動数低下が問題なので，剛性は追加しなかった。この供試体の内部構造がない場合の計算値と実験値は一致していないが，計算値のこの低下の傾向は，実験値においても，同様であろうと仮定すると，実機の燃料のない 52c/s の実測した値は内部重量によってこれより下るとみられる。もっとも図 2-7, 文献 9), 航技研ニュース No. 106 (1968-3) に示した供試体は機体重量は 8.507kgで，全重量 17.897kg であるので内部構造がほぼ全機重量の 1/2 を占めておる。実機の FFM-10-2 では全重量約 16.5kg 程度であり，振動実験を行なった FFM-10-1, 12.62kg の 3 割程度の増加である。

この影響で実機の振動数は 52c/s を少しは下回るものと思われる。もちろん燃焼終了時は 52c/s に近い値となろう。各実験における系の振動モードを比較したものを図 2-7 に示したが，胴体を固定したときの翼の各々の振動モードと胴体の二種類の運動または

This document is provided by JAXA.



註 ( ) 内は曲げも数えた場合の次数

図 2-8-3

表 2-1

重量 kg	空気密度 kg·s²/m⁴	μ_e	M	V m/s	振動数 (c.p.s)				$\frac{b\omega_\alpha}{a}\sqrt{\mu_e}$
					f_1	f_2	f_3	f_α	
0.8635	0.125	33.2	2.0	676	502**	151.0**	256**	256	1.78

** 図 2-7 の値

振動と連成して生じる全系の振動モードとの対応は図 2-7 から推定できよう。

打ち上げ近くになってフラッタクリヤの確認試験を行なう必要があったので 1/2 模型によって風胴試験を行なった。

691017

(v) 主翼模型フラッタ試験

主翼の最終的な構造は，図 2-8-1 (a) に示されているように，ジュラミン板の厚さが 5mm より 4mm に減少し，かつ胴体への取り付けは付根翼弦位置の 6 ケ所で固定し，またアンテナ内蔵のためにスパン方向の長さ 250mm，幅 20mm の切り欠きがある。表 2-1 にこの FFM 主翼模型の実験によって得られた固有振動数を用いて算出したフラッタ関連の諸数値を示している。表 2-1 の高度剛性係数は，表 1-3 の初期の板厚 5mm の主翼のそれに比して大幅な減少を示したので，さらに詳細なフラッタの検討を行なった。

さきに述べたように，高度剛性係数で示されるフラッタ境界は，マッハ数 1.0 の近傍において不安定領域を増す傾向にある。文献 4) のフラッタ実験点は，

This document is provided by JAXA.

マッハ数 3.0, 2.0, 1.3 および 0.54 で 1.0 付近の実験点がない。したがって，マッハ数 1.0 の近傍での不安定領域の増加を文献 5) を参考にしてマッハ数 1.0 の高度剛性係数はマッハ数 1.3 のそれより約 30% 高くなると仮定してフラッタ境界を図 2-9 に点線で示されると想定し，これに表 2-1 の主翼の値を重ねて示している。図 2-9 に示されているように，初期計画の主翼のフラッタに対する安全余裕は大幅に減少して，約 30% となり，かつ図 2-9 の点線で示されるフラッタ境界は平面形の異なった翼のものからの推定であるので，実機の相似模型によってフラッタに対して安全であることを確認するために，遷音速においてフラッタ風胴試験を行なった。

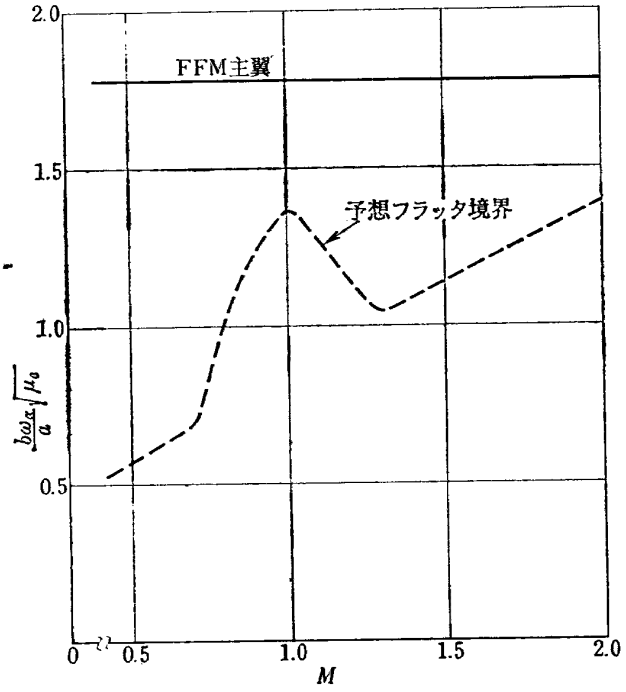


図 2-9

フラッタ模型は，図 2-10 に示されているように，実機と同一の材料を用いた 1/2 縮尺模型で，模型翼の付根は実機の主翼の胴体への取り付けと同一の方法で模型取付ブロックへ 6 本の直径 3 mm のボルトで固定した（図2-11 参照)。ただし，実機主翼は後縁に前述のとおりテレメータアンテナ内蔵用の切り欠きにプラスティック板を埋めてあるが，フラッタ模型はこの切り欠き部でも翼面の材料と一体になっている。なお，実機では機体にローリングを与えるために，翼端にピラミッド型のウェッヂをとり付けているので，模型翼にもこのウェッヂをとり付けた。

フラッタ模型の振動試験はフラッタ模型振動試験装置[7]を用いて行ない，その結果について図 2-12 に固有振動のノード線を，表 2-2 に固有振動数を実機の振動数とともに示している。

フラッタ風胴試験は，遷音速フラッタ試験設備[7]においてマッハ数 0.8～1.2 の範囲で，特に不安定領域の拡がっていると考えられるマッハ数 1.0 の近傍に

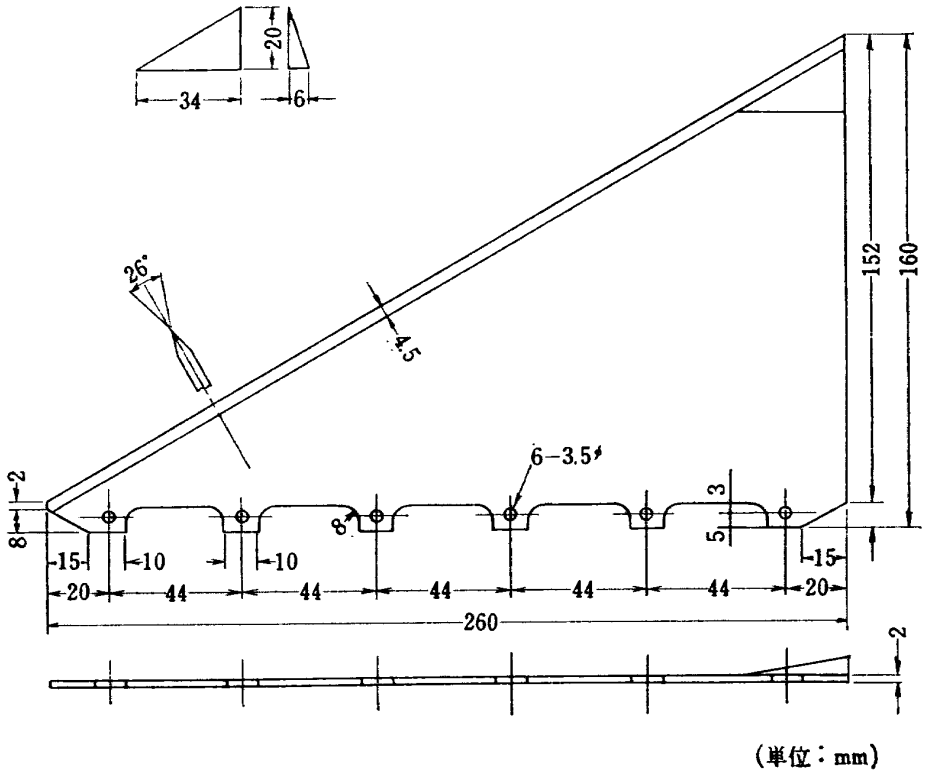
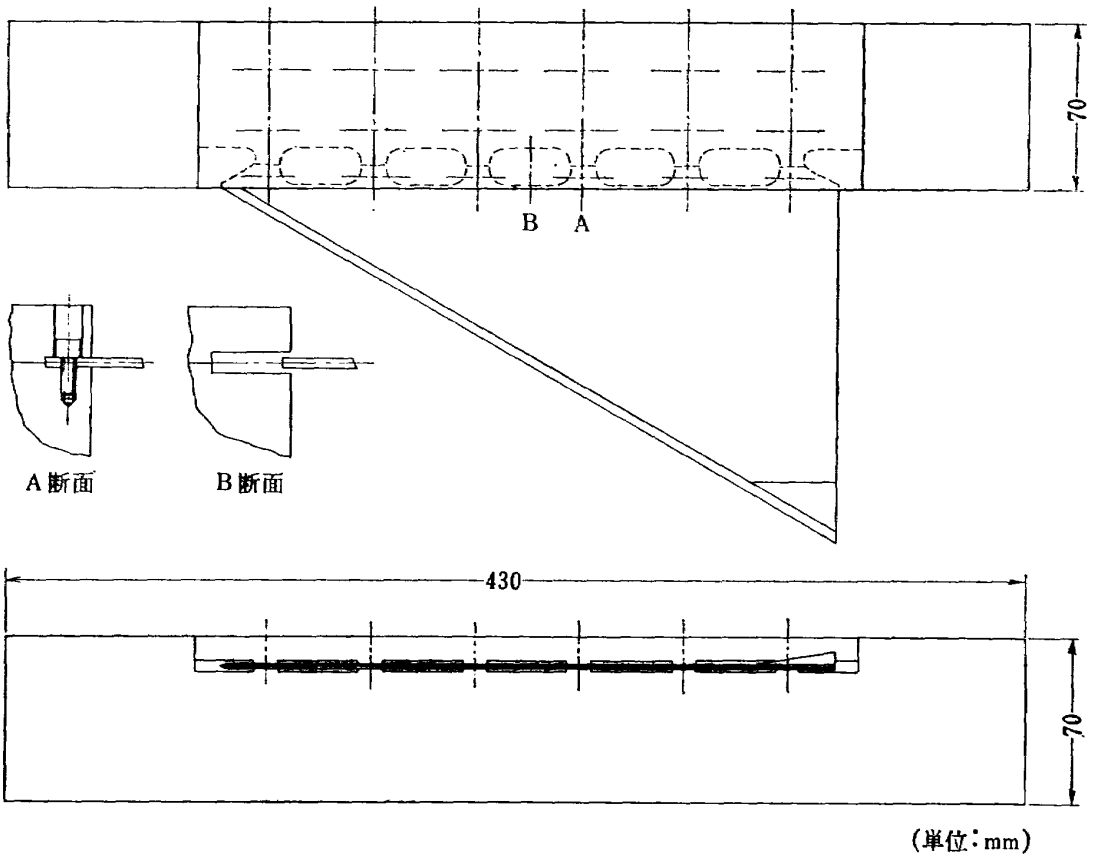


図 2-10

This document is provided by JAXA.



(単位：mm)

図 2-11

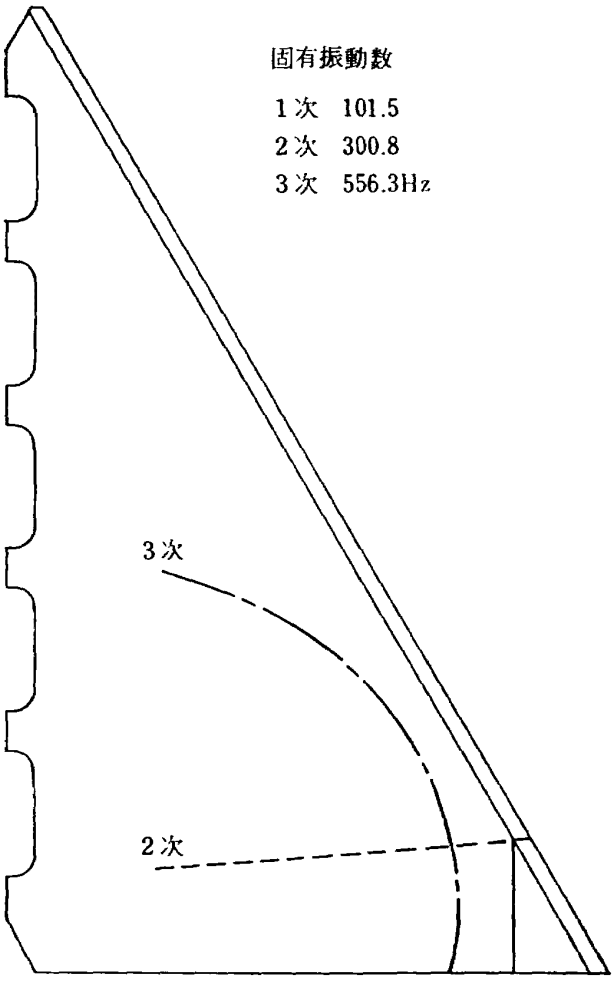


図 2-12

表 2-2 FFM 主翼とフラッタ模型翼の振動試験結果の比較

	固有振動数 (c.p.s)		
	1次	2次	3次
FFM 主翼 (図 2-7 より)	50.2	151.0	256.0
フラッタ模型	101.5 (50.7)	300.8 (150.4)	556.3 (278.2)

( ) の数値は実機相等値を示す

重点をおいて行なった。フラッタ模型の翼付根近くの翼面上に曲げおよび捩り変位を検出するためにひずみゲージを貼付けて，風胴試験中の翼の曲げおよび捩り振動を動ひずみ計を通して電磁オッシログラフに記録した。風胴運転中に測定部内空気密度に対応する風胴総圧を低い値から除々に掃引変化させて増加し，実機の飛翔中に遭遇すると予想される高度剛性係数の値よりさらに不安定側に至るまでの実験を行なってフラッタに対して安全余裕のあることを確認した。表 2-3 にフラッタ試験を行なった結果を示しており，この高度剛性係数の値をマッハ数に対して図 2-13 に示してある。表 2-2 の f_{b1} はフラッタ風胴試験中の曲げ一次

This document is provided by JAXA.

表 2-3

Exp. No.		M_e	ρ_e (kg s²/m)	μ_e	a_e (m/s)	V_e (m/s)	$\frac{b\omega_\alpha}{a_e}\sqrt{\mu_e}$	f_{b1} (c.p.s)	Defect (mm)
210	①	0.865	0.1459	27.16	319.6	276.4	1.851	110	16.5
	②	0.856	0.1754	22.59	320.0	273.9	1.686	125	
211	①	0.936	0.1447	27.38	315.2	295.1	1.885		18.4
	②	0.956	0.1758	22.54	314.2	300.4	1.716		
212	①	1.031	0.1471	26.94	308.5	318.1	1.910	115	20.2
	②	1.069	0.1751	22.63	306.6	327.7	1.762	125	
213	①	1.174	0.1770	22.39	302.0	354.4	1.779		
	②	1.161	0.1840	21.53	302.5	351.1	1.742		
214	①	0.778	0.1468	26.99	323.5	251.7	1.823	105	20.2
	②	0.774	0.1767	22.42	323.7	250.4	1.661	112	
215	①	0.948	0.1401	28.28	317.0	300.4	1.905	111	20.4
	②	0.988	0.2066	19.18	315.0	311.2	1.579	130	
216	①	0.921	0.1599	24.78	315.9	291.0	1.789	135	20.2
	②	0.964	0.2622	15.11	313.7	301.7	1.410	150	
217	①	0.928	0.1387	28.57	316.6	293.9	1.917		
	②	0.947	0.2240	17.69	315.7	299.1	1.513		
224	①	0.848	0.1724	22.98	318.7	270.4	1.708	110	24.5
	②	0.861	0.2501	15.84	316.4	272.5	1.428	128	
232	①	1.011	0.1572	25.21	313.3	316.7	1.820	120	18.0
	②	1.055	0.2534	15.64	309.6	326.5	1.450	130	
233	①	0.956	0.1792	22.11	316.9	305.6	1.685	110	18.2
	②	0.994	0.2328	17.02	315.2	313.2	1.486	130	
234	①	1.017	0.1926	20.57	308.9	314.3	1.667	120	16.7
	②	0.992	0.2525	15.69	309.2	306.8	1.455	135	
235	①	0.987	0.1799	22.02	312.6	308.4	1.704	130	17.0
	②	0.978	0.2650	14.95	311.8	305.1	1.408	145	

振動数で，最高の値は 150 c/s を出しており，静止空気中での曲げ一次固有振動数に対して約 50% 増加している。一方，文献 4) のフラッタ振動数は表 1-2 の f_f に示されているように，曲げ一次固有振動数の約 2.5 倍であることにより，フラッタ試験を行なった範囲を考慮すれば，主翼フラッタに対して安全余裕があると判断された。

しかし，フラッタ模型は風胴試験中に翼端において最大約 20 mm の撓みを生じており，これを実機主翼の撓みに換算する。三角翼撓みの式は，材料を同じとすると，pb^3/ah^3 に比例する。

今，$w_F=20$ mm のフラッタ実験値を用いて実機の相当撓みを求める。フラッタ実験値の風圧分布，動圧とが実機の場合と同じとすると，実機の場合の荷重では，フラッタ模型が 1/2 模型であるので，フラッタ試験時の 4 倍となり，実機の寸法は模型の 2 倍であるから，翼端撓み，

$$w_A=20\times\frac{4\times(2)^3}{2\times(2)^3}=20\times2=40\text{ mm}$$

となる。$w_F=20$ mm は両振幅であるので，片振幅をとると $\frac{w_A}{2}=20$ mm である。この値から実機の付根部のひずみを推定する。1st Mode 変形を仮定すると図 2-4-1 より，② 位置のひずみは約 2000 μ，図 2-5-1 の日産自動車（株）での実測値を考慮して，約 62%

This document is provided by JAXA.

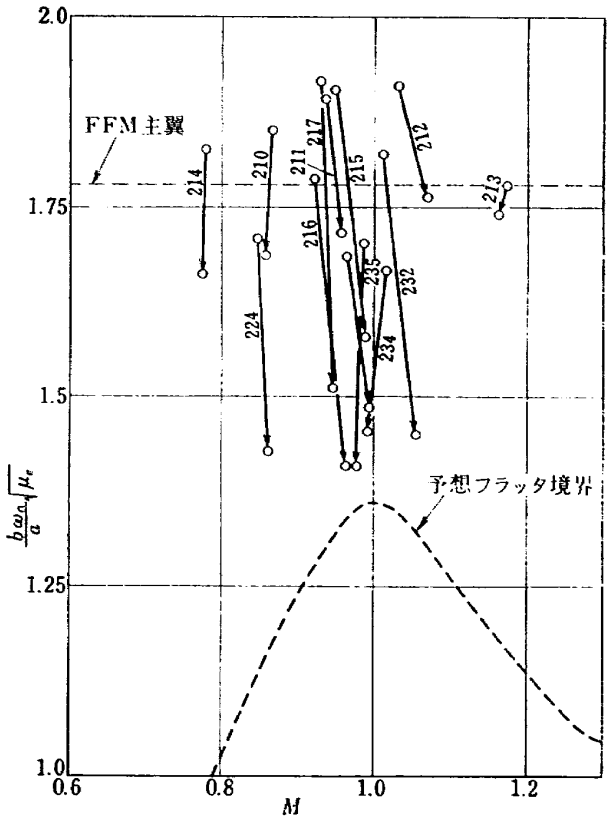


図 2-13

になるとみると約 1300μ となる。

実機の飛翔試験においても，得られた資料より判断して主翼フラッタは発生しなかったと推定される。

690919

(B) まとめ

以上設計経過にもとづいて各種資料を列記したが，これら航技研，日産および三菱電機の各種資料を総合して次のような強度上の結論が得られた。

I 設計要求

I-1 仕様により片翼に 125kg，頭部に 7.5kg の空気力が働いた場合の応力が主要材料の許容応力の 0.5 倍以下であること。

I-2 仕様により軸方向の加速度 20G あるいは縦揺れ角速度 150rad/sec² の慣性力に対する応力が主要材料の許容応力の 0.5 倍以下であること。

II 検討項目

II-1 発注会社で行なった強度設計資料

FFM-10 計算資料による。

II-1-1 重量分布表（付表）

II-1-2 部材強度

(1) サイドジェット燃焼室接手

$s.f. \geqq 1.24$

(2) サイドジェット部外板結合 6mmϕ 小ネジ

$s.f. = 1.90$

(3) モータ部接手

$s.f. \geqq 8.67$

(4) サークリップ

$s.f. = 4.61$

(5) ノズルホルダー

$s.f. \geqq 2.82$

(6) 主翼 (4mm)

$s.f. \geqq 4.49$

(7) 垂直尾翼

$s.f. = 6.57$

(8) 主翼筒

$s.f. = 2.1$

II-2 部分立会い試験

II-2-1 主翼組立

FFM-10 主翼強度試験による。

25kg 負荷時に最大ひずみは 700×10^{-6} 生じ，強度計算では 332.4×10^{-6}，したがって，II-1-2 項 (6) の $s.f.$ 値 4.49 は実際は $s.f. = 2$ であることを確認した。

II-2-2 FFM-10 サイドジェット実験器材は強度上安全であることを確認した。（試験成績書による）

II-3 航技研で行なった強度計算および実験

（II-1-2 項と重複しないもの）

II-3-1 慣性モーメントの算出

II-3-2 部材強度

(1) 胴体の強度（内部構造なし）

両端支持，主翼部荷重が両翼で 250kg における最大応力は 2.6kg/mm² で $s.f. = 9.6$

(2) 主翼フラッタ

板厚 4mm の時 $\frac{b\omega_\alpha\sqrt{\mu_e}}{a}$ の値は限界値より約 1.3 倍以上安定側にあることを確認した。

(3) 先端 CONE 部の座屈

CONE 部板厚 0.5mm として $s.f. = 3.55$（設計板厚は 0.8mm）

(4) アンテナ部

ボルトのせん断に対する $s.f. = 2.5$ (図 1-50)，FRP 材面圧破壊に対する $s.f. = 7$，またアンテナ部静撓み模型試験で 200kg まで負荷し安全を確認した（図 1-49）

(5) エルロンの強度

エルロンの強度は十分であることを確認した。

II-3-3 風圧分布による模型全体の変形

空力担当者に資料提出

This document is provided by JAXA.

Ⅱ-3-4 内部構造を含む全機振動

第一モード	52 c/s,	61.3 c/s	曲げ
第二モード	76 c/s,	109.9 c/s	捩り
第三モード	119 c/s,	129.4 c/s	曲げ
第四モード	153 c/s,	180 c/s	曲げ
	(t=4)	(t=5)	
	12.62 kg		

3. 飛翔実験による計測値の吟味

飛翔実験による計測値から実機にかかった荷重および振動の状況を吟味する。

構造強度関係の計測は，図 3-1 に示すような二点で機体のひずみを計測した。

一点は主翼付根部のスパン方向のひずみ，および他の一点は胴体中央部の軸方向のひずみである。

測定環境方法については別報告[11]を参照されたい。測定結果を図 3-2 に示した。

胴体のひずみは極めて微少であるので，主翼のひずみについて吟味する。

主翼付根部のひずみ変化は，機体 z_1 方向加速度の変化，(姿勢角) と同じ周期，および波形の大きな波に，微少な振動波が重量した波形である。

機体 z_1 方向の変化による大きな波の主翼ひずみ変化の値は，風圧による静的な応答によるひずみと考え

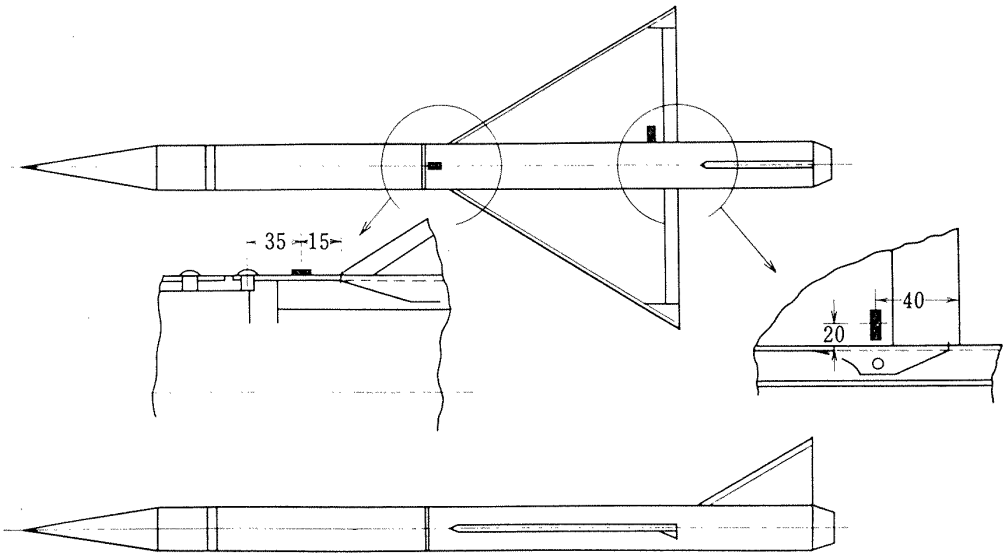


図 3-1(a)

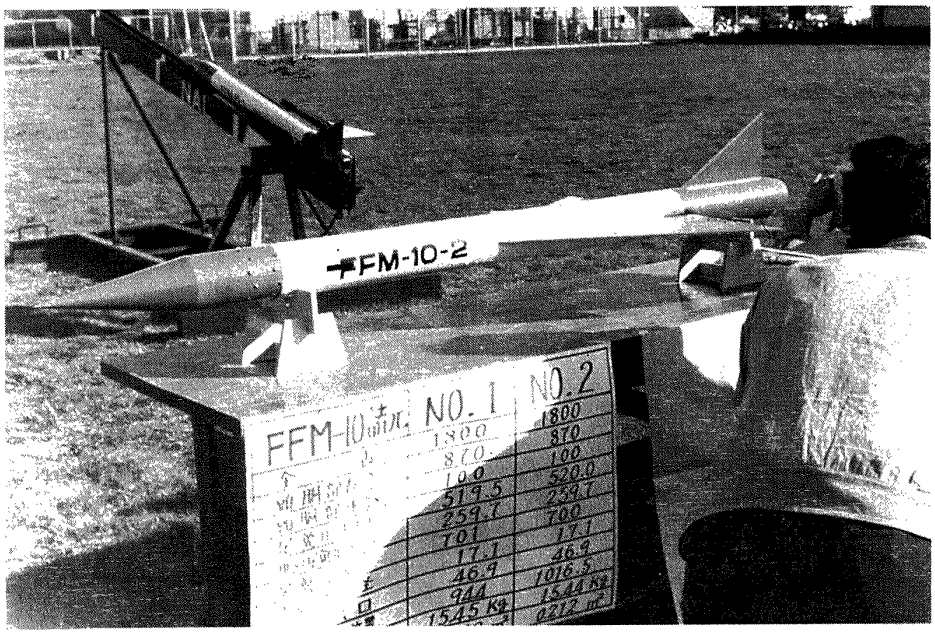


図 3-1(b) 実機

This document is provided by JAXA.

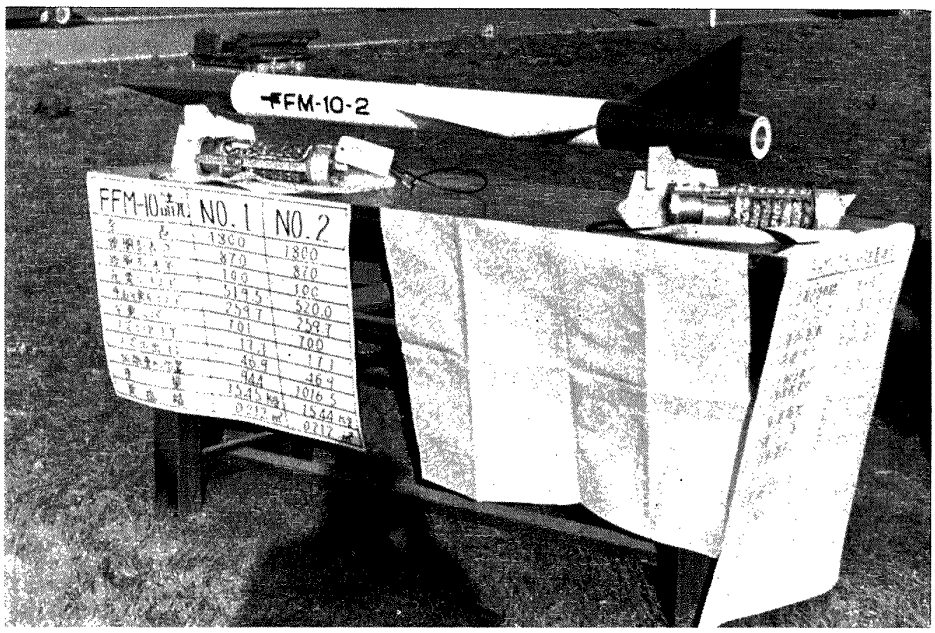


図 3-1(c)　実機

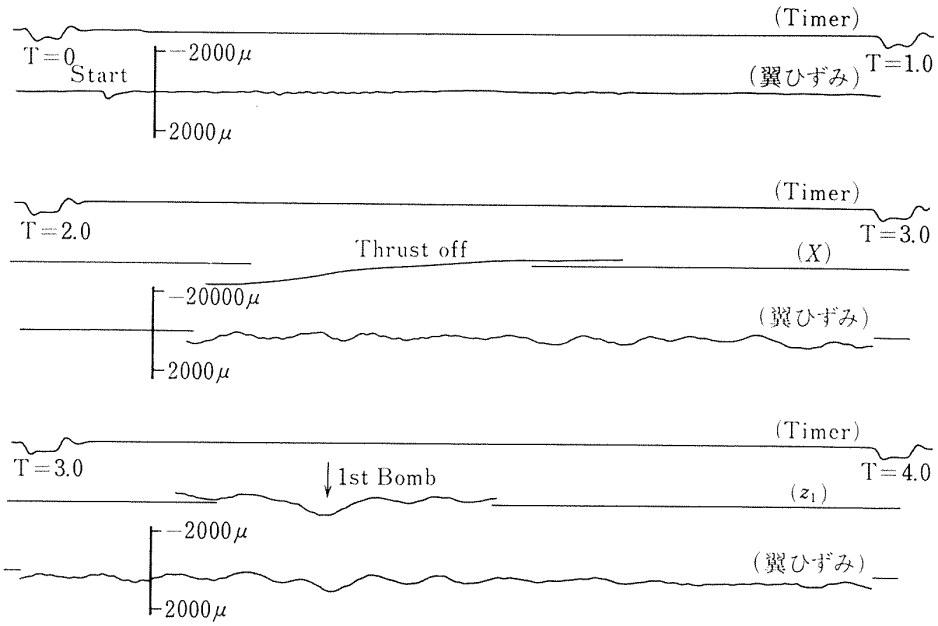


図 3-2

られるが，この値の最高値は，ボンカーをふかした時で，約 1040μ のひずみを示している。

図 2-5-1 によれば②の付根部のひずみは，100 kg 相当荷重で約 4500μ（模型実測）～約 3000μ（日産自動車（株）の実測）である。これら推定して，実験飛翔時の最高荷重は日産自動車（株）での実測を基準とすると，主翼部で片翼約 30 kg の相当荷重をうけていると考えられる。

主翼部の振動ひずみについては，機体 z_1, z_2 方向の大きな周期の振動波形および周期の短かい約 110 c/s の波形とは異なる 75～80 c/s の振動波形を主翼の振動ひずみと考えると，これは，0～1 秒時刻間においては，75 c/s，4.2 秒時においては 80 c/s，5 秒時においては 60 c/s と変化している。

この振動の振幅ひずみ量については正確な値を得ることは困難であったが，片振幅で 50μ 以下である。

図 2-4-1 の模型実測値で，第一次モードの場合と考えて比較すると，翼端振幅 0.5 mm 以下の振幅程度である。ただ計測器周波数応答の落ちがあるので，この落ちを 50% とみると片振りで 100μ 位と考える

This document is provided by JAXA.

必要がある。

また振動数は図 2-7 の値と比較すると，EVEN または ODD の第一次振動数（主翼に関しては一次曲げ振動数に相当）近傍であって，主翼の捩り振動数と比較してはるかに低い値である。

日産自動車（株）でおこなわれた強度関係の資料は，FFM-10，計算資料として

(1) 諸元

重量分布

部材強度計算値

(1)	サイドジエット部	$s.f._{\min}$ 1.9
(2)	モーター部	$s.f._{\min}$ 4.61
(3)	ノズルホールダー	$s.f._{\min}$ 2.82
(4)	アンテナ付翼	$s.f._{\min}$ 4.49
(5)	垂直翼	$s.f._{\min}$ 6.57

(2) FFM-10 の翼強度試験

(3) FFM-10 のサイドジエット実験試験等である。

本研究に関しては，自由飛行模型 FFM-10 の実験計画に参加された各班との協力によっておこなわれたものである。また，製作を受持った日産自動車K.K.および三菱電機K.K.の協力が得られたことを感謝致します。

参照文献

1) 日産自動車（株）
2) 塙，越出：変厚片持板の静撓みについて，航技研報告 TR-138 (1967)
3) 川井，塙，戸川，高橋，越出：平板翼の振動について，航技研報告 TR-30 (1962)
4) W.J. Juovila and J.L. McCarthy: Experimental Fluther Results for Cantilever-Wing Models at Mach Number up to 3.0. NACA RM L55E11, June 1955
5) 中井暎一，森田甫之：低アスペクト比後退角平板翼の遷音速および超音速フラッタ特性，第12回構造強度に関する講演集 昭和45年7月
6) 中井暎一，小原 瑛，鳥海良三，安藤泰勝：変断面片持梁固有振動数の一計算法について，航技研資料 NAL TM-14，1963年3月
7) 中井暎一，橋爪 宏，中村泰治：航空技術研究所 60cm×60cm 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験，航技研報告 NAL TR-5，1960年12月
8) 三菱電気（株）
9) 塙，築地，多田，越出，林，日下：梁，板結合構造物の振動(II)，航技研報告 TR-160(1968)
10) 塙，多田，泉，越出：点束縛のある板の振動について，航技研報告 TR-182 (1969)
11) 河崎他：自由飛行模型による縦の動安定微係数の測定，日本航空宇宙学会誌 Vol. 19，215 号 12月，1971年

This document is provided by JAXA.

付　表　1

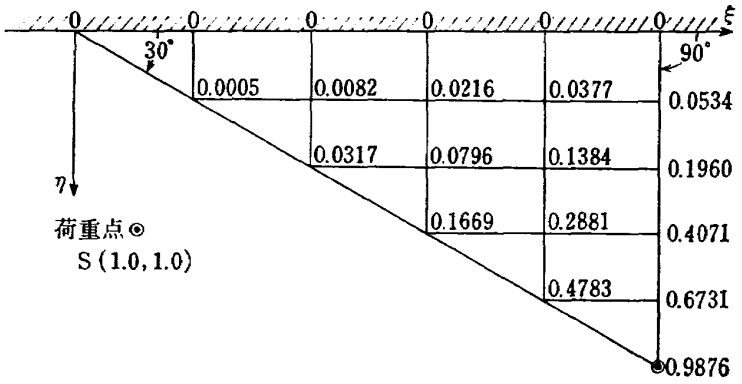
等厚30°/90°三角片持板
たわみの計算値

$w(x,y)=R\Sigma\Sigma b_{rs}\xi^r\eta^s$

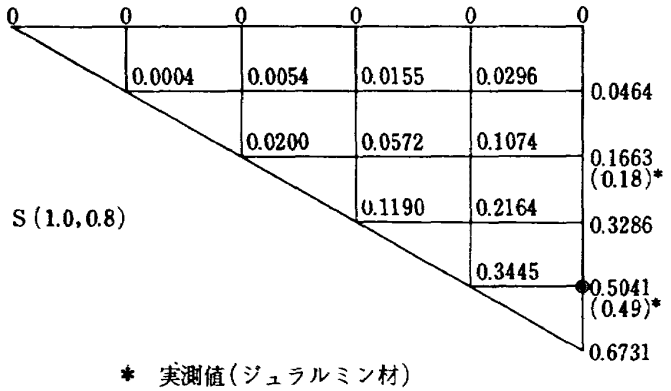
$$R=\frac{P_0}{D}\ \frac{b^3}{a}$$

において$R=1$のときのたわみ量。
S：(ξ,η)は荷重点座標を示す。

(1)

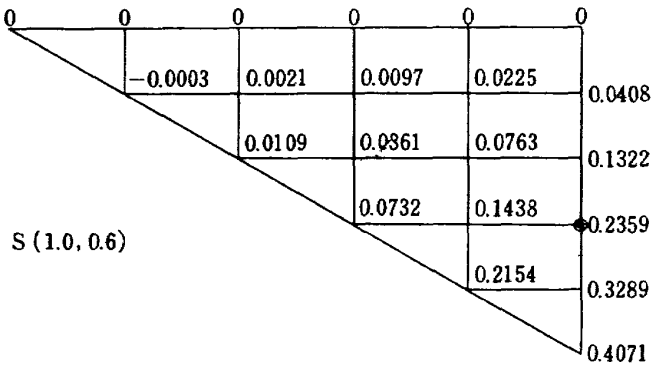


(2)



* 実測値（ジュラルミン材）
$t=3$
$l=450$
で試験したものを換算比較したものである。

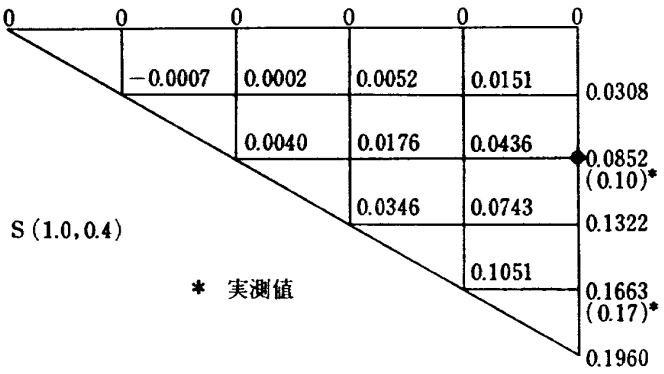
(3)



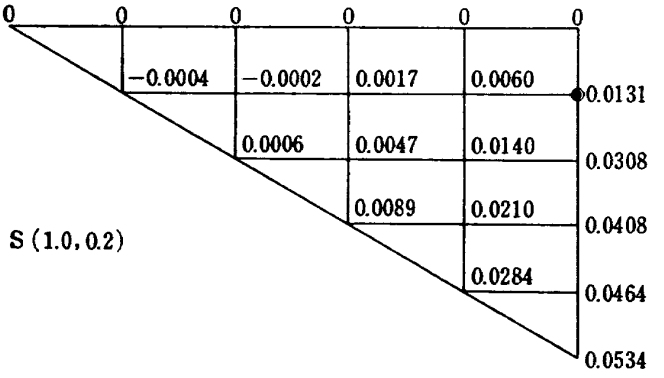
This document is provided by JAXA.

付 表 1 (つづき)

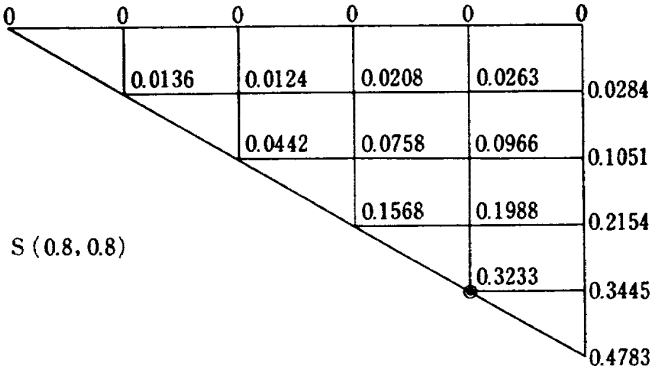
(4)



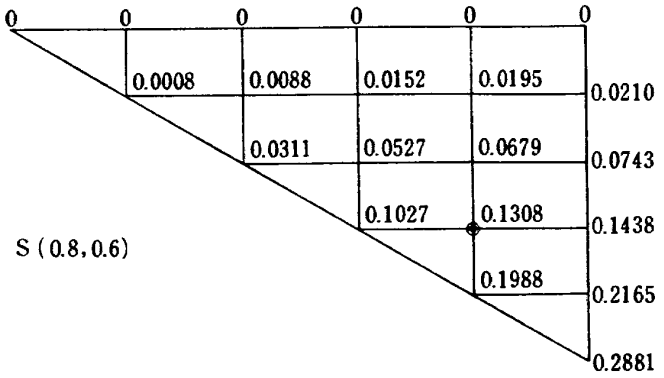
(5)



(6)



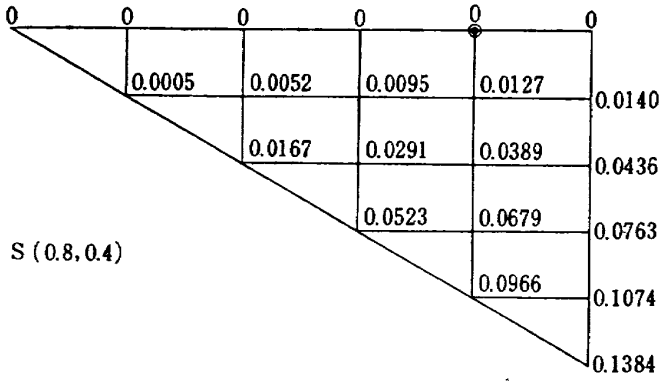
(7)



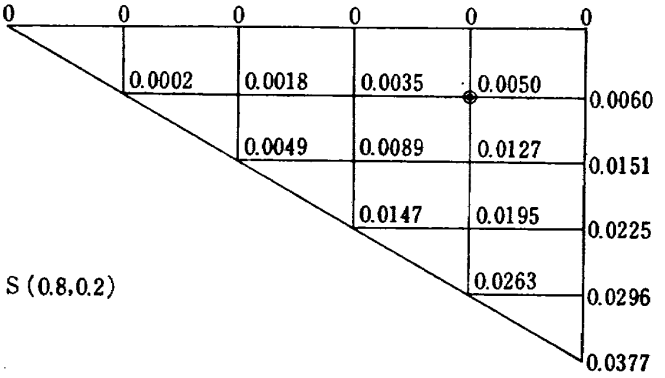
This document is provided by JAXA.

付 表 1 (つづき)

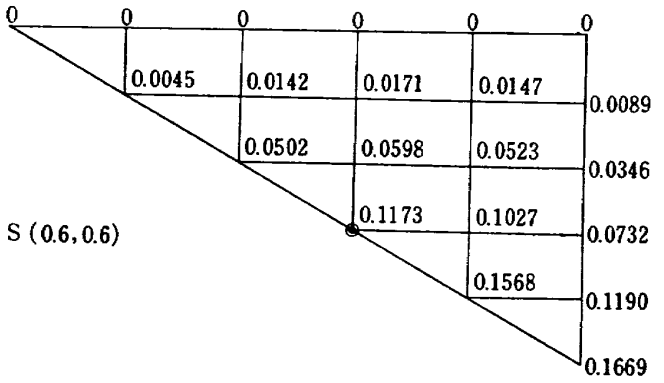
(8)



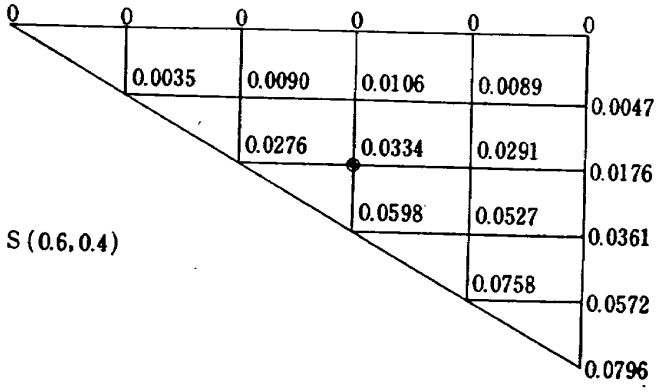
(9)



(10)



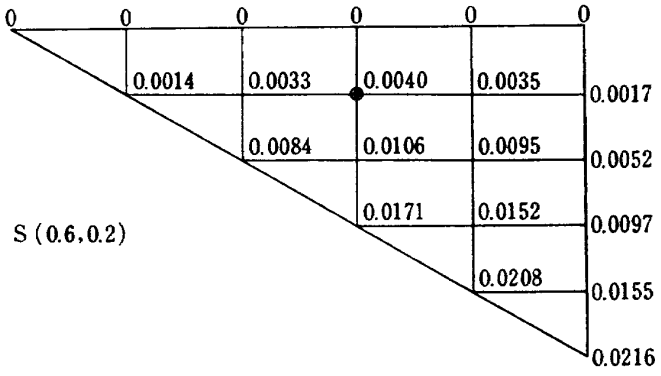
(11)



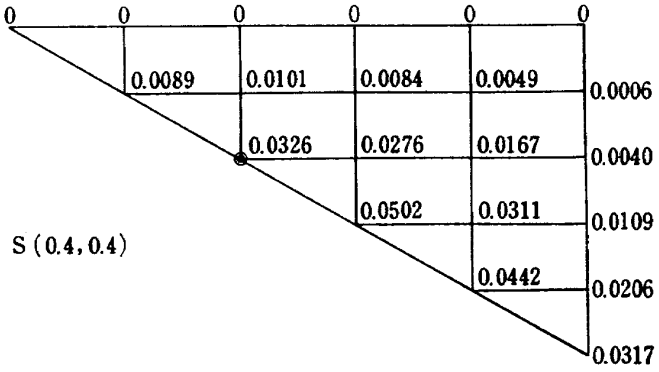
This document is provided by JAXA.

付 表 1 (つづき)

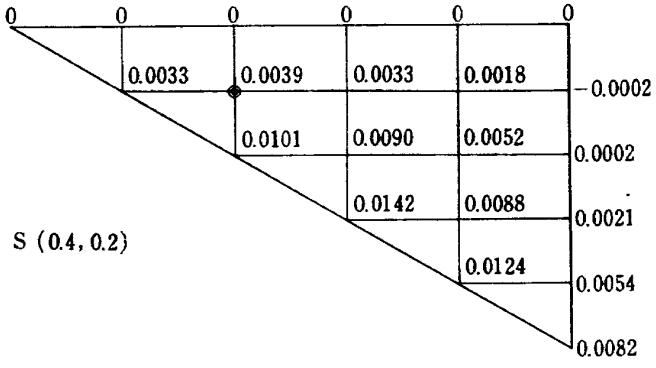
(12)



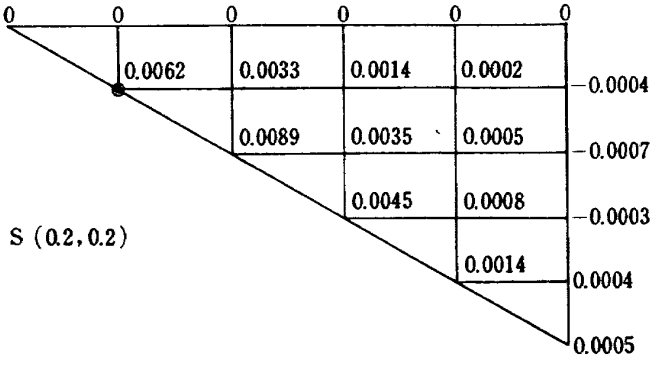
(13)



(14)

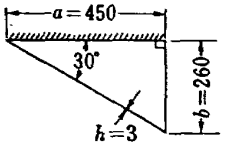


(15)



This document is provided by JAXA.

付　表　2



左図のような寸法の
30°/90° の三角形平板
のsurface strain ε_γ

ジュラルミン

$$\varepsilon_\gamma=\left[\frac{h}{2}R\left(\frac{1}{b}\right)^2\right]\cdot\gamma$$

$$R=\frac{P}{D}\frac{b^3}{a}\qquad P=2.155\,\mathrm{kg}$$

S (ξ,η) は荷重点座標

(1)

cal. γ	−0.06319	−0.03141	0.43564	1.18554	2.06586	2.92415
*cal. $\times10^{-6}$	−6.8	−3.4	47.0	127.9	222.9	315.5
*exp. $(\times10^{-6})$	(～)	(3)	(29)	(107)	(230)	(226)

0.14807 16.0	0.37731 40.7	0.89957 97.1	1.56244 168.6	2.21348 238.9 (192)
	0.39157 42.3	0.72637 78.4	1.21195 130.8	1.69589 183.0 (153)
		0.65545 168.6	1.00391 108.3	1.36090 146.9 (123)
			0.92782 100.1	1.19804 129.3 (92)
				1.19682 129.2 (～)

S (1.0, 1.0)

* 上図材料寸法荷重の場合の表面y方向歪み

(2)

γ	0.11250	0.02385	0.28276	0.82730	1.59559	2.52571
$\times10^{-6}$	12.1	2.6	30.5	89.3	172.2	272.6
$(\times10^{-6})$		(2)	(21)	(87)	(184)	(186)

0.02931 3.2	0.23833 25.7	0.65269 70.4	1.21049 130.6	1.84980 199.6 (144)
	1.21049 29.1	0.48795 52.7	0.76983 83.1	1.05293 113.6 (99)
		0.50986 55.0	0.45041 48.6	0.31188 33.7 (38)
			0.42903 46.3	−0.19656 −21.2 (−79)
				−0.29558 −31.9 (～)

S (1.0, 0.8)

(3)

γ	0.07576	−0.11404	0.02376	0.49485	1.30490	2.45960
$\times10^{-6}$	8.2	−12.3	2.6	53.4	140.8	265.4
$(\times10^{-6})$		(−5)	(7)	(53)	(140)	(180)

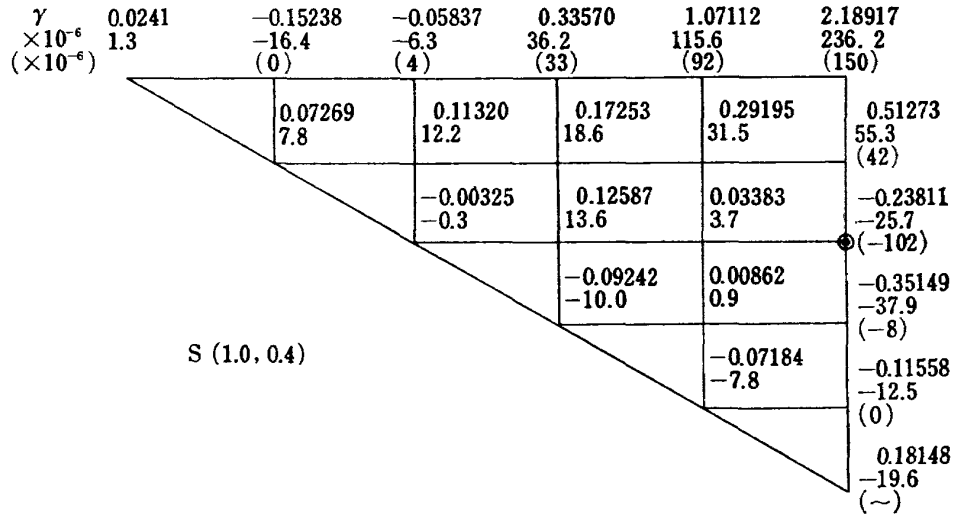
0.06138 6.6	0.18856 20.4	0.42445 45.8	0.77468 83.6	1.24492 134.3 (87)
	0.09730 10.5	0.26525 28.6	0.32290 34.8	0.27594 29.8 (27)
		0.14656 15.8	0.07889 8.5	−0.31801 −34.3 (−127)
			0.17198 18.6	−0.40763 −44.0 (−3)
				0.13643 14.7 (～)

S (1.0, 0.6)

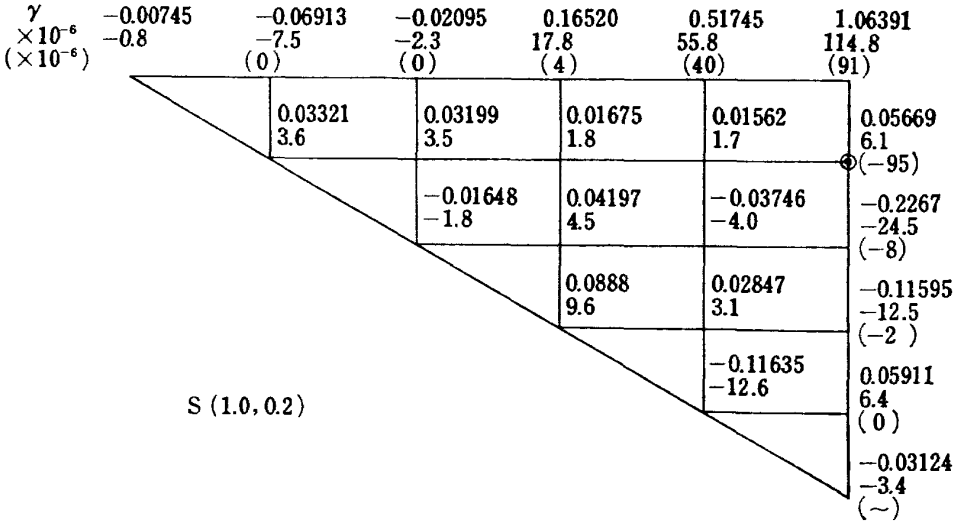
This document is provided by JAXA.

付 表 2 (つづき)

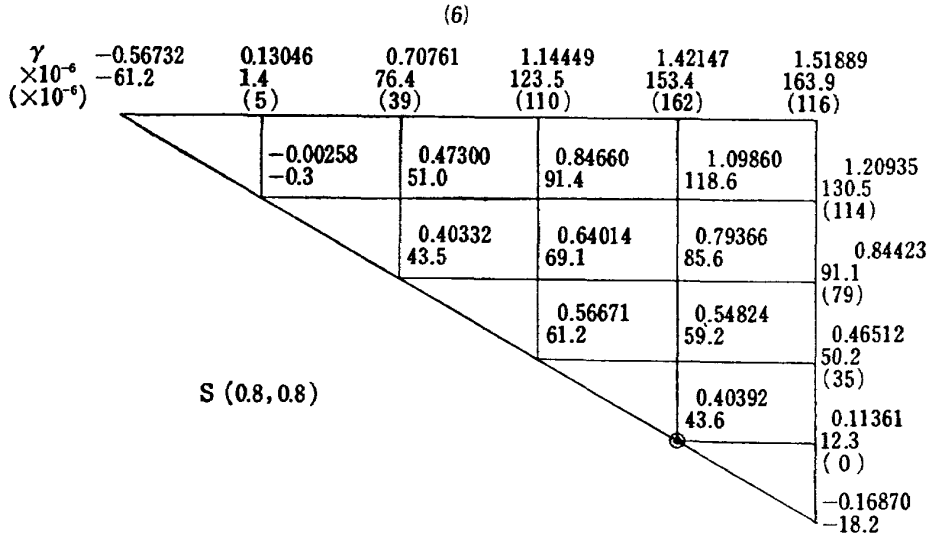
(4)



(5)



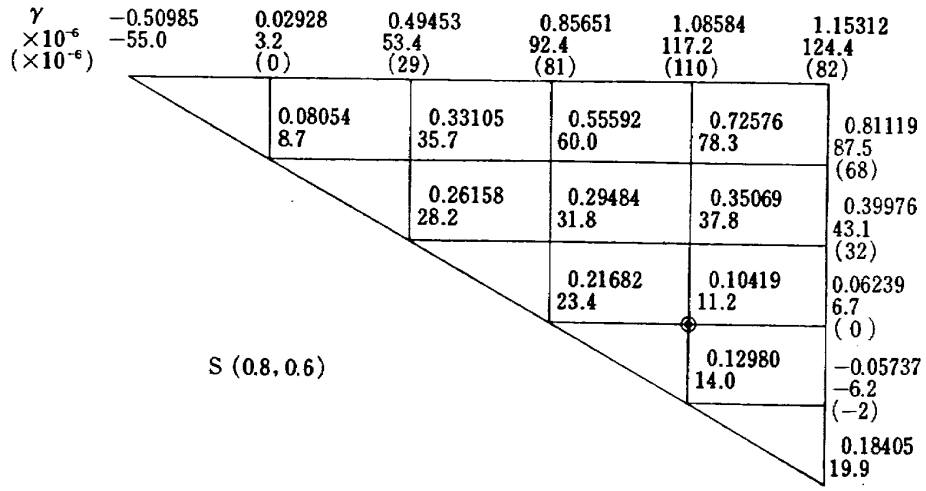
(6)



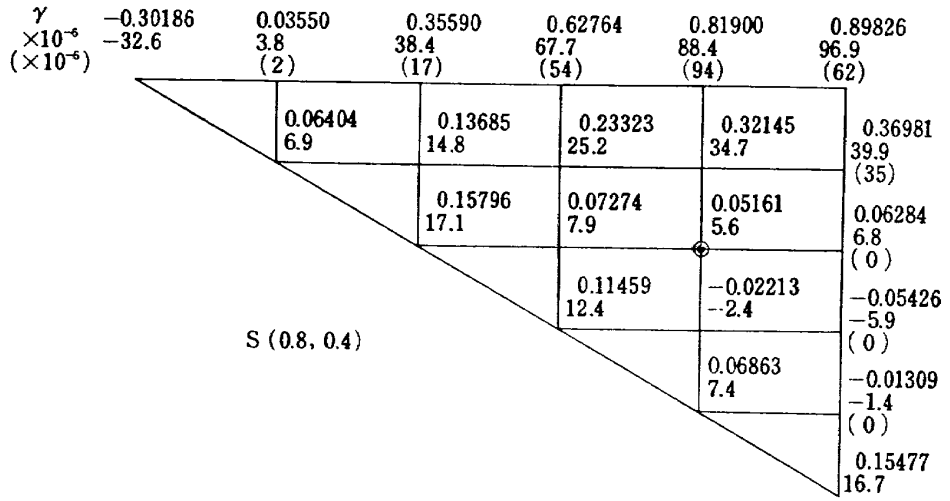
This document is provided by JAXA.

付 表 2 (つづき)

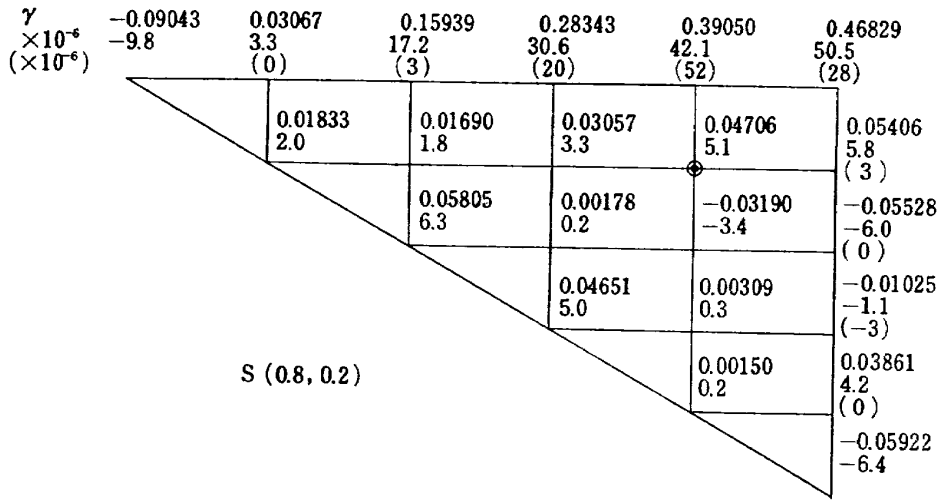
(7)



(8)



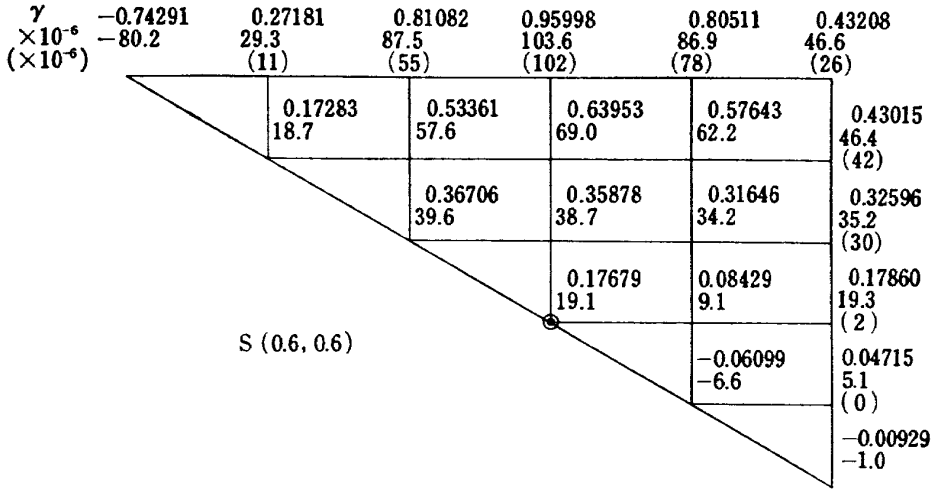
(9)



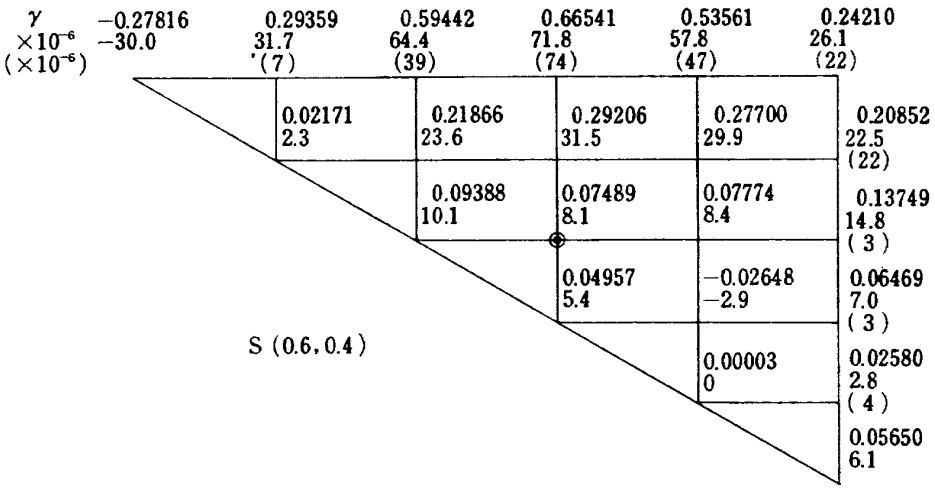
This document is provided by JAXA.

付 表 2 (つづき)

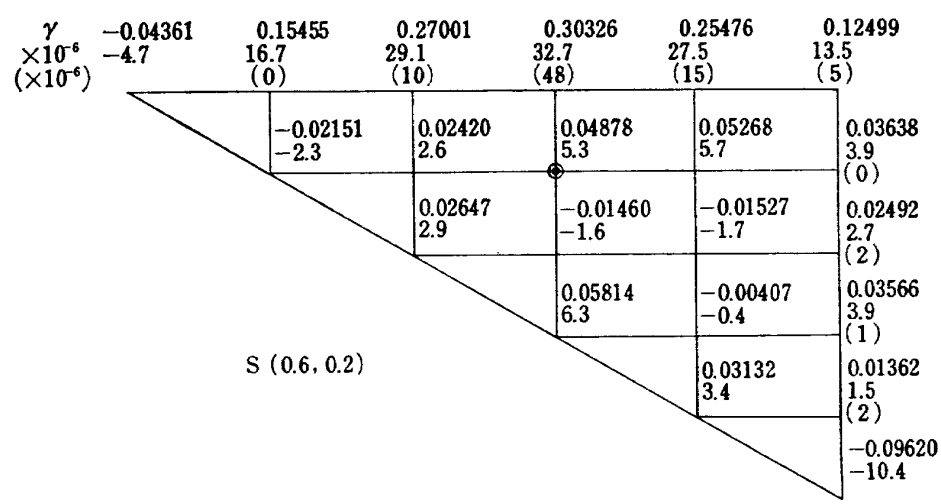
(10)



(11)



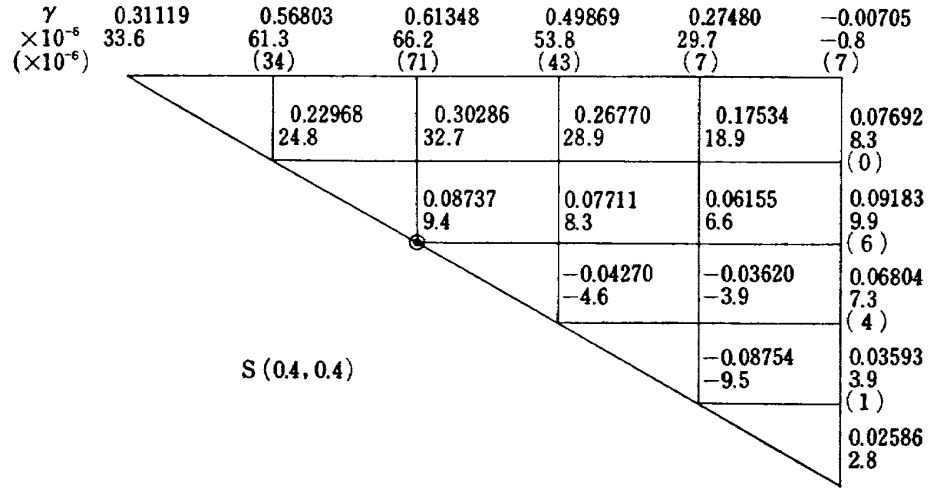
(12)



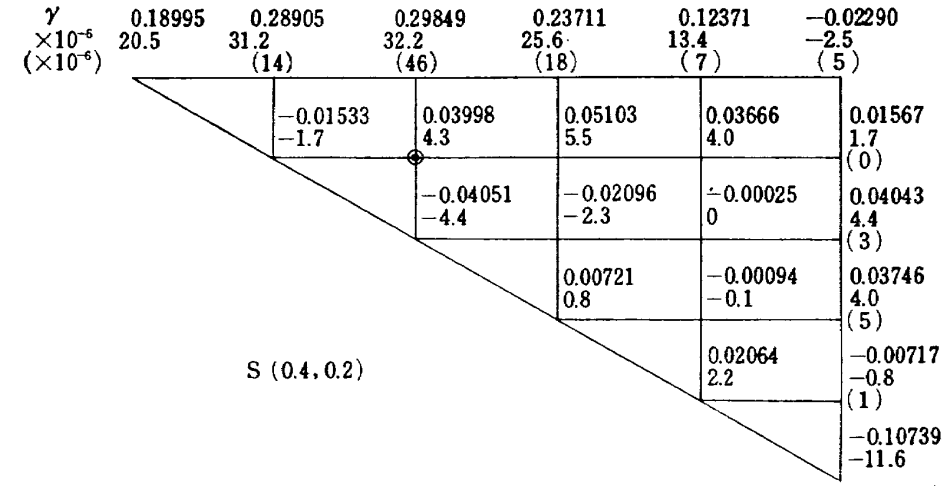
This document is provided by JAXA.

付 表 2 (つづき)

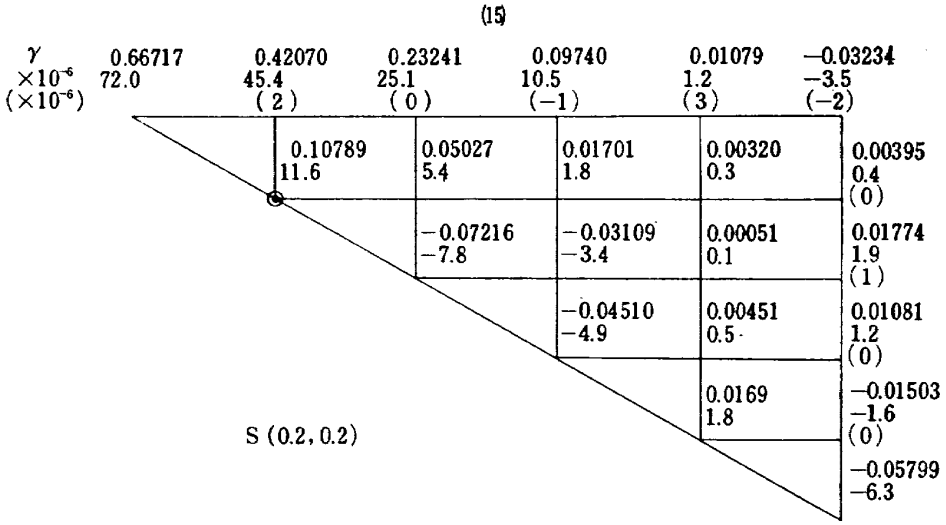
(13)



(14)



(15)



This document is provided by JAXA.

付 表 3

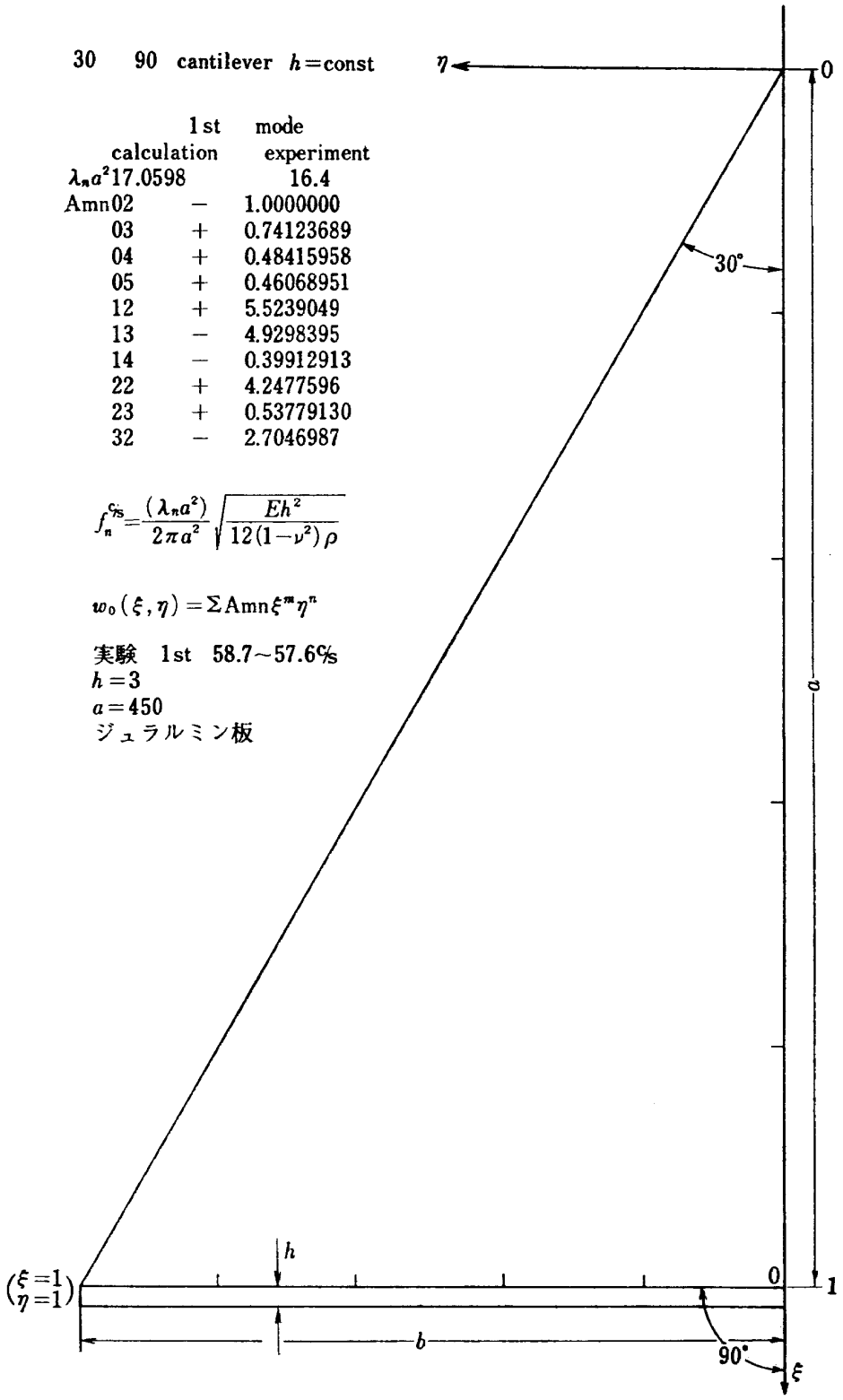
30 90 cantilever h=const

		1st mode calculation	experiment
$\lambda_n a^2$		17.0598	16.4
Amn	02	−	1.0000000
	03	+	0.74123689
	04	+	0.48415958
	05	+	0.46068951
	12	+	5.5239049
	13	−	4.9298395
	14	−	0.39912913
	22	+	4.2477596
	23	+	0.53779130
	32	−	2.7046987

$$f_n^{c/s}=\frac{(\lambda_n a^2)}{2\pi a^2}\sqrt{\frac{Eh^2}{12(1-\nu^2)\rho}}$$

$$w_0(\xi,\eta)=\Sigma \mathrm{Amn}\,\xi^m\eta^n$$

実験 1st 58.7～57.6c/s
h=3
a=450
ジュラルミン板



This document is provided by JAXA.

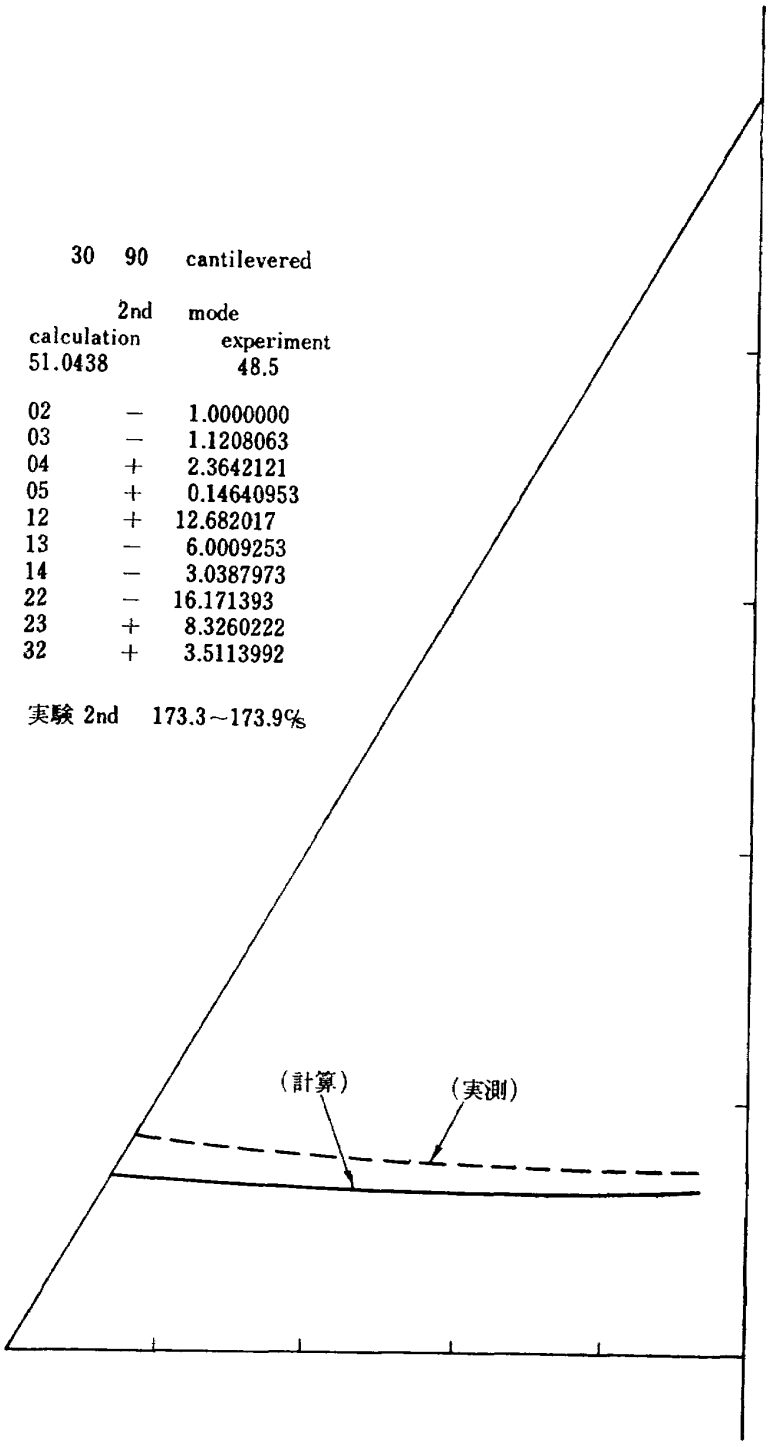
付 表 3 (つづき)

30 90 cantilevered

2nd mode

calculation		experiment
51.0438		48.5
02	−	1.0000000
03	−	1.1208063
04	+	2.3642121
05	+	0.14640953
12	+	12.682017
13	−	6.0009253
14	−	3.0387973
22	−	16.171393
23	+	8.3260222
32	+	3.5113992

実験 2nd 173.3~173.9%



This document is provided by JAXA.

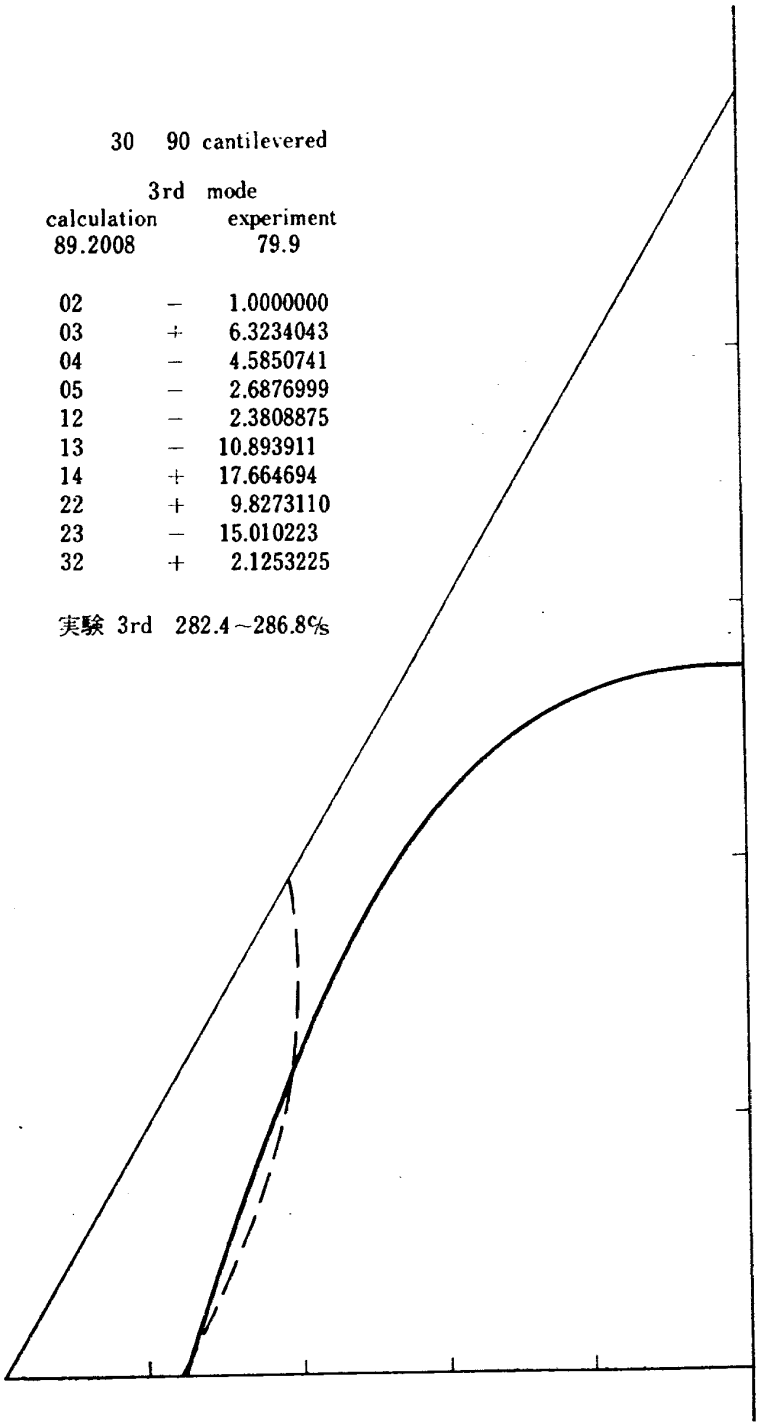
付 表 3 (つづき)

30 90 cantilevered

3rd mode

calculation		experiment
89.2008		79.9
02	−	1.0000000
03	+	6.3234043
04	−	4.5850741
05	−	2.6876999
12	−	2.3808875
13	−	10.893911
14	+	17.664694
22	+	9.8273110
23	−	15.010223
32	+	2.1253225

実験 3rd 282.4～286.8%s



This document is provided by JAXA.

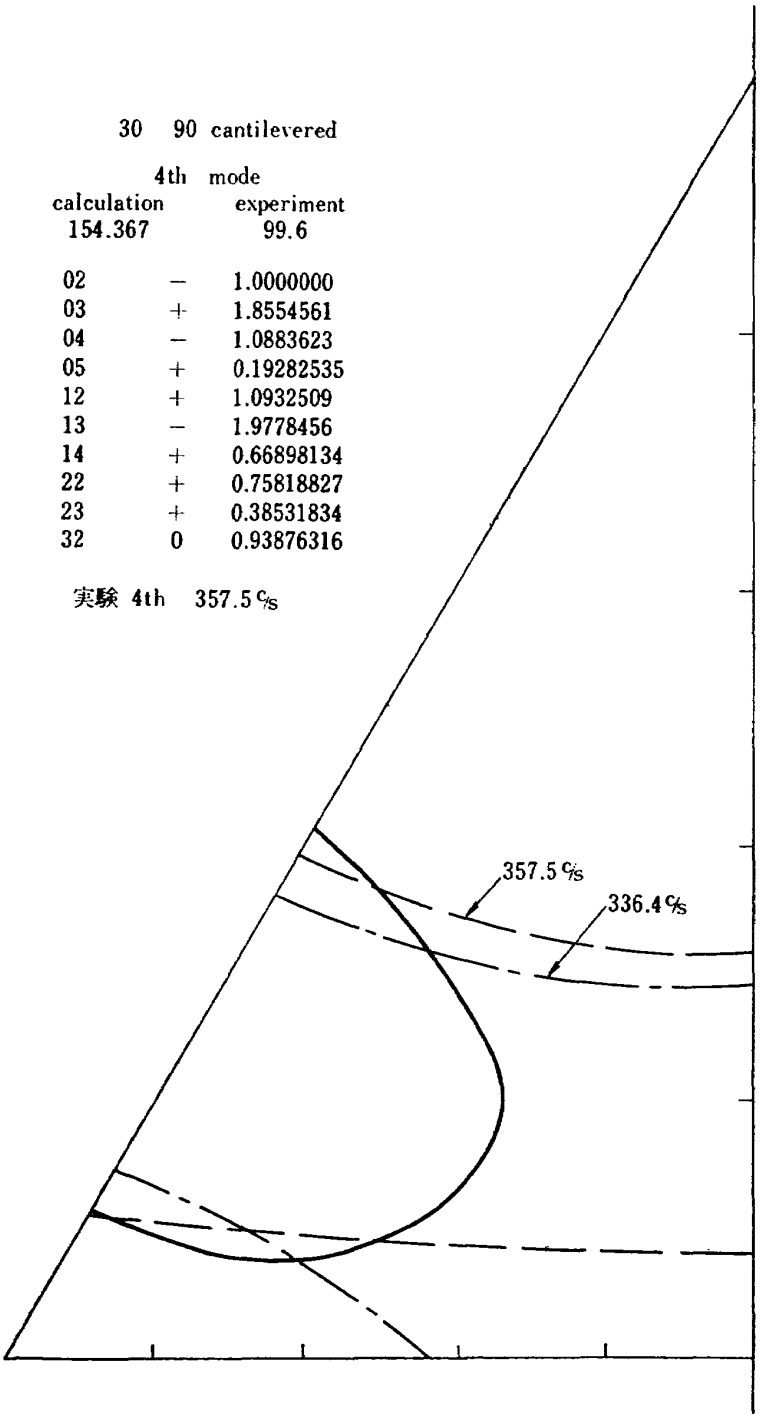
付 表 3 (つづき)

30 90 cantilevered

4th mode

calculation		experiment
154.367		99.6
02	−	1.0000000
03	+	1.8554561
04	−	1.0883623
05	+	0.19282535
12	+	1.0932509
13	−	1.9778456
14	+	0.66898134
22	+	0.75818827
23	+	0.38531834
32	0	0.93876316

実験 4th 357.5 c/s



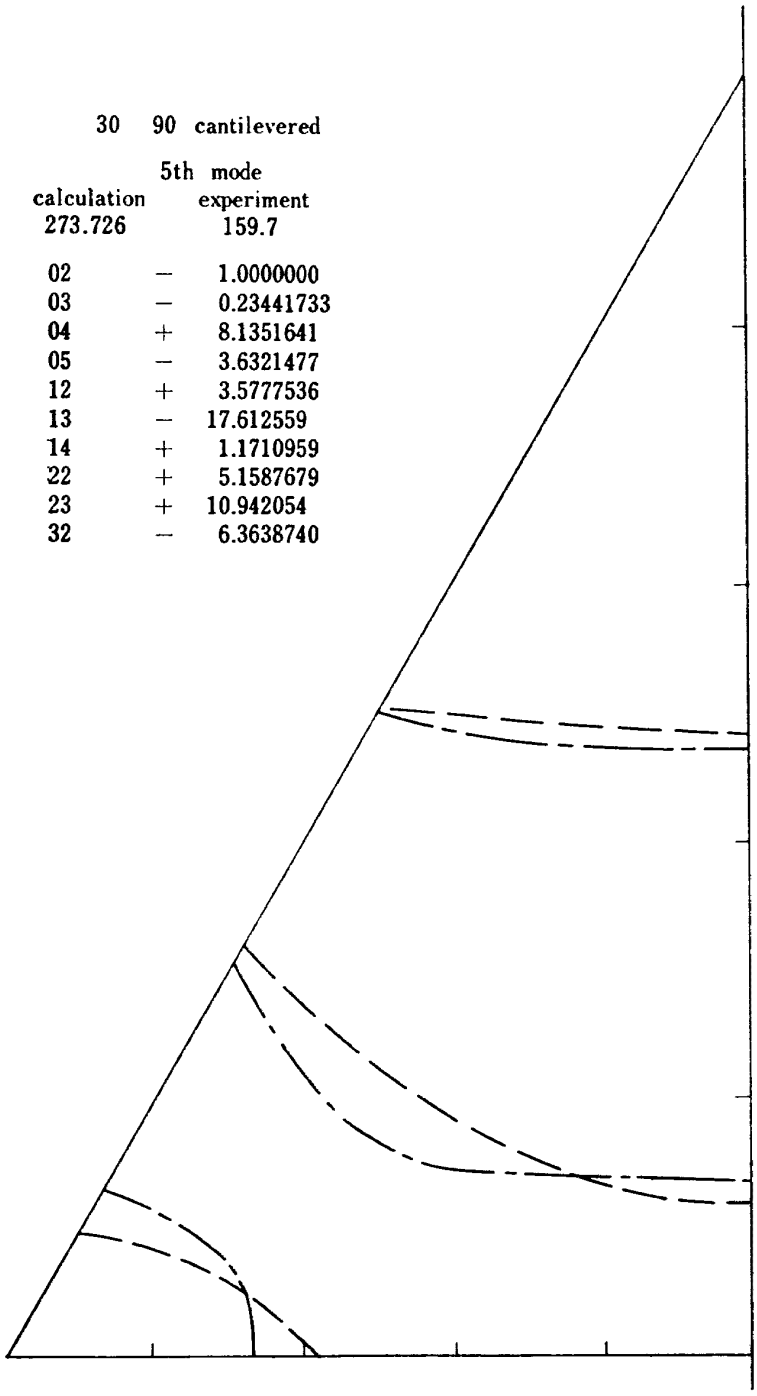
This document is provided by JAXA.

付 表 3 (つづき)

30 90 cantilevered

5th mode

calculation		experiment
273.726		159.7
02	−	1.0000000
03	−	0.23441733
04	+	8.1351641
05	−	3.6321477
12	+	3.5777536
13	−	17.612559
14	+	1.1710959
22	+	5.1587679
23	+	10.942054
32	−	6.3638740



This document is provided by JAXA.

付　表　4

	日産発送時			実機		
	(航品—検—44—44)		追加重重	推　定	現地実測	
	計　算	実　測				
FFM 10-1	16.7 kg	16.553	0.049 mm	16.6	(16.81)	前　重　量*
	13.7 kg	13.681	0.049	13.73 (13.94)	——	後　重　量
	1015 mm	1007	——		(1013.3)	前　重　心
	947 mm	939	——	(948.4)	——	後　重　心
	——	0.6	——		——	$TiCl_4$
	0.333 kg·m·s²	0.3589	——			前　PI
	0.285 kg·m·s²	0.3133	——		——	後　PI
FFM 10-2	16.7	16.135	0.079**	16.2	(16.48)	前　重　量
	13.7	13.264	0.079	13.3 (13.61)	——	後　重　量
	1016.1	1014	——		(1015.3)	前　重　心
	947.6	945	——	(949.2)	——	後　重　心
	2.4	2.18	——		——	テレメータ
	0.342	0.343	——		(0.338)	前　PI
	0.294	0.295	——	(0.291)	——	後　PI

* 燃焼前，前 …
燃焼後，後 …
PI，Pitch 慣性モーメント
重心は先端よりの値

** ワイヤー，エルロン，スリッパ等
追加重量には不明のものも含む

This document is provided by JAXA.

TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用ディジタルコントローラについて	1971年7月	小川鉱一，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　巌
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	薄板継手構造の強座についての実験 —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胴模型姿勢角の測定	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
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の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の脚性能試験	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の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

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223号

昭和47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

This document is provided by JAXA.

Printed in Japan
This document is provided by JAXA.