

試製景零試量乾用胴休

[試量乾時務動割文典験結果]

昭和十九年三月~五月

海軍航空技術廠飛刃機部第一科第五班

JESB-5



試製受導通轉用胴体 (才=田)

[試通轉時物動測定実験]

記 事	R2 胴体前部 (左管取付 側) の管動機下方に地上・固 定した状態にて実験。	機 体 高 度 測 定	胴体上下動 $n = 400/min$ 左右動 $n = 515/min$
--------	---	----------------------------	--

機 体 型 式	D.B 606 號 (双子)	減速比	0.4
------------------	----------------	-----	-----

機 体 材 質	V.D.M 4 型 (Hc 119.モ)
------------------	----------------------

日  
報  
状  
況  
的  
注

第一回日実験・於て C 1/2 PI 量が大なり。ソノ後管動機部・ノ左管部  
破・故障箇所ノ修理等。同時・並進部が「アDペラ」ノ不平衡・作動  
ノ様々ニモ ソノ結果・依レバ「アDペラ」ノ不平衡ナシ  
上記状態・ヲ今回・実験ノ実施ス。




成  
果  
概  
要

管動機 破レ、及ビ胴体 C 1/2 量ノ完全ニ消滅セリ。  
PI 量依然トシテ大ニシテ前同ノ実験ノキトシテ変ラズ。  
C3 モ亦変ラズ。

所  
見

PI 原因ガ「アDペラ」アリキ 並進軸ニシテ 及ビ C3 原因ヲ確メル  
必要アリ。

実験期間	昭和 19-4-18~19	実験場所	海軍航空技術廠管動機部受導通轉機
------	---------------	------	------------------

実験者	海軍技師 松手 精 海軍技師 大村 大六	指導 担当者	唯川 徳太郎 横河 4E 木田 777. アスカニ 徳太郎 大村 徳太郎	班長 
実験測定者	川崎 実験 職 手 之 石 二 等 実験 員	測定箇所	(胴体前部、右管前部、左管前部 左管後部) 上下動。 (胴体前部、右管前部上方、右管前部下方 右管後部)、左右動。	係官 
報告書作成者	田 村 技 術 大 尉	結果整理者	石 川 技 手	係員 

JESB-5

# 試製乗車用転用胴体 (第三回)

## [ 試運転時振動測定実験 ]

記事	R2・胴体前部(管軸減速機付の形)の管軸減下が地上・回定4次元に実験ス。	乗車 乗車 乗車	胴体上下動 $n = 400/min$ 左右動 $n = 515/min$
----	--------------------------------------	----------------	--

試験機	D.B 606 號 (双子)	減速比	0.4
-----	----------------	-----	-----


軌道	V.D.M 4 翅 (H.119) 固有振動機	床面	
----	-------------------------	----	--


第二回目実験、結果の、今回へ先ッPI、原因ガ「フドペラ」カ延長軸ノ何レアリヤ、確ノ次、C3カ果シテ管軸減、ヨクムズルモノナリヤ、互々見ントス。


延長軸前部部、約1X110mm、不平衡量、内シ運轉セシ= 管軸ノ軸、對スル何ナリ変ハコト=ヨリPIハ増減シ、最モ少ナ位置、於テハ胴体前部PIハ約量程度、減スルヲ得ナリ。次、管軸ノ位置ヲ其ノ儘ニ「フドペラ」ヲ延長軸、對シテ180°廻シ運轉セシテPIハ変ラズ、之ハPIノ原因ガ「フドペラ」ニ「アツダレ」ナラズ。 C3ハ2300~2500rpmニテ胴体前部上下動=極ナリ著シ。管軸減自身=ハ殆ク現以、延長軸ト管軸減、振ラリ、「フドペラ」ヲ停止、僅テ管軸減ノ空轉セシムルニ、C3ノ状況、不変。 静止ニシテ延長軸=モ上下動C3アリ。

所見 PI=對シテハ延長軸ノ重量ノ不平衡、殆クナルヤ、或ハ他=機構的=PIノ原因トナルモノアルヤ、更ニ検討ヲ要ス。 C3ハ、爆発=ヨリ管軸減ノ振盪レカ延長軸ノ通シテ胴体ノ傷ハルモノト推察ナル。

実験期間	昭和 19-5-25	実験場所	海軍航空技術院管軸減部更振動機
------	------------	------	-----------------

指導者	海軍技術院 松平 精 海軍技術院 田村 久六	使用器具	開示振動計 横河 4E右ID777. アスコ=ア 振動記録計. ガイガー 型振動記録計.	班長	
-----	---------------------------	------	--	----	---

実験担当者	川崎 実験 職手 立石 三 実験 員	測定箇所	上下動 (胴体前部、右管前方、減速機上側) 左右動 (胴体前部、右管前方、右管後方)	係官	
-------	-----------------------	------	---	----	---

集録担当者	田村 技術 大尉	集録担当者	石川 我手	係員	
-------	----------	-------	-------	----	---

JESB-5

町図第一

14/3/11-12

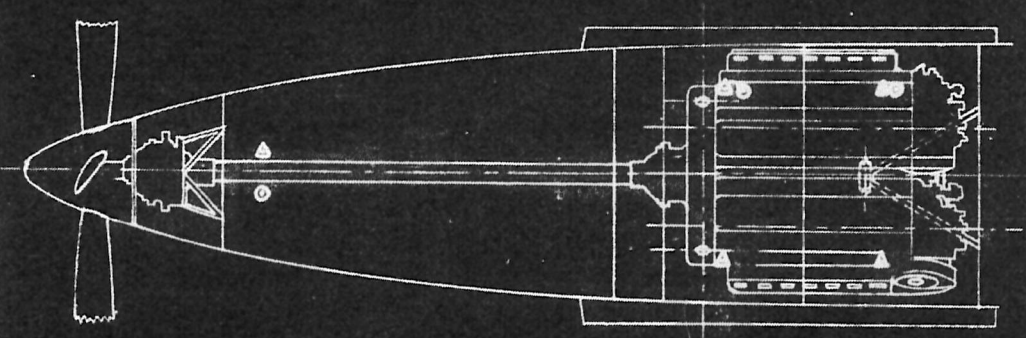
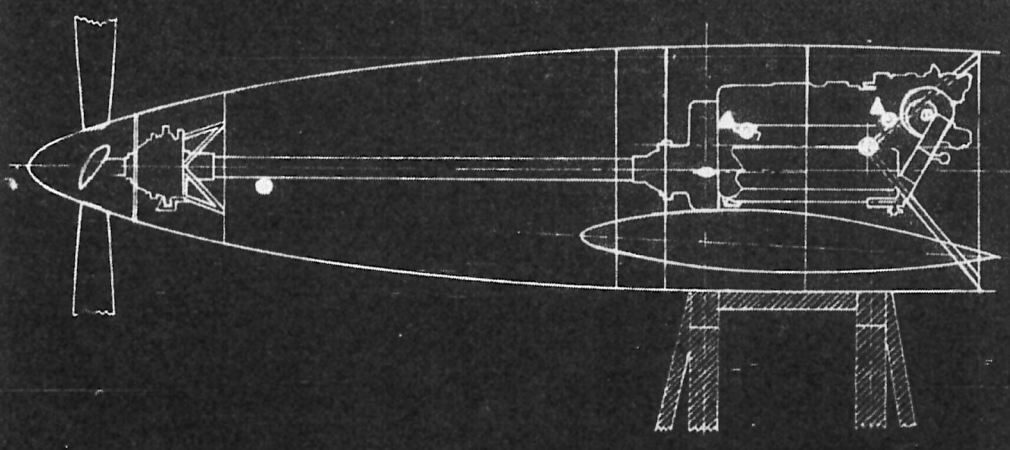
Y40 Y1 發動機  
(D.B. 6065)

試運転時振動測定箇所

原機計測点  
用石振動計  
兼河 N4 10777

△ 中上下振動測定箇所  
○ 中左右 " "

Scale 1/54



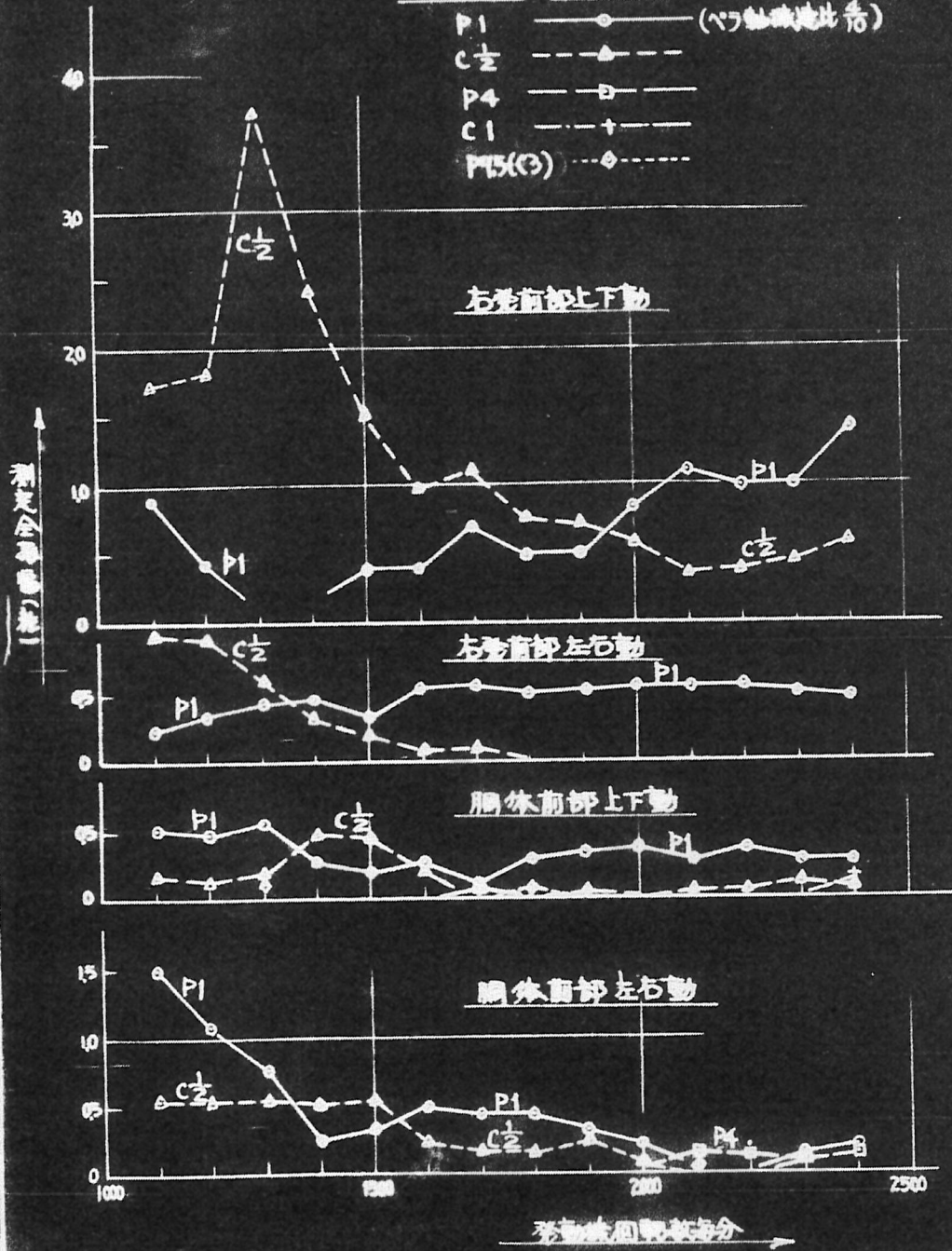
JESB-5

1953/11-12  
本夏島島地場

# Y40 Y1 労働機 (DB. 604機) 試運転時労働測定結果

使用計測器  
明電労働計 検有M4オシログラフ

労働種別	号	子
P1	○	(ベテラン機師比倍)
C $\frac{1}{2}$	△	
P4	□	
C1	+	
P15(3)	◇	



JES B-5

DB606-11  
大東

### 試験用標準用機体 (DB606機体) (標準機体用ベアリング標準)

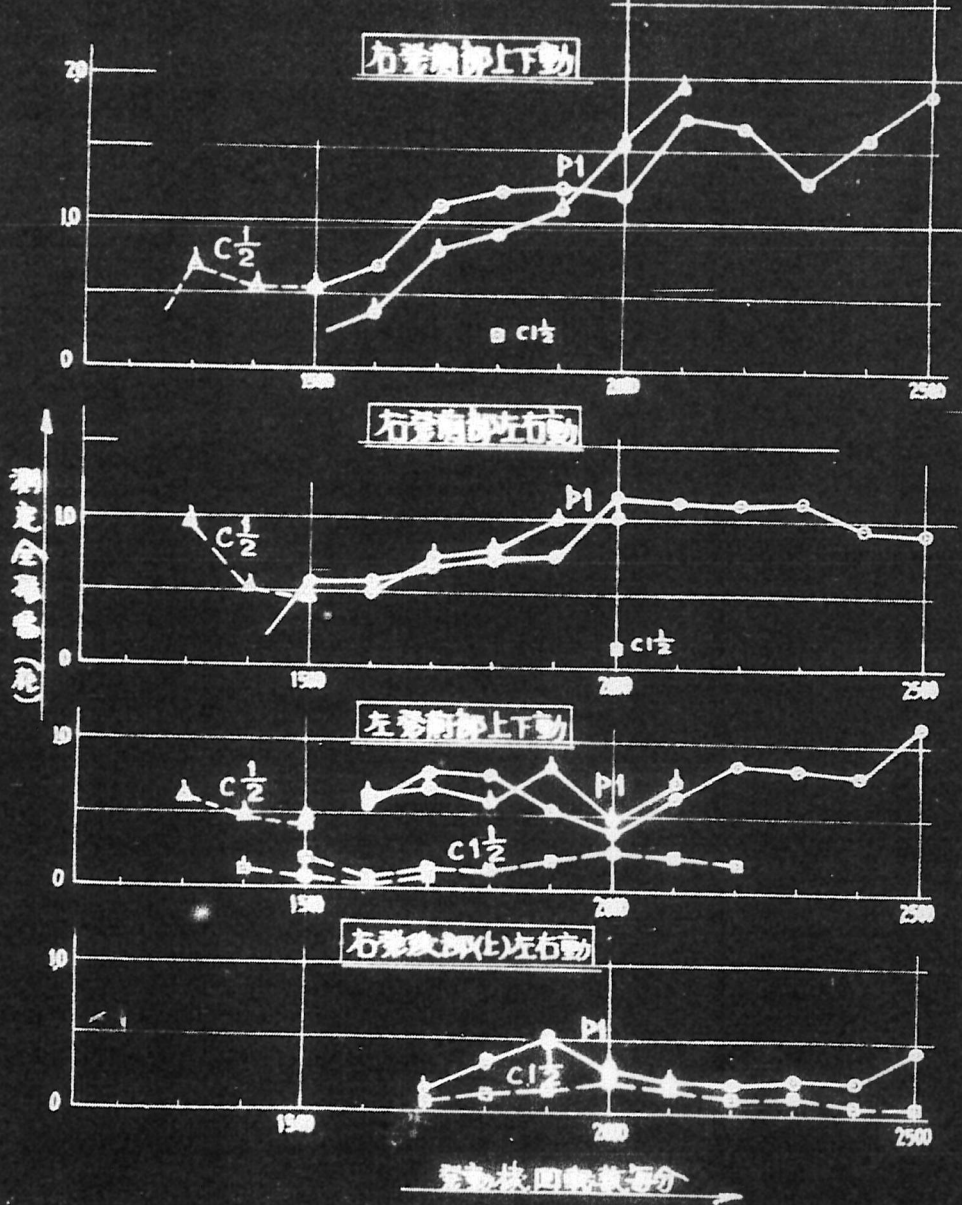
### 試験用標準用機体用機体測定結果

ベアリング標準比 04

ベア 12°

使用計測器 関心機測計, 橋河M4700

○ 測定結果 ▲ 測定結果



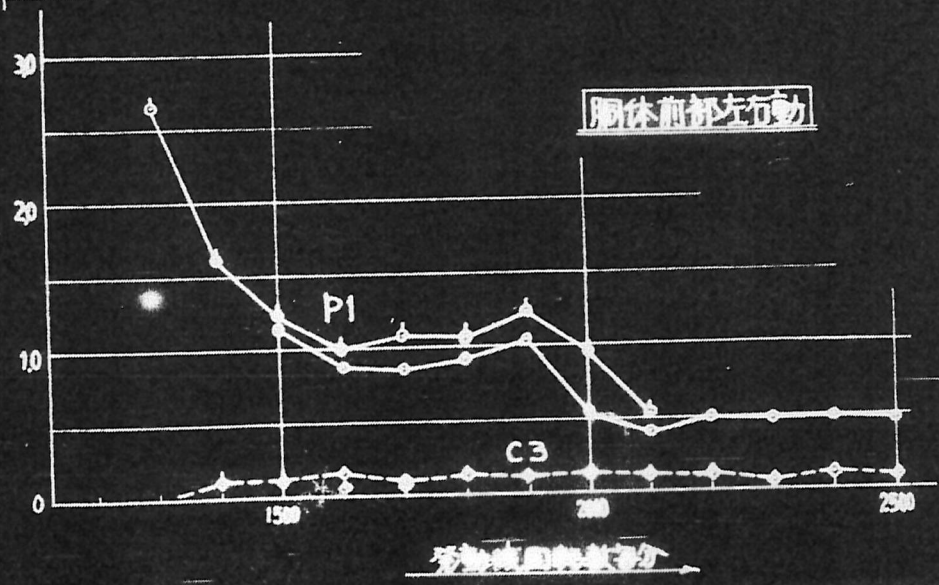
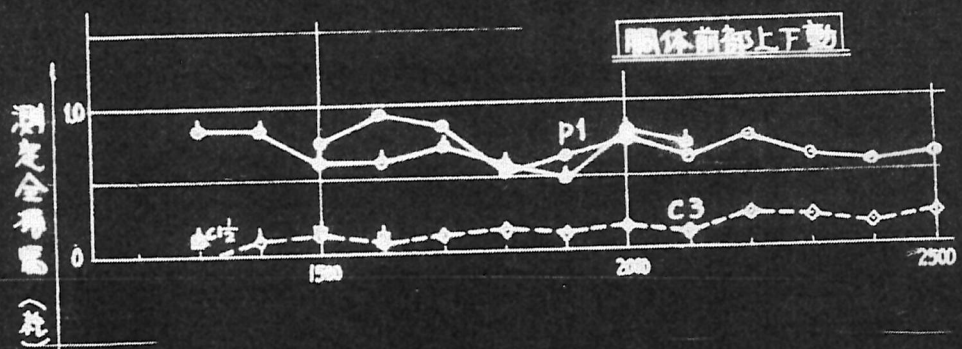
JESB-5

試験機用電動機用胴体 (D.B.600機) (2000rpm用) への不具合調査

試験機用電動機用胴体前後部軸受測定結果

ベア軸減速比 0.4  
 ベア 12°

使用材料 鋼  
 測定結果 (○) 1500rpm測定結果 (◇) 2000rpm測定結果

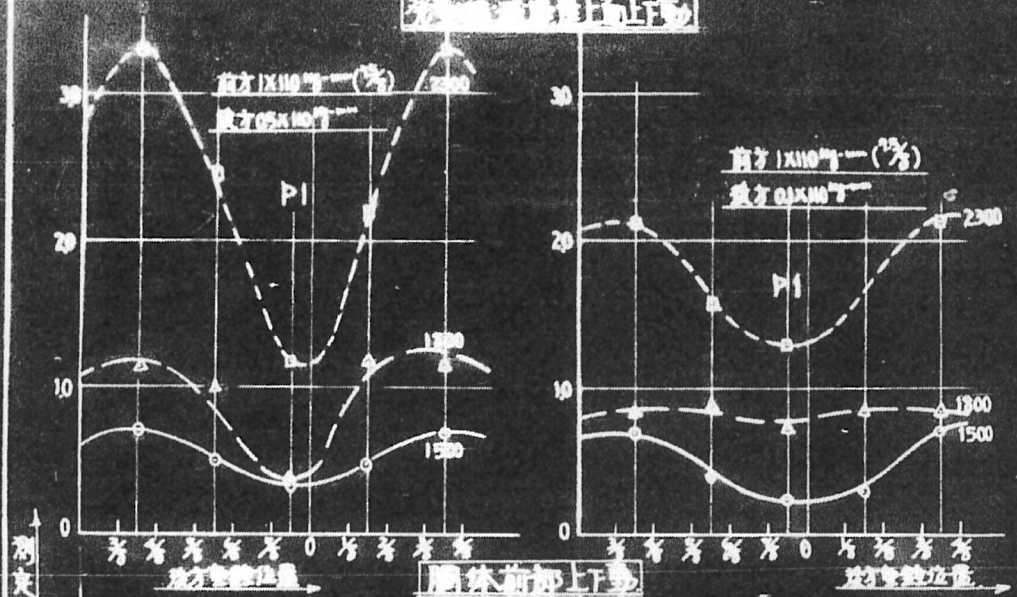


JESB-5

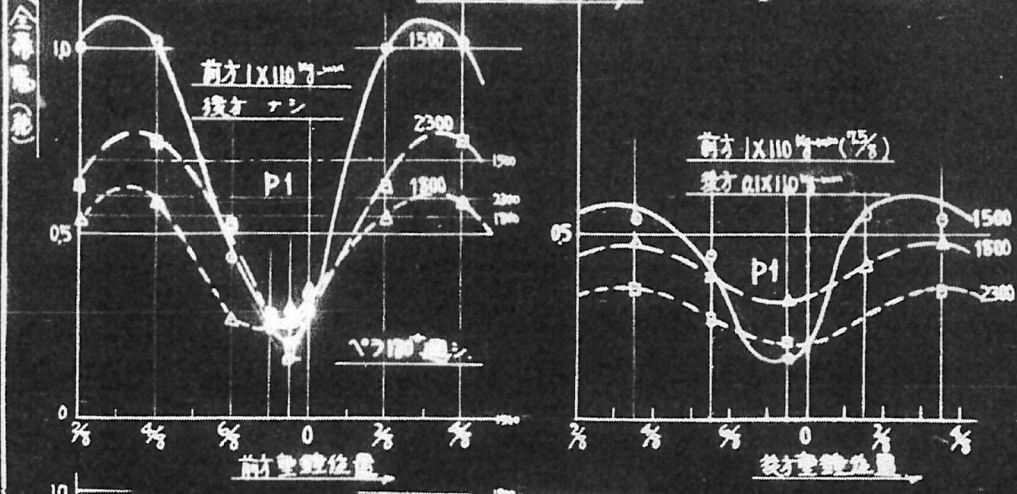
測定方法-前  
方電位

試験受電試験機用胴体 (DB604等機)  
試験機用移動測定結果

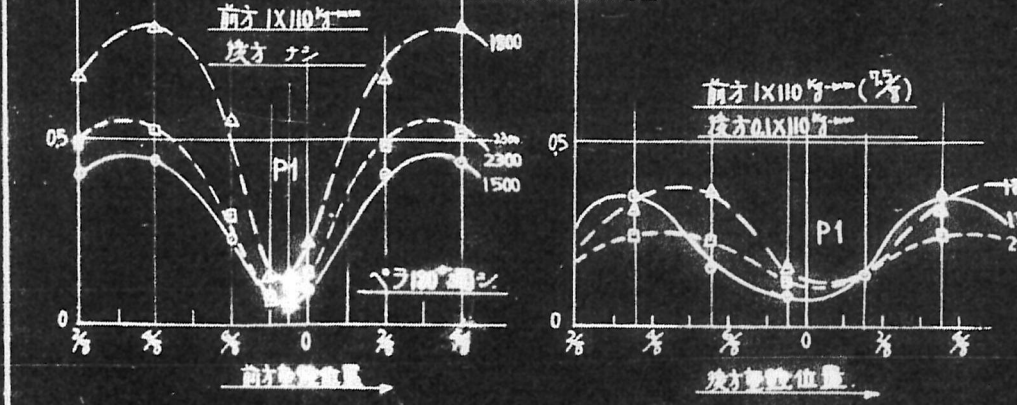
胴体前後上下動



胴体前後上下動



胴体前後左右動









JES B-5

# 試製景宏 (第0號機)

## 地上振動試験

機 体	Y40 (第0號機) R2Y1-0		
目 的	普通機主翼、振動上、諸性質の調査に費用上危険な振動生起、省費を推定スルヲリ。		
成果 並 所見	1. 本機主翼、抗、振動数ハフック振動等、影響ニシテ、劇烈トシテ、過少な地盤ヲ以テ増大対策ヲ要アリト認ム。 2. 本機主翼の重心位置ハ、離着前方 20 尺以上トナスヲ要ス。 3. フラップ部、主翼ハ離着前方ハ、如シ、補強ヲ要ス。 4. 本対策ヲ第1號機ニ實施シ、地上振動試験並ニ模型試験ヲ實施スルヲ要ス。		
實驗期日	昭和19年7月23日 ~ 27日		
實驗場所	海軍航空技術廠飛行機部第一工場		
實驗担当者	海軍技術 松平 椿 海軍技術大尉 渡辺 春 男 海軍技術 波 重 興 海軍技術 石井 正 春		
實驗者	阿部 鈴木 清水 岡本 九島 滝川	管理者	阿部 岡本 菊谷 高橋 福島 湯本

### 目 次

班長	
係官	 
係員	 
役長	
昭和19年9月20日調査	

頁	名 稱
1	主翼固有振動数一覧表
2	主翼固有振動数測定模型
3	主翼固有振動数測定模型
4	(2777 10 机下付等)
5	主翼固有振動数測定模型
6	(2777 10 机下付等)
7	主翼固有振動数
8	主翼固有振動数
9	主翼固有振動数

## 試製景雲 (第0号機)

## 主要固有振動数一覧表

	振動の種類	振動数毎分		
主翼	主翼第一次曲げ	565		
	・ 第二次曲げ	1390		
	・ 振り(第一回)	約 1500	約 1500	1520
	・ 振り(第二回)	1670	1730	1730
	・ 振り(第三回)	1790	2020	1960
	フラップ部、主翼外板曲げ	約 1500		
フラップ	フラップノ状況	フラップ上ゲ	フラップ下ゲ 弾性支持	フラップ上面 板補強シ、 フラップ上曲げ ニ留意ス。

## 機体状況

全機弾性懸吊。尾脚重キタメ懸吊ス。  
主脚、前脚、ナカノ脚重量ヲ搭載ス。  
操縦系統ナレ。動力装置ナレ。  
試験時重量 2.556kg。

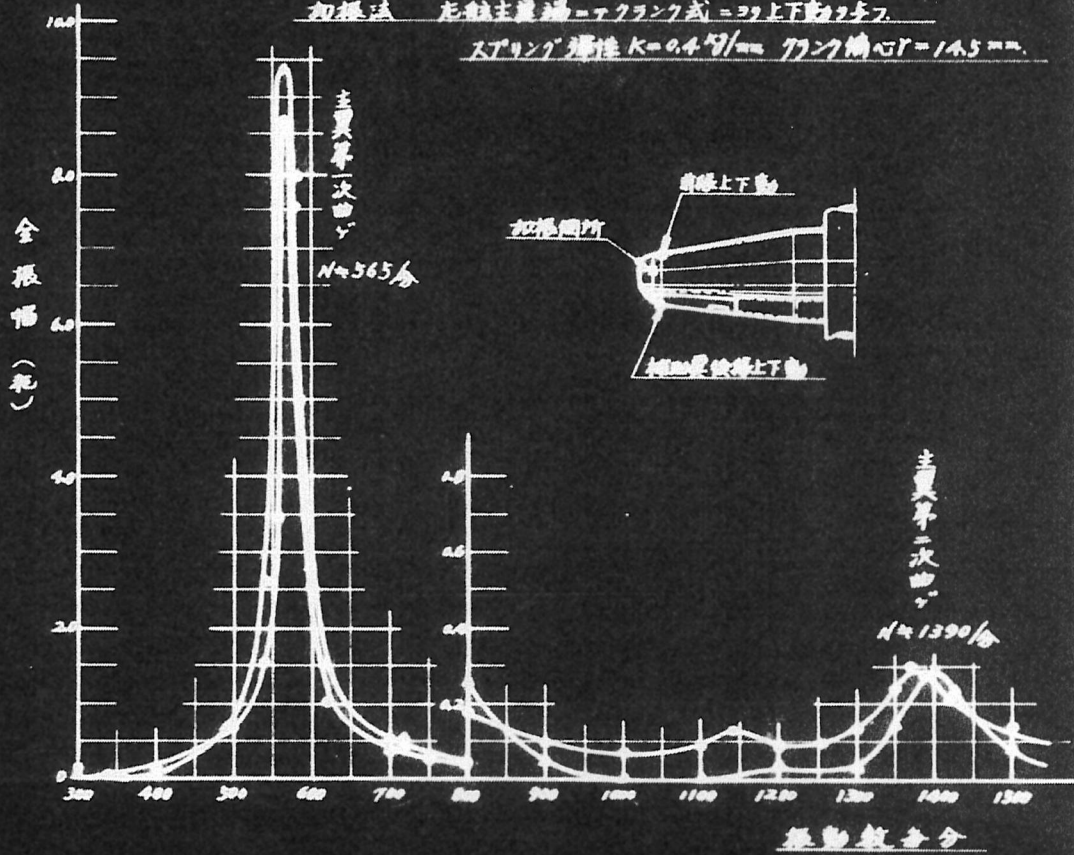
実験機日 19. 7. 23 ~ 27

実験機 石野 鈴木 清水 岡本 丸島 徳川

### 尤能主異曲が共振曲線 及 振動型

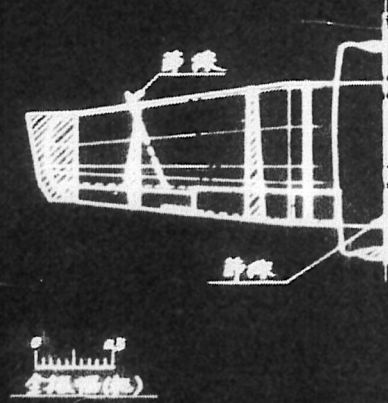
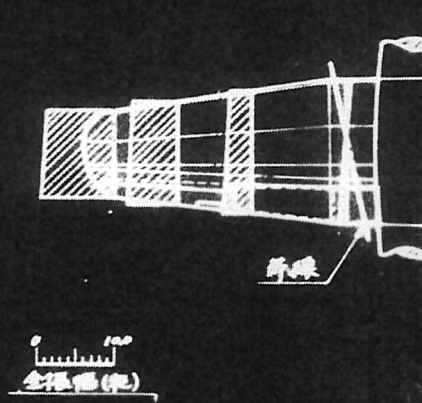
初振法 尤能主異曲—フランク式—の上下動のグラフ

スプリング弾性  $K=0.47/mm$  フランク軸心  $J=14.5 mm^4$



$N \approx 565$  振動時  
主異第一次曲

$N \approx 1390$  振動時  
主異第二次曲

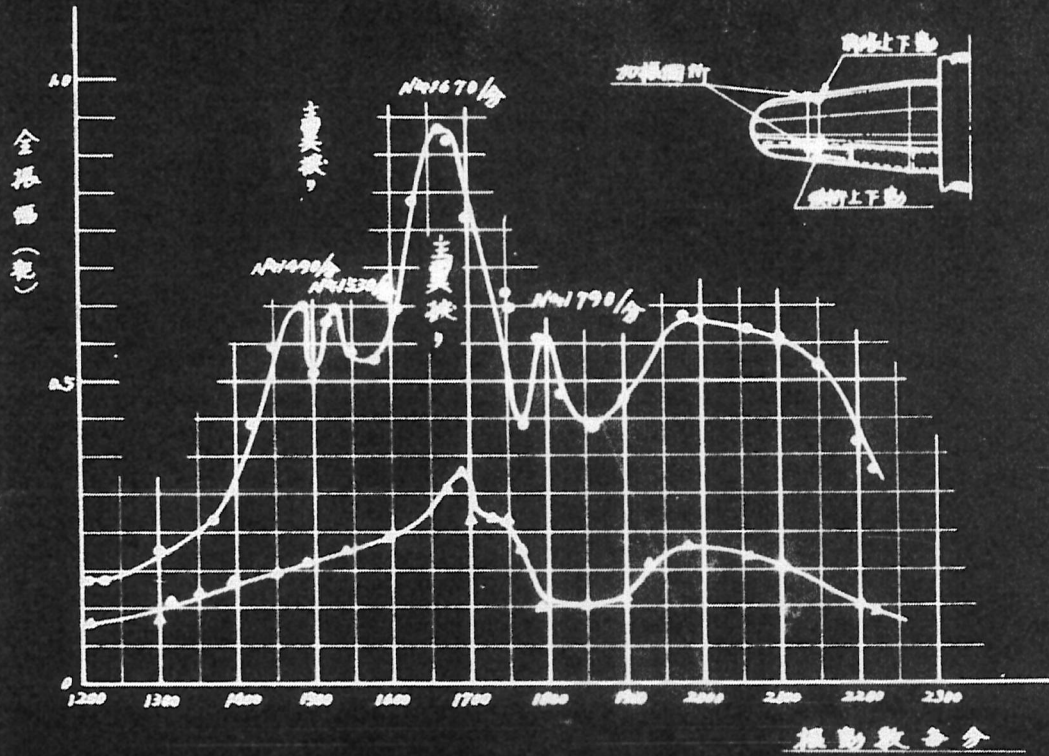


実験日 19. 7. 24

実験室 工学部機械工学科

### 龙柱主買状、共振曲線又振動型

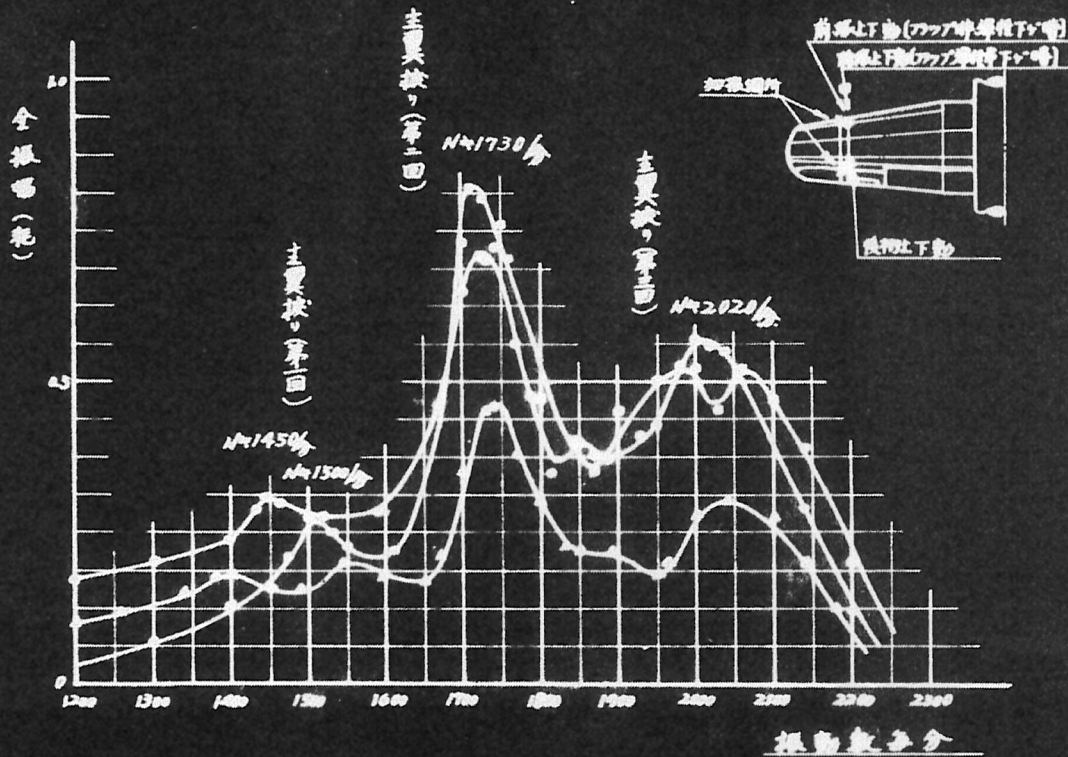
共振區 共振振幅最大振動数時之フランク式ニ依リて算出  
共振区間 1530-1700 共振振幅  $\gamma = 12.0$



実験日 19. 7. 24  
実験者 内閣府建設省土木研究所

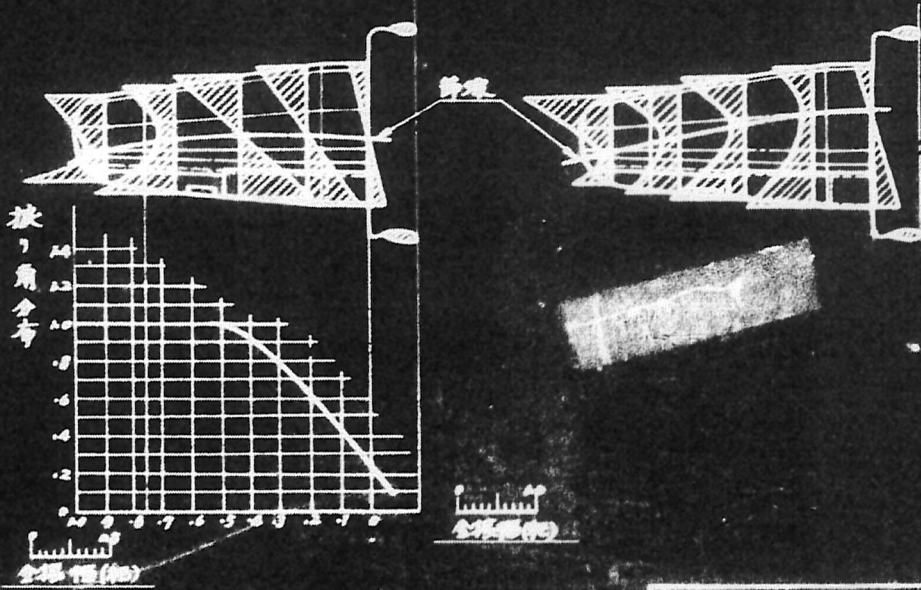
### 无筋主要振共振曲線と振動型 (7777°下V時)

加振法 无筋鋼筋コンクリート小室=7777°式-20号機700振1752  
スプリング定数  $K=0.4 \text{ kg/cm}$  7777°中心  $r=18.0 \text{ cm}$



$N=1500 \text{ rpm}$  振動時  
主要振り(第一回)

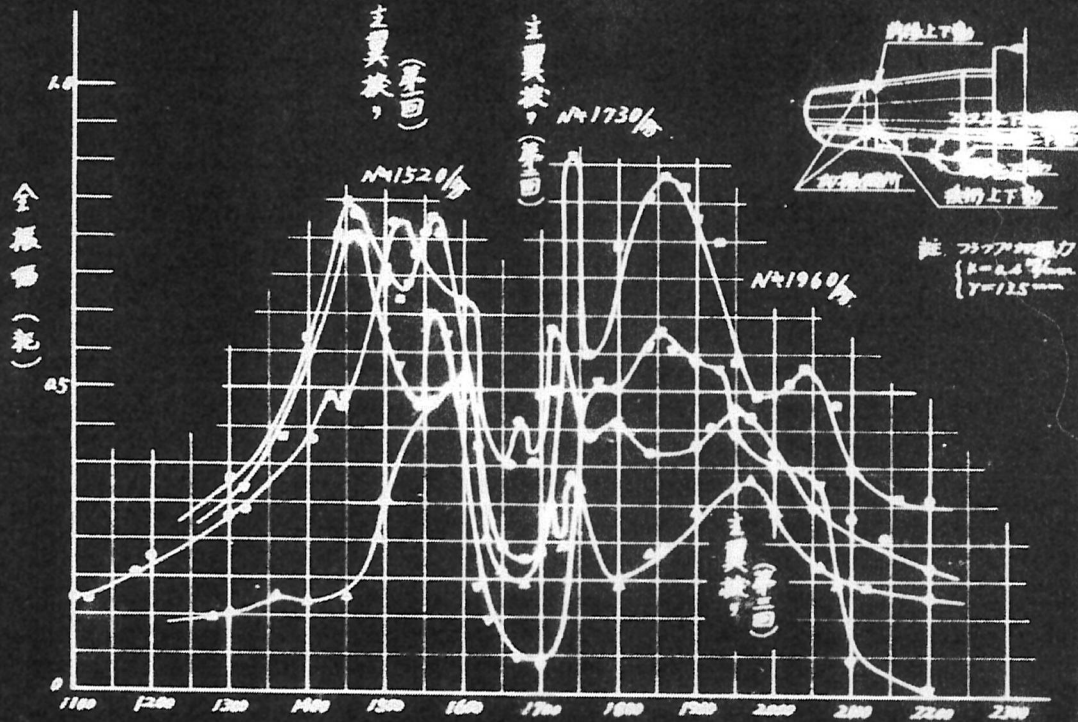
$N=1730 \text{ rpm}$  振動時  
主要振り(第二回)



昭和19.7.24  
東京大学工学部理研機

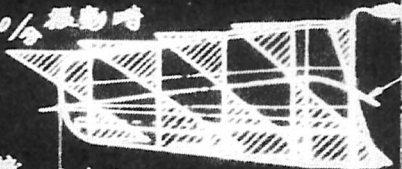
尤紐主翼披、共振曲線と振動型 (フワフワ部、主翼4本、機頭)  
(フワフワ部、主翼-固定ス)

加振法 尤紐補助翼と機頭をそれぞれフワフワ式=20純粋に振動させ、  
スプリング定数  $K=0.4 \text{ 万}$ mm フワフワ部中心  $Y=120 \text{ mm}$ .



$N=1520 \text{ 分}$  振動時

主翼披 (第一回)



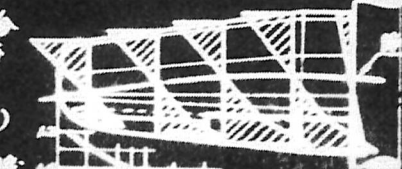
振り角分布

全振幅(記)



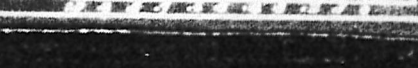
$N=1730 \text{ 分}$  振動時

主翼披 (第二回)



振り角分布

全振幅(記)



振動数毎分

$N=1960 \text{ 分}$  振動時  
主翼披 (第三回)



振り角分布

全振幅(記)



記録日 19.7.27

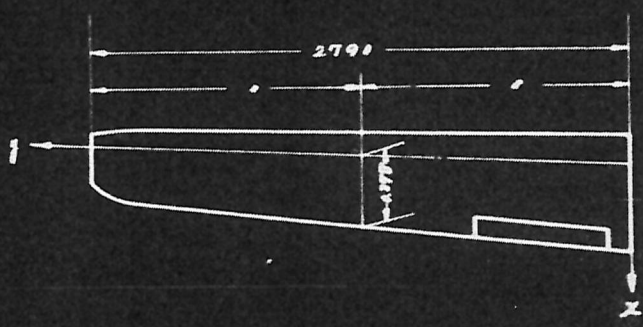
記録所 陸軍航空技術研究所

試製景雲 (第0號機)

操縦翼質量特性

補助翼  
(左舷)

機尾:  $h_{60}$



要目	操縦翼名稱		昇降舵	方向舵
	右舷	左舷		
重量 $w_a$ (g)		1780		
重心位置	$\bar{z}$ (m)	-0.0106		
	$\bar{y}$ (m)	1.101		
操縦翼の弦長 $l_a$ (m)		0.370		
$Q_a = \bar{z}/l_a$		-0.028		
操縦翼の質量特性係数 $\frac{1}{l_a} \int y z dy$		0.0004		
操縦翼の回転半径 $l_{ra}$ (m)		0.145		
$\alpha_a = l_{ra}/l_a$		0.374		
記 事				
			完成日 19. 7. 24	完成者 阿部 貞太郎 阿部 九郎 他

主要な振動測定

主要振動試験車路への改正確たる限界速度、推定  
田部アロヒ、主要剛性値の振動車より得られ、補助剛  
性中心位置線路前方 20 兆 → 限界速度係数 7.50 ±  
トツア 表文へナク思ハル故 是より  $v_c / f_{r1} \pm = 5$  トシテ  
限界速度ヲ推算スレバ 次ノ如クナル。

$$v_c = 5 \times f_{r1} \pm = 250 \text{ m/s} \\ = 485 \text{ km/h}$$

# 参考事項

## 試験時重量状況

設計標準=重量係

区分	重量 (g)
主翼	750.
胴体	460. (尾輪も含む)
尾翼	140.
主脚	400. } (車輪も含む)
前脚	90. }
操縦	120.
前線等	80.
其他	100.
計	2,140 (g)

約 2,140 g

註「其他」座席重量操縦系冷却空気導風装置重量等を含み

発動機本体	1800 g
前車輪	15.1
主車輪	75.5 × 2 = 151.0 g

2,140.

15.1 ---- 前車輪

151. ---- 主車輪

150. ---- 搭乗員

2,456.1

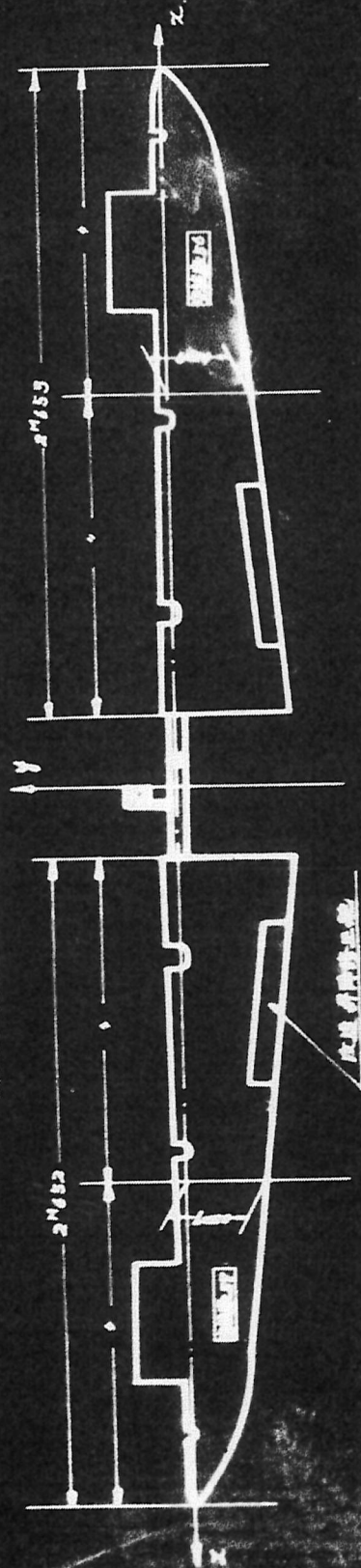
100. ---- 駐索装置、胴体上頭部、塔載

2,556.1

試験時重量 2,556 g

終

# 雲景 昇降舵質量特性比較表



項目	質量 (kg)	重心位置 Z (m)	重心位置 Y (m)	慣性モーメント I <sub>xx</sub> (kg·m <sup>2</sup> )	$\delta = \frac{I_{yy}}{I_{xx}}$	降舵質量係数 $\frac{m}{m_0}$	$K_{\delta} = \frac{K_{\delta}}{K_{\delta_0}}$
此機用降舵	30.5	-0.003	0.028	0.699	-0.013	0.1515	0.46
昇降舵品 質量 (kg)	30.45	-0.003	0.028	0.723	-0.015	0.1540	0.47

20.5.16

生田田尾景雲隊

19.9.23

降舵部 降舵品



# 試製景雲 (第1号機)

## 地上振動試験

d-03-34

機 体	R2Y1 Y40 (第1号機)
実験目的	音響機試作に伴い振動上、特性の調査し、実用上 危険若くは不快なる振動生じ、有意の推定スレト共、機体 振動=因る各種考案資料を得る=ヲ。
成果 並 所見	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 本機、主翼部、振動数へ通入する以て現状=より 制限速度の350km/hに至る翼部、模型試験の行=正確に 制限速度の推定スレト共、制限速向上=必要なる剛性 増大を決定スル要アリ。</li> <li>2. 尾節内後部振動数へ剛性不足、昇降舵への 剛性不足、不足の感アリ、改善の増設スル可、認め。</li> <li>3. 各種質量平衡に充分=より昇降舵を方向舵へ結合 減速、余地アリ認め、尾節翼部、模型試験終 了後一式=決定スルトシ、並に、現状通りトス。</li> <li>4. 「フワッ」全上由後昇降舵「フワ」ハ剛性不足、感 アリ以て剛性試験実施上、増大を決定スル要アリ。</li> <li>5. 動力装置固有振動数へ剛性不足アリ。</li> </ol>
期 日	昭和 19年 9月 7日 ~ 10日
場 所	飛行機部第三工場
担当者	海軍技師 松平 精      海軍技師 石井 正春 海軍技師 渡辺 泰男      海軍技師 所部 油田 節 海軍技師 波多 新
実験者	鈴木 孝雄 同本 佐藤 隆司
整理者	高橋 高木 和彦 同本 藤本 湯本

### 目 次

班長	
係官	
係員	
従長	
調整者	昭和19年9月

頁	名 稱
1	地上振動試験成績
2	主翼部の共振振動数と振動型
3	主翼部
4	尾節部
5	尾節上下
6	尾節左右
7	動力装置部=フワッ=フワッ部振動
8	各種回転部試験
9	各種質量平衡

試果果雲(第1巻機)比上振動試験成績

1) 主要固有振動数

	振動の種類	振動数(分)	備考
主翼	第一次曲げ	480	
	第二次・	1300	
	捻り(第一)	1520	
	・ (第二)	1840	
尾部	下心捻り	625 (920)	
	上下	540	
	水平尾翼曲げ	1050	
	上心捻り	1070	
動盤	上下	560	
	捻り	710	
	縦振	1080	
子架	上下動	850	
	左右動	590	
動翼	複動翼回動	1160	
	昇降機(第一)	780, 910	
	・ (第二)	1075	
	・ 捻り	1420	
	・ 曲げ	2200	

機体支持法

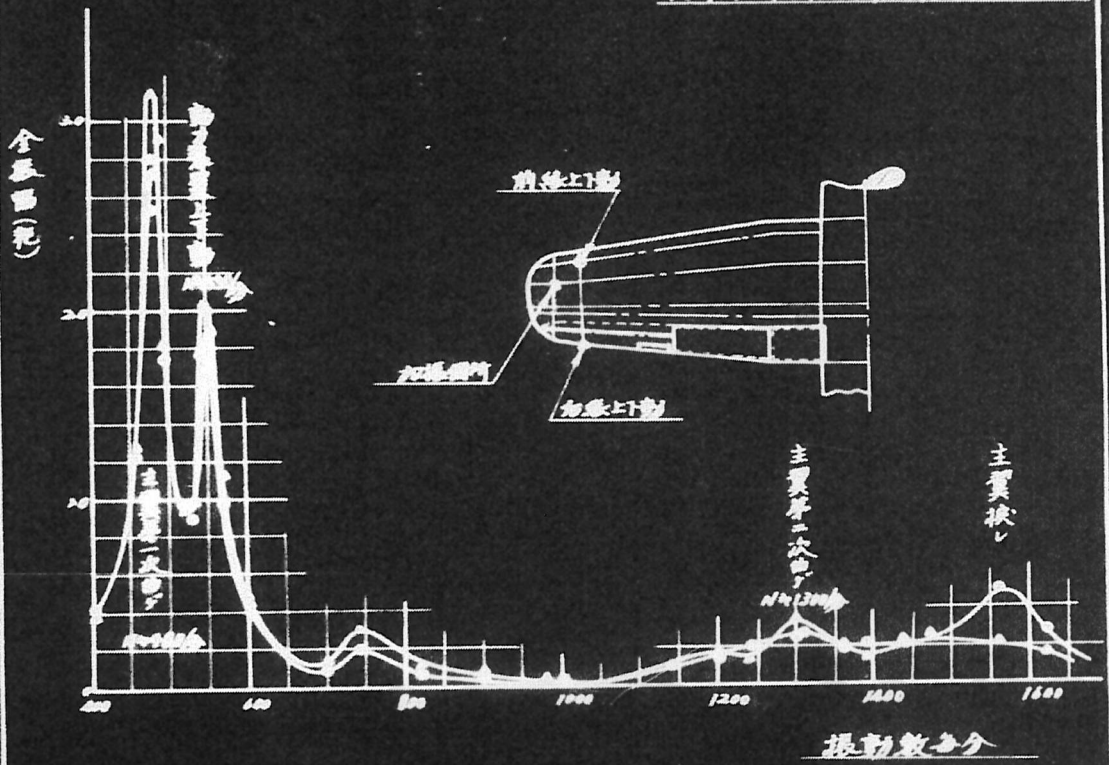
全機弾性懸吊, 主脚前車輪引込  
 振動盤支持法 昇降機支持法  
 座車搭載 75kg x 2 = 150kg  
 試験時重量 6747 kg  
 但し 昇降機重量, スピナー等含まず

2) 下具合調所

「フリップ」共振 2979  
 昇降機共振 2979  
 延長軸受共振 2979

### 試製景雲主要曲の共振曲線

加振法 左舷主翼端→7227式=0.9上下動157  
スプリング弾性 $k=0.47/mm$ 、7227幅 $b=15.5mm$

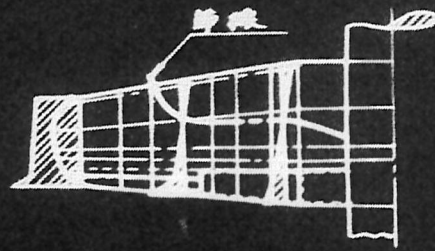
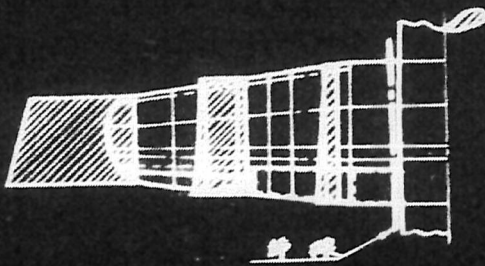


### 主要曲の振動型

加振法 左舷主翼端→7227式=0.9上下動157  
スプリング弾性 $k=0.47/mm$ 、7227幅 $b=15.5mm$

N=400/分 第一曲

N=1300/分 第一曲

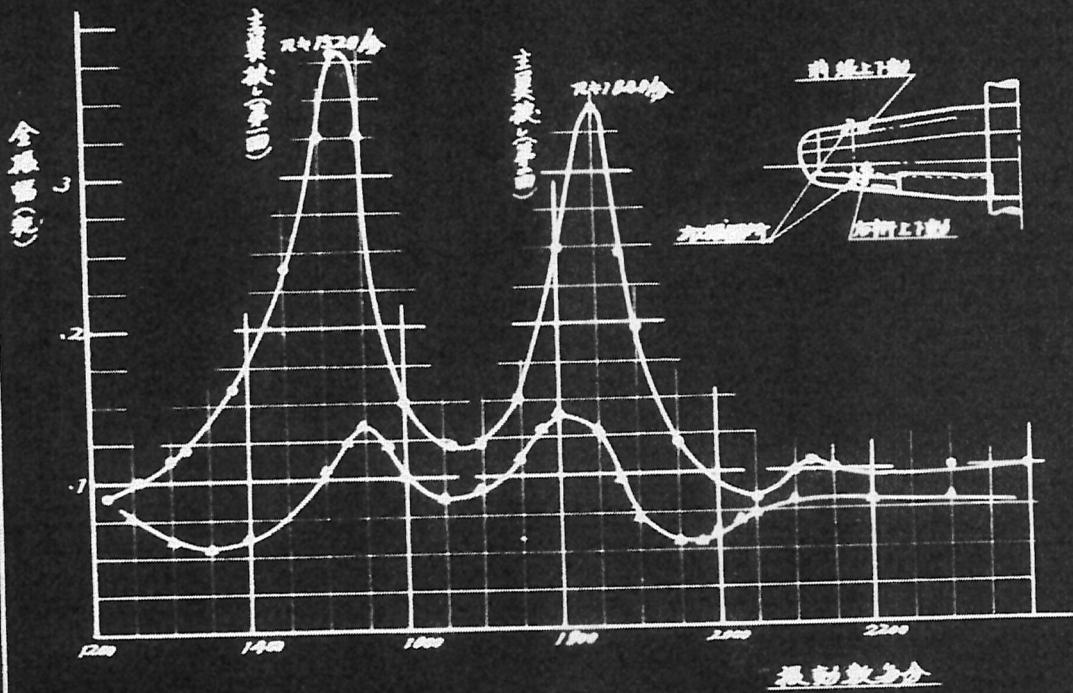


実験日 19. 9. 7.

実験者 島田清次 堀元吉 渡辺

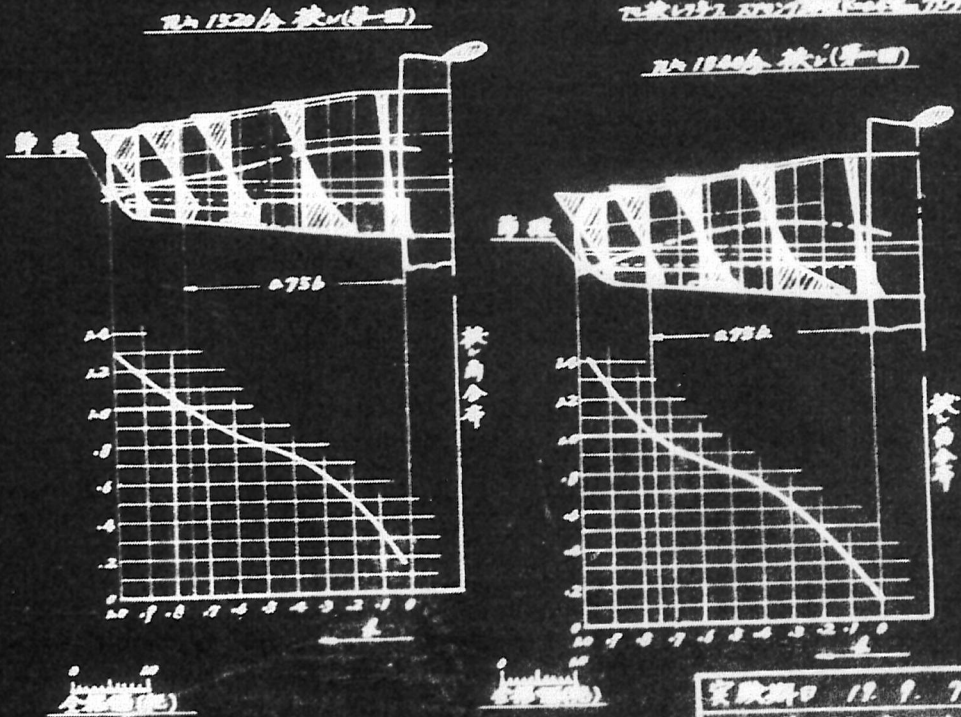
### 試製景雲主要振動振動曲線

加振法 左舷横揺動機中機軸部入振→777式→99絶縁付  
枕レタス スプリング厚さK=0.4mm、777厚さT=15.5mm



### 主要振動の振動型

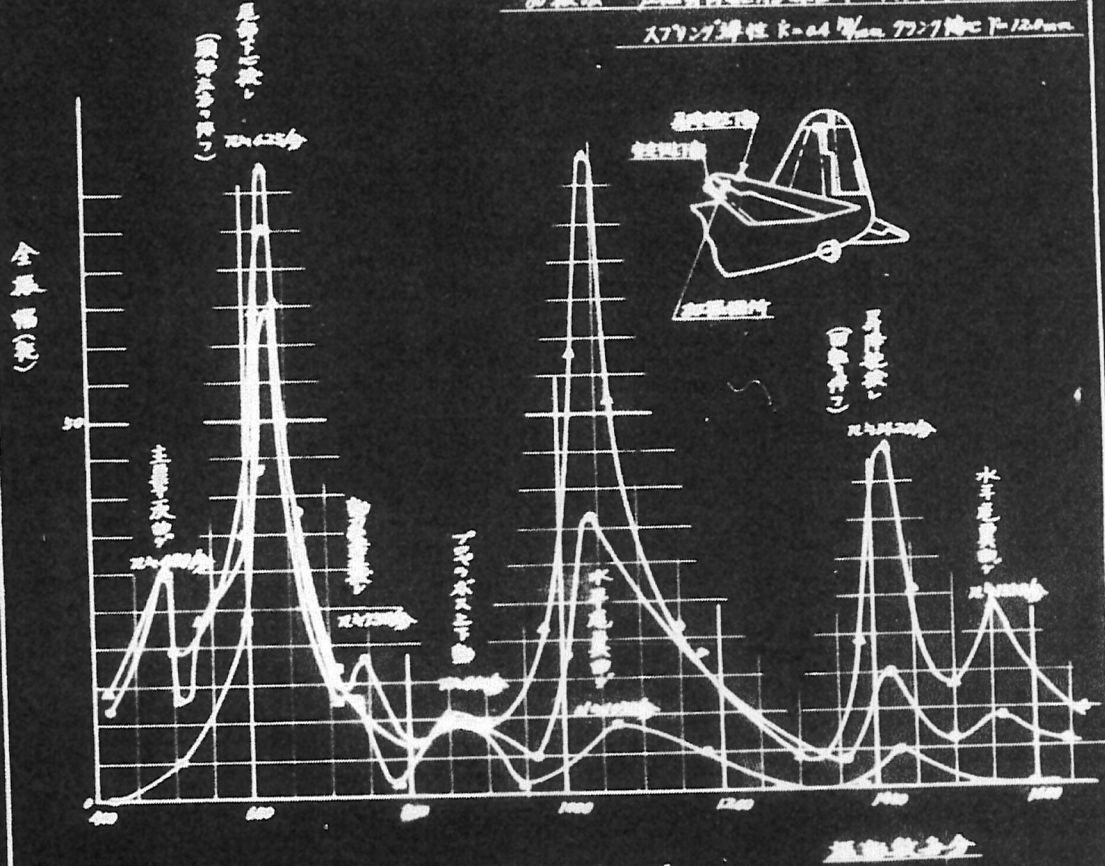
加振法 左舷横揺動機中機軸部入振→777式→99絶縁付  
枕レタス スプリング厚さK=0.4mm、777厚さT=15.5mm



実験日付 19.9.7  
実験者 岩倉 隆夫 大塚 九郎

### 試製果雲尾節舵共振曲線

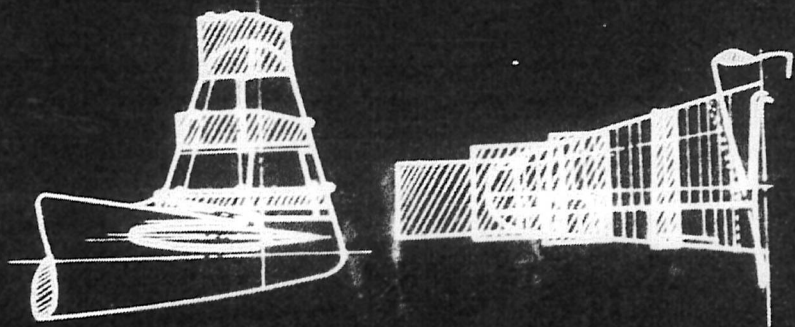
初振法 左舷着陸機材防護部→777(式)上下動時7  
ス777(式) K=0.4 777(式) F=12.9mm



### 尾節振動型 別

初振法 左舷着陸機材防護部→777(式)上下動時7  
ス777(式) K=0.4 777(式) F=12.9mm

777(式)分下へ接し

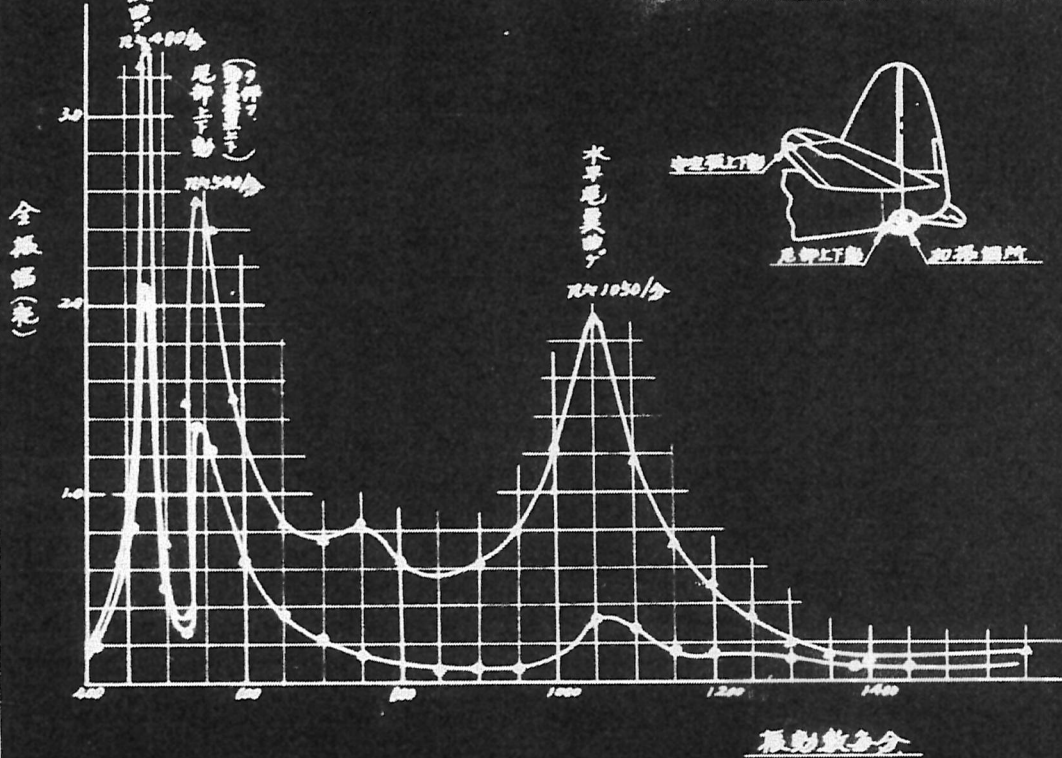


全振幅(%)

19.9.8  
東京大学工学部

### 試製零翼尾部上下共振曲線

加振法 胴体尾端へフランク式=22上下動2分7  
スプリング弾性 $K=10^7$ mm<sup>2</sup> フランク中心 $r=120$ mm

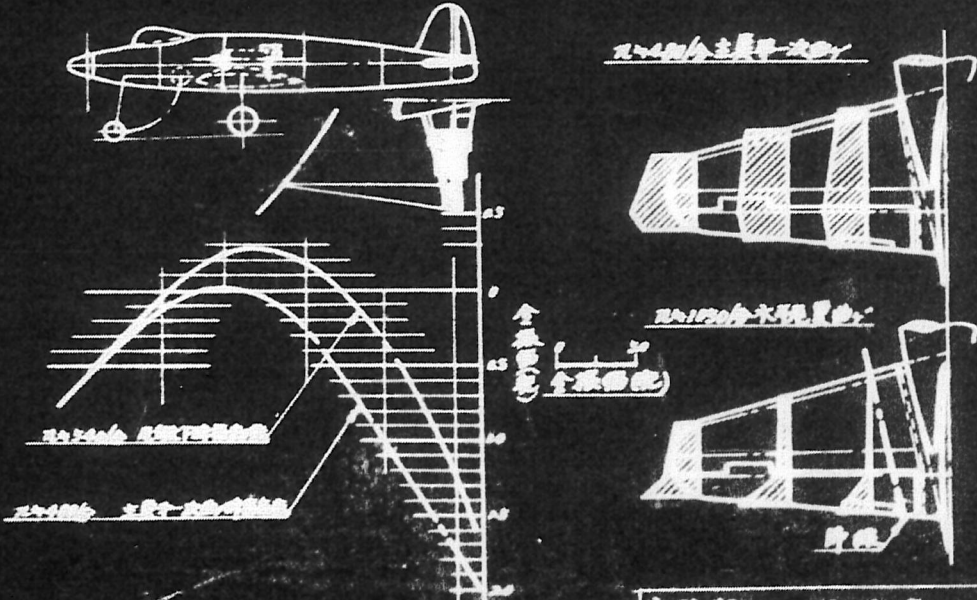


### 尾部振動型

尺法

N=500/分

加振法 胴体尾端へフランク式=22上下動2分7  
スプリング弾性 $K=10^7$ mm<sup>2</sup> フランク中心 $r=120$ mm

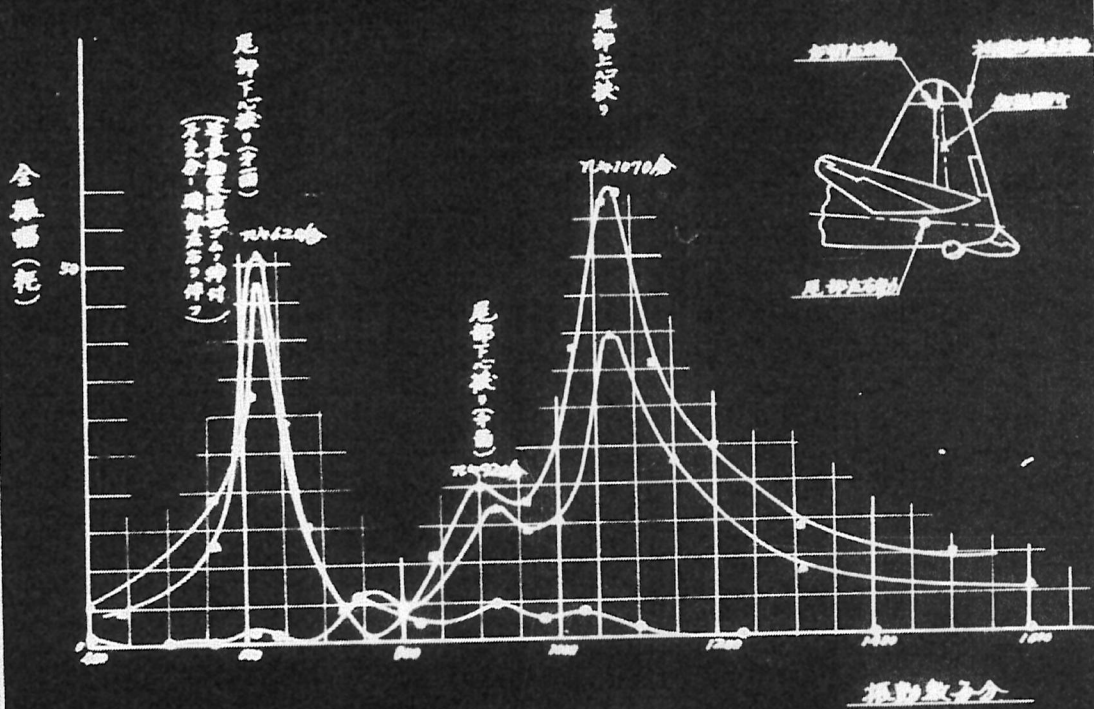


実験期日 19. 9. 7  
実験者 尾崎清三郎(尾崎清三郎)

### 試製果實尾部左右振動線

加振法：方向舵中央螺番部-7777式-29左右動0.57

スプリング定数ト=10<sup>4</sup>dyn/cm 7777幅=1-155mm

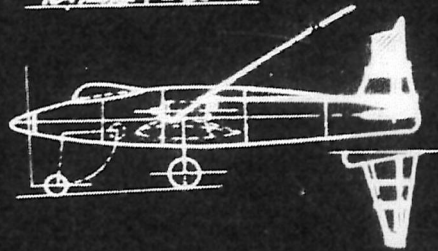


### 尾部振動型

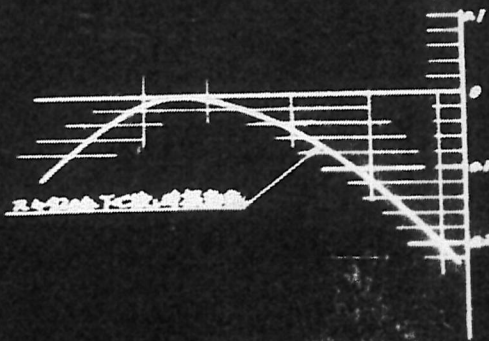
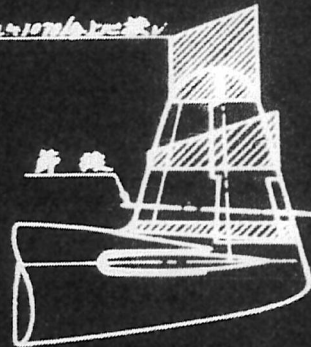
加振法：方向舵中央螺番部-7777式-29左右動0.57

スプリング定数ト=10<sup>4</sup>dyn/cm 7777幅=1-155mm

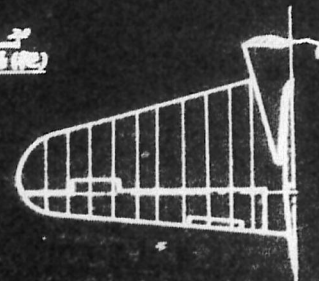
7777全下に振の時



7777全上に振の時



7777全下に振の時  
全振幅(耗)

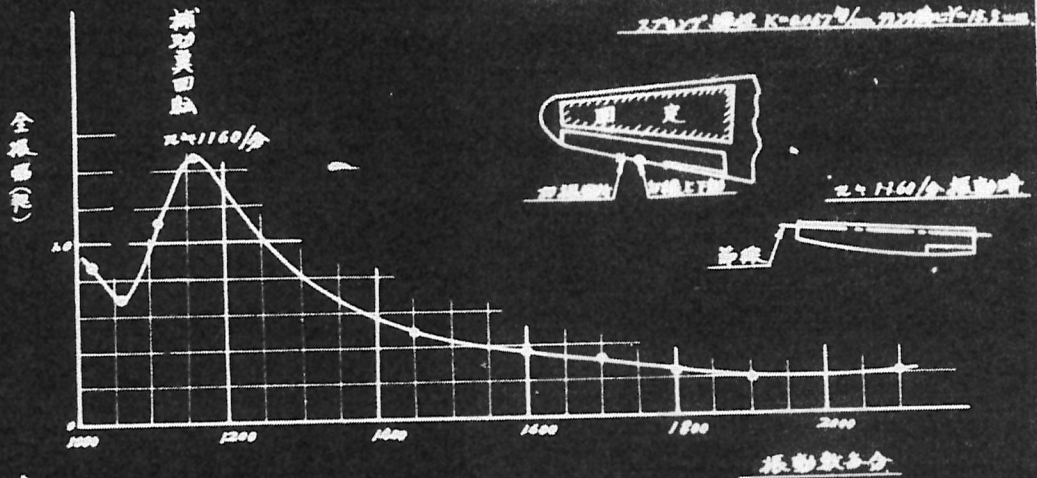


試験機 19. 9. 0  
 試験者 岩島清太郎(尾尾尾)



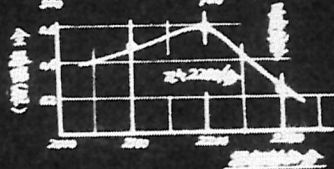
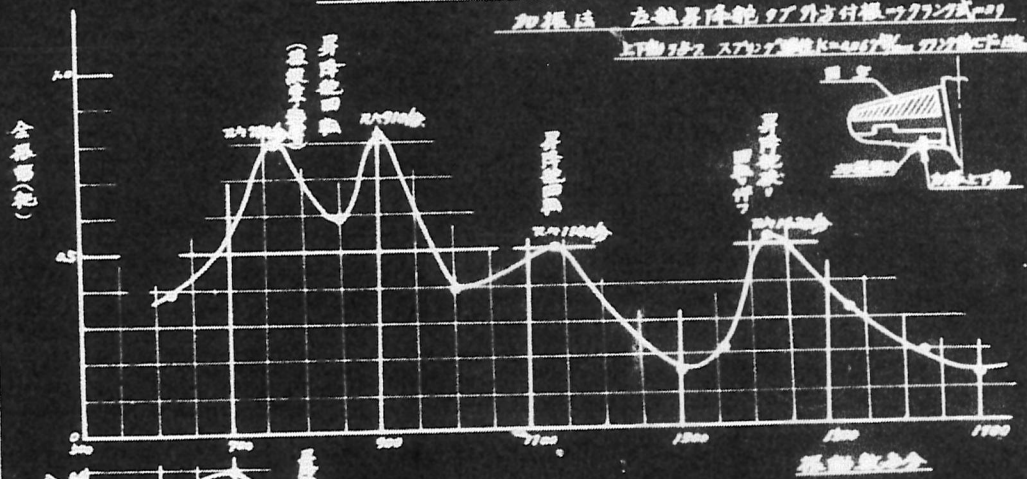
### 試製乗客補助翼回転共振曲線

加振法 左舷補助翼片振→7777式→上下動1/2寸  
スプリング定数  $K=4467$  重  $W=15.8$  重



### 昇降舵回転共振曲線

加振法 左舷昇降舵 7777式付振→7777式→  
上下動1/2寸 スプリング定数  $K=4467$  重  $W=15.8$  重



### 昇降舵振動型

加振法 左舷昇降舵 7777式付振→7777式→  
上下動1/2寸 スプリング定数  $K=4467$  重  $W=15.8$  重

777分 昇降舵振動型



(左舷)

777分 昇降舵振動型



(右舷)



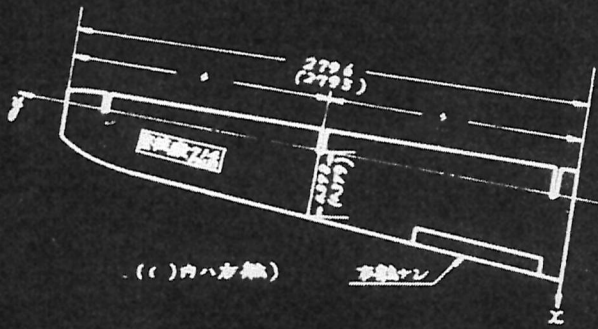
777分

実験日期 1939. 9. 10  
実験者 芳澤 謙太郎 九島 隆一

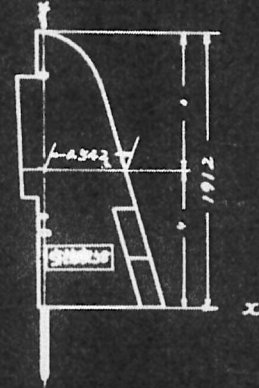
試製景雲 (第1機)

操縦翼質量特性

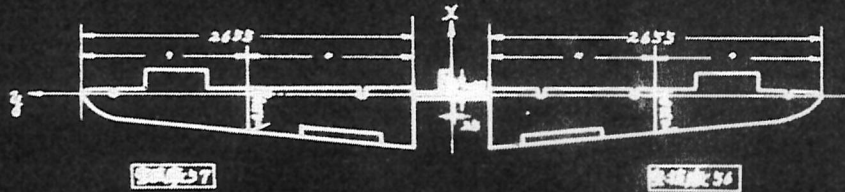
補助翼  $\approx 1/60$



方向舵  $\approx 1/60$



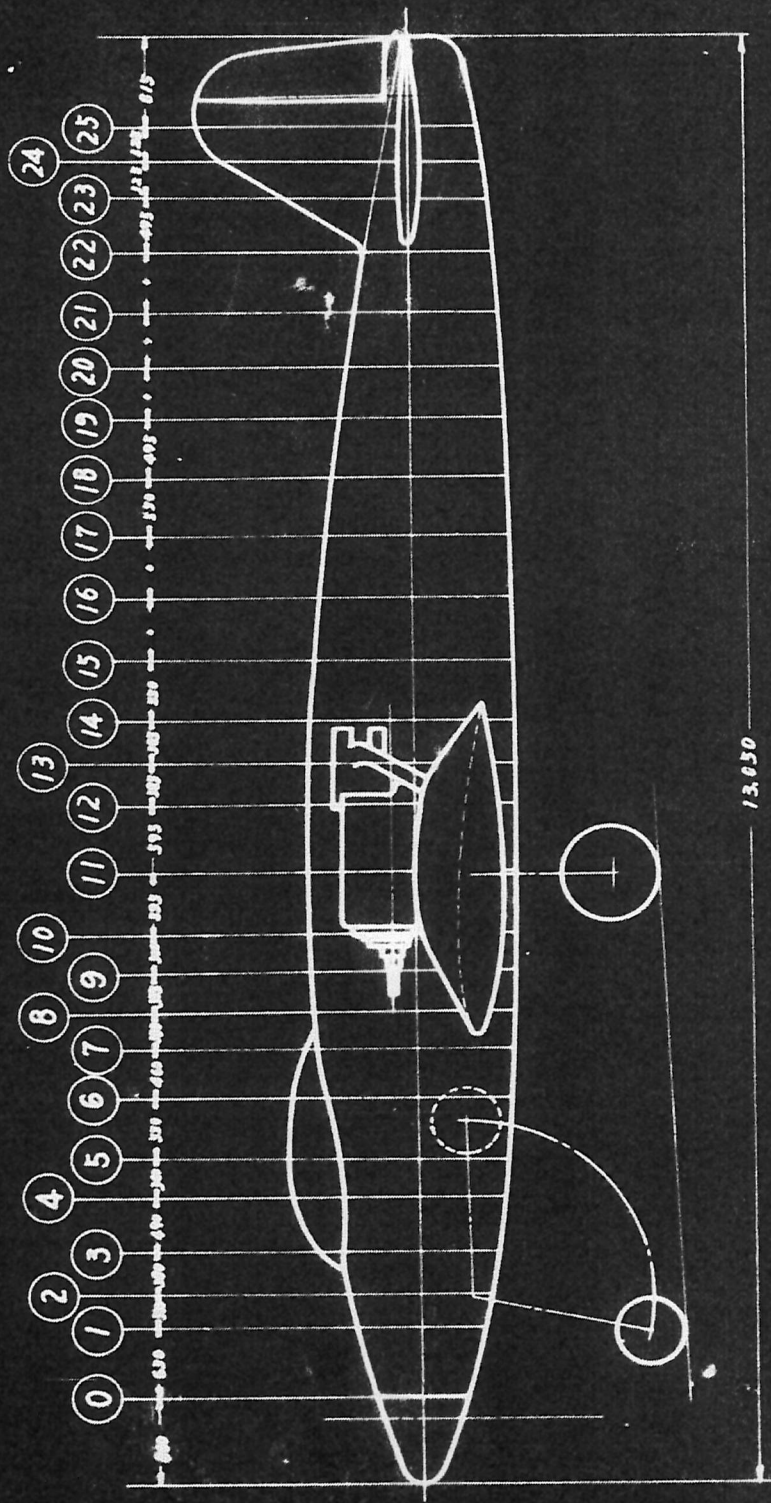
昇降舵 (両軌連結)  $\approx 1/60$



項目	操縦翼名稱		昇降舵	方向舵	
	左軌	右軌			
重量 $W$ (g)	23.5	16.5	30.45	21.7	
重心位置	$\bar{x}$ (m)	-0.0214	-0.021	-0.0049 (0.00)	0.020
	$\bar{y}$ (m)	1.059	1.200	0.0025 (0.00)	0.068
規定操縦翼の弦長 $l_a$ (m)	0.378	0.379	0.227	0.542	
$C_{L_0} = \bar{y}/l_a$	-0.0566	-0.0554	-0.015	0.0316	
規定操縦翼の面積 $S_a$ (m <sup>2</sup> )	0.0546	0.0348	0.0738	0.1163	
規定操縦翼の回転半径 $r_a$ (m)	0.1508	0.1437	0.154	0.229	
$r_{L_0} = \bar{y}/r_a$	0.399	0.379	0.471	0.422	
記事			両軌連結 既一機用 2.775m 17.000mm	17.000mm 既一機用 2.775m	
			19.8.23		

# 試製景雲(軌第1號機)

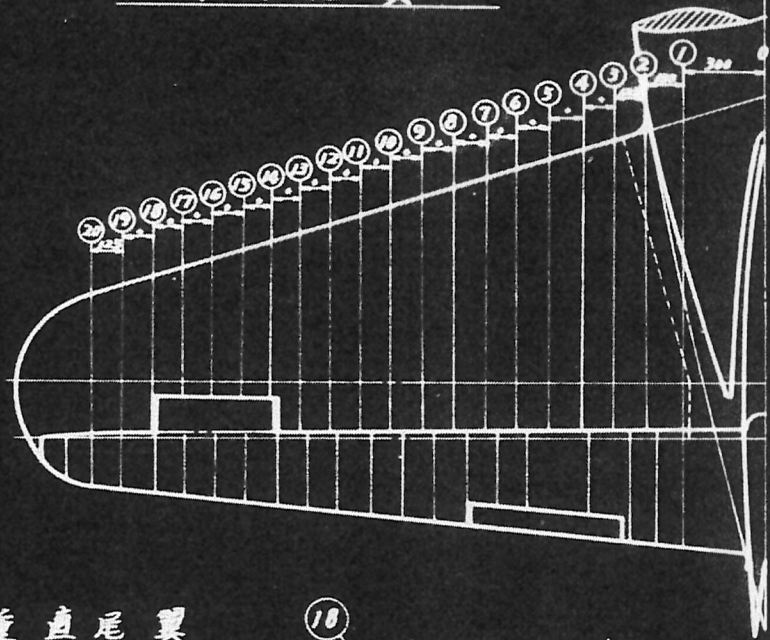
## 胴体線圖



試製景雲 (航第1號機)

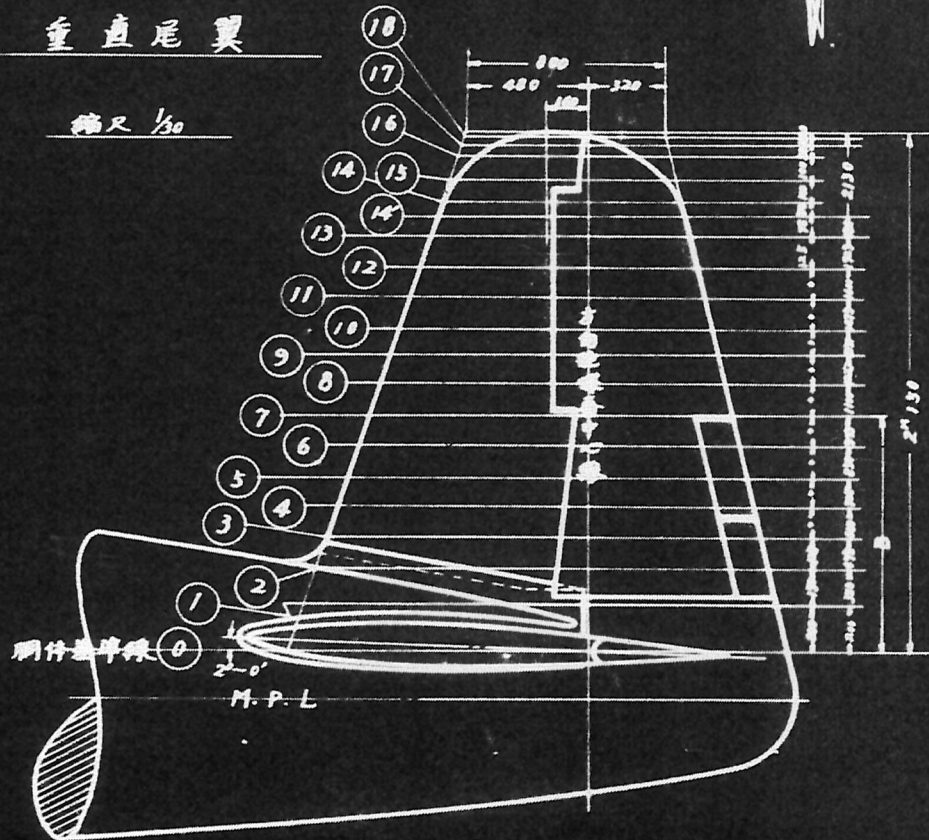
水平尾翼

縮尺 1/50



垂直尾翼

縮尺 1/50



胴体基準線 0

M.P.L