

曾紀
師



A6M1

7977-実験





所見：—

実物機=於て

◎ GJの計算値の大小
(附振、但下、65%の+77)
(後述、radius等)

◎ Wing demilit
7.0位+77 (7.5 次)
Wt. 920

◎ chord 長
約 10% 増大 $Y = \frac{1}{V} \sqrt{\frac{mg}{PSC}}$ $\therefore \sqrt{GJ} = 44.161 \approx 20$

◎ inertia axis 50%
elastic axis 39% ← [小骨 ③ 38.5%
⑬ 40.25%
⑰ 43%
⑳ 44.8%]

⑧ = mass balance = 良好 + 7
第 6 回 集 略 約 10% 増大

上記 = 20 Ver. 更 = 大 + 7 + 思
 $1.1 \times 1.1 \times 1.05 = 1.27$ 27% 増大
 $465 \times 1.27 = 590 \text{ knot}$

A6M1 フラッタ-実験

実験場所 三菱重工業株式會社名古屋航空機製作所

実験期間 昭和十三年十月

実験担当者 技術部研究課技師 藤野勉
技術部研究課二等図手 角岡一郎

報告製作者 藤野勉

目的 模型実験=依りA6M1 フラッタ—限界速度
ヲ測定シ以テ設計上ノ資料=供セントス

成果概要 実験結果ヲ相似ノ法則=依リ実物ノ限界速度ヲ
推算シ地上=於テ421節高度1500^m465節ヲ得
タリ

目次

	頁
§1 目的	1.
§2 模型	1.
§3 主翼フラッター実験	6.
§4 振れ剛性計算	8.
§5 振れ振動数計算	10.
§6 フラッター限界速度推算	11.
§7 Schlip's diagram	14.
§8 フラッター限界速度、高度ニ依ル影響	14.
§9 補助翼フラッター実験	16.
§10 reversal speed 測定	19.
§11 補助翼初キ、低下率、計算	21.

A5M2b 振動実験成績
第75号

主翼 $N_1 = 225$
 $N_2 = 750$ $C = 1665$
 $N_3 = 1600$

胴体尾翼 $N_1 = 260$
 $N_2 = 1150$ 胴体振 \checkmark
 $N_3 = 1920$ 胴体 \checkmark

胴体垂直尾翼 $N_1 = 960$
 $N_2 = 1150$ 胴体模 \checkmark
 胴体振 \checkmark

§1 目的

本実験、目的ハAGMI. 主翼ノ主翼翼振レ限界風速ヲ相似模型ニヨリ求メ設計上ノ資料ニ供セントスルニデアリ。本機ハ終ニ速度相当大デアリガ翼構造上燃料タンク及降着装置ノ為外致ノ一部ガ切取ラレ。コノ部分ニ於テ振レ剛性ノ低下ヲ予想サレ。主翼ヲラツター限界速度ヲ正確ニ求メルコトガ必要デアリ。

§2 模型

模型 AGMI. 1/4 相似模型ヲ木製ノ桁及小骨ニゴム膜ヲ被覆シタニデアリ。

符号及諸元

名称	符号	実物	模型
翼面積	S	9716 ^{m²}	06072 ^{m²}
半翼幅	s	5.5 ^m	1375 ^m
平均弦長	C	177 ^m	04425 ^m
補助翼中心断面マデ距離	l	343 ^m	08575 ^m

9.94

1.930

質量分布成ルバク実物=合セテ。

	実物重量	予定重量	模型重量
前桁 (67)	45kg	703gr	701gr
後桁 (47)	30kg	469gr	468gr
小骨 (44)	325kg	508gr	670gr
外鋸 (75)	325kg	508gr	506gr
補助翼 (17)	75kg	117gr	117gr
フラップ翼 (9)	9kg	141gr	140gr
降着装置 (5)	52kg	812gr	926gr
燃料タンク	134kg	2094gr	2094gr
20 ^{mm} 機銃	425kg	665gr	532gr

和次 265kg
(286kg)

翼密度

翼密度6ハ次ノ様ニ定義サレル

$$\rho = \frac{m}{Sc} \quad \text{kg/m}^3$$

但シ
 m (kg) 主翼重量
 S (m²) 主翼面積
 c (m) 主翼平均弦長

実物及模型=於テル翼密度ハ次ノ値ヲ有ス

構造物ノミノ場合

$$\delta = \frac{285}{2 \times 1.2 \times 9.94} = 6.7$$

$$= 7.46$$

↑
中三項

	m (kg)	δ (kg/m ³)
実物	156.5	9.1
模型	2562	95

機銃脚ヲ入レタ場合

	m (kg)	δ (kg/m ³)
実物	251.0	14.6
模型	4020	15.0

燃料タンクヲ入レタ場合

	m (kg)	δ (kg/m ³)
実物	385	22.4
模型	6.117	22.9

剛性

l=0.78ノ断面=集中荷重W及捩レモーメントMヲ加ヘ
変位S及捩レ角θヲ測定シ撓ミ剛性及捩レ剛性
ヲ測定ス

360

$$\begin{array}{r} 280 \\ \underline{265} \\ 275.5 \\ 46 \\ 39 \\ 2.68 \\ 70.6 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 280 \\ 275.5 \\ 46 \\ 39 \\ 2.68 \\ 70.6 \\ \hline 713.78 \text{ kg} \end{array}$$

$$\delta = \frac{713.78}{22.44 \times 1.93} = 16.47 \text{ (脚ヲ入ル)} \\ \text{実測}$$

撓剛性試験

W (kg)	δ (m.m)
0.075	0.59
0.125	0.97
0.175	1.33
0.225	1.75
0.325	2.51
0.425	3.23
0.525	4.09
0.725	5.60

$$k_{\phi} = \frac{W}{\delta} l^2 = 120.3 \text{ kg m/radian}$$

$$\text{但} \Rightarrow l = 0.78 = 0.963 \text{ m}$$

$$\frac{k_{\phi}}{P.83} = 370$$

実機
供試体荷重試験
NO. 19 Rib = 羽

$$M = 200 \times 2.2 + 200 \times 1.6 = 440 + 320 = 760 \text{ kg-m}$$

$$\theta = 0.0069 \text{ radian}$$

$$m_{\theta} = \frac{M}{\theta} = \frac{760}{0.0069} = 1.1 \times 10^5 \text{ kg-m/rad}$$

$$\rho = \frac{1}{8} \text{ kg-sec}^2/\text{m}^4$$

$$b = 12 \text{ mm}$$

$$c = 1.93 \text{ m}$$

$$I = 200 \times 4.1 = 820 \text{ kg-m}$$

$$\phi = \frac{5.2}{3900} = 0.00133 \text{ rad}$$

$$l_{\phi} = \frac{820}{0.00133}$$

$$l_{\phi} = \frac{6.17 \times 10^5}{\rho b^3} = \frac{1}{8} \times 12^3$$

$$= 2.86 \times 10^3$$

wing density

$$\sigma = \frac{m}{Sc} = \frac{713.78}{22.44 \times 1.93} = 16.47 \text{ kg/m}^3$$

area 22.44

$$\frac{m_{\theta}}{\rho b c^2} = \frac{1.1 \times 10^5}{\frac{1}{8} \times 12.0 \times 1.93^2} = 1.97 \times 10^4$$

剛性係数

$$\gamma = \frac{l_{\phi} / \rho b^3}{m_{\theta} / \rho b c^2} = 6.89$$

実験結果

$$\frac{1}{V} \sqrt{\frac{m_{\theta}}{\rho b c^2}} = 0.83$$

$$\therefore V = \frac{\sqrt{1.97 \times 10^4}}{0.83} = \frac{140}{0.83} = 169 \text{ m/sec}$$

$$= 610 \text{ km/h}$$

$$= 330 \text{ kt}$$

J.A.S. 表

$$\frac{1}{V} \sqrt{\frac{m}{\rho b c^2}} = 0.83$$

捩れ剛性試験

M(kg m)	θ_1	θ_2	θ_3	θ_4	θ_5
00375	00075	00057			
00625	00127	00093			
00875	00180	00129			
01125	00231	00163	00081	00028	00012
01625	00328	00241			
02125	00436	00319	00151	00054	00024
02630	00544	00399			

$$m_{\theta} = \frac{M}{\theta} = 5.00 \text{ kg m/radian}$$

$$\frac{m_{\theta}}{\rho b c^2} = 1485$$

$$\gamma = \frac{l_{\phi} / \rho b^3}{m_{\theta} / \rho b c^2} = 2.50$$

弾性軸 33%

振動数

模型ヲ補助翼中心断面前縁ニ於テクランク式
催振器ニヨリ強制振動ヲ與ヘ振幅ヲ測定ス。
試験ノ結果 $n = 4.25$ = 於テ殆ド純粹
ノ屈曲振動ヲ $n = 9.80$ = 於テ殆ド純粹
ノ捩レ振動ヲ觀測スルコトガ出来タ。

計測結果ハ才四圖ニ示ス

図ヨリ

捩ミ振動数 $n_b = 4.25$
捩レ振動数 $n_t = 9.80$

振動數比 $r = \frac{n_b}{n_t} = \frac{4.25}{9.80} = 0.433$ $\frac{n_t}{n_b} = 2.3$

§3. 主翼フラッター実験

實際 $\frac{2500}{630} = 3.9$

模型ヲ寫真四ニ示ス如ク風洞内ニ片持ケ式ニ
固定シフラッターニ入ル限界速度ヲ測定ス。

1. 迎角ト限界速度トノ關係

α	$V(m/sec)$
-8°	16.5
-6°	17.5
-4°	18.3
-2°	18.8
0°	19.0
2°	19.8
4°	20.0
6°	21.6

(水五図参照)

負、迎角=於テハ限界速度ハ小サク迎角ヲ大キクスル
ニツレ限界速度ハ上昇スル。他、実験=ヨレバ迎角
ヲ更=大キクスレバ 限界速度ハ更=落ケルガ本実験
=於テハ $\alpha=6^\circ$ マデ上ゲテモ 限界速度ハ上昇氣味
デ更=迎角ヲ増大スルト翼、撓ミガ大キク静的荷
重ノ為破壊、恐ガアル為 6° デ中止シタ。

2. 主翼前縁=ツケタ「マスバランス」ノ影響

翼、重心ヲ前進サセル為=補助翼中心断面前縁=
集中質量 m' ヲ附シテラツター 限界速度ヲ測定シ
其ノ影響ヲ調べタ。

m' (gr)	m'/m	V (m/s)	V (m/s)
0	0	19.0	19.8
452	0.0176	18.8	
639	0.0249	18.9	
1070	0.0416	19.8	21.1
1622	0.0630	20.2	21.7
2074	0.0805	21.0	
2762	0.1075	22.6	24.8
3214	0.1253	25.5	入ラス
3401	0.1325	26.9	
4045	0.1576	入ラス	

但シ m' トシテハ主翼、構造部分、重量ノミヲトル。
右例ハ胴体部分ヲ硬クシタ場合デアル。

§4 捩れ剛性計算

主翼の捩れを受け持つ部分の前縁を含む外鋸及び後桁
 のウェッジの周囲をレタル面積と見做し、捩れ剛性計算
 には Bredt's formulæ を使用す

$$GJ = \frac{4GA^2}{\oint \frac{ds}{t}}$$

但し

$$G = 2800 \text{ kg/mm}^2$$

A は薄鋸の周囲をレタル面積

t は薄鋸の鋸厚

s は薄鋸に沿って測つた距離

断面 1, 2, 3 = 於ては燃料槽及脚が入る為
 外鋸の一部が切取られ、剛性低下が伴う。
 この剛性低下率を完全な場合の 65% と假定す。
 かくして各断面の GJ を計算出来る。テアル断面に
 捩れモーメント M を加へた時、捩れ角 θ は次の如くして
 求められる

$$M = GJ \frac{d\theta}{dy}$$

$$\therefore \theta = \int_0^l d\theta = \int_0^l \frac{M}{GJ} dy = M \int_0^l \frac{dy}{GJ}$$

$$\therefore m_\theta = \frac{M}{\theta} = \frac{1}{\int_0^l \frac{dy}{GJ}}$$

才一、才二、才三、才四案 = 於ケル GJ 分布ハ才九圖
 ノ如シ。次 = 補助翼中心断面マデ 1/GJヲ求メ之ヲ
 積分シ之等ヨリ m_{θ} ヲ計算スレバ次ノ如シ

	m_{θ} (kg-m/radian)
才一案	42500
才二案	45700
才三案	48600
才四案	54200

次 = 0.75 = 於ケル断面 1/M θ ヲ m'_{θ} デ表セバ

	m'_{θ} (kg-m/radian)
才一案	33500
才二案	35500
才三案	37400
才四案	40400

§5. 振振動數, 計算

実物及模型 = 於ケル 振シ剛性及振シ振動數ヲ求ル

$m_{\theta_1}, m_{\theta_2}, n_1, n_2$ トスル 而シテ 相似法則ニヨリ

$$\frac{n_1}{n_2} = \left(\frac{J_2}{J_1}\right)^2 \sqrt{\frac{J_2}{J_1} \frac{m_{\theta_1}}{m_{\theta_2}}}$$

m_{θ} トシテハ 0.78 断面ヲ使用スレバ

	m_{θ_1}	m_{θ_2}	$m_{\theta_1}/m_{\theta_2}$	n_1/n_2	n_1	N_1
第一案	33500	500	6700	256	25.1	1506
第二案	35500		7100	263	25.8	1548
第三案	37400		7680	274	26.8	1598
第四案	40400		8080	281	27.6	1656

但シ n_1 ハ 1 秒間 1 振動數ヲ表シ N_1 ハ 1 分間 1 振動數ヲ表ス.

§6 フラッター - 限界速度推算

翼密度と換レ剛性フラッター - 限界速度、同、統計的
結果ヨリ フラッター - 限界速度ヲ推算スレバ次ノ如クナル

$$\rho = \frac{m}{S_c} \quad \text{kg/m}^3$$

$$Y = \frac{1}{V} \frac{m_0}{\rho S_c^2}$$

m_0 トシテハ 普通補助翼中心断面ガ使用サレルガ
A.6.M.1.1 場合補助翼中心ハ今マデノ統計ニヨル
モノヨリ少シ中心ニ近イト思ハレルノデ此所デハ0.7ノ
断面ヲ *reference section* トシテ使用スル。
統計的の結果ニヨリ ρ ト Y ノ 関係ハオハ八図ニ示サレル
図ヨリ次ノ表ヲ得ル。

ρ	91	146	224
Y	0.625	0.72	0.75

之ヨリ フラッター - 限界速度ヲ求メレバ次ノ如クナル。

ρ	91		146		224	
1	200 ^{m/s}	388 ^{kt}	174 ^{m/s}	338 ^{kt}	167 ^{m/s}	324 ^{kt}
2	205	398	178	346	171	332
3	211	410	183	355	176	342
4	219	426	190	369	182	354

$$n \geq 0.3 \times \frac{285}{1.695} = 50.4 / \text{sec}$$

$$n \geq 50.4 \times 60 = 3024 / \text{min}$$

knott \rightarrow m/sec $\rightarrow 0.516 \times$

振動せん法

$$n \geq k \frac{V}{L}$$

$V =$ 計画許容最高速度 (指示速度) $\times 1.3$ 倍

$$= 425 \text{ knott} \times 1.3 = 219.5 \times 1.3 = 285 \text{ m/sec}$$

$L =$ 動翼, 中中央 = 於ケル翼弦長

$$= 1694.85 \quad \text{at NO. 19 Rib}$$

$$K = 0.3 \quad \text{主翼}$$

$$= 0.12 \quad \text{尾翼}$$

次 = 実験結果ヨリフラッター限界速度ヲ求ムル
模型 = 就テ

$$m_{\theta} = 500 \text{ kg-m/radian (0.78 断面 = } \tau)$$

$$V_f = 190 \text{ m/s}$$

$$\therefore Y = \frac{1}{V_f} \sqrt{\frac{m_{\theta}}{\rho S c^2}} = \frac{1}{19} \sqrt{\frac{5 \times 8}{1.375 \times 0.4425^2}} = 0.642$$

胴体部分ヲ硬クシタ場合 = $V_f = 198 \text{ m/s}$ 故 $Y = 0.615$

次 = 実物ノ機 = ツキ計算スレバ

	m_{θ}	V_f (m/s)	V_f (m/s)
第一案	33500	194	202
第二案	35500	200	208
第三案	37400	208	217
第四案	40400	214	223

次 = 振動數ヨリフラッター限界速度ヲ求ムル

$$V = k n c \quad \text{トスレバ}$$

$$k = \frac{V}{n c} = \frac{190}{98 \times 0.4425} = 437$$

次 = 胴体部分ヲ硬クシタ場合 = $V = 198 \text{ m/s}$ デアルカラ

$$k = \frac{V}{n c} = \frac{198}{98 \times 0.4425} = 456$$

$$K = \frac{1}{k} = 0.22$$

之ヨリ實際ノ機ニ就キ計算スレバ勿論前ノ剛性
ニヨリ計算シテ値ト等シクナル。

	η	$V_f (m/s)$	$V_f (m/s)$
第一案	25.1	194	202
第二案	25.8	200	208
第三案	26.8	208	217
第四案	27.6	214	223

實際ニ於テハ 披レ振動數ハモット大キイト考ヘラレド、
何故ナラバコノ計算ニ於テハ 披レ剛性ノ計算トシテ後
桁ヨリ前方ノ外縁ニヨツテ圍メテ面積ヲノミツテイル
ガ實際ニ於テハ 桁自身及後縁モ披レ剛性ニ相當
ノ貢獻ヲシテイルモト考ヘラレド。

又披レ振動ノ型ニ於テモ 模型ニ於テハ 竹根ニ於テ
固定シテイルガ 振動ノ模様ガ多少異ルト思ハレド。

實際固定シテ場合ト自由飛行ノ状態ニ於ケル場
合ノ 限界速度ヲ比較スルト後着ノ方が少シ高クナツテ
イル。

§7 Schlip's diagram

飛行中翼ノ振動數及減衰性が如何ニ変ルカ又
フラッター限界速度附近デ振動ノ様子ガ如何ナルカ
ヲ見ルガニ風速ヲ色々変テ振動試験ヲ共鳴曲
線ヲトツタ。其ノ結果ハ才十四図ニ示ス
図ニヨリ共鳴曲線ノ山ガ風速ト共ニ如何ニ変化スルカ
ガ解ル

V=0ニ於テハ n=4.25 及 n=980ニ山ガP-b
フラッター限界速度附近デハ n=800附近ニ非常
ニsharpト山ガ出来ル。之ハ大体ニ於テ V=0ニ
於ケル2ツノ山ヲ2:1ニ分ケタ所デアル

§8 フラッター限界速度ノ高度ニ依ル影響
高度ノ変化ガフラッター限界速度ニ如何ナル影響ヲ與
ルカ無元形ニシテ翼密度 $\mu = m/pSc$ ノ変化ニヨリ表
ハサレル。即チ統計曲線ニ於テ横軸ニ $\mu = m/pSc$
ヲリ縦軸ニ $\frac{1}{V} \sqrt{\frac{m_0}{pSc^2}}$ ヲトレバ之ノ曲線ハ高度
ニ無關係ニ成立スル

$$\frac{m}{pSc} = \frac{f_0}{f} \quad \frac{m}{f_0 Sc} = \frac{f_0}{f} \cdot \frac{6}{f_0}$$

地上ニ於テハ

$$Y = \frac{1}{V} \sqrt{\frac{m_0}{pSc^2}} = 0.642$$

故 = 統計曲線上 = 於ケル見掛ケ上ノ翼密度ハ

$$\rho = 95 \text{ kg/m}^3$$

デアル。故 = 高度 H = 於ケル見掛ケ上ノ翼密度ハ

$$\rho_H = 95 \times \frac{\rho_0}{\rho} \text{ kg/m}^3 \text{ デアル}$$

H(m)	ρ	ρ_0/ρ	ρ_H	γ
0	1.225	1.001	950	0.642
1000	1.112	1.101	10.45	0.662
2000	1.006	1.224	11.62	0.690
3000	0.909	1.348	12.80	0.711
4000	0.819	1.495	14.20	0.729
5000	0.736	1.664	15.79	0.738
6000	0.660	1.855	17.61	0.744
7000	0.590	2.075	19.70	0.748

H(m)	γ_0/γ	v/v_0	v_1	v_2	v_3	v_4
0	1.000	1.000	194	200	208	214
1000	0.970	1.068	207	214	222	229
2000	0.931	1.138	221	228	237	244
3000	0.903	1.216	236	243	253	260
4000	0.882	1.317	256	263	274	282
5000	0.871	1.448	281	289	301	310
6000	0.863	1.600	310	320	333	342
7000	0.858	1.778	345	356	370	380

(才十圖参照)

或ハ節デ表セバ

H(m)	V ₁	V ₂	V ₃	V ₄
0	376	388	404	416
1000	402	415	431	445
2000	429	442	460	474
3000	458	472	491	505
4000	497	511	532	548
5000	546	561	581	602
6000	602	621	647	664
7000	670	691	718	738

次=胴体部分ヲ硬クシタ場合=ハ (オ十一回参照)

H(m)	V ₁		V ₂		V ₃		V ₄	
	m/s	kt	m/s	kt	m/s	kt	m/s	kt
0	202	392	208	404	217	421	223	433
1000	216	420	223	433	232	450	239	464
2000	230	447	238	462	247	480	254	494
3000	246	478	253	491	264	513	271	526
4000	267	519	274	532	286	555	294	571
5000	293	569	301	585	314	610	323	627
6000	323	627	334	649	347	674	357	693
7000	360	699	372	723	386	750	396	769

§9 補助翼フラッター実験
 補助翼ヲ蝶番圍リ=自由=動ケル状態=テ風ヲ當テ補
 助翼フラッター限界速度ヲ測定ス。マスバランス位置ハサー図
 =示ス。

最初マスバランスハ尖端=1ミ附実験セリ

$m' (g)$	$V (m/s)$
0	147
5.25	144
97	142
1147	141
1624	147
1951	153
267	160
335	157
390	155
409	156
45.1	159
495	174
63	180
697	196

(才十ニ図参照)

図ヲ見レバ曲線ハ明ラカニ三ツノ部分ヨリ成ルコトガ解ル。曲線 I ノ部分ハ観測ニヨリ補助翼主翼屈曲ノラッタータアルコトガ解ツタ。曲線 II ノ部分ニハ補助翼ノ振動數ハ不連続的ニ増加シ且各補助翼中心ニ節ヲモツ補助翼ノ換レ振動アルコトガ觀察サレル。此ノ場合ノ振動ノ様子ハ写真ニ示ス。

次=更=マスバランスヲ増加シテ行クト主翼全体
 が長い周期デ振動スル即チ主翼ヲラッター=入り
 前ノ形ノ振動ハ主翼ヲラッターテ覆ハレテシマウ
 コノ様=補助翼ノ捩レ剛性が小サイ場合ハマス
 バランスヲ尖端=ダケ附シタノデハ補助翼ノ捩レ
 振動ヲ發生スルノデ不都合デアルコトガ解ツタ。
 其ノ為次=マスバランスヲ尖端及中心=近所=所
 =附シ同様ノ実験ヲシタ。

m_1	m_2	m_1+m_2	V_1	V_2
0	0	0	143	
144	3.19	46	143	
3.19	527	85	143	155
527	7.51	128	148	174
830	9.72	180	146	181
972	11.47	212	152	186
1147	16.24	277	151	191
1150	19.50	310	147	196
1624	19.50	358	16.0	200
1624	26.4	425	17.0	200
1950	26.4	459	17.7	200
2640	33.5	599		203

(オ十三圖参照)

振動ノ模様ハ V_1 = 於テ先ツ軽い補助翼主翼捩シラッター
 =入り, V_2 = 於テ裂シイ補助翼主翼捩レラッター=入ル
 而シテマスバランスヲ増加スルト共ニ次第=主翼ヲラッターノ
 性質=移ル而シテコノ場合補助翼ノ捩レ振動ハ認めラレ
 ナカッタ

§10 reversal speed 測定

機速が次第ニ大ナルト補助翼ヲトツク為、捩レ
モーメントニヨリ主翼ガ捩レテ有効迎角ヲ減少シ
硬主翼ノ場合ヨリモ rolling momentヲ
減少シ、遂ニアル速度 V_r = 於テハ補助翼ヲトツテ
モ其ノ効果ヲ現ハレズ、ソレヨリ大ナル速度ニ於テ
ハ反対側ノモーメントヲ発生スルコノ様ナ速度ヲ
reversal speedト呼ンデイル。

reversal speed 測定ニハ補助翼ヲトツテ直接
翼付根ノ rolling momentヲ測定スレバヨイガ本
実験ニ於テハ簡單ノ為補助翼中心断面上ノ針
ノ変位ヲ測定シ、補助翼ヲトツク為ノ効果ノ消失スル
速度ヲ測定シタ。

写真18ニハ其ノ装置ヲ示ス、翼前縁ニ於ケル黒イ集
中質量ヲフラッタ一ヲ防止スル為、モデル中央ニ於
ケル針ノ変位ヲカセットメーターニ測定スル為、モデル
写真15ノ補助翼 0° ニ於テ風速ヲ

$$V_r = 23.1 \text{ m/s} = \text{シタ時ノ様子ヲ示ス}$$

写真10ノ補助翼角ヲトル装置ヲ示ス

写真11ハ同状態ニ於テ風速ヲ V_r ニシタ時ノ様子ヲ示ス

写真12ノ反対側ニ補助翼ヲトツク場合ノ風速ヲ V_r ニ
シタ時ノ様子ヲ示ス

以上ニツノ状態ニ於ケル風速ト変位トノ關係ハ、
十五圖ニ示ス、コノ三ツノ曲線ハ大体ニ於テ一處ニ集ル
コノ風速ガ V_r ヲ示ス、圖ヨリ

$$V_r = 23.1 \text{ m/s}$$

ヲ得ル。

換レ剛性ト ∇_r トノ関係ハ

$$Y_r = \frac{1}{\nabla_r} \sqrt{\frac{m_0}{\rho \Delta c^2}} = \frac{1}{23.1} \sqrt{\frac{m_0}{\rho \Delta c^2}} = 0.528$$

但シ m_0 トシテハ0.7ノ断面ヲ使用スル。

又換レ振動数トノ関係ハ

$$k_r = \frac{\nabla_r}{nc} = \frac{231}{98 \times 0.4425} = 532$$

之ヨリ実物ノ場合ノ ∇_r ヲ推算スレバ次ノ様ニナル。

$$\nabla_r = k_r n c = 532 n c$$

	n	∇_r	
1	25.1	273 m/s	460 kt
2	25.8	293	472
3	26.8	253	491
4	27.6	260	505

§11 補助翼ノ効キ低下率ノ計算

確イ翼=於テ補助翼角ヲトツタ場合「ローリング
モーメント」ヲ $L(\xi)$ トシ「弾性翼」場合ヲ $L'(\xi)$ トスバ

$$L(\xi) = k_{\xi} \cdot \xi \cdot \rho V^2 S \downarrow$$

$$L'(\xi) = k'_{\xi} \cdot \xi \cdot \rho V^2 S \downarrow$$

而ラバ補助翼効キノ低下率 η ハ

$$\eta = \frac{L'(\xi)}{L(\xi)} = \frac{k'_{\xi}}{k_{\xi}} = 1 - \frac{V^2}{V_r^2} \frac{V_d^2 - V_r^2}{V_d^2 - V^2}$$

=テ表ハサレル。此所=

V_r) reversal speed

V_d) divergence speed

V_d ハ次ノ様ニシテ計算サレル。

$$\frac{1}{V_d} \sqrt{\frac{m \sigma}{\rho S c^2}} = 0.2$$

	V_d	
1	623 m/s	1081 kt
2	642	1245
3	668	1297
4	687	1331

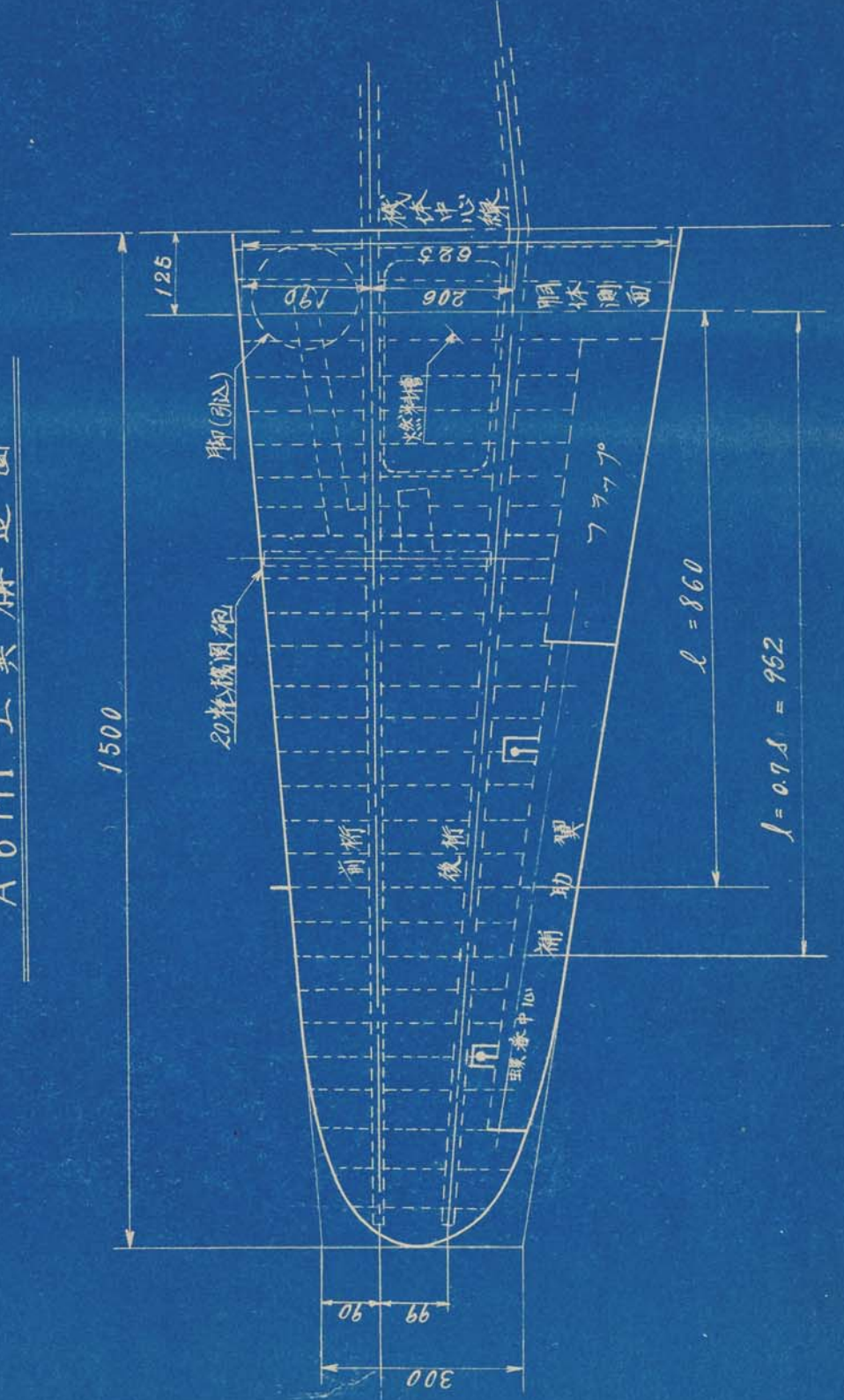
	η_1	η_2	η_3	η_4
0	1.000	1.000	1.000	1.000
50	0.961	0.967	0.966	0.968
100	0.899	0.852	0.863	0.871
150	0.635	0.655	0.683	0.701
200	0.322	0.357	0.412	0.447
250	-0.133	-0.069	0.027	0.088

(第十六圖參照)

完

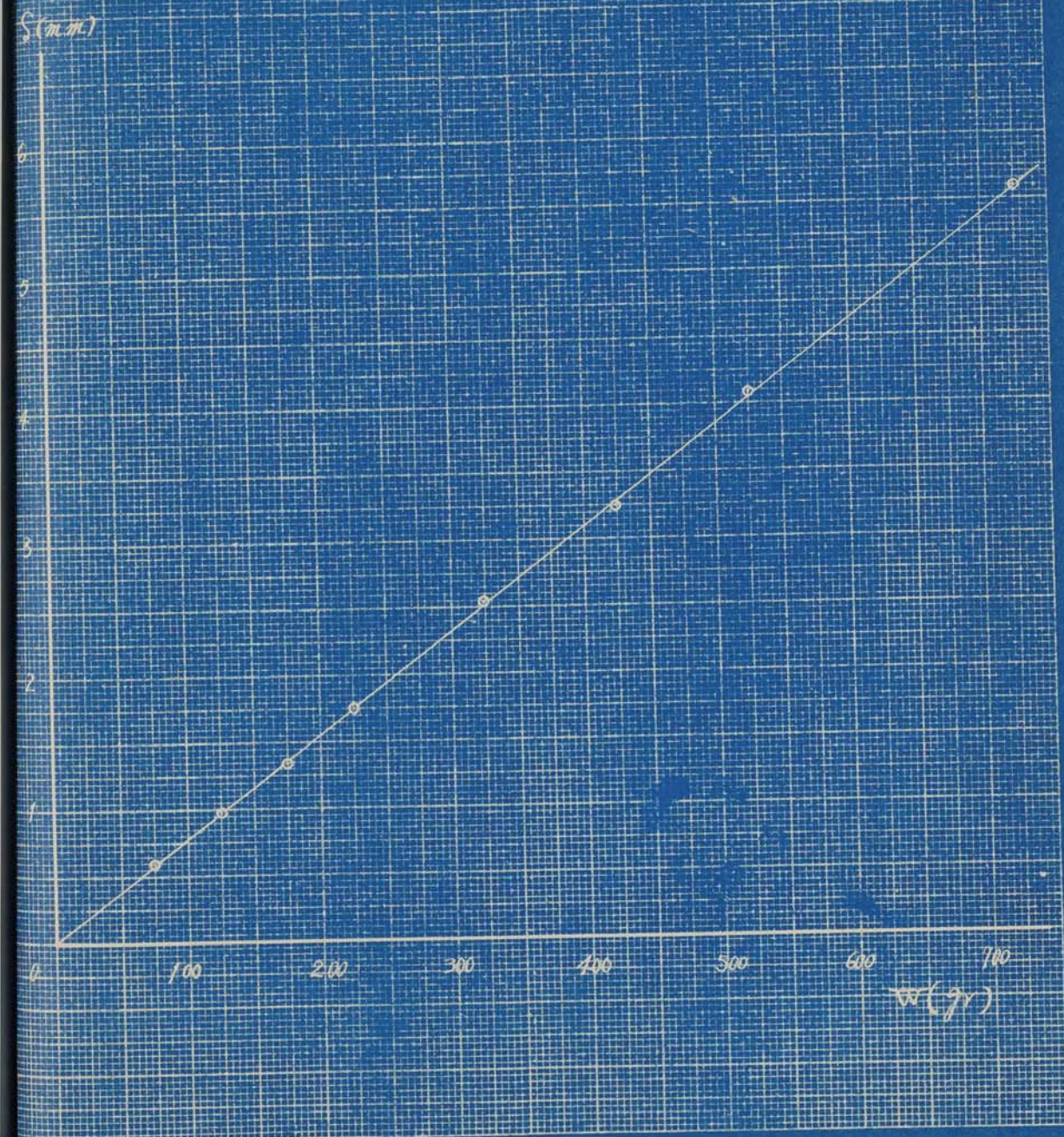
第一圖

A6MI 主翼構造圖

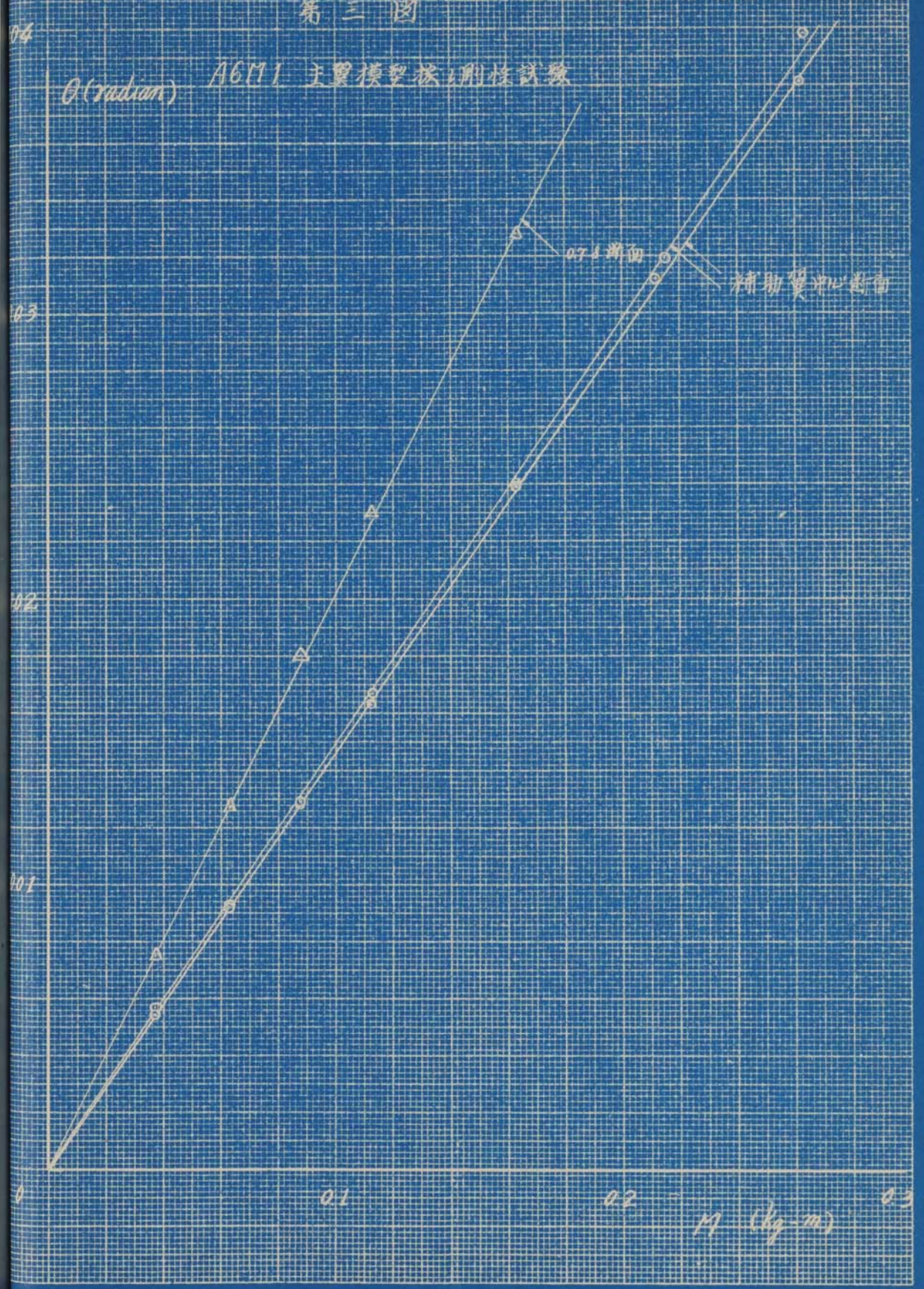


13112

第一回
撓 = 剛性



第三圖



第四回

A6M1

1/4 主翼 振動試驗

風速 0 補助翼 固定

振幅

60
50
40
30
20
10
0



振動数 (Hz)

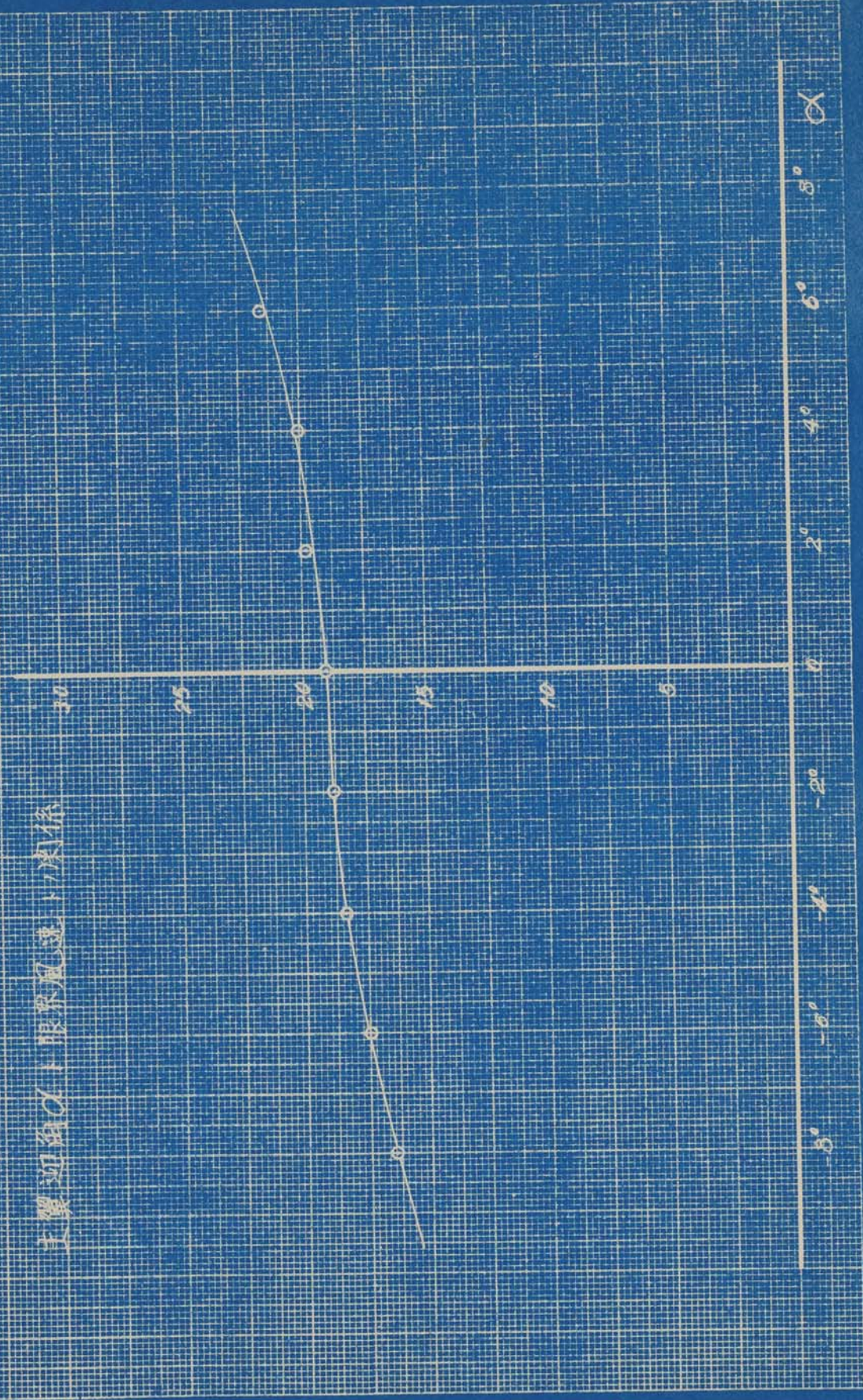
1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13

13.10.87

第55号

(mm/sec)

主翼迎角 α 与 展弦比 AR 的关系

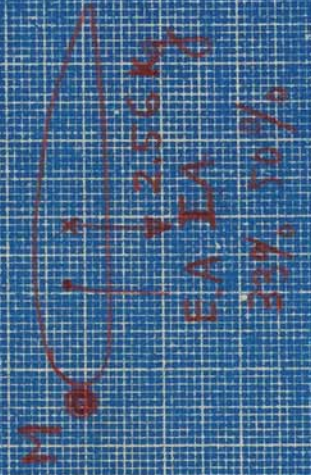


19.10.29

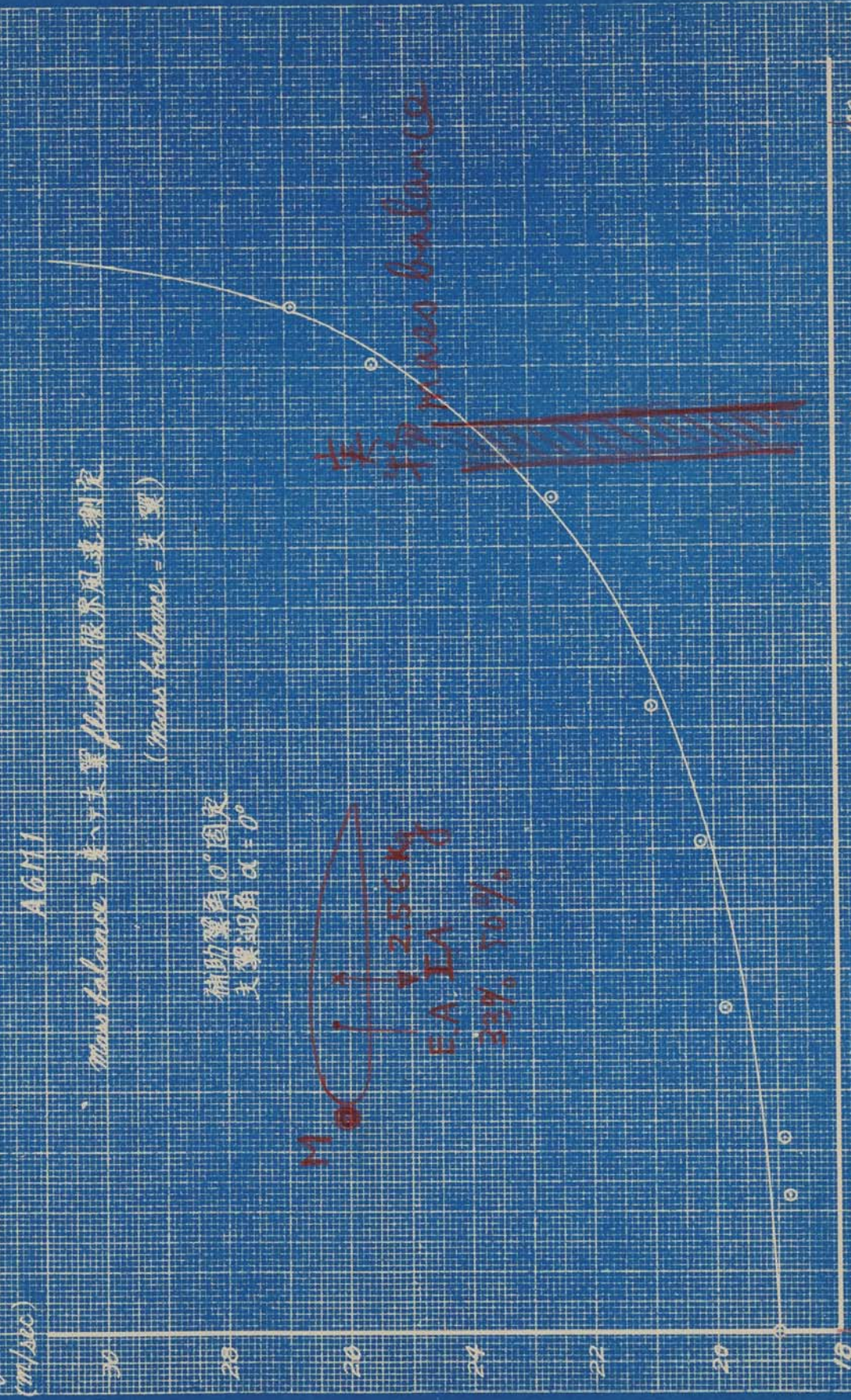
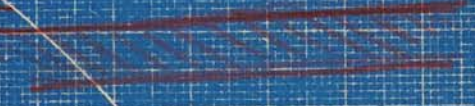
第六回 AGM1

mass balance 7 度 7 支翼 flutter 限界風速測定
(mass balance = 支翼)

補助翼至 0° 固定
支翼迎角 $\alpha = 0^\circ$



支翼 mass balance



mass balance (gr)

I.A. 50% 44 45 46 47 48 49 50

44 45 46 47 48 49 50

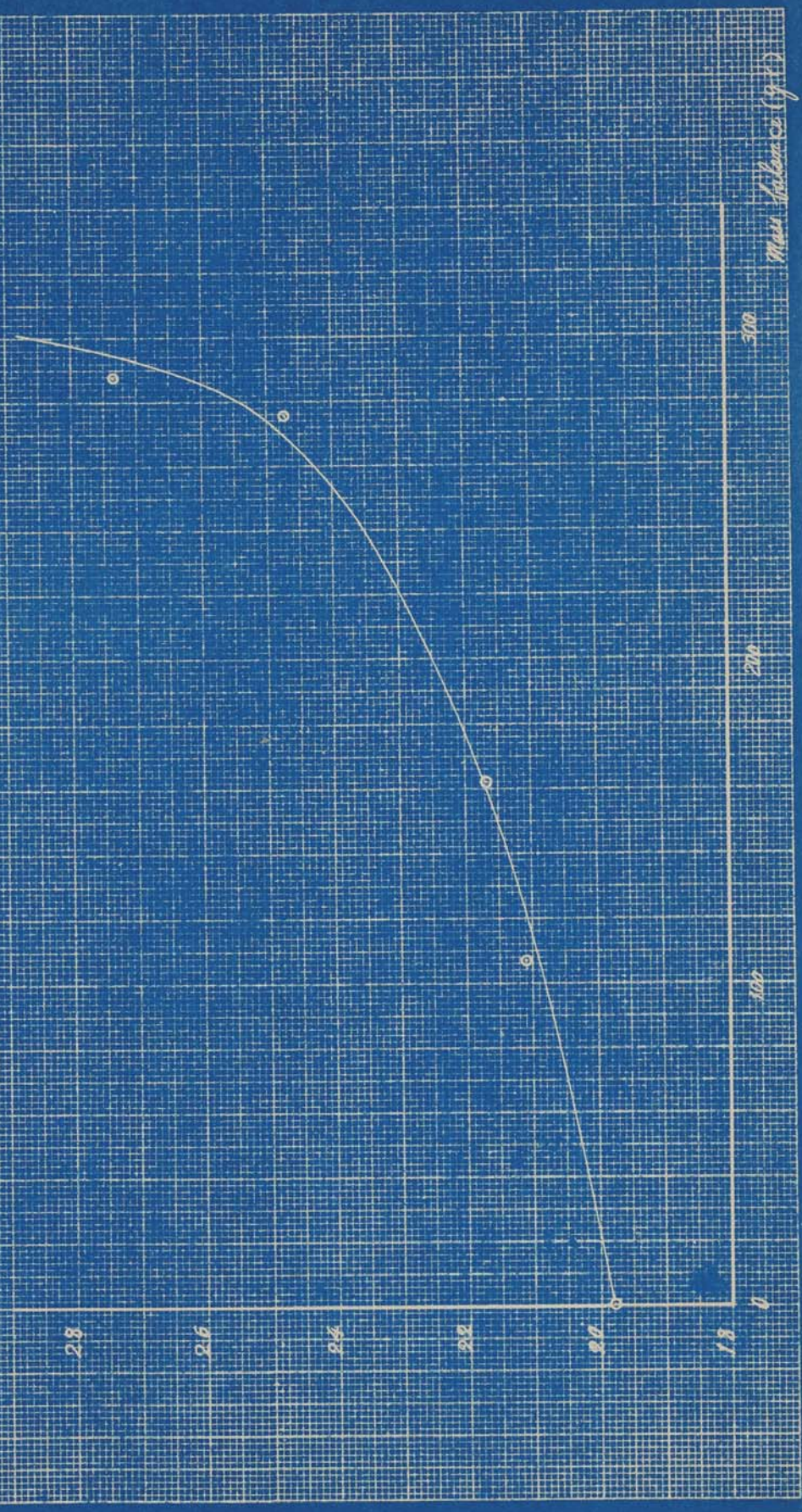
43.25%

第 2 張

A 6 M I

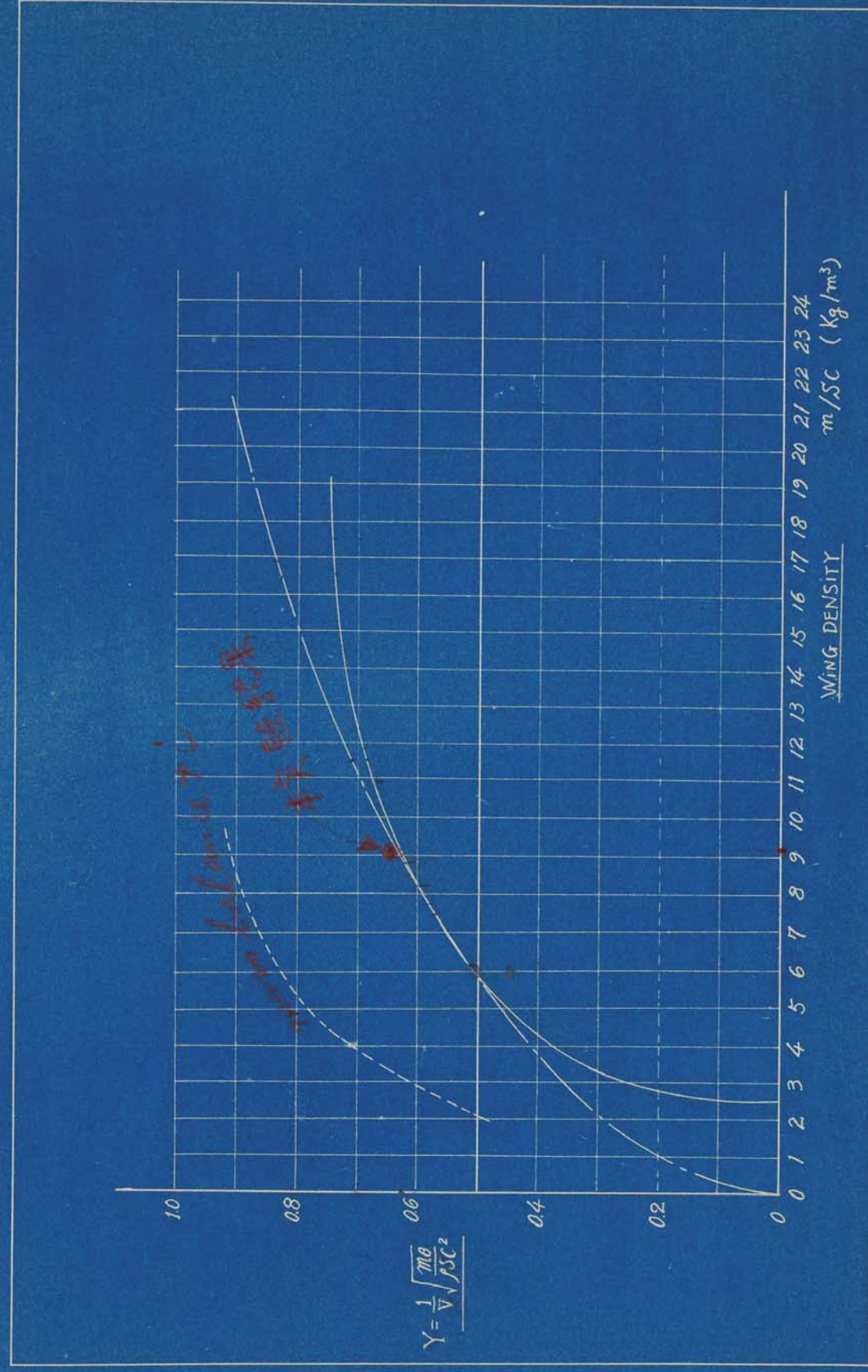
Mass balance of main flue gas velocity determination

v (m/s)



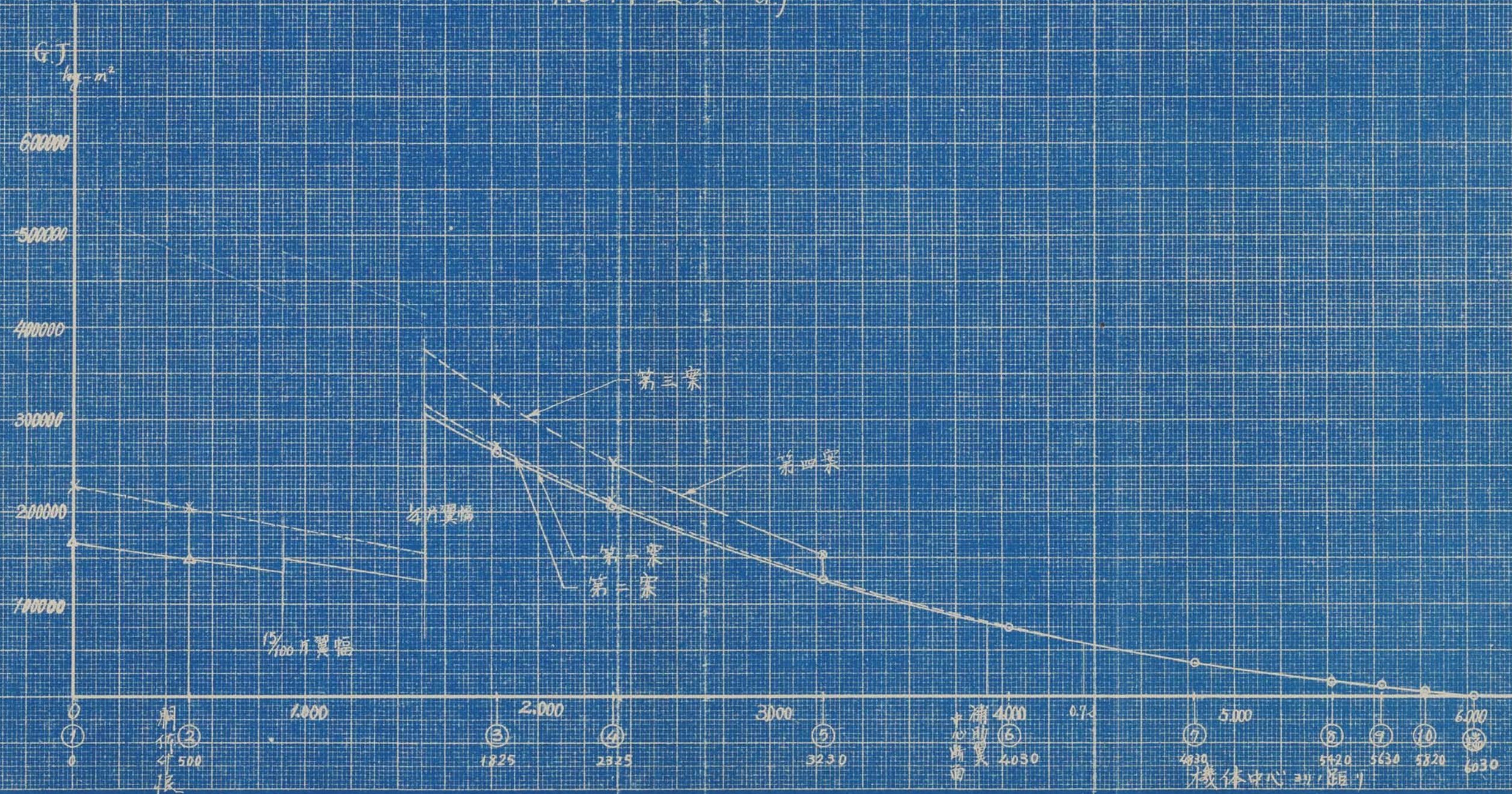
Mass balance (g)

第八图



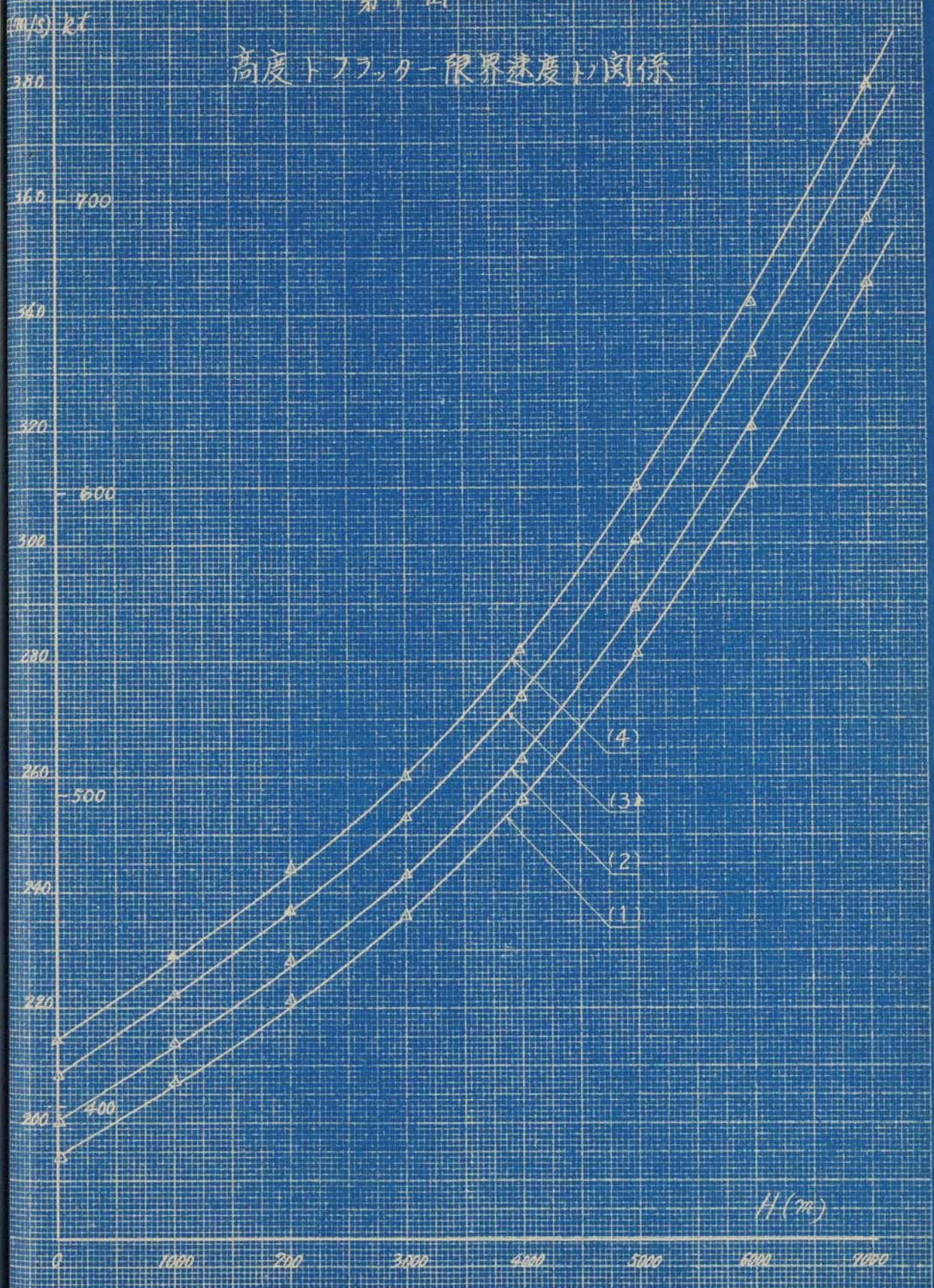
第九图

ALM1主翼 GJ



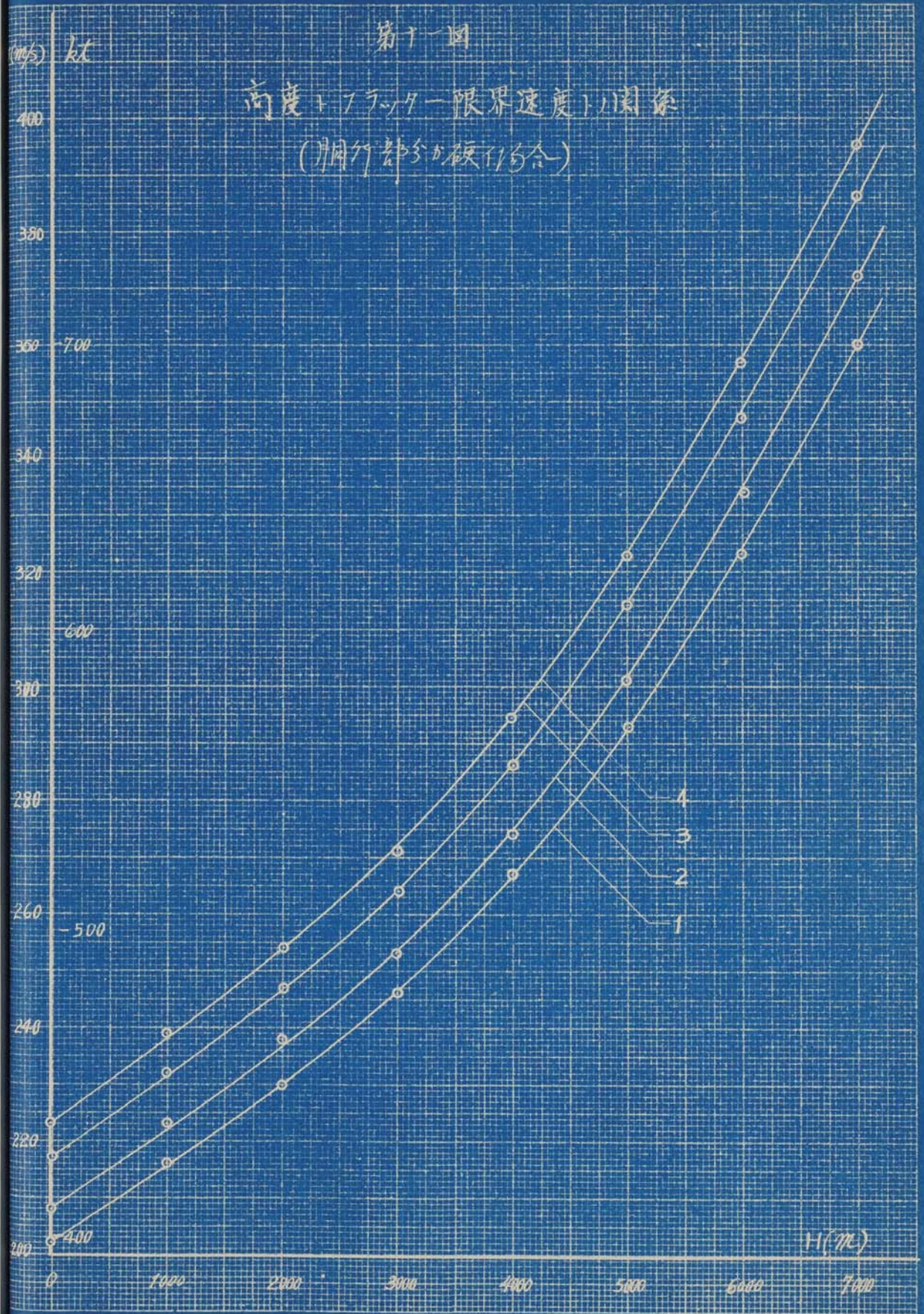
第十四回

高度下ノマッダ-限界速度ノ関係



第十一回

高度とフラクタル限界速度の関係
(胴竹部分の硬さの場合)



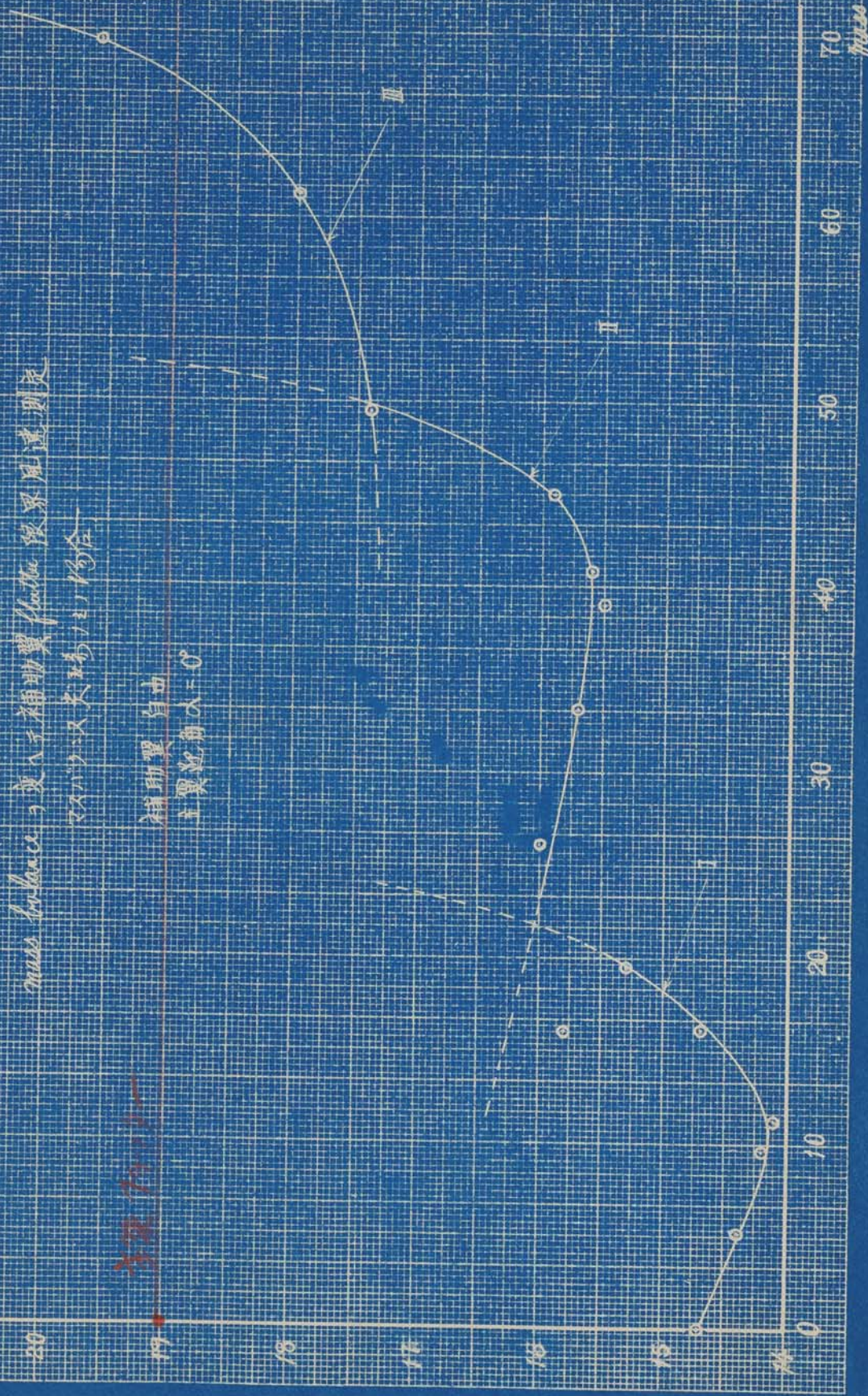
AGM1

mass balance, 变入之相平衡 from the 限界 风速测定
双翼尖速场 (2) 结论

相平衡自由
主翼迎角 $\alpha = 0$

双翼尖速场

U (m/sec)



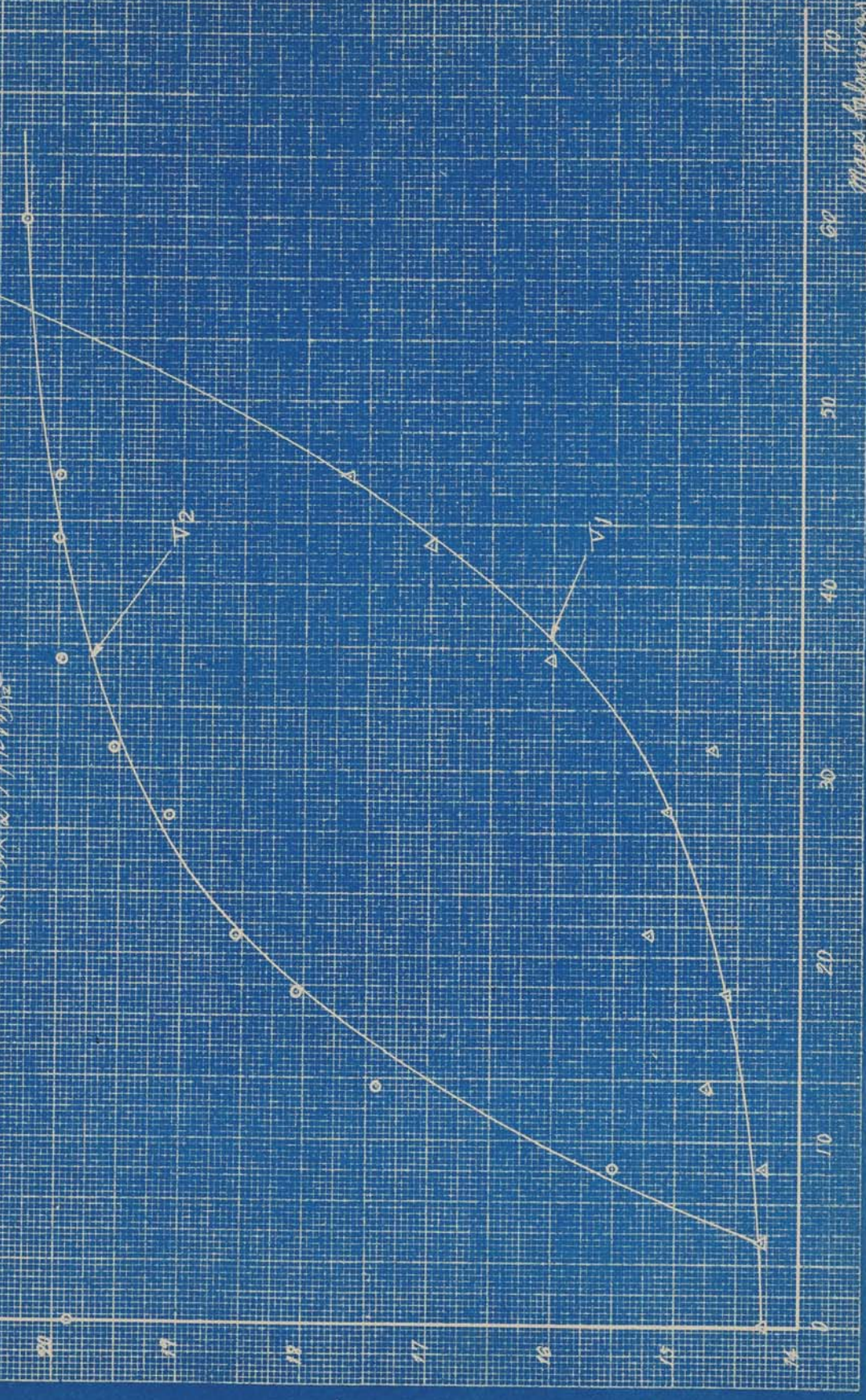
第 1 卷

A 6 M 1

Mass balance of Ca^{2+} and Mg^{2+} in the system

質量平衡の計算

Ca^{2+} (ppm)



Mass balance (g)

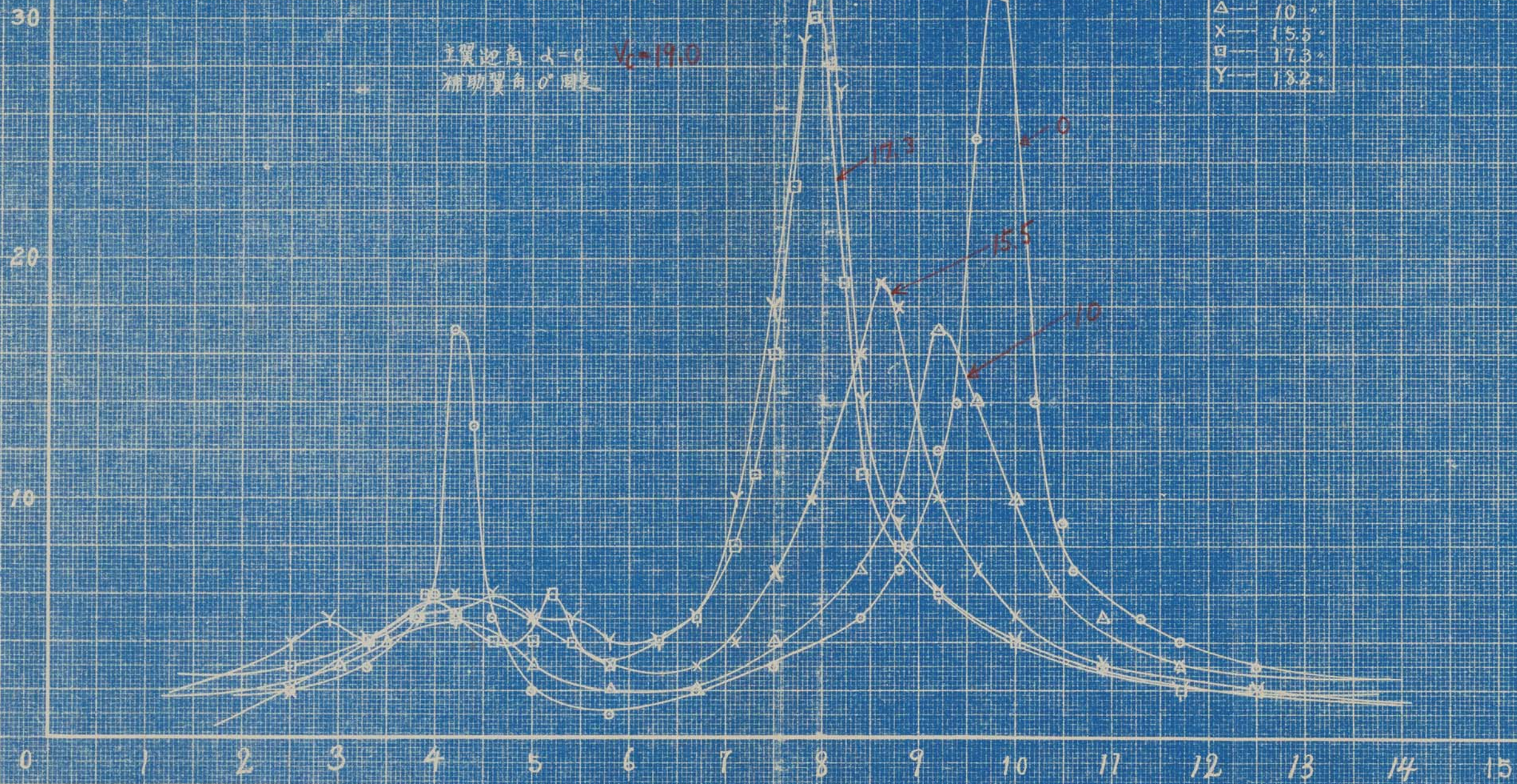
第十四册

振幅

AGM1 Sallips diagram
振幅、振動数、関係

主翼迎角 $\alpha = 0$ $V_c = 19.0$
補助翼角 0° 固定

符号	速度 (%)
○	0%
△	10%
X	15.5%
□	17.3%
Y	18.2%



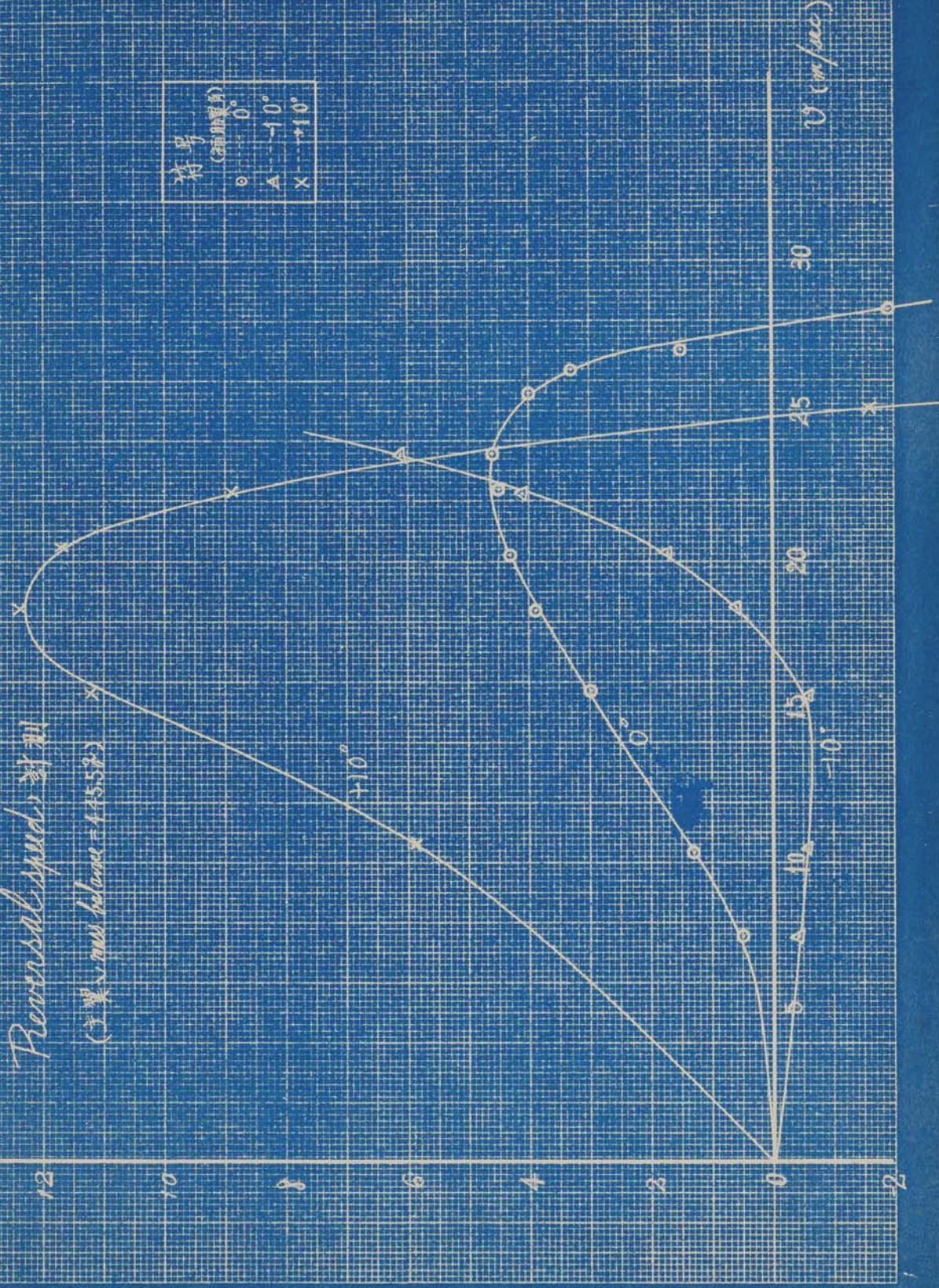
振動数 (pps)

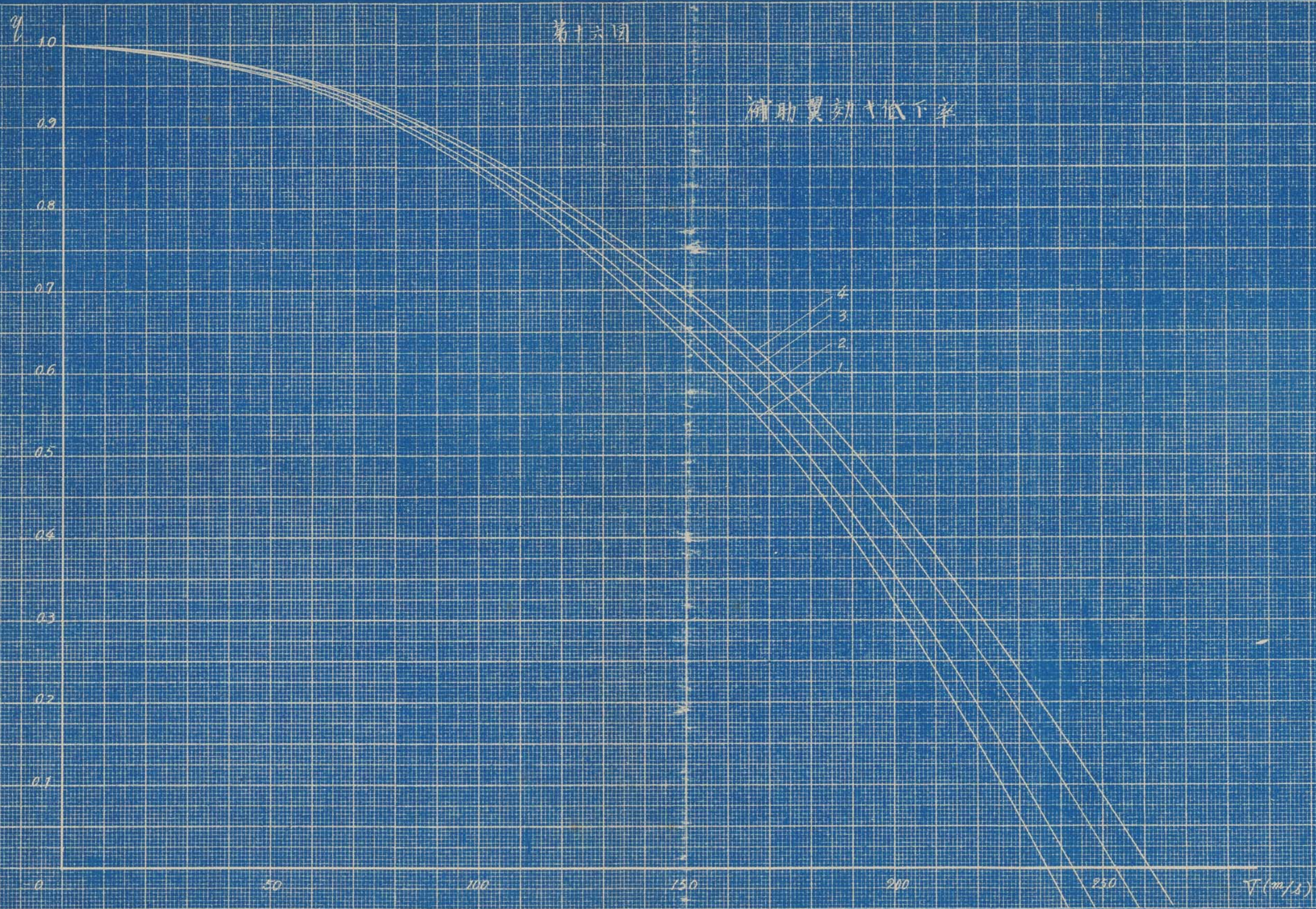


Reversal speed 計測

(主翼の平衡 = 445.3g)

符号
(平衡位置)
○ --- 0°
△ --- +10°
× --- +10°



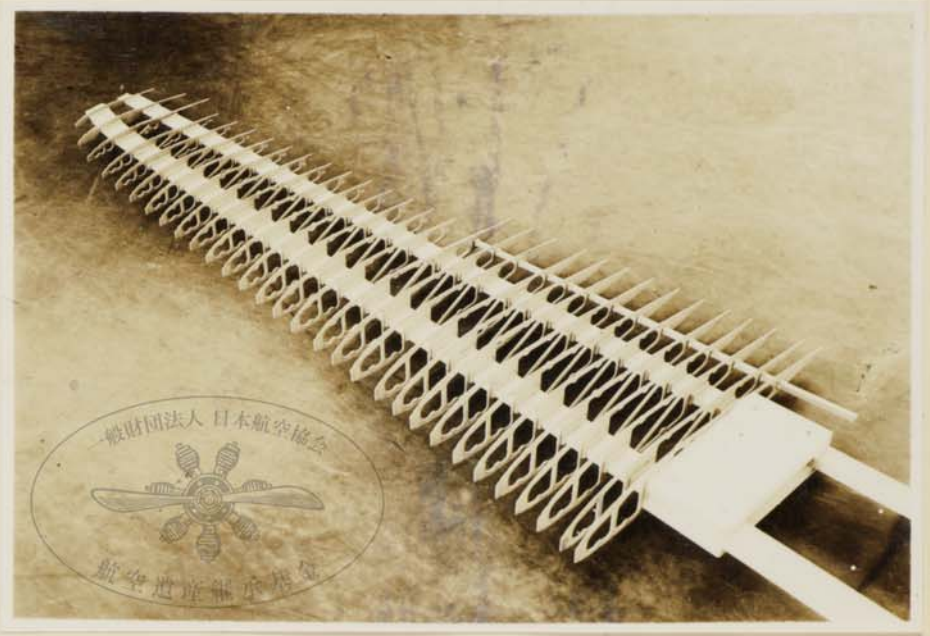


第十六回

補助翼効力低下率

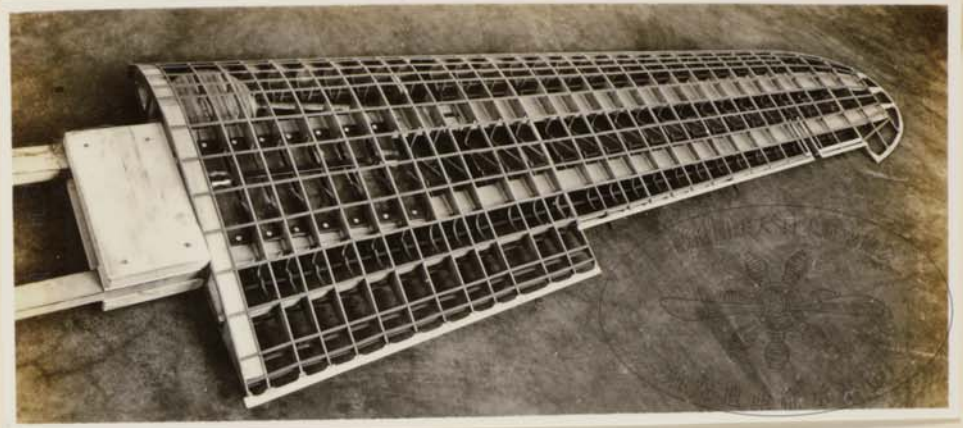


1. 骨組 (1)

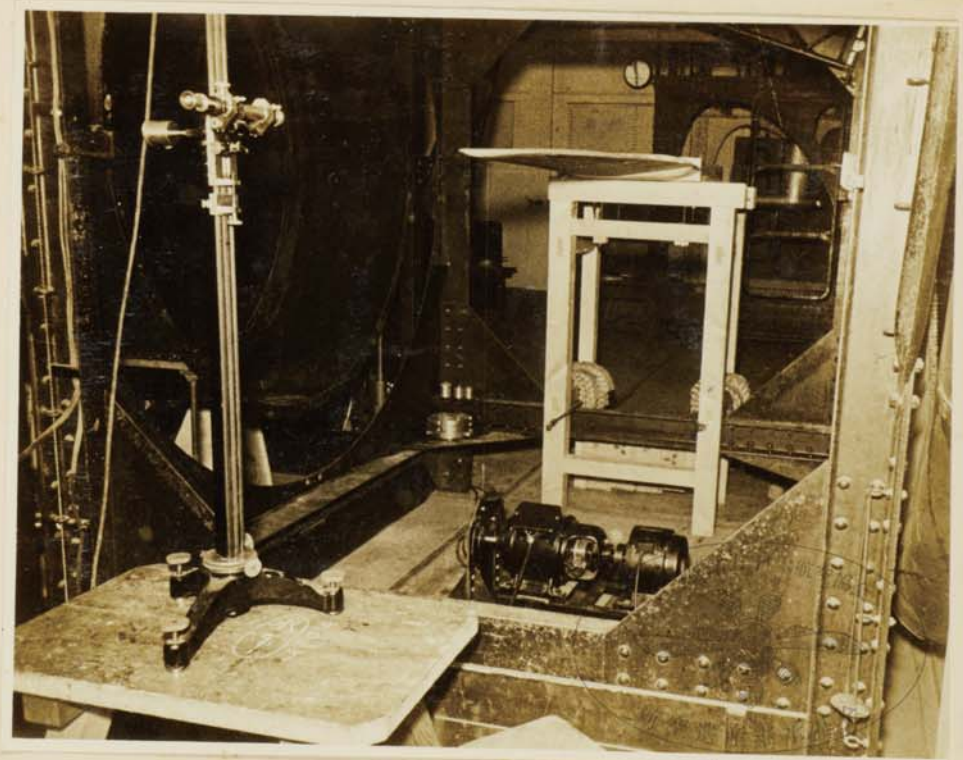


2. 骨組 (2)

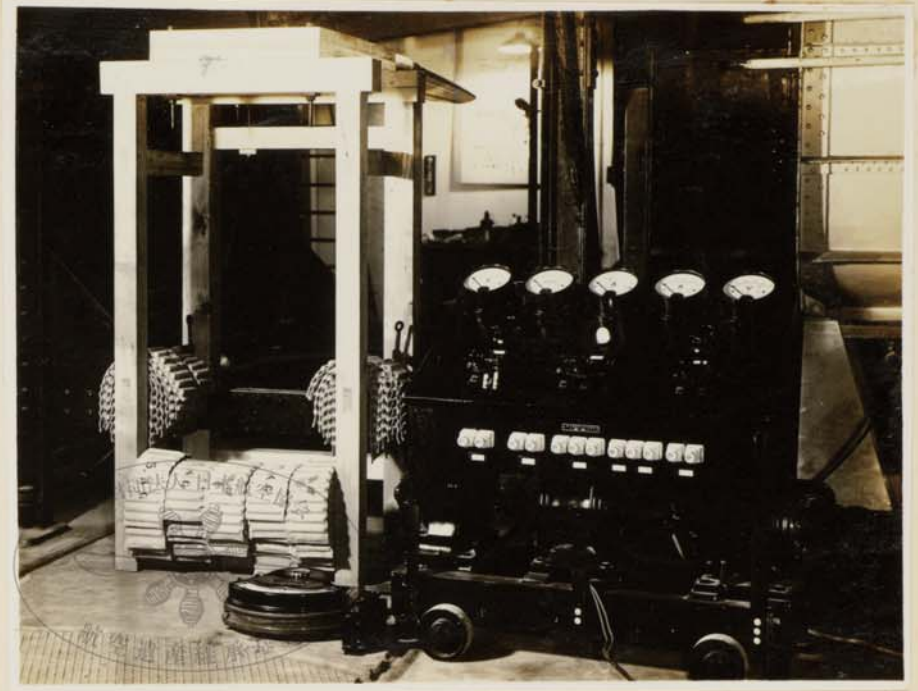
3. 骨網 (a)



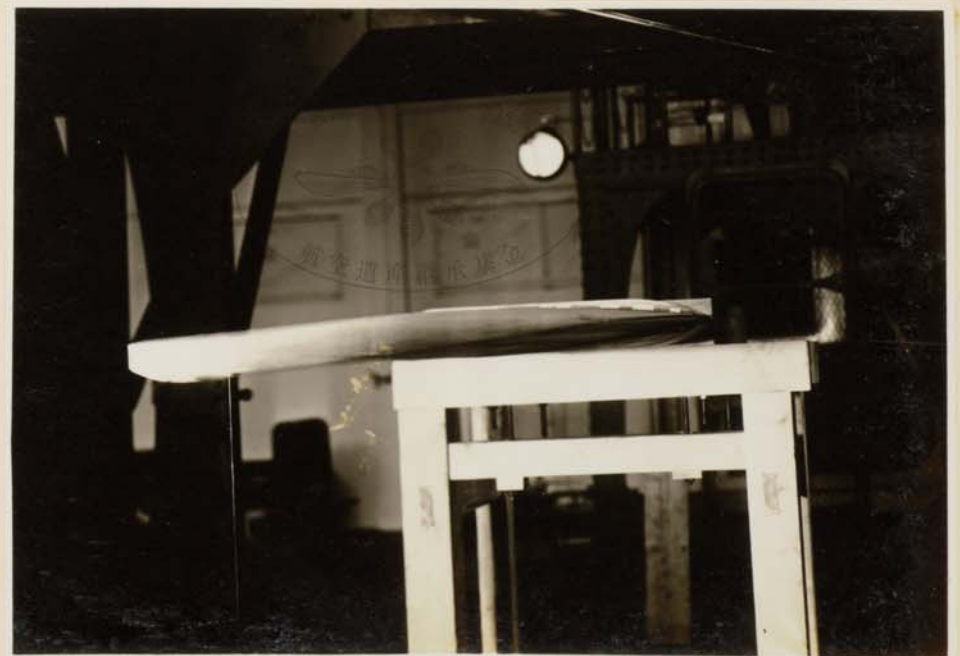
4 試驗裝置



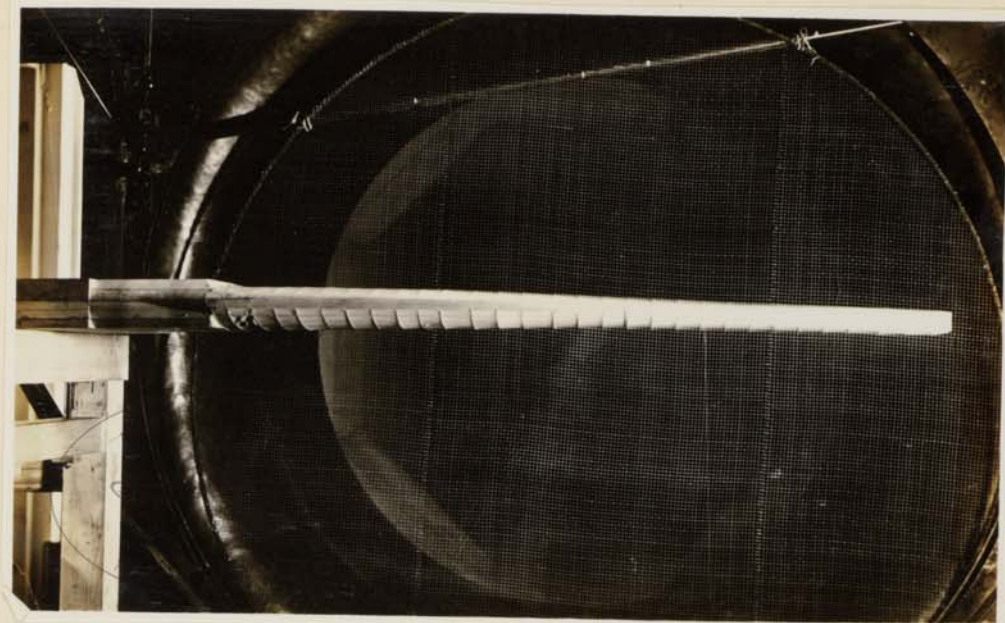
5. 試験装置



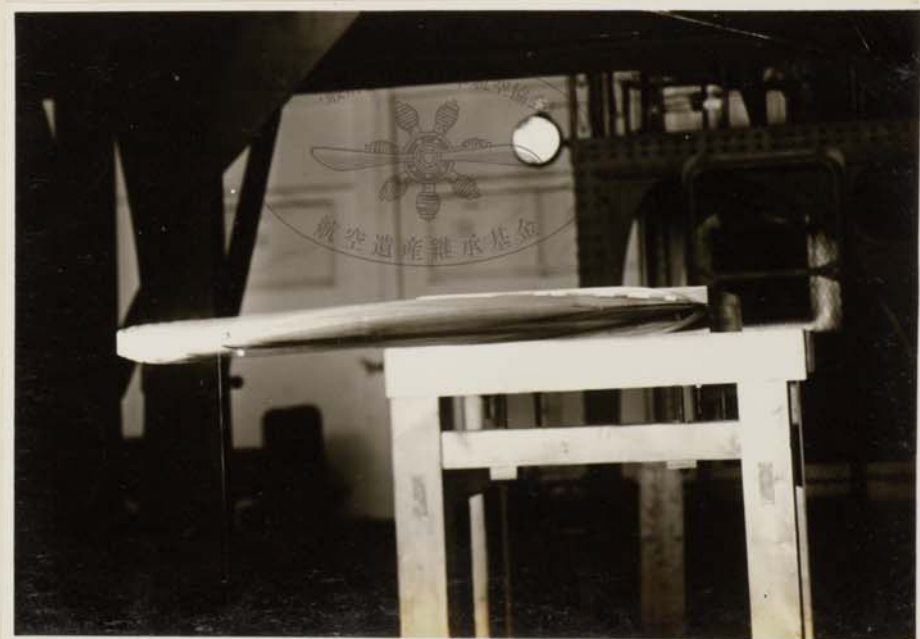
6. 振動試験(撓み振動が起ツテイル場合)



7. 振動試験(撓ミ振動ヲ風洞内ヨリ見タル寫眞)



8. 振動試験 (換レ振動が起ツテイル場合)



— 航空遺産継承基金 —

9. 迎角 0° = 於ケル主翼フラッター



10 非常 = 激シイ主翼フラッター



航空機 - 翼 - 装置

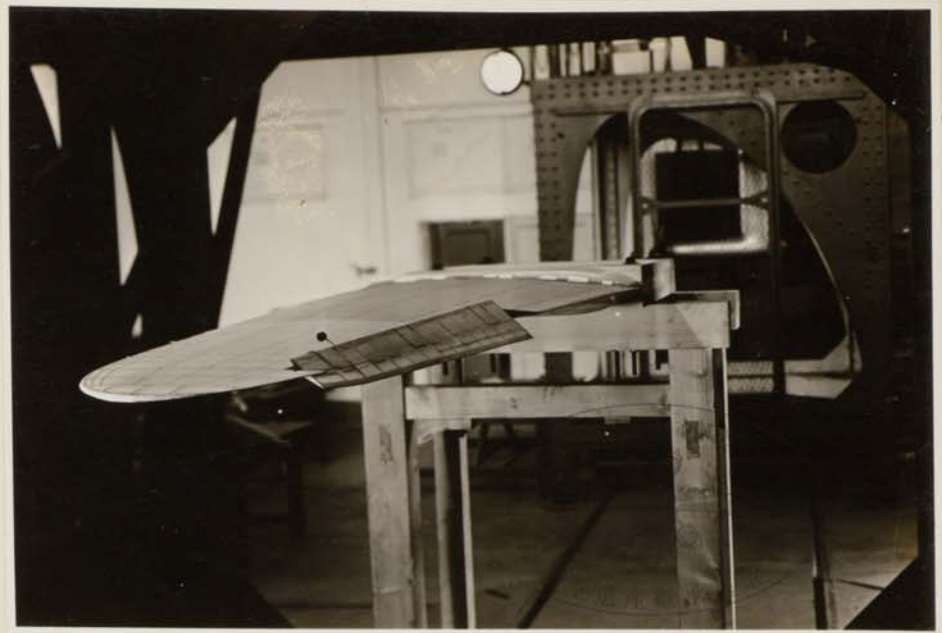
11. 迎角ヲ変更スル装置ヲホス。



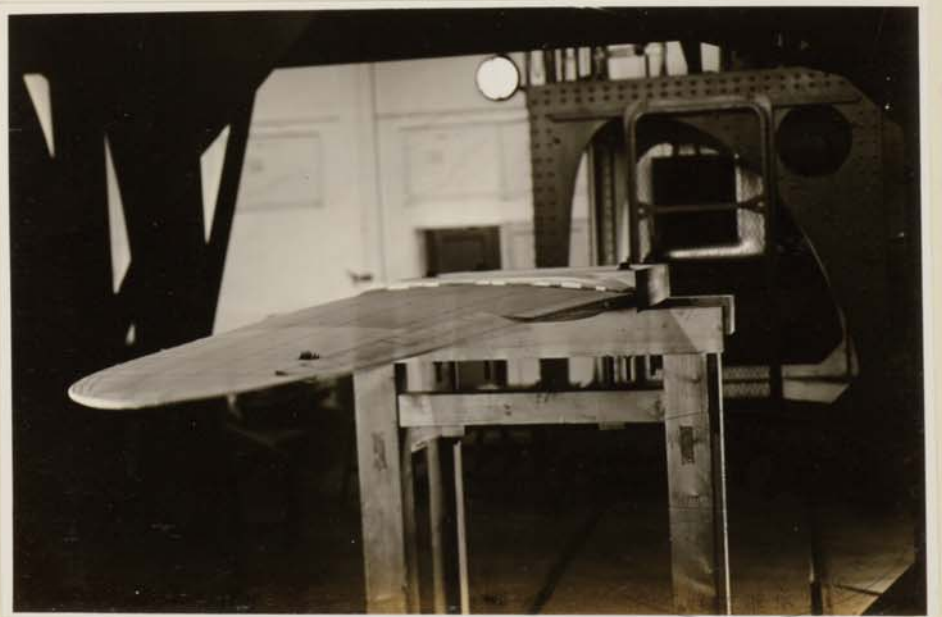
12. 迎角 -8° = 於ケル主翼フラッター



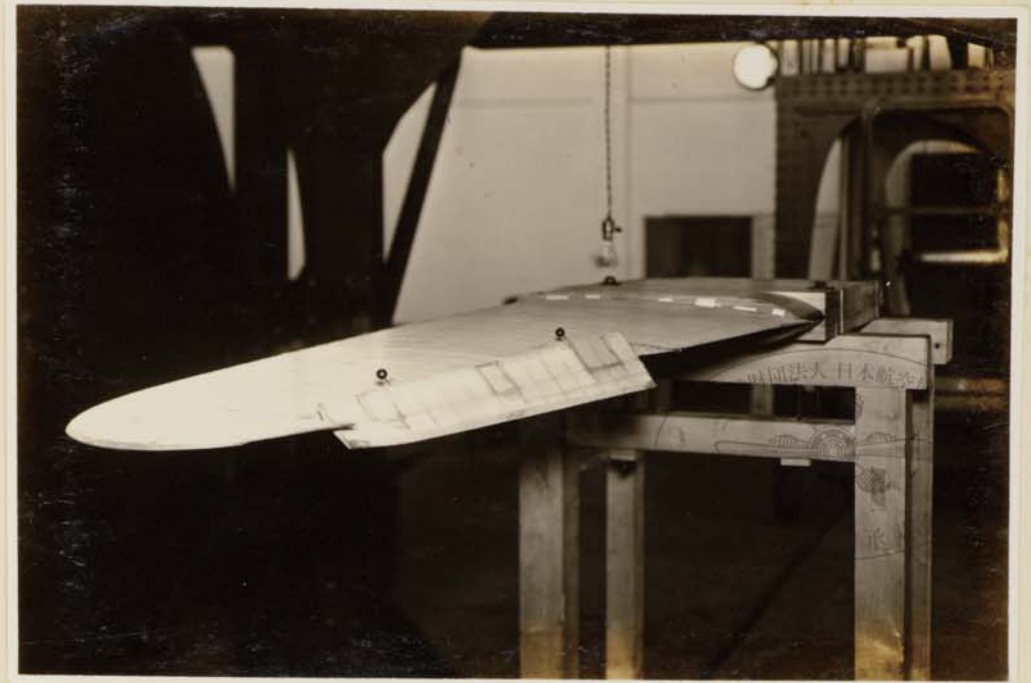
13. 補助翼マスバランスヲ附ス装置



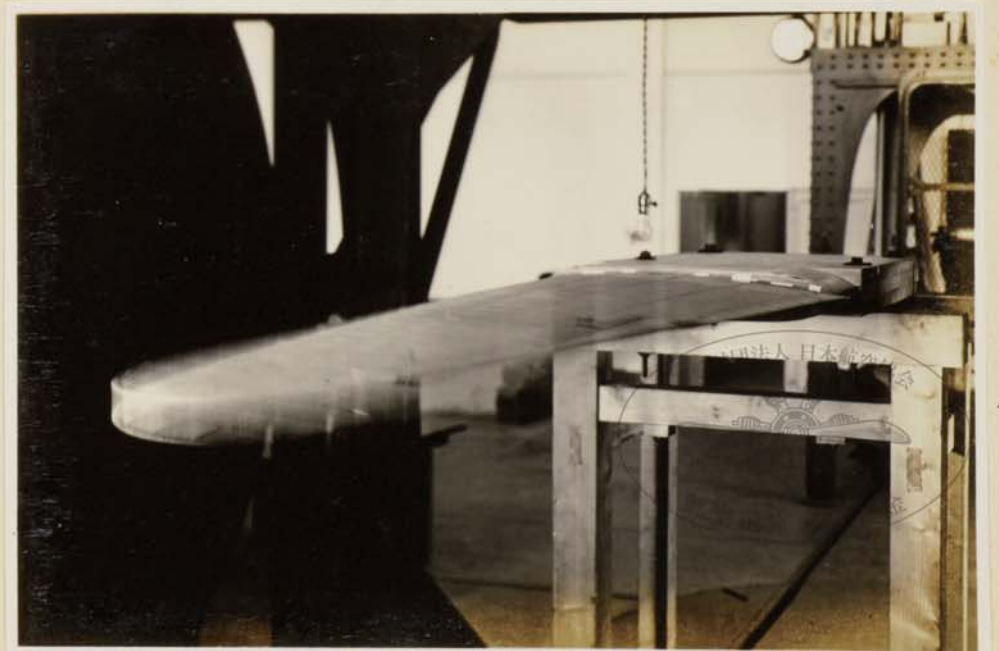
14. 補助翼ノ捻レ振動ヲ示ス



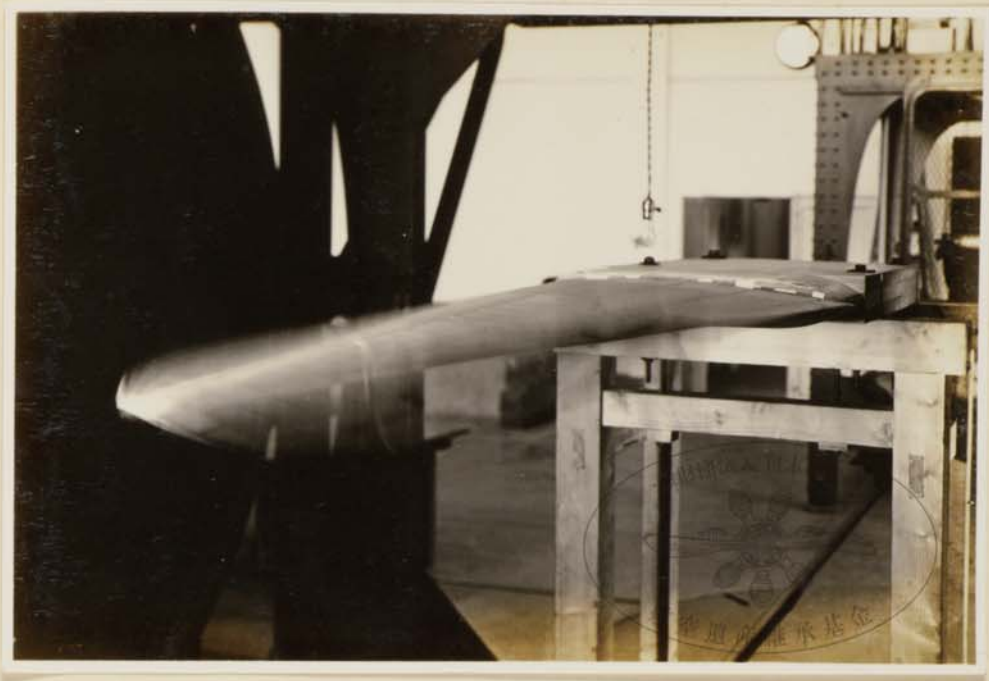
15. マスバランス2個付ス装置



16. 補助翼 主翼橋ミフラッター



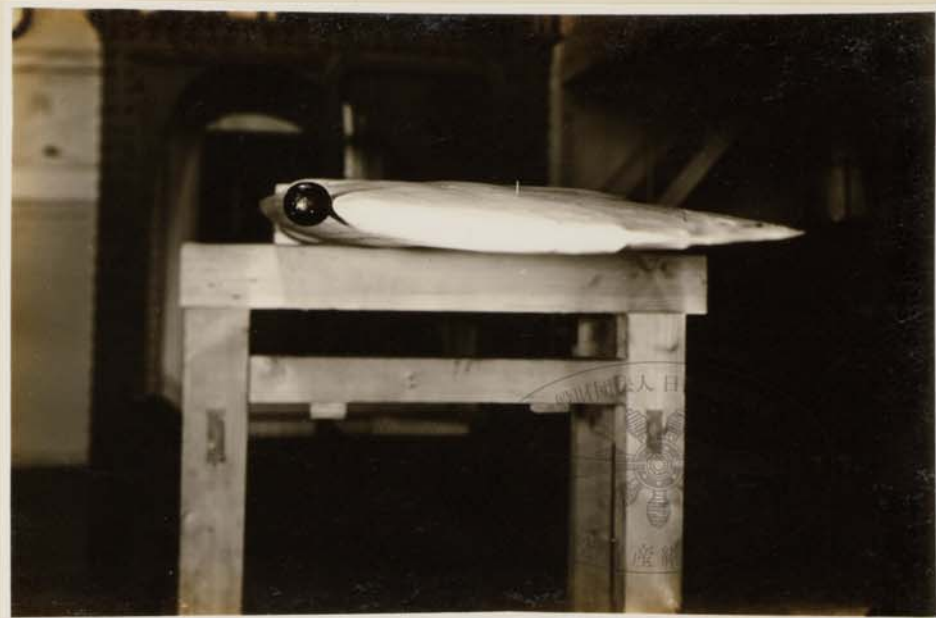
17 補助翼 主翼振レフラッター



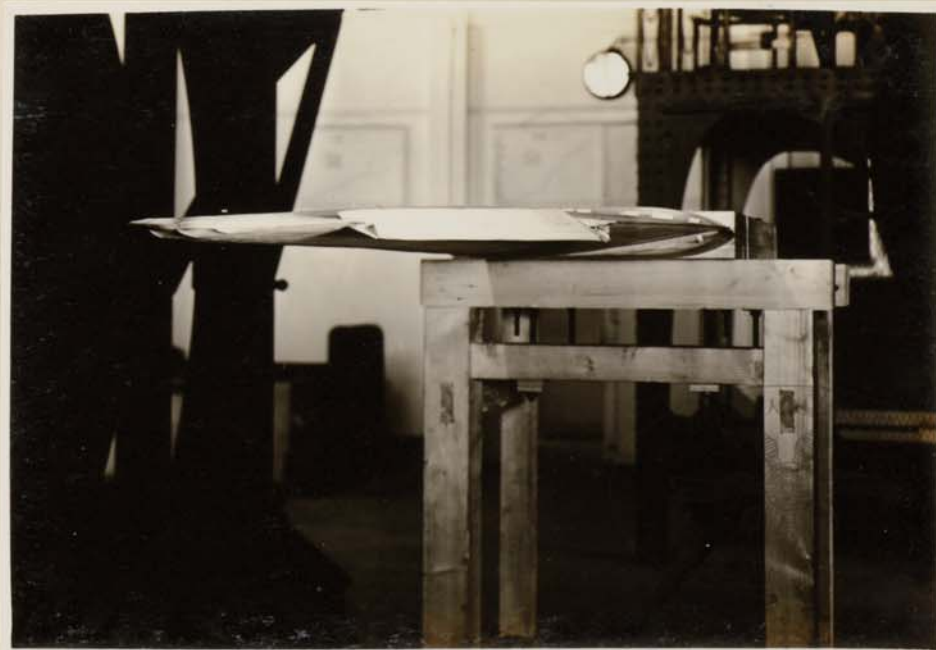
18. Reversal speed 測定装置($v=0$ の場合)



19. $\beta_a = 0^\circ$ $V = 23.1 \text{ m/s}$ = 於ケル翼, 変形.



20. 補助翼角一定 = 固定スル装置



21. $\beta_a = 10^\circ$ $V = 23.1 \text{ m/s}$ = 於ケル翼, 変形



22. $\beta_a = -10^\circ$ $V = 23.1 \text{ m/s}$ = 於ケル翼, 変形



