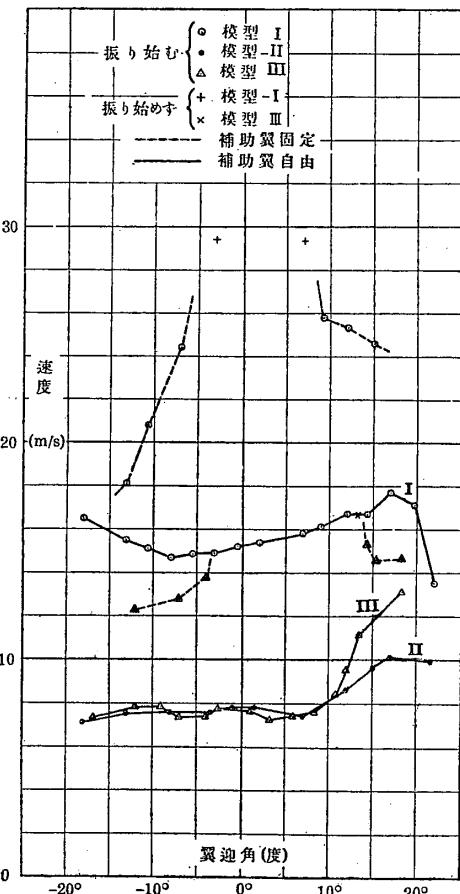


翼振れの縮尺模型実験 第一報⁽²⁾

所員 岩本周平
技手 有働敬郎

要旨 相似に作つた大小二つの翼及二倍の翼密度を持つ翼がどの程度迄互に似寄つた翼振れをなすかを調査する爲め、三個の模型について風洞試験をした。其の結果は質的に相似の翼振れをなすのみならず、量的にも可なり相似であつた。第1表及び第1圖は實驗記録を取纏めたもので、模型Iの翼振れ限界速度は模型IIのそれの約二倍にて居り、模型III(翼密度大なるもの)でも縮尺的に模型Iの限界速度に近い値を示して居る。今後はもつと模型工作技術を磨いて實験を精密にせねばならぬ。

緒言 昭和九年に白鳩號の事故調査の爲め風洞で翼振れ實験を行つた時、相似に作つた翼及び翼密度が違ふ翼がどの程度まで相似の翼振れをなすかを試験した。これは當時の調査に直接必要であつたのみでなく、もし翼振れの模型試験が可能ならば將來設計等にも大いに役立つであらうと考へた譯である。元來翼振れ模型の具備すべき條件は、(1) 翼重量が一定縮尺で與へられ、(2) 質量配置が相似で、(3) 彈性(撓み、捩れ等に對する)が一定縮尺で、(4) 翼面の空力的特性が同一で、(5) 構造材料の粘性、ヒステリシス、組子間の摩擦等から起る振動抑制能率が相似である事、等である。是等を満足する様な模型を作る事は恐らく不可能であらうが、先づ最初の試みとして、出來得る程度の工作で實験を進めたのであつたが、其の結果大體に於て模型相互に相似の翼振れを示し、事故調査の目的には充分間に合つたのみでなく、もつと模型工作技術を磨けば設計飛行機の翼振れ豫測等にも役立つであらうと云ふ見込がついた。依て茲には白鳩號との關係を離れ單に翼振れ模型實験としての結果を述べる。



第1圖

(1) 航空評議會で定められた航空用語で wing flutter の義。

(2) 昭和9年3月5日並に同年12月10日航空學談話會にて發表。

(3) 航空研究所報告第116號。

(4) 此の實験を白鳩號に關して取扱つた記事は前記報告第116號に詳記してある。

第 1 表

要 目		記 號	デメンションによる縮尺	模 型 I	模 型 II	模 型 III
寸法及重量	翼 幅 cm.	b	l	89.4	45.0 (90.0)	45.0 (90.0)
	翼 重 量 gr.	σl^3	l^3	132.8	16.9(135.2)	33.0(264.0)
	長 さ 縮 尺	$\frac{l'}{l}$	1	1	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{2}$
	翼 密 度 縮 尺	$\frac{\sigma'}{\sigma}$	1	1	1	2
荷重試験及自由振動試験	彈性軸の位置		l	前縁より弦の34.7%	36.1 %	36.1 %
	重心線の位置		l	前縁より弦の42.2%	41.7 %	41.9 %
	弾性軸の撓み	屈撓能率 $m \cdot kg$ 屈撓角 θ	ε	l^5	2.515	0.084 (2.69)
	固有振動数/s	n	$\sqrt{\frac{\sigma'}{\sigma}}$	39.0	36.4 (36.4)	24.6 (34.8)
風洞試験	慣性半径 cm	κ	l	28.3	14.1 (28.2)	14.0 (28.0)
	Log. dec.	μT	1	0.226	0.27 (0.27)	0.235(0.235)
	彈性軸の周りの振り	振偶力 $m \cdot kg$ 振角 θ	ε	l^5	0.692	0.0128 (0.41)
	固有振動数/s	n	$\sqrt{\frac{\sigma'}{\sigma}}$	53.3	65.5 (65.5)	46.7 (66)
翼特性	慣性半径 cm	κ	l	5.3	2.25 (4.5)	2.34 (4.7)
	振動数/s	v_c	l	15.4 ♀	7.8 (15.6)	7.7 (15.4)
翼振れ性	揚力係数 ($2^\circ \sim 50^\circ$)	C_z	1	0.37 *	0.41 (0.41)	0.41 (0.41)
	抗力係数 ($2^\circ \sim 50^\circ$)	C_x	1	0.058 *	0.060(0.060)	0.060(0.060)

註記 () 括弧内の数字はデメンションによる縮尺を乗じて模型 I の場合に換算せるもの。

* 迎角に對する變化は第3圖にあり。

♀ 迎角に對する變化は第1圖にあり。

デメンション 翼振れの機構を分析すると翼の彈性軸の撓み振動と彈性軸の周りの捩れ振動と補助翼の蝶番のまわりの振動となる。是等の振動に影響する翼の彈性を次の如く簡略化して考へる。即ち翼の彈性軸上の一點に荷重を加へて屈撓する量と半翼幅との比を屈撓角と名け、荷重によつて生ずる屈撓能率を屈撓角で除したものを翼の撓み剛性と名ける。又翼の一ヶ所の断面に捩り偶力を加へて該断面の回轉した角を捩れ角と名け、捩り偶力能率を捩れ角で除したものと翼の捩れ剛性と名ける。各模型に於て荷重を加へる點及偶力を加へる断面を相似の位置に取つて模型相互間の相似性を調べる事とする。かく簡略化した撓み剛性と捩り剛性との比が互に等しい様に出來て居れば模型は大體彈性的に相似である。補助翼の場合では補助翼の角度と之を恢復せんとする素の彈性能率とで補助翼剛性を表はす。之も亦同じ縮尺でなければならぬ。是等の剛性を ε と云ふ文字で表はす事にする。

次に翼振れを起す空氣力はそれが揚力の變化の割合であつても、或は翼端から出る亂流の週期的變化とするも、翼面が相似で翼の表面の状態が相似で且つ翼の彈性的變歪が相似であれば、翼振れに影響する所は相似であるとする、即ちこゝに寸法效果はないものと考へる。若し翼の振動に附隨して或る空氣の塊が翼面と共に動くとすれば virtual mass が増加する譯であるが是も相似的に働くものと考へる。

次に翼の構造材料の彈性ヒステリシス及び内部粘性又は各部品間の摩擦等は振動を抑制するもので、屈撓（又は捩れ）角の變化の速さに比例するものと考へ、単位の角速度に對する抑制能率を以て減衰性を表はすとし、屈撓に對しても捩れに對しても補助翼角の變化についても之が各模型にて同一縮尺であるならば、抑制能率が相似であると云ひ得る。この抑制能率を δ で表す。

又空氣が翼の振動を抑制（又は推勵）する様に働くであらうが是は他の空氣力と同様に寸法效果はないものと假定する。以上諸量のデメンションは次の如くである。

模型の標準長	l	[L]	空氣密度	ρ	[ML^{-3}]
翼密度	σ	[ML^{-3}]	關係風速	v	[LT^{-1}]
剛性	ϵ	[ML^2T^{-2}]	抑制能率	δ	[ML^2T^{-1}]
振動數	n	[T^{-1}]	減衰率	μ	[T^{-1}]

之等を Dimensional theory で相關律を出すと次の如くになる。

n (又は μ) = $K \frac{v}{l} F\left(\frac{\sigma}{\rho}, \frac{\epsilon}{\rho l^3 v^2}, \frac{\delta}{\rho l^4 v}\right)$. 但し K は常數即ち non-dimensional parameter $\frac{\sigma}{\rho}, \frac{\epsilon}{\rho l^3 v^2}, \frac{\delta}{\rho l^4 v}$ が相似ならば二つの similar model に於て

$$n = K' \frac{v}{l}, \quad \text{但し } K' \text{ は常數}$$

第一模型の各量に'をつけ、第二のそれ等に''をつけると

$$\frac{\sigma'}{\rho'} = \frac{\sigma''}{\rho''}, \quad \text{即ち } \sigma' = \sigma''.$$

$$\frac{\epsilon'}{\rho' l'^3 v'^2} = \frac{\epsilon''}{\rho'' l''^3 v''^2} \quad \text{即ち } \frac{v'}{v''} = \sqrt{\frac{\epsilon' l'^3}{\epsilon'' l''^3}}$$

$$\frac{\delta'}{\rho' l'^4 v'} = \frac{\delta''}{\rho'' l''^4 v''} \quad \text{即ち } \frac{\delta'}{\delta''} = \sqrt{\frac{l'^5 \epsilon'}{l''^5 \epsilon''}}$$

なる縮尺に模型を作れば、 $\frac{n'}{n''} = \frac{v'}{v''} \frac{l''}{l'}$ なる關係が成立つ

もし $\sigma' = \sigma''$ $\frac{\epsilon'}{\epsilon''} = \left(\frac{l'}{l''}\right)^5$ なる様に模型を作れば

速度縮尺は $\frac{v'}{v''} = \frac{l'}{l''}$ となり、振動數縮尺は $\frac{n'}{n''} = 1$ となる、但し抑制能率を $\frac{\delta'}{\delta''} = \left(\frac{l'}{l''}\right)^5$ に作らねばならぬ。併し模型の抑制能率を任意に調節することは只今不可能なので、吾々の模型は骨の強さ、布張りの仕方、塗料施行法等で ϵ' を l^5 に比例する様に調節した儘で實験を行つたのであるが結果から見ると材料の抑制能率の影響は小さい様である。

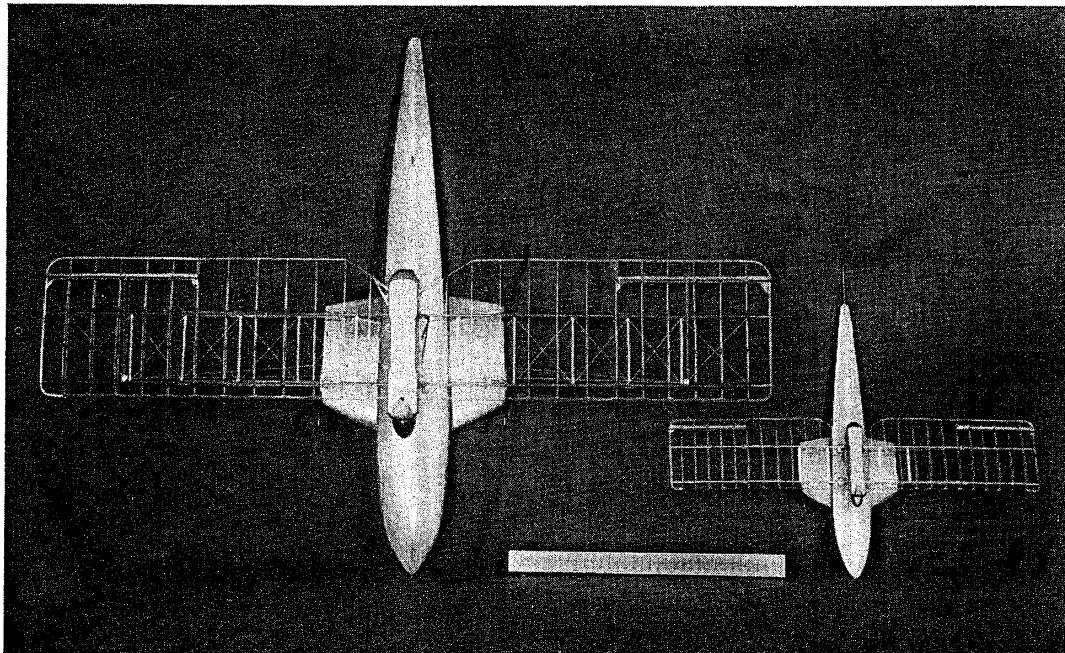
第1表に示す通り模型 I と模型 II は縮尺が 2:1 で静荷重試験及振動試験の結果大分似寄りのものに出來た。風洞試験の結果も翼振れがよく似たものとなり、限界速度・振動數等

も工作・実験の粗さの程度で近似の値を得た。

次に翼密度の影響を見る爲め模型 II を改造して各部に重量を添加した。尤も之がために剛性を変化せしめぬ様にとの考へから薄い錫箔を桁・小骨等の所々に貼付して結局翼自重を全體として二倍ならしめた。元來翼振れ模型は同一密度の空氣中で試験する爲めに必然的に翼密度が互に等しくなければならないが、實物翼の模型を作る場合に縮尺が小さい程模型に許さるゝ重量は非常に小さくなり從つて重量及び其の配布が不正確になり易い。模型では僅か一刷毛の塗料でも實物に直せば非常な重量を添加したことになる。依て翼自重は如何に翼振れに影響するかといふ事を考へて置かねばならない。由て模型 II を加工して二倍の翼自重として而も彈性・剛性・慣性半径等を元の値に近く保つ様に模型 III を作つて風洞内で翼振れの実験をしたのである。真空中での実験ならばデマンションから $n \propto \sqrt{\frac{\epsilon}{\sigma l^5}}$ である筈であるが、風洞中の試験では相似律は成立たぬ筈であるのに試験の結果は、振動数は略 $\sqrt{\frac{\sigma'}{\sigma''}}$ に比例し、限界速度は殆んど等しい値を得た。之で見ると模型工作に於て質量配置は出来る限り相似にせねばならぬが、全重量は相當大まかでも振動数は $\sqrt{\frac{\epsilon}{\sigma l^5}}$ に比例すると考へればよく、限界速度は大して影響を受けぬと見てよさそうである。

此の事は模型製作については甚だ都合のよい事である。勿論これは目下の試験の様な極く大體の限界速度・振動数を見る爲めの目的に對してあつて、更に精密な試験を行ふ場合には、當然精密度を同一にせねばならぬ。

模型工作法 緒言に述べた如く此の実験は白鳩號事故調査の必要から始めたものである爲め、模型の構造、外形等を白鳩號を原型とした。單に翼振れといふ現象に就ての研究の爲めから云へば、白鳩號の構造は複雑すぎてゐる。(第2圖)

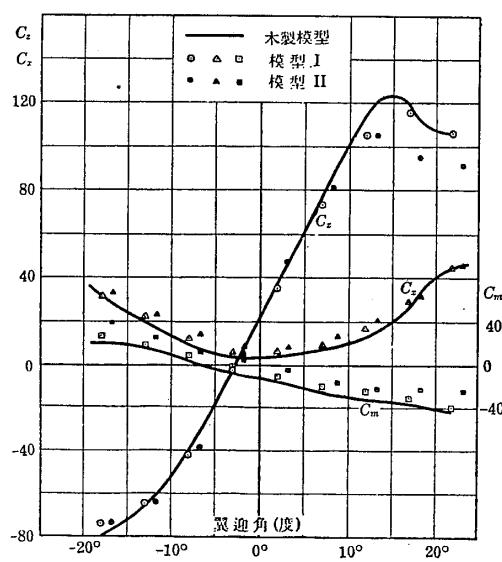


第 2 圖

先づ艇體・發動機架・兩側水鰭は木製とし之に主翼及び支柱を取付けた。主翼はセルロイド製の骨組で之に薄綿の羽布を張り、ゴム液で下塗りしたものにセルロイドのアミールアセテート溶液を塗布した。模型 II, 模型 III では此の塗料のため羽布が緊張して、捩り剛性が過大になるので、塗料をやめてゴム液のみを用ひた。主翼骨組の配置は成るべく白鳩號のそれに倣つたが材料は全部セルロイドを用ひた、即ち前桁、後桁、及び渡材はセルロイド板片を用ひ、支柱は厚いセルロイド板から削り出して流線型としたものを使つた。但し發動機ナセルと艇體を連結する支柱は眞鍮製のものを用ひ、翼の中央部の固定を確實にした。

翼面重量配布 各種模型の工作上構造は成るべく相似に作つて重量配布を等しくせんと努力した。そして最後に翼面の慣性能率を測定して慣性半径が略縮尺になつて居ることを確めた。慣性能率の測定は振動法を用ひたが、軽くて表面の大きい物體である爲め、空氣の抵抗が入つて來ることを豫想し、既知の慣性能率を添加して數回の實験を行つてそれから求めた。

翼面性能試験 模型を水鰭前縁の二點及び艇尾の一箇所で吊り、風洞中で三分力を測定した。是は空力係数が木製模型のそれに近く且く模型相互に付ても等しく出れば翼型、表面等が相似であるものと考へてよからうといふ意味であつた。其の結果は第3圖にある通りで、木製模型の風洞試験とは大分差があるが、セルロイド骨に羽布張りを施した小模型としては此の程度で我慢せねばなるまい。この程度に達する迄に數回羽布の張り直しや、翼端小骨の突張り補強等を行ひ、それ等と同時に彈性が注文通りに出來ねばならない爲めに、相等工作上の苦心をしたのであつた。



第 3 圖

屈撓試験の結果

$$\text{模型 I} \dots \dots \dots \epsilon' = \frac{4.625}{5.7/310} = 2.515 \frac{\text{m} \cdot \text{kg}}{\text{rad.}}$$

$$\text{模型 II} \dots \dots \dots \epsilon'' = \frac{0.01441}{2.68/155} = 0.084 \frac{\text{m} \cdot \text{kg}}{\text{rad.}}$$

彈性試験 a) 屈撓試験、彈性軸の決定。 翼の端末に近い翼小骨に單一荷重をかけ翼桁の下りを讀む。翼桁上には數ヶ所にセルロイド小片を貼り付け、之に細線を附し遊尺顯微鏡で覗いて移動量を讀む。小骨上の荷重點を動かして、前後桁の屈撓量が等しい點を探す。二三の小骨で試みて之を結んだ線が彈性軸である。

屈撓剛性の測定。 弹性軸上的一箇所に單一荷重をかけ翼桁の屈撓量を測定する。其の結果屈撓量は正しく荷重に比例する。撓みの形は各模型に就て荷重を相似の位置にかけ、相似の點の撓みを取れば、略相似の撓み曲線を得。撓み剛性は便宜上翼端から四本目の小骨に荷重をかけた時の同じ點の撓み量から出した。(第4圖)

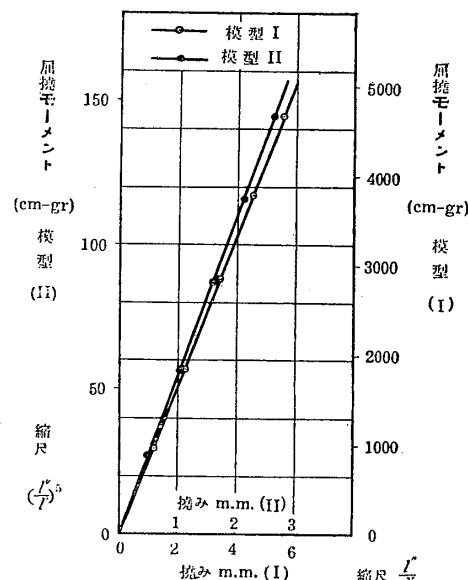
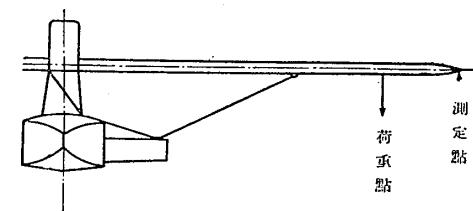
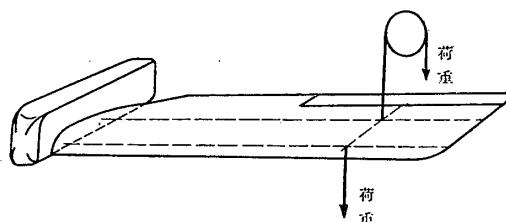
$$\frac{\epsilon'}{\epsilon''} = \frac{2.515}{0.084} = 30 \div \left(\frac{l'}{l''} \right)^5$$

b) 摆り試験. 摆り剛性の測定. 單一偶力をかけ (彈性軸から等距離の二つの點に上向・下向の等荷重をかける) 前後桁の變歪を読み揃れ角を測定す, 其の結果は屈撓試験同様, 揃れ角は揃り偶力に正しく比例する. 揃り剛性は各模型に就て, 揃り偶力を相似の位置にかけ, 相似の點の揃れ角を取つて出した. (第5圖)
揃り試験の結果

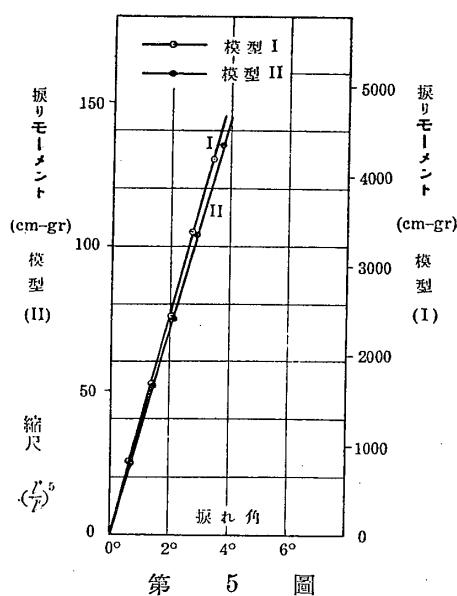
$$\text{模型 I} \dots \dots \dots \epsilon' = \frac{0.04195}{3.46 \times 0.0175} = 0.692 \text{ m.kg rad.}$$

$$\text{模型 II} \dots \dots \dots \epsilon'' = \frac{0.001349}{3.75 \times 0.0175} = 0.0206 \text{ m.kg rad.}$$

$$\frac{\epsilon'}{\epsilon''} = \frac{0.692}{0.0206} = 33.6 \div \left(\frac{l'}{l''} \right)^5$$



第 4 圖



第 5 圖

振動試験 模型の艇體を固定し, 翼端に絲にて重錐を吊りマツチの火にて絲を焼き切ると其の瞬間より自由振動を始む. 弹性軸の一點に最初の荷重を與ふれば (此の翼は重心線と弹性軸と殆ど一致せる爲め) 可なり純粹なる撓み振動をなす, 之を optograph にて撮影し, 其の記録より振動數及び減衰率 μ を出すと

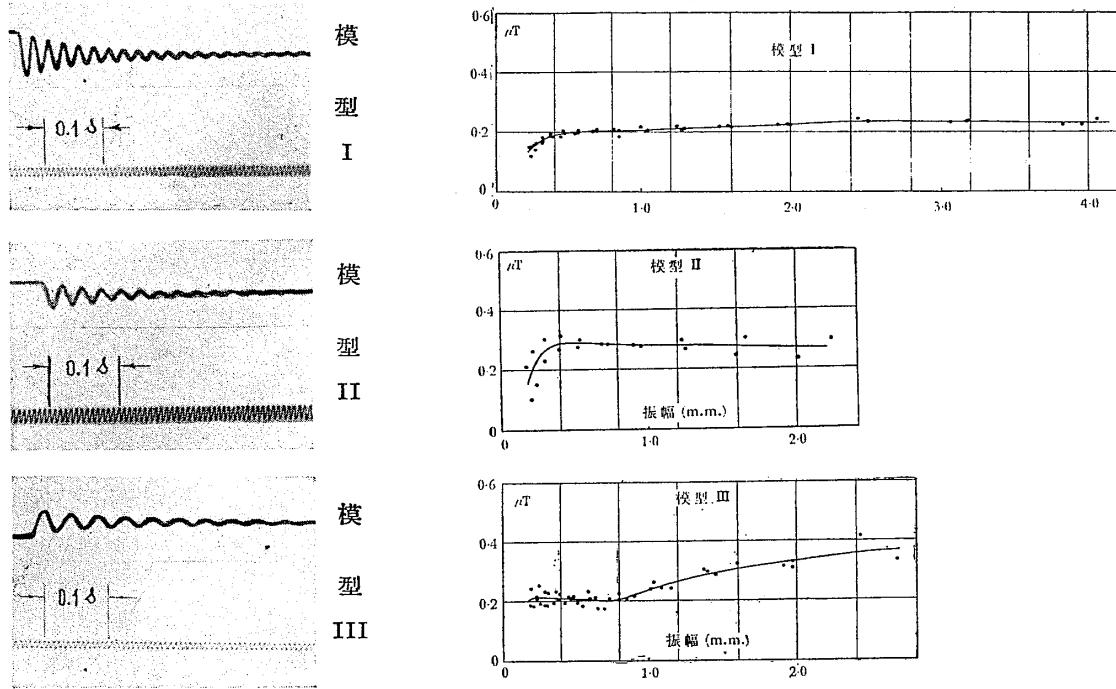
$$\frac{n'_b}{n''_b} = \frac{36.4}{39}, \quad \frac{\mu'_b}{\mu''_b} = \frac{8.82}{9.82}$$

となり若干喰違ひがあるのは抑制能率が相似でない爲めであらう. (第6圖)

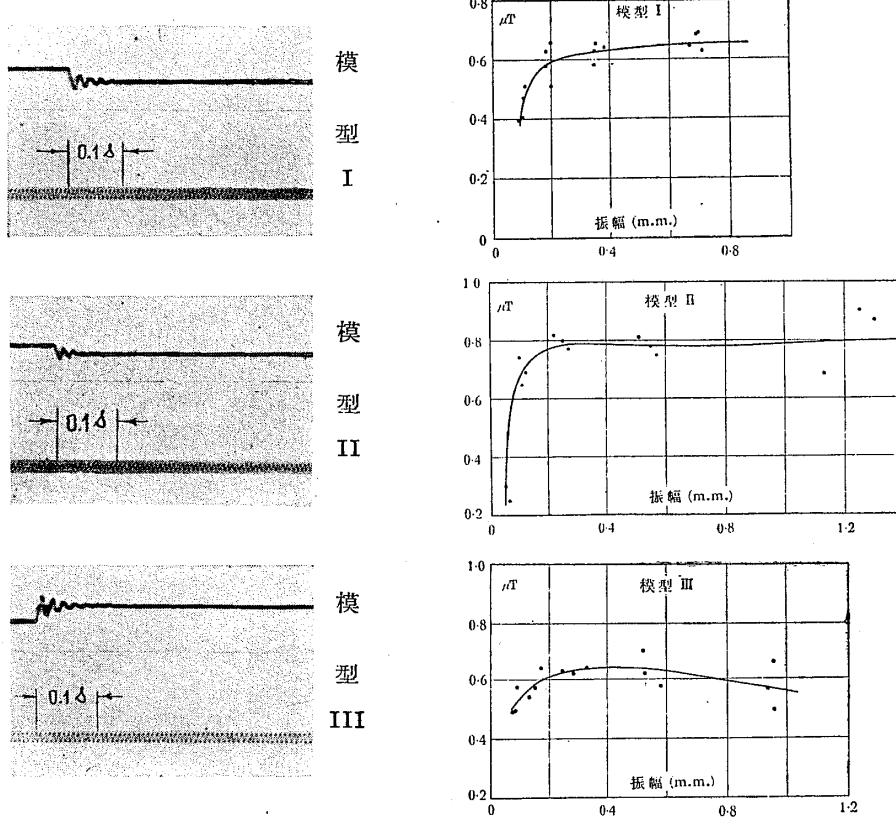
次に揃れ振動は絲にて偶力荷重を與へ置き絲を焼き切り, 揃れ振動を起さしむ optograph 記録より振動數及び μ を出せば

$$\frac{n'_t}{n''_t} = \frac{53.3}{67.0}, \quad \frac{\mu'_t}{\mu''_t} = \frac{34.7}{50.2}$$

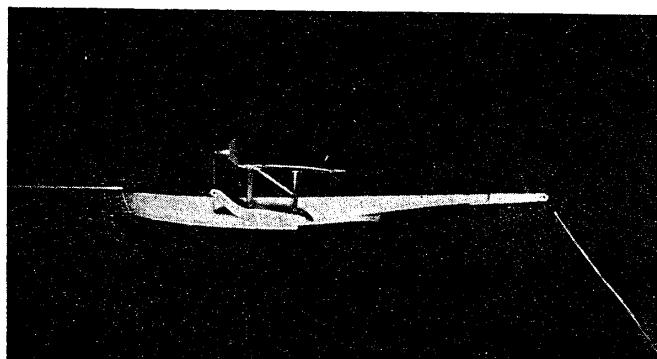
にて更に喰違ひ大なれど是等の缺點は初度の模型工作で止むを得ざるものと考へて實験を進めた. (第7圖)



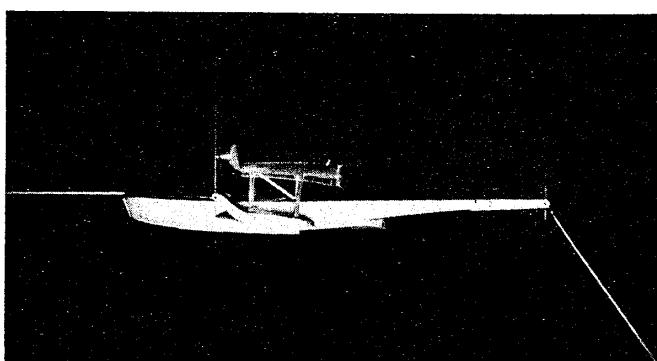
第 6 圖 屈 搗 振 動



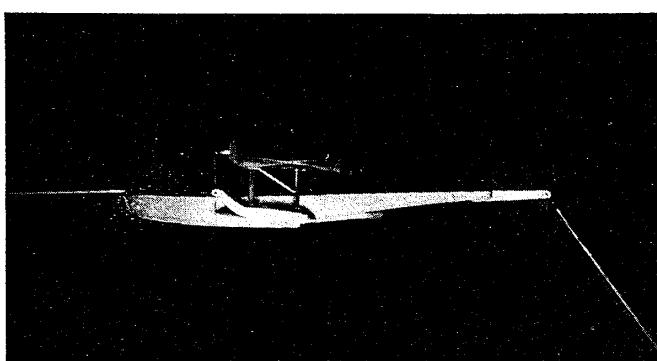
第 7 圖 振 射 振 動



翼迎角………0° 風速………6.5 m/s
翼振れなし



翼迎角………0° 風速………9.0 m/s
撓み翼振れ



翼迎角………0° 風速………16.0 m/s
振れ翼振れ

第 8 圖

物を入れて乱流にすれば之と同様の顫動がもつと低い速度でも起る事からも斯く考へられる。是等は別に研究すべき問題である。この補助翼固定の場合の風速は可なり大になる爲め模型が風壓の爲めに変形するのと、破壊の懼れとの爲め十分に観測が出来ない。従つて読み取り速度も誤差が多いが、模型 I と II とは大體縮尺 2:1 に近いものを示してゐる。

補助翼自由の場合に最初に現はれる翼振れは桁の屈撓振動であるが、速度を増すと一旦振れ止み、其以上に増すと此度は振れ振動が起る。この事は片翼で試験した場合も屢起つ

茲に注意すべきは減衰率が一定ではなく振幅によつて變化して居る事である。此の模型は複雑な構造であるから、こういふ變りが出て來る理由はいく分でも想像し得るが突き止め追ないので差當りは μ が略一定値に近づいた値を取ることにした。

翼振れ試験 航研飛行機部 2 米風洞にて實験、模型は木製艇體の鰭の兩側端及艇尾をピアノ線にて吊り同じ點より釣合重錐を下げるこ揚力抗力試験の時と同じ。

補助翼を自由にしておく時は、風速を漸次増して或る速度に達すれば俄に翼振れを始める側方からストロボスコープにて觀測し、翼が靜止して見える回轉數で振動數を定める。回轉數を二倍・四倍等として試みれば回轉數が翼の振動數と等しい時迄は翼は一つしか見えないが、其の二倍の回轉數にすれば翼が二枚に見える。即ち翼が一つで静止して見ゆる回轉數の内最大のものを取ればそれが振動數を示す。

補助翼固定の場合には目立つた翼振れは起らず、只振幅の小さい顫動を起す。これが翼振れと名くべきか否かは分らぬが、翼の亂流の爲であるかも知れぬ、それは迎角が正負共可なり大きくなつた時には低い速度で起るからである。又氣流中に邪魔

This document is provided by JAXA.

たもので次段の instability ⁽¹⁾に入るのである。茲に其の寫眞（第8圖）を掲げておく、此の第二の捩り振動は大模型（模型 I）では可なり烈しく一旦發生すると直ぐ模型が破壊する。

結 言 この實驗は模型工作が困難な爲め模型として完全なものでないが、大體に於て相似律が行はれて、模型試験が實用的には有意義である事を示してゐる。今後更に模型工作技術を進めたならもつと精密さを増す事を得べしと思はれる。

此の實驗によつて考へられることは翼振れ試験には成るべく大きな模型で、剛性を比較的弱く作ることがよい。近來大風洞設備が矢釜しく論ぜられるが、それは單に空氣力學的特性の試験を目的としてゐる様であるが、私共は翼振れ試験をも大風洞の目的の中に加へたい。風洞が大になれば、模型も大になり、従つて翼密度も剛性も抑制能率も比較的自由に工作する事が出来る。此の目的から云へば模型は實物の $\frac{1}{10}$ 位の大きさであつて欲しい。そして剛性抑制能率を(I^5)に比例して作れば、限界速度は $\frac{1}{10}$ に現はれるから、風洞の最大風速をそれ程大にせず共（即ち風洞設備の經費が少くとも）翼振れ限界速度を測定する事が出来る譯である。最後に此の實驗に手傳はれた森田邦雄・茅根廣・渡邊互の三君に感謝の意を表す。

（終）

(1) 航空究研所報告第116號參照。