

翼振れの縮尺模型實驗⁽¹⁾ 第二報⁽²⁾

所 員 岩 本 周 平
技 手 有 働 敬 郎

要 旨 試作長距離機の主翼片翼の模型を作つて試験した結果風速に依て種々の翼振れ状態が起る有様，補助翼が自由になつた場合の翼振れ限界速度の低下，補助翼に釣合質量をつけた時の様子等が明かになつた。(第1圖乃至第6圖)。この模型試験の結果が直ちに實物の翼振れを適確に示すか否かは判らぬが少くとも試作機の翼振れ性状に就て吾々に種々の示唆を與へるものである。本實驗に於ては第一報の時よりも模型工作技術が進歩して，重量配布・撓み剛性・捩れ剛性・翼面の型狀等を可也の所まで要求通りに作り得る様になつた。

緒 言 航空研究所に於て設計中の試作長距離機はアスペクト・レシオの大きな片持翼であるから主翼の翼振れに就ては豫め研究しておく必要がある。吾々が曾て行つた白鳩號事故調査の際の經驗から云へば現在の理論的計算法の程度では中々實物の機體の翼振れ状態を推定するのは困難であつて，寧ろ縮尺模型の實驗による方が實狀に近いものを示したので試作機に就ても此實驗を始めたのである。模型工作は白鳩號調査の時よりもずつと精巧な事を要求したので數回の製作手直し等をやつて遂に第四回に至つて各部の寸法・重量・撓み剛性・捩れ剛性等略希望のものが出來た。こゝに記述するのは此の最後に作つた模型にて實驗した結果である。

模型翼の重量及彈性 翼は $1/10$ 。模型で翼の重量は模型工作中各部件の重量を測定しつゝ製作し，(第3表)翼の慣性半径は製作後振動の方法により測定し，彈性軸・撓み剛性・捩れ剛性は實物の推定値に合する様に製作して荷重試験により吟味し，固有振動・減衰率は振動試験によりて測定した。(是等の測定法は第一報に記載してある)其結果は第1表の通りである。

補助翼は甲乙二組作つて試験した。甲組は重量を主翼と同縮尺にするため特別の構造を與へたもので，乙組は實物と同構造であるが重量が過大である。(第2表)

翼振れ實驗 最初乙組補助翼を用ひて實驗して，この翼の翼振れ状態を觀察し後に甲組を用ひて翼振れ性状が如何に變るかを見た。

(1) 第一報は彙報第137號にあり。

(2) 昭和11年3月9日 航空學談話會にて發表。

第 1 表

要 目		記 号	デメンション による縮尺	模 型 翼		
寸 法 ・ 重 量	翼 幅	cm	b	28		
	翼重量 (脚・車輪・タンク燃料共)	gr	σl^3	10.175		
	翼 密 度		σ	1		
	弾性軸の位置			桁中軸と一致		
	桁中軸と重心線との距離	cm	s	0.792		
	慣性半径 (機軸の周り)	cm	κ	12.21		
	慣性半径 (弾性軸の周り)	cm	κ	2.47		
荷重 試験 及 自 由 振 動 試 験	弾の 性撓 軸み	撓み 剛性	$\frac{\text{m.kg}}{\theta}$	ε	q	0.234
		固有振動数	毎秒	n	$\sqrt{qp^5}$	27.5
		Log. decrement		μT	1	0.165
	弾周 性の 軸の 振れ	振れ 剛性	$\frac{\text{m.kg}}{\theta}$	ε	q	0.010
		固有振動数	毎秒	n	$\sqrt{qp^5}$	51.6
		Log. decrement		μT	1	0.28

第 2 表 模型補助翼重量及び重心位置

		重 量 gr		重 心 (舵軸よりの距離 mm)	
		内 側	外 側	内 側	外 側
甲	組	0.082 (現物補助翼豫定重量 $\frac{1}{60}^3$)	0.075	1.58	0.79
乙	組	0.355	0.290	2.45	2.90

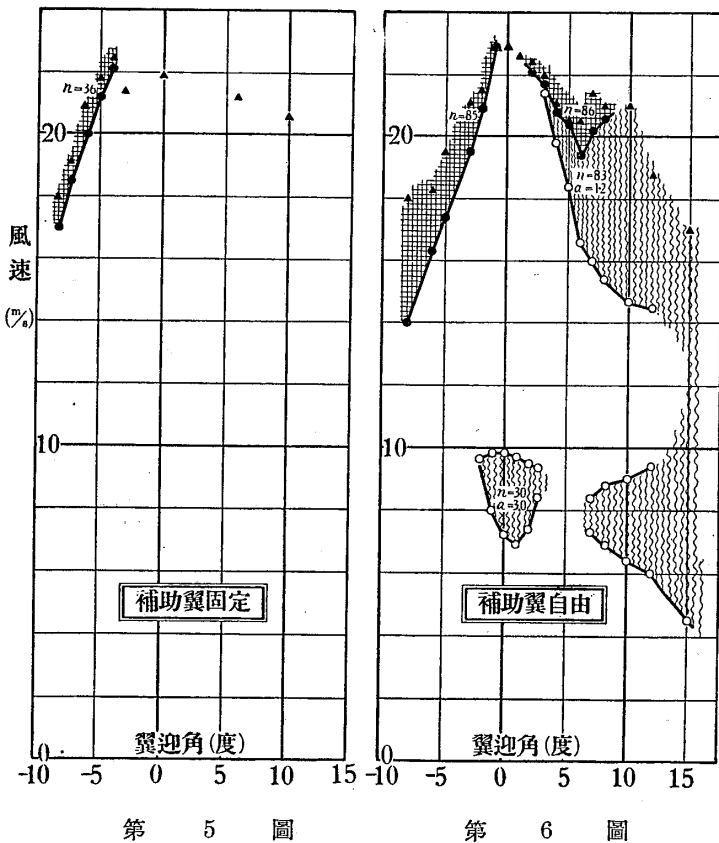
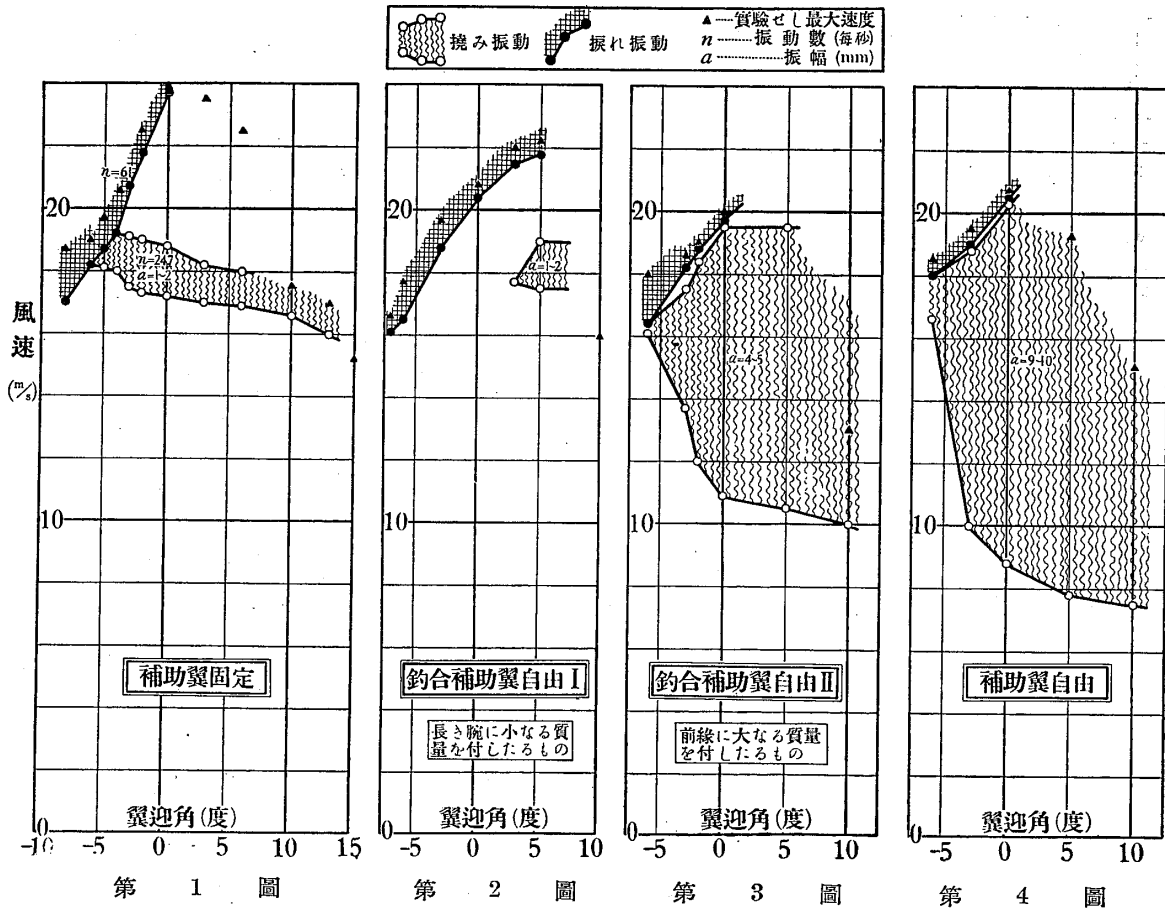
(a) 乙組補助翼固定. 補助翼の両端の小骨を主翼小骨に貼り着け全然固定した. 翼迎角を 0° にして風速を次第に増せば 17 m/s に至つて一定の撓み振動を初める. 振幅は翼端に於て最大で其の量は数耗である. 之が實物の振幅を多少でも表はすものであるならば可也の振動である.

風速 18.8 m/s 位から此の振幅傾みに鎮靜するが, 其儘風速を増して 23.9 m/s になると急に振れを伴つた大きな翼振れに入る. 第 7 圖は其寫眞である. これで見ると撓み振動が如何に小さく, 振れ振動が如何に大なるかを判る.

以上の如く翼振れ現象は撓み振動・鎮靜・振れを伴つた振動の三つの型に區分することが出来る. 翼迎角を變ずると限界速度が變化するので翼振れの三つの型の領域が出来る譯である. 第 1 圖にハツチングで其領域を區別して示した.

振れ振動は模型に在つても破壊的であるから實物に於ては最も怖るべき振動である. 但し主として負の迎角で可也の高速で初めて現はれ, 迎角が負の方へ大なるに従つて限界速度が低下する. 之に反して撓み振動は正の大迎角になるに従つて限界速度が低下する.

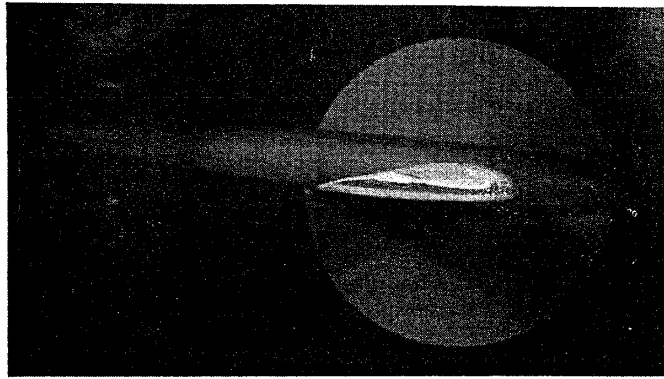
速度の變化に伴つて振動が變化する事は撓みと振れの剛性の相違から豫想される事であ



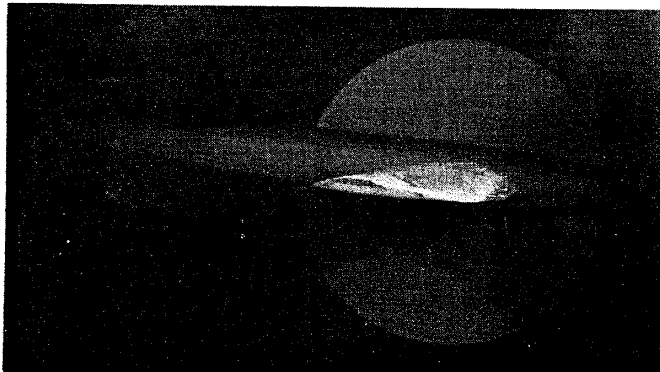
り、限界速度がいくつも出て来ることは振動の安定条件からも想像される。又斯の如き事實は吾々の第一報にも、白鳩號事故調査報告にも記述して置いた。

翼振れに入る前多くの場合振動が間歇的に起つて唸りの様な現象を呈する。これは振動の安定と不安定との間を彷徨する現象で、風洞の風が「いきつき」する爲めに起るものであらう。

(b) 乙組補助翼自由。補助翼を全然自由にして試験したものは第4圖に示してある。此の場合には烈しい撓み振動が低速度で起り振幅 10 mm に及ぶ。併し振れ振動の限界速度は補助翼固定の時よりも少し低下するだけで著しい差はない。

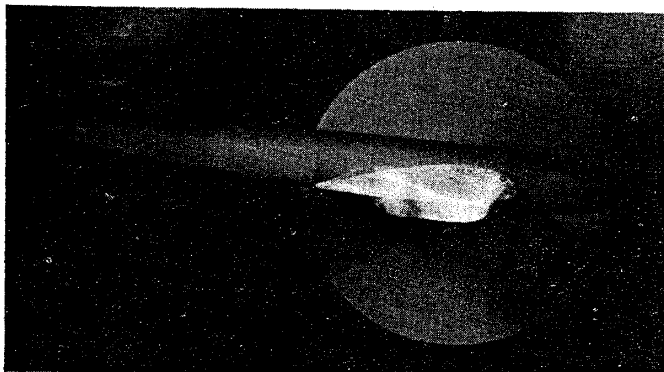


(イ) 無風
静止



(ロ) 翼迎角 -2°
風速 18.1 m/s
撓み翼振れ

イ圖より翼端ぼんやりせるは振動の爲なり。



(ハ) 翼迎角 -2°
風速 22.0 m/s
振れ翼振れ

振動せる部分に影の如き部あるは補助翼と主翼との gap なり。

第7圖 翼振れの寫眞

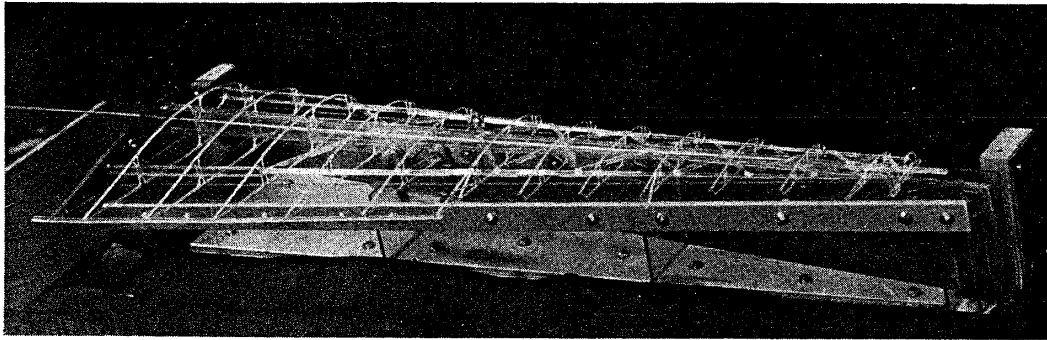
尙こゝに注意すべきは第一報の實驗では速度を増す時と減する時との限界速度が可也の差があつたが、今回は大差のない事である。模型工作が巧になつて補助翼舵軸の摩擦が殆ど無くなつた爲であらうと思はれる。

(c) 鈎合補助翼 I. 補助翼前縁に鈎合重量を加へて重心を舵軸の上に持來すに鈎合重量 0.35 gr. を要した。此の補助翼を自由にすると(第3圖)風速が 10 m/s を超ゆれば撓み振動を起し振幅 5 mm に達する。鈎合のない場合よりも多少良好ではあるが、其効果は甚だ少いと云はねばならない。之は鈎合の爲めの質量添加が大き過ぎた結果である。

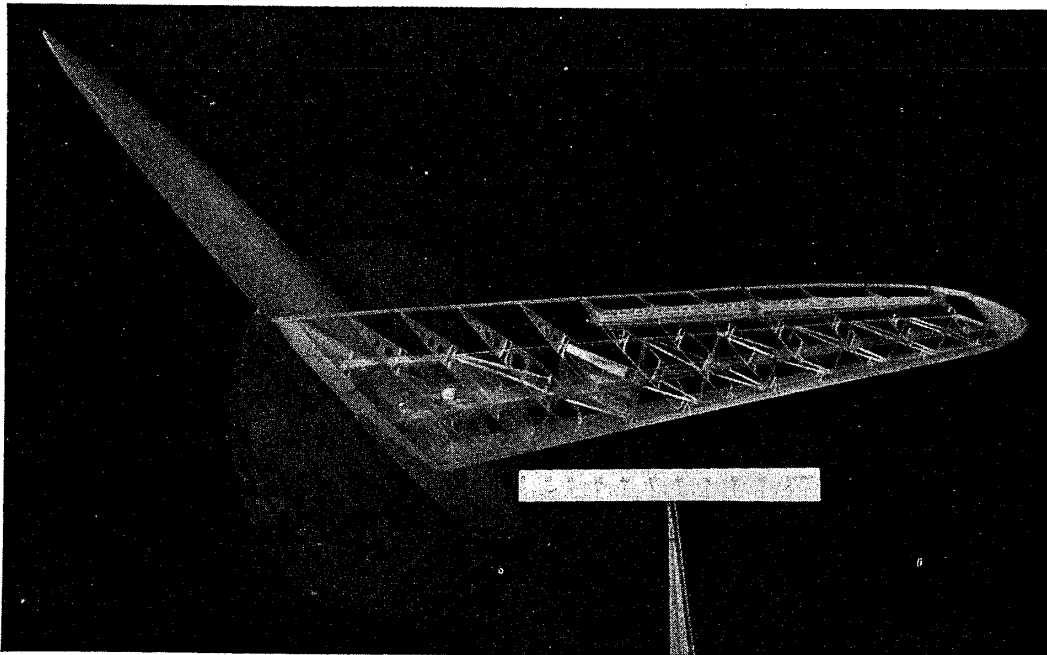
(d) 鈎合補助翼 II. 補助翼から前方に腕を出して小なる質量を以て重心を舵軸の上に持來したもので重量増加は 0.055 gr. (補助翼重量の19%) に過ぎない。此補助翼を自由にしても補助翼固定の場合と大差のない迄に好結果を與へる事は第2圖に示してある。

(e) 甲組補助翼固定. 振れを混する翼振れは乙組の場合よりも高い限界速度をもつが迎角に對する關係は乙組の場合と同様である。撓みのみの翼振れは甲組では遂に現はれない。(第5圖)

(f) 甲組補助翼自由. 迎角が正の所では非常に低い速度に撓み振動の範圍がある。速度が増すと一旦消失して再び現はれ、更に高速度になると振れを混じて破壊的振動となる。迎角の負の部分では



第 8 圖 組立中の模型翼



第 9 圖 模型翼骨組

固定の時と同様で只限界速度が少しく低下するだけである。(第6圖)

模型の製作法 模型の骨組はセルロイドの薄板で作る。實物と略似た構造を與へると、重量配布が相似になるので慣性半徑・重心線等が自然に相似になる。翼断面の形・桁の形等は皆實物の圖から縮尺した。(第8圖及第9圖) 外翼部の補助桁及び緊張材だけは實物通りに出來ず、0.1 mm の板を山型に曲げたものを用ひ、其断面慣性能率と主桁の断面慣性能率の比を縮尺的に作つた。翼骨組の組立てには特に組立臺を作り豫め 2° の捩下げを組立臺に與へ置き其の臺の上に先づ主桁を据え之に小骨を入れ緊張材を貼りつけつゝ翼骨格を組立てた。次に脚及び車輪は翼内に引込んだ位置に取付け、燃料タンクは 0.1 mm の板で作れ其重量は燃料が約 200 kg 入つて居る時に相當する。翼の羽布張り作業は模型製作上の大問題で普通の如く羽布を張り纖維素塗料を塗ると骨に比して羽布のみが非常に重くなり忽ち重量配布を亂し、且つ羽布の緊張のため骨を曲げ全體の剛性に大影響を及ぼす。そこで羽布としては極

第 3 表 模型翼構造部品重量表

部 品		重 量 gr.		備 考
主 翼	桁	1.937		前後補助桁共 セルロイド セルロイド・胴体内に隠れる 部分
	小 骨	0.795		
	緊張材	0.248		
	前縁材	0.355		
	後縁材	0.182		
	翼端外皮	0.067		
	翼根本外皮	0.633		
	羽布並に塗料	0.465		
	其他添加物	0.064		
	計	4.646		
補 助 翼		甲 組	乙 組	
	内側補助翼	0.082	0.355	
	外側補助翼	0.075	0.290	
	舵軸其他添加物	0.041	0.041	
	計	0.198	0.686	
脚 並 に 車 輪		5.432		
燃 料 タ ン ク		3.243		
実験時の翼全重量		9.687 10.175		甲 組 乙 組

第 4 表 翼振れ限界速度

實物の場合に換算せる相當速度。速度單位 km/h

乙 組	翼 迎 角 (度)		-6	-3	0	3	6	10
	補固 翼定	撓み翼振れ	振れ翼振れ	328	316	310	306	304
振れ翼振れ			328	373	428	—	—	—
補自 助翼由	撓み翼振れ	振れ翼振れ	303	182	160	148	140	137
	振れ翼振れ		328	348	374	—	—	—
甲 組	補固 翼定	撓み翼振れ	×	×	×	×	×	×
	振れ翼振れ		360	—	—	—	—	—
補 助 翼 自 由 組	撓み翼振れ	第一	×	×	130	151	×	108
		第二	—	—	—	385	331	205
	振れ翼振れ		293	351	—	391	267	—

註: × ……振れず.

— ……風洞の最大速度以上.

く薄い絹を選び、糊を洗ひ去つたものを翼骨組に貼り付け、ゴム液を淡めたものを塗る。羽布の重量は次の如くである。

糊を除去した薄絹羽布の重量…………… 8.9 gr/m²

ゴム液を塗布した後の重量……………11.5 gr/m²

尚各部位の重量を示せば第3表の如し。

縮尺模型 模型の弾性諸性質は第1表の如くに出来たが、是が果して實物と相似であるかは將來實物が出来た上で其等を実測して始めて決せられるものである。今は實物に対する設計値及び推測値を基礎にして縮尺を出して見ると、

$$\nu = \frac{v}{v'} = \sqrt{qp^3} = 5.01 \div 5$$

是から實物の限界速度を出せば第4表の如くである。

結 言 此翼の翼振れに対する危険区域は負の迎角である。併し試作機の最大速度は 250 km/h 以下であるから、補助翼が自由にならぬ限りは破壊的翼振れに入る事はあるまい。補助翼に緩みがあるか、或は補助翼附近が重く出来上つたとすると迎角が正で大きい所で低速で微動が起るかも知れぬ。以上は模型試験から得た示唆である。

此實驗についての模型製作は永瀬幸三郎君が面倒な工作を引受けて呉れ模型工作法を開拓され、千野純彦・青柳芳夫兩君は諸實驗を手傳はれた事を茲に記して感謝の意を表す。

(終)