

翼の迎角が急激に増加する時の揚力並びに

其の測定法に就て (第一報, 豫備実験)

囑 託 飯 島 恒 夫

〔I〕 序 論

風洞内に於いて、模型に依る實驗的研究は、航空機の定常運動に關しては數多くなされて來た。一步、非定常運動の研究に當つては、從來適當と思はれる實驗方法が少い。

今此處に述べんとするのは、翼の迎角が急激に増加した時に、その變化しつつある間に起る所の揚力の變化に就いてである。

此の目的を以つてなされた實驗を舉げれば、Kramer⁽¹⁾; Farren⁽²⁾の報告がある。

前者は、力を測定するためには、水晶の壓電装置を用ひ、風向を變化させるには、翼を格子型に並べたものを用ひた實驗である。此の種の實驗に關して、格子を用ひて風向を變化させる事は好ましくない事である。

後者は、力の測定には板バネを用ひ、翼を廻轉する事に依つて、迎角變化を生ぜしめた實驗であり、之は翼の二次元に於ける性質を測定したものである。

本實驗に於いて吾々が望むのは次の事である。

即ち力の時に對する變化を忠實に記録する事、
翼自身の運動に依つて迎角に變化を生ずる事、
有限翼の性質を研究し得る事である。

本報告は、上述の目的を以て本研究所小風洞 (直徑 1.5 m. Göttingen type) にて行つた豫備實驗の結果である。

力を測定する装置としては、水晶片に於ける壓電現象を用ひた。此の理由を述べるに、第一に此の現象を用ふる事に依つて、今吾々が必要と考へる如何なる速さの現象にも忠實に追従する事が出来る。従つて短時間内の現象をもよく捉み得るのである。

第二に水晶片が壓力に依つて變位を起す量は、現在の目的に對しては小なるものとして省略し得る。従つて測定せんとする力のために、迎角の變化を起す怖れはない。

第三に水晶片は壓縮荷重に對する強度大であるから、相當大なる力に對しても破壊の怖れなく、且つ壓力變化に對する、電氣的履歴もない。即ち測定せんとする力が大なる程、増幅装置が容易になる利點を持つて居る。

以上の諸點からして此の現象を用ふる事は、大きい Reynolds number にて行ふ風洞實驗に對しては非常に有利なる方法である事が分る。

(1) Kramer, Max; Die Zunahme des Maximalauftriebes von Tragflügeln bei plötzlicher Anstellwinkelvergrößerung (Böeneneffekt), Z. F. M. 14. April 1932.

(2) W. S. Farren; Reaction on a Wing whose Angle of Incidence is Changing Rapidly
Wind Tunnel Experiments with a Short Period Recording Balance

現在の實驗は、翼弦に就いての $R. N. 2 \times 10^5, 3 \times 10^5$ で行つたので、Farren の實驗に於ける $R. N. 1.2 \times 10^5$ より大であるが、本來最大揚力附近の現象は、 $R. N.$ に依る所が大であるからして、出来る限り、大なる $R. N.$ にて實驗を行ふ事が望ましい。

次に迎角を變化させる爲の運動は重錘に依つて生ぜしめられる。此の時の廻轉軸は任意に擇ぶ事が出来るが、此の實驗では、翼前縁より風下に翼弦長の 44.7%、且つ翼弦より下方に翼弦長の 0.033% の點を通る所の線である。そして迎角變化は -7° を起點として、 $+25.4^\circ$ に及んで居る。

測定装置は、風洞の空氣流外にあつて、風洞の上部に置かれる。それより翼をピアノ線にて風洞内に吊り下げ、有限翼の状態にて實驗を行つたものである。

此處に用ひた翼型は G. 459 で模型の大きさは $75\text{cm} \times 15\text{cm}$ である。

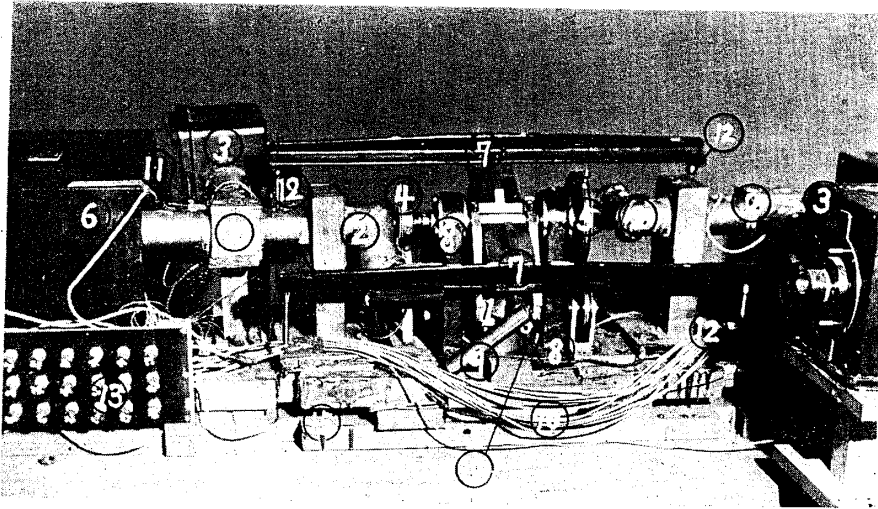
斯くして行つた實驗結果として、次の事を得た。即ち翼を廻轉する事に依つて、失速角は大きくなる。最大揚力係数は角速度と共に増加する。

且つ失速に入る時には、揚力係數—迎角の曲線に必ず一つの [peak] が生ずる。

〔II〕 實 驗 装 置

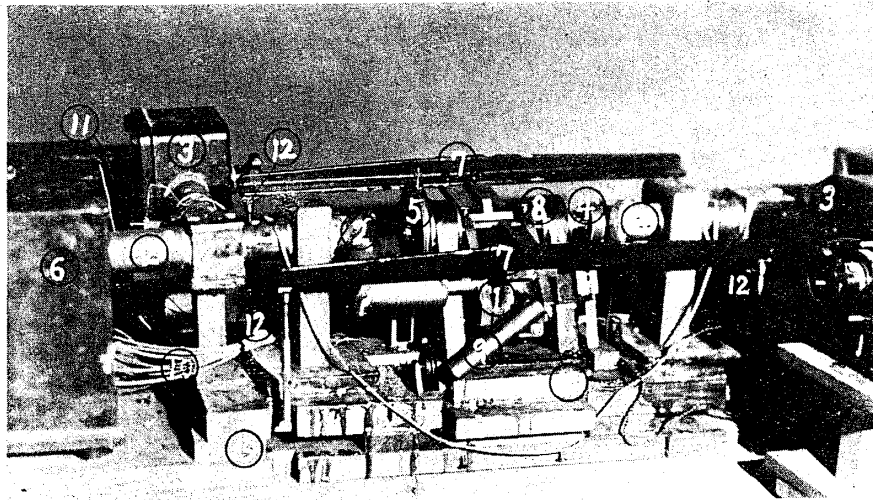
〔A〕 先づ廻轉し得る部分の機構について述べる。

第1圖にて D, E, A_1, A_2 は一體をなして居る。 B_1, B_2 なる板は C_1, C_2 を夫々軸として、摩擦少く廻轉し得る。又 C_1, C_2 の中心線は夫々、 E の中心、 B_1 の下面、 A_1 の尖端、 B_2 の下面、 A_2 の尖端と同一直線上に置かれて居る。此の直線上において、 B_1, B_2 の先端



- | | |
|--------------------------------|----------|
| ① 水晶片 | ⑧ 基礎臺 |
| ② 導管 (50# 裸銅線が中心を通り、容量一定なる被蔽管) | ⑨ 水晶片乾燥器 |
| ③ 電氣容量 | ⑩ 導線 |
| ④ 角度指示用抵抗器 | ⑪ 水晶片地絡鍵 |
| ⑤ 角度變更用滑車 | ⑫ 翼吊下げ點 |
| ⑥ 増幅器 | ⑬ 導線接續點 |
| ⑦ 翼吊下げ棒 | ⑭ 廻轉臺 |
| | ⑮ 板 |

Fig. A



- | | |
|---------------------------------|----------|
| ① 水晶片 | ⑧ 基礎臺 |
| ② 導管 (50# 裸銅線が中心を通り, 容量一定なる被蔽管) | ⑨ 水晶片乾燥器 |
| ③ 電気容量 | ⑩ 導線 |
| ④ 角度指示用抵抗器 | ⑪ 水晶片地絡鍵 |
| ⑤ 角度變更用滑車 | ⑫ 翼吊下げ點 |
| ⑥ 増幅器 | ⑬ 廻轉臺 |
| ⑦ 翼吊げ棒 | ⑭ 廻轉臺 |
| | ⑮ 板 |

Fig. B

の點を夫々 F_1, F_2 とする。此の點は、夫々翼吊下げ點であつて、翼に働く揚力が作用して居る。

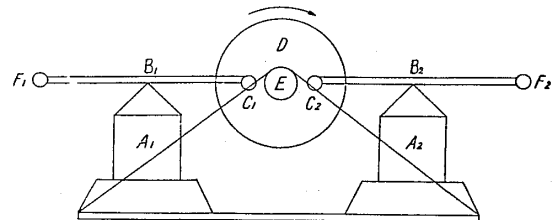
上述の如くした理由は、 F_1, F_2 に働く力の中、板 B_1, B_2 に平行な成分が、板 B_1, B_2 に夫々 C_1, C_2 の廻りの廻轉モーメントを與へぬためである。

今 D を或る角速度にて廻らす時は、第1の装置全體は E を軸として廻る。 D に一樣角速度を與へるために重錘と oil damper を用ひる。即ち D へ、 D を時計の針と反對方向に廻はさんとする重錘 W_1 をかけ、他方時計の針と同一方向に廻はさんとする重錘 W_2 を、oil damper を通してつなぐ。今 $W_2 \gg W_1$ とすれば、 $W_2 - W_1$ は D を廻らす動力となる。

次に F_1, F_2 に夫々力が働く時に、それは E の廻りに夫々のモーメントを生ずるのであるが、それ等のモーメントは、 W_2, W_1 の生ずるモーメントに比して非常に小にして置く。

今 D, E, A_1, A_2 が或る角速度にて動く時は F_1, F_2 も其等と共に動く。故に F_1, F_2 よりピアノ線にて風洞中に吊られた翼は、一樣角速度にて迎角を變ずるやうになる。

一樣角速度を與へる事は、各部分の慣性の影響をなくすために極めて重要である。本實驗に於いて一樣角速度は容易に得られるが、然し始動する時の、急激なる加速度のため生ずる



A_1, A_2 水晶板
 E 廻轉軸

第 1 圖

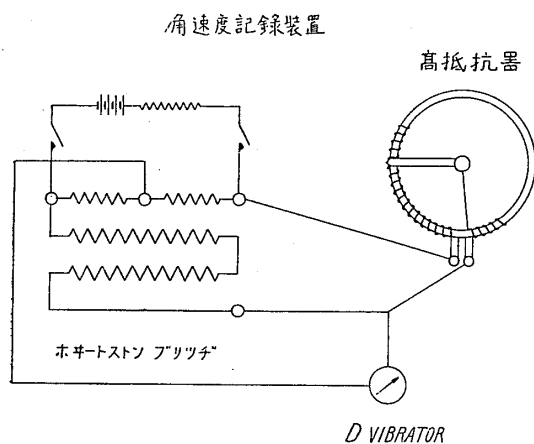
衝撃を完全になくす事は、角速度大なる時に於いて非常に困難である。現在行つた実験でも、角速度小なる時、此の影響が大きいのは始動直後だけであつてすぐ消滅して居るが、角速度が非常に大なる時は ($216^\circ/\text{sec}$) この影響は全般に渡つて居るのが見られる。

然しこの影響は B_1, B_2 等の重量を減少する事に依つて可成まで減じ得るものであると考へる。

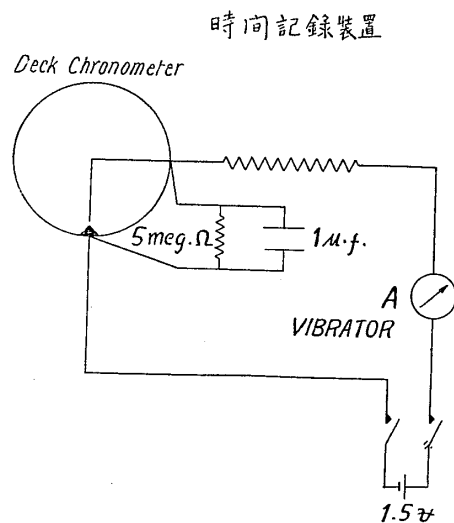
[B] 上述の機械的部分の外に、壓力、角速度、時間測定装置としての電氣的部分がある。

即ち壓力測定装置として、水晶片——導線——増幅装置——オツシログラフがある。

角速度測定装置として、可變廻轉型抵抗器——ホキートストンブリツヂ——オツシログラフがある。



第 4 圖



第 5 圖

時間測定としては、オツシログラフに附屬した所の同期電動機を用ひて $\frac{1}{10}$ sec の時間記録をなすのと、Deck chronometer により 1 sec の時間記録との二種を用ひる。

次に是等の細部を述べる。

(1) 先づ水晶片に就いては、水晶片が壓力變化を受けて生ずる所の電壓變化を読む事に依つて力を測定するのであるからして、到る所の電氣漏洩を皆無にする事が絶対に必要である。

依つて各部分は、必要に應じて、良好なる絶縁體である所のアンブロイド、ペークライト等を適宜に用ひると同時に必要なる表面に充分の注意を拂つて用ひねばならぬ。即ち必要なる表面は充分に清淨にし、有機分並びに種々なる蒸氣に依る影響を除去し、且つ出来るだけ乾燥せしめねばならぬ。表面に附着する所の水蒸氣が電氣漏洩に及ぼす影響は甚大であるからである。是等の目的のために、 P_2O_5 の粉末を各部に封入し、且つ頻繁に交換する。現在行はんとする実験に對しては、上述の操作を施す事に依つて、水蒸氣に依る妨害は除外出来、電氣漏洩の心配はなくなる。

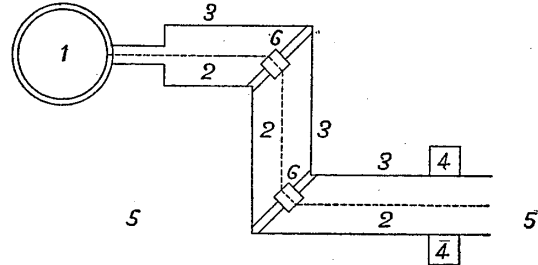
(2) 次に導線に就いて述べる。

導線の各部に對する電氣漏洩は上述の操作に依つて除去される。又感應電氣に依る所の有害なる影響をなくすために金屬管にて完全な遮蔽を行ふ。且つ水晶板、導線を含む部分は電氣容量が一定でなければならぬ。故に第7圖に於ける如くつなぐ。即ち管全體が軸 5—5

の廻りに廻轉する時にも、②なる線は管の中心よりずれる事はない。此の場合、線は僅かな振れを受けるだけであるからして、この装置の電気容量は廻轉に依つて變化しないと見られる。

茲に第7圖で

- ① 水晶板,
- ② 50# 裸銅線
- ③ 接地せる眞鑄管
- ④ 管を支持する臺
- ⑤ 廻轉軸
- ⑥ 絶縁板



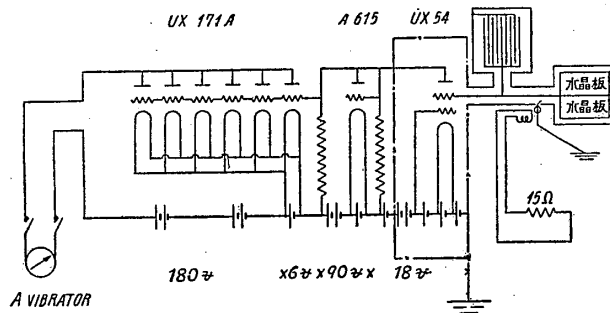
導線が廻轉する場合

第 7 圖

である。

次に感度を増すためには、導線の部分の電気容量を小にしなければならぬ。故に管は直徑大に、長さ小に、且つ内部の線は直徑小にしなければならぬ。本實驗では管の直徑 4 cm, 長さ 50 cm である。又絶縁體に於ける電気滲透の影響等が入らない様にするために、導線は裸線を用ひ、且つ導線を管の中心に支持するために用ひる絶縁體も必要以上に多量にしないやうに心掛けねばならない。又測定せんとする力の範圍を變へるためには、導線の途中に可變容量を入れて、測定せんとする力を増幅器の性能内に來たらしめ得るやうにする。

(3) 増幅装置について述べる。



第 3 圖

之は横河製品であつて、マツダ UX54, A 615, マツダ 171 A (6 箇) を用ひて、抵抗増幅を行つたものである。出力はオツシログラフの A vibrator を動かし、 $\pm 2.5 \text{ kg} / \left\{ \pi \left(\frac{2.5}{2} \right)^2 \right\} \text{ cm}^2$ の間にて、壓力、電流の間に直線的關係が得られる。故に可變容量を用ひて、測定せんとする力を、この増幅器の性能内に來たらしめれば廣範圍の力を測

定し得るものである。

(4) 角速度記録装置としての可變廻轉型抵抗器について述べる。

抵抗器は輪狀に、一定の間隔にて線を捲いた所の高抵抗 (2326.1 ohm) のものである。輪狀の線の上を針が滑る。

針の廻轉角 θ と、抵抗値とは階段狀の變化をするが、オツシログラフに撮つた記録が、階段狀に一定の歩みにて變化して居る時は、針の廻轉角 θ が時間に對し一様に變化する事を示して居るのである。

(5) ホキートストーンブリツヂについて述べる。

本實驗ではホキートストーンブリツヂを用ひて、抵抗變化を電流變化になほすのである。上述の高抵抗をブリツヂの一つの腕に入れ、一定の角 θ にて、釣合せる。廻轉角 θ と共に抵抗變化が生ずるからして、この釣合状態からの振れは電流變化を生ずる。

廻轉角變化による抵抗變化は小さいから、抵抗變化と電流計の振れとは比例すると見る事

が出来るのである。

〔C〕 翼の吊り方は第2圖の如くする。

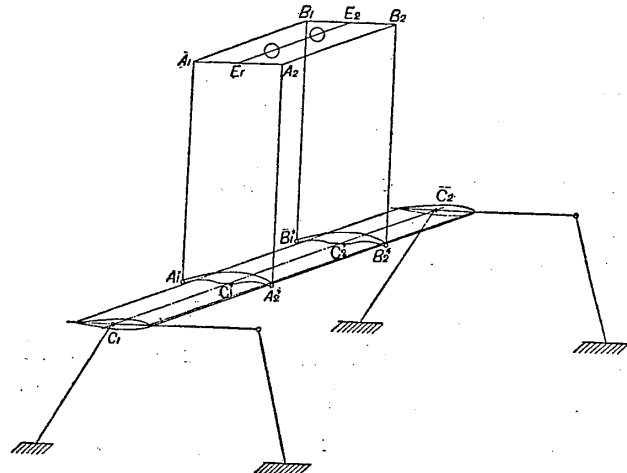
(1) 風洞外に置かれた測定装置を廻轉する事によつて、風洞内に吊つた翼が、一定の軸の廻りに廻轉を起すやうにしなければならぬ。

第2圖に於て、測定装置の、 A_1, A_2, B_1, B_2 は E_1, E_2 を軸として廻轉し得る。

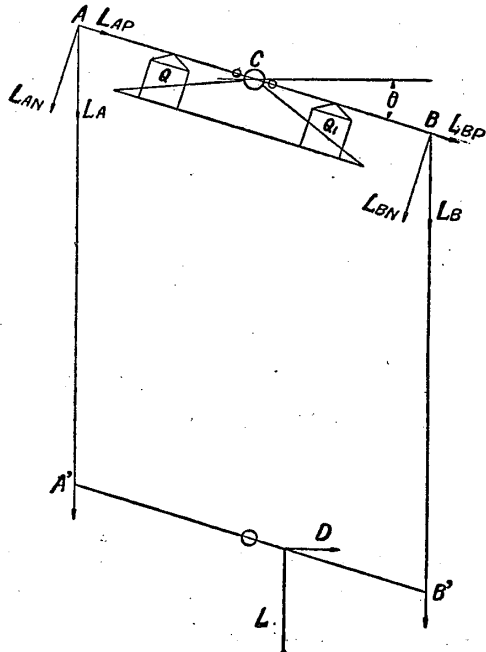
次に翼の吊線として、 $A_1A_1', A_2A_2', B_1B_1', B_2B_2'$ があるが是等はすべて鉛直の方向を持つて居る。且つ夫々 $A_1A_1' = A_2A_2' = B_1B_1' = B_2B_2'$ 、故に $A_1A_2A_2'A_1', B_1B_2B_2'B_1'$ は夫々平行四邊形を形作る。

C_1C_2 は E_1E_2 と平行で、且つ同一鉛直面内にあり、 $A_1E_1 = E_1A_2 = A_1'C_1' = C_1'A_2', B_1E_2 = E_2B_2 = B_1'C_2' = C_2'B_2'$ である。故に $A_1A_1'C_1'E_1, A_2A_2'C_2'E_2, B_1B_1'C_2'E_2, B_2B_2'C_2'E_2$ は平行四邊形をなす。

依つて E_1E_2 を軸として、 $A_1A_2B_1B_2$ が廻轉する時は、 C_1C_2 は E_1E_2 と同様に空間に固定した軸となる。今 $A_1'A_2', B_1'B_2'$ を含む面は、本實驗では翼弦を含むで居らぬが、 $A_1'A_2', B_1'B_2'$ は夫々翼弦と平行につけてあるからして、 $A_1'A_2'$ の角變化と翼の迎角變化とは一致して居るのである。



第 2 圖



第 6 圖

次に風洞に装置する場合には、 $A_1A_2A_2'A_1', B_1B_2B_2'B_1'$ なる平行四邊形を含む面は夫々風向と平行にする。

(2) 上述の如き吊り方をした場合に於ける、測定装置にて讀まれる力に就いて考へる。今翼に働く力の内揚力は $A_1'A_2', B_1'B_2'$ に夫々働き、同時に A_1, A_2, B_1, B_2 に力を作用して、測定されるのであるが、吊り方より分る如く抗力は全然影響がない。

揚力は二つの成分 L_A, L_B となつて夫々 A 及び B に働く。(第6圖)

AB に平行なる力は水晶板に壓力を及ぼさないものであるからして、 L_{Ap}, L_{Bp} は測定には入つて來ない。即ちオツシログラムに記録されるものは L_{An}, L_{Bn} の二つである。圖(6)より分る如く

$$L_A = L_{An} \sec \theta, \quad L_B = L_{Bn} \sec \theta$$

$$L=L_A+L_B$$

であるからして、揚力が求められる。且つ L_A, L_B の比を求める事によつて、力の作用点としての風圧中心を求め得るのである。

(III) 実験方法

第1圖に於いて、 B_1, B_2 を水平にし、一定の重錘を翼吊下げ点 F_1, F_2 に加へて、calibration を行ふ。

B_1, B_2 板が水平なるとき B_1, B_2 板の自重、翼の張線の張力等が、 A_1, A_2 に及ぼす壓力を P_1, P_2 とすれば、装置が θ 傾いた時は、 A_1, A_2 に及ぼす壓力は夫々 $P_1 \cos\theta, P_2 \cos\theta$ となる。故にオツシログラフ記録に於いて零線は曲線となる。

先づ記録を取る前には、一定の負迎角の位置に装置を固定して、水晶板、導線を接地し、零電位とする。かくして零線は一定となる。

始動する時の加速度は、重錘と装置をつなぐピアノ線の伸び、油の壓縮率、oil damper 等のために衝撃を吸収され、第1圖の B_1, B_2 に依る慣性の悪影響は減じて居る。

記録より見られる如く、小さな角速度のときは、揚力係数—迎角曲線は始動の点より急に上昇し始めて居るのは、 B_1, B_2 なる部分の質量の慣性に依つて禍ひされてない事を示すものである。

次に風速零にて、翼を廻轉して、零線を記録し、次いで風速 Vm/s の下にて、測定記録を求め、兩者の差より振れを求めて、結果をだすのである。

風速はピトー管及びアルコール氣壓計にて測定毎に讀む。

較正は測定毎に行ふ。數時間の経過にては較正曲線に變化はないが、長時間経過する時には變化を生じてくるのである。

(IV) 実験結果

オツシログラフ記録に於いて、振れは 500 gr. で 2 mm. である。10 mm. までは co-ordinate graph を用ひて求め、100 gr. までは樂に讀み得る。10 gr. の order までは數字を求められる。

風速零にて求めた線を基にして、これを風速 Vm/s にてなした記録を重ねて、兩者の差を讀み、較正曲線より力を求めるのである。かくして求めたものは第6圖に於ける、 L_{An}, L_{Bn} である。

即ち求むるものは $L_A=L_{An}\sec\theta, L_B=L_{Bn}\sec\theta$ となる。

オツシログラフ記録にて、迎角指示曲線として得られたものは、横軸は時間、縦軸は角變位である。故に此の曲線の傾きは角速度を表はす。記録にて見られる如く、この傾きは前半、後半にて僅かに變じて居るが、是を一直線と見做す事によつて角速度一定を得るのである。

今迎角が一定角速度にて變化する事よりして、迎角變化の範圍 ($-7^\circ \sim 25^\circ.4$) $32^\circ.4$ を等分して上述の角 θ を求めることが出来る。

風速はピトー管にて讀むだけであるが、風洞内に翼を吊つた時は、吹出口において、風速が減じて居るのである。

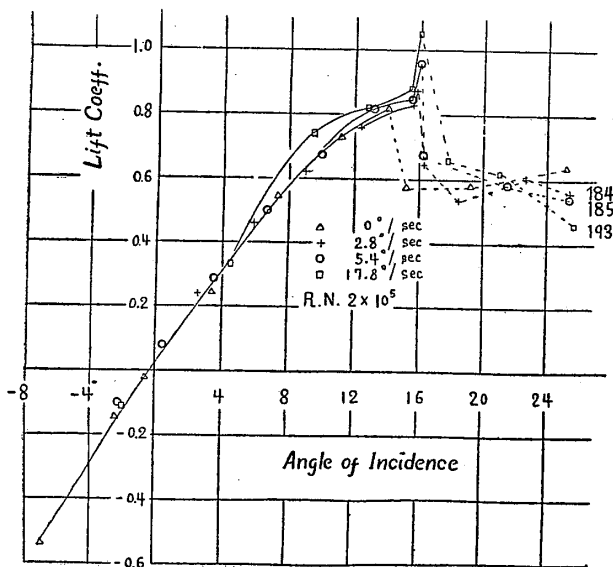
是は翼の迎角變化に依つて、其の大きさを左右される。

今風洞の都合上、翼と吹出口の距離が小さくなったために上述の影響を蒙る事が大きい。(吹出口より翼前縁まで 55.5 cm).

故に之に依る影響を除くために訂正を施す。即ち風洞のプロペラの廻轉數を一定にして、翼の迎角變化をなすとき、ピトー管に依るアルコール氣壓計の讀みに變化を生ずる。迎角を横軸に、ピトー管の讀みを縦軸に取つて、此の變化の曲線を求める。

本實驗にて始動した所の一定負迎角の時の氣壓計の讀みと、各迎角における値との比を、上の曲線より求める。これにより、一定負迎角の時の氣壓計の讀みより、各迎角における値を算出する。

行つた實驗は R.N. 2×10^5 にて角速度、 $2.8^\circ/\text{sec}$, $5.4^\circ/\text{sec}$, $17.8^\circ/\text{sec}$; R.N. 3×10^5 にて角速度 $3.7^\circ/\text{sec}$, $6.4^\circ/\text{sec}$, $16.4^\circ/\text{sec}$, $216^\circ/\text{sec}$, である。之等は第 8 圖, 第 10 圖の如き結果を與へる。



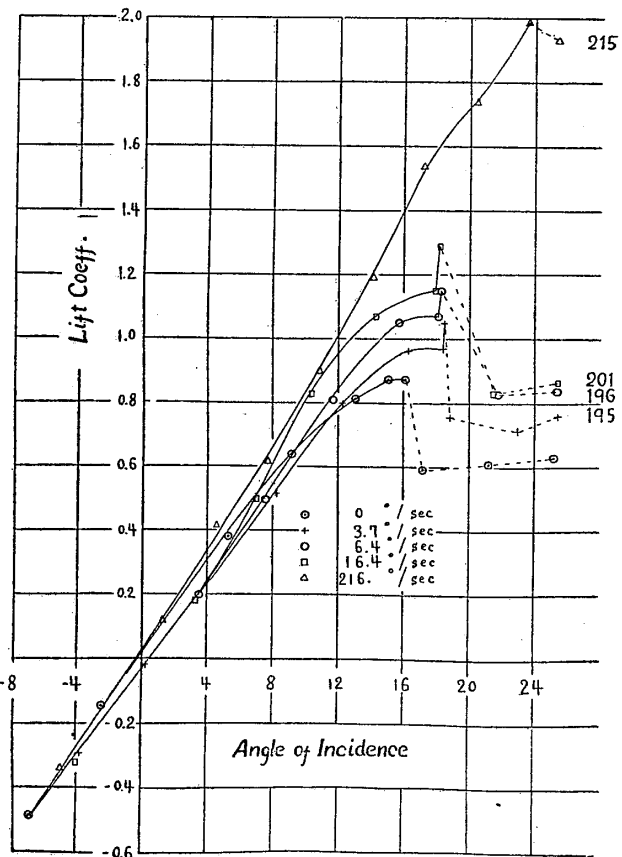
第 8 圖

結果に就いて觀察する。

角速度を増すと、初め失速角が 2° (R.N. 2×10^5), 2.4° (R.N. 3×10^5) 後れ, R.N. 3×10^5 にて, 角速度 $216^\circ/\text{sec}$ の如く大なる所では失速角は 7.5° 後れて居る。角速度零の場合と比較するに, $\frac{dC_L}{d\alpha}$ は小迎角では殆んど一致して, 角速度に無關係であるが, 大迎角にては, $\frac{dC_L}{d\alpha}$ は角速度と共に増加してくる。

又特別に大きな角速度では, $\frac{dC_L}{d\alpha}$ は, 失速角に達するまで殆んど一定である。

次に, 失速角にて, 必ず一つの急激な揚力係數上昇を生じて居るのは, Farren も指摘せる如く顯著な事實である。然しながらこの [peak] の存續の時間は非常に短く $\frac{1}{10}$ sec の order



第 10 圖

である。

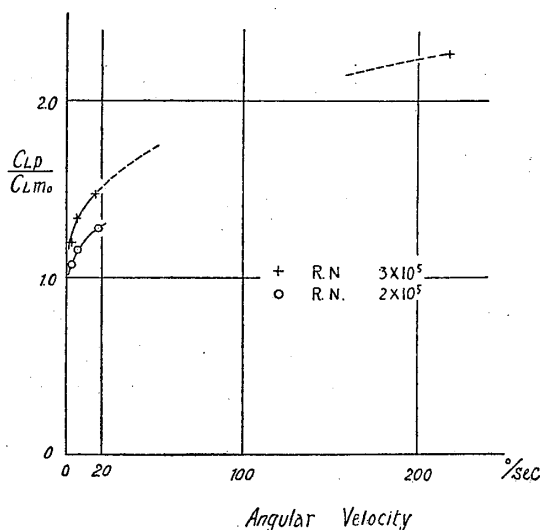
且つ失速以後の揚力係数の変化の週期も $\frac{1}{10}$ sec の order である。

故にこの「peak effect」は、失速以後、翼の上面より大きい渦動域が交互に離脱する現象の最も初めのもつと見られる。

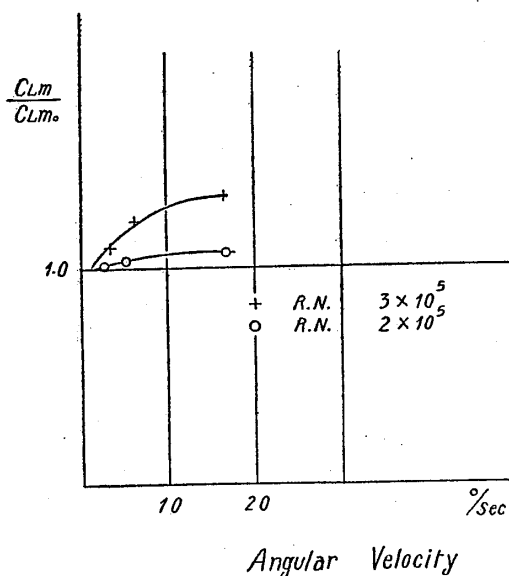
角速度がある時と、定常状態の時の最大揚力係数を比較する。

C_{Lm_0} , C_{Lm} , C_{Lp} , α_p は夫々角速度零の時の最大揚力係数；角速度を有する時の最大揚力係数；「peak」の揚力係数；「peak」のおきた迎角；を表はすものとする。

角 速 度	α_p	$\frac{C_{Lm}}{C_{Lm_0}}$	$\frac{C_{Lp}}{C_{Lm_0}}$
3.7°/sec.	18.4°	1.11	1.2
6.4°	18.2°	1.22	1.31
16.4°	18.2°	1.31	1.47
216. °	23.7°	—	2.27
	R.N. 3×10^5		
2.8°/sec.	15.8°	1.01	1.07
5.4°	16.3°	1.04	1.16
17.8°	16.0°	1.07	1.28
	R.N. 2×10^5		



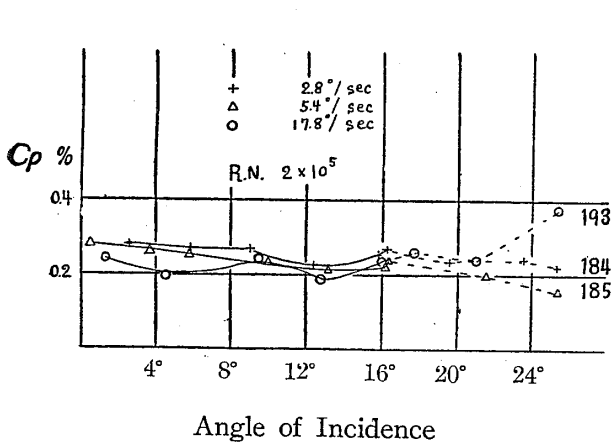
第 12 圖



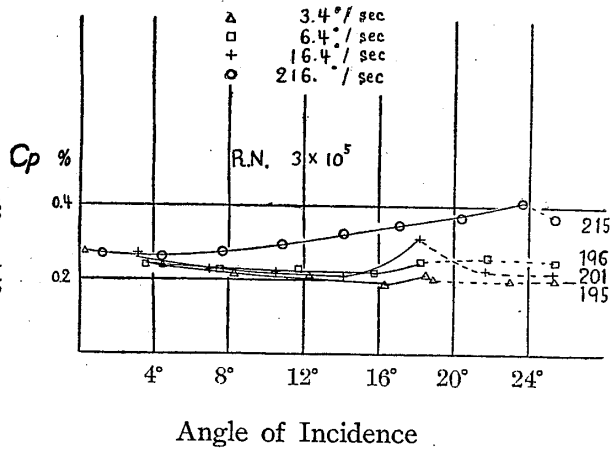
第 13 圖

即ち最大角速度にては、 C_{Lmax} は、定常状態の時の 2.27 倍にも達して居る。

次に本装置に於いては、前後二箇所て揚力を測定した事よりして、風壓中心が求められる。第 9 圖、第 11 圖に於て見る如く、風壓中心は角速度に依つて大きい移動は起さない。然し



第 9 圖



第 11 圖

大角速度にては遙かに後方に移動して居るのが認められる。

又注意すべき點は、揚力係数が「peak」をなして増大して居る點では、風壓中心も急に「peak」をなして後方に移つて居る事である。

上述の結果よりして、本實驗は豫備實驗ではあるが、空氣力學上、並びに構造上、何等かの指示を與へるものであらうと思はれる。

〔V〕 結果に對する推論

翼の揚力係數—迎角曲線に於いて、その傾き $\frac{dC_L}{d\alpha}$ と理論的に導いたものとが一致するのは迎角の小さい所である。迎角 α が大きい所では實測値は次第に $\frac{dC_L}{d\alpha}$ を減少して行く。

即ち迎角 α の小さい所では境界層に依る影響が小さい。是は實際の流が理論的のポテンシャル流とよく一致して居る事を示すものである。迎角 α が大きい所では、最早や流はポテンシャル流より理論的に導かれたものの如くはならない。

即ち粘性による $\mu \frac{\partial u}{\partial y}$ なる切線力と境界層に於ける壓力上昇のために、上面に流れの離脱點を生じ、一般流に不連続點が起きる。

こゝに生じた渦動域が $\frac{dC_L}{d\alpha}$ の減少の大きな原因をなして居る。此の流れの不連続點と、角速度に依り、翼後縁に生ずる渦動と、角速度そのものの内容を考へて見なければならぬ。今一定の迎角 α の状態に於いては、實測値が、理論的に導かれた値より一定のずれを生ずる。それを表はす項を $k(\alpha)$ とする。 $k(\alpha)$ は定常状態にて、各 α に對し一定の値を持つて居る。 $k(\alpha)$ の原因と考へられる渦動は生長に時間を要する。それは Walker (R&M 1402) の實驗に示される所である。故に $k(\alpha)$ は一瞬間に變化する事は出来ない。

故に状態 α の流れは、状態が $\alpha+da$ になつた時にも直ちに $\alpha+da$ の流れの状態とはならない。

(3) P. B. Walker: Experiments on the Growth of Circulation about a Wing with a Description of an Apparatus for Measuring Fluid Motion. R.&M. 1402.

今角速度 $\frac{d\alpha}{dt}$ を考へる。迎角が $d\alpha$ なる變化をなすに要する時間は $\frac{d\alpha}{dt}$ に依つて變化する。是は $\frac{d\alpha}{dt}$ が増大するのと比例して減少する事は明かである。

即ち上面の渦動域の生成は一定の α にては $\frac{d\alpha}{dt}$ が大きい程小さい。故に $\frac{dC_L}{d\alpha}$ は $\frac{d\alpha}{dt}$ が大なる程、渦動域に妨げられる事なく、増加の割合を増す。

次に失速を起す時に必ず生ずる所の「peak effect」に就いて考へる。失速角を α_1 とする。流れは α_1 で完全な離脱を起すと考へられる。

$k(\alpha)$ が α と共に増大して、極限值 $k(\alpha_1)$ に達すると翼背面に生じた渦動域は最早や翼に束縛され得なくなつて、一般流中に流れ去る。

又實驗結果によれば、 C_L が「peak」をなす所で、風壓中心が同じく「peak」をなして一時後縁の方向へと移動して居る。(第9, 11圖)

翼背面にて渦動域が生長すると、後縁の方は壓力が増加してくる。不安定な状態となつて渦動域が後方へ逃げると流れは一時背面に沿ふて流れ揚力は急激に増加する。

一時背面に沿ふた流れも、すぐ再び渦動域生成のために亂されて、舊態にかへる。かゝる事が繰返へされるのである。實驗結果により、失速以後の渦動域生成の時間は前述の如く $\frac{1}{10}$ sec の order であり、揚力が「peak」をなす間も $\frac{1}{10}$ sec の order である。此の事は上述の説明の一助となる。即ち「peak」をなして居るのは失速以後に起る流れの週期的の變化が一番最初に起きたものである事を示して居る。

正常壓力分布に就いて考へれば、失速角 α_1 にて渦動域が急に後方に移つた時、流れが一時上面に沿ふて流れるために、後縁の方に於ける、上面の壓力は一時減少する。即ち此の事は實驗結果にて風壓中心の曲線に「peak」がある事より考へられる事である。

角速度が非常に大きい所では、揚力係數—迎角曲線は直線的に peak まで上つて居る。此の事は、かる角速度の場合は、0.01 sec 間の角度變化は 2° であるため $d\alpha$ なる状態に居る間の時間は非常に小さい。故に渦動域生成の時間を與へないので揚力係數は α に對して殆んど直線的に増加して居る。(Walker の實驗に依れば後縁より出る渦動は、0.4 sec で最大に達す。初めの 0.03 sec 位の間は時間と共に急に増加して居る)。

又此の「peak」が生ずる現象は上述の理由に依り、翼が角速度を有する時にのみ急に生ずるものでなく、定常状態にても、必ず一度經過すべき状態と考へられる。

現在の風洞天秤では、時間平均値を読むのであるからして、此の「peak」を見出す事は不可能である。

即ち失速に移る前に、一瞬間急激な揚力の増加を生じても、その時を除いては、直ちに次の變動の状態に移つてしまふのに依る。

角速度 $2.8^\circ/\text{sec}$ 等極めて遅い場合にも「peak」が表はれて居る事は上述の事を裏書きするものである。

本實驗装置を用ひての無限に遅い場合は今回の實驗には行つてない。

〔VI〕 結 論

短時間内の現象は、今後航空機の各方面の研究に對して重要である。かゝる目的に對し本

実験は一つの指示となるものであると思ふ。

結果に表はれた「peak effect」も、極短時間ではあるが、相當大なる値を示し、角速度最大にては $C_{L\text{maximum}}$ は通常の 2.27 倍にも達す。

此の角速度は $216^\circ/\text{sec}$ であるが、實際起る場合として $75^\circ/\text{sec}$ のものが報じられて居る。⁽⁴⁾

最大揚力係数近傍の現象は Reynolds number に依存する所大であるが、実験にて得られた現象が實物の Reynolds number にても表はれるだらうと相像される。

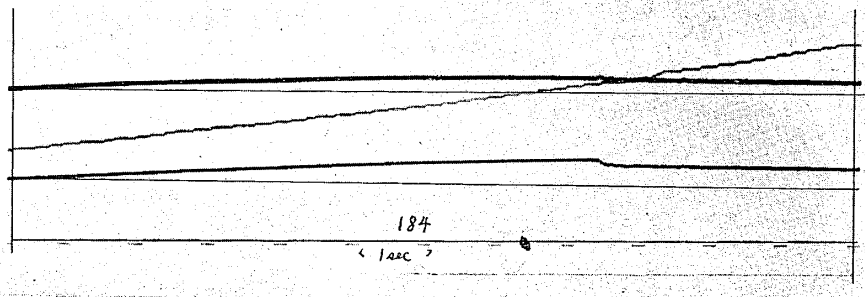
未だ本実験は不充分であるが、装置の完成と相俟つて、大きい Reynolds number にて、種々なる状件の下に詳細なる研究を行ふ事は、今後に期待せられる。上述の実験が單なる學問的興味にすぎぬものとは考へられない。

航空機の運動状態の研究に取つて極めて便利なる方法であると信じて居る。

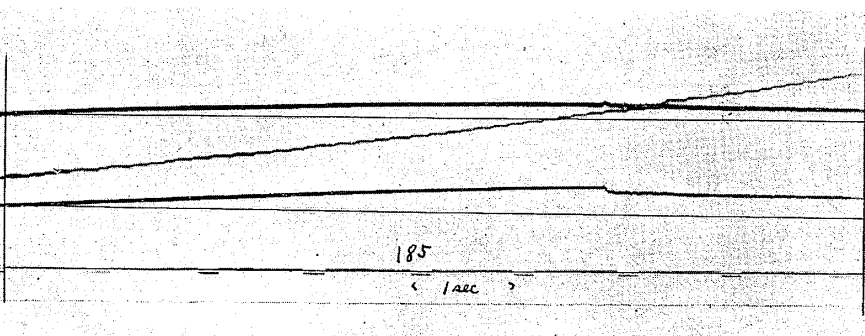
理論的にかゝる問題を解く事も今後に残されたる問題であるが、本報告では觸れてない。

運動状態の空氣力學的研究、力の大きさ、作用點を見る事に依つて、構造上の研究に、多少なりとも資する所あらば幸である。

終乍ら、終始、御懇篤なる御指導、御鞭撻を賜つた和田教授に對し衷心より感謝の意を表する次第である。

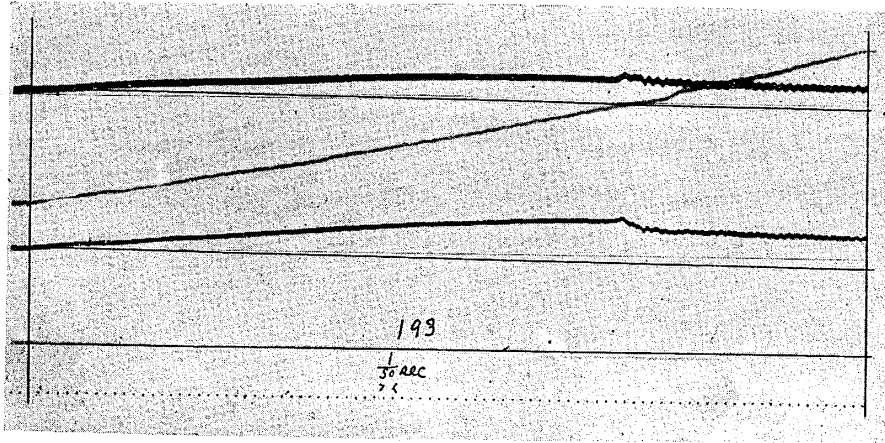


R.N. 2×10^5 角速度 $2.8^\circ/\text{sec}$

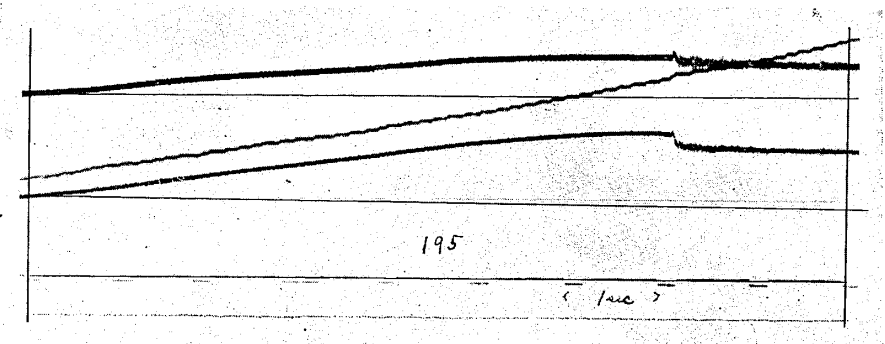


R.N. 2×10^5 角速度 $5.4^\circ/\text{sec}$

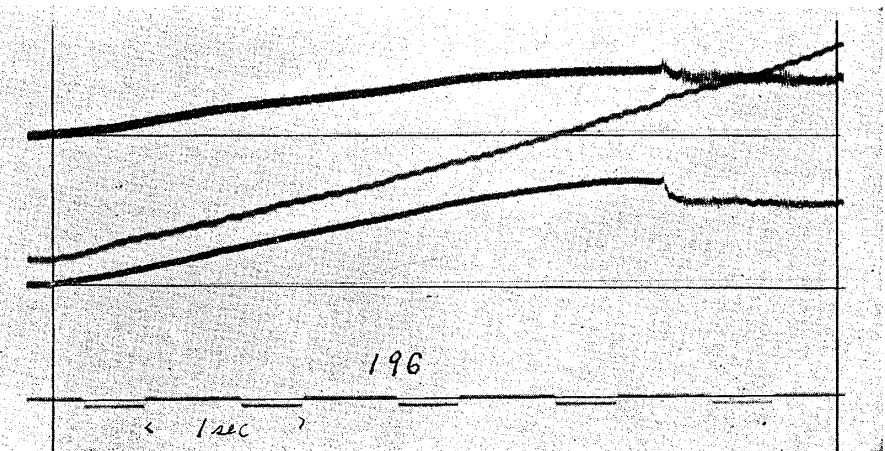
(4) D. Rolinson; Take-off and Landing of Aircraft. R.&M. 1406.



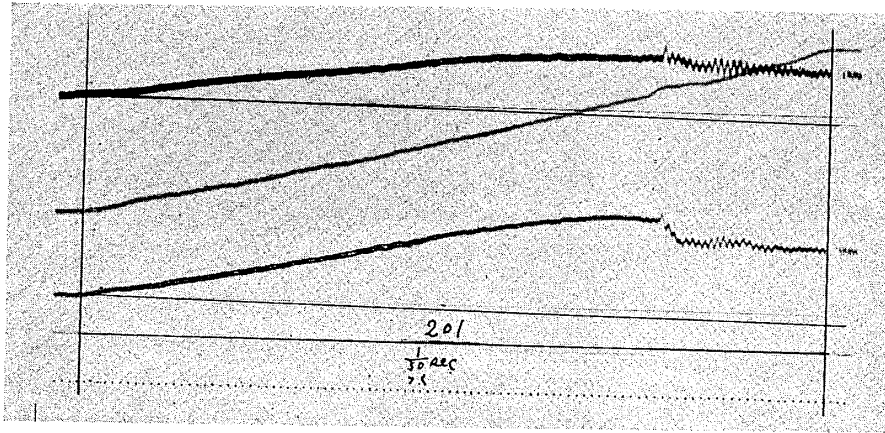
R.N. 2×10^5 角速度 $17.8^\circ/\text{sec}$



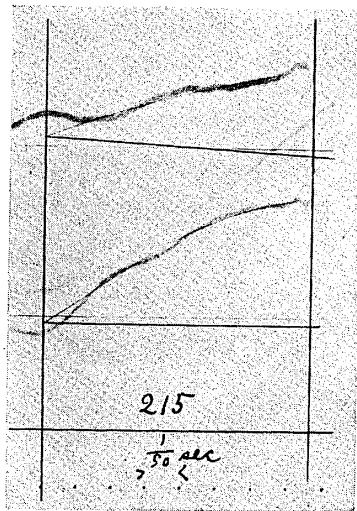
R.N. 3×10^5 角速度 $3.7^\circ/\text{sec}$



R.N. 3×10^5 角速度 $6.4^\circ/\text{sec}$



R.N. 3×10^5 角速度 $16.4^\circ/\text{sec}$



R.N. 3×10^5 角速度 $216^\circ/\text{sec}$