

飛行機航空船の風壓分布測定

航空研究所々員 岩本周平 紹介

著者は米國航空評議會委員にして「ジョンスホプキンス」大學物理學教授なり。本記事は「航空學實驗と航空機設計との關係に就て」と題し 1923 年 5 月 31 日「ライト」記念講演として英國航空學會に於て述べしものなり今内容の一部を摘録するに當り暫く表題を頭記の如くせり。

「ラングレー」記念研究室に對し近頃米國陸海軍より與へられたる二個の問題あつて研究の経過に従ひ新しき事柄が分り來り從て自然航空機の設計にも影響するに至るべきにより尙研究の途中ながら茲に述べることにしたり。

(今こゝに其第一問題に就ての研究を摘録す)。

第一の問題は之を一般的に云へば航空機各部に働く力の配布の問題にて之を細かく云へば

- a) 飛行機の翼の縁の形を變ずると端翼及補助翼の荷重分布は如何に變るか。
- b) 高速驅逐機の或型の飛行機に限り屢々翼布の扯斷と云ふ如き事故を起すは何故なるか。
- c) 航空船の安定板舵及び氣囊の働く力は舵の操縦中如何なる工合なるか。

a) の問題の爲めに無數の風洞試験を行ひ其結論として翼幅を後方に増大する (Positive raking) は翼端及補助翼に浮力の偏重を來す之に反し翼幅を後方に減少する (negative raking) は其害を避けることを得といふ結果を得たり (實驗の結果及其他の新事實は何れ公表するならんも記録にあらず)。

b) の問題の爲めにはトーマス・モールズ MB-3 型驅逐機を試験用に改造し翼面の上下に無數の孔を作り之よりゴム管にて壓力計につなぎ同時に六十箇所の記録を得る様にせり、壓力計は金屬盆の中に金屬薄板を張りたるものより成り盆の上下面に孔を作り之を翼の上下面に連結し上下の壓力差を記録す尤も此場合には一方を胴體内の空氣溜につなぎ之を更に翼の内部に連結し翼面靜壓との關係を記録せしめたるもあり翼の孔の場所は特に注意しプロペラの流れを被る範圍の翼の前縁後縁等に注意を拂ひたり又壓力は場所により非常に差ありて大なる所は 100kg/m^2 に上り低き所は 15kg/m^2 以下の所もある

故之を測定する壓力計の感度も場所によりて適當に調整したり。此の他加速計、速度計、操縦計、刻時器等も備付けたること云ふまでもなし。

測定は恒速飛行中のプロペラの流の附近及急激操縦中の全翼面に亘る壓力分布の測定を要求されたるを以て恒速飛行中發動機を三段に加減し 113, 185, 233km/H の三種の速度にて測定し操縦、横轉、急降反轉、垂直旋回(各 242km/H の速度にて)の際に測定せり。

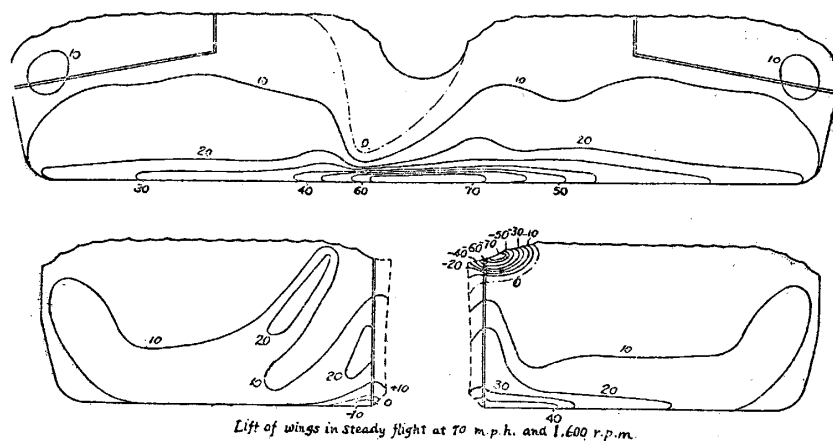


Fig. 1

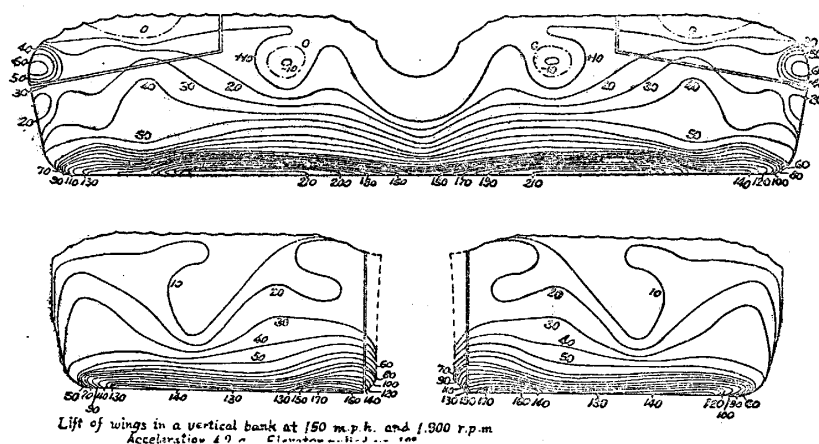


Fig. 2

是等の結果は圖に示す如し（尙記事中には同壓線を以て高低線とし地形と同様に表示したる横型の寫眞あり）。

此結果中著しき事項を挙げれば次の如し。

1. 恒速飛行中に於て、プロペラの流の中の浮力は此飛行機に於ては甚だしく均齊を缺き高速高回轉にて上翼先縁に於て 49kg/m^2 の浮力あり 右下翼の前縁に於ては一局部に約 29kg/m^2 の下向の壓力ある部分あり。

2. 低速高回転即上昇時に於ては左下翼の後縁胴體に近く $34kg/m^2$ の下向壓力ある部分あり。

3. 翼上面の吸上を翼内部の靜壓を標準として測定するに恒速飛行に於て $37kg/m^2$ に昇り或一局部に於ては $11.5kg/m^2$ の内方壓力ある部あり。

4. 急降より水平に復する際には翼面は飛行機の全荷重の80%を支へ垂直旋回(速度 $242km/H$ 加速度 $4.2g$)に於ては全荷重の90%を支ふ其餘の荷重は胴及尾にて支へらる。

5. $233 km/H$ の恒速飛行に於ては上翼の單位浮力は下翼のその二倍にして上下翼の全浮力は飛行機の全重量よりも約 $180 kg$ 大なり此過剰は胴及尾に働く下向の風壓と釣合ふものなり。此のことは試験飛行機の特殊の組立の爲に起るものにて上翼と下翼と傾角を異にし下翼は殆ど浮力零の衝角を有せるが爲なり。

此試験の結果は驅逐機の特殊の發達に對し種々の興味ある資料を與へ尙他種の飛行機に付ても試験を行ふ筈なり此方面に於ては更に進で單葉と複葉との利害問題にも研究の歩を進むるを得べし。

c) の航空船の問題に付て軟式海軍型 C に就て試験せり此航空船は長さ $60m$ 最大徑 $12m$ 容積 $5,600$ 立方米なり、壓力測定の爲に特に造りたる乳を用ふ此乳は金屬製の乳形の函にて幅約 $5cm$ 長約 $10cm$ の上下兩板の間を約 3 耗隔て、重ね上板の一部に二十二個の小孔を穿ちあり。

小孔の徑約 $1mm$ なり、此函に徑 $6mm$ の眞鍮管を取付け壓力傳達管

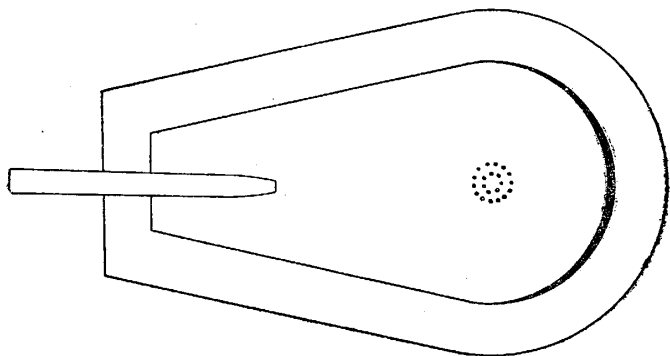


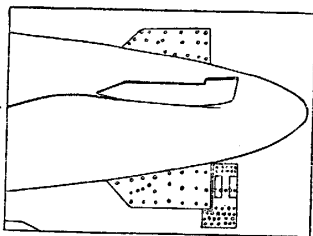
Fig. 3

とす此函を氣囊表面に附着しゴム管又は「アルミニウム」管にて吊舟内の壓力計に導く。

此乳の數は約四百個あり其中三十六個は下鰭及舵に取付けあり二百六十個の壓力計は同時に寫眞にて讀取るを得。

此試験は未だ完成せずと雖もこゝに其結果の一部を示す。

旋回を始むる時期に於ける壓力分布を見るに角加速度の爲めに垂直板には可なり大な



Control surfaces of airship, showing location of pressure pads

Fig. 4

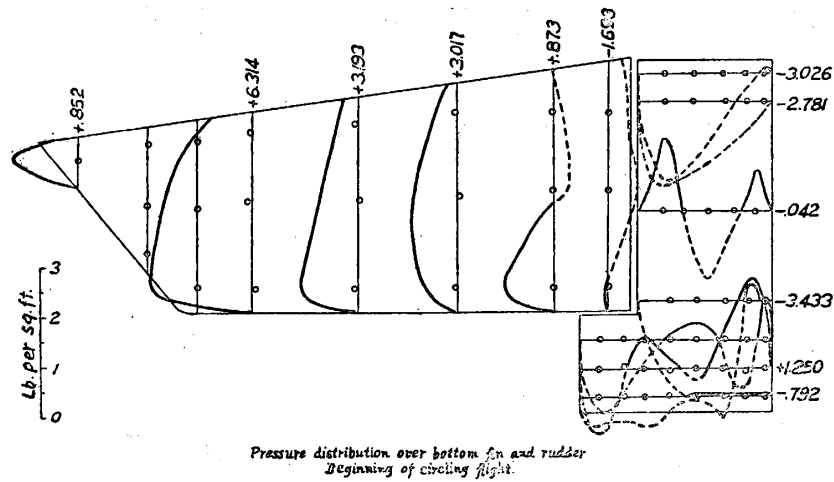


Fig. 5

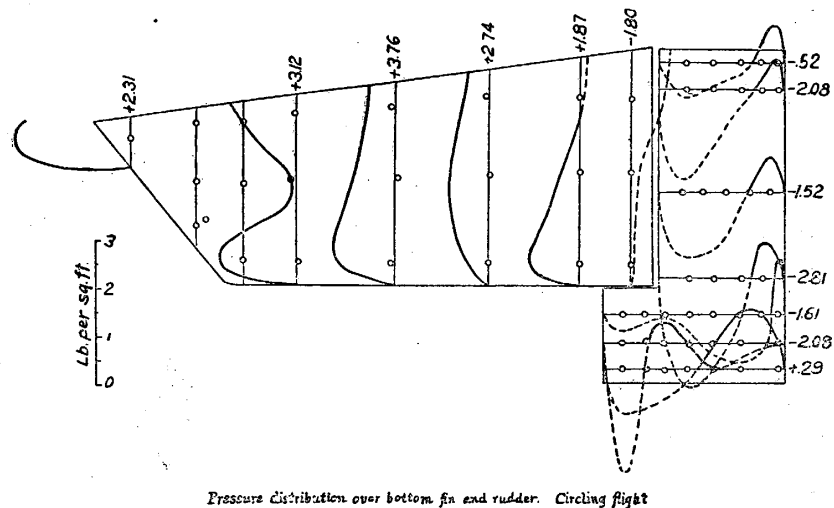


Fig. 6

る力あるも舵には之に反対の力ありて航空船全體としては從來考へたるよりも遙かに小なる力なりされど急に舵を取りたる時にも氣囊の stress の方より考ふれば大したものに非ず又 航空船が已に一定の旋回状態を得て舵を戻したるときは 前述 以上に bending moment の増加を惹起することとなるべし。

要するに本記事は只一つの實驗例に過ぎずして別に纏りたる論文に非ざるも此方面にも多大の面白い事實あるを暗示するものとして摘録す。 (終)