

# 航空機

財團法人  
國民工業學院編纂

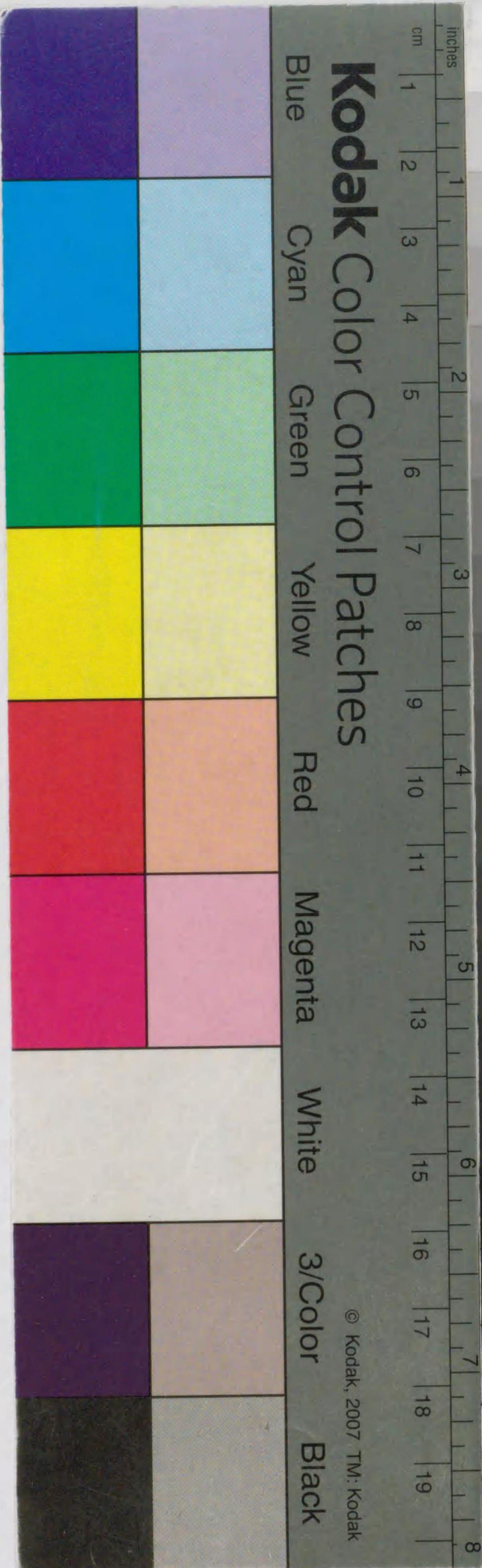
## Kodak Gray Scale

A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



© Kodak, 2007 TM: Kodak

## Kodak Color Control Patches



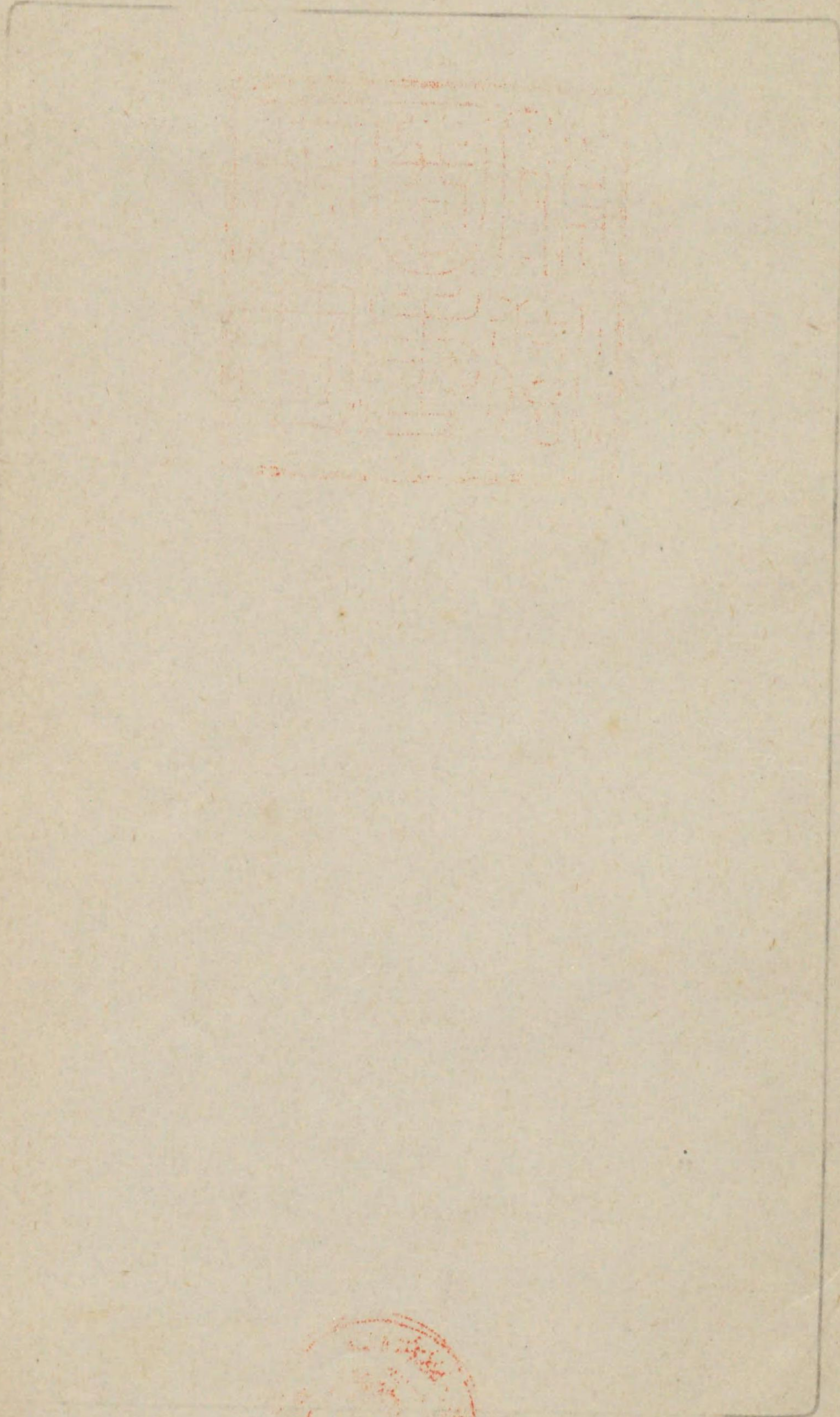
© Kodak, 2007 TM: Kodak



689  
133

622





東京・銀座  
財團法人國民工業學院  
發行





689  
133

# 航空機

## 目次

- ① 第1章 航空機の種類.....1—17
  - 第1節 軽航空機.....1—9
    - 1. 気球 自由気球, 繫留気球    2. 飛行船 軟式飛行船, 金属飛行船, 半硬式飛行船, 硬式飛行船, 飛行船の将来
  - 第2節 重航空機.....9—17
    - 1. 羽撃機    2. ヘリコプタ    3. 飛行機    4. 滑空機    5. オートジャイロ    6. ロケット
- ② 第2章 飛行機の種類.....17—28
  - 第1節 軍用機の種類.....17—23
    - 1. 戦闘機    2. 偵察機    3. 爆撃機    4. 軍隊輸送機, 患者輸送機    5. 多用途機    6. 練習機    7. 最近の軍用機の大きさと性能
  - 第2節 非軍用機の種類.....23—28
    - 1. 撒布機    2. 写真測量機    3. スポーツ機    4. 航空輸送機
- ③ 第3章 現在の飛行機的能力.....28—39
  - 1. 飛行機の速さ    2. 飛行機の昇り得る高さ    3. 飛行機の航続時間    4. 飛行機の航続距離    5. 飛行機の搭載量と大型化
- 第4章 飛行機の構造.....39—68



第1節 構造上の区分.....39—42

1. 翼組による区分 2. 推進装置による区分 3. 降着装置による区分

第2節 飛行機の構造部分.....42—68

1. 各部の名稱 2. 翼組の構造 枳組翼, 内力外皮翼, 翼小骨, 翼桁

3. 胴體の構造 4. 操縦装置の構造 5. 發動機周の構造

發動機積込部分, 燃料系統, 冷却器 6. 降着装置の構造

第5章 飛行機の材料と工作.....68—82

第1節 木製機と金屬機と木金混用機.....68—76

1. 木材 2. 輕合金 3. 鋼 4. 各材料の得失

第2節 各種の材料と工作.....76—82

1. 羽布と塗料 2. 合板とカゼイン膠 3. 熔接と銲接 4. 張線と鋼索, 操縦索

第6章 空氣の性質.....83—87

1. 大氣 2. 氣壓 3. 高度と空氣の比重 4. 國際標準大氣

第7章 空氣の抵抗.....88—93

1. 飛行機の空氣抵抗 2. 空氣抵抗は切口面積に正比例する 3. 空氣抵抗は速度の2乗に比例する 4. 空氣抵抗は空氣の比重に正比例する 5. 形狀による空氣抵抗の差 6. 空氣抵抗の公式

第8章 翼.....93—116

1. 翼の斷面 2. 迎角 3. 翼に働く空氣の力 4. 翼の揚力 5. 翼の抗力と揚抗比 6. 揚力は如何にして發生するか 7. 法線分力と切線分力 8. 翼に働く力のモーメントと壓力中心 9. 翼上の壓力分布 10. 風洞實驗 11. 寸法效果

第9章 發動機とプロペラ.....116—133

第1節 發動機.....116—124

1. 現在の發動機的能力 2. 發動機の高空性能

第2節 プロペラ.....124—133

1. プロペラ翼 2. 推力係數, トルク係數, パワ係數, 效率

3. プロペラのピッチ, 可變ピッチ・プロペラ 4. プロペラの構造

第10章 飛行機の性能.....133—160

第1節 飛行機の定常運動式.....133—137

1. 飛行機に働く力 2. 飛行機全體の揚抗極線圖

第2節 滑空飛行.....137—140

1. 滑空角 2. 最小滑空角 3. 垂直降下

第3節 上昇飛行.....140—146

1. 上昇速度 2. 上昇限度 3. 上昇時間

第4節 水平飛行.....146—152

1. 水平飛行速度 最大水平速度, 巡航速度 2. 航續距離と航續時間

第5節 離着陸.....152—160

1. 離着陸速度 2. 離陸滑走 3. 離水滑走 4. 着陸滑走

第11章 飛行機の安定.....160—179

第1節 釣合と安定の種類.....161—162

1. 重心と3軸 2. 縦の釣合と安定及び横の釣合と安定

第2節 縦の釣合と安定.....162—172

1. 縦の釣合 2. 昇降舵と縦の釣合 3. 重心の周の主翼のモーメント 4. 尾翼のモーメント 5. 全機のモーメント

6. 靜的安定と動的安定

第3節 横の釣合と安定.....172—179



1. 横揺れ角變位に對する横安定 2. 偏揺れ角變位に對する横安定 3. 横揺れ及び偏揺れの角速度に對する安定 4. 錐揉

**第12章 操縦と飛行性** ..... 179—198

第1節 操縦 ..... 179—184

1. 飛行機の操縦法 2. 縦の操縦 3. 横の操縦

第2節 飛行性 ..... 184—198

1. 操縦桿に來る力 2. 操舵力 3. 舵の效 4. 從舵性

5. 旋回 6. 曲技飛行 垂直旋回, 宙返, 横轉, イムメルマン方向轉換, 背面飛行

**第13章 飛行機の強度** ..... 198—214

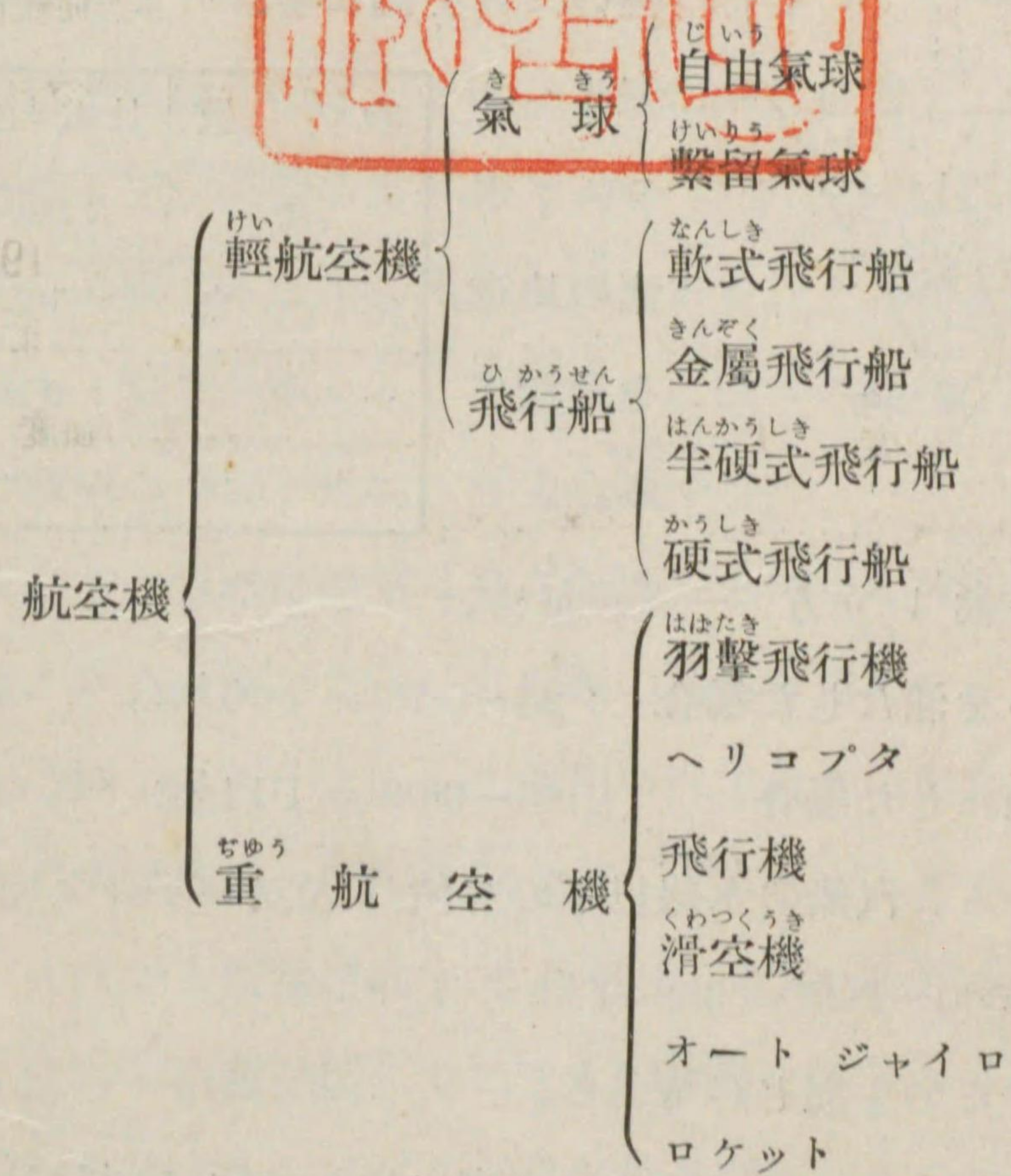
1. 強度による飛行機の區分 2. 運用負荷と安全率 3. 飛行機の加速度 4. 飛行中の負荷場合 5. 主翼の強度 6. 降着装置の強度 7. 胴體の強度

(終)

# 航空機

## 第1章 航空機の種類

航空機には、次に示すやうな種類がある。



### 第1節 輕航空機

輕航空機は、總べて其のガス囊に空氣より輕いガスを持ち、その浮力を利用して空中に浮かぶのである。故に輕航空機全體の重さは空氣より重くない。即ち輕航空機の名がある所以である。

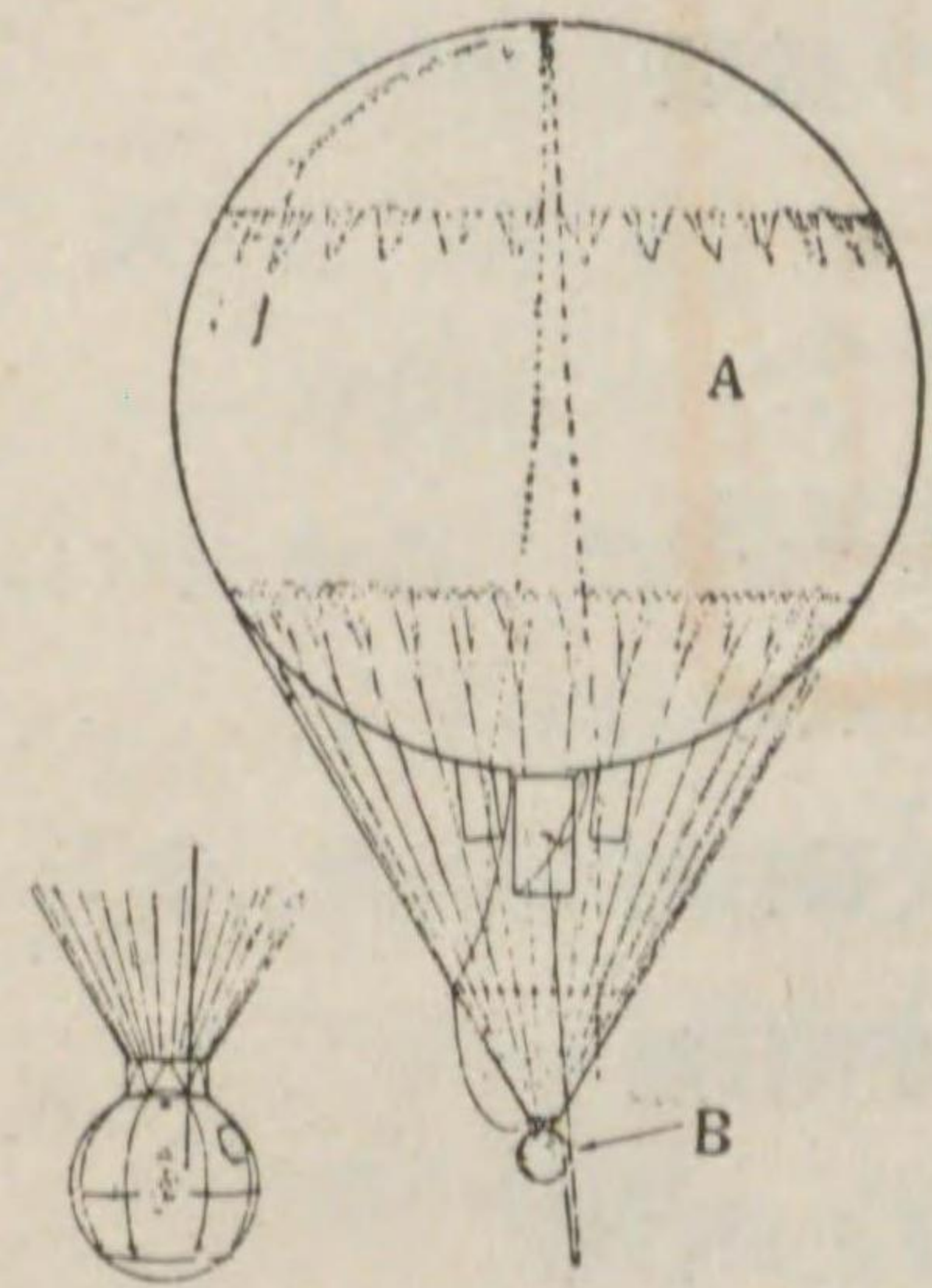
#### 1. 氣球

自由氣球 第1圖はベルギーのピカール教授が、1931年及び



1932年に夫々 16,000 メートル及び 16,600 メートルに昇つた自由気球である。圖中 A はガス囊であつて、B は吊籠(この例では外氣と全く氣密にされたデュラミン製の吊球)である。ガス囊には水素或はヘリウムの如き空氣よりも軽いガスを満たす。いま次に水、空氣、ヘリウム、水素の比重を比較する。

第 1 圖



は外氣と全く氣密にされたデュラミン製の吊球)である。ガス囊には水素或はヘリウムの如き空氣よりも軽いガスを満たす。いま次に水、空氣、ヘリウム、水素の比重を比較する。

物質	比重 kg/m <sup>3</sup>
水	1,000.00
空氣	1.23
ヘリウム	0.18
水素	0.09

従つてガス囊 1 立方メートル毎に、

ヘリウムを満したした場合  $1.23 - 0.18 = 1.05 \text{ kg}$ ,

水素を満した場合  $1.23 - 0.09 = 1.14 \text{ kg}$

の浮力を生ずる。汽船の水線以下の容積 1 立方メートル毎に、

$1,000 - 1.23 = 998.77 \text{ kg} \div 1 \text{ トン}$

の浮力を生ずると同じ譯である。

上に示したやうに、ヘリウムは水素に比して約 1 割だけ浮力が小さい。しかし、水素は空氣中の酸素と混合して爆發する虞があるが、ヘリウムは不燃性のガスであるから、この危険が全くないといふ大きい利點をもつ。

第 1 圖の自由気球は、14,000 立方メートルの容積を持つてゐるから、水素を満した場合には、

$1.14 \times 14,000 = 16,000 \text{ kg} = 16 \text{ トン}$

の浮力がある。勿論 16,000 メートルの高空では、氣壓が地上の約  $\frac{1}{8}$  となり、従つて水素は地上の約 8 倍に膨脹するから、出發の際にはガス囊の  $\frac{1}{8}$  だけに水素を満たしておく。この高空では空氣の比重も水素の比重も、共に約  $\frac{1}{8}$  になるから、

$16/8 = 2 \text{ トン}$

2 トンの浮力しかない譯である。

この自由気球に吊球を下げ、それに乗員が乗り、水または砂の積荷を積んで、全體の重さが 2 トン以下であれば、16,000 メートルまで昇騰することが出来る譯である。上昇するには積荷の一部を棄て、重さを減らし、下降するにはガス囊の上部に在る瓣を開けて水素の一部を逃して浮力を減ずる。

斯うして、氣球は適當な高さを風のまにまに流されて航空するのであるから、水平方向には行動の自由を持たない。従つて今では歐米各國でスポーツとして乗用されてゐるに過ぎぬ。普通に使はれる自由気球は、500 乃至 3,000 立方メートルのガス囊容積を持つ。これでも低空では 500 乃至 3,000 kg の浮力があるから、水または砂の積荷を積んで二三人の乗員を乗せることが出来る。

高空へ上昇するだけなら氣球が最も有利であるから、現在航空機の高度の世界記録は自由気球によつて作られてゐる。1935 年アメリカの“エクスプローラー II”號氣球 (105,000 m<sup>3</sup>) によつ

(1) 高度と氣壓及び空氣の比重との關係については第 6 章に於て述べる。

(2) 航空機の速度、上昇高度、航続距離などの記録は、國際航空聯盟で公認されるものであつて、これには國際記録と世界記録との二つがある。前者は航空機の種類別に定められる記録で、後者は全航空機を通じての最高記録である。



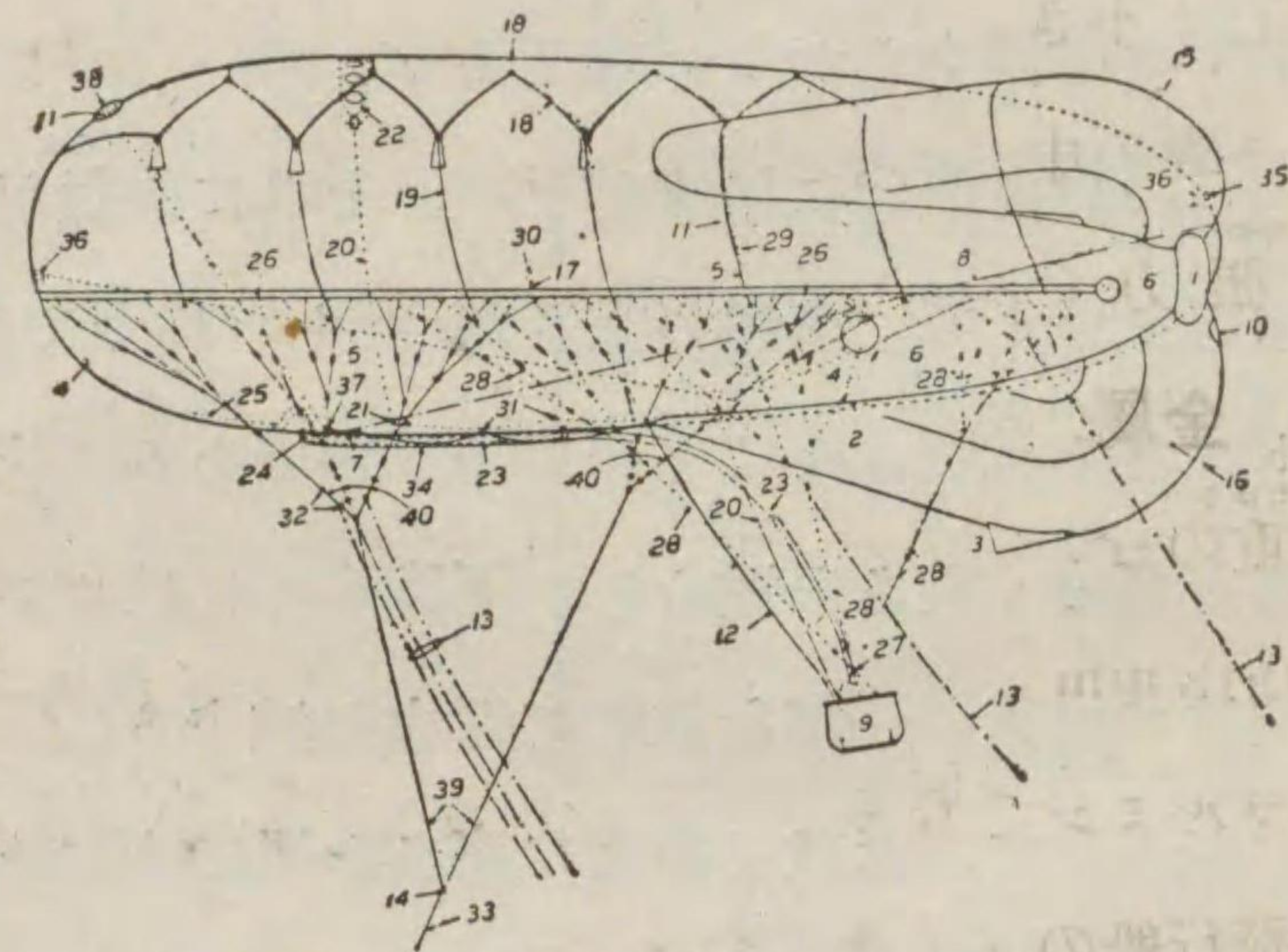
て作られた 22,000 m がそれであつて、飛行機の高度記録よりも遙かに大きい(第 29 圖参照)。故に近頃自由気球は、斯様な高空の氣象その他の學術研究用として重要視されるやうになつた。

**繫留気球** 鋼索で一定の箇所に繫留された気球である。陸、海軍で偵察用に稀に用

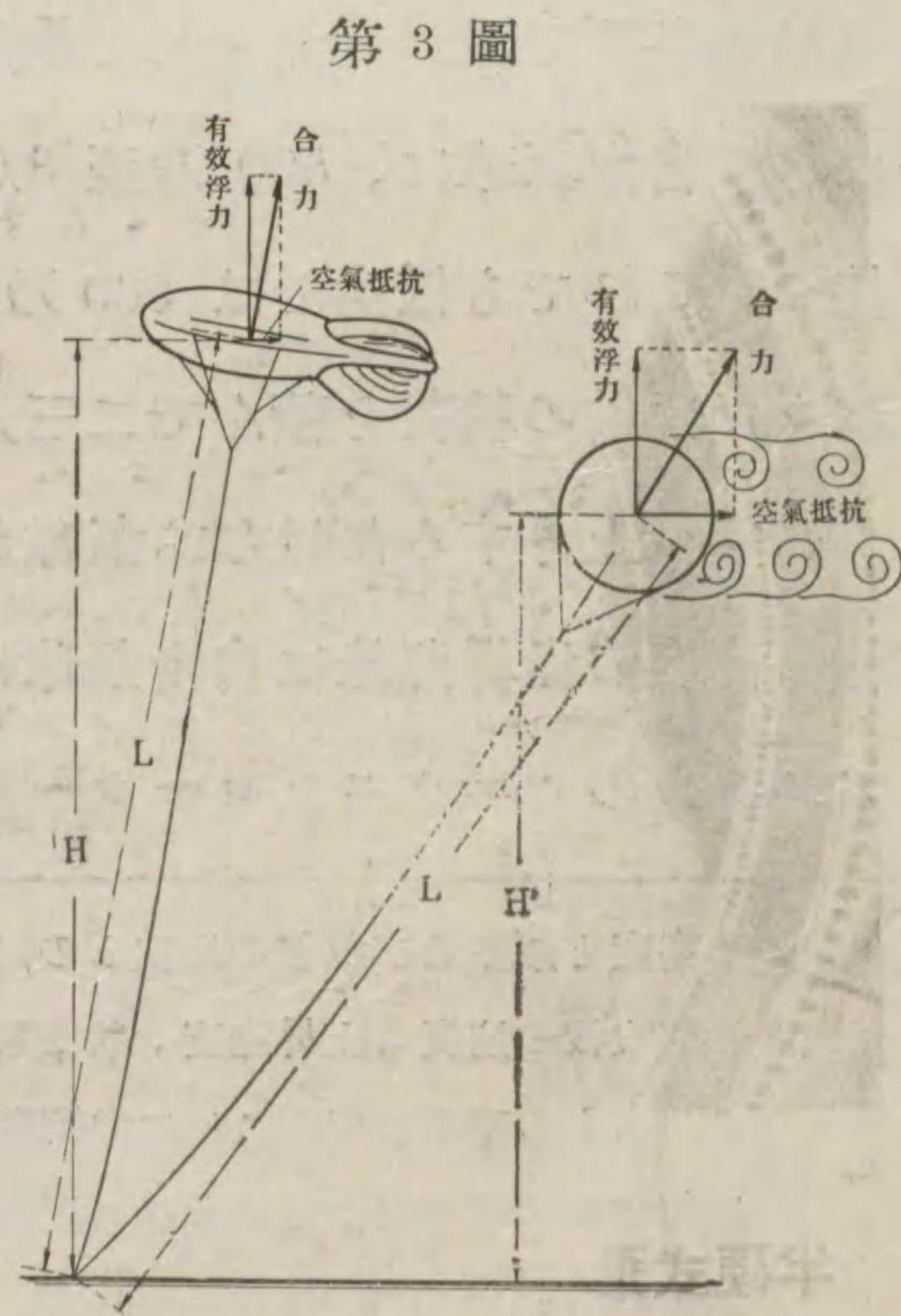
ゐる。

現今用ゐられてゐる繫留気球は、殆ど第 2 圖のやうに、流線形のガス囊の尾部に舵囊をつけた風型のものである。ガス囊が自由気球のやう

に球形であると、流線形のものに比して空氣抵抗が著しく大きくなつて(第 7 章 5)、僅の風にも吹き流される。従つて同じ長さ(L)の索で揚げ得る高さ(H)が、球形のものでは風下に強い渦を發生するので甚だしく動搖し、そのため偵察も困難になり、乗員が酔ふ。風型繫留気球は秒速 10 メートル



第 2 圖



第 3 圖

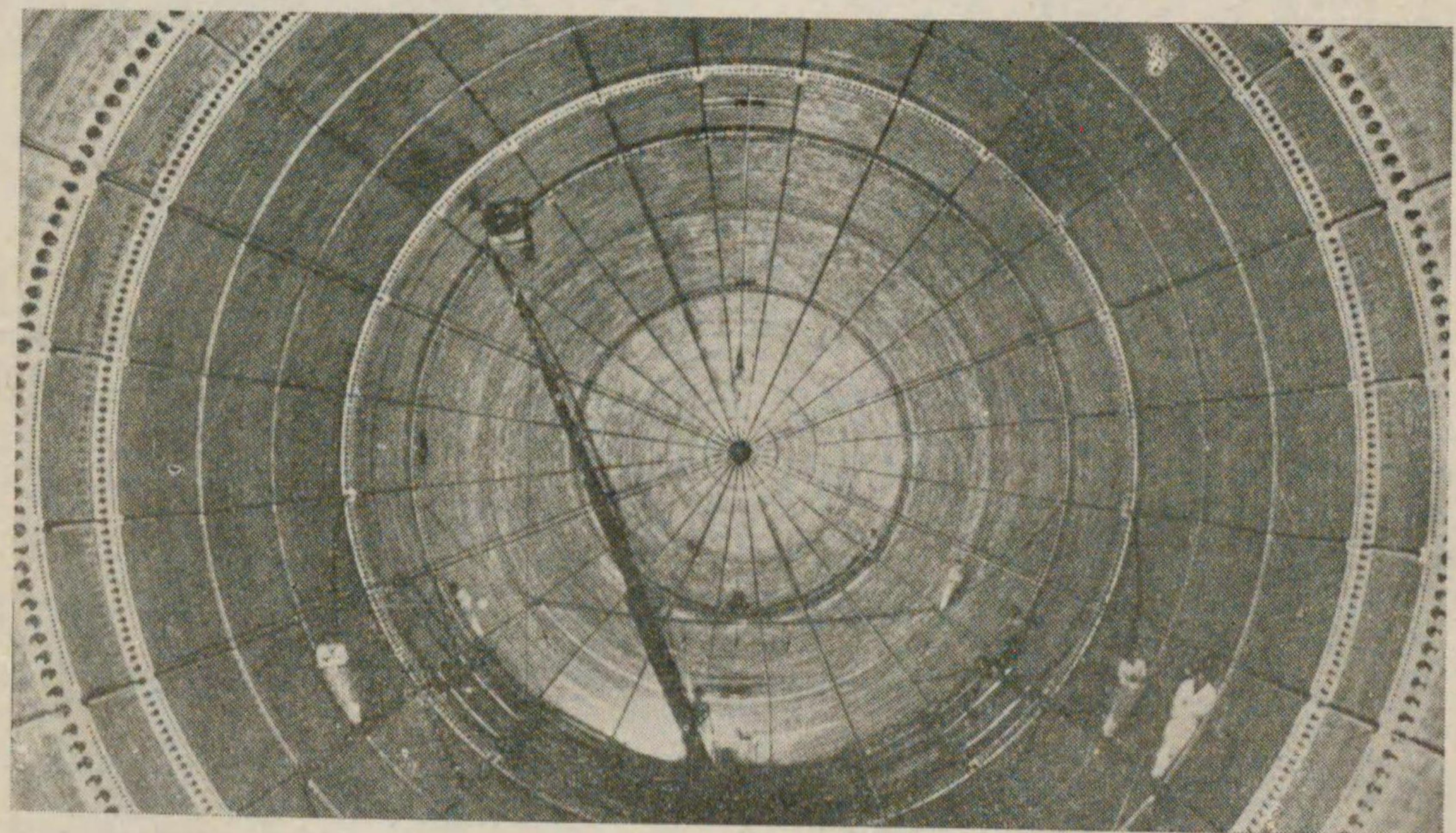
ル位の風の日にも揚げる事が出来る。

2. 飛行船

**軟式飛行船** 気球に發動機とプロペラを積んで、空中を自由に航空するのが飛行船である。前進の際には、空氣抵抗を受けるからガス囊は流線形である。流線形は球に比して、空氣抵抗が著しく小さい(約  $\frac{1}{7}$ )。また前進のとき頭部が回らないやうに、ガス囊の中の空氣房に空氣を出し入れして、絶えずガス囊に一定の張力を與へる。この空氣の出し入れのために送風機を積む。

**金屬飛行船** 軟式、半硬式の飛行船は、ゴム球皮(一重乃至三重のゴム引木綿布)のガス囊を持つてゐるが、金屬飛行船は厚さ 0.13 mm のデュラルミン薄板のガス囊を持つてゐる。やはりデュラルミンの圓形枠に、この薄板を鋸接してある。第 4 圖は金屬飛行船のガス囊の内部を示す。

第 4 圖

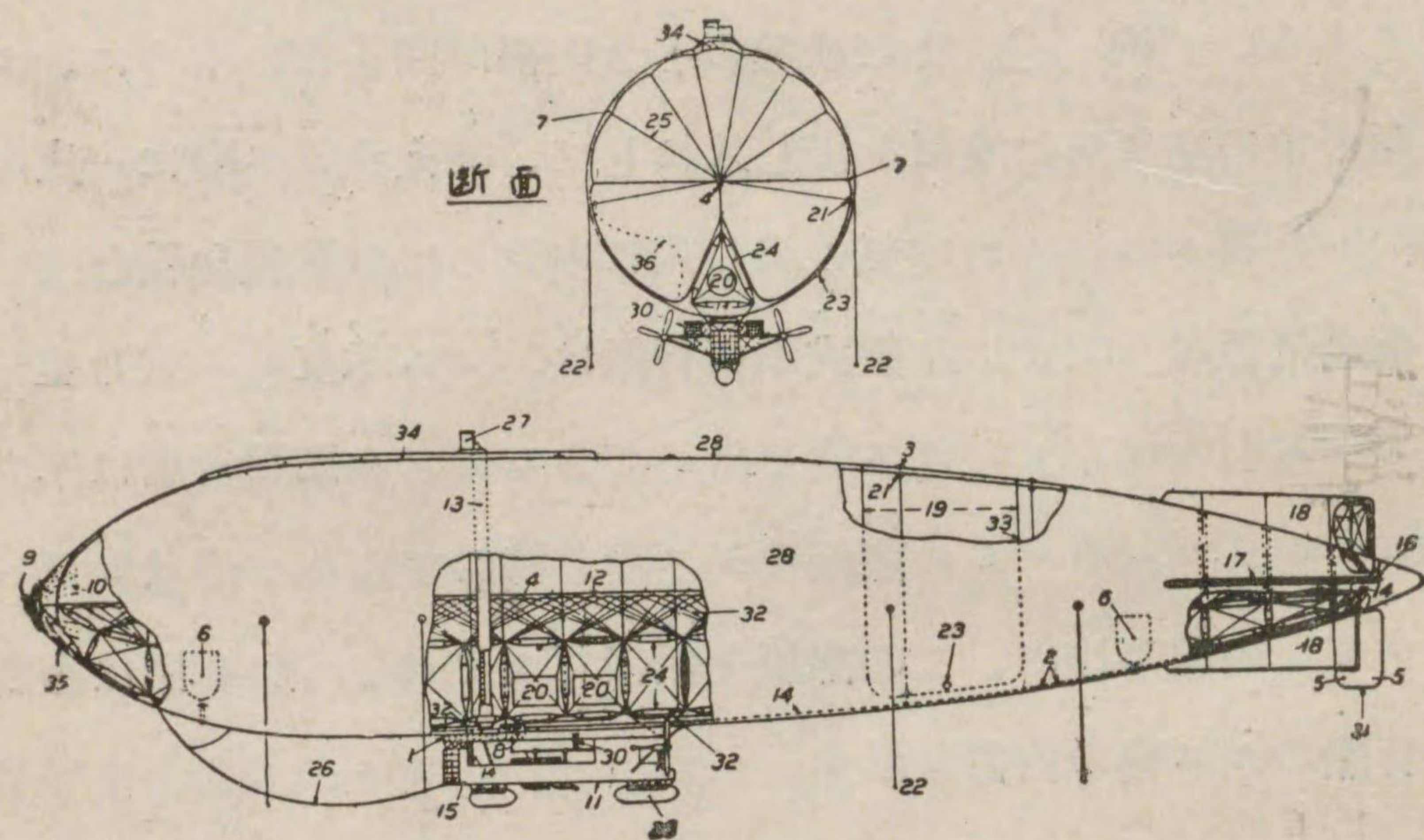


**半硬式飛行船** 軟式飛行船がガス囊の張力によつて其の形を保



つてゐることは前に述べた。七八人乗までの小飛行船ならば、それで十分だが、大型のものになると、ガス囊の底部に船の龍骨と同様な縦通材を入れなければ形が保てない。このやうに背骨を持つ飛行船を半硬式飛行船といふ。第5圖はその構造を示す。

第5圖

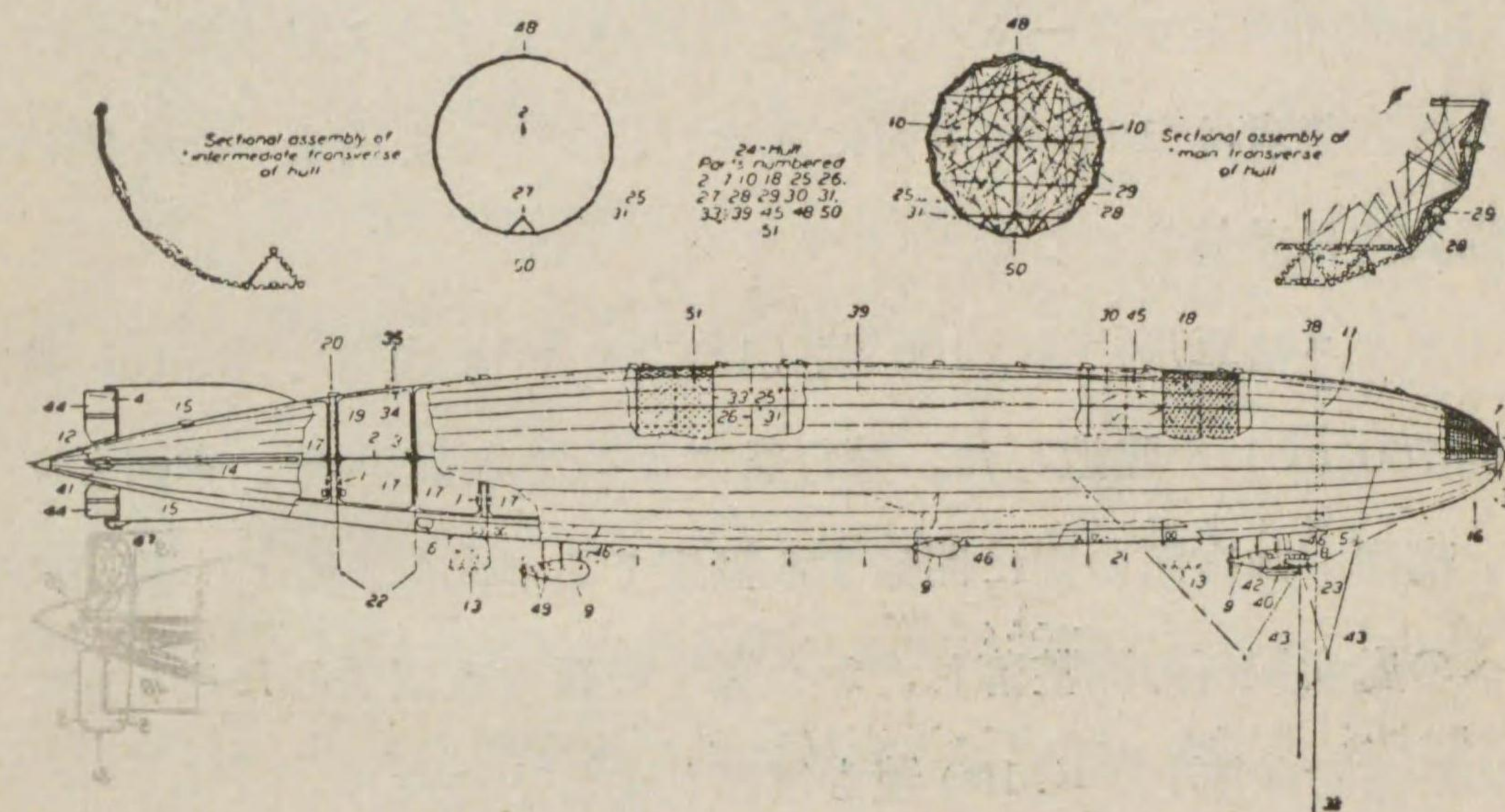


- |                       |                           |
|-----------------------|---------------------------|
| 1 空気房への空気通路.          | 20 ガソリン油槽.                |
| 2 空気(出入)弁.            | 22 運用索(離陸, 着陸のとき地上員がつかむ). |
| 3 ガス弁(手動と自動).         | 24 縦通材.                   |
| 6 積荷(これを投下して上昇する).    | 25 ガス囊の縦の隔膜.              |
| 7 空気房.                | 26 繫留索.                   |
| 8 空気房送風機.             | 27 見張臺.                   |
| 10 頭部補強材.             | 28 外皮.                    |
| 11 吊船(乗員席と推進装置がある).   | 29 緩衝空気袋(着陸の衝撃を防ぐ).       |
| 13 昇降路(ガス囊上部への).      | 31 方向舵.                   |
| 16 昇降舵.               | 32 吊索(重量部分をガス囊に吊る).       |
| 17 水平安定板(船體の縦の安定を保つ). | 33 ガス囊の横の隔膜.              |
| 18 垂直安定板(船體の横の安定を保つ). |                           |
| 19 ガス囊.               |                           |

**硬式飛行船** 硬式飛行船は、デュラルミン(又は鋼)と鋼線または鋼索などより成る骨格を持ち、これに外皮(麻または綿布)を張つて船體を作り、その内部に十數個の圓筒形のガス囊を容れ

る。船體の外形は不変であるから、空気房の必要はない。船體が半硬式よりも一層丈夫になり、ごく大型の飛行船はみな硬式である。第6圖は硬式飛行船の構造を示す。

第6圖



- |                    |              |
|--------------------|--------------|
| 1 自動ガス弁.           | 17 ガス囊.      |
| 2 中軸索(船首から船尾まで通る). | 18 ガス囊網.     |
| 4 釣合舵面.            | 19 内部通気筒.    |
| 5 積荷(水).           | 20 内部通気筒蓋.   |
| 8 操縦吊船.            | 21 ガソリン油槽.   |
| 9 發動機吊船.           | 22 運用索.      |
| 10 張線.             | 25 副縦通材.     |
| 11 昇降路.            | 26 副肋材.      |
| 12 昇降舵.            | 27 龍骨.       |
| 14 水平安定板.          | 30, 45 肋間張線. |
| 15 垂直安定板.          |              |

**飛行船の將來** 現在硬式以外の飛行船は、航法練習用、高空氣象觀測用または哨戒用として僅に用ゐられてゐるに過ぎぬ。

硬式飛行船には、アメリカに軍用として“アクロン”號(180,000 m<sup>3</sup>)及び“メーコン”號(184,000 m<sup>3</sup>)があつたが、何れも悪天候に遭遇して相次いで墜落してしまつた。ドイツは先年世界一周



に成功した“ツェッペリン伯”號 (105,000 m<sup>3</sup>) を持ち、更に大きい“ヒンデンブルグ”號 (190,000 m<sup>3</sup>) も最近完成した。前者は世界一周の後絶えず商用飛行に使はれ、1932 年以來 ドイツ、ブラジル 間の 2 週間毎の定期航空に就航し、最近までに飛行距離 1,000,000 キロメートル、乗客 27,000 人といふ好成績をあげてゐる。後者は 1936 年 3 月に進空し、ドイツと南米、北米間の定期航空に就航してゐる。

イギリスは軍用に R. 100 號 (145,900 m<sup>3</sup>)、商用に R. 101 號 (155,700 m<sup>3</sup>) を建造した。飛行船による定期航空を、本國と印度、南阿、加奈陀の間に開始する豫定であつたが、R. 101 號が印度への處女飛行の際墜落し、かつ又その後財政困難のため、遂にその計畫を放棄し、R. 100 號も解體してしまつた。

結局、現存する大飛行船は、定期航空に活躍してゐる“ツェッペリン伯”號と“ヒンデンブルグ”號の 2 隻に過ぎない。我が國でも硬式の大飛行船は初めから建造されなかつたが、海軍にあつた數隻の半硬式、軟式の飛行船もみな解體されてしまつた。何故に飛行船は此のやうに衰へたのであるか。その理由として、

- (1) 速度が飛行機に比して遅い (輸送機の約 1/3)。
- (2) 風、雨、雪に弱い (R. 101 號、アクロン號、メーコン號など皆このために墜落の憂目を見た)。
- (3) 船體が大きいため建造費が高い。
- (4) 格納庫にも多大の費用を要する。
- (5) 格納庫への出し入れが甚だ面倒である。
- (6) 水素を用ゐてゐる場合は爆發の危険がある

等を擧げることが出来る。

一方、飛行船が輕航空機の王座を占め、一時重航空機の王飛行機に匹敵して大いに活躍したのは、

- (1) 航續距離が大きい (輸送機の約 3 倍)。
- (2) 長時間滞空することが出来る (停止することも出来る)。
- (3) 従つて悪天候の地方を避けて飛行するとか、天候が回復するまで空中に待機することが出来る。
- (4) 飛行機の母船とすることが出来る

等の利點をも持つからである。

## 第 2 節 重航空機

重航空機は、總べて其のもの自體が空氣より重く、これが空中に浮かぶのは、進行中固定翼に當る氣流によつて生ずる揚力によるもの (飛行機、滑空機)、動翼を上下に動かして生ずる揚力によるもの (羽撃機)、垂直軸の周に廻轉するプロペラ又は廻轉翼の揚力によるもの (ヘリコプタ、オート ジャイロ)、爆發ガスの噴出の反動力によるもの (ロケット) である。

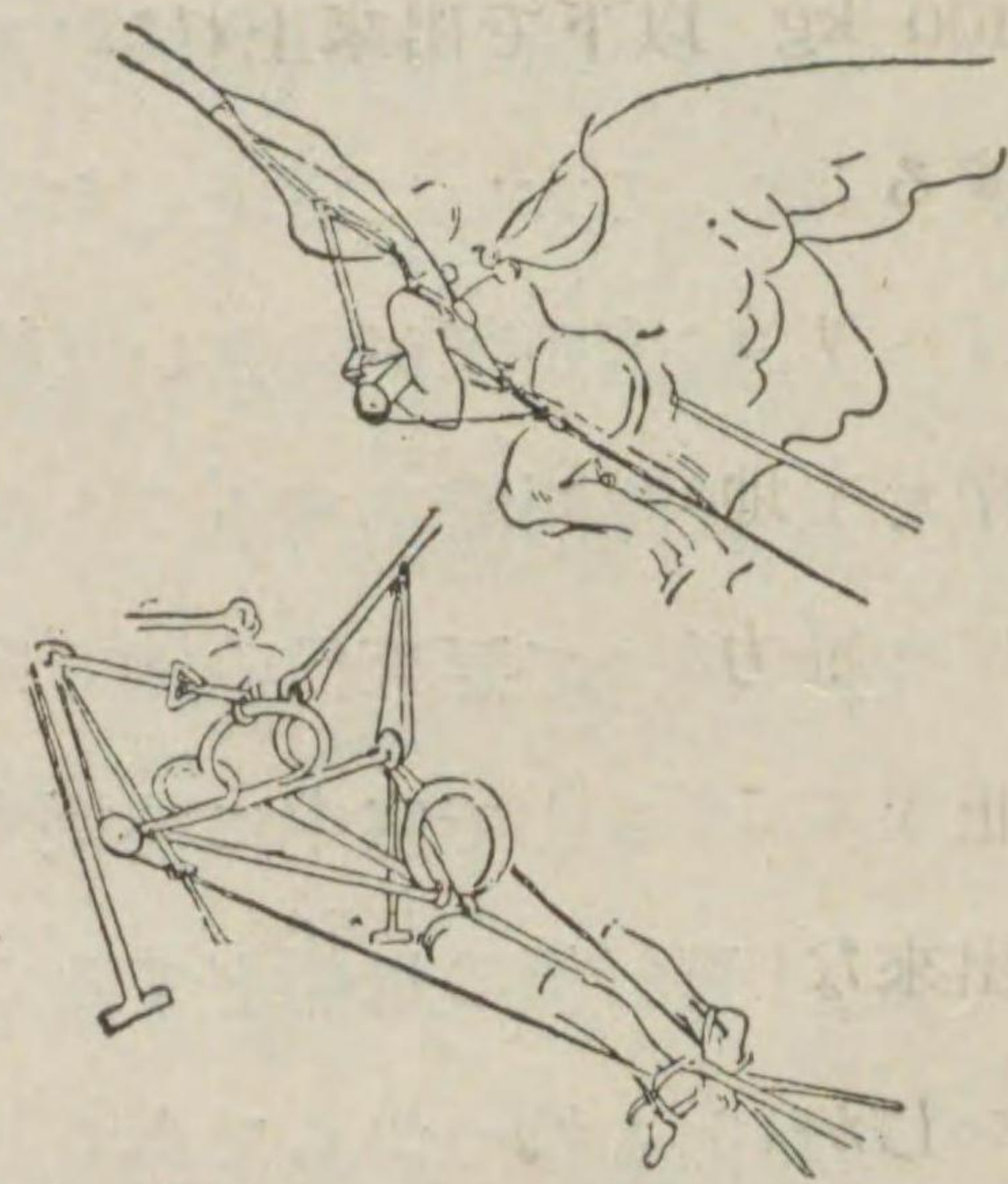
このうち、飛行機は最も發達して、現在總べての航空機を通じて其の王座を占めてゐる。従つて本書に於ても次章以下主として飛行機について述べる。

本節では以下數項に、これ等の重航空機の概要を述べる。

1. 羽撃機 鳥のやうに羽撃をして飛ばうといふのが羽撃機である。鳥のやうに自由自在に大空を飛び廻りたいといふ人間の慾望から、今日の飛行機が生れたのであるから、飛行機の歴史が、鳥を忠實に模倣した羽撃機から始つたのは當然である。



即ちイタリアの大天才レオナルド・ダ・ビンチが1495年に、鳥の翼のやうなものを軽く大きく作つて、これを脊負つて、手足で羽撃をして飛ばうといふ設計を出した(第7圖)。それから前世紀の終頃まで方々でこの羽撃飛行機は研究された。



第7圖

しかし、人間の手足で出し得る馬力はごく小さいので、人力羽撃機は決して成功する筈はない。後には動力をつけた羽撃飛行機を作つた人もあるが、何しろ機械的の効率が低いので、今まで実際に飛んだものもない。また将来も羽撃機では飛べさうにもない。よし飛べたとしても、飛行機より能率の高いものになるとは思へない。

近頃、糸ゴムを動力として羽撃によつて20~30メートル位飛び得る玩具が現れたが、これとても1,000メートル位は樂に飛ぶ模型飛行機に較べれば、やはり問題にならない。

2. ヘリコプタ 竹とんぼの様にプロペラを垂直軸の周に廻轉して、その推力で重さを持ち上げて飛ぶのがヘリコプタである。

動力が重いと駄目であるが、現今の飛行機用の發動機のやうに、1kgで1馬力を出すやうな軽い動力があると、ヘリコプタは飛べる。たとへば今、500馬力の發動機を積んだヘリコプタを考へて見ると、動力の重さは大體500kgである。これで垂直のプロペラを廻して1,000kgの推力を出すことは、今の飛行機用

プロペラの例を見ても大して困難ではない。だから結局、機體が400kg以下で出来上れば、人間1人(70kg)位は載せて上昇することが出来る。

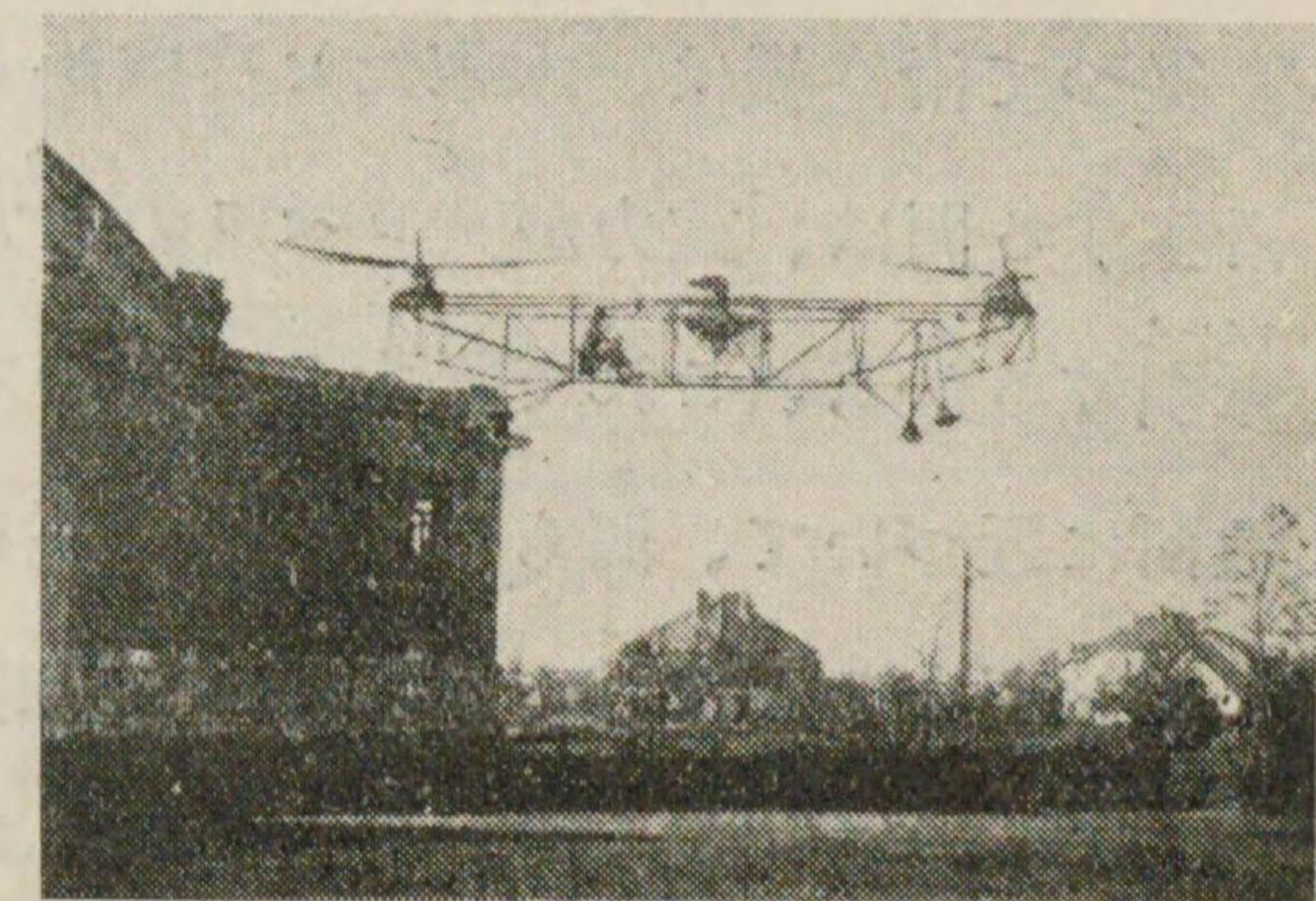
ヘリコプタは垂直に昇り降りするのであるから、離陸、着陸に際して地上を滑走する必要は全然ない。また丁度重さに等しいだけの推力を出すやうにプロペラの廻轉數を調節すれば、空中に停止することが出来る。これ等のことは、他の重航空機では真似の出来ない特長である。

しかし、地を離れたヘリコプタが水平に飛ばうとすると、忽ち困難に出會ふ。このためには、もう一つ飛行機のやうな水平プロペラを積むか、又は上昇に使ふプロペラを斜に傾けて、その垂直分力で浮揚し、水平分力で進行しなければならない。この場合に機體の安定を得ることが可なりむつかしくなる。

今一つ、他の重航空機は何れも滑空飛行が出来ることが、ヘリコプタには之が出来ない。従つてプロペラが停止すれば直ちに墜落するといふ大きい缺點がある。

こんな譯で、現在ヘリコプタは、距離では1,000メートルばかり、時間では10分位飛んだものがあるに過ぎない。また将来どんどん發達するとも思へない。

第8圖は、1933年5月に5メートルの高度で1分58秒間飛行し



第8圖



て、ヘリコプタの国際記録（未公認の）を作つたフロリンのヘリコプタである。普通の輸送機で4~6時間、長距離機で70時間位といふ飛行機の航続時間に較べて、現在のヘリコプタが航空機として如何に効率の低いものであるかが想像出来る。

3. 飛行機 羽撃機は翼を上下に動かして、空気を打つて揚力を得る。ヘリコプタは、プロペラを廻轉して空気を下に押しやつて、その反動力で揚力を得る。

飛行機は、胴體に固定された翼を持ち、發動機でプロペラを廻轉し、これによつて空中を推進する。この時翼に當る氣流が揚力を生じ（第8章6）、これで空中を浮揚する。だから飛行機は、進んでゐなければ揚力がない。プロペラが停止すれば進行を續けることが出来ず、従つて揚力が得られなくなつて着陸しなければならぬ。また浮揚するに必要な揚力が、翼に生ずる速度に達するまで、地上を滑走しなければ離陸出来ない。

飛行機の翼に生ずる揚力については、後に精しく述べることにし、こゝでは以上の説明に止める。

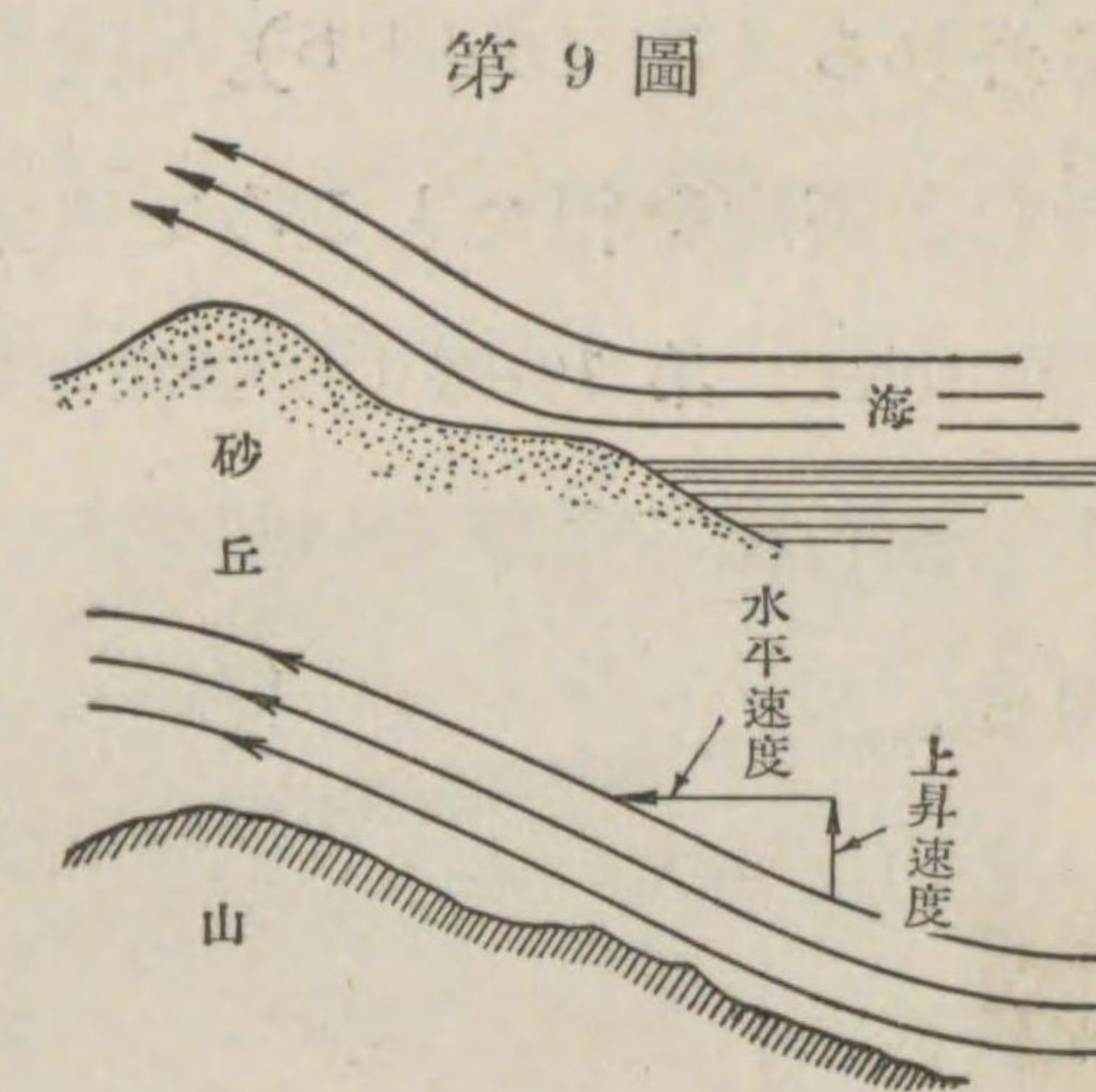
4. 滑空機 滑空機は、發動機とプロペラのない飛行機である。推進装置がないのであるから、その翼に揚力がない筈である。従つて滑空機は、本來たゞ高處から滑空し得るだけである。

滑空する間は、重力がプロペラの推力の代りになつて、滑空機を牽引するから、これで揚力を得るのであるが、滑空機はどんどん地面に近づいて、間もなく着陸せざるを得ない。

しかし現在の滑空機で、航続36.5時間、502.4キロメートル、上昇高度4,325メートルといふやうな大飛行の記録が作られて

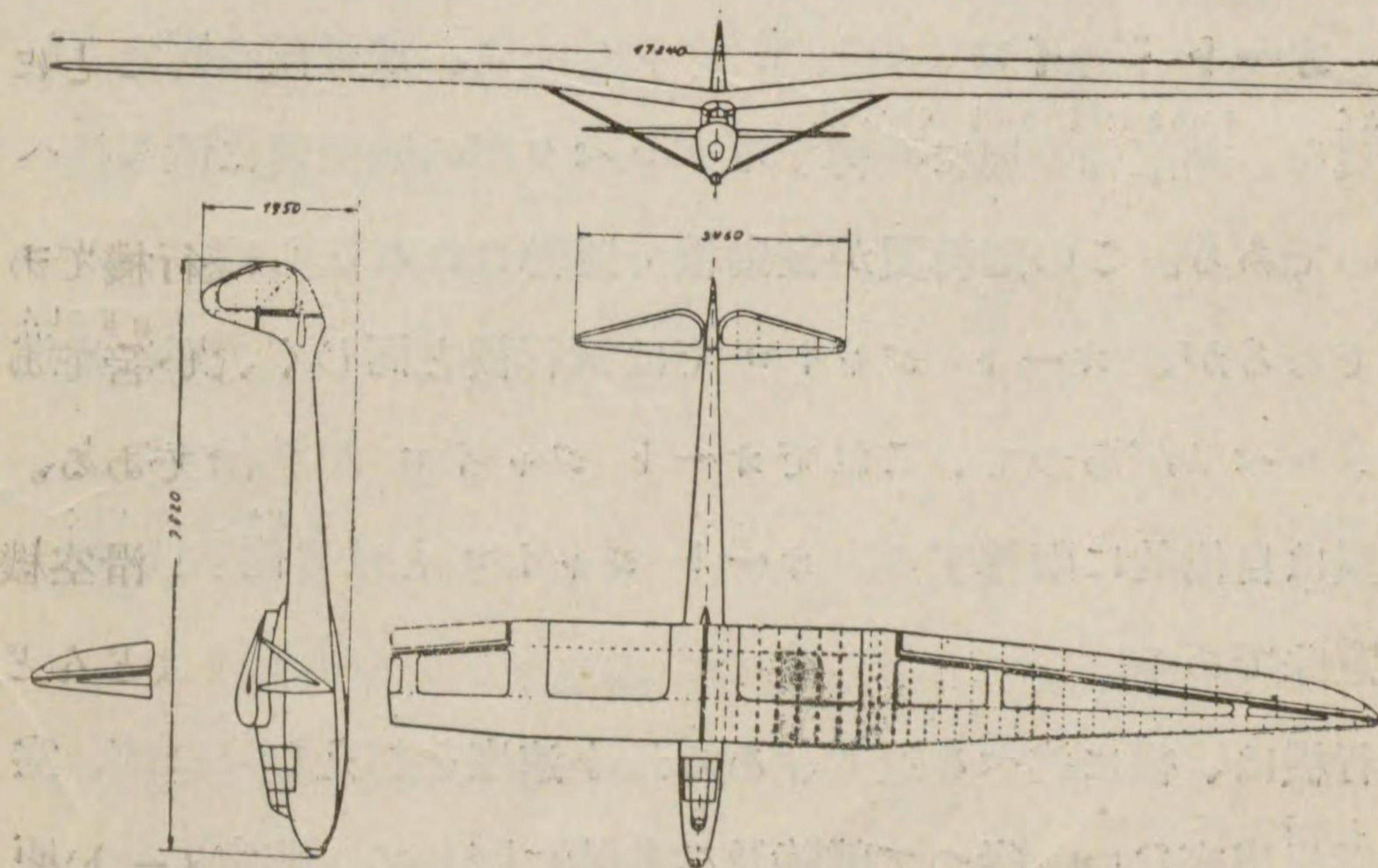
あるが、これは上昇氣流を利用して初めて出来ることである。

上昇氣流は、海面を吹いて來た風が海岸の砂丘に當るやうな土地、或は山の斜面に沿つて風が吹き上げる所などに發生する（第9圖）。また地面が熱せられると上昇氣流が出来る（特に積亂雲の下に著しい）。



滑空機を離陸させるには普通、長さ數十メートルのゴム紐の中央を機首にある鉤に引懸け、ゴム紐の両端を各數人で引張つて走り、數倍の長さに延ばして十分張力を與へたところで、滑空機を抑へてゐる人が手を離す。つまり「パチンコ」式にゴム紐の張

第10圖  
(a) コンドール滑空機

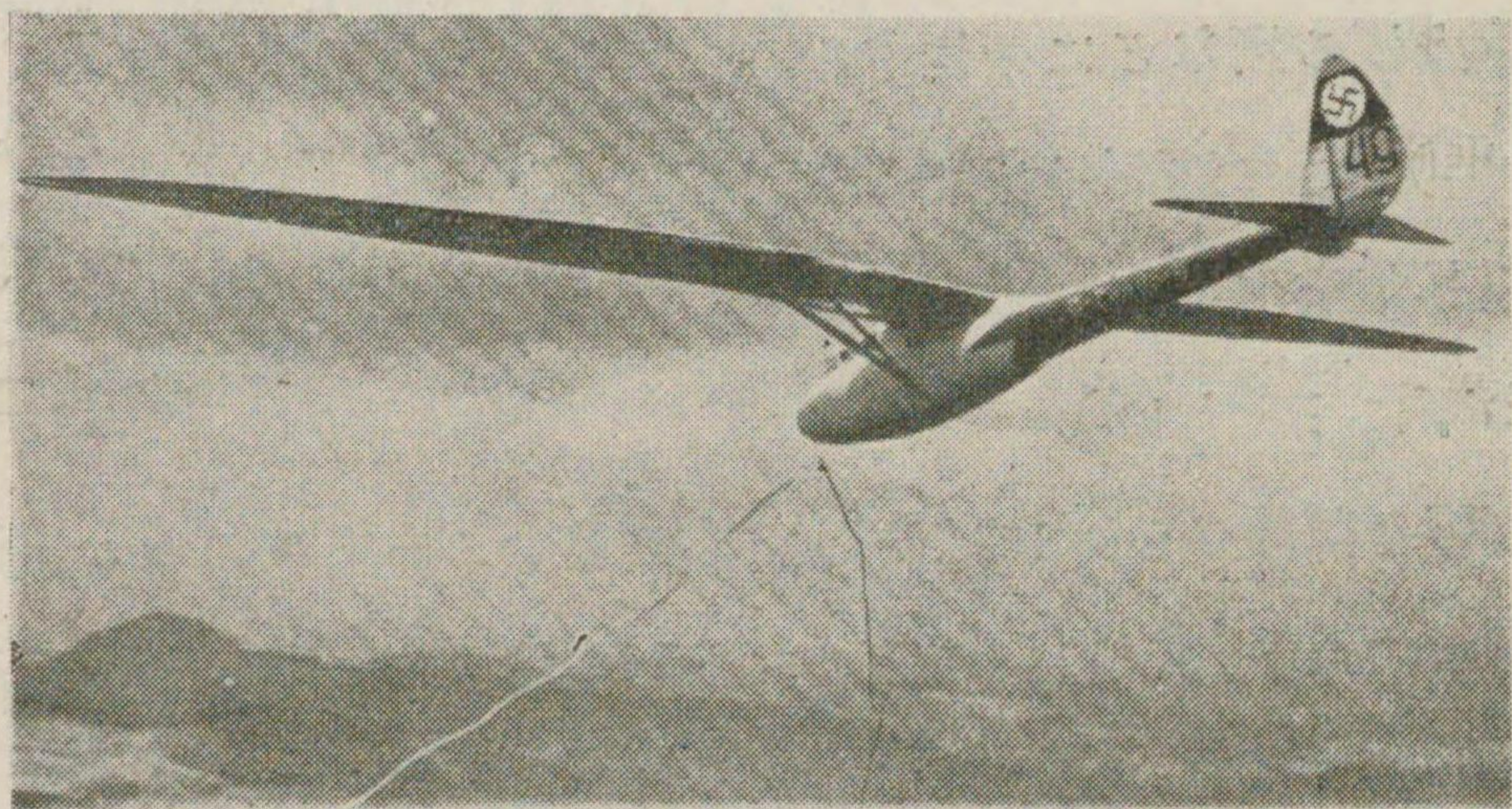


自重 175 kg, 搭載量 80 kg, 全備重量 255 kg,  
沈下速度 0.62 m/s, 滑空比 1:26.



力で射ち出すのであつて、滑空機が飛び上つてゴム紐が緩むと鈎から外れる（第 10 圖 b）。また自動車、飛行機などで滑空機を曳行し、高度を得たところで曳索を外す方法も用ゐられてゐる。

第 10 圖 (b) 離陸利那のコンドール滑空機



(離陸用のゴム紐は將に外れようとしてゐる)

第 10 圖は、1935 年 7 月に航績距離 502.4 キロメートルの國際記録を作つたドイツの“コンドール”滑空機である。

5. オートジャイロ オートジャイロは、飛行機の固定された主翼を、垂直軸の周に廻轉するプロペラ型の廻轉翼に置き換へたものである。この廻轉翼が發動機で運轉されるならば、ヘリコプタであるが、オートジャイロでは飛行機と同じく、別に推進用のプロペラがあつて、これでオートジャイロが進行すると、廻轉翼は自動的に廻轉する。オートジャイロとは自動廻轉翼といふ意味である。

飛行機は、後に述べる通り、ある最小速度を超えなければ、空中に浮揚出来ない。従つて離陸及び着陸に際して、非常に長い距離（通常 100~300 メートル）を滑走しなければならない。つま

り離着に廣い面積の飛行場を必要とする。これに反してヘリコプタは垂直に上昇、下降し得る大きい特長がある。

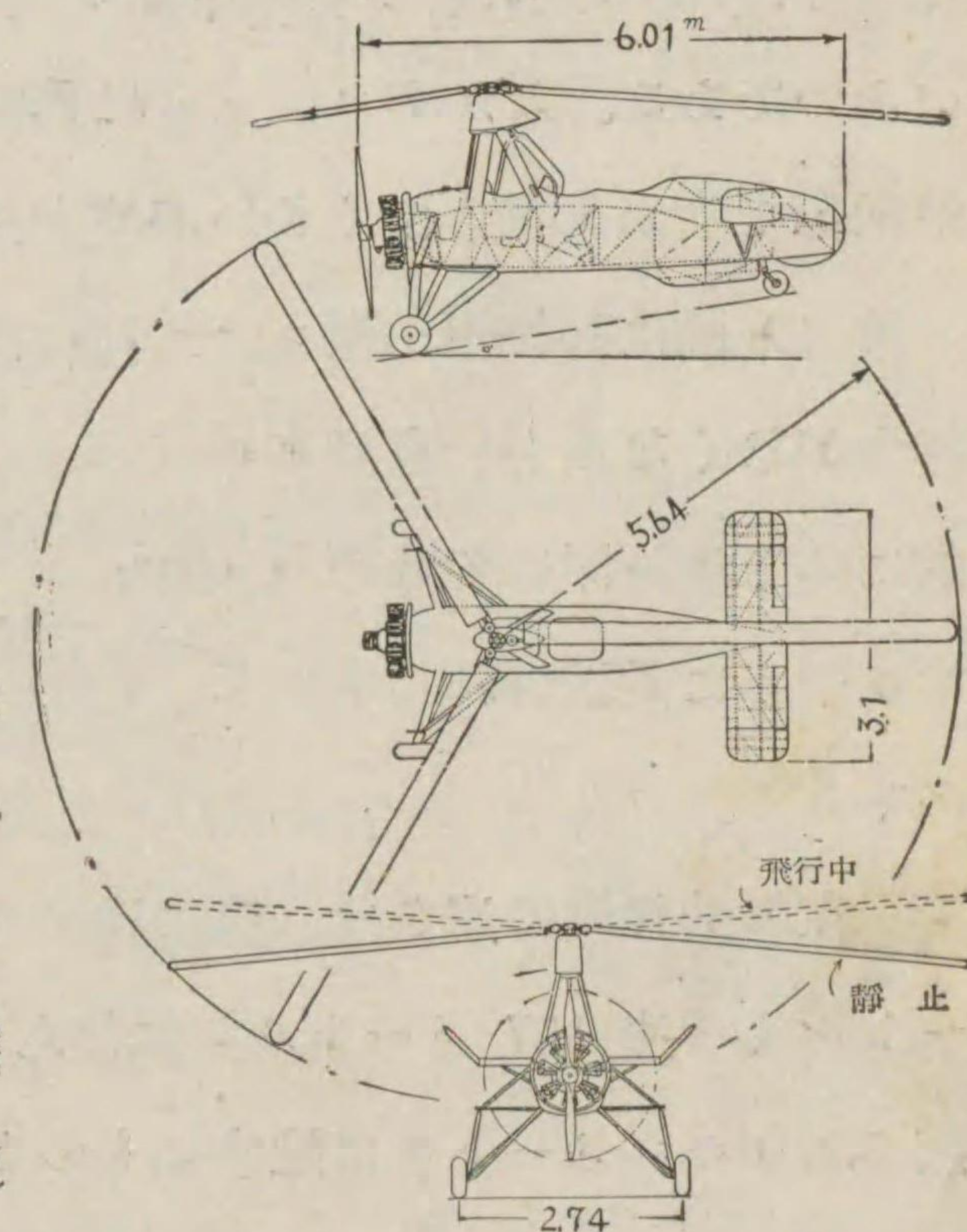
オートジャイロは、飛行機とヘリコプタの中間物であつて、前進速度が小さくても、自動廻轉翼の廻轉で全重量を持ち上げるに足る揚力が得られるから、僅に十數メートルの滑走で離陸し、殆ど垂直に着陸し得るのである。この離陸、着陸に廣い場所を要しないといふ特長と、そのうへ飛行機と違つて失速して錐採に入り墜落するといふやうな危険もなく、かつ着陸の操縦が極めて容易であるといふ特長があるから、オートジャイロはスポーツ用などに適してゐる。

第 11 圖

シエルバ C. 30 型  
オートジャイロ (英)

現在のオートジャイロは既に實用時代に入つてはゐるが、まだ飛行機に較べると可なり其の性能が劣つてゐる。

第 11 圖は最近イギリスのアプロ會社で多量生産を始めたシエルバ C. 32 型 2 人乗オートジャイロの一般圖である。このオートジャイロの廻轉翼は、發動機によつて始動されるが、廻轉數が毎分約 600 に達したとき發動機の絞瓣を一ぱ



發動機 140 馬力、全備重量 816 kg、  
最大速度 177 km/時。



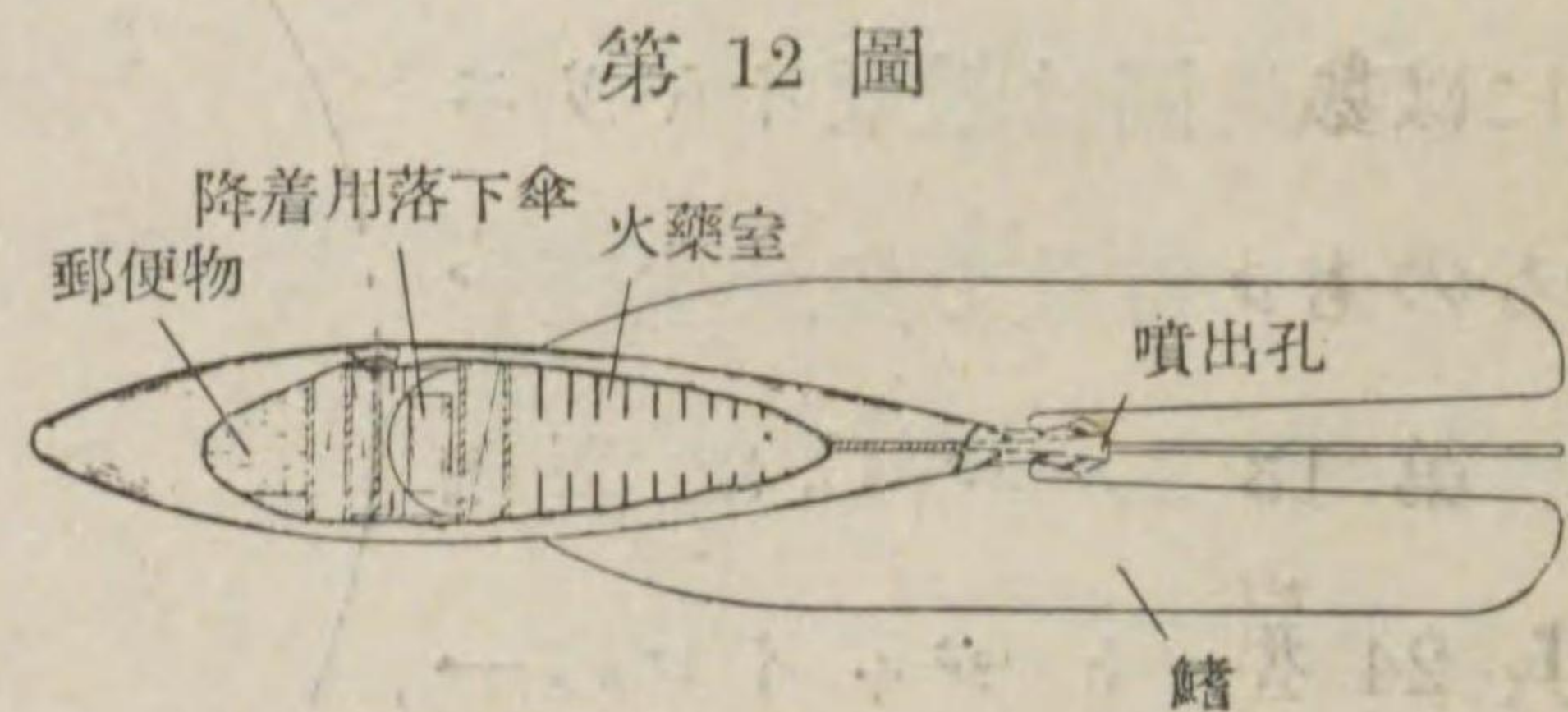
い開けると、自動的にクラッチが外れ、その後はオート ジャイロの進行による風を受けて自動的に廻轉を續ける。

このやうに、初めだけ發動機で廻轉翼を廻してやり、後に發動機との連結を斷つて自動廻轉をさせるといふ方法が、多く用ゐられてゐる。かうすると、離陸が一層早くなるからである。

6. **ロケット** ロケットは將來の航空機である。今のところ實際に人を載せて飛んだやうなロケットは一つもない。

その原理は砲弾と同じである。砲弾は火薬の爆發によつて砲身から射出されるが、これではせいせい數分間飛行し得るだけである。ロケットは自分のなかに火薬などの爆發物を積んでゐて、これを適量づつ連続的に爆發させ、その際發生した爆發ガスを、尾部の噴出孔から猛烈な勢で噴出し、その反作用で推進しようといふのである。だからロケットは真空中でも推力が得られ、空氣が稀薄で空氣抵抗のごく少い高空を飛行するに適してゐる。

第 12 圖は郵便用小型ロケットの設計圖である。火薬が盡きて推力がなくなると、自動的に落下傘が開いて降下するやうに設計されたものである。



現在の飛行機の速さは、後に述べるやうに、時速 709 キロメートル (秒速 197 メートル) に達してゐるが、砲弾の速さは時速 5,800 キロメートルに達するものさへあるから、將來飛行機の速さに行詰が來た時に、このロケットが研究され、實用されるこ

(1) 飛行機の速度が音波の速度 330 m/s を超えることには、空氣力學的に大きな難關がある。

とになるであらう。

第 2 章 飛行機の種類

第 1 節 軍用機の種類

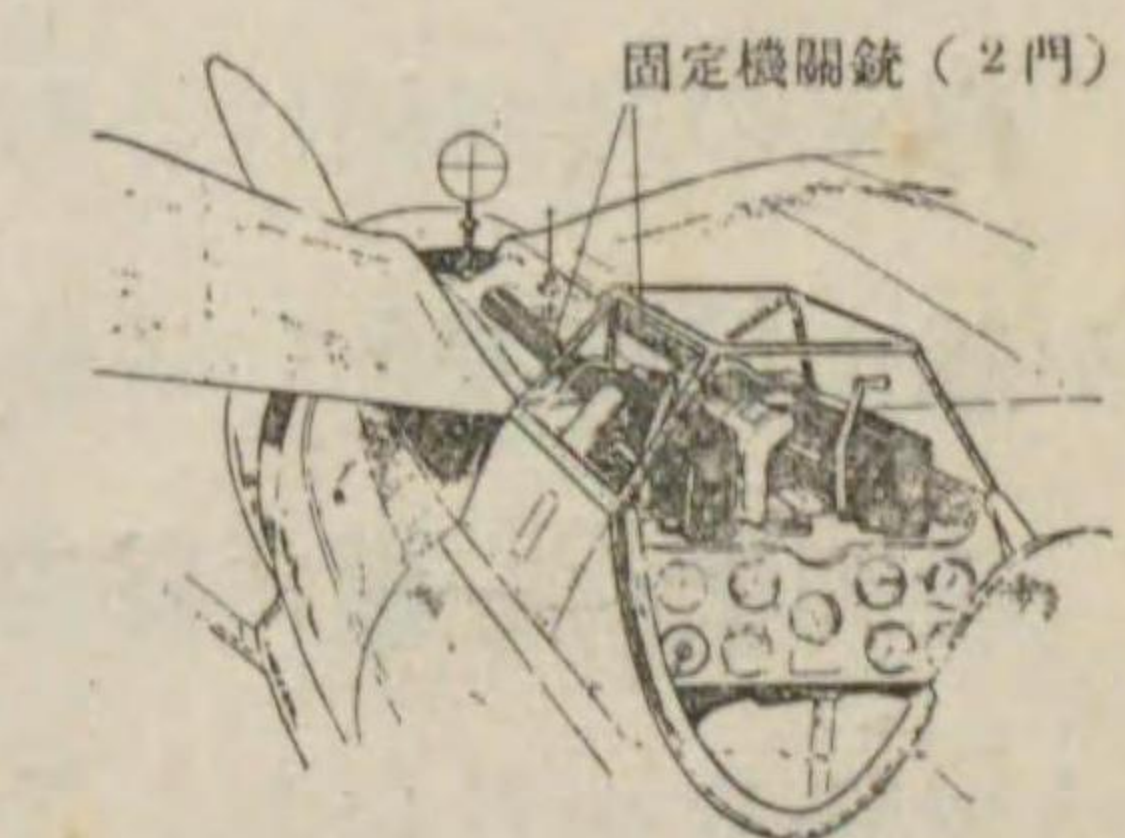
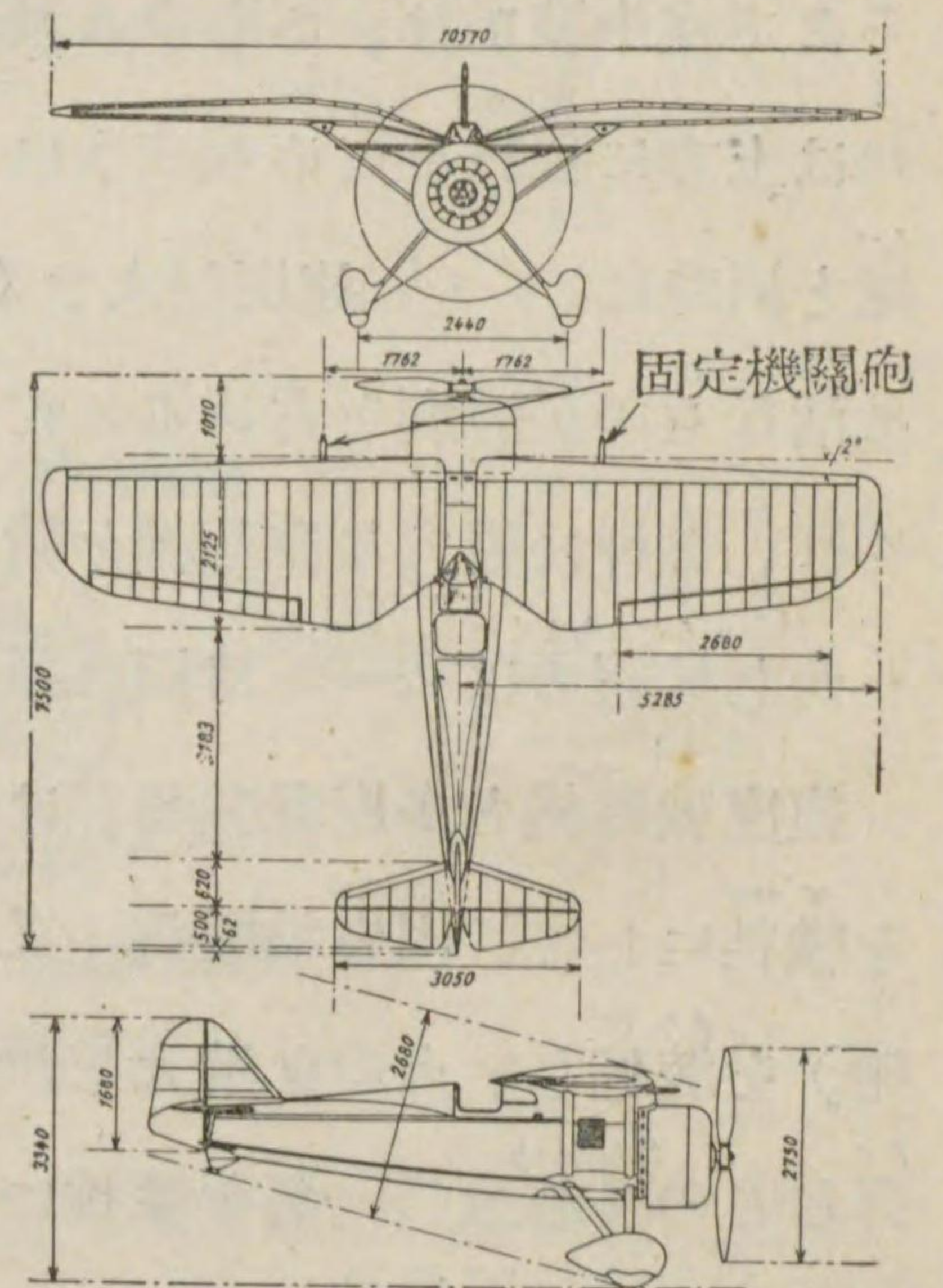
軍艦に戦艦、巡洋艦、驅逐艦、潜水艦などの種類がある様に、軍用機には戦闘機、偵察機、爆撃機、軍隊輸送機、患者輸送機、練習機などの種類がある。

1. **戦闘機** 戦闘機は、敵機と空中戦を交へ之を驅逐して、制空權を獲得するのを任務とする、空軍の第一線に立つ機種である。

1 人乗で小型の極めて身輕な単座戦闘機が主に用ゐられてゐるが、2 人乗の複座戦闘機、稀には數人乗る多座戦闘機といふものもある。

第 13 圖はポーランドの P.Z. L. 24 型單座戦闘機 (800 馬力) である。武装として、操縦席の前方に固定機關銃 (口径 6 mm) 2 門と、左右兩翼の支柱の附根に固定機關砲 (口径 20 mm) 2 門を裝備してゐる。前者は操縦桿頭の引金を引けば、特殊の同時機構によ

第 13 圖 P. Z. L. 24 型 單座戦闘機 (ポーランド)



發動機 800 馬力、全備重量 1,724 kg、最大速度 416 km/時、航續 3-5 時間、固定機關銃 2、固定機關砲 2。



つて、廻轉するプロペラの間を縫つて發射され、後者はプロペラ  
 圏外から發射される。口径 20~25 mm の機關砲を裝備する戦闘  
 機が現れたのは、最近のことであつて、機關砲は機關銃よりも有  
 效射程が遙かに大きく、勿論威力も大きい。

斯様に單座戦闘機では、前方に向けて機體に固定された機關銃  
 (又は砲) が唯一の武装であるから、前方に對する攻撃力及び防  
 禦力は十分であるが、後方及び上下左右に對しては皆無である。  
 そこで空中戦では、あらゆる飛行術を盡くして常に敵機の背後ま  
 たは上方に位置を占めるやうにせねばならない。従つて火力の卓  
 越と同時に、(1) 速度が大きく、(2) 上昇力が大で、(3) 動作  
 敏活なものが勝利を占める。だから此の機種は出来るだけ軽く作  
 られ、これに強力な發動機を積み、輕快な飛行性を持つてゐる。  
 しかし航續力は 2~3 時間に過ぎない。

複座戦闘機と多座戦闘機とは、速力、上昇力及び敏活性の一部  
 を犠牲にして、固定機關銃(又は砲)のほかに旋回機關銃(又は  
 砲)を裝備し、火力を増大したものである。勿論これ等はまた爆  
 弾などの搭載量の一部を犠牲にして、輕快さと火力とを増大した  
 偵察機または爆撃機とも考へられるものである。

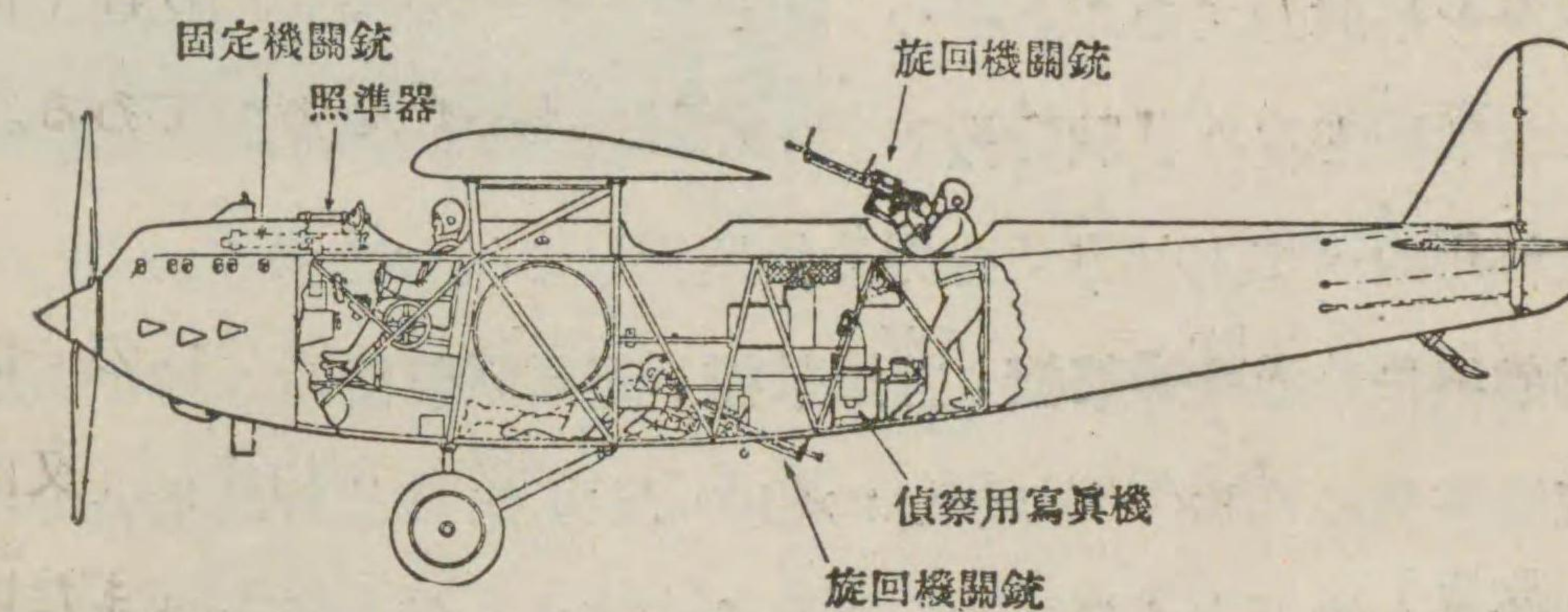
海軍の戦闘機は、母艦に積まれて艦隊と行動を共にする。これ  
 を艦上戦闘機といふ。

戦闘機の種類に防空戦闘機がある。航續時間を特に小にして搭  
 載燃料を少量にし、上空で大馬力を出す過給機附の發動機  
 を積んで、上昇力と上空での速力とを特に大にしたものである。  
 戦時、主要都市、工業地帯を圍んで作られる防空施設を突破して

敵機が來襲した場合、警報を受けて急ぎ上昇し之を迎へ撃つので  
 ある。

2. 偵察機 2 人または 3 人乗で、敵情の偵察と味方の着弾  
 觀測とを主な任務とする機種である。第 14 圖(フッカー 偵察  
 機 450 馬力)に示す如く、數門の固定機關銃、旋回機關銃で武  
 装され、偵察用の航空寫真機と、地上との連絡のための無線電信  
 (電話)機とを積み、なほ航續 3~7 時間分の燃料を積む。従つ  
 て戦闘機に比して上昇力も速力も敏活性も總べて劣るのは已むを  
 得ない。

第 14 圖



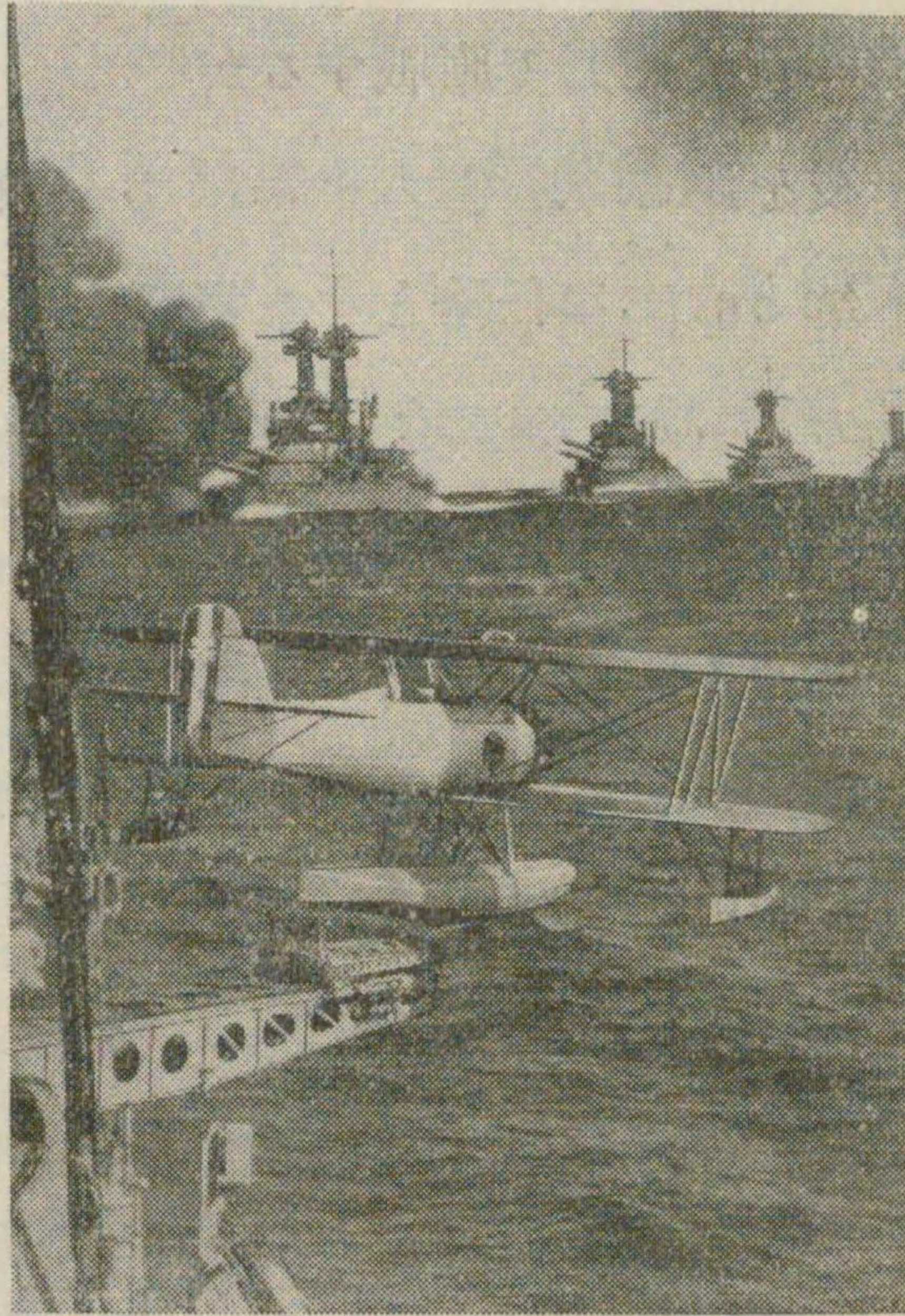
敵機に出會つた場合は、操縦者は固定機關銃を、同乗者は旋回  
 機關銃を執つて應戰する。また普通、少量の小爆弾を携行して地  
 上部隊を攻撃する。

海軍の偵察機には、母艦に載せる艦上偵察機と、普通の軍艦に  
 載せる水上偵察機がある。水上偵察機は射出機で射出されて出發  
 し、艦側に着水して巻揚機で艦内に收容される。最近では潜水艦  
 に積まれるものさへある。なほ海軍には沿岸哨戒に用ゐる飛行艇  
 がある。



第 15 圖は、射出機から射出されるアメリカのポート水上偵察機である。

3. 爆撃機 敵陣，都市，工業地帯，艦隊などの爆撃を任務とする機種である。3~6人乗で、數門の固定，旋回機關銃（砲）と多量の爆弾で武装され、航空寫真機，無電装置を備へ、長途の飛行に十分な燃料を搭載してある。従つて相當大型となり、戦闘機，偵察機に較べて上昇力，速力，敏捷性など總べて劣る。



第 15 圖

爆撃機に普通輕爆撃機，重爆撃機，超重爆撃機の 3 種がある。輕爆撃機は、1×800 或は 2×400 馬力位の比較的小型で、爆弾搭載量も餘り多くないが、上昇力，速力，敏捷性に於て優れてゐる。主に晝間行動し、比較的近距离の敵陣，敵密集部隊などを爆撃するのを任務とする。故にまた晝間爆撃機とも呼ばれる。偵察機に爆弾を積んで、これに代用する場合もある。

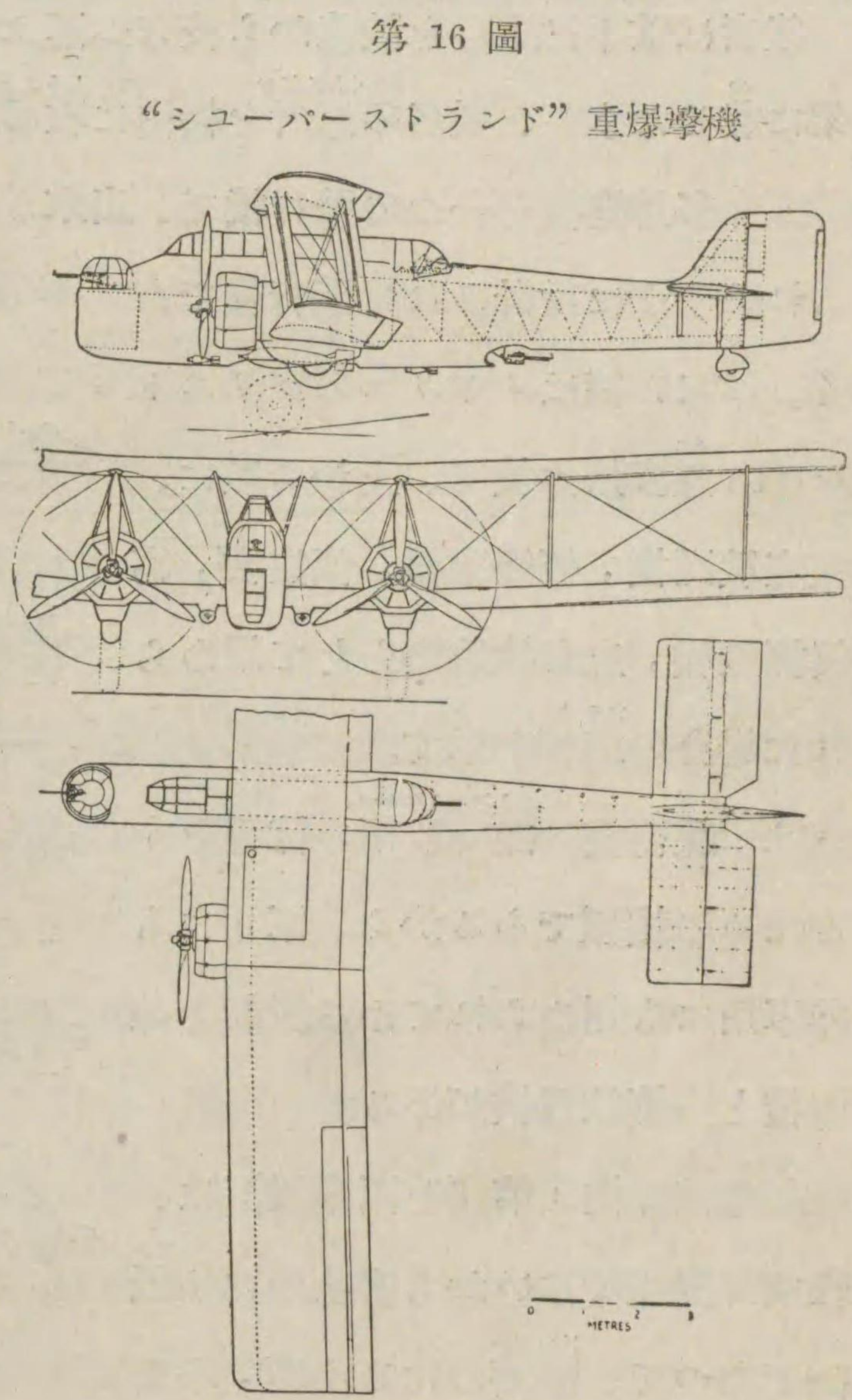
敵の陸海軍根據地または敵國を空襲する場合には、一般に多量の爆弾を携行して遠距離を飛ばねばならない。この機種が重爆撃機（第 16 圖）及び超重爆撃機（第 33 圖）である。前者は普通 2×800 馬力位、後者は 4×800 馬力 或はそれ以上の動力を持つ大型機である。従つて其の上昇力，速力，敏捷性ともに著しく

劣る。敵の戦闘機に出會へば、已むを得ず、搭載してある數門の機關銃（砲）で應戦するが勝味は少い。従つて多くは夜間しかも暗夜を選んで出動する。故にまた夜間爆撃機とも呼ばれる。

第 16 圖はイギリスのポルトンポール“シューパーストランド”重爆撃機（2×710 馬力）である。

海軍用に、魚雷または爆弾を積んで母艦から發着し、敵艦を攻撃する爆撃機がある。これを艦上攻撃機と呼ぶ。

また海軍用として近頃急降下爆撃機といふのがあつた。普通の爆撃機では、或高度を水平飛行して爆弾を投下するが、こ



第 16 圖 “シューパーストランド”重爆撃機

發動機アリストル“メガサス”715 馬力×2，全備重量 6,800 kg，最大速力 308 km/時，航続距離 1,690 km，武装 旋回機關銃 3，爆弾 700 kg。

で高空から急降下し、爆弾を投下すると同時に機首を起して上昇する。この方法によれば、爆弾の初速が大きく、かつ命中率も高い。機は比較的小型で、特に急降下の速度が大きい。



4. 軍隊輸送機、患者輸送機 前者は兵力を迅速に移動させる場合に用ゐる。一小隊位の兵力を積んで飛ぶものさへある。インド、アフリカに駐屯するイギリス守備隊に多く配屬されてゐる。

後者は重傷病者を戦線から後方へ運ぶための機種である。擔架に載せたまゝ、数名の患者を機内に收容することも出来る。

5. 多用途機 一つの飛行機で、出来るだけ多くの用途に用ゐられるやうに設計された飛行機である。

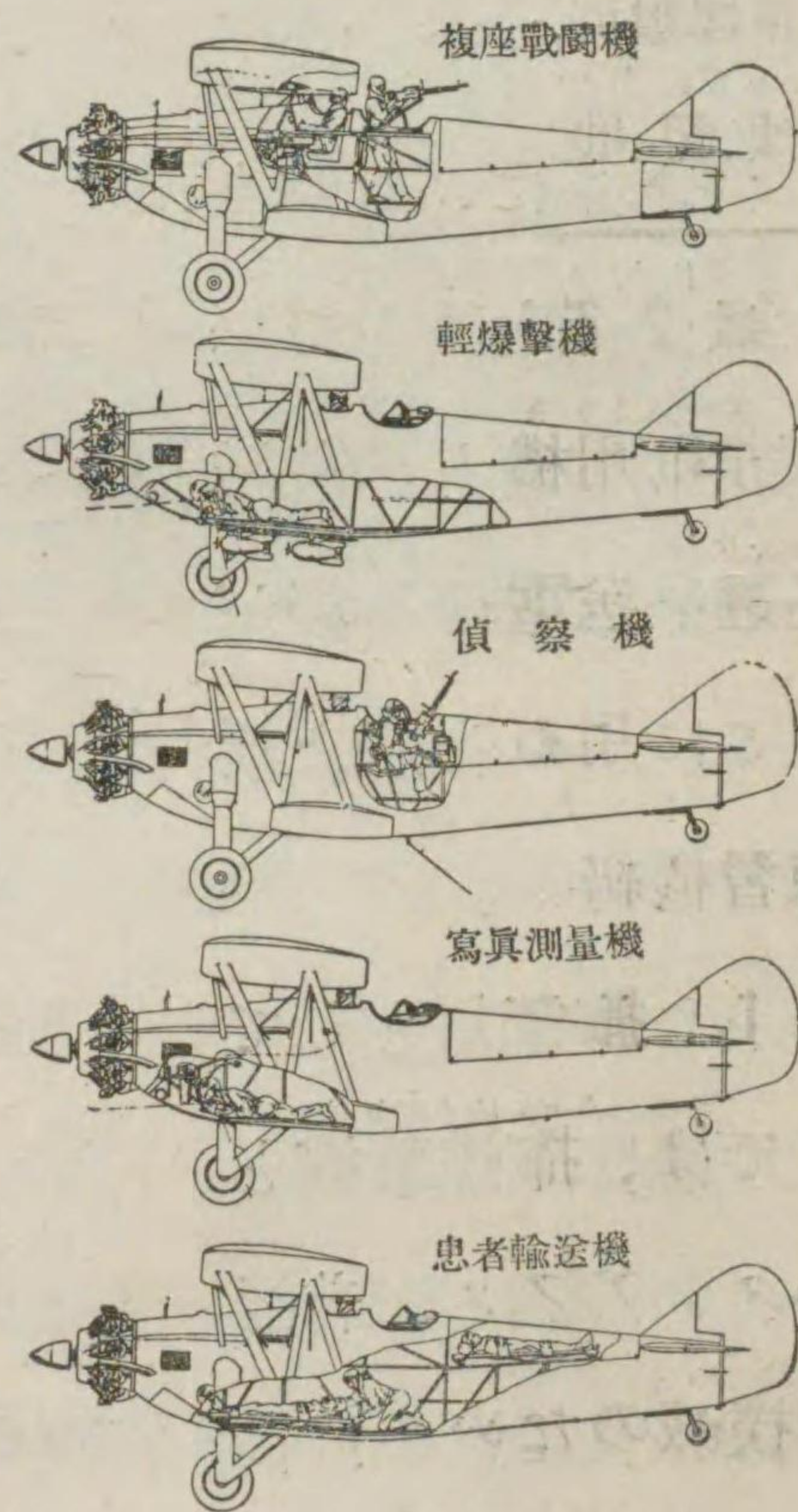
第 17 圖はイギリスのブリストル 118 型多用途機で、上から順に、複座戦闘機、輕爆撃機、偵察機、寫真測量機、患者輸送機として用ゐられた場合の裝備を示す。

6. 練習機 操縦術の練習をするための機種であるから、軍用にも非軍用にも用ゐられてゐる。初等練習機と高等練習機がある。

初等練習機（第 59 圖参照）は、性能が問題でないから安全のため低速であつて、經濟のため小型、小馬

力である。普通、座席を前後に配列し、教官と練習生が同乗して二重操縦装置を 2 人で操縦する。初めは搭乗の氣分を味はひ、教官の操縦を見習ひ、やゝ慣れたところで練習生が操縦して教官が監督する。このやうにして段々と操縦の技術を覚えるのである。これが済むと、もつと速度の速い敏活な高等練習機に移る。

第 17 圖



7. 最近の軍用機の大きさや性能 現在用ゐられてゐる軍用機の大きさ及び性能の標準を、各機種について示せば、次の表のやうになる。

機種	馬力	全備重量 (kg)	翼幅 (m)	最大速度 (km/時)	4,000 m までの上昇時間 (分)	航続時間 (時)
戦闘機	500~800	1,200~2,000	8~13	350~420	4~6	1.5~3.5
偵察機	600~1,000	2,000~5,000	12~20	260~350	8~12	3.5~7
輕爆撃機						
重爆撃機	1,300~3,000	6,500~15,000	22~40	240~340	20~30	8~15
練習機	60~150	650~850	9~11	165~200	10~30	2~5

第 2 節 非軍用機の種類

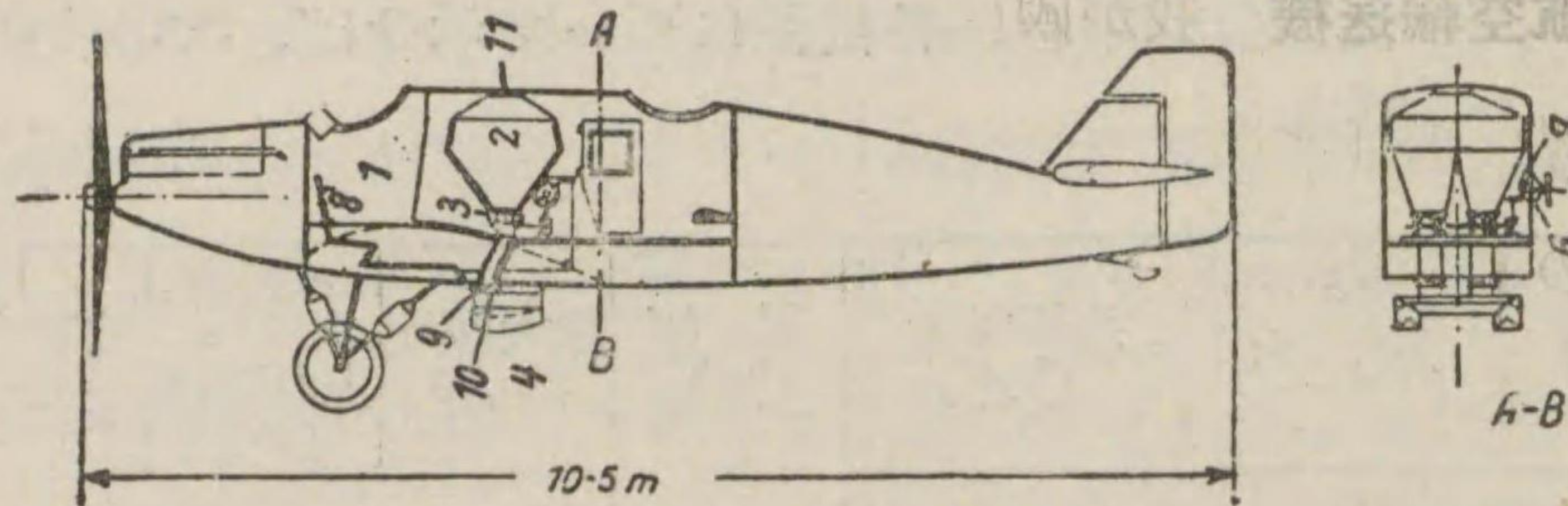
非軍用機も各種の用途がある。このうち魚群の発見、火山事の巡邏、送電線の故障発見、氣象の觀測、税關、警察、宣傳、新聞などに用ゐるものは、中型の 2 人または 3 人乗の偵察機または練習機級のものである。

1. 撒布機 大農法の農業が行はれてゐるロシア、アメリカなどでは、播種や害蟲の驅除に、種子や薬を撒布機で撒布する。カナダ、アフリカなどの森林帯の害蟲驅除、マラリア流行地域の蚊群撲滅のためにも、この機種が用ゐられる。第 18 圖はドイツのユンカーズ撒布機（320 馬力）である。

2. 寫真測量機 測量用の寫真機を積んで、ある地域を飛び廻り、地圖を製作するために用ゐる機種である。地上の測量と違って簡單迅速に測量が出来る。特に人跡未踏のインド、アフリカの奥地、カナダの森林帯などが近頃この方法で續々測量されてゐる。戦時、敵地の寫真測量は偵察機によつてなされる。



第 18 圖



1 操縦席. 2 種子または駆除薬タンク (容量 550 キログラム). 3 攪拌送出装置. 4 撒布装置. 5 撒布装置の原動プロペラ. 6 歯車. 7 プレーキ. 8 開閉ハンドル. 9 送出管. 10 開閉扉. 11 話込口.

3. **スポーツ機** スポーツ用または個人旅行用の機種である。

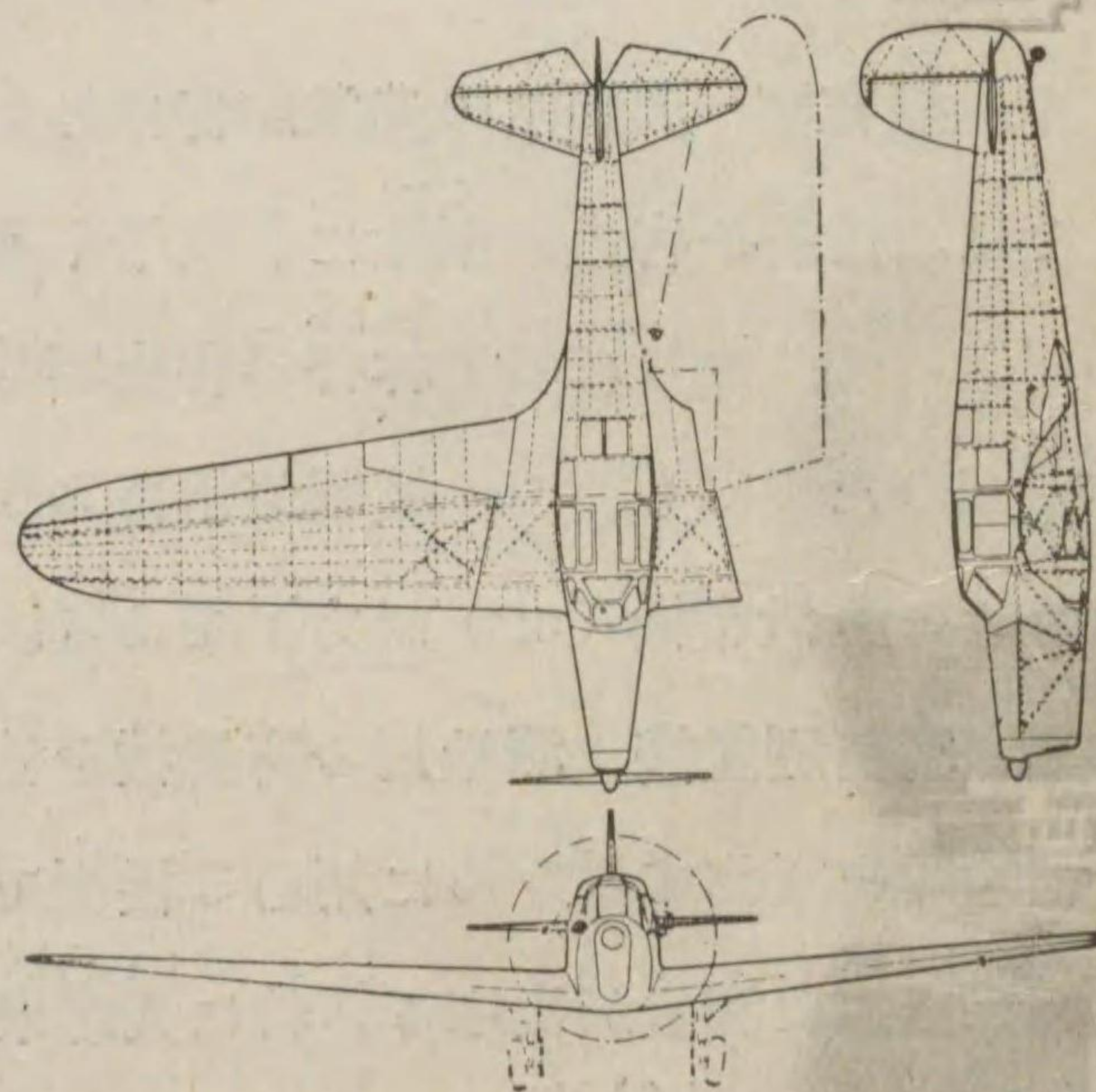
1 人または 2 人乗の軽飛行機 (50~150 馬力) が普通である。自動車式に座席を左右並列に配列した軽飛行機が賞用される。

イギリスやイタリアなどには、政府の補助金を受けてゐる軽飛行機クラブが多数ある。

第 19 圖

クレム “イーグル” 軽飛行機 (英)

第 19 圖は、イギリスのクレム “イーグル” 軽飛行機 (130 馬力) である。3 人乗であるから、ごく小型の旅客輸送機としても用ゐられる。脚は引込式 (第 4 章第 2 節 6) で、飛行中は翼内に畳み込んで空気抵抗の減少を計る。また圖に示すやうに、主翼は極めて容易に

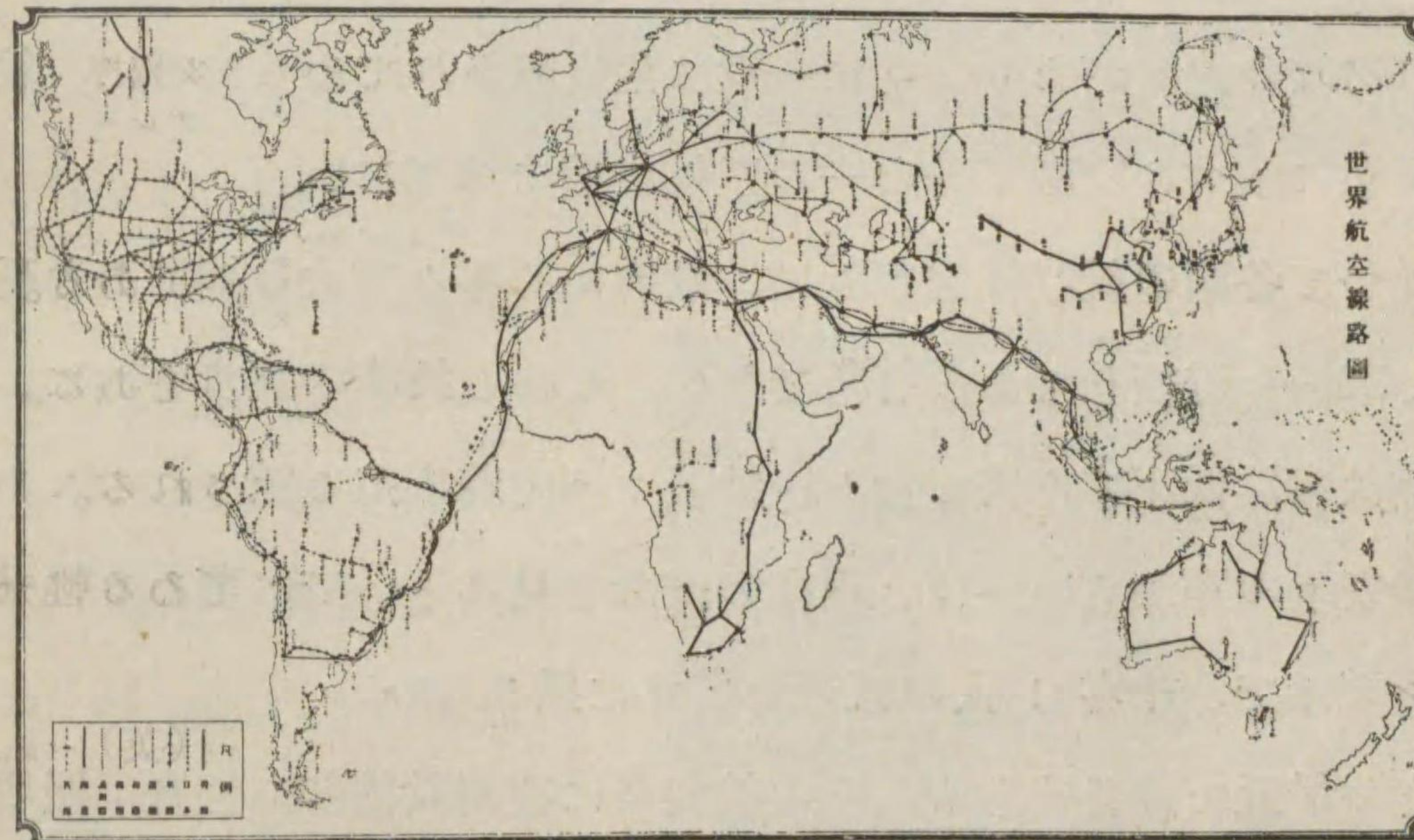


發動機 D. H. “ジプシー・メーチャー” 130 馬力, 全備重量 1,046 kg, 最大速度 236 km/時, 航続 1,040 km.

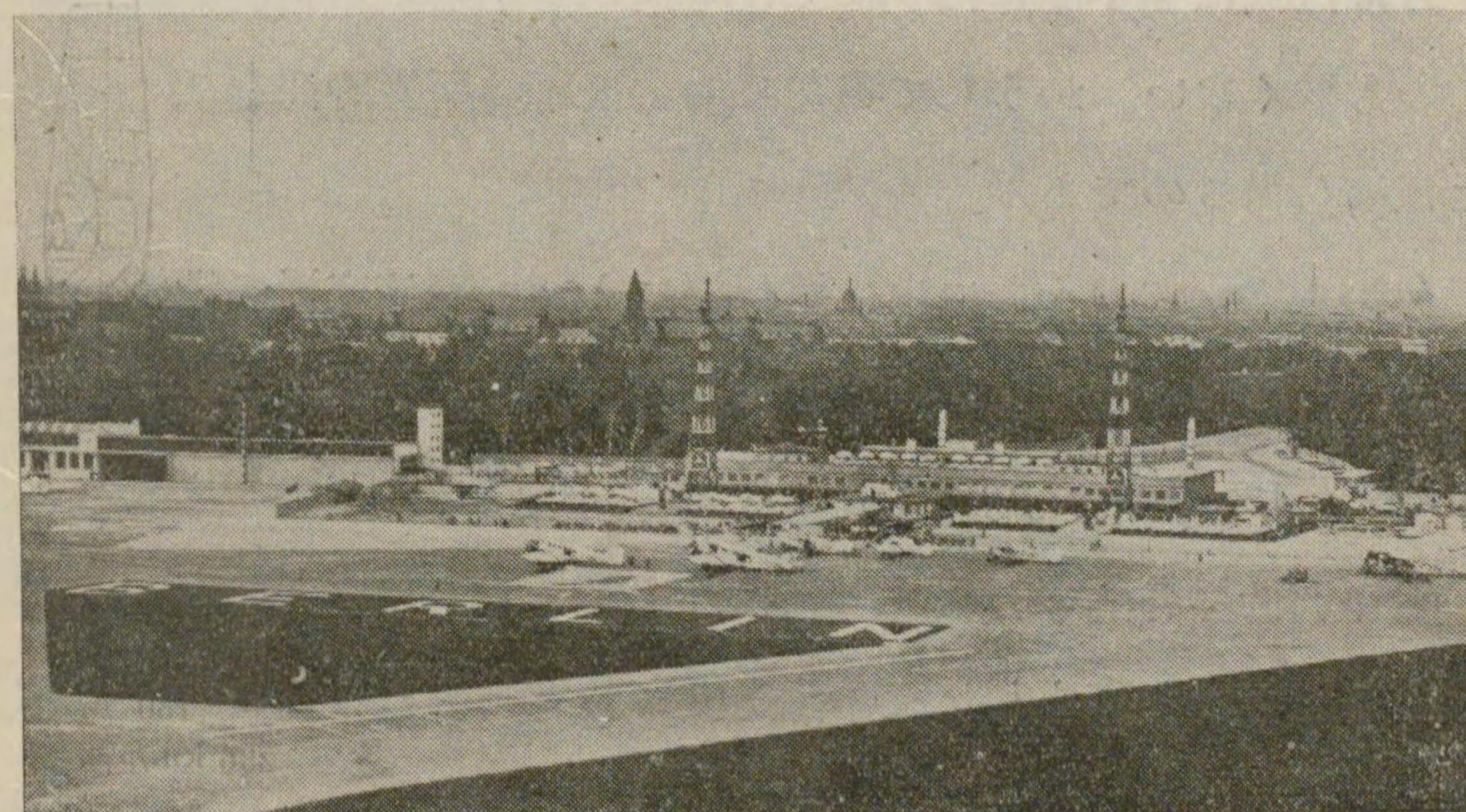
折りたたまれ、狭い所に運搬、格納することが出来る。

4. **航空輸送機** 我が國には日本航空輸送會社があつて、東京大連間に毎日定期航空を實施してゐる。また近く内地臺灣間、南洋線の兩幹線、そのほか内地にも多数の支線が開設されるであらう。

第 20 圖



第 21 圖





歐米各國でも主要な都市は必ず航空路で連絡されてゐて、航空輸送事業は段々盛んになつて來た。第 20 圖は全世界の航空路で、第 21 圖はドイツ伯林の航空港を示したものである。

アメリカ、ドイツ、フランス、イギリスなどでは、年々各數十萬人の旅客と數千トンの貨物とを輸送してゐる。しかし現在のところ、旅客の料金は汽車の一等料金の程度であり、その運航にも 2~7% の缺航があり、また一般に危険視されてゐるために、鐵道輸送に較べれば數千分の一の運航成績に過ぎない。

従つて各國の航空輸送會社は、政府から年々莫大な補助金を受けて事業を繼續してゐる有様である。しかし技術の進歩と共に、料金は當然低下する筈であり、缺航、不時着も追々減少しつゝある。安全の點からいへば、現在の統計を見ると、550 萬キロメートル飛んで、旅客 1 人の死者を出すに過ぎない。

また最近では各國とも、その航空路に夜間設備即ち燈臺、照明などを施して、晝夜間斷なく航行されるやうになつて來た。また一方輸送機は益々高速化されて、時速 300 キロメートルを超えるものも尠くない。かうして現在でも、汽車の所要時間を 1/3~1/5 に短縮し得るのである。

今から數十年のうちには、飛行機によつて高速交通の問題が解決され、歐亞、歐米などの世界交通が 20~30 時間で行はれ、人類の文化に大きな貢獻をすることが十分期待されるのである。

現今、世界各國の幹線航空路には、數千馬力 30 人乃至 40 人乗の華麗善美を盡くした大型輸送機が就航してゐる。これらの大

型機は多數の發動機を積んでゐるから、たとへ其の内の一臺に故障が起つても、不時着陸を餘儀なくされることがない。

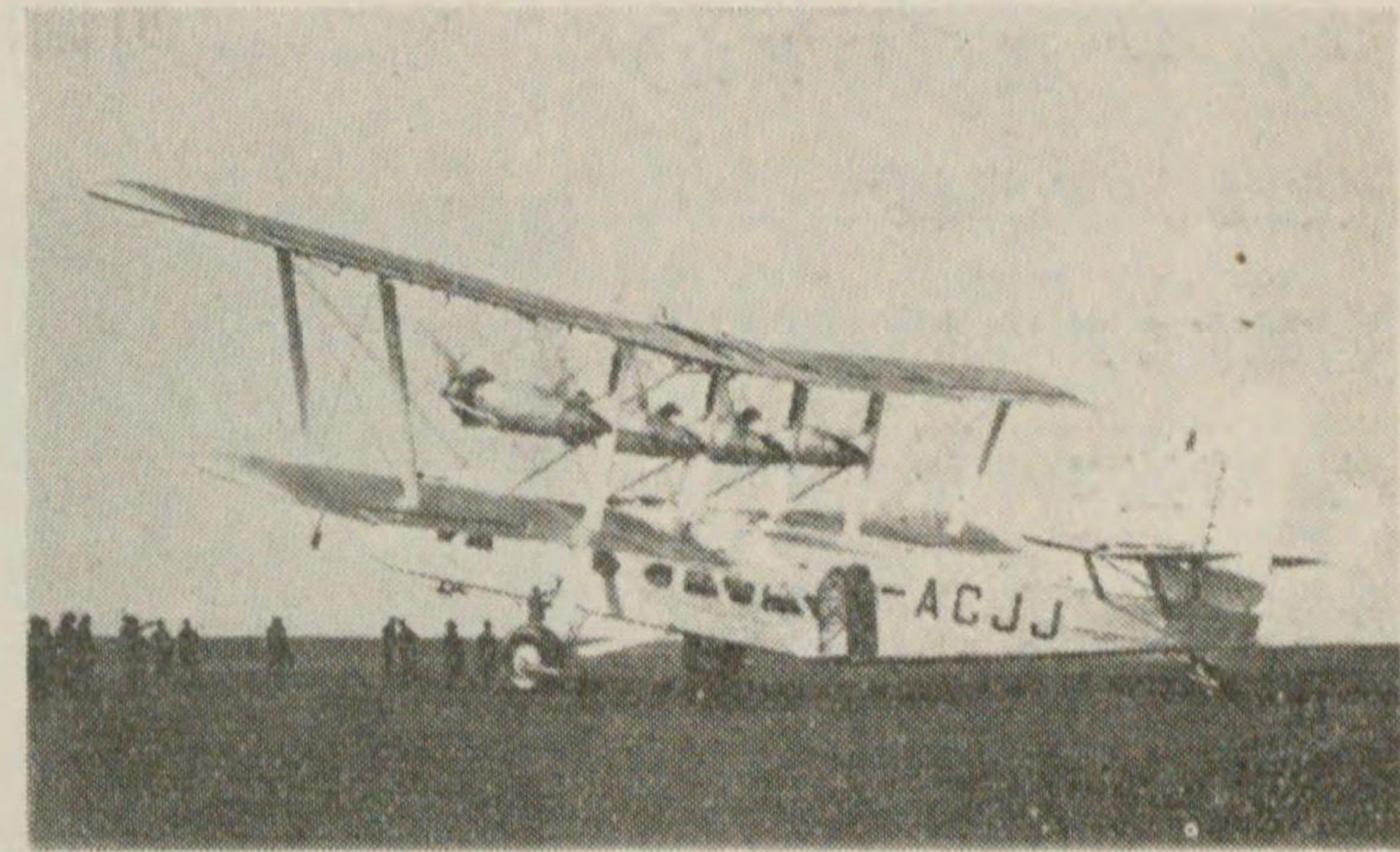
第 22 圖は、イギリスの幹線航空路に就航してゐるショート“シイラ” 39 人乗 2,400 馬力の大型旅客機であつて、第 23 圖は、その座席の一部である。

支線には、數百馬力の數人乗の小型輸送機が採用されてゐる。また特に貨物の輻輳する航空路用に、貨物専用の輸送機さへ造られてゐる。

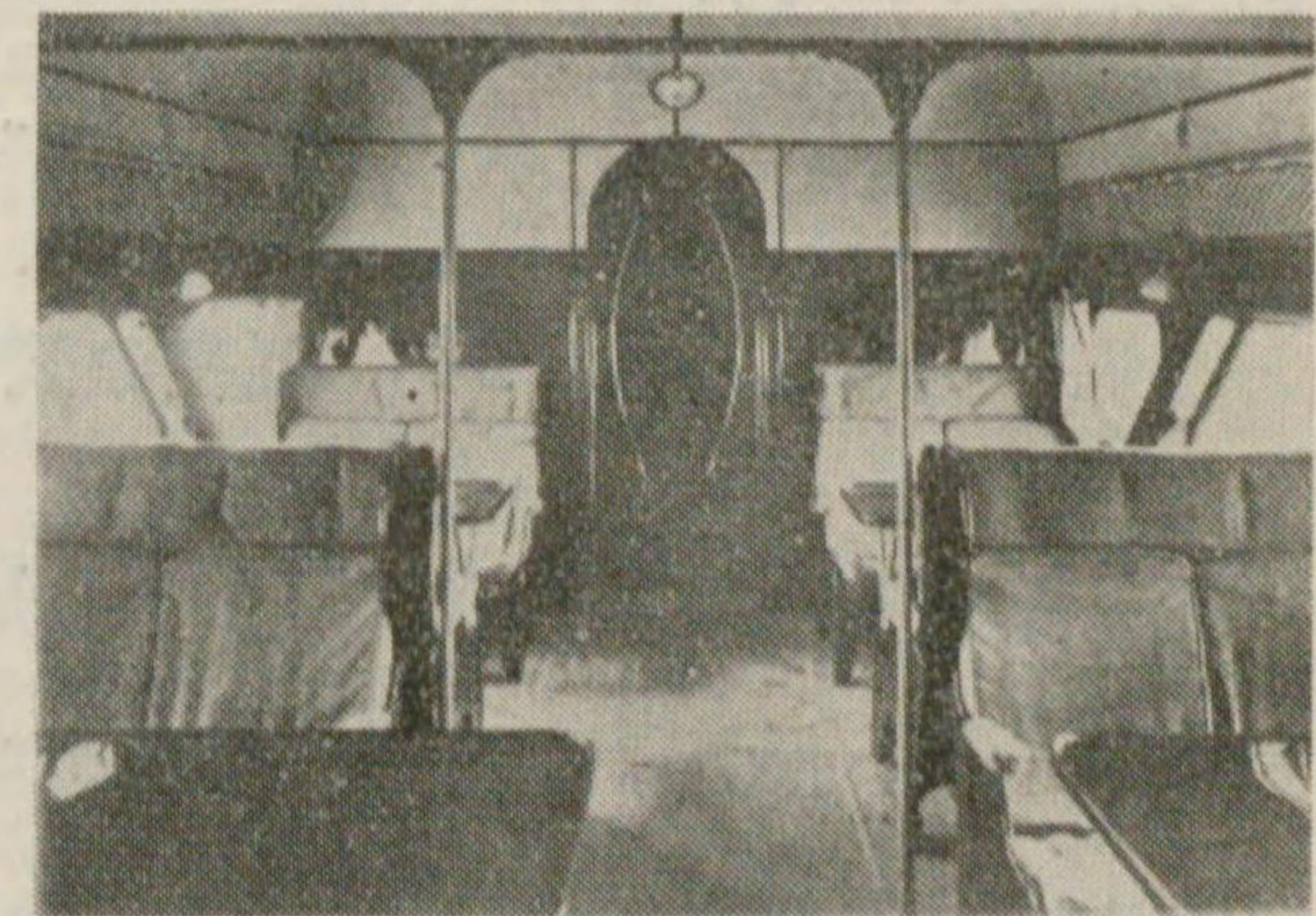
第 24 圖は、ドイツのユンカース G 31 型 (3 × 575 馬力) 貨物輸送機

第 25 圖は、アメリカ大陸横斷航空路に採用されてゐる高速郵便

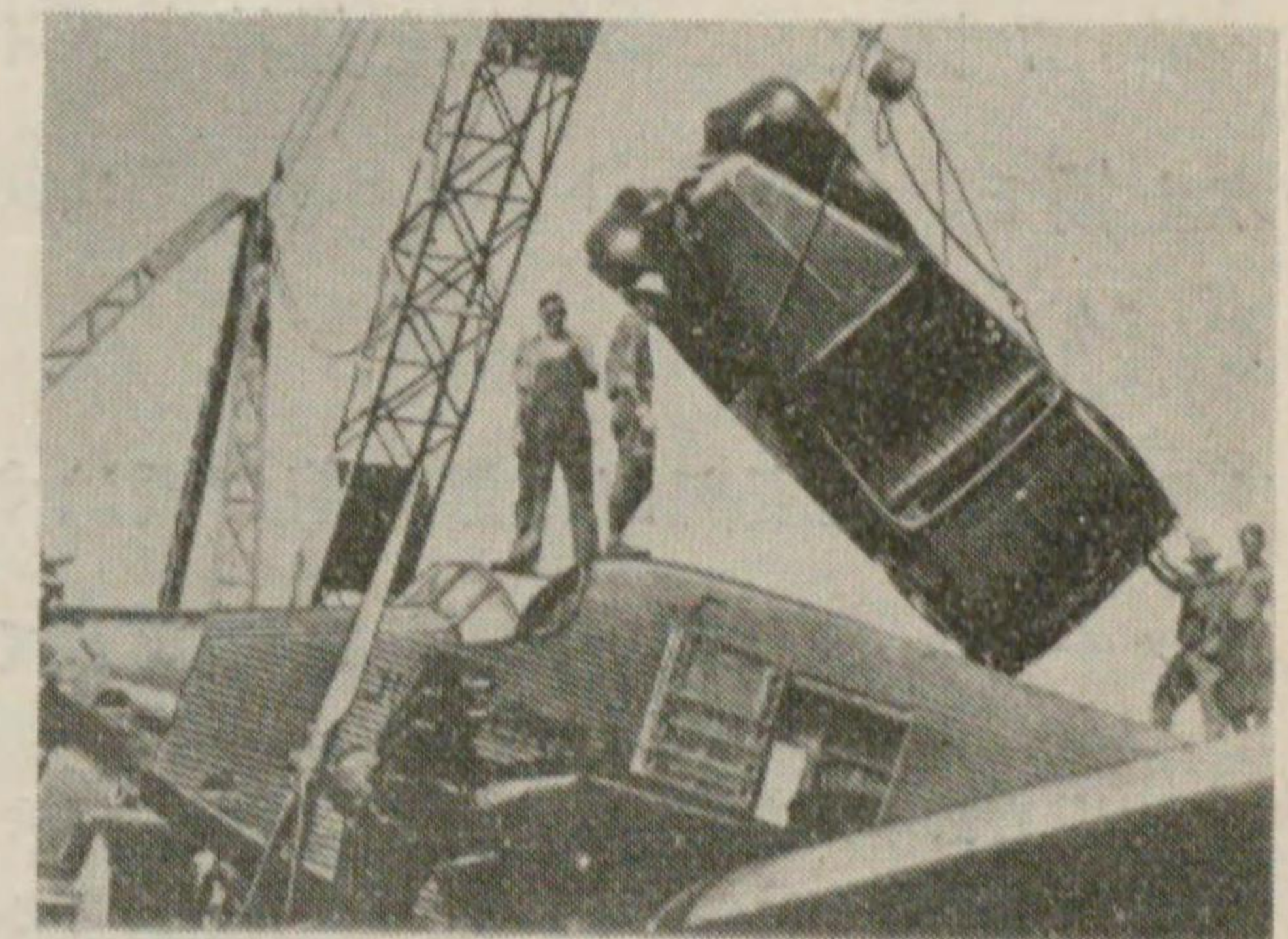
第 22 圖



第 23 圖



第 24 圖



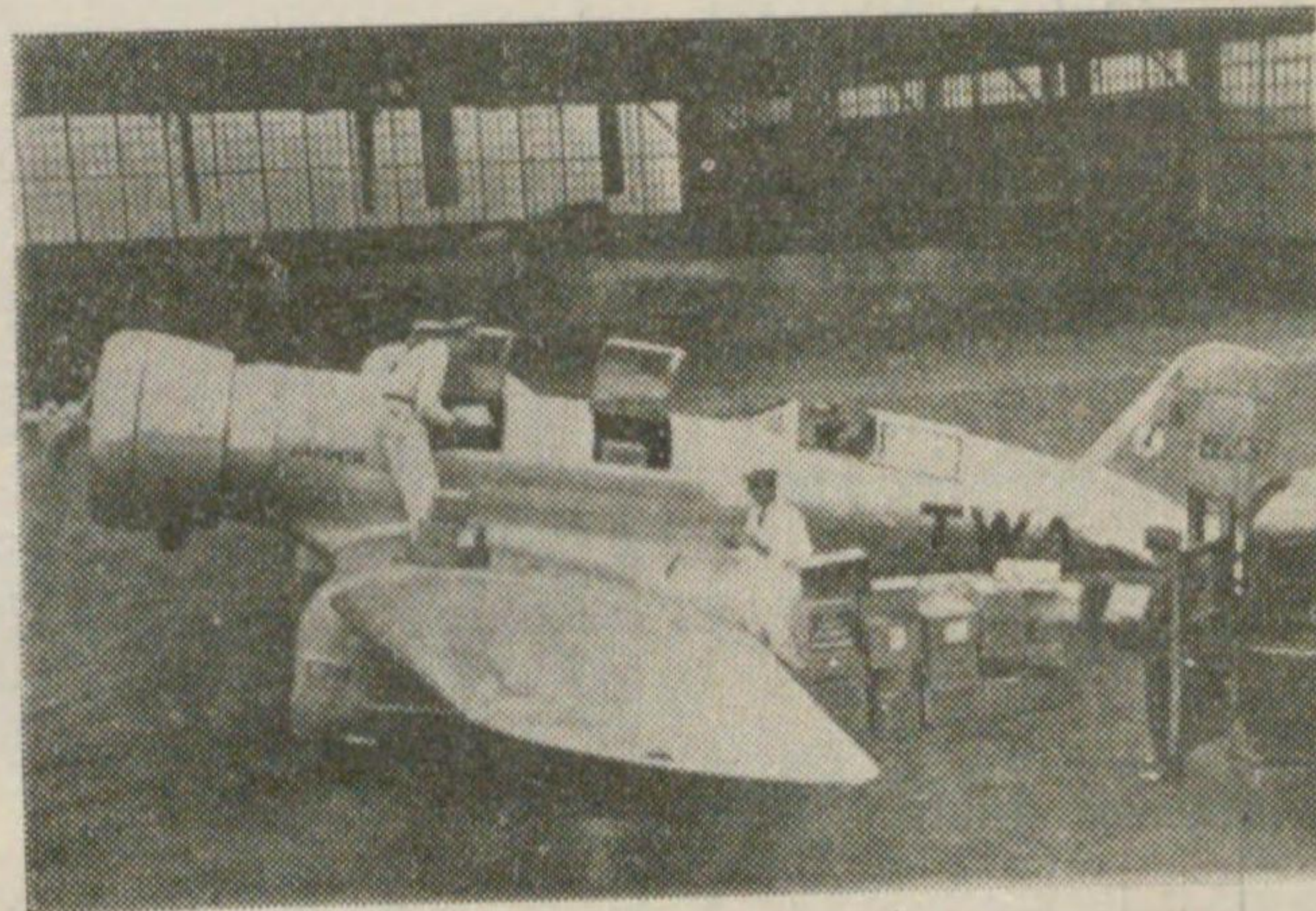


機の 1 例ノースロップ

“ガンマ”機(575馬力)である。汽車便で5日を要する此の間の郵便物は、時速340キロメートル級の此の種の飛行機の採用と、夜間飛行の実施とによつて、たつた1日間で配達されてゐるのである。

第 25 圖

ノースロップ“ガンマ”高速郵便機



發動機 ライト“サイクロン”575馬力、全備重量 3,178 kg、最大速度 344 km/時。

### 第 3 章 現在の飛行機的能力

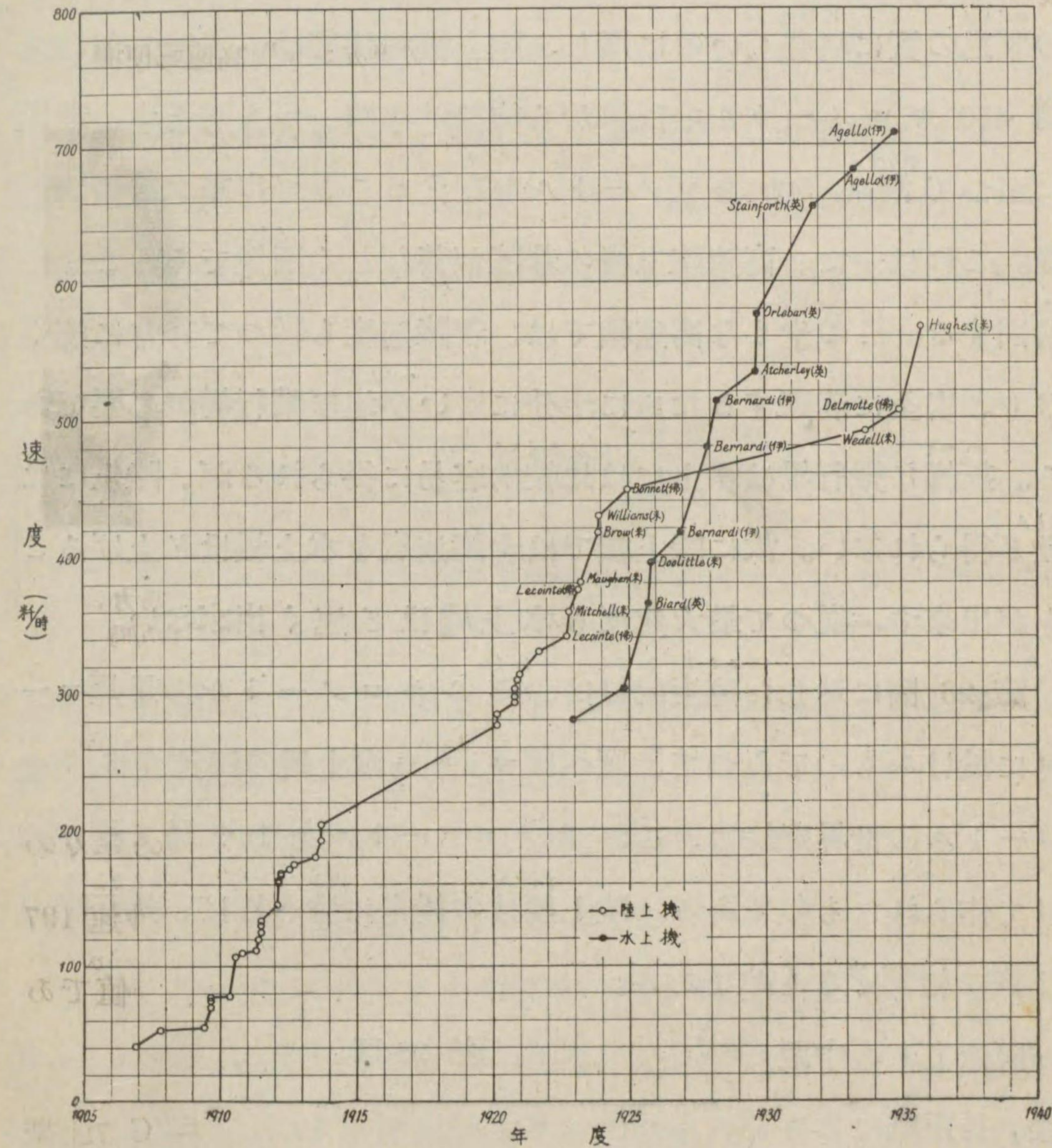
1. 飛行機の速さ 第 26 圖は、飛行機の速さの記録の年々の進歩を示す。最近の記録は、時速 709 キロメートル即ち秒速 197 メートル、音の速さ(330 m/秒)の6割といふ驚くべき値であつて、これが現在、航空機の速度の世界記録である。

第 27 圖は、この記録を保持するイタリアのマッキー C 72 型水上機で、フィアット A.S. 6 型 3,200 馬力の發動機を積んでゐる。

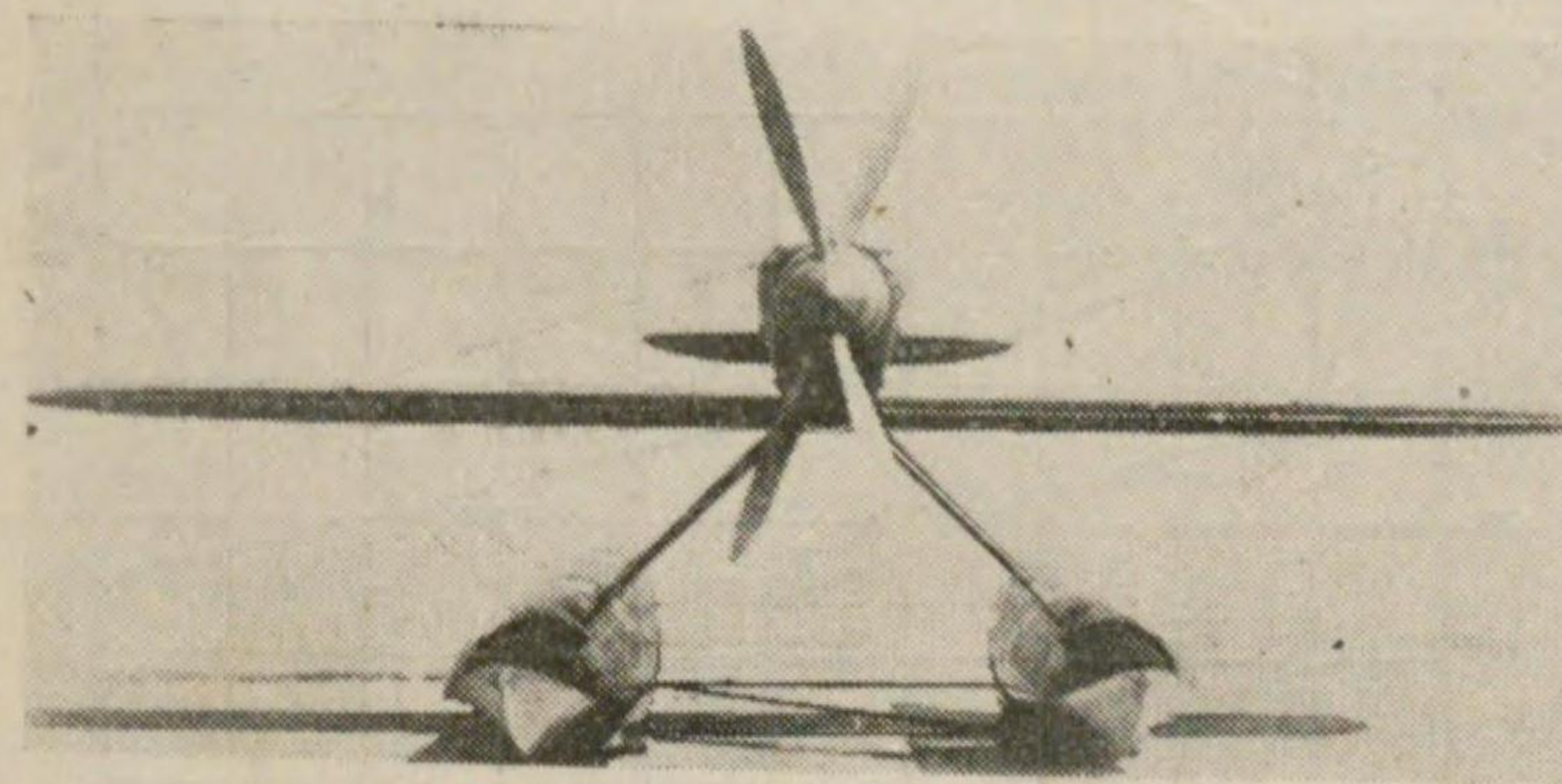
陸上機の速度記録は近年甚だ振はず、最近の記録は時速 567 キロメートルで、水上機のそれに比して遙かに低い。

(1) 自動車は最近では毎時 445 キロメートルに達し、モーターボートのそれは毎時 193 キロメートルである。日本の超特急列車の最大の速さは時速 100 キロメートル内外であり、大西洋の高速船プレーメン、オイローバのそれは時速 50 キロメートルである。

第 26 圖



第 27 圖 マッキー C 72 型競速機



全備重量 3,025 kg.

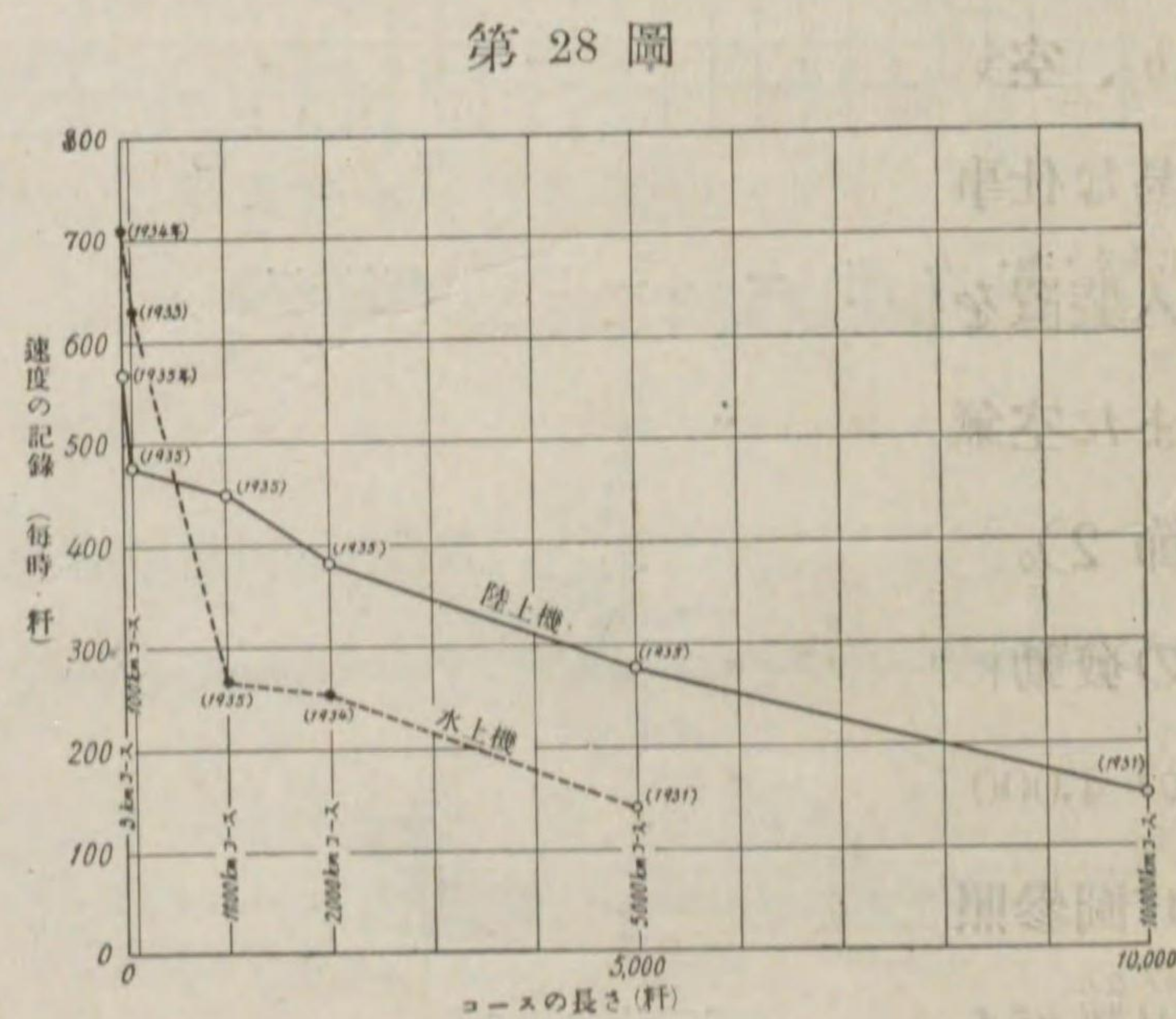
一般にいへば、水上機は大きい浮舟を持つてゐるから、陸上機よりも性能が劣るのであるが、第 26 圖に見るやうに、速度



に於ては近年<sup>だんぜん</sup>斷然陸上機をおしのけてゐる。水上機の速度の年々の躍進の實に目覺しいのに反し、陸上機の速度は、1924年の時速450キロメートルの記録から約10年間一步も進まず、最近に至つて漸く500キロメートルを超えることが出来た有様である。これは一に、高速陸上機の着陸が甚だしく困難であることに基因する。このやうな高速機では、着陸速度も従つて非常に速くなり、安全に着陸するために十分に広い平坦な飛行場が必要である。斯様な飛行場は水上には比較的容易に得られるが、陸上には殆ど得られない。故に陸上機では着陸速度を水上機ほど上げることが出来ず、従つて最大速度も水上機ほど速く出来ない。

第26圖に示した速度記録は、僅3キロメートルの最短コースに於けるものであつて、例へばマッキー水上機の時速709キロメートルの世界記録は、この3キロメートルを15.2秒で飛びぬけて作られたものである。陸上競技の競走に喩へれば、短距離の記録に相當するものである。

競走でも、中距離、長距離になるに従つて、平均速度はどんどん小さくなると同様に、飛行機の速度も、コースが長くなるに従つて小さくなる。この関係を最



近の速度記録によつて示したのが第28圖である。上にも述べたやうに、着陸速度の制限を餘り受けない水上機の方が、3 km 及び100 km の短距離では、斷然陸上機を抜いてゐるが、1,000 km 以上の中距離、長距離では、元々性能の優れた陸上機に劣る。

普通に實用されてゐる飛行機の最大速度は、大體次の表の範圍である。

機 種	戦 闘 機	偵 察 機 輕 爆 撃 機	重 爆 撃 機	練 習 機 ス ポ ー ト 機	輸 送 機	高 速 郵 便 機
最大速度 (km/時)	350~420	260~350	240~340	150~250	250~330	300~400

2. 飛行機の昇り得る高さ 第29圖は飛行機の上昇高度の記録の年々の躍進ぶりを示す。最近の記録は14,400メートルであつて、イタリアのカプロニ113型陸上機(發動機プリストル“ペガサス”900馬力)が獲得したものである。

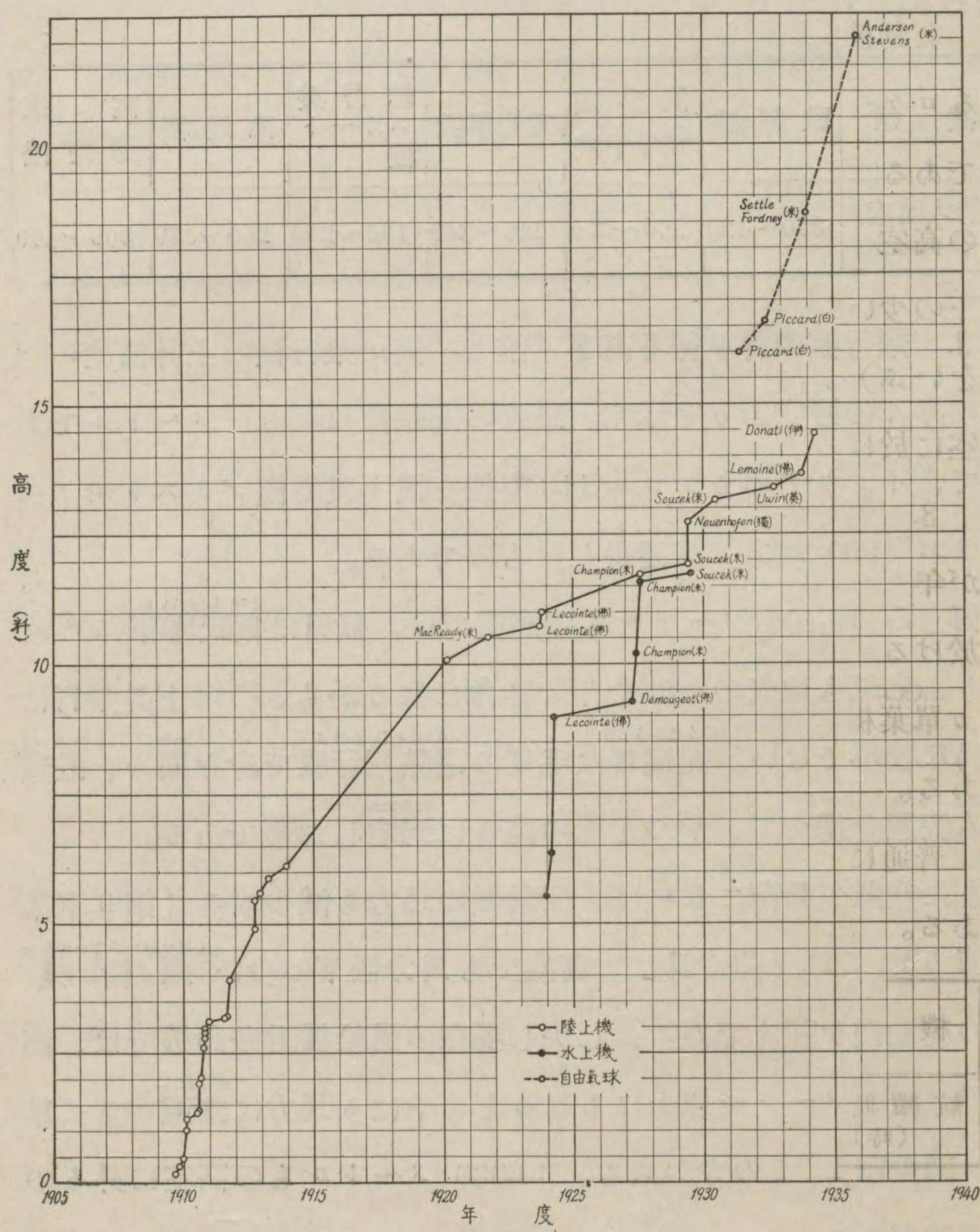
何しろ14,400メートルもの高空では、氣温は攝氏零下50°に降り、空氣も地表の1/5以下の稀薄になるから、この上昇飛行は容易な仕事でない。操縦者は毛皮の電熱飛行服で身を固め、酸素吸入装置を携へて、やつと此の高さに到達したのである。

また空氣が稀薄になれば、發動機の馬力も減少する(第9章第1節2)。これを防ぐ爲に、高空でも馬力低下の少い過給機<sup>スーパーチャージャー</sup>の發動機を積んでゐる。しかし現在の過給機附發動機では、高度が4,000メートル以上にもなると、やはり馬力は漸減する(第124圖參照)。この方からも、14,000メートルもの高空に昇るの困難がある。



自由気球は、高空で馬力の減少する發動機がないだけ、上昇に適してゐる譯であつて、第29圖に見るやうに、その高度記録は飛行機を遙かにおしのけて、現在の航空機の高度の世界記録22,060メートルを保持してゐる。

第29圖



普通に實用されてゐる飛行機の上昇限度は、大體次の表の範圍である。

機 種	戦闘機	偵察機 軽爆撃機	重爆撃機	練習機 スポーツ機	輸送機
上昇限度 (キロメートル)	8~11.5	6~8	5~6.5	4~6	5~7

發動機がなく、爆發ガスを後方に吹き出して其の反力で進行するロケットが、空氣の稀薄な抵抗の少い高空を飛行するのは勿論であるが（實際、現在の長距離砲の彈丸も最高38,000メートルの高空にまで射ち上げられる）、飛行機も將來は高空で馬力の低下の少い發動機を完成して、成層圏（11,000メートル以上の高空をいふ）飛行を行はねばならない。斯うすれば飛行機の速さが低空に於けるよりも遙かに大きくなる可能性があるからである。

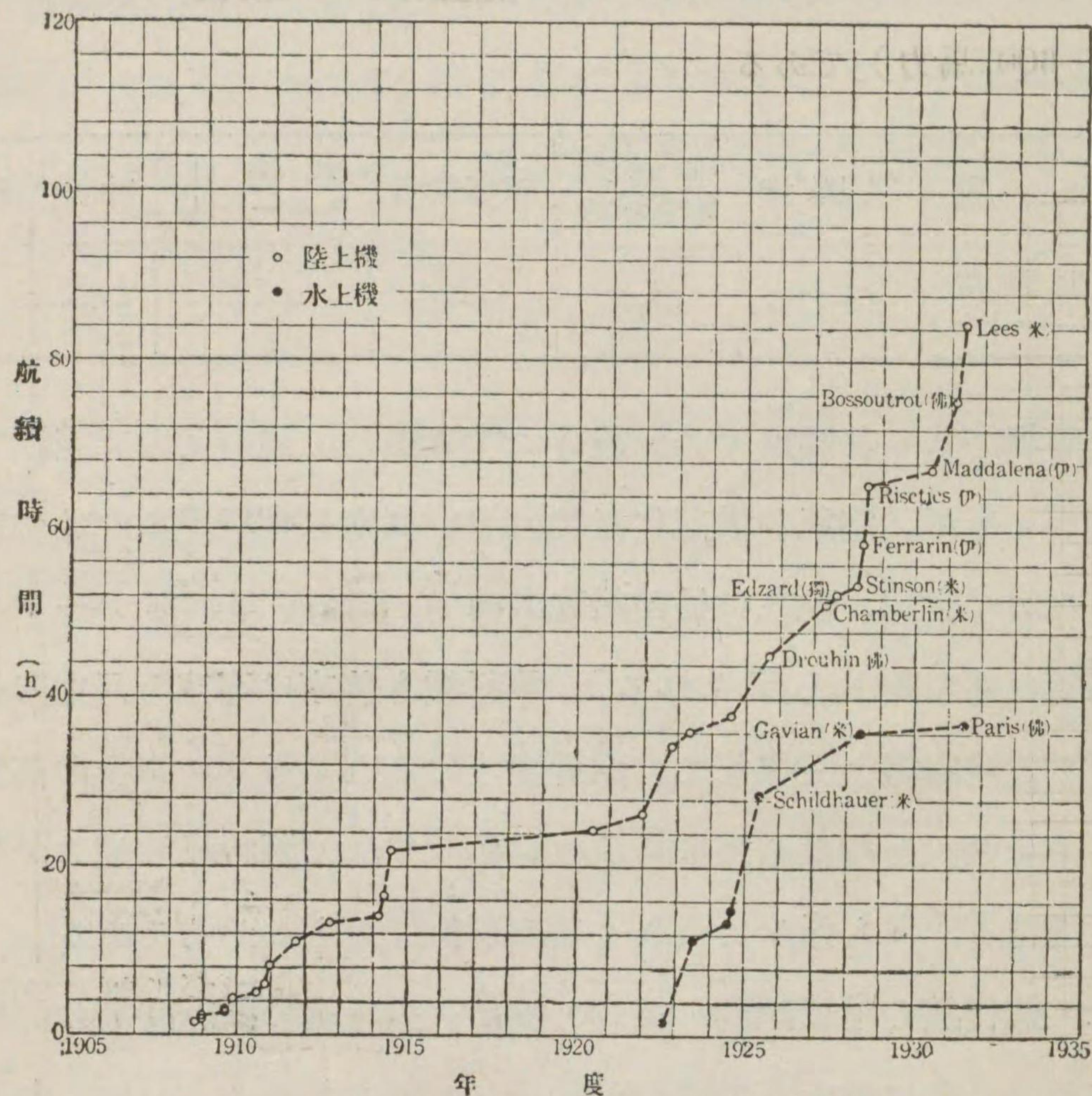
3. 飛行機の航続時間 第30圖は、飛行機の航続時間の記録が年々どんなに進歩して來たかを示したものである。1931年に於ける記録は84時間半、即ち3晝夜半で、アメリカのベランカ單葉機（225馬力のパッカーD重油機關附）の保持するものである。

普通に實用されてゐる飛行機の航続時間は、次表に示す通りである。

機 種	戦闘機	偵察機 軽爆撃機	重爆撃機	練習機 スポーツ機	輸送機
航続時間 (時)	1.5~3.5	3.5~7	8~15	2~5	3~7



第 30 圖



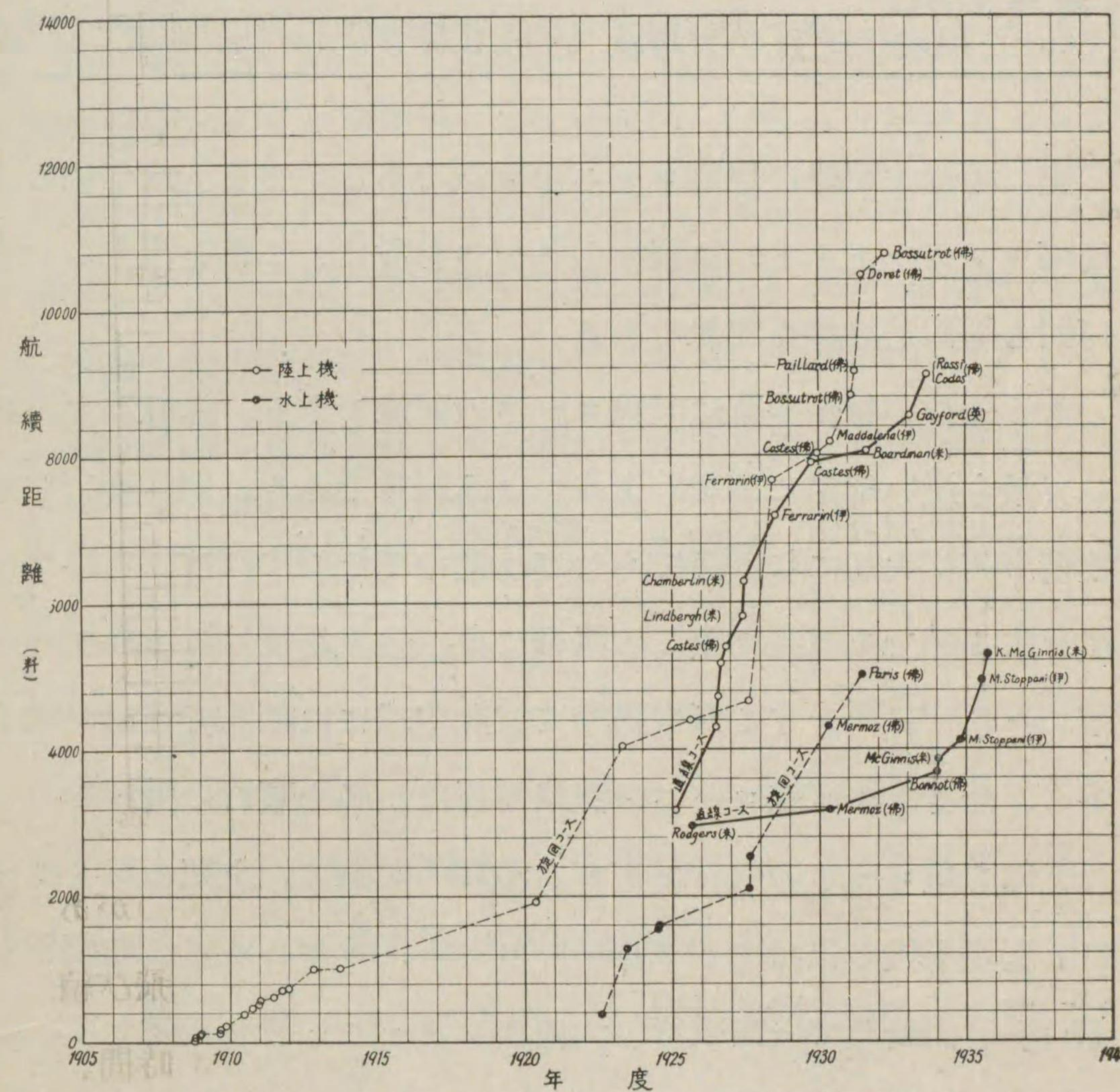
なほ航続時間の記録には、もう一つ燃料の補給を許すものがあった。燃料がなくなると補給用飛行機とホースで連絡し、飛び続けながら燃料の供給を受けるのである。この記録は 553 時間、即ち 23 日餘といふ驚くべき長時間に達してゐた。

しかし、いくら長時間飛んでも、その間の速度が小さければ、航続距離が短く、交通機関としての意味がないといふ理由で、これ等の航続時間の記録は 1934 年に廃止された。

4. 飛行機の航続距離 第 31 圖は、飛行機の航続距離の記録の進歩の足どりを示す。現在の記録は 10,600 キロメートル、東京から倫敦まで一飛に飛び得るのである。第 32 圖は、この記録

を保持するフランスのブレリオ 110 型陸上機 (發動機 イスパノスイザ 600 馬力) である。

第 31 圖



第 32 圖 ブレリオ 110 型長距離陸上機



全備重量 8,600 kg, 燃料搭載量 5,700 kg, 最大速度 220 km/時。



普通に實用される飛行機の航續距離は大體次表の範圍である。

機 種	戦闘機	偵察機 輕爆撃機	重爆撃機	練習機 スポーツ機	輸送機
航續距離 (キロメートル)	500~800	700~1,200	1,200~2,000	300~900	500~2,000

上に述べた記録は周回コースの記録である。つまり或土地に1周何キロメートルといふ既知のコースを設け、これを出来るだけ何回も周回して作る記録である。

もう一つの航續距離は直線コースの記録である。或地點を出發して最も遠い地點に到達しようといふ記録である。即ち航法の技術が甚だ大切になる譯であつて、途中で迂廻すれば、それだけ損をする譯である。勿論この場合には、追風を受ける方向に飛ば、それだけ得をする譯であつて、北半球には概して西風が吹くから、今までの直線コースの記録飛行は、必ず東行の飛行であつた。即ち順コースの飛行である。現在の記録は、上記のブレリオ110型陸上機の保持する9,105キロメートルである。この飛行もニューヨークを出發して一路東行、大西洋、ヨーロッパを横斷して、小アジアのシリアまで飛んだのである。

馴れ切つたコースを飛んで、不時着陸にも危険のない周回コースの飛行と、未知の大洋、森林帯を横斷しなければならない直線コースの飛行との間には、精神的にも非常に大きい差がある筈である。後者が必ず追風を利用するにも拘らず、その記録が前者に及ばないのは、この精神的不安と上述の航法の困難とに基づく。

ブレリオ陸上機の上の二つの記録が、また航空機の航續距離の

世界記録である。

5. 飛行機の搭載量と大型化 飛行機も軍艦、商船と同様に、大型になるほど搭載量が増し、同時に航續距離も大きくなる。

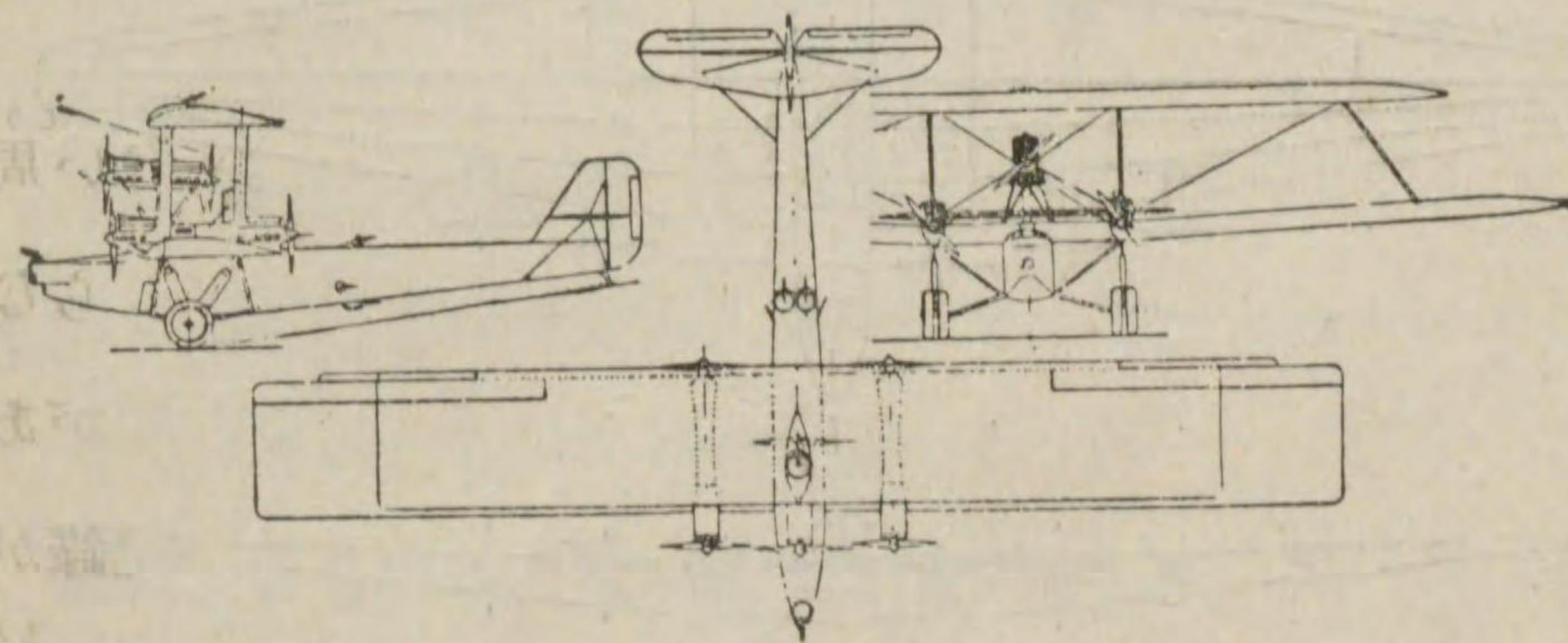
飛行機が飛び始めた初期には、發動機の馬力は數十馬力、全備重量も數百キログラムで、これに唯1人乗つて數キロメートルの飛行が出来たに過ぎぬ。それ以來今日まで、上の數項に互つて述べたやうに、飛行機は其の性能の目覺しい進歩と同時に、また一方益々大型化して、搭載量に於ても驚くべき躍進をした。

現在普通に實用されてゐる飛行機の搭載量を次表に示す。

機 種	戦闘機	偵察機 輕爆撃機	重爆撃機	練習機 スポーツ機	輸送機
搭 載 量 (キログラム)	100~300	200~1,000	1,000~5,000	50~100	500~5,000

第 33 圖はイタリアのカプロニ Ca 90 型超重爆撃機 (6,000 馬力) で、10 トンの荷物を積んで 3,000 メートルの上空に達し、1 時間半飛行して搭載量の記録を獲得した。

第 33 圖 カプロニ Ca 90 型 超重爆撃機



發動機 イソタ・フラスキーニ“アツ” 1,000 馬力×6、全備重量 35,000 kg. 最大速度 220 km/時、航續 7 時間、武装 旋回機關銃 7、爆彈 8,000 kg.



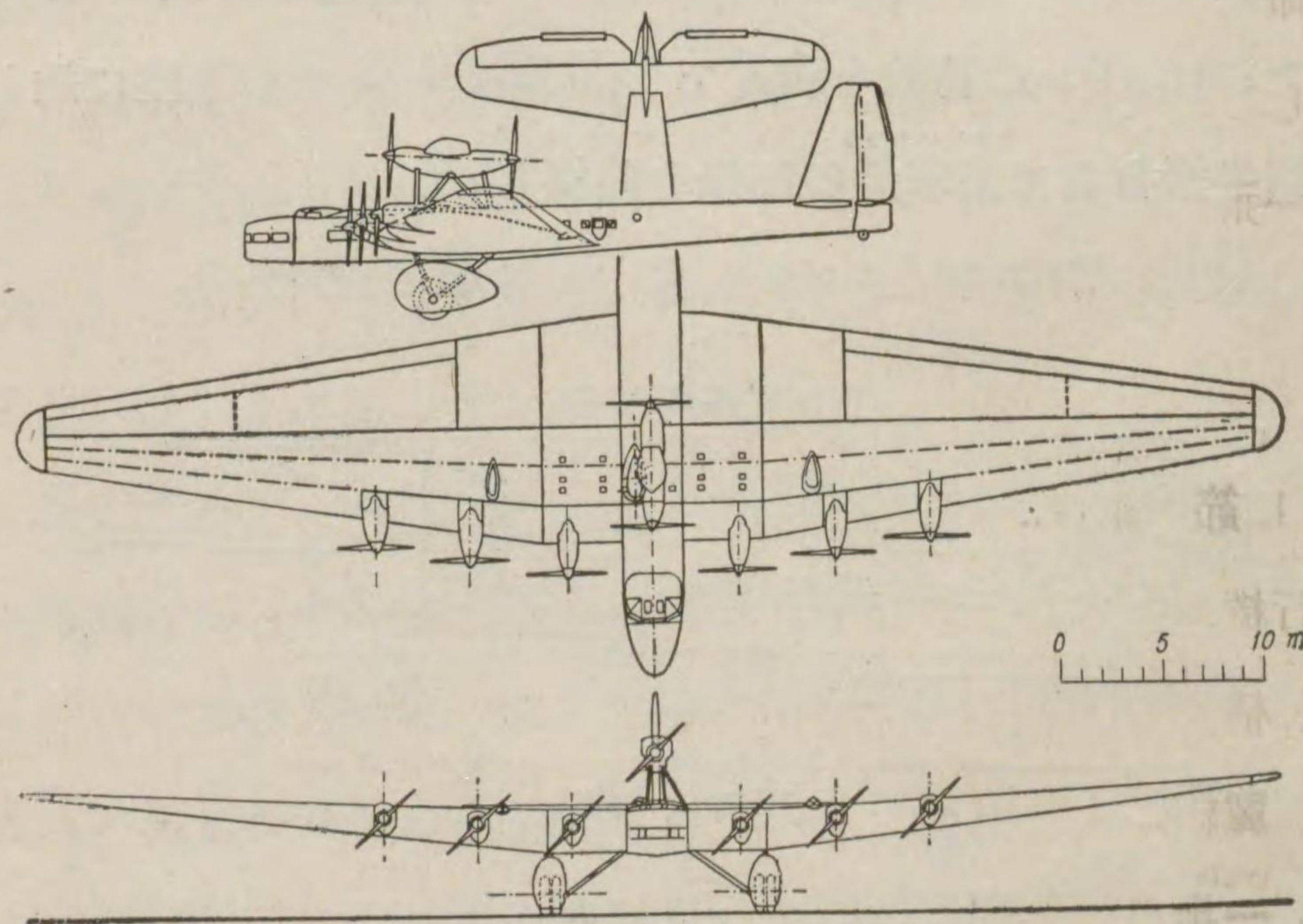
最近の大型機の數例を次の表に示す。

機 名	種 別	旅 客 數	馬 力	全備重量 (トン)	搭載量 (トン)	翼幅 (m)	最大速度 (km/時)
A N T 20 型(露)	單葉陸上機	72	8× 875	53.0	24.5	63	260
カプロニ 90 型(伊)	複葉陸上機	—	6×1,000	35.0	20.0	46.6	220
ユンカース G 38 (獨)	單葉陸上機	28	4× 800	24.0	8.7	44	216
シヨート “シイラ” (英)	複葉陸上機	39	4× 600	15.2	4.9	34.5	219
ドルニエー Do. X (獨)	單葉飛行艇	70	12× 650	52.0	24.1	48	215
ラテコエール 521 型(佛)	單葉飛行艇	72	6× 890	37.0	19.3	49.3	262
マーチン 130 型(米)	單葉飛行艇	46	4× 800	23.1	12.7	39.6	274

世界最大の陸上機は、ロシアの ANT 20 型<sup>せんてんようき</sup>宣傳用機 (第 34 圖) である。

第 34 圖

ANT 20 型 (マキシム・ゴリキー號)

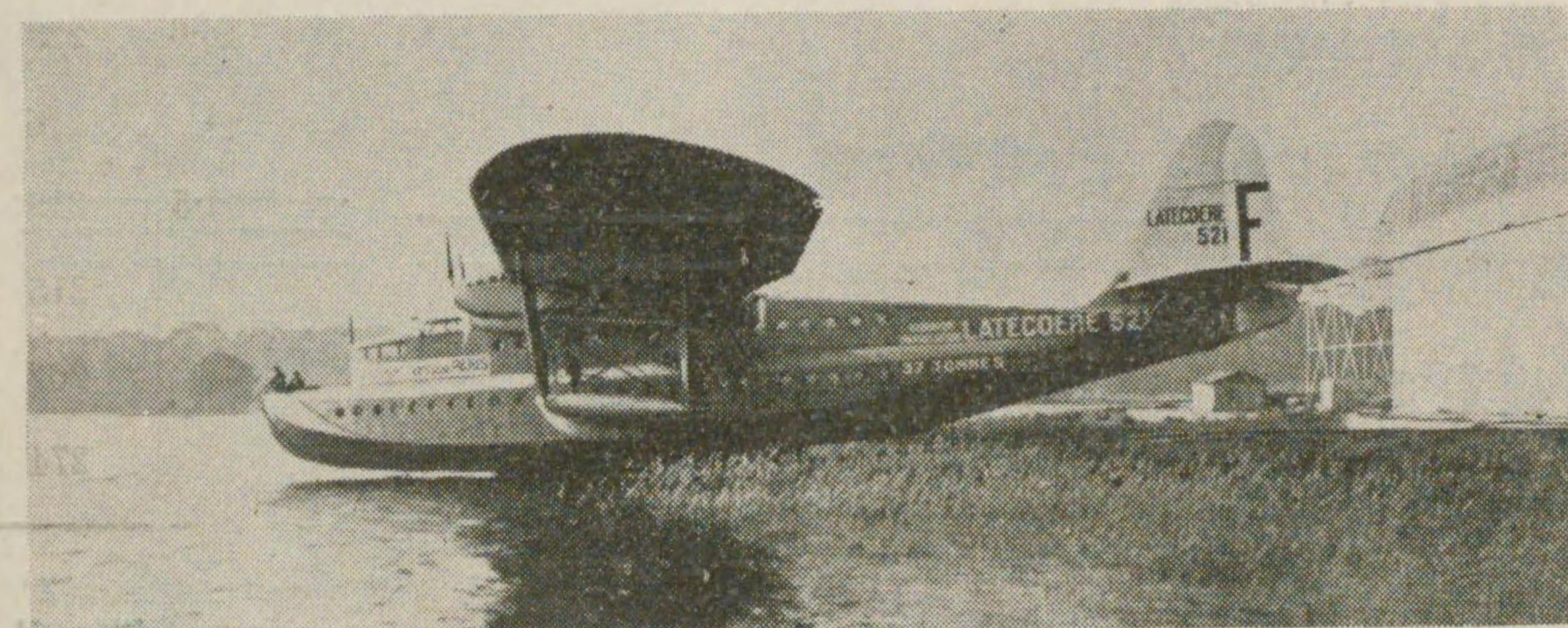


發動機 875 馬力×8, 全備重量 53,000 kg, 最大速度 260 km/時, 航續 2,500 km.

水上機の代表的な大型機として、フランスのラテコエール 521 型<sup>ひかうてい</sup>飛行艇 (第 35 圖) を擧げることが出来る。

第 35 圖

ラテコエール 521 型飛行艇



發動機イスパノ・スイザ 890 馬力×6, 全備重量 37,000 kg, 最大速度 262 km/時, 航續 4,000 km.

將來、飛行機が<sup>かうそくどかうつうきくわん</sup>高速度交通機關として、或は軍用機として、其<sup>しめいまつた</sup>の使命を完うするためには、まだまだ大型にならねばならない。かうして初めて、多數<sup>りよかく</sup>の旅客や多量の武器を積んで、遠隔<sup>ゑんかく</sup>の地點まで一飛に飛び得るのである。

第 4 章 飛行機の構造

第 1 節 構造上の區分

飛行機の用途による區分は、第 2 章に述べた通りである。今<sup>こうざう</sup>度は、構造の方面から見た區分を述べよう。

1. 翼組による區分 <sup>よく</sup>翼の組合せ方によつて、飛行機は<sup>たんえふ</sup>單葉、<sup>ふくえふ</sup>複葉、<sup>いちはんえふ</sup>一半葉に區別され、更に單葉機は其の翼の高さによつて、<sup>かうよく</sup>高翼、<sup>ちゆうよく</sup>中翼、<sup>ていよく</sup>低翼に細別される (第 36 圖 A)。



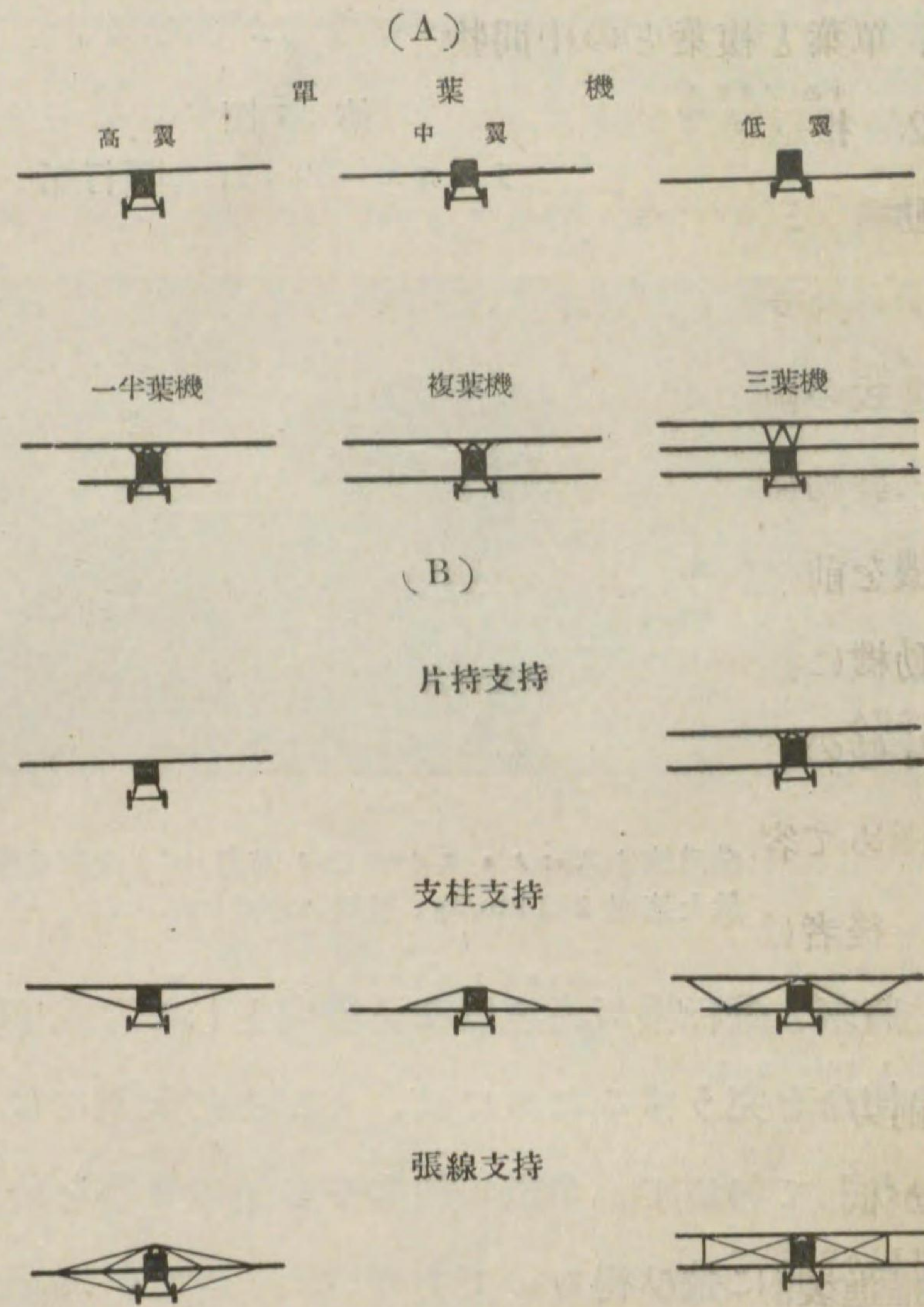
また翼の強度の持たせ方によつて、飛行機は片持支持、支柱支持、張線支持に区分される(第36圖B)。

複葉では、上下兩翼が互に干渉し(第8章9)かつ上下兩翼間に支柱、張線などがある爲に、一般に、同じ翼面積の單葉に比して、揚力が小

さく空氣抵抗が大きい。また複葉では、單葉に比して一般に構造が複雑で部品(翼間支柱、翼間張線、金具など)が多く、製作價格も高く組立調整も面倒である。

しかし、複葉は單葉に比して、翼幅が2乃至3割小さい。従つて母艦に積む飛行機など、場所に制限のある機種には大いに用ゐられる。飛行中に働く空氣力によつて、翼は曲と振りを受けるが、この際、構造の高さが高いほど軽くて丈夫である。従つて、複葉は單葉に比して軽く出来る譯である(第4章第2節2)。

第36圖



一半葉機は、複葉の1翼を著しく小さくしたものであるから、單葉と複葉との中間物である(第8章9)。

2. 推進装置による区分 發動機の数によつて、單發動機、二發動機、三發動機、多發動機附飛行機に区分する。

プロペラを前に付けた牽引式、プロペラを發動機の後につけた推進式の區別も必要である。

二發動機には、發動機を兩舷の翼に取付ける双發動機型と、發動機を前後に一直線上に置き、前方發動機に牽引プロペラ、後方發動機に推進プロペラを付ける串型配置のものがある。前者では片舷の發動機の絞瓣を閉ち、片舷のものを開いて、地上の旋回が極めて容易である。これは特に水上機で賞用される特長である。後者は二つの發動機を一つのナセルに入れて、構造がまとまりよく、空氣抵抗も小さい。しかし、後方プロペラが、ナセル及び前方プロペラで攪亂された氣流の中で働くから、プロペラの效率が低くなる缺點がある。

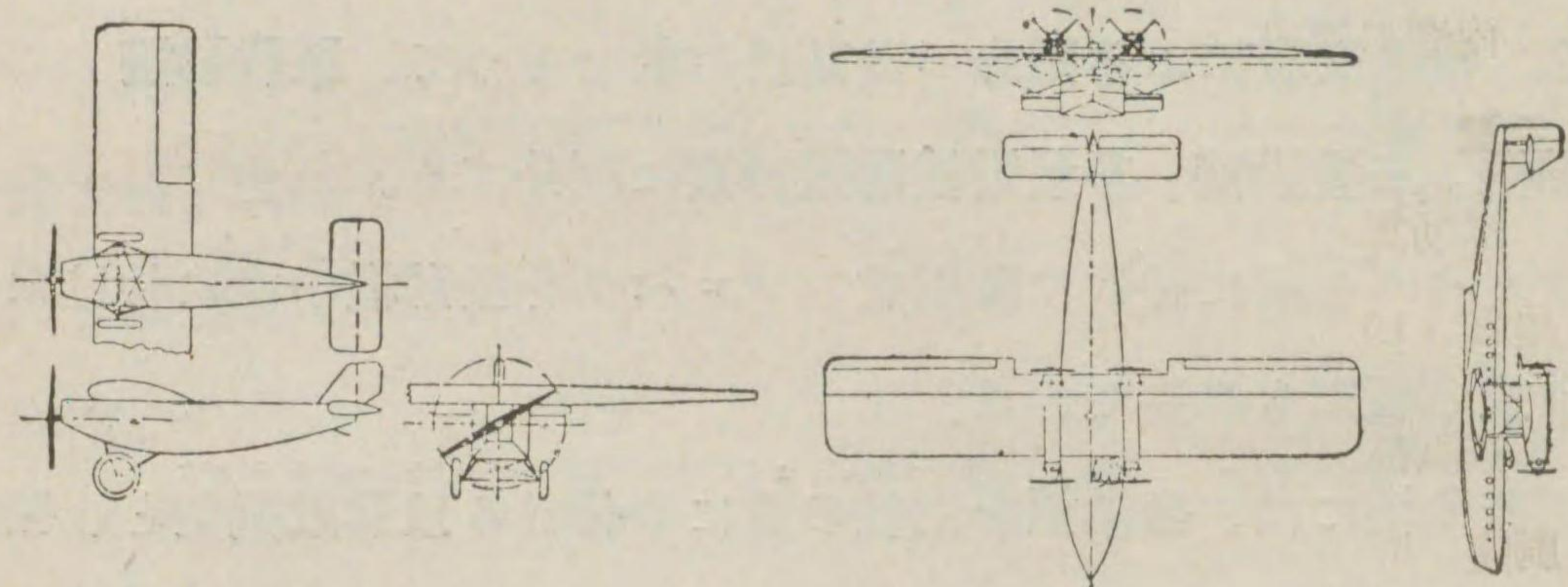
推進装置に故障が起つても、直ちに不時着陸する必要がないから、三發動機以上の多發動機附の飛行機は安全である。最近の優秀機では、可變ピッチプロペラ(第9章第2節3)の採用によつて、双發動機の片舷の發動機が止つても2,000mまで上昇出来る(ダグラス旅客機など)。

3. 降着装置による区分 降着装置によつて、陸上機(海軍で母艦の上で用ゐるときは艦上機)、水上機及び水陸兩用機に分つ。水上機は浮舟水上機と飛行艇に細別する。近頃はまた此の他に、橋脚飛行機があつて、シベリア、カナダ、北歐諸國など寒國で氷



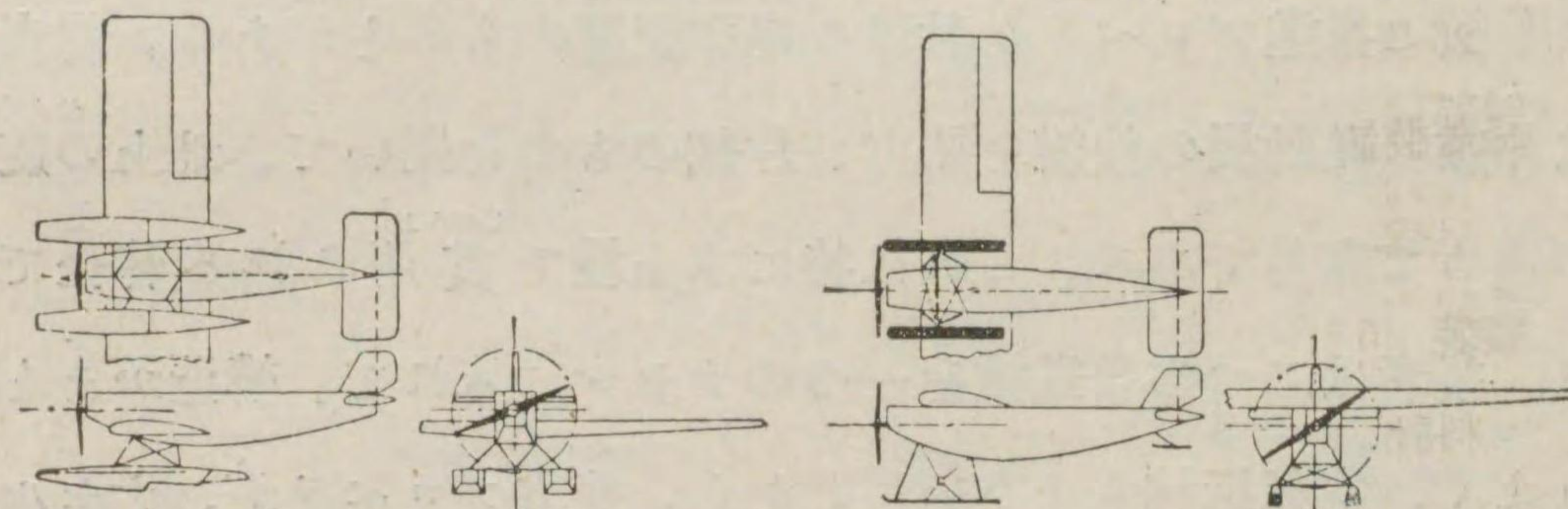
雪の上から離着陸する (第 37 圖)。

第 37 圖



陸上機

飛行艇

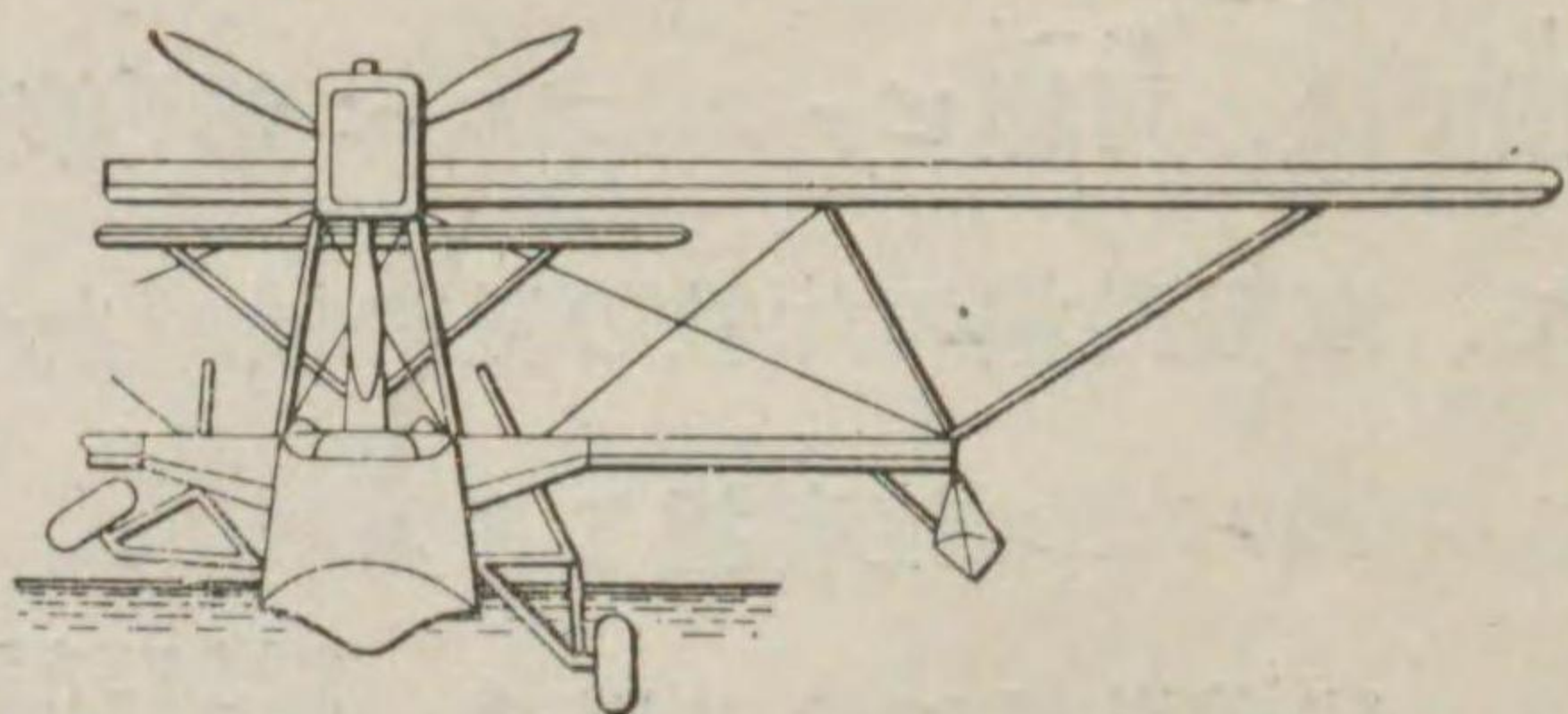


双浮舟水上機

スキー飛行機

第 38 圖

水陸兩用機といふのは、浮舟または艇を持ち、その上へ上げ下し出来る車輪を持つてゐて、水上から離着陸する時には之を上げ、陸上から離着陸する時には車輪を使用する (第 38 圖)。



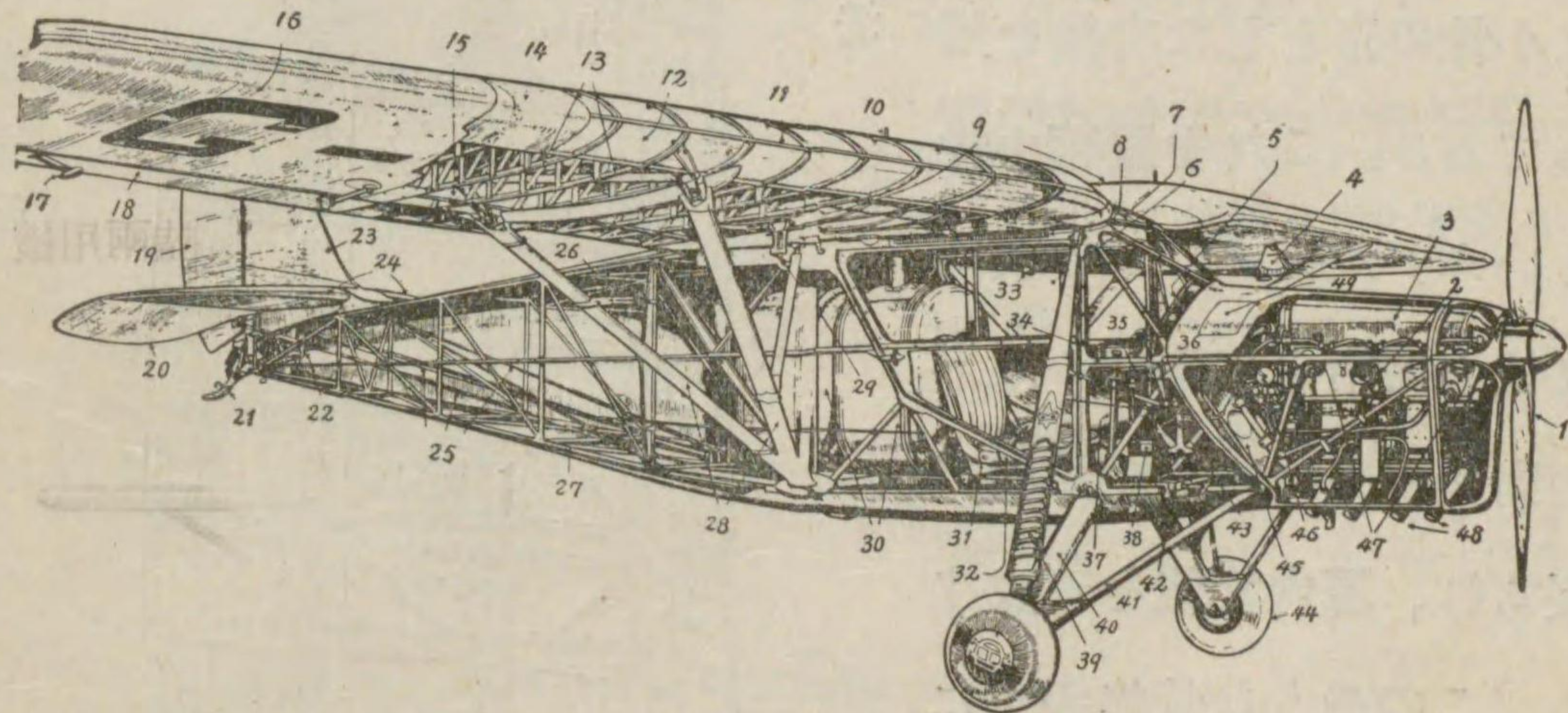
第 2 節 飛行機の構造部分

1. 各部の名稱 第 39 圖の單葉機を 1 例にとつて、各部の名稱を示す。

飛行機の各部の名稱

- 發動機周 1 プロペラ. 2 氣化器. 3 發動機. 48 排氣管. 30 主燃料槽. 9 翼内燃料槽.
主翼 16 主翼. 12 前桁. 15 後桁. 11 前縁. 14 前縁整形板. 13 翼小骨. 18 補助翼. 17 補助翼重量釣合. 28 翼支柱.
尾翼 19 方向舵. 20 昇降舵. 23 垂直安定板. 24 水平安定板. 22 水平安定板調節装置.
胴體 27 胴體枠組 (羽布張). 47 發動機架. 45 防火隔壁.
操縦装置 37 操縦桿. 42 踏棒. 43 水平安定板調節槓杆. 36 車輪制動槓杆. 25 操縦索.
降着装置 39 緩衝脚支柱. 41 前方脚支柱. 40 後方脚支柱. 44 車輪. 21 尾樑.
艙装 5 計器盤. 4 風板速度計. 26 ピトー管速度計. 34, 38 羅針盤. 35 燃料計. 29, 33 翼内槽燃料計. 31 操縦席. 32 安全帶. 49 工具箱.

第 39 圖 飛行機の構造部分



イギリスのデ ハビランド “プス モス” 輕飛行機

2. 翼組の構造 主翼の構造には、枠組式と内力外皮式との二つがある。

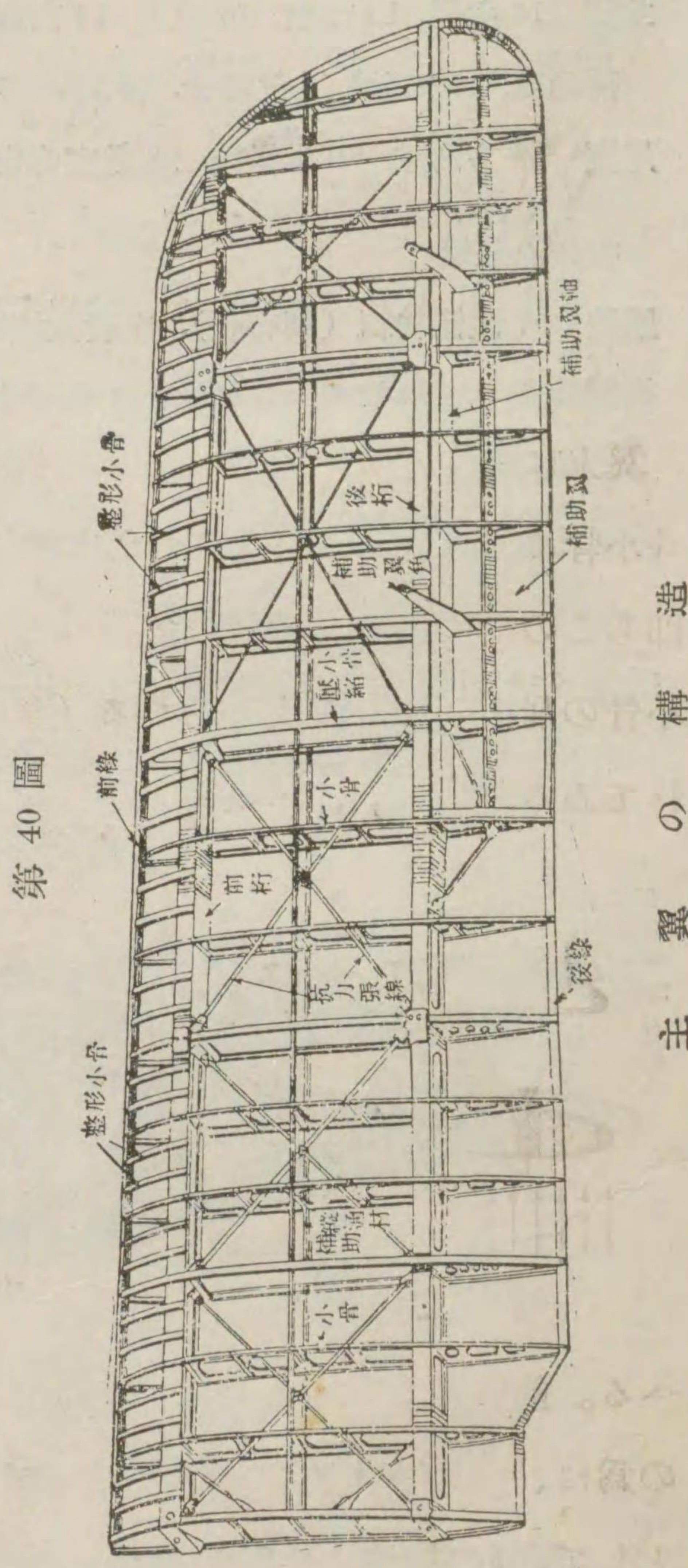
枠組翼 枠組翼とは、木材または金屬で出來た骨格に羽布 (第



5章第2節1)を張つたもので、翼に働く外力を骨格だけで受持たせる構造のものである。

第40圖には、ごく普通の木製枠組翼の羽布を剥いで骨格だけを示した。このうち最も主要な部分は、翼幅の方向に通つてゐる梁即ち翼桁である。これに、翼断面の形に作られた翼小骨が約30cmの間隔で取付けられる。前後兩桁の間に翼内支柱（普通の翼内支柱は断面が四角または圓形などの唯の支柱であるが、第40圖の例では小骨の形をした支柱を用ゐてゐる。これを壓縮小骨といふ）がある。この翼内支柱と兩桁とで形作る矩形の對角線上に抗力張線が張られ、翼内枠組を形成する。このやうな骨格の上に羽布を張り渡して、主翼全體に翼断面の形を與へる。

金屬枠組翼は、これ等の構造部分を鋼またはデュラルミンの管或は断面材で置換へた形のものであつて、外皮としてやはり羽布

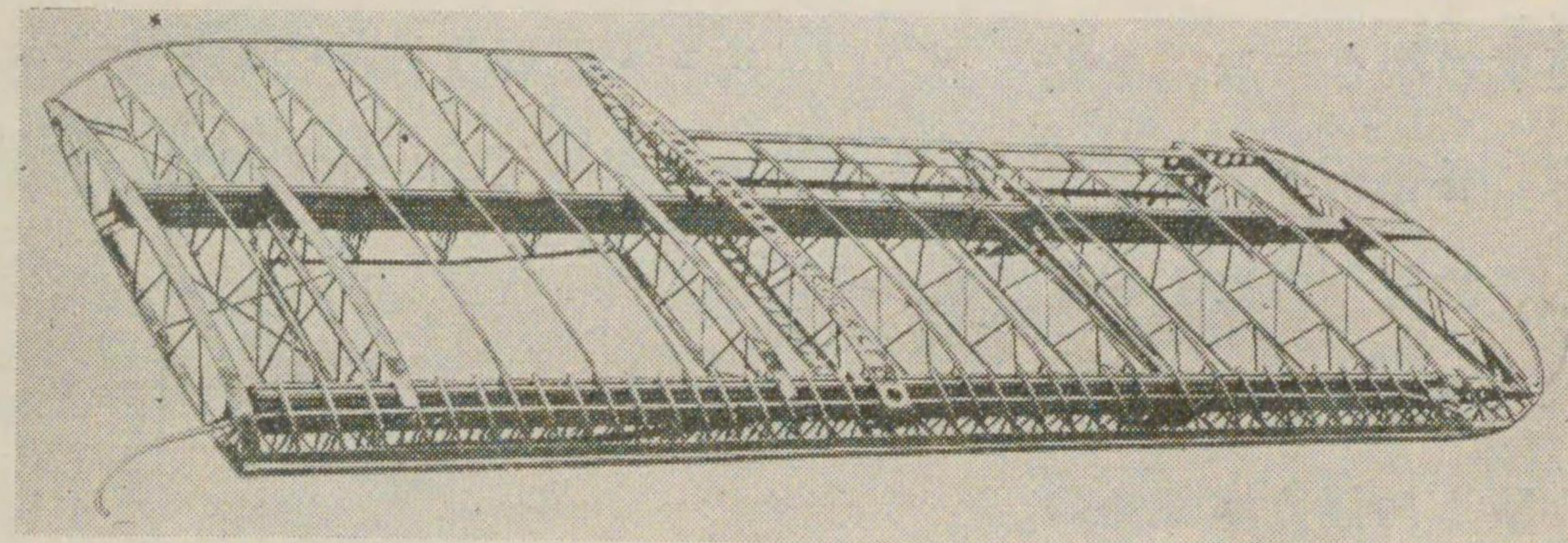


第40圖

構造の翼主

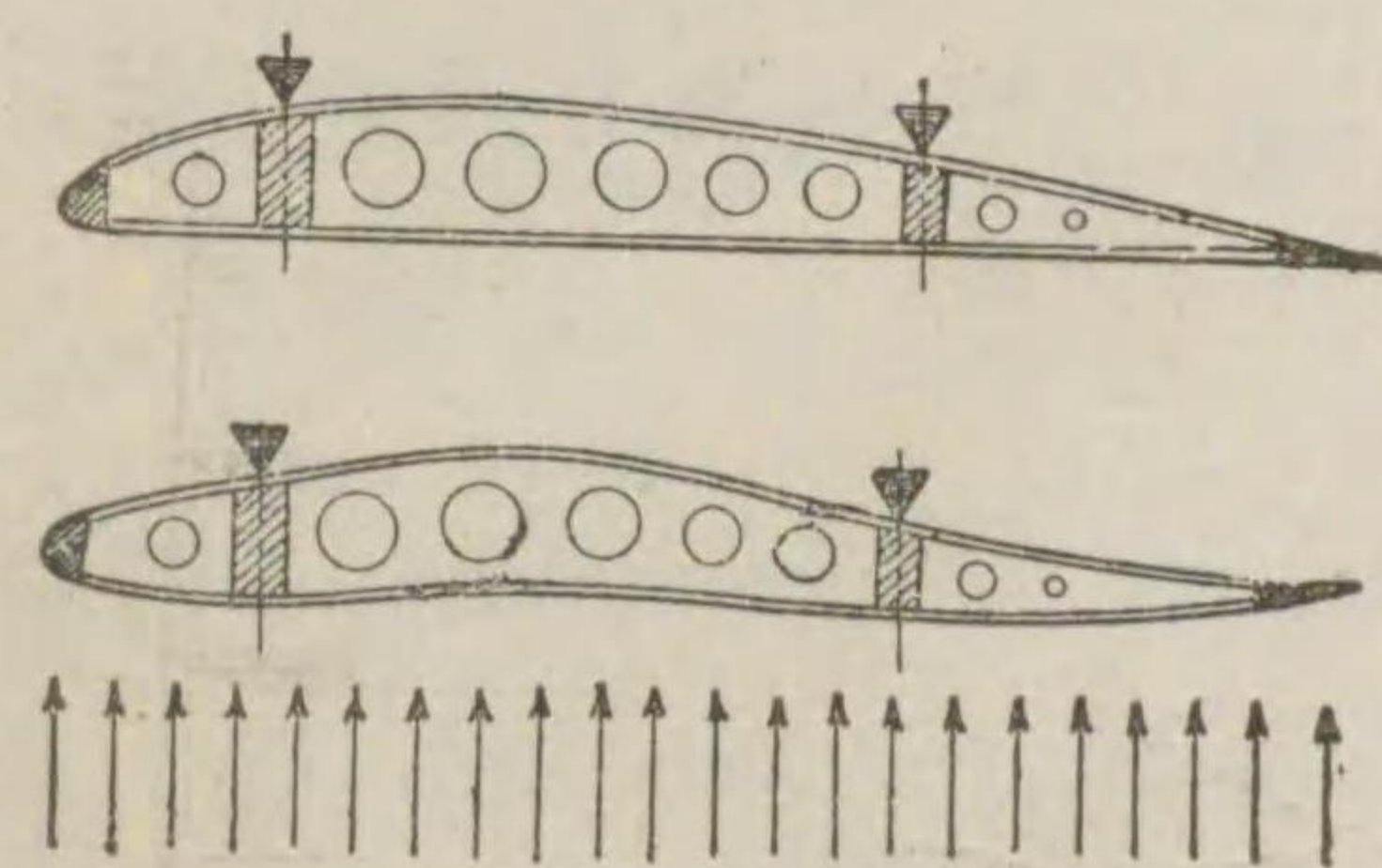
を用ゐる。第41圖はイギリスのブリストル“ブルドック”戦闘機の鋼製の枠組翼である。

第41圖



翼上に働く空氣の壓力は、先づ羽布に働く。次にこれが羽布から小骨に傳り、小骨から更に桁に傳り、遂に胴體にまで達する。即ちこの空氣力の、翼弦に直角な法線分力（第8章7）は、先づ小骨の屈曲によつて支へられる（第42圖）。小骨は桁に取付けられてゐるから、支點の反力として、その負荷を前桁及び後桁に傳

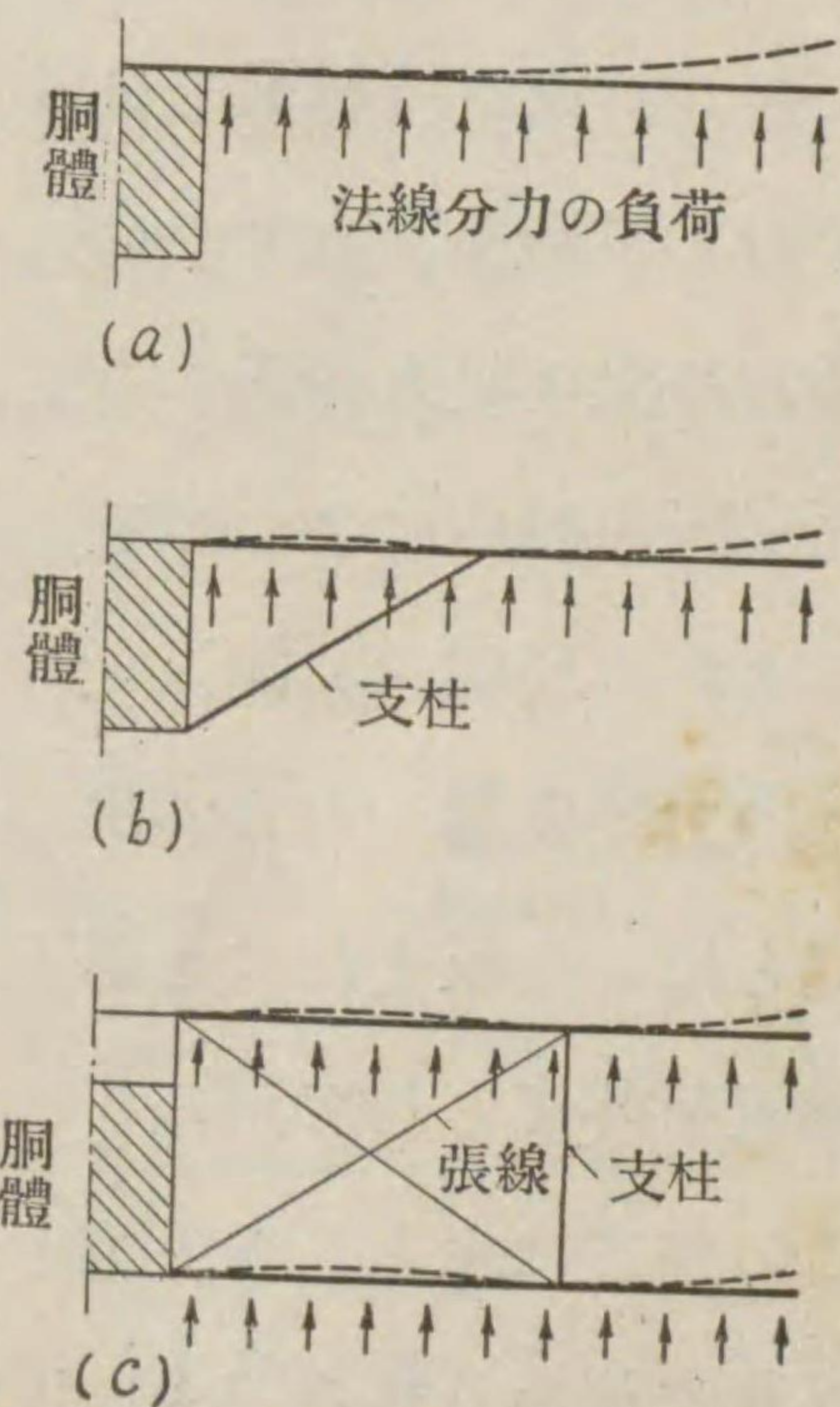
第42圖



小骨の屈曲

へる。前後兩桁は各小骨からの負荷の爲に、附根で固定された片持の梁として、屈曲を受け（第43圖a）、結局その附根の反力として、負荷を胴體に傳へる。これは片持單葉の場

第43圖



(a)

(b)

(c)



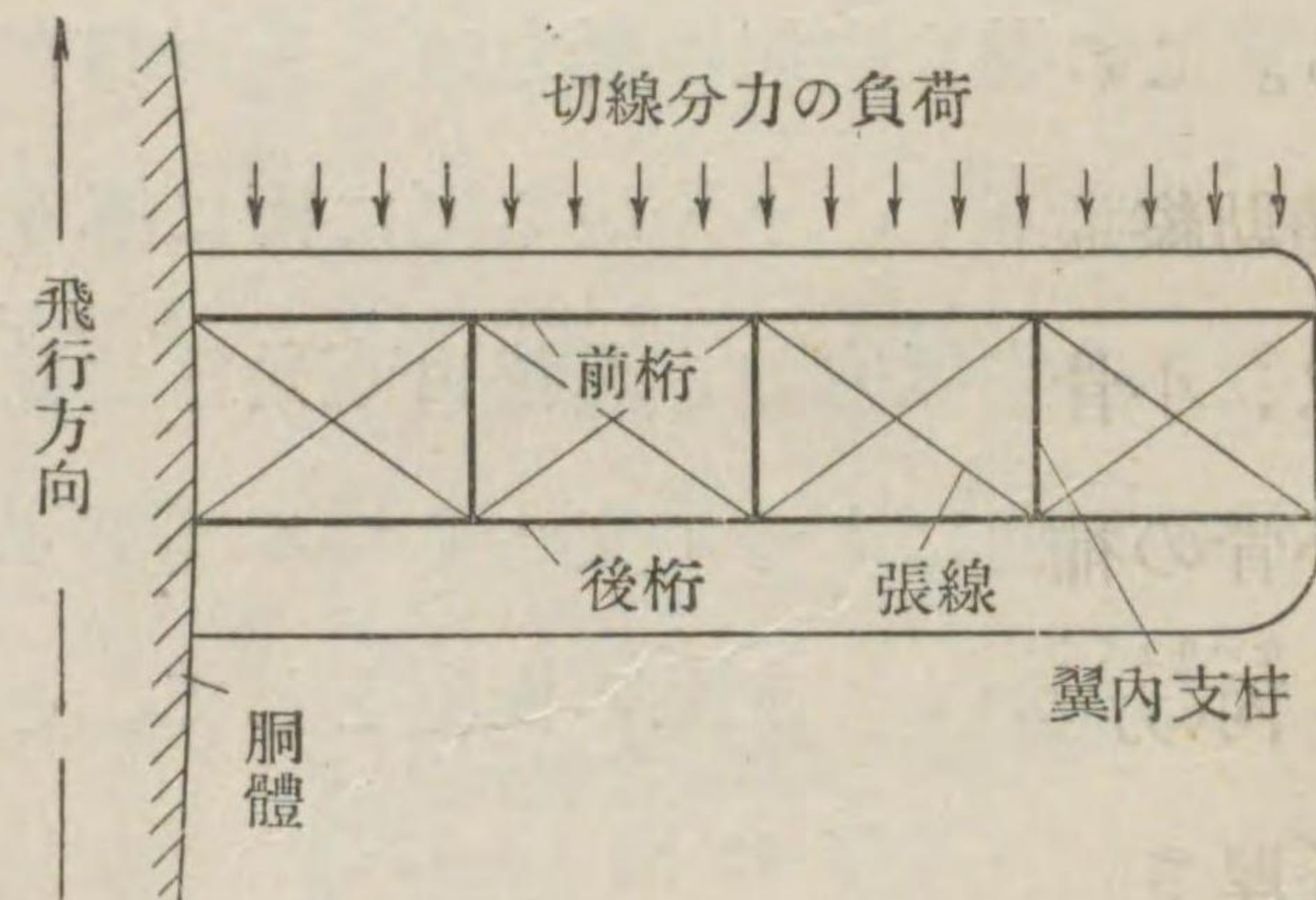
合であるが、単葉でも支柱または張線支持のある場合には、桁及び支柱または張線の附根で負荷を胴體に傳へる（第 43 圖 b）。この場合、支點より内側では、桁は屈曲と同時に壓縮をも受ける。複葉の場合には、上翼と下翼の各前桁と翼間支柱と張線で前方枠組、各後桁と翼間支柱と張線で後方枠組の二つの翼間枠組を形成し、法線分力による負荷は、これら二つの枠組の屈曲によつて支へられる（第 43 圖 c）。

翼上に働く空氣力の、翼弦の方向の分力即ち切線分力（第 8 章 7）によつて、翼は後方に折曲げられようとする。この負荷は翼内枠組によつて支へられる（第 44 圖）。また振り負荷は、単葉では前桁と後桁の、複葉では前方枠組と後方枠組の方向反對の屈曲によつて支へられる（第 45 圖）。

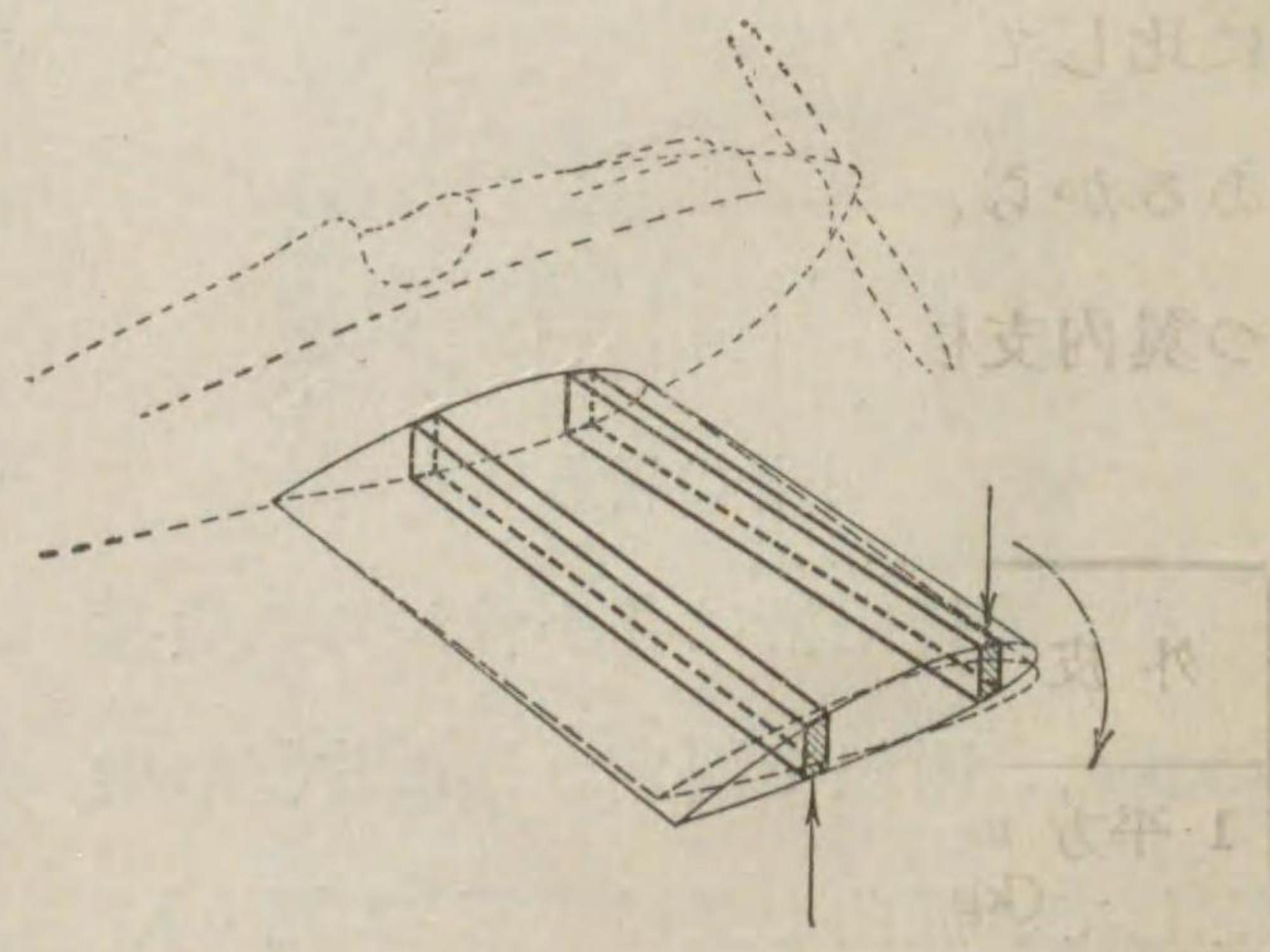
内力外皮翼 内力外皮翼とは、合板または金屬薄板を外皮として用ゐる、

この外皮に主として外力を受持たせる構造のもので、多くは片持單葉に用ゐられる。第 46 圖はデュラルミン製の内力外皮翼の構

第 44 圖

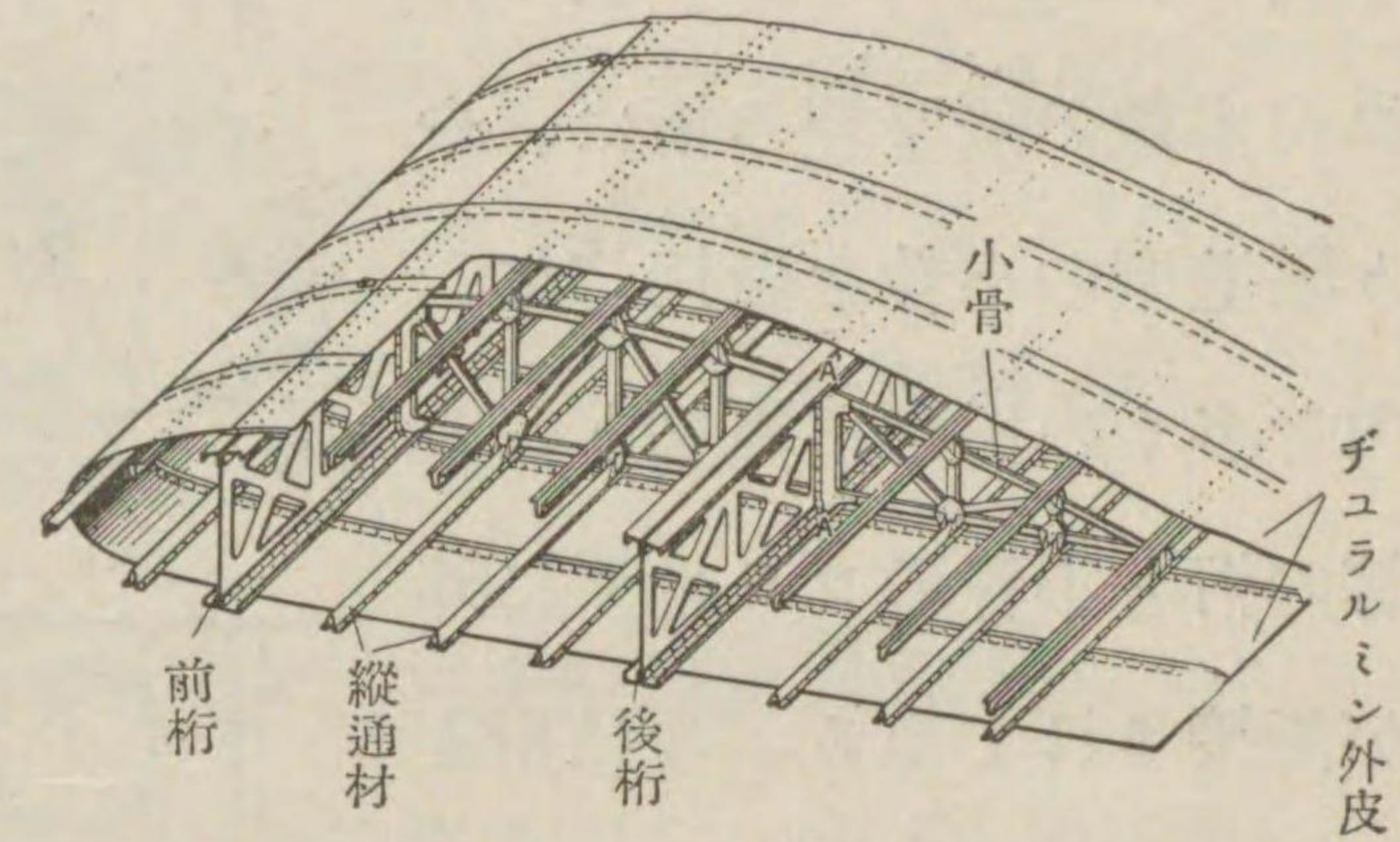


第 45 圖



造の例である。前後 2 本の比較的薄肉でかつ肉抜のある I 型断面の桁に、枠組小骨を取付け、桁と平行に、十數本の開き断面材の補助縦通材を小骨に取付けてあ

第 46 圖



る。これ等の桁及び補助縦通材に、デュラルミン薄板の外皮が鋸接されてゐる。外皮は、小骨と平行な継目で其の縁を内側に折曲げられ、この部分を小骨の補助にしてゐる。

ミュロー 140 T 型機 (フランス) のデュラルミン製内力外皮翼

内力外皮翼の金屬製のものでは、主としてデュラルミン薄板（厚さ 0.5~0.8 mm）を用ゐる、木製のものでは主として合板（厚さ 1 mm 内外）を用ゐる。次の表に示す如く、斯様な外皮は羽布に比して著しく重いが、これに負荷の大部分を分擔させるのであるから、小骨や桁など内部の構造部分が比較的軽く済み、かつ翼内支柱や抗力張線を省くことが出来る。

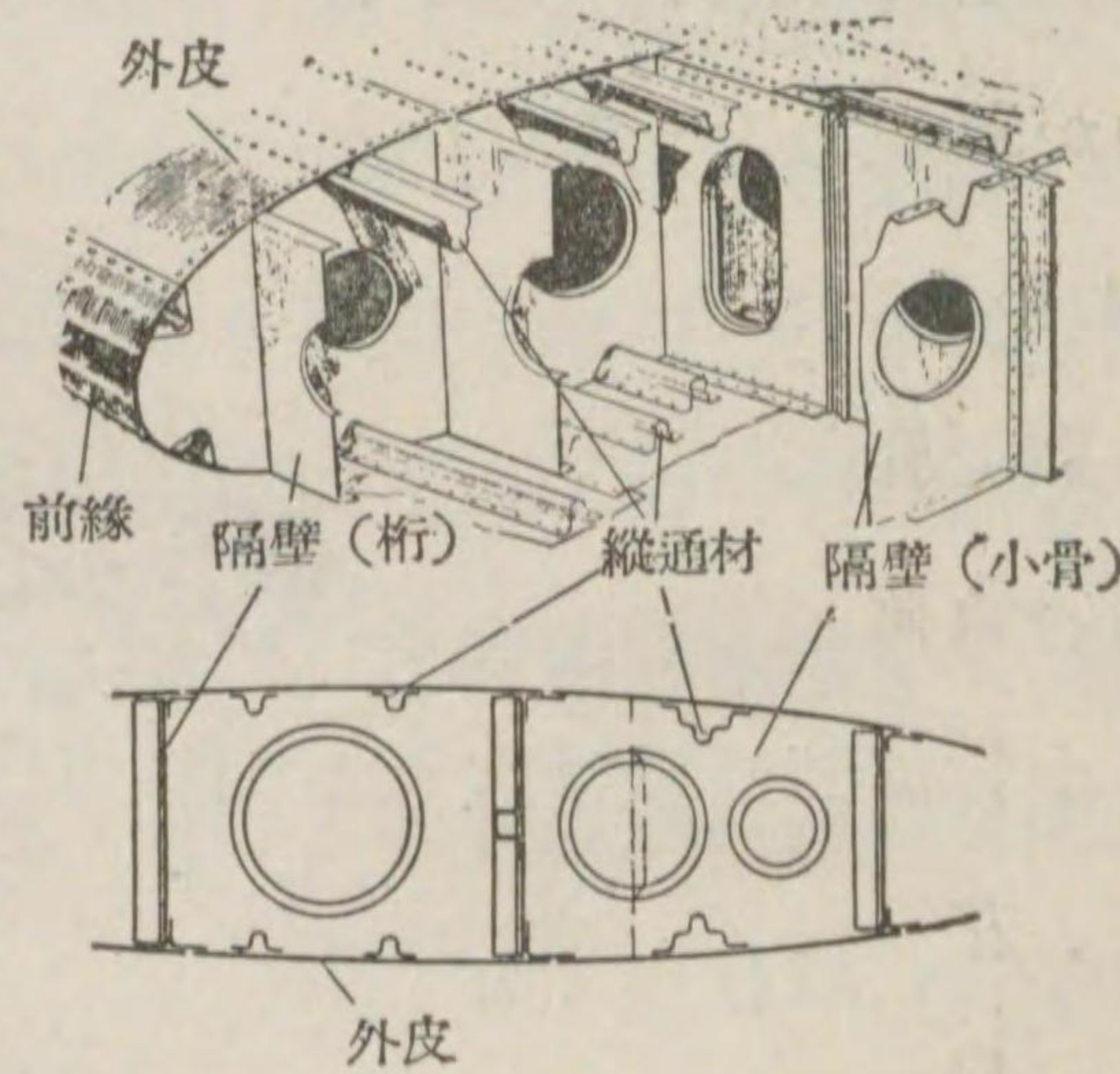
外皮の種別	羽布 (塗料 7, 8 回塗る)	合板 (厚さ 1 mm)	デュラルミン板 (厚さ 0.5 mm)
1 平方 m の重さ (kg)	0.30	0.70	1.43

金屬内力外皮翼には、もう一つ構造の根本的に異なつたものが



ある。即ち第 47 圖に示す翼が此の例で、デュラルミン板で作られた多数の隔壁型の桁に、やはり隔壁型の小骨を鋸接して、翼内を多くの桁形に区切り、これ等の桁と小骨のフランジに外皮が鋸接されてゐる。なほ桁と桁の間に、これに平行に、開き断面材の補助縦通材を通し、外皮に鋸接してある。この構造は謂はゆる多割式と呼ばれるもので、最近の片持單葉の優秀機に多く採用されてゐる。

第 47 圖



ノースロップ 2 E 型輕爆撃機 (アメリカ) のデュラルミン製内力外皮翼

多割式の内力外皮翼は、翼全體を 1 本の梁と看做すことが出来るもので、空氣力の法線分力による屈曲負荷は、主として上側及び下側の外皮 (及び縦通材) の夫々壓縮内力及び延伸内力で受けられ、切線分力による屈曲負荷と、振り負荷とは、殆ど全部外皮の剪斷内力で受けられる。結局の破壊は外皮の屈まり (バックリング) で生ずる。多割式構造にするのは、外皮の幅と長さを小さくして、この屈まりに對する強さを増すためである。

翼の單位面積の重さは 8~15 kg/m<sup>2</sup> である。片持單葉の翼では此の數字は大きい。しかし支柱、張線などの翼外支持構造部分がないから、空氣抵抗が尠く、飛行機全體としては却つて利益であることが多い。

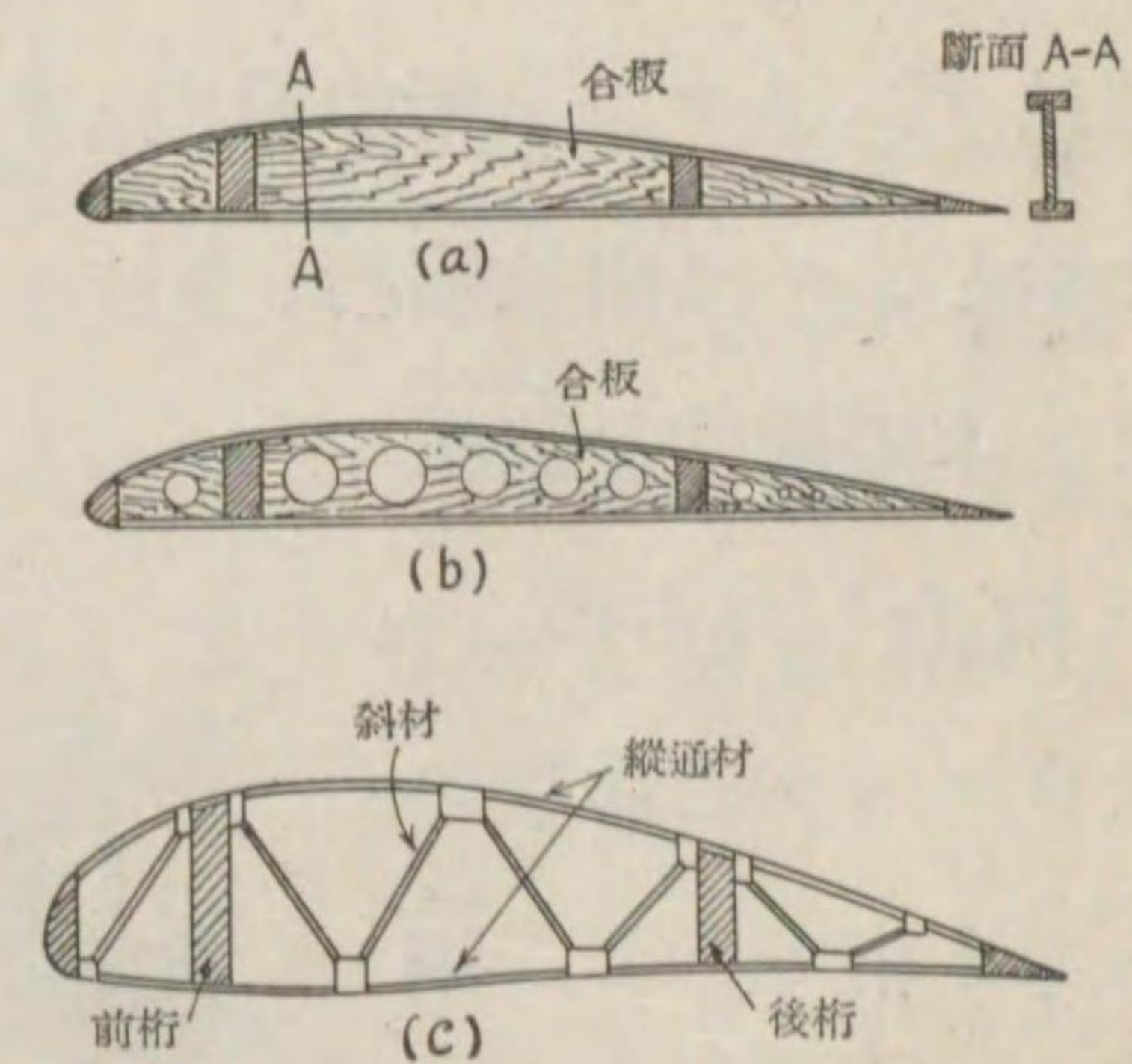
**翼小骨** 小骨の役目は前にも述べた通り、負荷を翼外皮から翼

桁に傳へるに在る。第 40 圖が單葉機の翼の半分とし、この上に 720 kg の壓力が働き、小骨は等間隔にあり、かつ翼上に働く壓力が翼端まで一様に分布されてゐるものとすれば、小骨が大體 19 あるから、1 本について  $\frac{720}{19} = 37.9$  kg の負荷を受ける。飛行機が旋回したり、急に引起されるやうな場合などには、この數倍の負荷を受ける。

小骨は上記の負荷を受けても、外皮や補助縦通材などによつて、左右に倒れぬやうになつてゐるから、第 42 圖に示した如く、屈曲負荷を受けて前桁及び後桁を支點として撓むばかりである。

この屈曲負荷を受けるのに、板小骨 (a)、肉抜小骨 (b)、枠組小骨 (c) の構造がある (第 48 圖)。第 48 圖は木製の小骨であるが、金屬機でも、デュラルミン薄板の肉抜小骨や、デュラルミンの断面材を節々で鋸接し、或は薄肉鋼管を節々で鋸接または熔接した枠組

第 48 圖



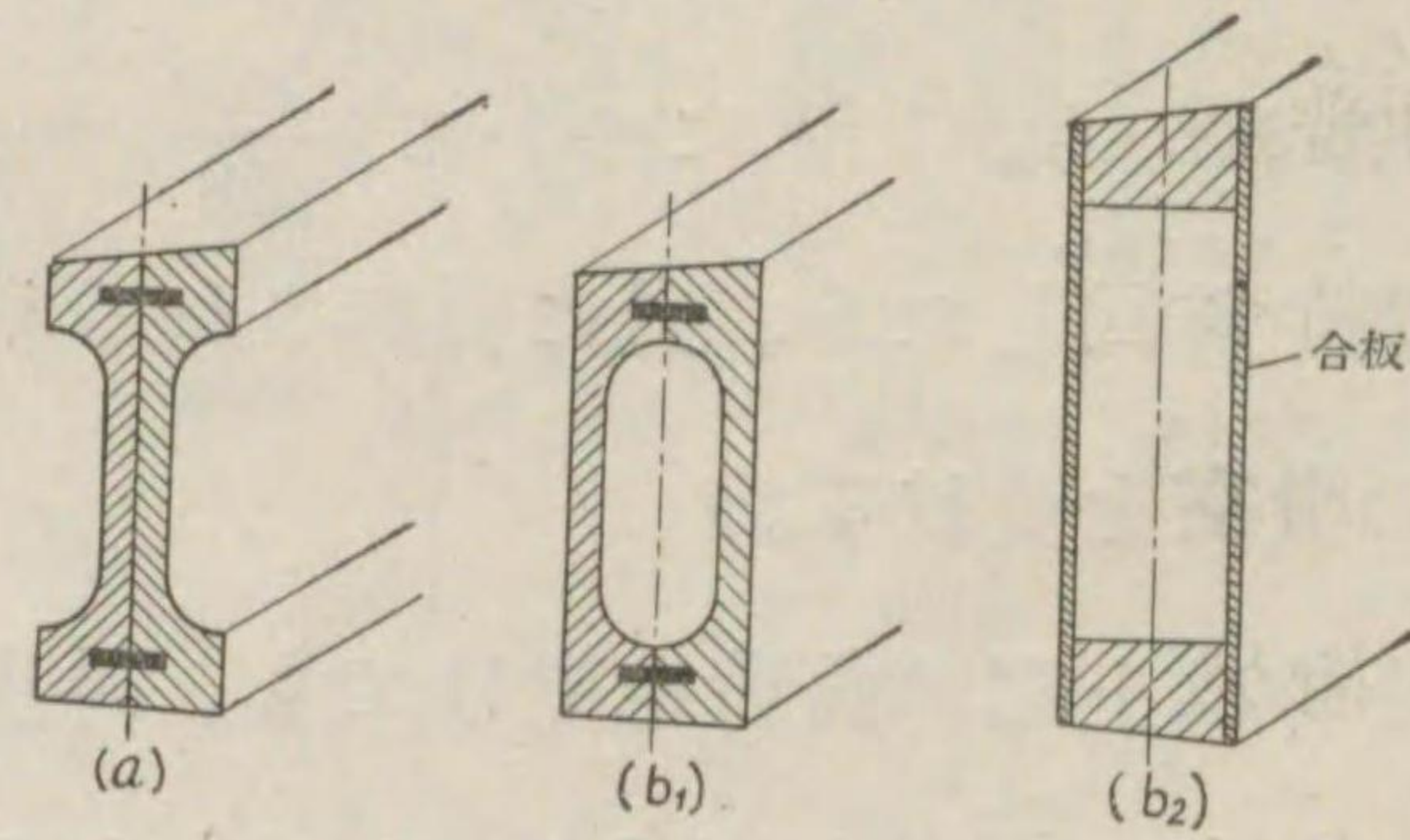
小骨を用ゐる。同じ強さに對して設計すると、板小骨に比して肉抜小骨は軽く、枠組小骨は更に軽いのが普通である。

**翼桁** 空氣の壓力は各小骨毎に箇々の負荷となつて桁に傳る。このほゞ等間隔の散在負荷によつて、桁は屈曲を受け、第 43 圖に示したやうに撓む。支持のある單葉や複葉では、桁は屈曲と同時に壓縮をも受ける。しかし、桁の主要内力は屈曲であるから、



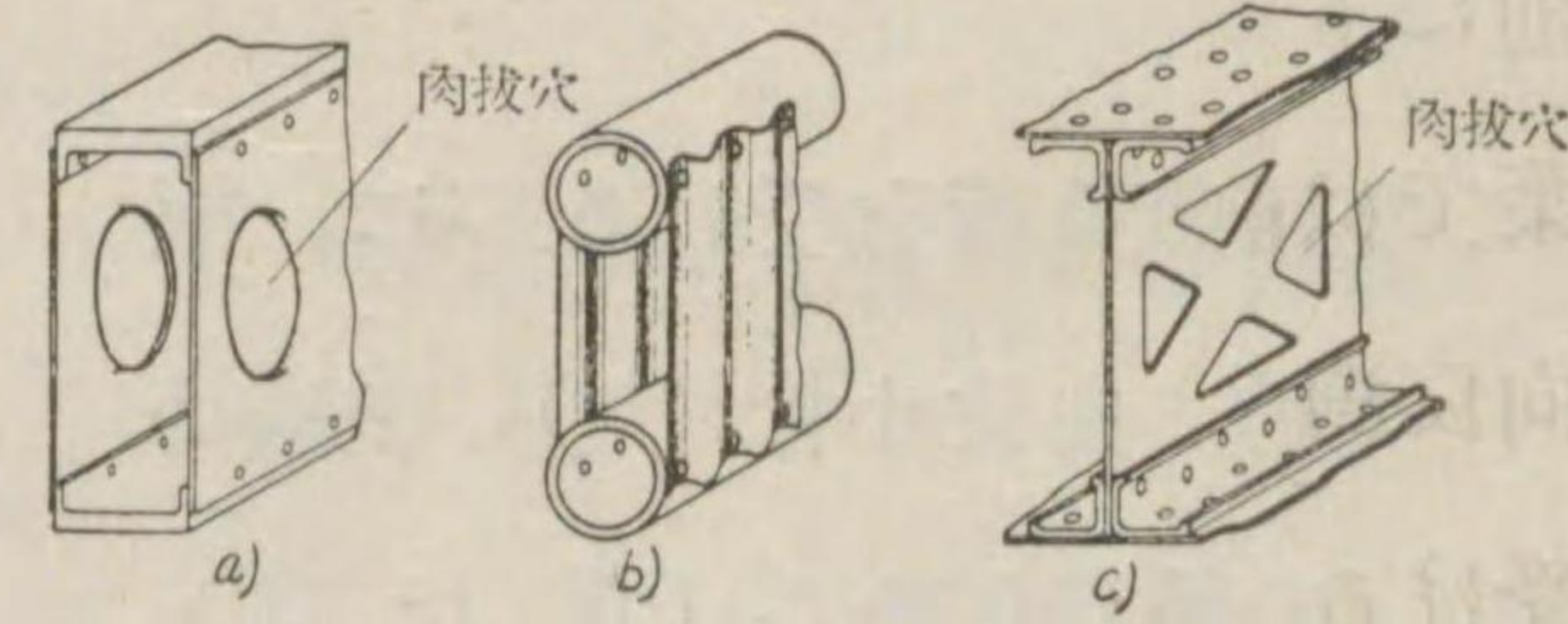
小骨の板、肉抜、枠組の構造に相当して、アイ桁、箱桁、肉抜桁、枠組桁などがある。

第 49 圖は木製桁の構造を示し、a は I 桁、b<sub>1</sub>、b<sub>2</sub> は箱桁である。概していへば、a、b<sub>1</sub> は桁の高さが低いものに用ゐ、b<sub>2</sub> は桁の高さが高いときに用ゐられる。



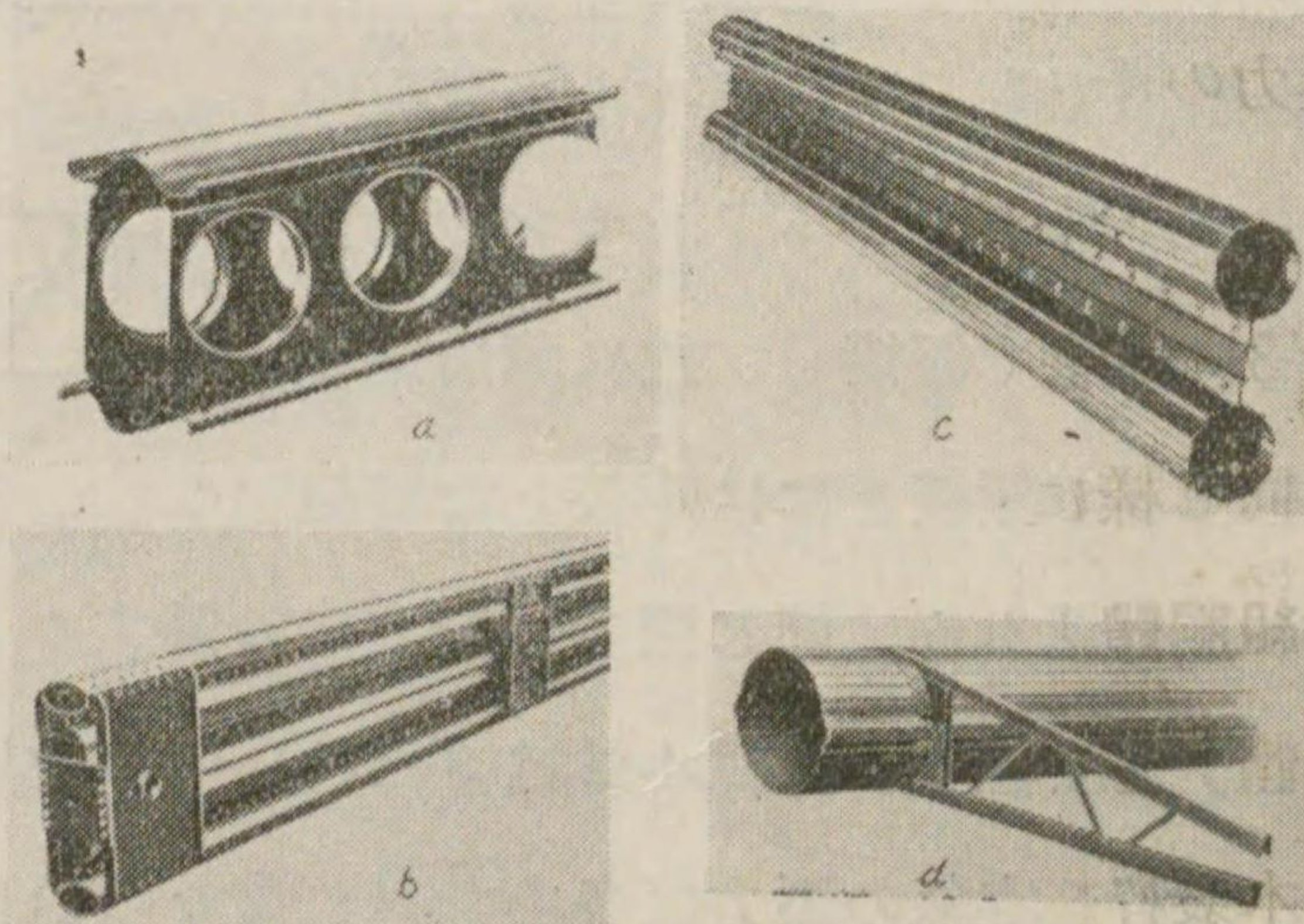
第 49 圖

金属桁は、デュラルミン又は鋼で作られ、その構造は多種多様である。第 50 圖はデュラルミン桁の構造を示し、a は肉抜箱桁、b は 2 本の圓管を波板



第 50 圖

で結合したもの、c はウェッジに肉抜のある I 桁である。鋼桁を第 51 圖に示す。



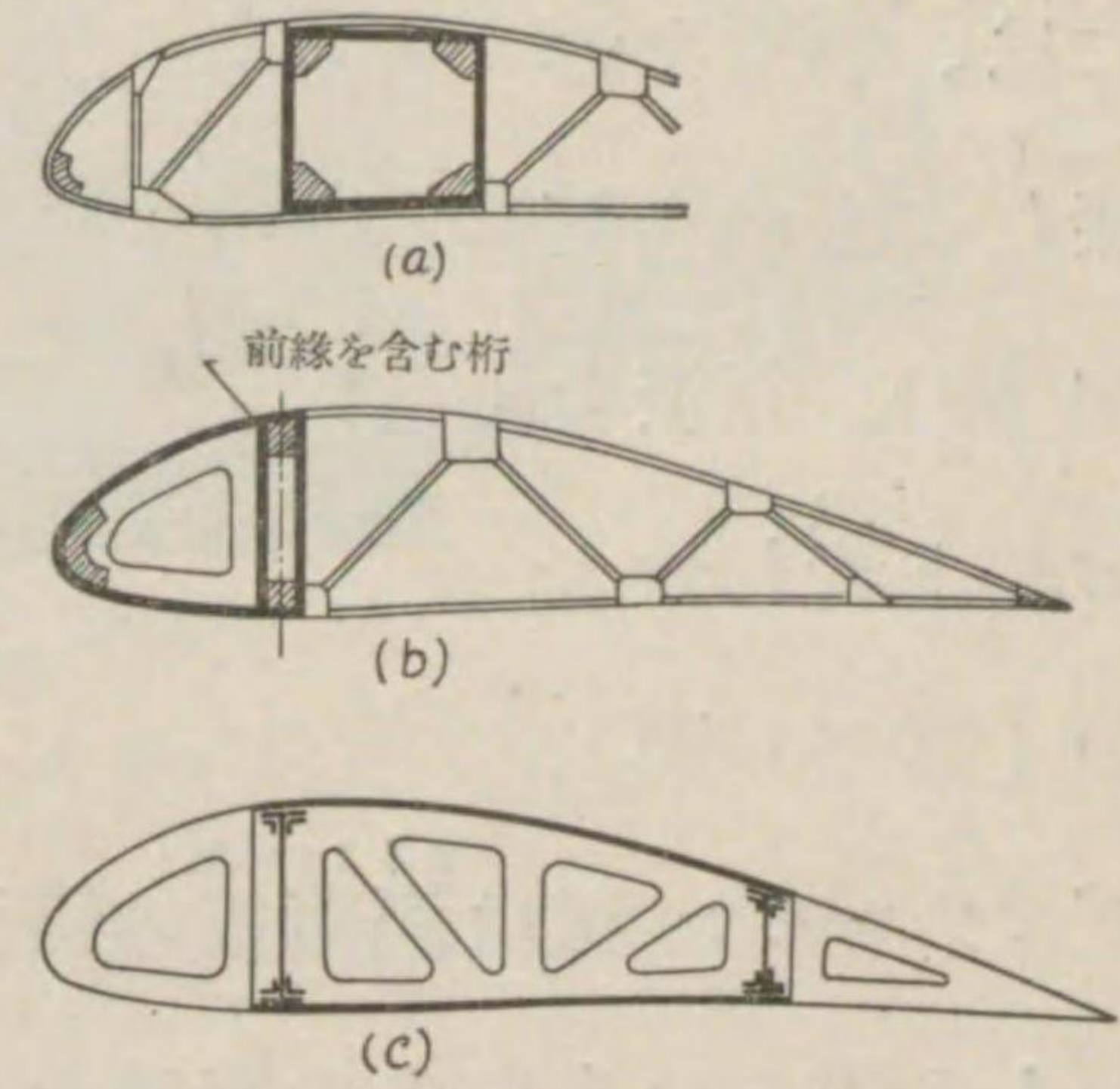
第 51 圖

これ等は鋼薄板の断面材を鋸接して作られたものである。

桁は、切線分力によつて翼面内にも屈曲を受け、かつ支柱や張線のある場合には、長柱の壓縮を受けて翼面内に屈曲しようとするから、小骨のやうな薄い断面でなくて、相當の厚みを要する。

箱桁は、I 桁と重さの點では殆ど同じであるが、この切線分力及び長柱壓縮に對して強い。

第 52 圖



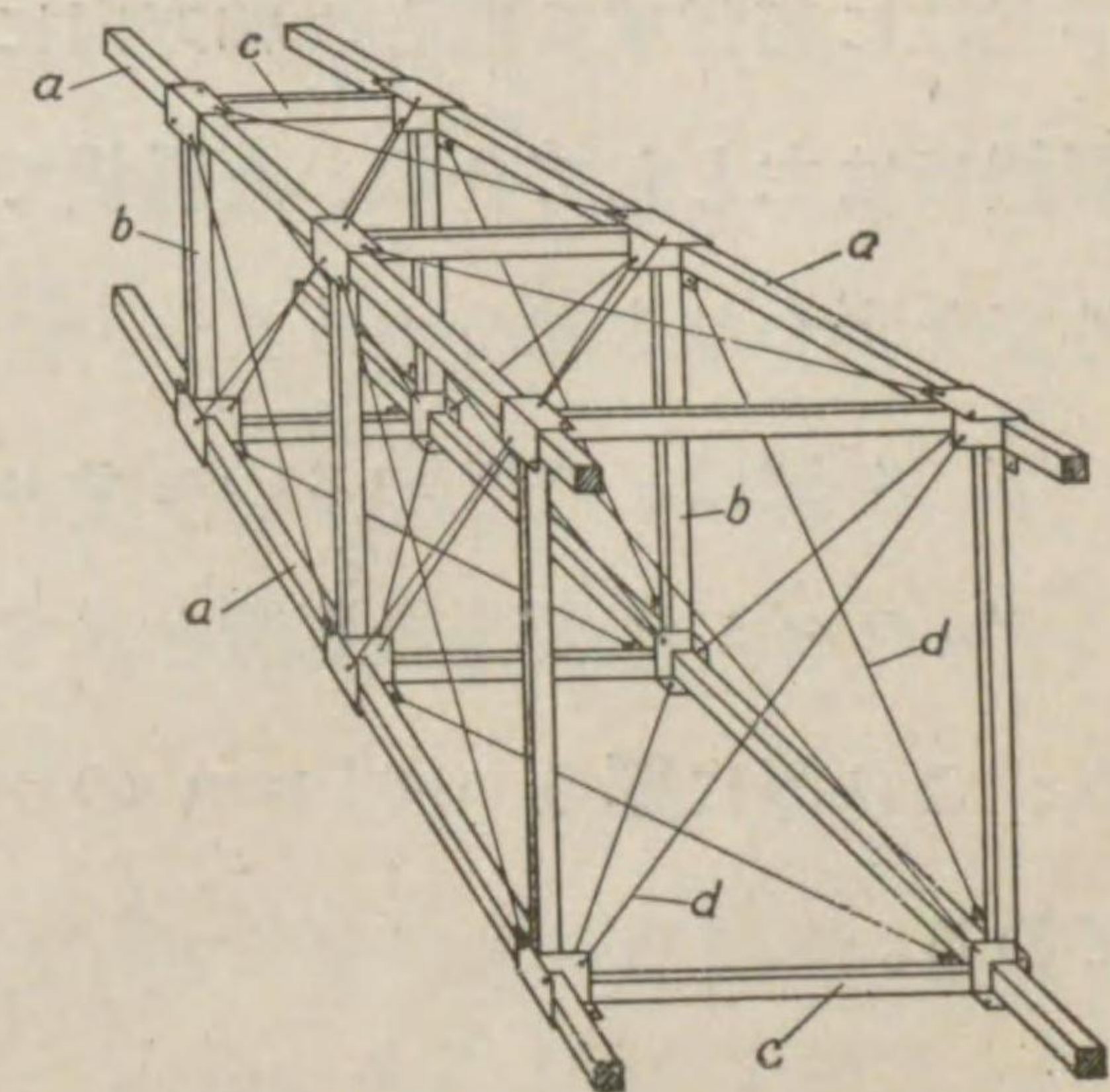
極普通の主翼は、前後 2 本の桁を持つてゐるが、小型の飛行機、滑空機、片持單葉機などでは、桁が 1 本しかない翼を用ゐることがある。第 52 圖は、この一本桁の翼の構造様式を示したものである。

前にも述べた通り、前後兩桁をもつ翼は、振り負荷に對して、單葉では前桁及び後桁の、複葉では前方枠組及び後方枠組の夫々方向反對の屈曲で受けるが、一本桁では桁が直接振りモーメントを受ける。従つて、これに對して十分な強さを與へるために構造が重くなるから、翼幅に對して翼弦長の小さい翼、翼に作用する壓力の中心が迎角によつて餘り變らない翼でないといふ。

第 53 圖

3. 胴體の構造 胴體も主翼と同じ様に、その構造によつて枠組胴體と張殻胴體（内力外皮胴體）とに分ける。

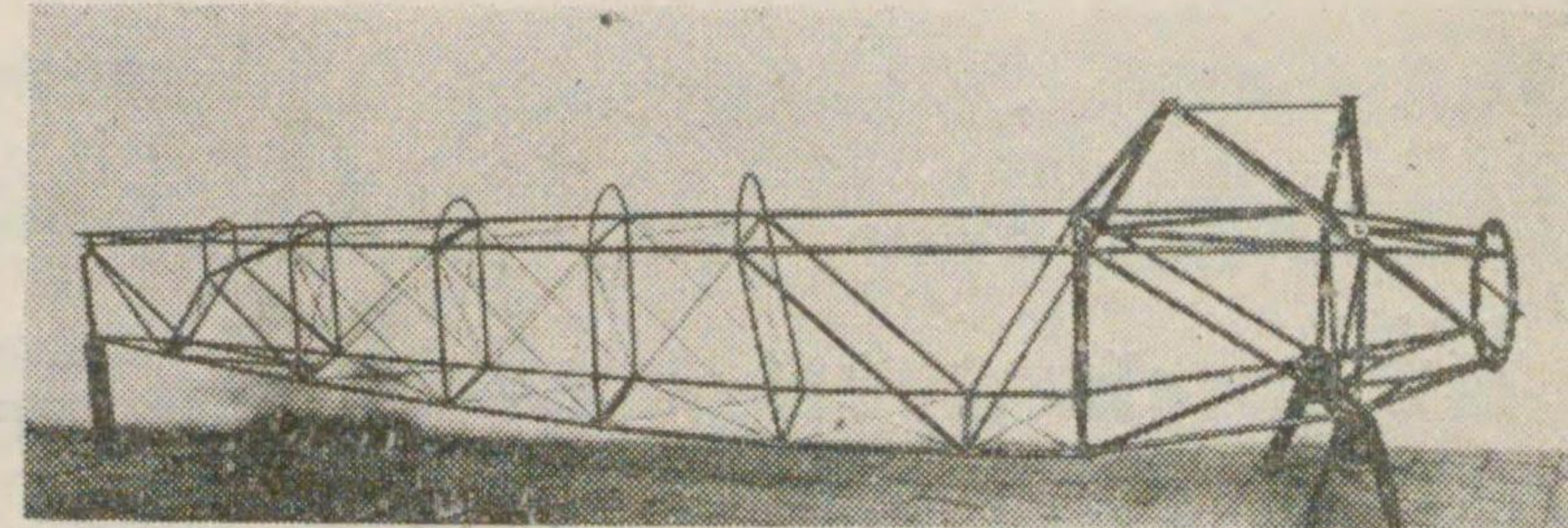
木製枠組胴體の骨格を第 53 圖に示す。a は四隅の縦通材、b は垂直支柱、c は水平支柱、d は張線である。





金属枠組胴體

には、鋼管を熔接したもの(第54圖)、鋸接、ボルト着したも



第54圖

の(第55圖)、

フオツカー(オランダ)の熔接鋼管構造の胴體

デュラルミン又は鋼薄板の断面材を鋸接し

第55圖

たもの等、いろいろの構造のものがある。

中でも、鋼管熔接の胴體は廣く用ゐられて

ゐて、木製機でも、尾翼と胴體だけを此の

構造にしたものが甚だ多い。このやうな骨

格に整形材を取付け(第55圖)、その上に

強度を受持たせない羽布外皮を張つて、全

體の形を流線形に近いものにする。この種

の胴體を枠組胴體と呼ぶ。

張殻胴體は、胴體軸に直角な方向に、枠組胴體の垂直支柱、水

平支柱に相當する框と、軸方向に通る縦通材を持ち、これに、木

製機では主として合板、金属機では主としてデュラルミン薄板の

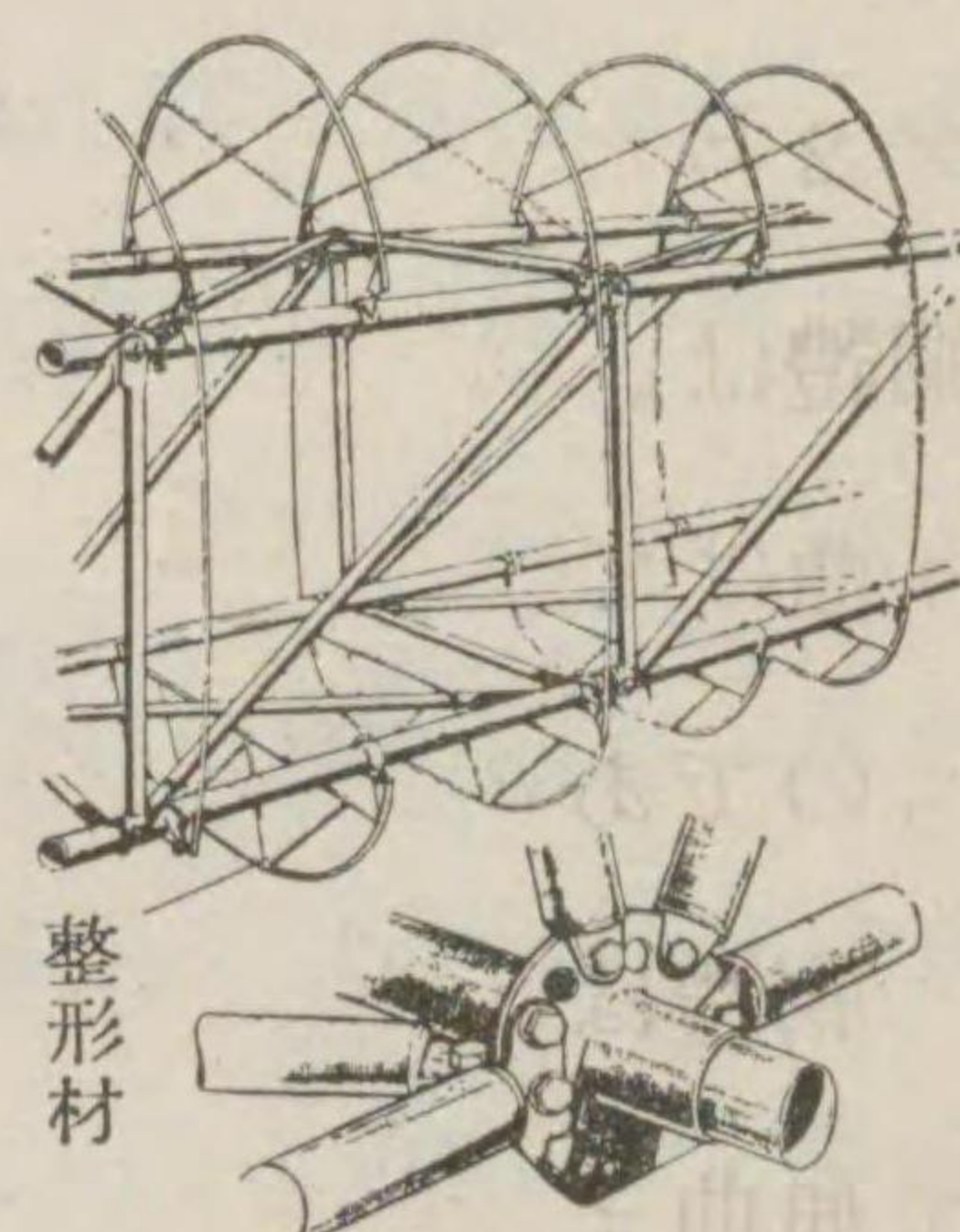
外皮を張つたものである。

第56圖は、フランスのモラス・ソールニエ 325 C1 型戦闘機

のデュラルミン製張殻胴體を示す。縦通材及び框には断面材を用

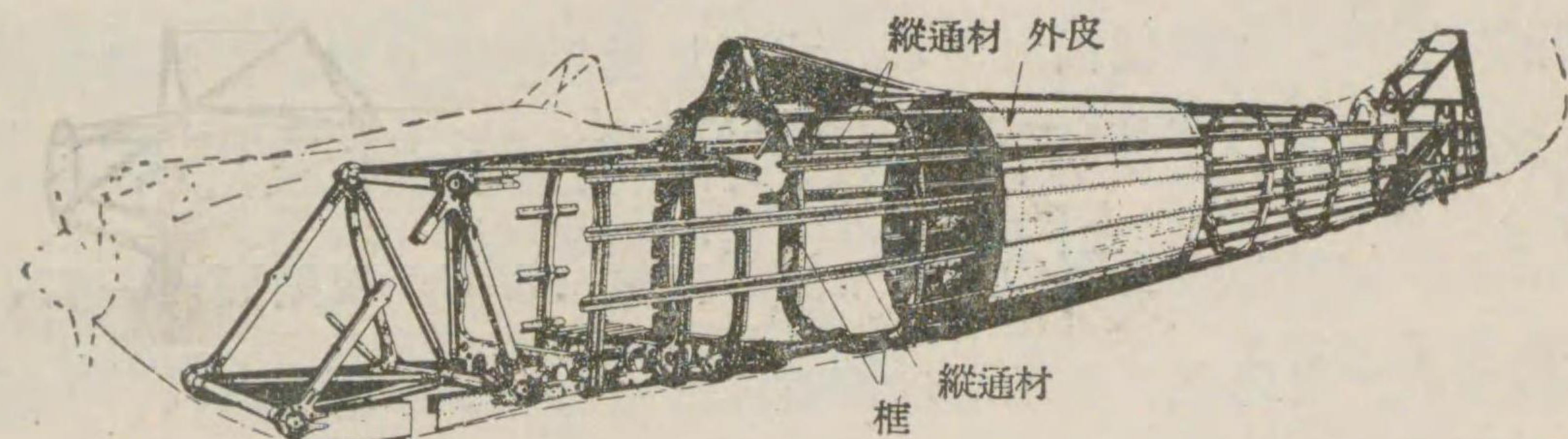
ゐ、これ等に厚さ 0.64 mm のデュラルミン薄板外皮が鋸接され

てゐる。



マーチン ベーカー MB 1 型スポーツ機(イギリス)の鋼管胴體

第56圖



第57圖に示すアメリカのノースロツ

第57圖

プ2E型輕爆撃機のデュラルミン製張殻

胴體は、縫目で外皮の1邊を内側に折

り曲げて縦通材を代用する特殊の構造の

ものである。

胴體は、飛行中尾翼に働く風壓によつ

て屈曲または振りを受け、また着陸する際には屈曲を受ける(第

13章7)。

枠組胴體では、これ等の曲げ外力は、上面、下面或は左側、右

側の枠組の、夫々同じ方向の屈曲内力で受け、振り外力は、主と

して上面及び下面の枠組の方向反對の屈曲内力で受ける。

張殻胴體は、全體を一つの梁と看做すことが出来、曲げ外力を

主として外皮の壓縮内力及び延伸内力で受け、振り外力を殆ど全

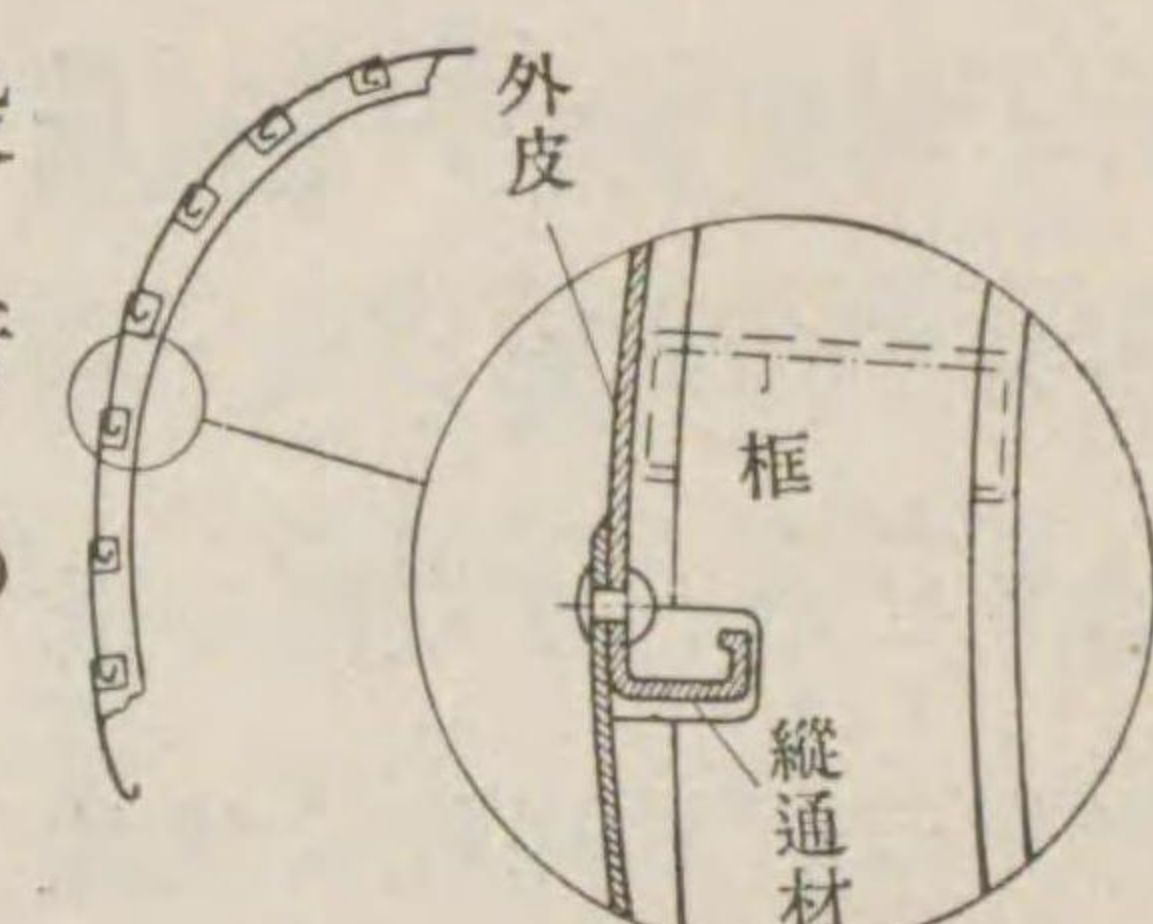
部、外皮の剪斷内力で受持つ。實際の破壊は、外皮の薄板の屈ま

りとして現れる。框や縦通材は、外皮を細かい部分に分割して、

屈まりに對する強さを増す。

枠組胴體は、枠組で主な力を受ける鉄骨構造の建築物に近く、

張殻胴體は、鉄板で主な力を受ける船舶の構造に似てゐる。

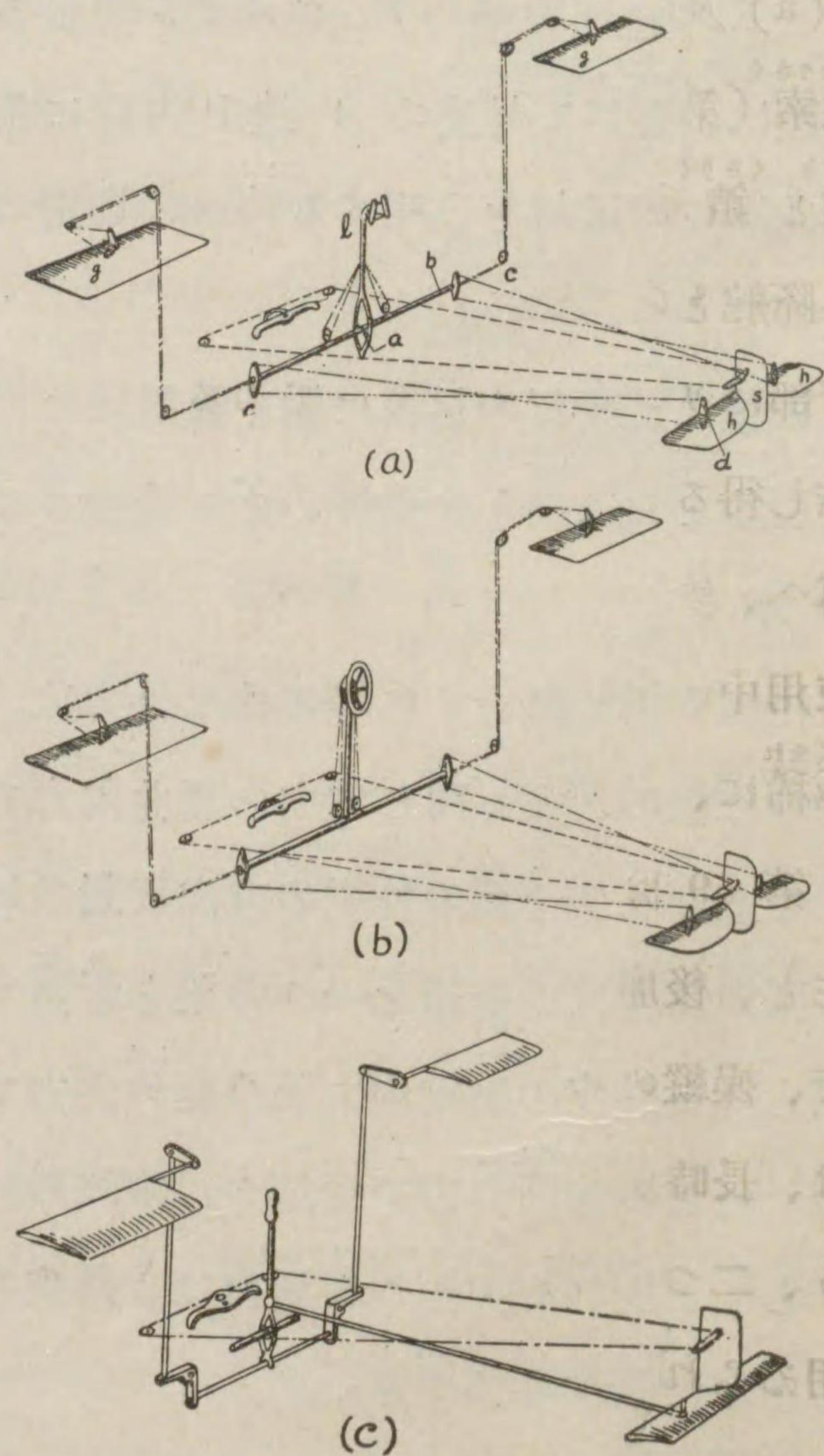




4. 操縦装置の構造 飛行機には、水平尾翼、垂直尾翼及び補助翼の三つの操縦翼面がある。水平尾翼と垂直尾翼は、胴體後部に取付けられ、夫々水平安定板と昇降舵、垂直安定板と方向舵から成る。補助翼は主翼の左右兩翼の後縁にあり、翼断面の一部を形成する。昇降舵と補助翼は操縦桿によつて手で動かされ、方向舵は踏棒によつて足で動かされる。

第 58 圖は、普通用られる操縦装置の系統圖である。(a) 圖と (c) 圖の場合には、操縦桿を前に押せば、昇降舵は後縁を下げる方向に水平軸の周に廻轉し(下げ舵)、後に引けば、後縁を上げる方向に廻轉する(上げ舵)。操縦桿を右に倒せば、右補助翼は後縁を上げ、左補助翼は後縁を下げる。左に倒した場合は、これと全く反對である。(b) 圖の場合では、昇降舵の操作は上と同様であるが、補助翼の操作

第 58 圖



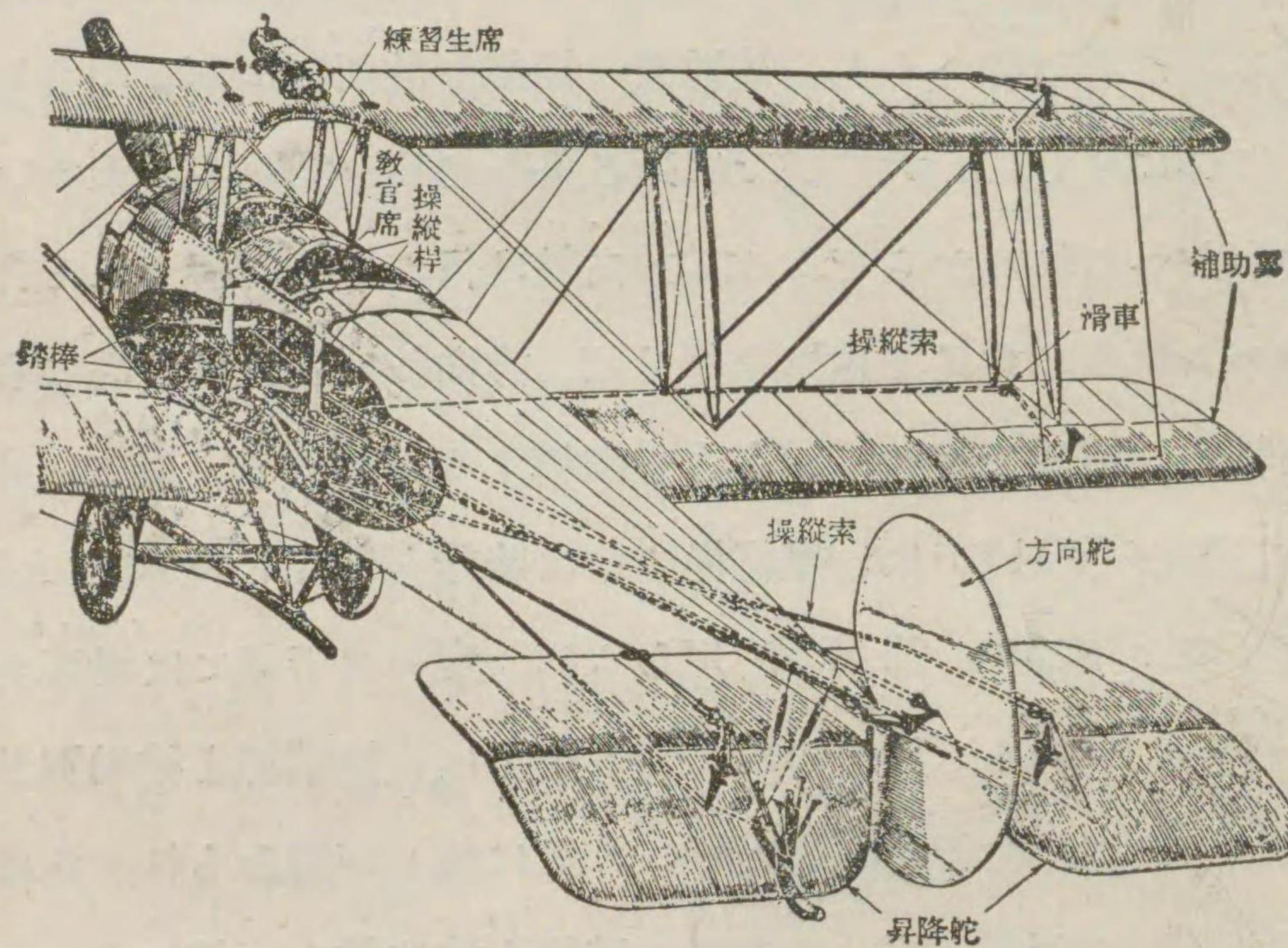
は操縦把輪で行ふ。即ち操縦桿を右または左に倒す代りに、把輪を右または左に廻す。小型の飛行機では、殆ど全部操縦桿だけを用ゐる。片手で扱へるし、補助翼の操作が敏活に出来るからである。これに反して、大型機では殆ど全部把輪を用ゐる。大きい操縦力(だりよく)が加へられるからである。方向舵は何れも、踏棒を足で押し(ふみほう)て動かされる。右足で踏棒を押せば、方向舵は垂直軸の周に右方へ廻轉し、左足で押せば、左方へ廻轉する。

(a) 及び (b) 圖では、操縦桿または踏棒と各舵との連結に、操縦索(第 5 章第 2 節 4) が用ゐられ、索の曲折部には滑車或は鎖と鎖車(くわつしゃ)が用ゐられてゐる。(c) 圖では、操縦桿と補助翼及び昇降舵との連結に管(デュラルミン又は鋼) が用ゐられ、その曲折部にリンクが用ゐられてゐる。踏棒と方向舵も、管によつて連結し得ること勿論である。管は索に比して、一般に操縦を正確に傳へ、安全でかつ比較的經濟である。索は非常に伸び易く、また使用中に(まます)摩耗し易いからである。しかし、管は比較的軽く、かつ(ごくまれ)極稀に、振動して危険(きけん)を伴なふ缺點がある。

第 59 圖は、アプロ陸上練習機の操縦装置を示す。前席の練習生と、後席の教官とが同時に操縦し得る謂はゆる二重操縦装置(にちゆうさうじゆうさうち)で、操縦の練習が容易(たやす)く出来る。旅客機、爆撃機などの大型機では、長時間の飛行中、操縦者が交代して操縦の任に當り得るやう、二つの操縦席を左右に並べた複操縦装置(ふくさうじゆうさうち) (第 60 圖) が廣く用ゐられてゐる。



第 59 圖

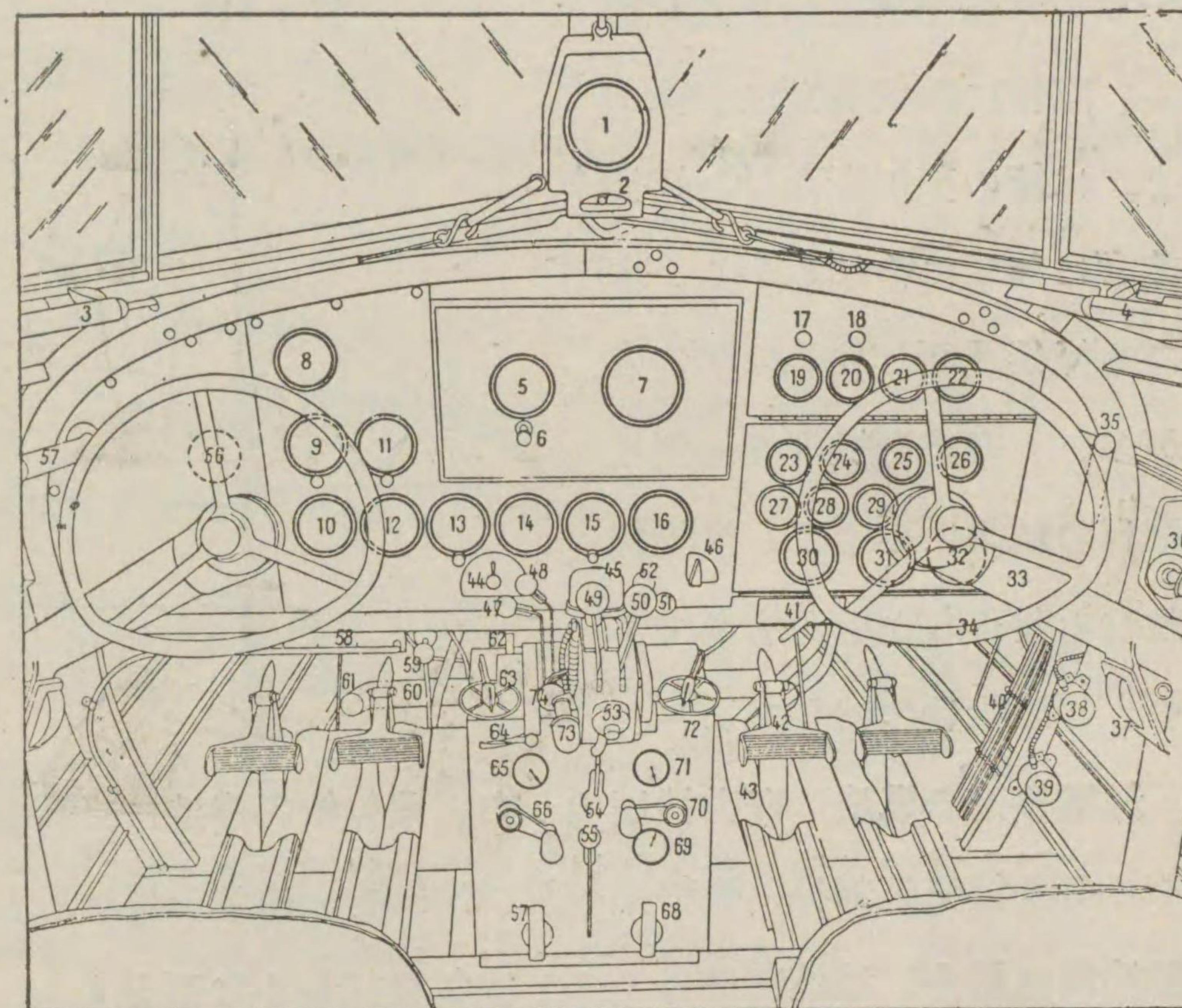


イギリスのアプロ陸上練習機

操縦席には、操縦桿と踏棒のほかに、發動機の廻轉數を調節するための絞瓣を動かす槓杆と、廻轉計、燃料油量計、滑油油量計、滑油溫度計、滑油油壓計などの發動機に関する計器がある。速度計、高度計、傾斜計、時計、羅針儀などの航空計器も缺くことが出来ない。冷却器がある場合には、冷却水溫度計があり、そのほか車輪制動機、水平尾翼調節装置、冷却器シャッター開閉装置などの槓杆など、多數のものがあつて、操縦者は飛行中、絶えずこれ等の計器に氣を配り、また必要に応じて各種の槓杆を適當に動かさねばならない。

第 60 圖に示すのは、ダグラス DC 2 型旅客機の操縦室の裝備である。

第 60 圖



1 羅針儀. 3, 4 窓の開閉装置. 5, 6 方向指示ジャイロ. 7 水平儀. 8 時計. 9, 10 左右發動機過給機指壓計. 11, 12 廻轉計. 13 速度計. 14 傾斜旋回指示計. 15 高度計. 16 昇降計. 17, 18 燃料壓力計非常燈. 19, 20 燃料壓力計. 21, 22 滑油壓力計. 23, 24 氣化器溫度計. 25, 26 滑油溫度計. 27, 28, 29 燃料計. 30 外氣寒暖計. 32 發動機氣筒溫度計. 33 操縦桿. 34 操縦把輪. 35 車輪プレーキ操作桿. 42 踏棒. 45 計器板照明燈. 46 高度計操作轉把. 47, 51 滑油溫度調整レバー. 48, 52 氣化器加熱調整レバー. 49, 50 絞瓣. 55 プロペラ・ピッチ變更レバー. 56 自働操縦装置用計器. 58 下げ翼角度指示器. 59 通風調節装置. 63 燃料コック. 64 自働操縦装置スイッチ. 65 昇降舵補助フラップ位置指示器. 66 同上フラップ操作レバー. 67, 68 主油槽危急排出弁操作レバー. 69 補助翼フラップ位置指示器. 70 補助翼及び方向舵補助フラップ操作レバー. 71 方向舵補助フラップ位置指示器. 72 燃料切換コック. 74 高度計補正レバー.

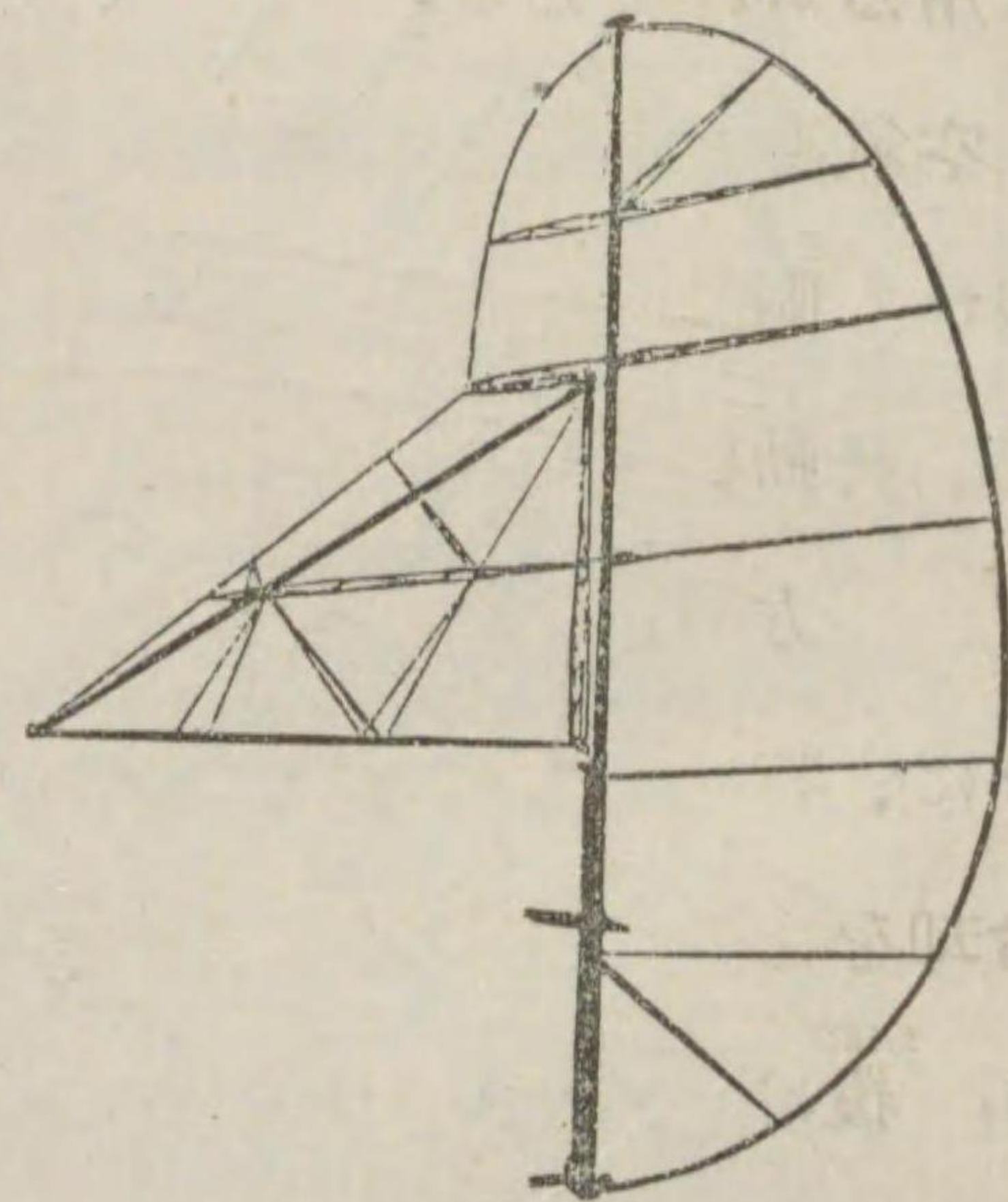
操縦翼面の構造は大體主翼と同じ。しかし主翼に較べて面積が



遙かに小さいだけに、構造も割合に簡単である。第 61 圖はフォ

ッカー機の熔接鋼構造の垂直尾翼

である。斯様に操縦翼面は、薄肉鋼管または鋼の薄板断面材を熔接して非常に簡単に作れるから、木製機でも操縦翼面だけ此の構造のものが多し。安定や操縦性に對する試飛行の結果によつて、操縦翼面に改造を加へることが容易であるのも、この構造の特長である。



第 61 圖

5. 發動機周の構造 發動機周のうち、飛行機の構造に直接關係のある發動機積込部分、燃料系統及び冷却器の構造を述べる。

發動機積込部分 積込部分は (1) 空氣抵抗最小な形をもち、(2) 特に振動に對して十分な強度を有し、(3) 冷却が有効に行はれ、(4) 防火に適當な考慮を拂ひ、(5) 發動機の調整、小修繕、部品交換の爲に眼が届き、手が届く構造にしなければならぬ。

單發動機の飛行機では、殆ど全部が胴體前端に發動機を積込むから、採用する發動機の種類によつて、この部分の外形、従つて胴體全體の外形までほぼ定まつてしまふ。V型、W型、H型などの發動機は、前面面積が比較的小さく、これを積込んで胴體前端に流線形を與へることも比較的容易い。空氣冷式星型の固定または廻轉發動機は、前面面積が著しく大きくなる。しかし最近では、空氣冷式星型固定發動機の空氣抵抗を減少し、かつ冷却を

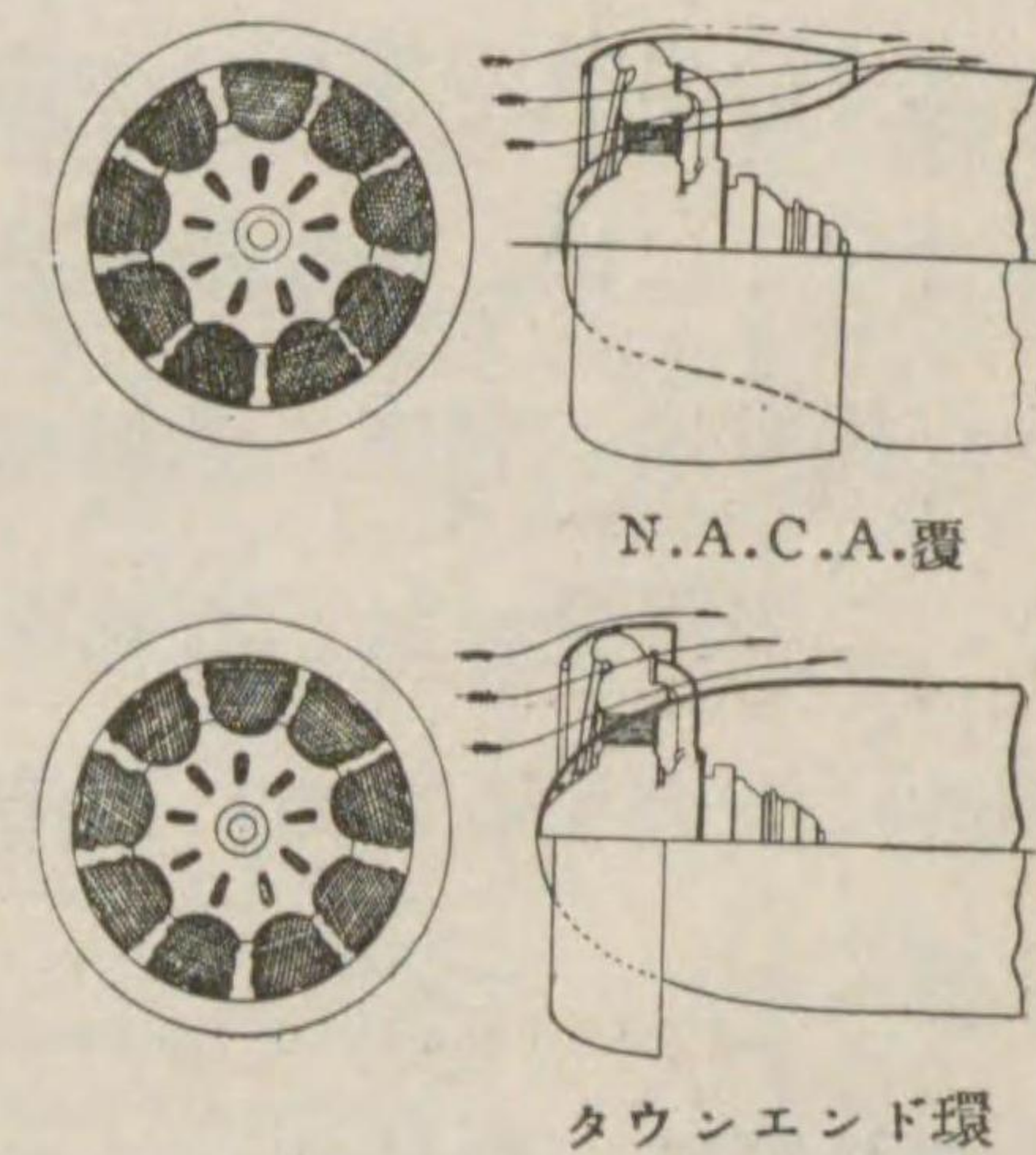
(1) これ等の氣筒配置は主に水冷式發動機に採用される。

完全にするやうな發動機整形覆が發達して來て、一時殆ど顧みられなかつた此の種の發動機も、高速輸送機や戦闘機にさへも大いに用ゐられてゐる。

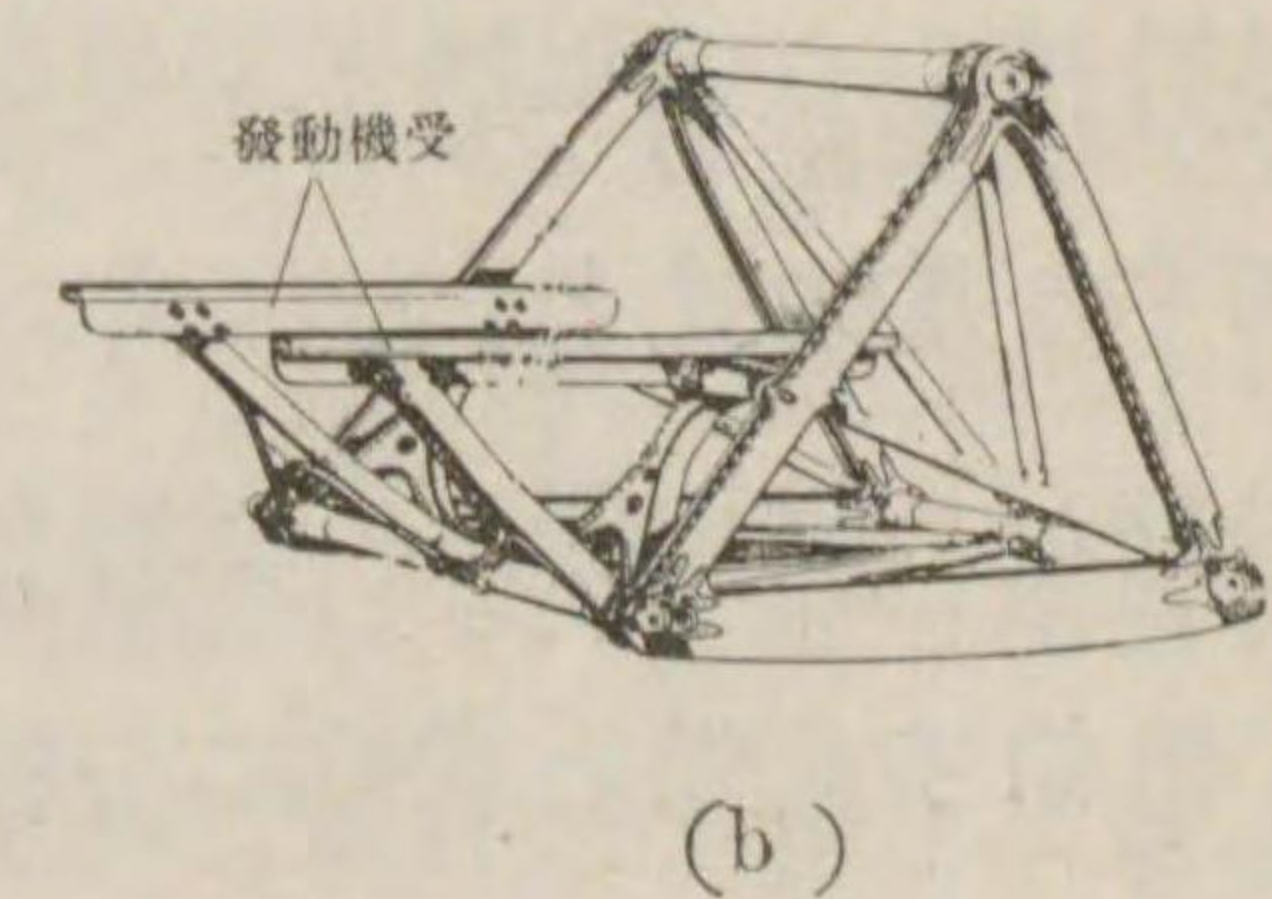
空氣冷式星型發動機の覆には第 62 圖に示す様な 2 種がある。

何れも胴體全體の形を流線形に近くして、發動機の後に渦の出來ることを防ぎ、一方發動機の排氣瓣附近の高熱部分に、特に大きい速度で空氣を流して冷却をよくする。奥行の深い N. A. C. A. 覆は、空氣抵抗の點からは殆ど理想的であるけれども、前方の視界が悪い。従つて極淺い奥行のタウンエンド環が、特に視界を重要とする軍用機に用ゐられる。

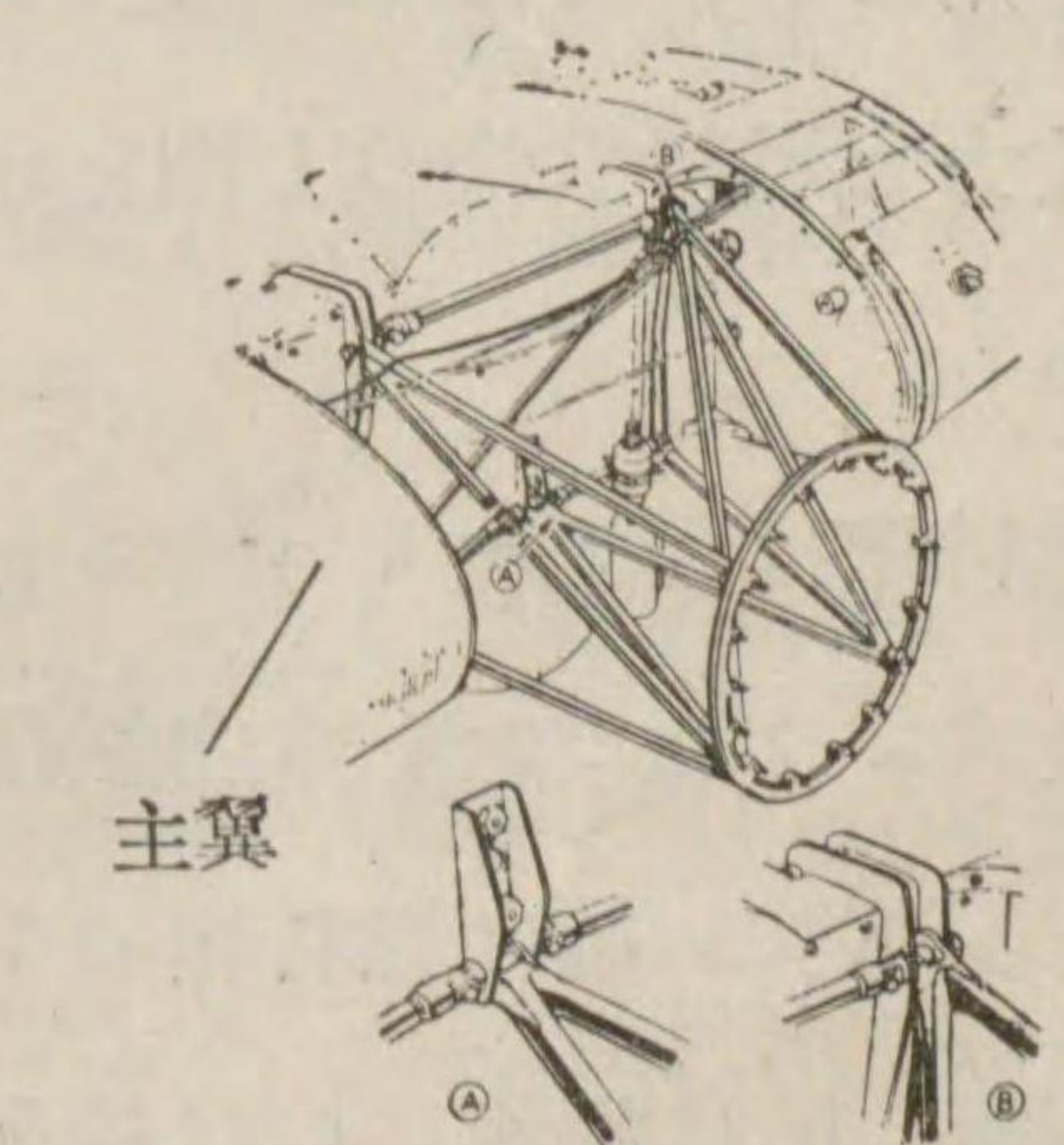
第 62 圖



第 63 圖 (a)



(b)



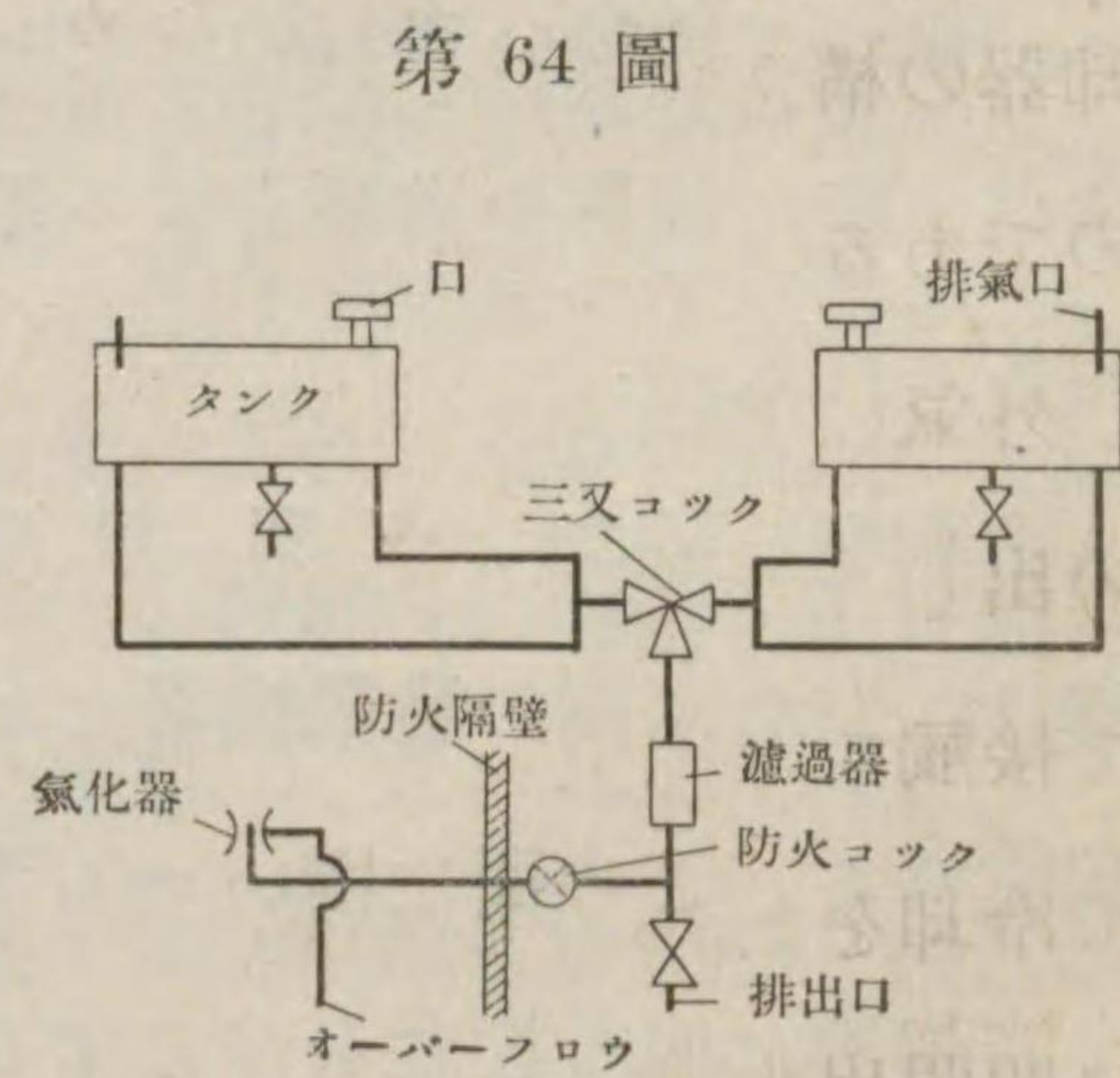
直列型、V型、W型、H型の發動機は、左右兩側の發動機受到にボルトで固定する。この間に固いゴム等を入れて、機體に傳る振動を少くする。發動機受は木材、鋼管、デュラルミンで作られ、二三箇所の剛節枠組或は數對の支柱で胴體に取付ける。第 63 圖は發動機架の構造を示す。(a) は V 型、W 型などの發動機の、(b) は星型固定發動機の發動機架である。



發動機架を、胴體など他の構造部分と別個に作り、これ等にポルトで取付ける取外式のものでは、この部分だけを交換して、大體同じ馬力の他の發動機を積込むことも出来、また發動機の手入の時には、簡単に此の部分で取外して、手入済の發動機と交換出来るから、豫備の飛行機の数も少く出来る等の利點がある。

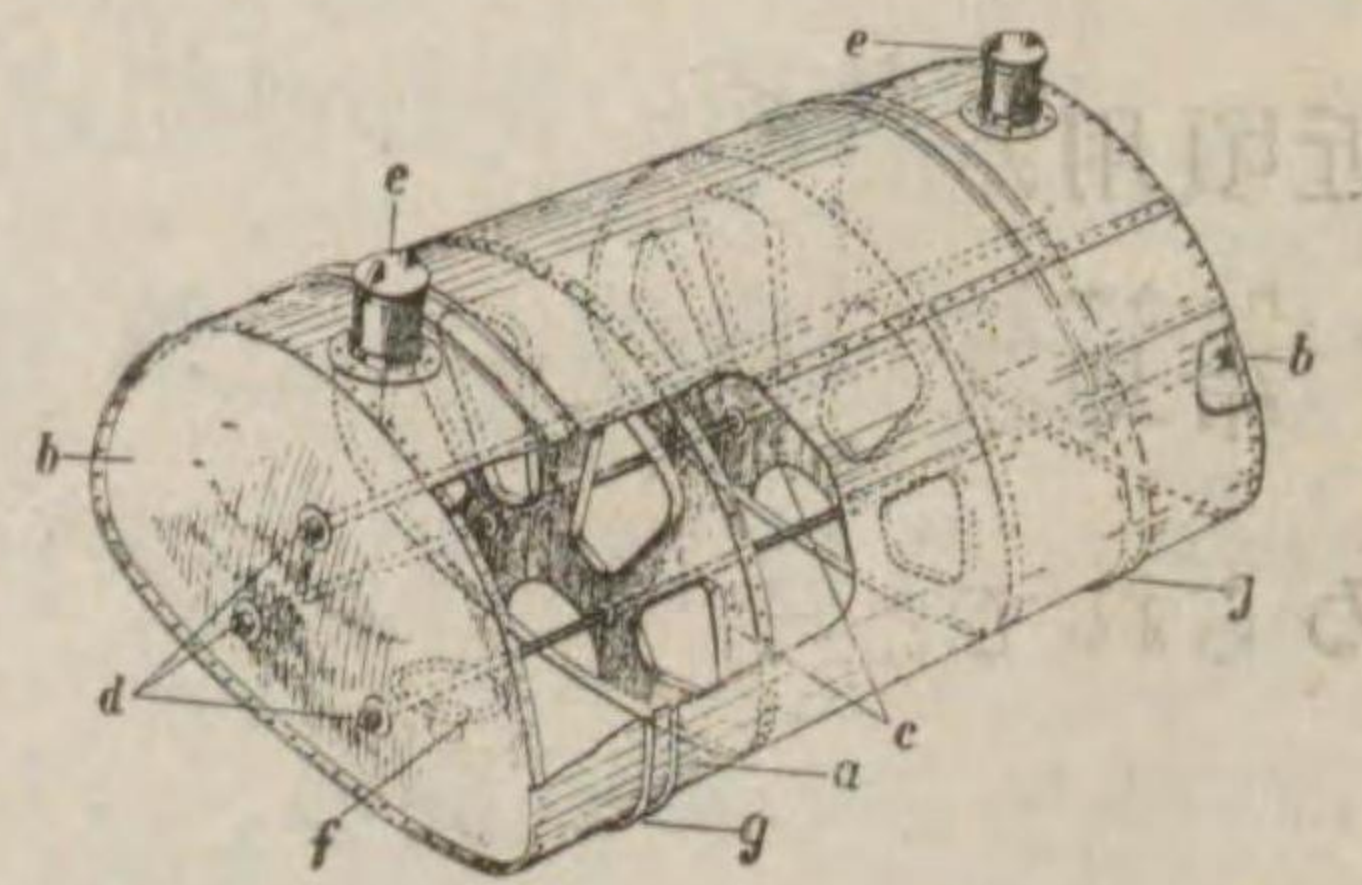
大きい事故の場合は勿論、逆火、揮發油の漏れ、電線の短絡の場合などには、發動機部分から出火し易いものであるから、この火が操縦席、客席、燃料槽などに傳らぬやうに防火隔壁を設ける。この隔壁には、石綿を挟んだ金属の合せ板が用ゐられる。積極的に消火するためには消火器を積込み、更に進んで自動消火器を備へる。

**燃料系統** 燃料槽から發動機の氣化器に燃料を供給するには、(1) 燃料槽から氣化器までの落差を利用する重力式と、(2) ポンプで燃料槽から氣化器まで燃料を吸込んで供給する吸込式の二つが主として用ゐられてゐる。第 64 圖は、重力式燃料供給の 1 例を示したものである。



第 64 圖

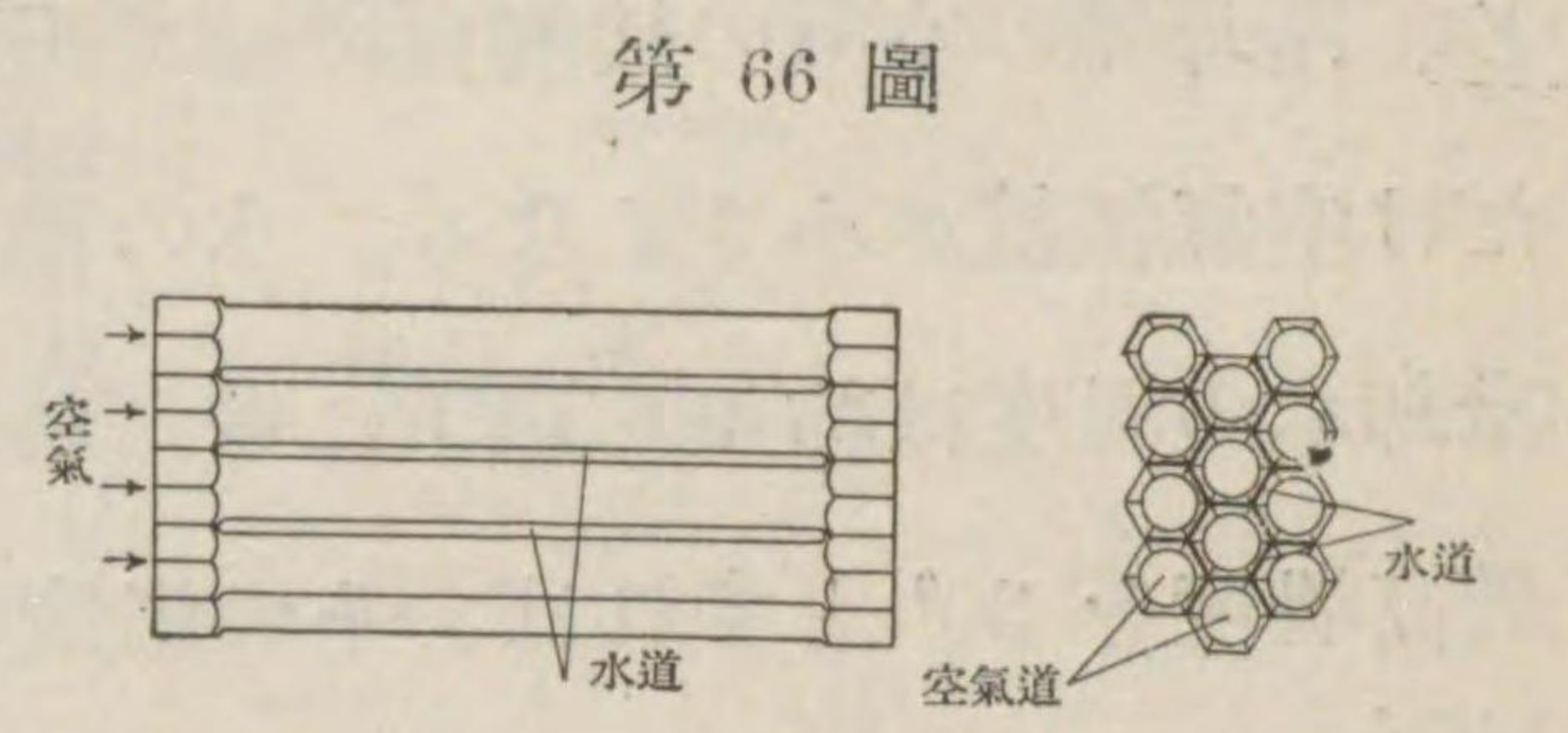
燃料槽は、アルミニウムを熔接し、或はデュラルミンを水密鋸接して作られる。第 65 圖は燃料槽の 1 例で、a は胴板、b は端板、c は補強と同時に燃



第 65 圖

料の揺止の役目をする隔壁、d は強めの締棒、e は口、f は溜りと流出口、g は吊し帯の留である。

**冷却器** 水冷式發動機では、運轉中發生した熱を放散するため冷却器が必要である。冷却器は風當りがよい上に、空氣抵抗が小さくしなければならぬので、從來いろいろな型式のものが試みられた。その構造から見ると、空氣の通る管の周に水を通す氣管式と、壁管の中に水を通し其の表面に接して氣流を當てる壁流式の 2 種がある。何れも、發動機の熱で暖つた水と冷たい外氣を、熱の良導體である真鍮板を境にして接觸させ、熱を移行させる。第 66 圖は、氣管式冷却器の構造の 1 例を示したものである。



第 66 圖

外氣の温度は氣候と高度とによつて高低があり、發動機の馬力の出し方によつて發生熱の方も變化があり、飛行機速度によつて接觸する空氣の量も増減するから、冷却器にシャッターを付けて冷却を加減する。シャッターは操縦席から槓杆によつて、自由に開閉出来る。しかし此のシャッターのために、空氣抵抗が増すから、冷却器を胴體から出し入れして加減する隠見式のものが、近頃用ゐられてゐる。

冷却器を胴體前端に置く前端冷却器が、これまで最も普通用ゐられてゐたが、これではプロペラの直ぐ後の後流の中に、大き



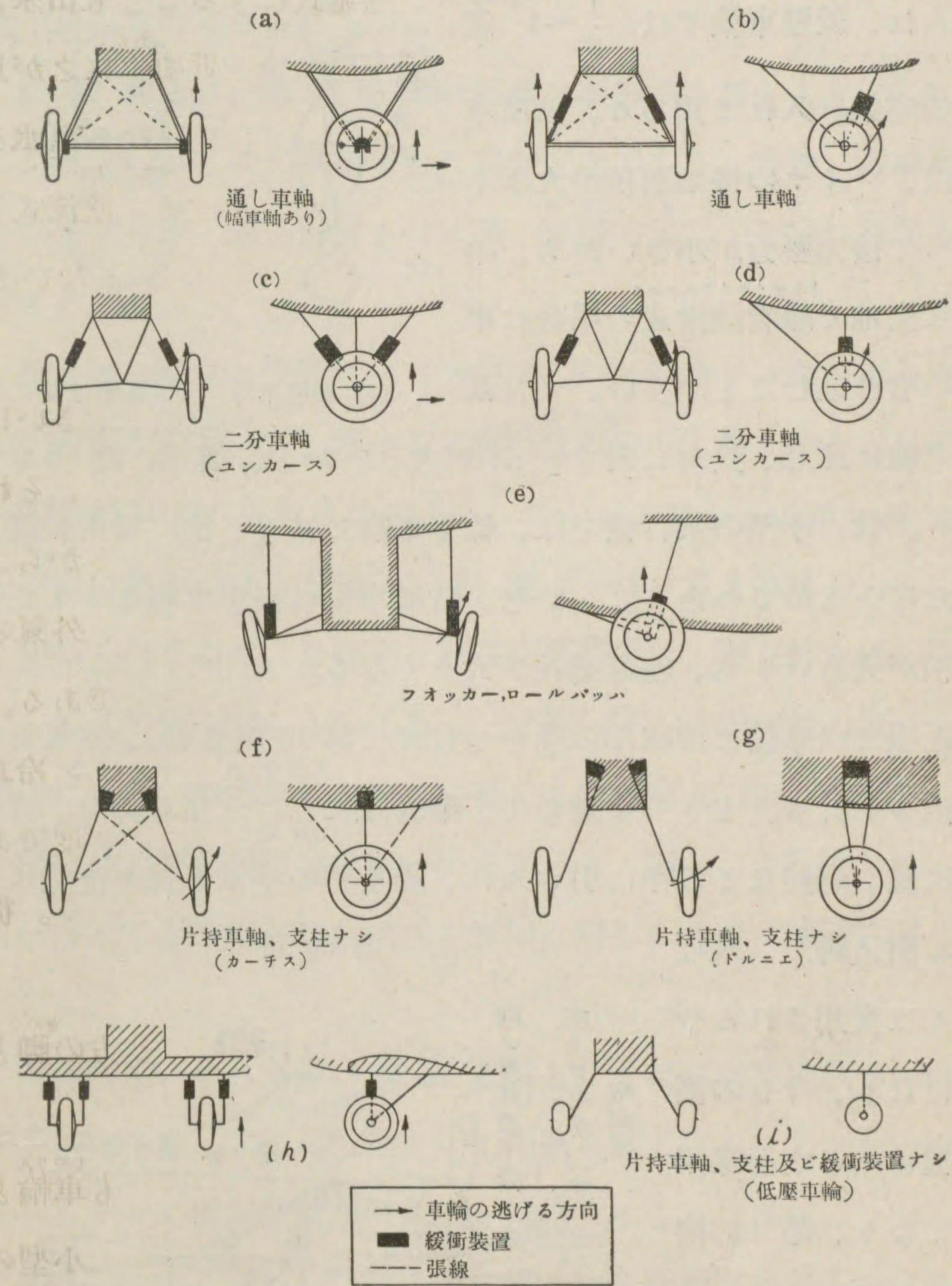
い邪魔物を置くことになるから、プロペラ効率を悪くする。胴體前部の下面に取付ける下面冷却器は、隠見式にすることも出来、胴體前端に滑かな形を與へることが出来るので、近頃主に之が用ゐられてゐる。主翼の翼面に壁管を配布し、この中を通る温水を表面に接して流れる空氣によつて冷却する翼面冷却器（壁流式）は、翼面の摩擦抵抗が少し増すだけで、有害抵抗が殆どないから、速度記録機などに用ゐられてゐる。

熱の移行は温度の差に正比例するから、この温度差が大きいほど、冷却器の空氣の接觸面従つて正面面積が小さくてよく、それだけ空氣抵抗が小さくなる。水の沸騰點は  $100^{\circ}\text{C}$  であるから、冷却水の温度は約  $90^{\circ}$  以下に保たねばならない。従つて、外氣の最高温度を  $30^{\circ}$  とすれば、その温度差はせいせい  $60^{\circ}$  位である。近頃、エチレングリコールを水の代りに使つたプレストン冷却が用ゐられ始めた。エチレングリコールの沸騰點は  $150$  度であるから、外氣との温度差を、水の場合の  $2$  倍近くに出来る。従つて、冷却器の正面面積を約半減し得る。

6. 降着装置の構造 普通の陸上機の着陸装置は、前方の脚と後方の尾橇（又は尾輪）とである。

脚には第 67 圖のやうな各種のものがあるが、いずれも車輪と車軸、支柱と張線、緩衝装置の部分から成り立つ。しかし小型の飛行機では、g 又は i に示すやうな支柱や張線のない片持車軸の、極簡単な構造のものも屢用ゐられる。

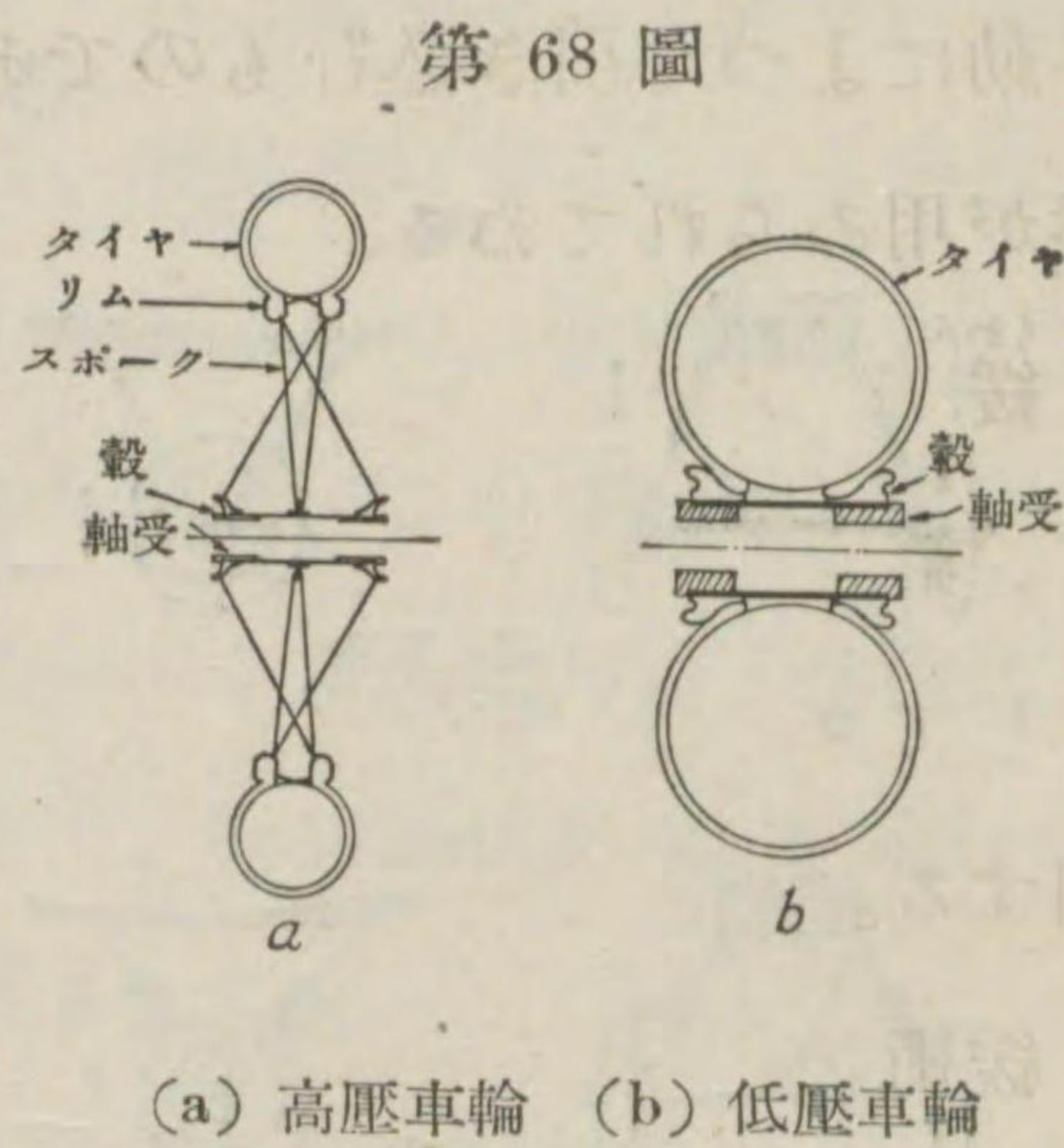
第 67 圖



車輪は、自動車用のものと大差なく、鋼製或はエレクトロンな軽合金製の輪體と、チューブとタイヤとから成る。車輪に、高壓車輪と低壓車輪の 2 種類がある（第 68 圖）。高壓車輪では、



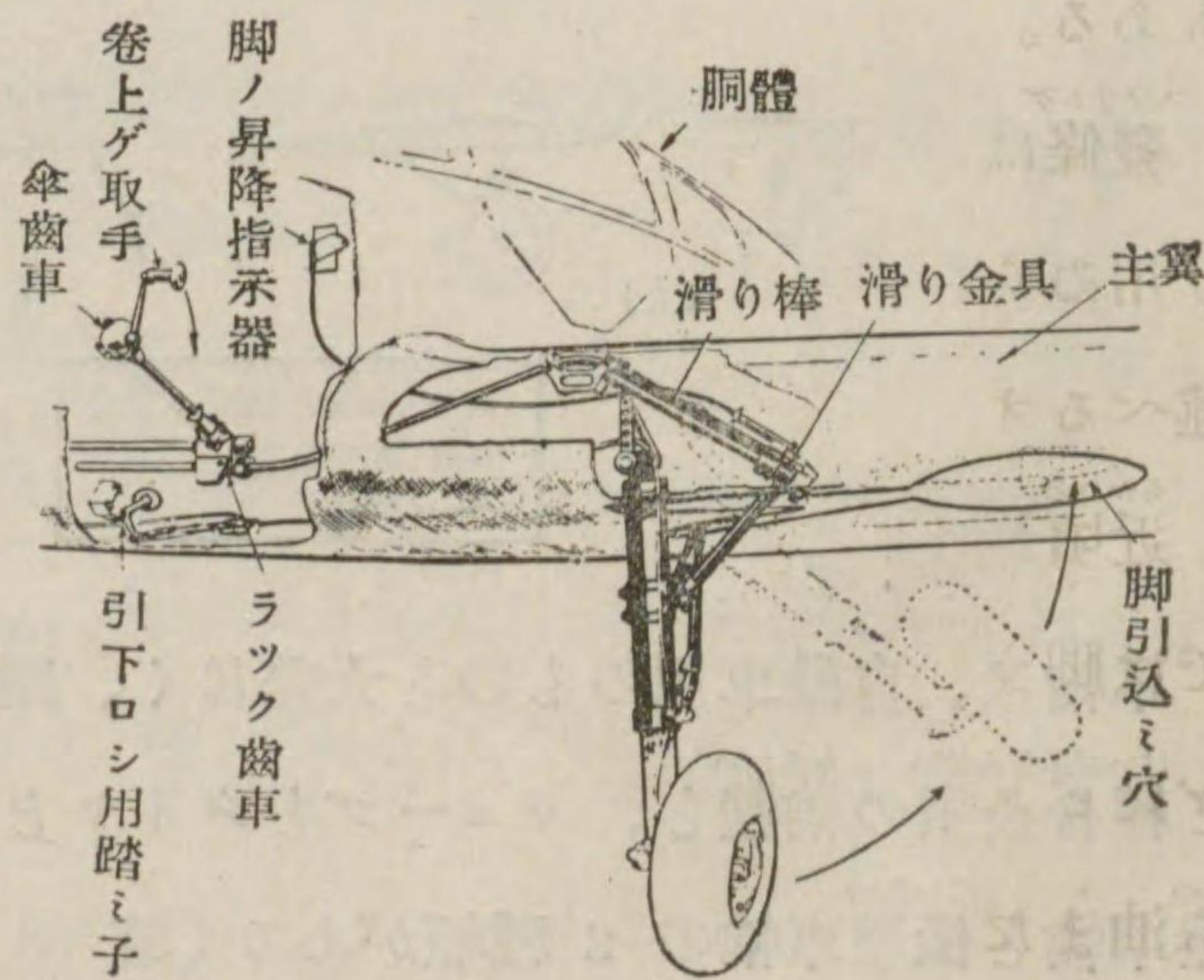
チューブに普通 3~4 気圧の空気を入れ、低圧車輪では  $\frac{1}{3}$  ~ 1 気圧の空気を入れて用ゐる。低圧車輪は、タイヤの接地面積が大きく従つて接地圧力が小さいから、柔軟な土地で離着陸滑走の場合に車輪の喰ひ込むことが少い。また高圧車輪に比し、負荷に対する歪が大きいから、緩衝能力が大きい。故に小型の飛行機では、低圧車輪だけで、他に緩衝装置を持たないものさへある。しかし、低圧車輪は高圧車輪よりも正面面積が大きいから、空気抵抗が大きくなる。



第 68 圖

近頃では車輪に流線形の覆をつけて (第 13 圖参照)、空気抵抗の減少を計る。もう一步進めて、離着陸にだけ入用な脚を、飛行中は翼、胴體などの中に引き入れ、脚全體の空気抵抗を全然なくする引込脚が、最近盛んに實用されるやうになり、今日の高速機は殆ど之を採用してゐる。第 69 圖は第 19 圖に示したクレム “イーグル” 輕飛行機の引込脚である。この例では、

引込脚が、最近盛んに實用されるやうになり、今日の高速機は殆ど之を採用してゐる。第 69 圖は第 19 圖に示したクレム “イーグル” 輕飛行機の引込脚である。この例では、



第 69 圖

ある。この例では、

手動によつて引き込むものであるが、大型の飛行機では普通、油圧が用ゐられてゐる。

緩衝装置は、着陸瞬間の衝撃を緩和する爲のものであつて、第 67 圖に於て黒く示した部分が之である。普通、緩衝装置としてゴム紐、鋼の發條または油、壓搾空氣などを容れた筒を利用する。

緩衝ゴム紐は、普通切口 1 mm 平方位の糸ゴム數百本を束にし、適當な初張力を與へて二重の覆布の中に織り込み、外径 8 ~ 20 mm の紐にしたものである。このゴム紐を、車軸と脚支柱との間に巻きつける方法 (第 67 圖 a) は、最も簡單で之まで廣く用ゐられてゐた。なほゴム紐緩衝装置には、脚支柱をはめ筒式にして其の間に巻くもの (第 67 圖 c, d, e)、脚支柱の根元を胴體内に入れ、胴體側壁との間に巻くもの (第 67 圖 g) 等がある。稀には、斷面が矩形のドーナツ型のゴム環を、アルミニウム隔板を挟んで十數筒重ね合はせて壓縮に用ゐるもの (第 67 圖 f) もある。

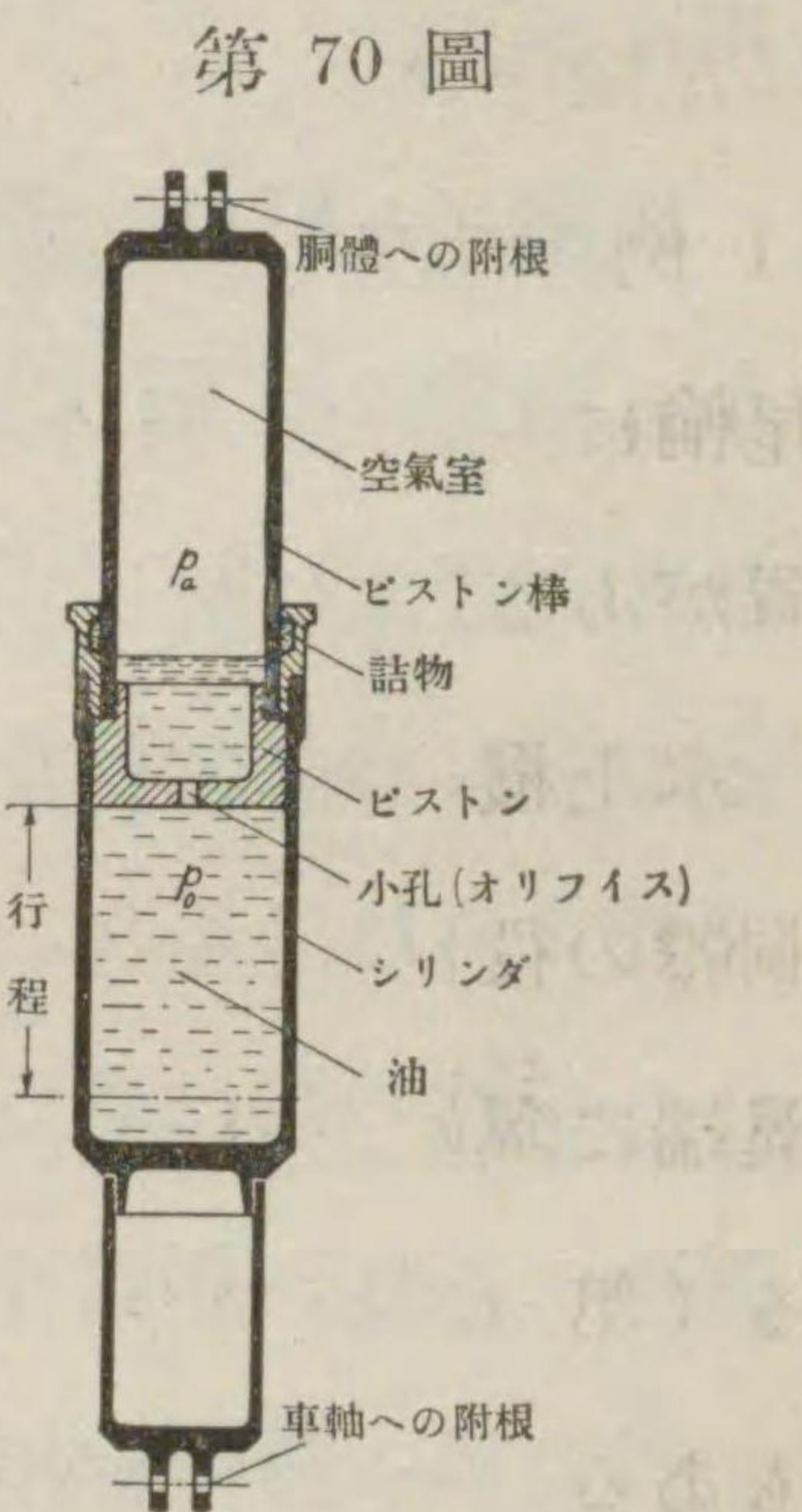
發條は重いから主脚の緩衝装置としては、小型機以外には餘り用ゐられず、主に尾橈用として用ゐられてゐる。しかし、次に述べるオレオ緩衝装置に於て油と併用することは多い。

近頃最も廣く用ゐられるものは、オレオ緩衝装置である。これでは脚支柱をはめ筒式にし、油または壓搾空氣を満たしたシリンダにピストンを押し込んで之を壓縮し、同時にピストンの小孔から油または空氣を流出させて衝撃を吸収させる (第 70 圖)。この



小孔がないと圧力が上り過ぎて、脚の負荷が大きくなるからである。なほ油または空気が小孔を噴出するときに大きい仕事が行なわれるから、ゴム紐や發條の場合と違って、衝撃の運動エネルギーが大部分殺される。これが此の種の緩衝装置の大きな特長であつて、この衝撃エネルギーを殺さないと、飛行機が大きい垂直速度で接地した場合に、大きくバウンドをして危険である。

油を用ゐた場合には、滑走中の小さい衝撃の吸収と、小孔から噴出した油を元へ戻す役目のために、發條やゴムの弾力または空気圧が併用される。これ等を夫々發條式オレオ、ゴム式オレオ、空気式オレオと呼ぶ。第 70 圖は空気式オレオの略圖である。



車輪も緩衝作用をし、普通、衝撃エネルギーの 30~50% が之によつて吸収されてゐる。

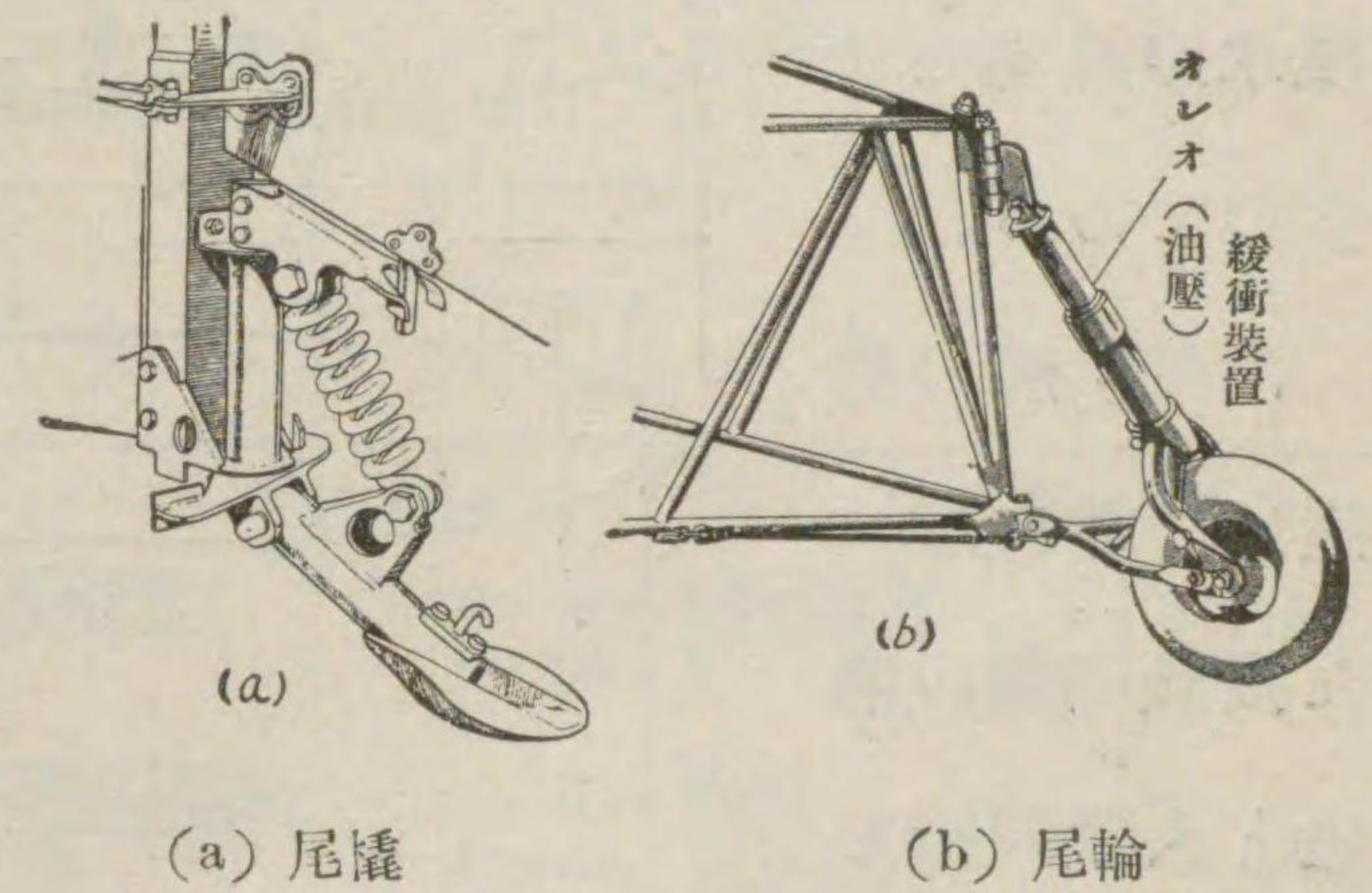
尾橇は胴體の後端近くに取付けられる。尾橇の主な役目は、着陸滑走の際に地面を引搔いて、滑走距離を短縮することである。しかし、發着頻繁な飛行場では之がために芝生が育たず、砂塵が上つて困るので、近頃では多く尾輪を用ゐる。尾輪は小型の車輪であるから、着陸滑走距離が著しく大きくなる(第 10 章第 5 節 4)。故に尾輪を付けた場合には、主脚の車輪に制動機を付け

第 70 圖

ねばならない。尾輪は尾橇に比して空気抵抗が大きいから、主脚の場合と同様、整形覆

第 71 圖

を付けるか又は胴體內に引き込むやうにしたものもある。第 71 圖は尾橇と尾輪の構造の 1 例である。尾橇、尾輪にも小さい緩衝装置がある。



水上機の降着装置は、艇體または浮舟である。艇體は同時に、胴體の役目を果すことは勿論である。單浮舟水上機及び艇では、翼端に翼端浮舟をつけて、水上に於ける左右の安定を保つのである(第 15 圖参照)。艇には、翼端浮舟の代りに水鰭をもつものもある(第 37 圖参照)。

艇は勿論、浮舟水上機も普通は緩衝装置を持たない。水は地面と違って流動性を持つてゐる上に、主として艇體または浮舟の底面の撓みが、着水衝撃を吸収するからである。

浮舟、艇の底の形に平底と V 底とがある。平底は V 底に比して離水性がよいが、着水衝撃が大きいので餘り用ゐられない。

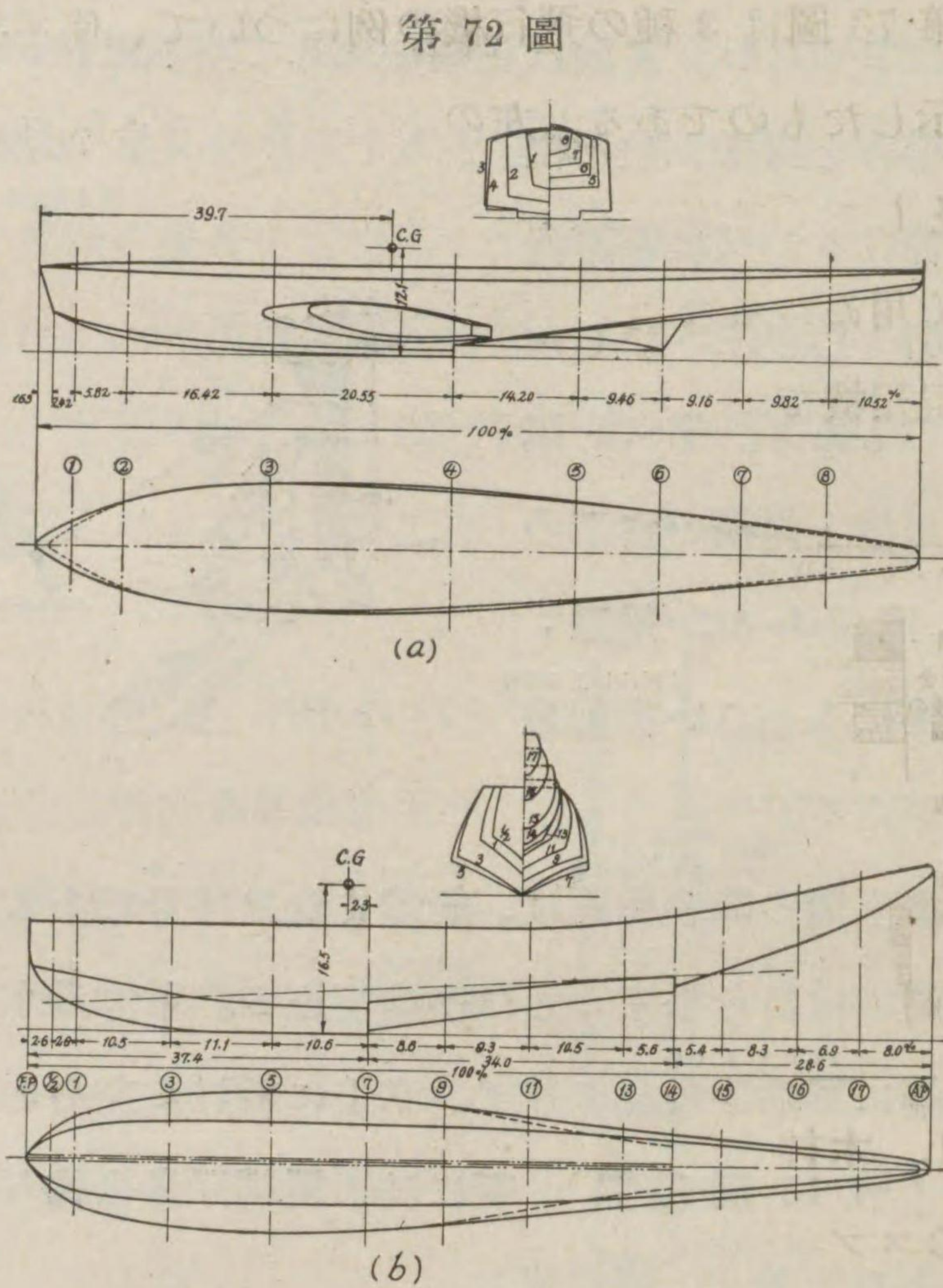
第 72 圖は、平底艇と V 底艇の線圖の 1 例である。

艇及び浮舟の底面には、一つ又は二つの段があるが、これは離水滑走の際、水の表面張力で艇または浮舟の水離が悪くなるの



を防ぐものであ  
る。即ち段の後  
では水が切れて  
離水が容易にな  
るのである。

浮舟、艇の構  
造は、前に述べ  
た張殻胴體の構  
造と大體同様で  
ある。これに浸  
水したときの用  
心に、いづれも  
五六箇以上の水  
密隔壁で區切ら  
れてゐる。



(a) 平底艇 (b) V底艇

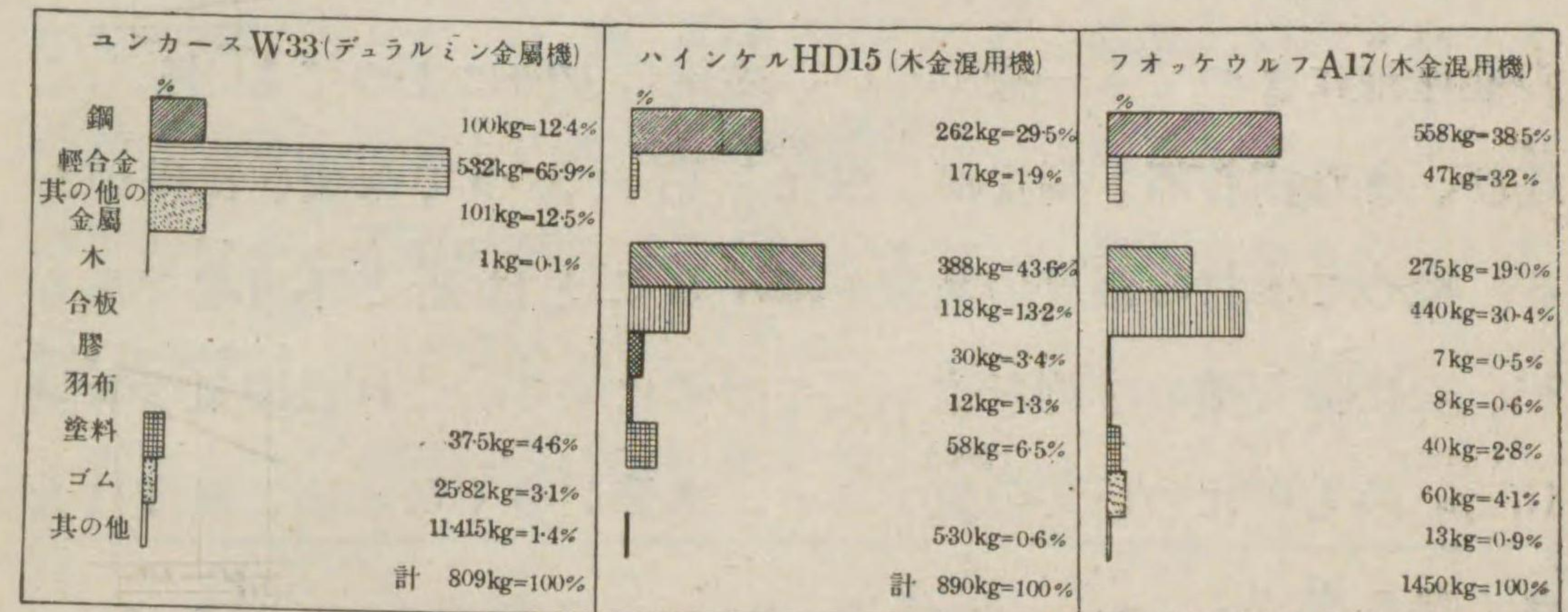
第 5 章 飛行機の材料と工作

第 1 節 木製機と金属機と木金混用機

構造材料に、主として木材を用ゐる飛行機を**木製機**、主として金属を用ゐるものを**金属機**、木材と金属とを適材適所に用ゐるものを**木金混用機**と呼ぶ。金属機には、軽合金(デュラルミン)を主として用ゐるものと、鋼を主として用ゐるものがある。

第 73 圖は 3 種の飛行機の例について、使用材料の重量割合を示したものである。左のユンカース飛行機は、デュラルミンを主として(66%)用ゐた金属機であり、中央のハインケルは木を多く用ゐた木製機、右のフオッケウルフは合板を多く用ゐた木金混用機である。

第 73 圖



1. 木材 飛行機用材料の木材としては、最も多量にアメリカ産のスプルースを用ゐる。我が國では、土佐、高野、木曾産の檜をこれに代用する。堅木では樺、塩地、アッシュ、胡桃、マホガニーなどを用ゐる。次にこれ等の材料の使用部分を表にして示さう。

木 材	構 造 部 分
スプルース、檜	翼桁、胴體縦通材、支柱、翼小骨
塩地、アッシュ	發動機架、尾樑、浮舟縦通材
胡桃、マホガニー	プロペラ

飛行機用の木材は、節、割目、蟲孔、脂壺その他の缺點のないものを厳選する。なほ繊維は材料の長さの方向に平行なことが必要であつて、5°以上に傾斜したものは使用しない。また年輪の粗



い木材は、概して弱いから使用しない。こんな譯で飛行機用材料の木材は可なり高價である。

木材は又よく乾燥してゐなければならない。自然乾燥が理想であるが、急ぐ場合には乾燥爐に入れて乾燥して、濕氣の含有量 10 乃至 15 % のものを用ゐる。

木材の強度は、その種類によつて異なるのは勿論であるが、その他産地によつても一様でない。繊維の方向によつても著しく違ひ、また樹心部と樹皮部、根元と梢によつても大いに差がある。従つて木材の強度の數値を擧げるとは殆ど不可能であるが、次に極大體の平均を表示して参考にする。これは濕氣含有量 15 % のものについての値である。水分が少くなるほど強度は大きくなる。

木 材 の 強 度 表

木材名稱	比 重	弾 性 率 E (kg/cm <sup>2</sup> )	曲 抗 力 (kg/cm <sup>2</sup> )	引 張 抗 力 (kg/cm <sup>2</sup> )	壓 縮 抗 力 (kg/cm <sup>2</sup> )
檜	0.42~0.52	100,000	700	860	370
スプルース	0.40~0.50	112,500	800	870	360
塩 地	0.55~0.65	110,000	800	1,000	420
胡 桃	0.50~0.65	105,000	800	860	450
マホガニー	0.50~0.60	105,000	800	600	440
ア ッ シ ュ	0.55~0.75	105,000~140,000	1,000	1,000	450
けやき 櫟	0.60~0.80	120,000	870	1,200	500

注意すべきことは、木材の壓縮強さは引張強さの約 40 % であることである。なほ弾性限界は、表示の破壊抗力の 40~60 % で

ある。剪斷抗力は、針葉樹に於て、繊維に平行な場合は引張抗力の 6 %、繊維に直角な場合は 32 % 位のものである。

2. 輕合金 飛行機に使用されてゐる輕金屬は、アルミニウム、アルミニウム合金、マグネシウム合金である。

輕金屬は、木材に比して遙かに等質であつて、十分に信頼し得る。一定の強度に對して鋼の約 3 倍の容積を持つてゐるから、小型の飛行機でも、取扱及び工作のために餘分の肉厚を與へる必要がない。従つて、元來航空機材料として進歩發達して來たものであつて、近頃に至つて漸く他の工業にも應用されるやうになつた。

アルミニウムの性質は次に示す如くである。

状 態	比 重	純 度	引 張 抗 力 (kg/cm <sup>2</sup> )
壓延したまゝの板または管	2.75	98 % 以上	1,500
壓延してなました板または管	"	"	1,000
鑄 物	2.56	"	700~800

アルミニウムの板は、熔接して屢燃料槽などに用ゐられる。

アルミニウム合金では、デュラルミンが最も廣く用ゐられてゐる。その成分は、

銅 3.0~4.0 %

マンガン 0.3~0.6 %

マグネシウム 0.3~0.7 %

アルミニウム 殘の全部

である。不純物として鉄は 0.6 % 以下、珪素は 0.5 % 以下でな



なければならない。板または管として用ゐる。加熱急冷して焼入をして、空气中に常温で放置すると、時効によつて数日間に硬化して強さを増す。その性質は次の通りである。

材 料	引張抗力 (kg/cm <sup>2</sup> )	弾 性 率 (kg/cm <sup>2</sup> )	比 重
デュラルミン	3,800~4,500	710,000	2.85

デュラルミンは、塩風、塩水に逢ふと大いに腐蝕する。これを防ぐには、クロム酸の槽に入れ、電解的に表面に酸化アルミニウムの膜をつくり、その上に塗料を施す。それでも表面に傷がつくと忽ち腐蝕する。浮舟、艇體など直接に海水に接觸する部分は、特に銹穴から進行する腐蝕が恐しい。

近頃では又、デュラルミン板の表面に、熱間圧延で極薄い純アルミニウムの層（全體の板の厚さの5%）を重ねたアルクラッド板を用ゐる。純アルミニウムは殆ど腐蝕しないからである。

マグネシウム合金では、エレクトロンが用ゐられる。90%以上のマグネシウムにアルミニウム、亜鉛、マンガン等を加へたものである。その性質は、

状 態	比 重	引張抗力 (kg/cm <sup>2</sup> )	壓縮抗力 (kg/cm <sup>2</sup> )	弾 性 率 (kg/cm <sup>2</sup> )
壓延した板	1.81	2,600~2,800	3,400	430,000~450,000
プレスして調質した材料	1.82	3,400	3,900	450,000
鑄物	1.83	1,800~2,200	2,700~2,800	—

デュラルミン以上に腐蝕し易いのと、脆くて工作が困難であり、

材料の信頼性が高くないために、未だ飛行機の主要構造部分に用ゐられるに到らない。しかし、比重の小さいことが、これ等の缺點にも拘らず實用を促進させ、近頃、油槽、座席の骨格、車輪、尾橈、操縦把輪などに、ぼつぼつ用ゐられ出した。

3. 鋼 木材は、前にも述べたやうに、等質性がなく、大氣の湿度、温度の影響を受けて、強さに變化を生じたり狂を生じたりするが、鋼は材質も均等であり、大氣の影響もなく、殆ど理想的の材料である。ただ比重が著しく大きいために、一定の強度に對して容積が小さくなるから、肉厚が非常に薄くなつて、小型の飛行機では餘分の肉厚を與へねばならない。

しかし、近ごろ技術の進歩に伴つて、薄板を巧みに加工して（第51圖参照）、戦闘機級の飛行機まで、追々鋼材を用ゐるやうになつた。

飛行機用の鋼は、いろいろ用ゐられてゐるが、不純物の硫黄及び磷が0.04%以下のものでなければならない。鋼は棒、板、管（圓または流線形）として用ゐられる。それを使用する部分は大體次のやうである。

種 類	構 造 部 分
棒	ピアノ線（張線）、釘、ボルト
板	諸縦通材、小骨、桁、金具
管	支柱、胴體縦通材、小骨、尾翼、發動機架

いま管について、その強さを表示する。



種 類	比 重	成 分	弾性率 (kg/cm <sup>2</sup> )	引張抗力 (kg/cm <sup>2</sup> )	
				引 き 放 し	な ま し た も の
熔接用軟鋼管	7.8	炭素0.3%以下	2,000,000	5,000~5,500	3,600~4,500
炭 素 鋼 管	"	炭素の含有が比較的多い	2,200,000	6,000~7,500	6,000
高張力特殊鋼管	"	クローム、ニッケル等を含む	2,200,000	10,000~16,000	—

4. 各材料の得失 重さと強さ 本節 1 から 3 までに述べたことを総合して、次のやうな結果を得る。

材 料	比 重	引 張 抗 力 (kg/cm <sup>2</sup> )	引張抗力 比 重 (kg/cm <sup>2</sup> )
木 材	0.40~0.80	550~1,200	1,400~2,000
エレクトロン	1.82	2,600~3,400	1,400~1,900
デュラルミン	2.85	3,800~4,500	1,300~1,500
鋼	7.80	5,000~16,000	600~2,100

即ち大體、引張の強さは各材料の比重に正比例してゐるから、どの材料を用ゐても大した優劣がない。壓縮や曲の抗力では、概して軽い材料の方が有利である。そのわけは、同じ強さに對して容積が大きいから、同じやうなものを作る場合に肉厚が大きくなつて、部分的に壁の「脹出し」や「屈まり」が起らないからである。しかし飛行機が大型になると、もう鋼でも厚さが十分になつて來るし、また近年は、薄板に多數の凹凸を與へて丈夫にする工夫が出来たから、將來の飛行機は先づ最も金屬化し易い大型機から始つて、段々金屬機になるものと思はれる。

木材では、強さに「むら」がある爲に、構造部分の寸法を決定

するに際して、斷面積を過大にして安全を期せねばならない。

また結合の方法は、木材では主として膠着であつて、餘り信頼がおけない。木材がボルトで結合された部分も、飛行機が發動機からの振動を受けたり、突風または着陸のための衝撃を受けると、穴が擴がる危険がある。これに反して、金屬材の結合は、熔接、鉚接またはボルト着であつて信頼するに足りる。

水分、海水の影響 木材は濕氣によつて膨脹したり收縮したり狂を生ずる。従つて木製機は絶えず調整をしなければならない。合板も我が國のやうな濕度の高い所では間々腐る。これに反して金屬機は、格納庫のない所で、露天に置いて雨晒にしても、日光の直射に逢つても平氣である。

水上機の浮舟や、飛行艇の艇體のやうに、直接に水につかる部分が木製であると、段々水を吸ひ込んで重くなり、飛行機の有効搭載量を著しく減ずる。

唯デュラルミンは、前にも述べた通り、塩水、塩風に逢ふと忽ち犯されて腐蝕するが、防蝕法を施した表面に塗料を塗るか、或はアルクラッド板にして用ゐたものは、陸上用の飛行機としては十分である。たゞ海上機としては鋼は殆ど理想的の材料である。

製作と價格 デュラルミンは頗る高價(1 kg が 6 ~ 10 圓)な材料であり、特殊鋼もまた高價(1 kg が 1 ~ 30 圓)である。木材も飛行機用には精選したものを用ゐるから餘り安くはない。

工作費は、勿論木製機が最も安い。現在では極大體の見當で、凡そ同じ飛行機を金屬で造ると木材で造るとでは、約 5 割乃至 10 割方金屬の方が高い。しかし金屬製飛行機の壽命は、恐





らく木製機の5割乃至10割方長い。(1)

事故と修理 火災の場合に、金属機の方が木製機より安全なのは勿論である。

不時着陸などの際に、地面や樹木に飛行機が衝突する場合には、木製機では、各部分が激しく破壊飛散して乗員に危害を及ぼす。金属機では、胴體や翼などが大きい變形をして衝撃を緩和するから遙かに安全である。

破損した飛行機の修理に於ても、鋸接、ボルト着の多い金属機では、修理が比較的簡單であつて、かつ修理後の強度にも十分安心が出来る。

結論 斯う考へて來ると、金属機の價格が下り、デュラルミンの防蝕が完全になれば、木材はもう輕飛行機の他には用ゐられさうにもない。實際近頃では、多量生産の出来る金属機が段々一般化して來た。海軍用の飛行機には、腐蝕のない鋼が主として用ゐられ、陸軍用の飛行機や輸送機には、デュラルミン製と鋼製の金属機が多い。最近の飛行機工場は、木工場を段々縮小して金工場を大きくしてゐる。

第2節 各種の材料と工作

1. 羽布と塗料 羽布は高級の亞麻布または綿布であつて、枠組構造の翼及び胴體に外皮として張る。

羽布を張つただけでは、目穴を通じて空氣が出入するから、翼上面の負壓と下面の正壓とが消し合つて、翼の揚力が減殺される

(1) 大體の見當で、木製機の壽命5~6年に對し、金属機は約10年。

(2) 日本では綿花を産しないから殆ど使はない。

(第8章9)。かつ皺があつて空氣抵抗が増すから、これに必ず羽布塗料を塗る。これで同時に防水性を與へることもなる。

羽布塗料は、醋酸纖維素または硝酸纖維素をアセトンで溶かしたものである。羽布に刷毛または吹付で塗ると溶媒が蒸發して、羽布に密着した薄いフィルムを生ずる。

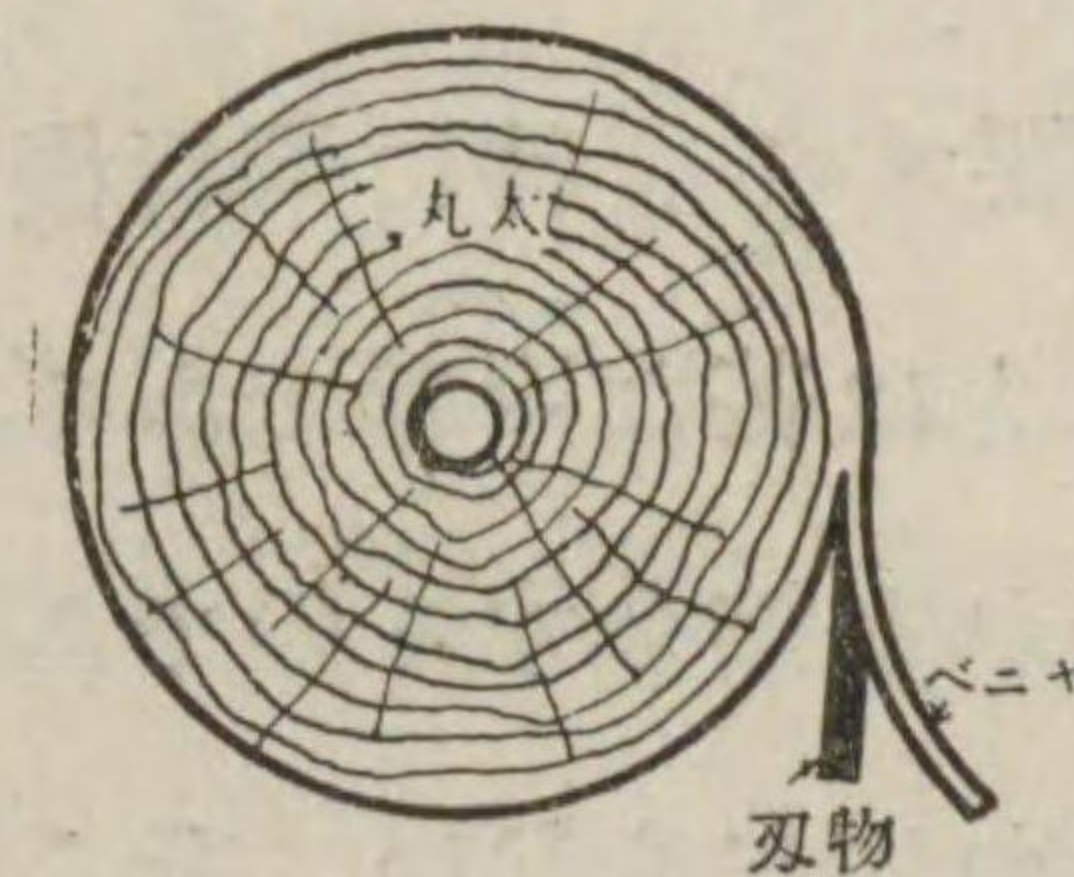
翼では、この羽布塗料を5~8回も塗り、かつ表面をぴかぴかに光るまで磨き上げて、空氣の摩擦抵抗の減少を計る。

このほか、飛行機の構造部分には、木製部品でも金属部品でも、必ず塗料を施して防水性、耐蝕性、平滑性を與へる。

それには、ラック、ワニス、エナメル、ペンキ、漆(プロペラ用)等の普通の塗料を用ゐる。

2. 合板とカゼイン膠 木材を薄板にして、胴體、翼、浮舟などの外皮及び桁、小骨の構成材にするには合板を用ゐる。合板は、普通3枚のベニヤを纖維の方向を互に直角にして、カゼイン膠で膠着したものである。ベニヤといふのは、普通適當な長さの丸太材を、長さの方向を軸として廻轉させながら、カッターで螺旋狀に截り取

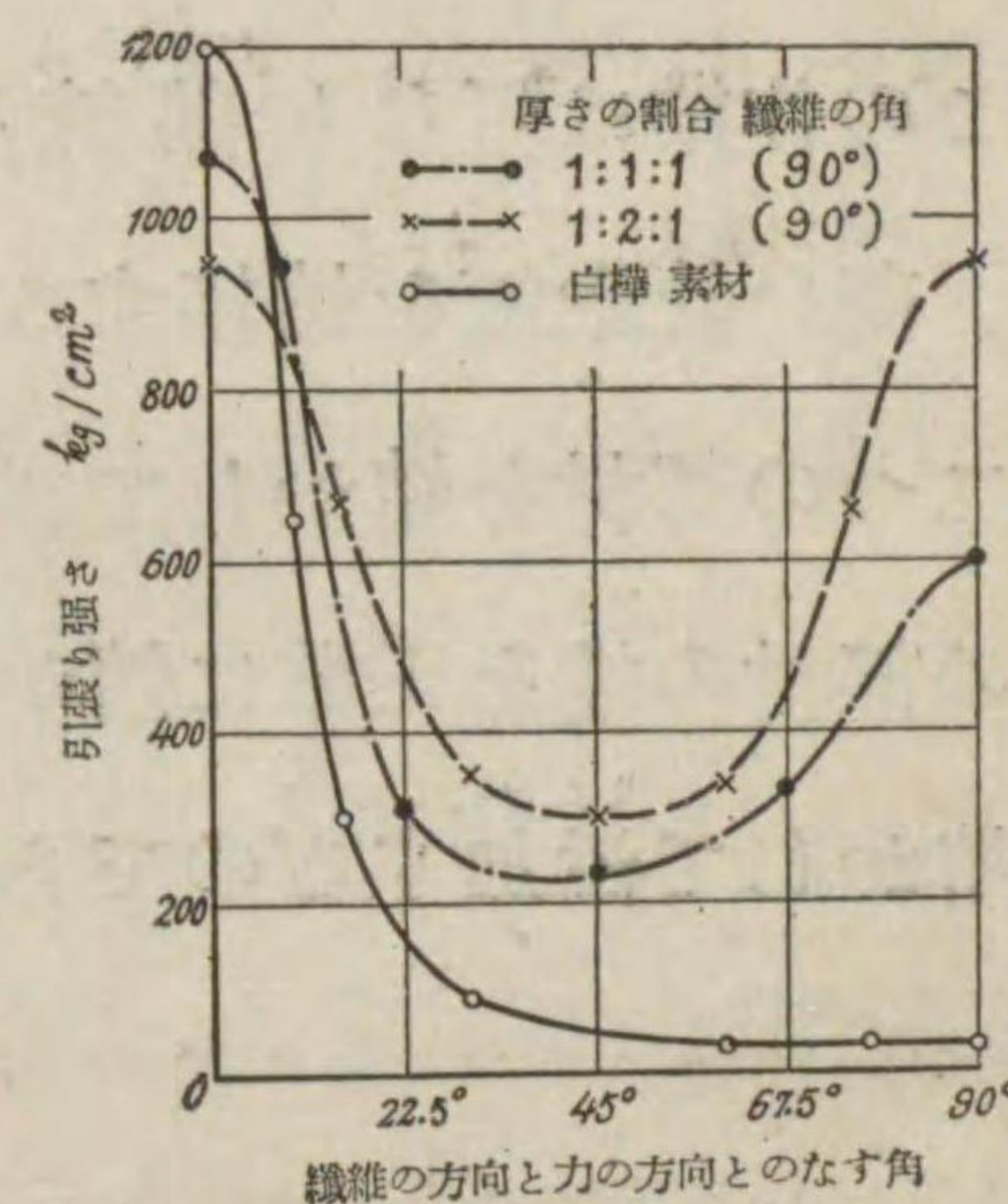
第74圖



つた薄板である(第74圖)。

木材は、前にも述べた通り、纖維の方向によつて強さが著しく違ふが、合板では、木材の此の缺點が可なり除かれる(第75圖)。

第75圖





飛行機用には主に樺または榎合板が用ゐられ、厚さ 1 乃至 8 mm のものが市場にある。

木材の接合剤として耐水性膠を用ゐる。最も普通のもはカゼイン膠である。カゼインは牛乳から得られる蛋白質で、カゼイン膠は、これと少量の消石灰と曹達塩とを混合したもので、常温に於て水に溶かして使用する。

膠着作業を行ふには、先づ膠着面をよく仕上げて合はせてから、膠の着きの良いやうに面を粗ける。膠を着けてから、膠着面の全部に壓力のかゝるやうに、プレスで 6 時間以上十分壓へておく。しかし、餘り長く壓へると木質

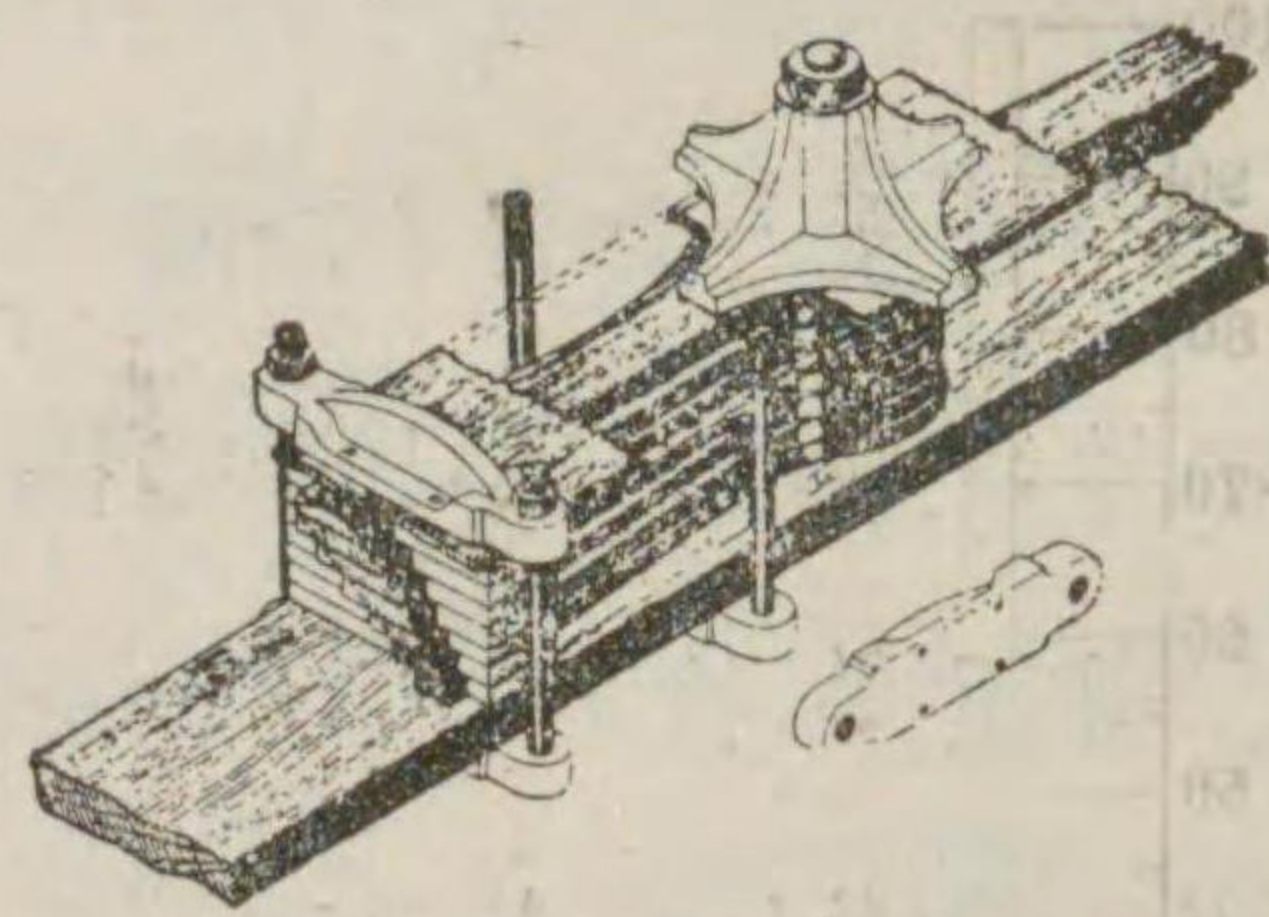
を害するから、適當の時期にプレスを外す。第 76 圖はプロペラ膠着用のプレスである。

木材の接合には、膠のほかに釘、木ねぢを用ゐる。

3. 熔接と銲接 鋼材接合法のうちで、最も簡單で安價なのが酸素アセチレン熔接である。

この作業は可なり熟練を要する。特に飛行機構造材料のやうな、薄い管や板を熔接することは甚だ困難である。熔接では、甲乙二つの部材を熔かして、それを接合するのであるから、先づ兩方の部材の端を正確に熔かさねばならない。そこへ更に熔接針金を熔かして添加するのである。

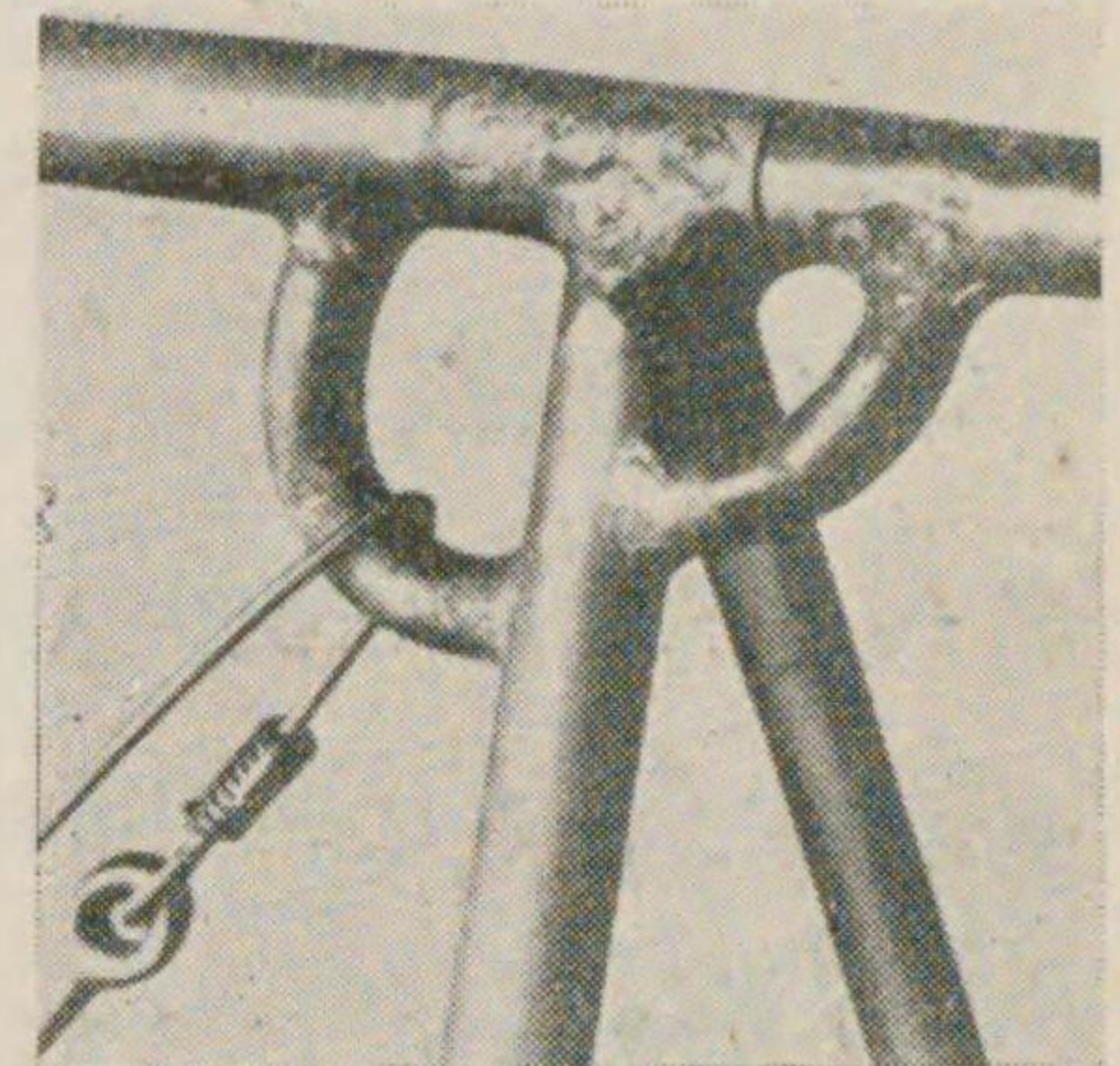
第 76 圖



第 77 圖は鋼管を熔接して作つた胴體

第 77 圖

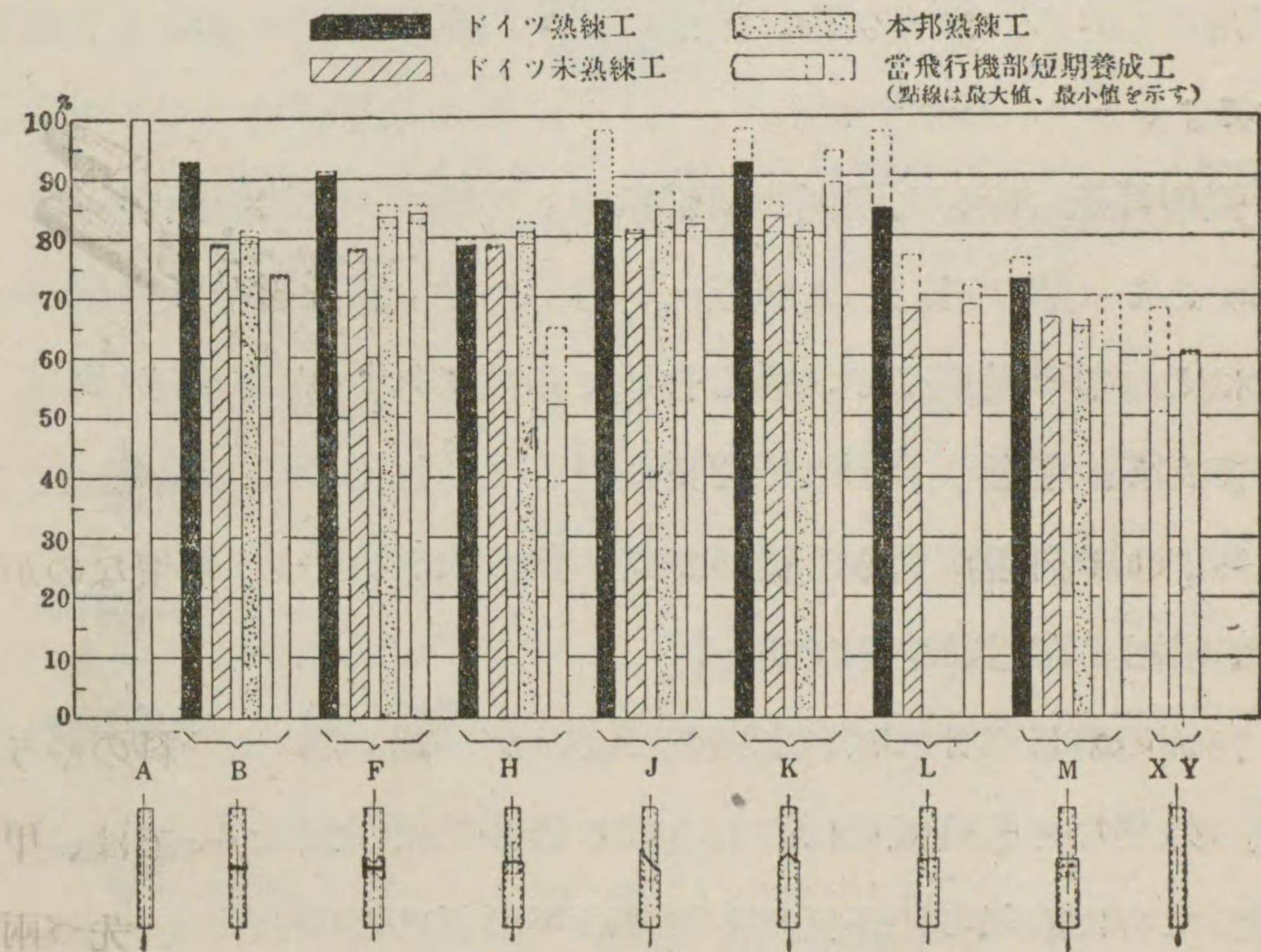
の接合部で、第 54 圖に示すやうなものを終まで狂なく熔接するには、強い杵を要する。



熔接部分のクローズアップ

第 78 圖は、B 乃至 M の各種の熔接継手が、元の材料 (A) の何割の引張の強さを持つかを調べた結果である。ドイツ及び我が國の熟練工と未熟練工との技

第 78 圖



各種の熔接継手の引張り強さの効率

倆も、同時に此の圖で比較される。大體の結論として、(1) 熔接の強さは職工の技倆によつて左右される。(2) 熔接継手は元の材料の 70~90% の強さを持つ (焼き戻した材料 XY は 60%)



の強さである)。 (3) 最も強い継手は J または K のやうに熔接面の大きいものであつて、この継手は職工の技倆によつて餘り強さが變化しないことが述べられる。

電気熔接は、その <sup>スポットウエルディング</sup> 點熔接が強度を要しない部分 (アルミニウム、<sup>かう</sup>鋼) に近頃いづらか使はれ出した。

熔接は、その部分の材料を <sup>いもの</sup> 鑄物の組成にする。従つて、<sup>シヨツク</sup> 衝撃や <sup>くりかへ</sup> 繰返し負荷を受ける部分には使はれない。

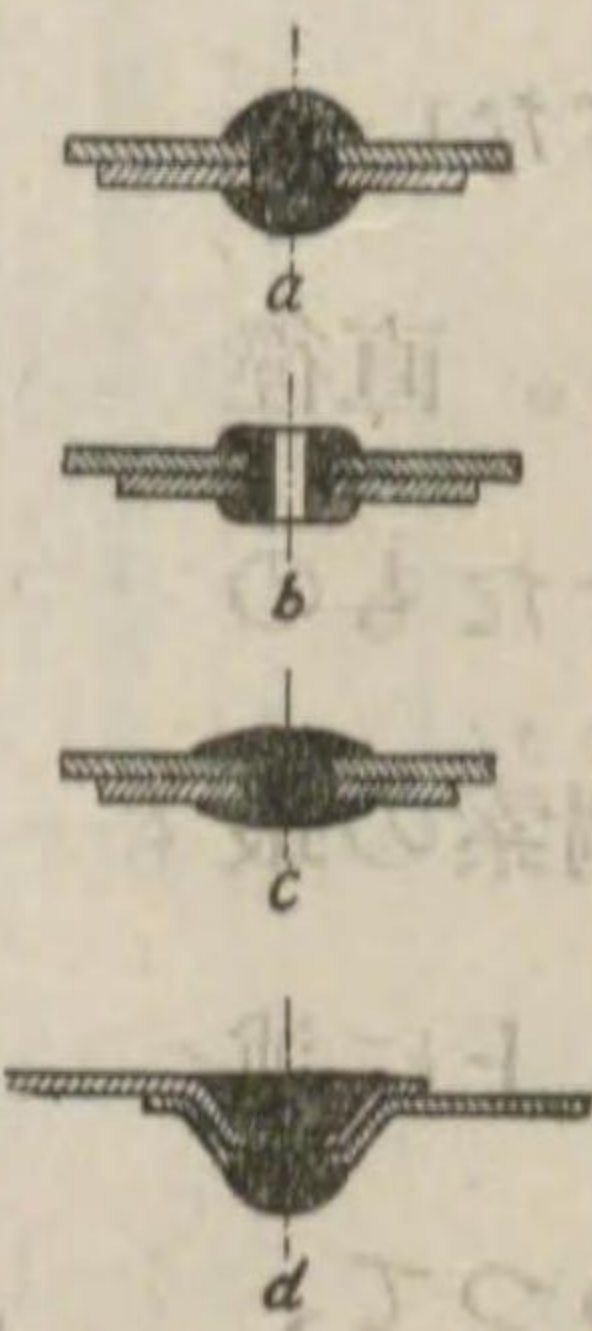
デュラルミンは、<sup>やきいれ</sup> 焼入をして強さを出してゐるものであるから、熔接は使はれない。デュラルミンの接合には、主として <sup>リベット</sup> 鋲接が用ゐられる。鋼も勿論、熔接のほか <sup>もちろん</sup> に鋲接、<sup>づけ</sup> ボルト着も用ゐられる。

鋲の種類には、<sup>まるあたま</sup> 丸頭鋲 a、<sup>くわん</sup> 管鋲 b、<sup>へいとう</sup> 平頭鋲 c、<sup>ちんとう</sup> 沈頭鋲 d の 4 種がある (第 79 圖)。

丸頭鋲は、桁、小骨、<sup>じゆうつうざい</sup> 縦通材などの構成またはこれ等の結合など、最も普通に用ゐられるものである。管鋲は、同じ断面積に對して、むくのものよりも外徑が大きく従つて <sup>さいめん</sup> 支へ面が大きいから、<sup>うすいた</sup> 薄板の鋲接に有利である。

内部の構造部分には、丸頭鋲でよいが、<sup>よく</sup> 翼、<sup>どう</sup> 胴體の外皮など直接氣流にさらされる部分では、鋲頭のために <sup>まさつていかう</sup> 空氣の摩擦抵抗を増す。平頭鋲はこの摩擦抵抗の <sup>けんち</sup> 見地から丸頭鋲に優り、沈頭鋲は一層有利である。但し、沈頭鋲はその鋲接工作に普通の約 2 倍の手間を要する。最近の高速機では、主翼の <sup>ぜんえんぶ</sup> 前縁部や <sup>どうたいぜんたん</sup> 胴體前端などの外皮に、この沈頭鋲を用ゐて表面の <sup>なめら</sup> 滑かさを高めてゐる。

第 79 圖

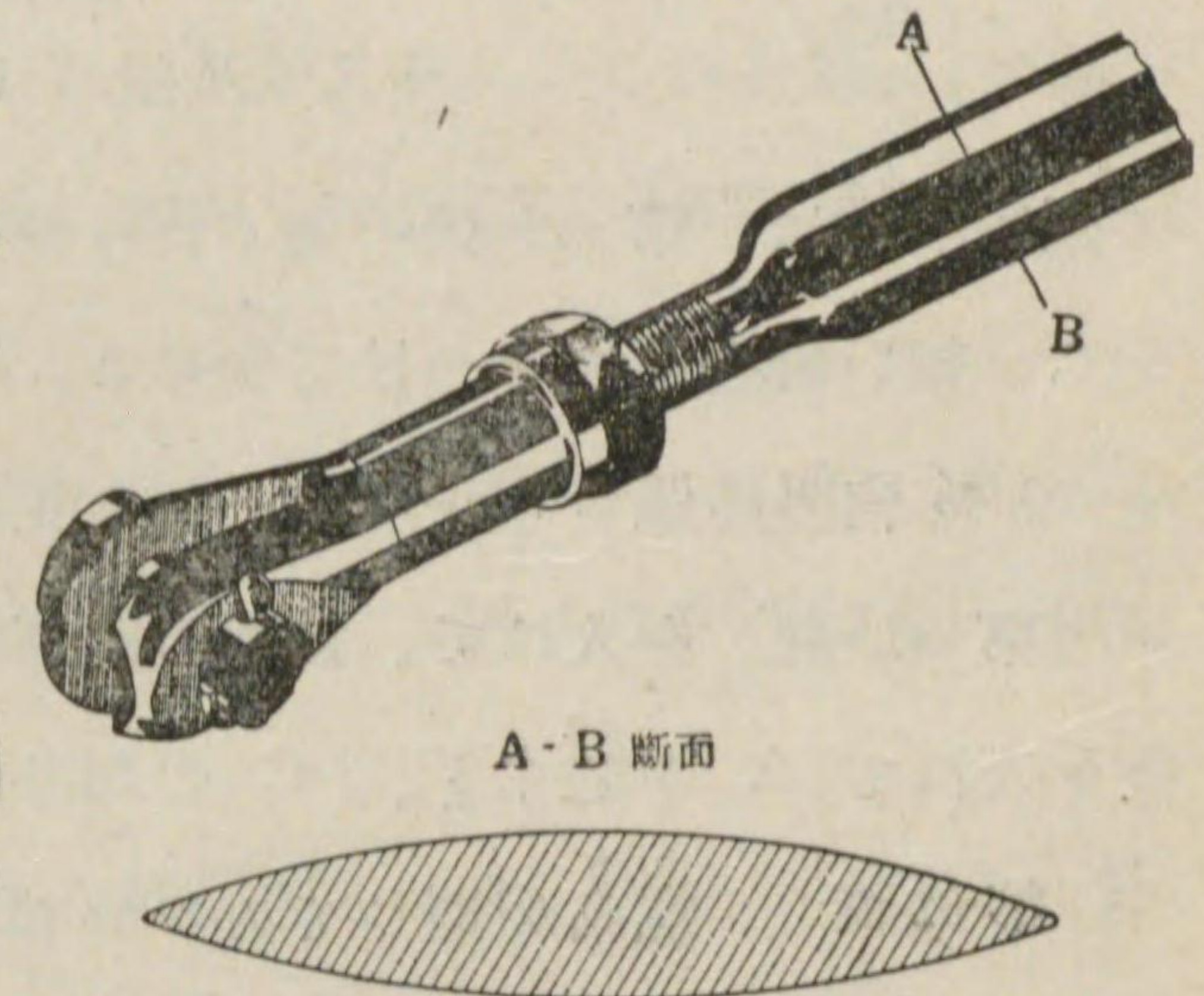


4. <sup>ちやうせん</sup> 張線と <sup>かうさく</sup> 鋼索、<sup>さうじゆうさく</sup> 操縦索 空氣抵抗を受けない <sup>よくない</sup> 翼内張線、<sup>どうたい</sup> 胴體張線には、主としてピアノ線を使用する。直徑 0.5 乃至 3.0 mm のものが普通であつて、<sup>ないし</sup> 細いものは 16,000 kg/cm<sup>2</sup>、太いものは 12,000 kg/cm<sup>2</sup> の <sup>ひつはりかうりよく</sup> 引張抗力を持つ。

<sup>りうせんはりがね</sup> リボン線または <sup>りうせんはりがね</sup> 流線針金

第 80 圖

(第 80 圖) は、主として氣流にさらされる <sup>よくかん</sup> 翼間張線に用ゐ、断面が <sup>さくくち</sup> レンズ状であるから、<sup>さいりくち</sup> 切口圓形のピアノ線よりも <sup>ていかう</sup> 空氣抵抗が著しく小さい。材質は <sup>たんそかう</sup> 炭素鋼であつて、約 10,000 kg/cm<sup>2</sup> の引張抗力を持つ。

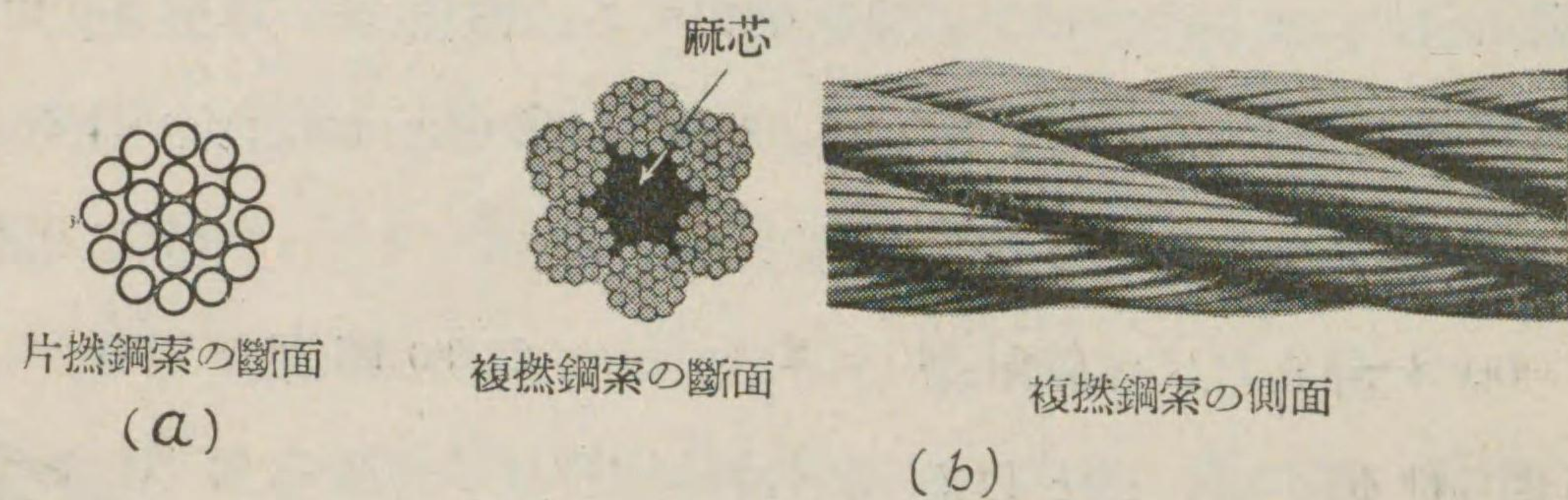


ピアノ線の最も太いものでも、約 1,500 kg の強さを持つに過ぎないから、これ以上大きい <sup>ふか</sup> 負荷を受ける張線には、鋼索を用ゐる。直徑 0.5~1.2 mm の細い鋼線を數十本乃至數百本 <sup>ないし</sup> 撚り合はせたものであつて、外徑 1.5~10 mm である。飛行機用の <sup>ちやうせんよう</sup> 張線用鋼索の最も太いものは約 15,000 kg の強さを持つてゐる。

上に述べた張線用の鋼索は、<sup>かたよりさく</sup> 謂はゆる片撚索 (第 81 圖 a) であつて、<sup>じうなんせき</sup> 柔軟性がないから、<sup>さうじゆうさく</sup> 操縦索のやうに、<sup>くわつしや</sup> 滑車にかけて引廻すことが出来ない。操縦索に用ゐる <sup>ふくより</sup> 複撚鋼索 (第 81 圖 b) は、片撚鋼索を多數 <sup>よ</sup> 撚り合はせたものである。この場合には、鋼線の直徑も 0.2~0.3 mm で、<sup>しん</sup> 心には綿糸または麻糸を入れて柔軟性を與へる。出來上りの外徑は 2~7 mm のものが多い。

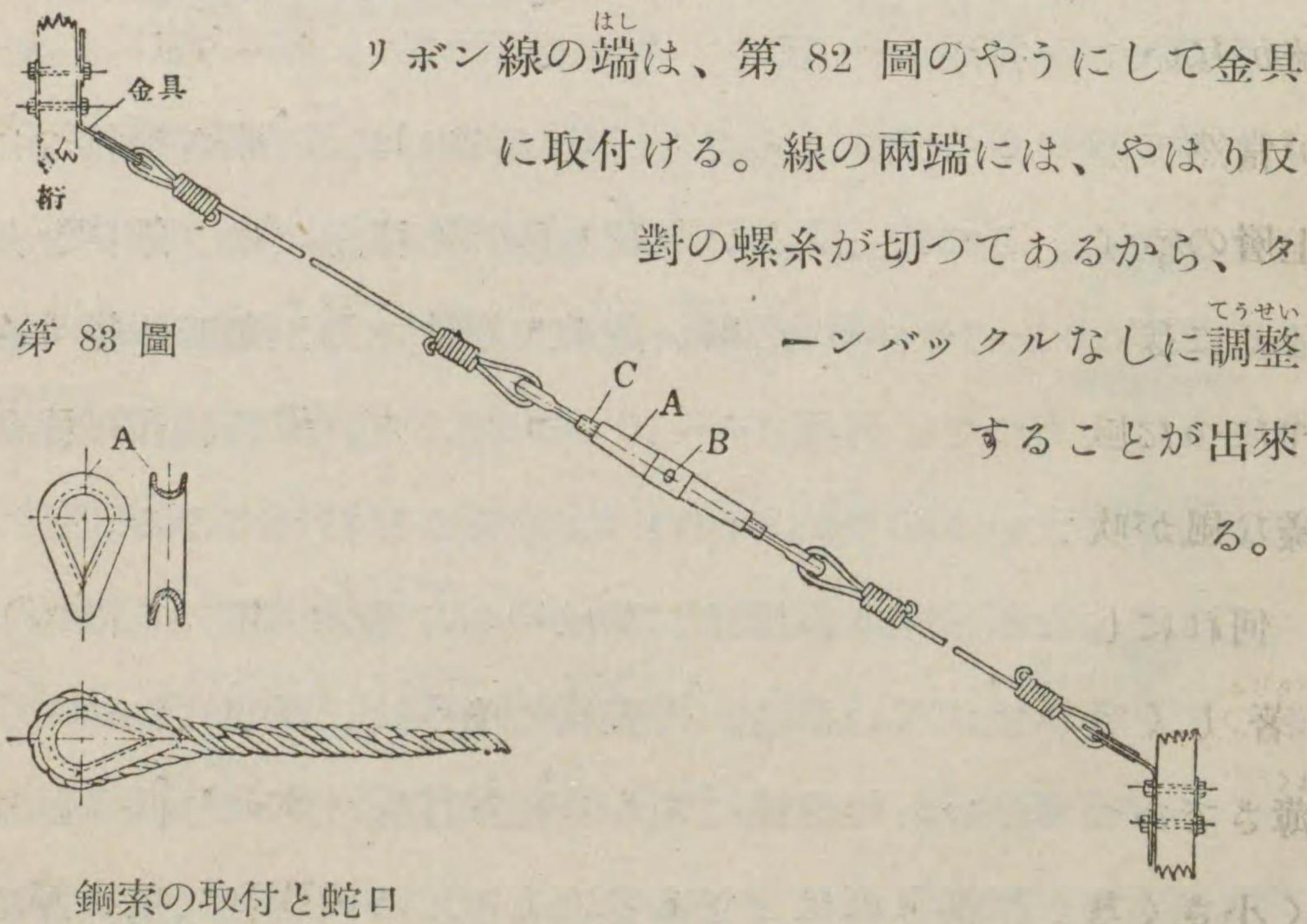


第 81 圖



片撚鋼索の断面 (a) 複撚鋼索の断面 複撚鋼索の側面 (b)

張線の端は、第 82 圖の如く折り曲げて、金具の目穴に通してから、細い針金を巻きつけて留める。この部分は張線本体の強さの 80% 内外の強さしかない。また張線の端には、ターンバックル (第 82 圖) を入れて、長さの調節をする。即ち B の穴に針金を入れて A を廻すと、C の部分が入り出して (両方に反対の螺糸が切つてあるから) 長さが變化する。



第 82 圖 螺糸が切つてあるから) 長さが變化する。

リボン線の端は、第 82 圖のやうにして金具に取付ける。線の両端には、やはり反対の螺糸が切つてあるから、ターンバックルなしに調整することが出来る。

第 83 圖

鋼索の取付と蛇口

鋼索の端は、第 83 圖のやうに蛇口 A を入れて「さつま編」をして、金具またはターンバックルに取付ける。

第 6 章 空氣の性質

1. 大氣 地球上の空氣は地上約 300 キロメートルの高さに及んでゐるが、このうち地表から高さ約 11 キロメートル、即ち 11,000 メートルまでの層を対流圏といふ。太陽熱で地球の表面が熱せられると、そこから温つた空氣が上昇し、これを補ふために上層の寒冷な空氣が下降する。即ちこゝに謂はゆる対流の循環作用が起る。

大氣の対流は、高度 11,000 メートルの所を境として、それ以下で行はれる。従つて 11,000 メートルの高さまでの層を対流圏と呼ぶのである。

11,000 メートルより高い所を成層圏と呼ぶ。此處では空氣の対流がないから、霧、雨、雪、雲などの謂はゆる氣象變化のないのが當然である。対流圏では、上昇した比較的暖い空氣が、寒冷な上層の空氣に會つて、その中の水蒸氣が凝結し、霧、雨、雪、雲などになる。その上、対流圏には速度が時々刻々變化する突風を伴つた風が吹くが、成層圏では地球の自轉に基づく質の良い一様な風が吹いてゐるだけである。

何れにしても、いつも晴天で突風のない成層圏では、航空が著しく容易である。その上、空氣が地表の 4 分の 1 以下の稀薄さであつて、飛行機が進行する際に受ける空氣抵抗もまた著しく小さくなる。空氣抵抗は空氣の比重に正比例する (第 7 章 4)



からである。しかし成層圏では零下  $50^{\circ}\text{C}$  の寒さであつて、空気の稀薄さと共に人間にとつて頗る苦痛である。も一つ、發動機の馬力も大體氣壓に正比例して低下する（第 9 章第 1 節 2）から、この高空で大馬力を出す發動機の製作が頗る困難なために、現在では成層圏飛行の理想はまだ實現されてゐない。しかしドイツ、フランスなどの國々では、追々と成層圏用の飛行機が試作されてゐる。

2. 氣壓 空気は重さを持つてゐるから（地表では 1 立方メートルについて  $1.23\text{ kg}$ ）、地表に在る總べての物體は有らゆる方向から、300 キロメートルに及ぶ空気の柱で壓へつけられてゐることになる。これを氣壓といふ。

地表でこの氣壓を測定すると、1 平方 cm につき約  $1\text{ kg}$  である。これを水銀柱氣壓計の讀でいひ表すと  $760\text{ mm}$  である。

地表での氣壓は、氣象の變化と共に變化するが、 $730\text{ mm}$  といふやうな低氣壓は稀である。しかし、高い空に昇るに従つて、氣壓はどんどん低下する。例へば  $4,000$  メートル（富士山頂の高さ）の高度では、氣壓は大體  $460\text{ mm}$  であり、 $13,000$  メートルの上空では、 $125\text{ mm}$  即ち地表の約  $6$  分の  $1$  に低下する。上空に昇るに従つて、そのまだ上に在る空気が少くなるからである。地表の空気は、最下層に在つて謂はゆる下積になつてゐるから、最も強い壓力を受けてゐる譯である。即ち地表の氣壓が最も大きい。

3. 高度と空氣の比重 空氣の比重（單位體積の重量）は壓力に正比例する。上空へ昇るに従つて氣壓が前項に述べたやうに低下するから、空氣の比重もまた漸次に減少する。即ち上空へ昇るに従つて空氣は益々稀薄になる。大體、高度  $6,700\text{ m}$  で空氣の比重は地表の半分になり、 $13,000\text{ m}$  で地表の  $5$  分の  $1$  近くになる。

これがために、高度飛行に際しては、乗員は酸素吸入装置を携へ、發動機には過給機を裝備して酸素の不足を補はねばならない。

一方、空氣の比重は絶對溫度 ( $273 + t^{\circ}\text{C}$ ) に逆比例する。大氣の溫度もまた上空に昇るに従つて、高度  $1,000\text{ m}$  につき  $6.5^{\circ}\text{C}$  の割合で低下する。従つて溫度の下降の方から考へれば、空氣の比重は上空へ昇るほど増加する筈である。だから氣壓は  $5,500\text{ m}$  で地表の半分に減するのにも、空氣の比重は  $6,700\text{ m}$  で半分になる。又  $13,000\text{ m}$  での氣壓は地表の  $6$  分の  $1$  であるのにも、空氣の比重は  $5$  分の  $1$  である。

4. 國際標準大氣 飛行機の性能即ち水平速度、上昇速度、航續距離などは、空氣の比重によつて大いに變化する。比重の大きい地表では一般に性能はよい。即ち水平速度も上昇速度も最大であるが、高空に昇るに従つて性能は低下する。

従つて、或飛行機の水平速度にも上昇速度にも、各高度での値を必要とする譯であるが、一定の標準の氣壓と氣温、いひ換へれば



ば空気の比重に對する數字に換算しなければ、絶對的の意味を持たない。

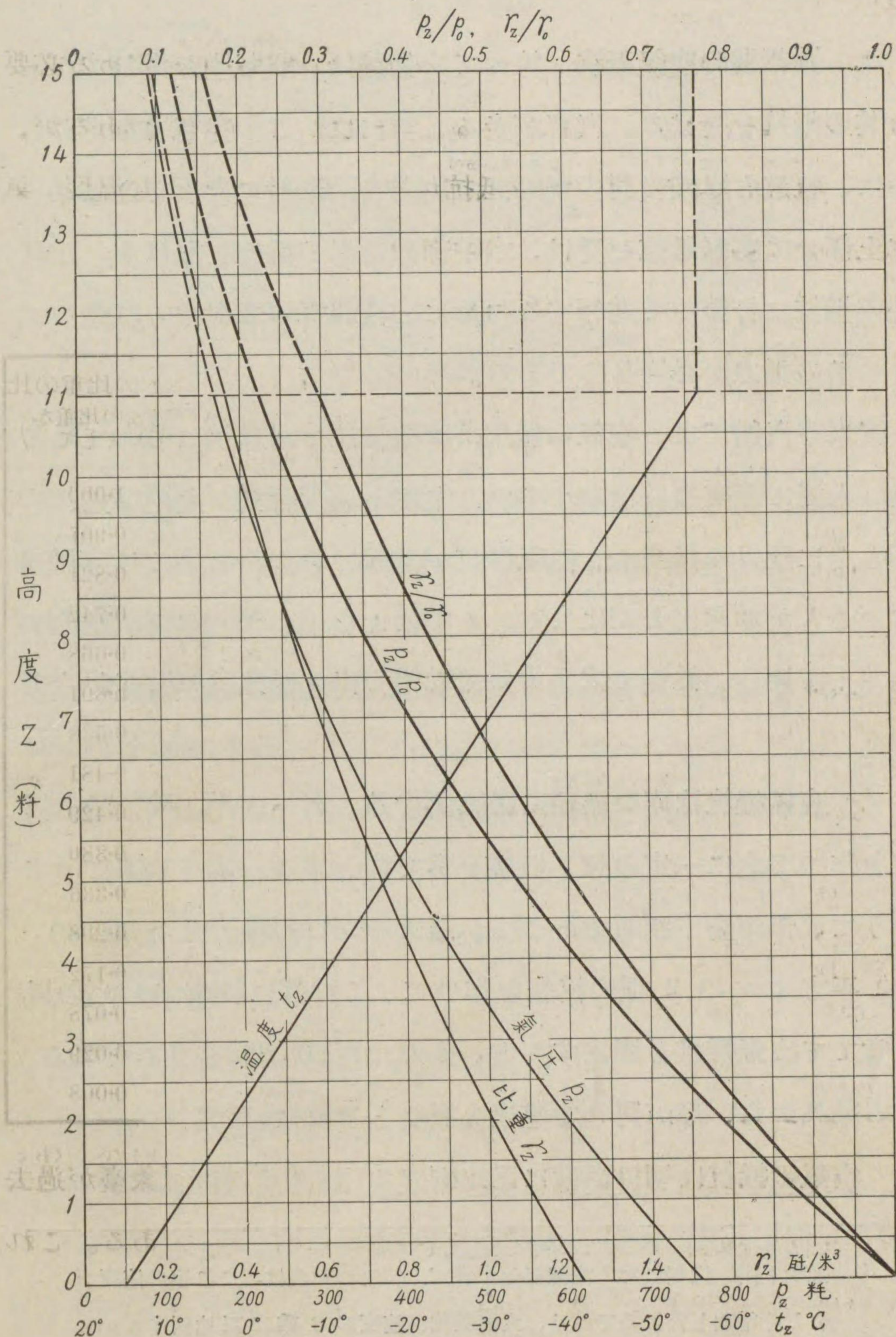
斯のやうに性能の比較のために、大氣の標準状態を定める必要がある。國際聯盟の一部に國際航空委員會といふものがあるが、こゝで採擇された國際標準大氣は、次の表に示すやうな温度、氣壓従つて空気の比重を持つてゐる。

國 際 標 準 大 氣

高 度 (m)	温 度 (攝 氏)	氣 壓 (水 銀 柱 mm)	空 氣 の 比 重 (1 立 方 m に 付 き kg)	氣 壓 の 比 (地 表 の 氣 壓 を 1.0 と して)	空 氣 の 比 重 の 比 (地 表 の 比 重 を 1.0 と して)
0	15.0	760	1.226	1.000	1.000
1,000	8.5	674	1.112	0.887	0.907
2,000	2.0	596	1.007	0.784	0.821
3,000	- 4.5	526	0.910	0.692	0.742
4,000	-11.0	462	0.820	0.608	0.668
5,000	-17.5	405	0.737	0.533	0.601
6,000	-24.0	354	0.660	0.466	0.538
7,000	-30.5	308	0.590	0.405	0.481
8,000	-37.0	267	0.526	0.351	0.429
9,000	-43.5	230	0.467	0.303	0.380
10,000	-50.0	198	0.413	0.261	0.336
11,000	-56.5	170	0.366	0.224	0.298
15,000	-56.5	98.4	0.211	0.129	0.172
20,000	-56.5	44.5	0.096	0.059	0.078
25,000	-56.5	16.7	0.036	0.022	0.029
30,000	-56.5	4.6	0.010	0.006	0.008

これ等の温度と氣壓の値は、主として西歐諸國の氣象臺が過去數十年間に測定した値の大體の平均値を採つたものである。これを圖示したのが第 84 圖である。

第 84 圖





第7章 空気の抵抗

1. 飛行機の空気抵抗 總べての物體は、空氣中を進行するとき其の抵抗を受ける。汽車が走るときには、この空氣の抵抗のほかに、軌道と車輪の間の摩擦抵抗がある。汽船が走るときには、水上部分は空氣抵抗を受け、水中部分は水の抵抗を受ける。これ等の抵抗に打勝つて進行するために、機關車の牽引力、汽船のプロペラの推力が必要なのである。

汽車や汽船では、空氣の抵抗は摩擦抵抗や水抵抗に較べて殆ど無いと視て差支ないほど小さい<sup>(1)</sup>。しかし、飛行機が空中を進行するときには受ける抵抗は、空氣抵抗が全部であるから、これを輕減することが非常に大切になる。それによつて、プロペラの推力が小さくて済み、従つて或馬力の發動機で出せる速度が増すからである。

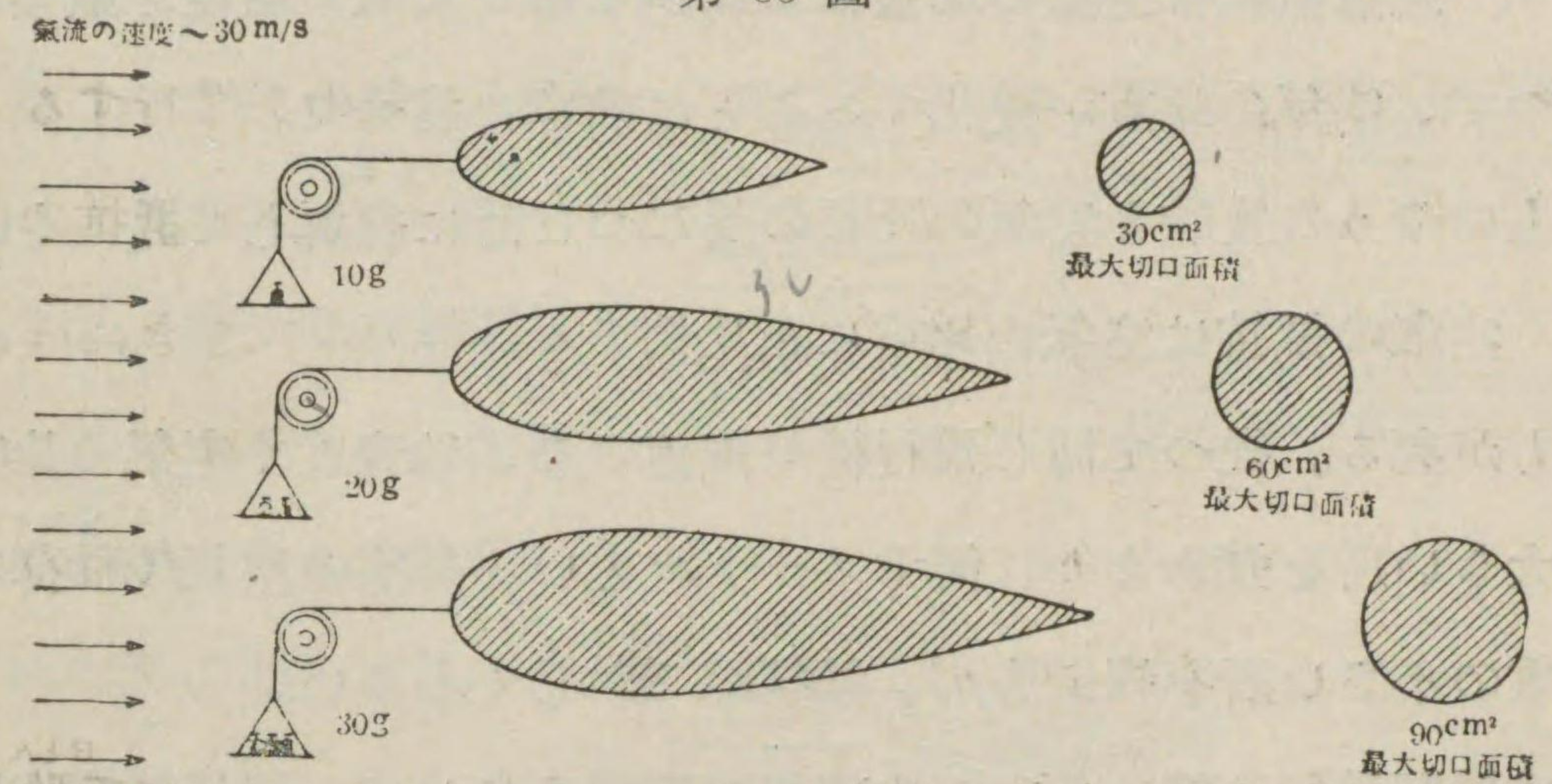
2. 空氣抵抗は切口面積に正比例する 例へば今、飛行船の模型を作つて之に一定の速さの風を當てたとする。第85圖に示すやうに、形が全く相似であつて、最大の切口面積が夫々30, 60, 90平方cmの3種の模型を作つて、これ等に秒速30mの風を當てて空氣抵抗を測定すると、夫々10, 20, 30グラムとなる。この結果から、形が同じで速度も同じときには、

空氣の抵抗は切口面積に正比例する

(1) 近頃汽車、汽船にまで流線形化が<sup>やま</sup>直しくなつたのは、これ等の速度が<sup>いちじる</sup>著しく増加したためであり、空氣抵抗は速度の2乗に正比例するからである。

ことが判る。これはどんな形の物體にでも成立する事實である。

第85圖



だから、例へば飛行機の胴體なども、乗員を載せ燃料油槽を收容し荷物を積めば、あとは出来るだけ切口面積を小さくして、空氣抵抗の輕減を計らねばならない。

3. 空氣抵抗は速度の2乗に比例する 前の切口面積60平方cmの飛行船模型に、こんどは風速毎秒30m, 20m, 10mと違つた速さの風を當てて、その空氣抵抗を測定すると、

風速 (毎秒メートル)	30	20	10
抵抗 (グラム)	20.0	8.8	2.2

といふ工合に減つて行く。

これから、他のことが同じならば、

空氣の抵抗は速度の2乗に比例する

ことが判る。何故ならば、

$$(30)^2 : (20)^2 : (10)^2 = 900 : 400 : 100 = 20.0 : 8.8 : 2.2$$

であるからである。

この法則は勿論飛行船の模型だけではなく、どんな形の物體に



でも當てはまる。

4. 空気抵抗は空気の比重に正比例する 大氣の溫度と氣壓によつて、空気の比重が變化することは前章に述べた。

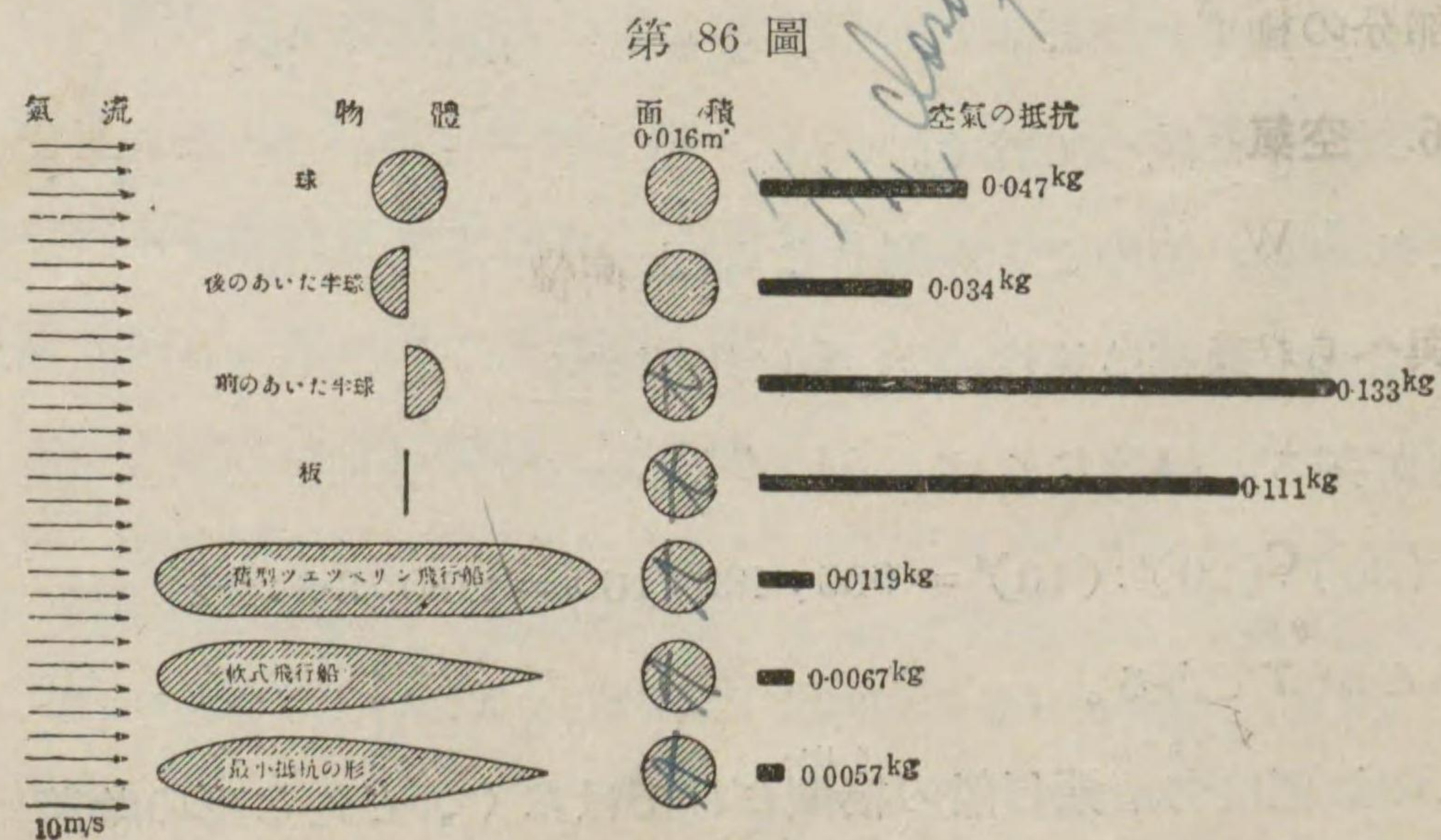
上のやうな實驗を空気の比重の異なつた時に繰返して見ると、

空気の抵抗は空気の比重に正比例する

ことが判る。従つて同じ飛行機が或速さで、地表近く空気の比重の大きい所を飛ぶより、何千メートルといふ高空の空気の稀薄な比重の小さい所を飛ぶ方が、抵抗が著しく小さい。

成層圏飛行(第6章1)の理想が實現されれば、飛行機が速度が大いに増すであらうと期待されてゐる所以はこゝにある。

5. 形状による空気抵抗の差 今度は、同じ切口面積160平方cmの様々な形状の模型を作る。そして之に、いつも秒速10mの風を當てて、その空気抵抗を計測する。その結果は、第86圖の如く形状によつて抵抗に甚だしい差がある。飛行船の受ける抵抗は頗る小さいのに、球や圓板や前の開いた半球などは、夫々飛行船の8, 20, 24倍といふ大きい抵抗を受ける。

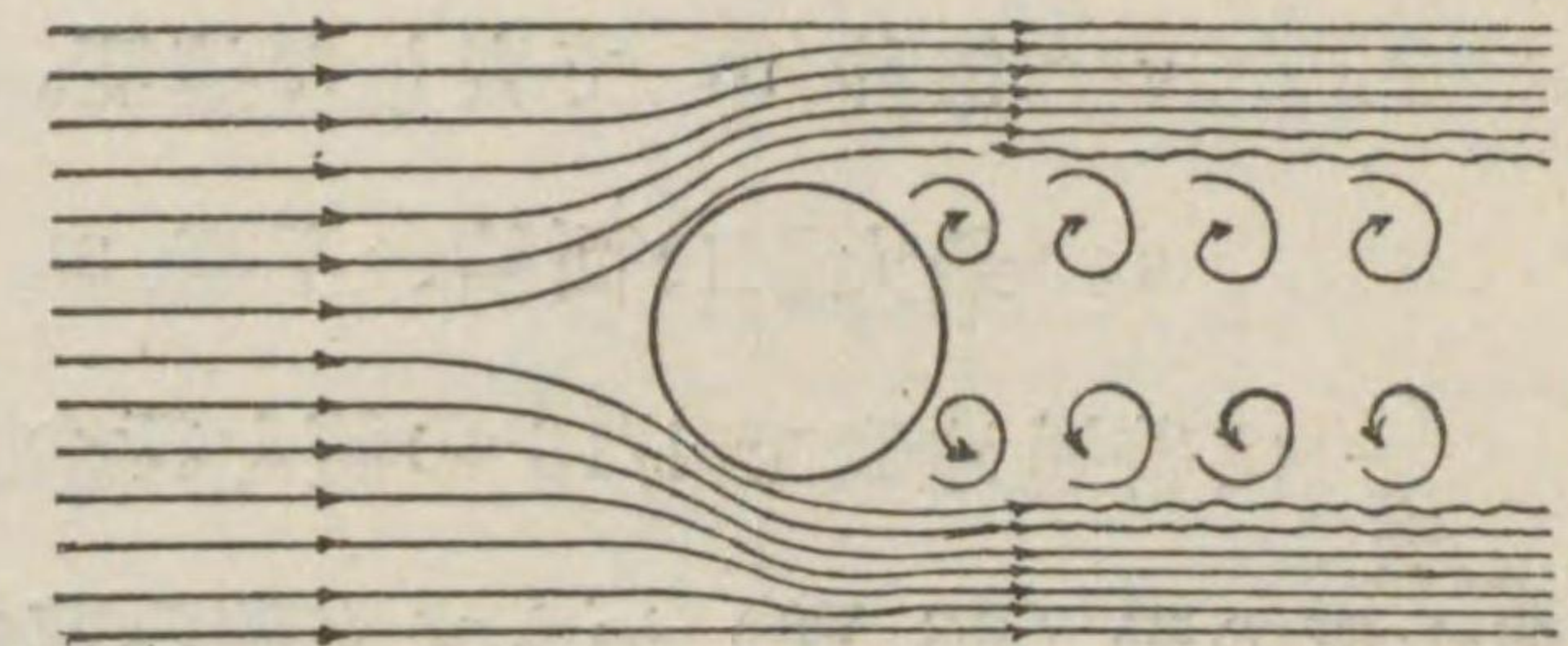


第87圖は圓柱の後に出来る渦を示し、第88圖は流線形切口

の柱の後に出来る渦を示し

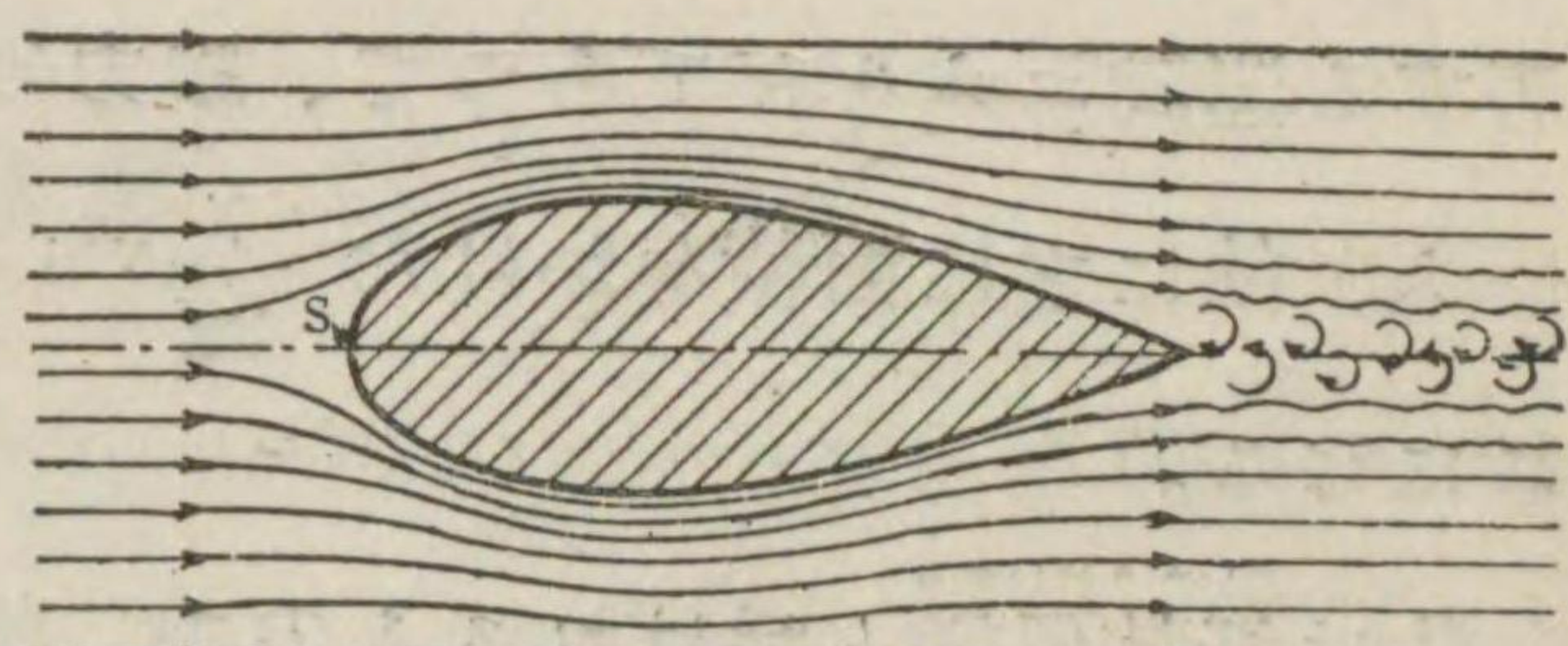
第87圖

てゐる。この2者を比較すると、後者の渦は著しく小さい。従つて空気抵抗もまた著しく小さい。流線形



とは、斯のやうに流線に圍まれた形、即ち流れの中で渦の發生の少い形を意味する。

第88圖



飛行機の各部分は、出來

ただ滑かな流線形にしておかないと、大きな渦が發生して空気抵抗が著しく大きくなる。従つて發動機の馬力を浪費することになる。現在の高速飛行機では、胴體、支柱、張線を流線形にするのは勿論、車輪にまで整形覆をつけるか、或はまた胴體、主翼などの中に脚全體を引込んで(引込脚)、氣流にさらされる有らゆる部分の極度の流線形化に努めてゐる。

6. 空気抵抗の公式 以上述べたことを綜合して、空気抵抗は

$$W = C \frac{\gamma}{2g} v^2 s$$

で與へられる。但し

W kg で表した空気抵抗。

C 形状によつて變化する係數(無名數)。

$\gamma$  空気の比重、1立方mにつきkgで表す。



- g 地球の重力の加速度即ち  $9.8 \text{ m/sec}^2$ 、従つて  $r/g$  は  
 空気の密度  $\rho$  である。
- v 毎秒 m で表した速度。
- s 最大切口面積、平方 m で與へる。

$\frac{r}{2g}$  は普通地表で  $1/16$  の値を持つ。上空での  $r$  の値は國際標準大氣の表 (86 頁) からすぐ読み取れる。

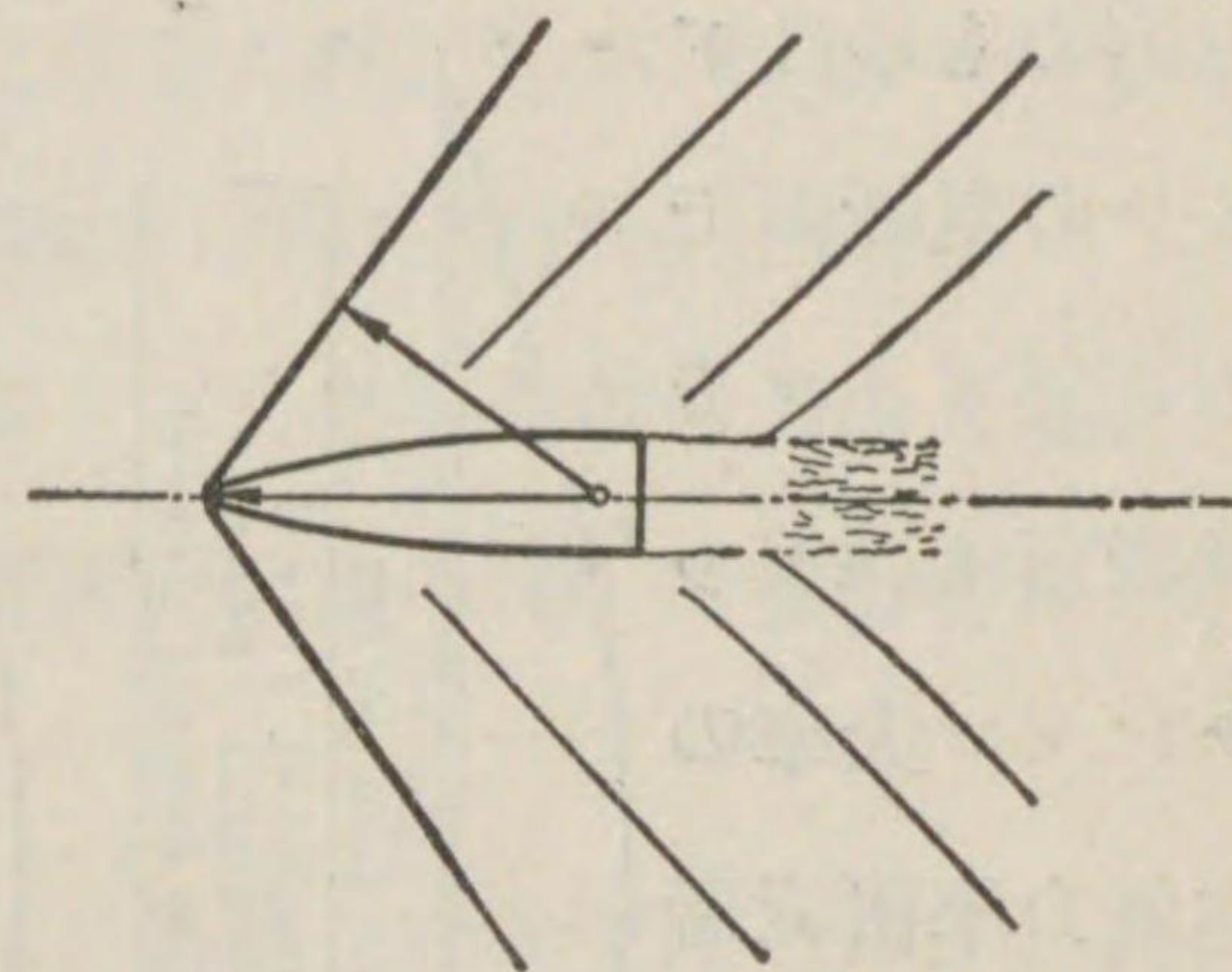
$\frac{r}{2g} v^2$  は 1 立方 m の空気が、v なる速度で動いてゐるときに有する運動エネルギーであつて、壓力の單位を持つ。これを動壓といふ。故に之に面積をかけた  $\frac{r}{2g} v^2 s$  は力であるから、C は無名數になる。

C は抵抗係數と呼ばれるもので、物體の形狀によつて、大體次のやうな値を持つ。

物 體	矩形板	圓 板	圓 筒	球	飛行船	圓筒 (張線、 支柱)
C の 値	1.12~1.34	1.08	0.8~1.20	0.24	0.03	1.1
風の方向			軸の方向			軸に直角
物 體	流線型 支柱	流線形 張線	飛行機胴體	冷却器	浮 舟	車 輪
C の 値	0.1~0.2	0.4~0.7	0.04~0.10	0.5~0.7	0.1~0.2	0.3~0.4
風の方向	軸に直角	"				

速度が音波の速度即ち毎秒 333 m 近くになると、この抵抗係數 C の値が著しく大きくなる。これは物體の頭部で空気が壓縮されて、壓縮波即ち音波を發生し、その爲に著しく大きいエネルギーが消費されるからである。飛行機の場合は年々増加して、既

に秒速 197 m に達してゐるが (第 3 章 1 参照)、音波の速度を超えられさうにないといふのは此の理由による。第 89 圖は毎秒 600 m の超音波の高速で飛んでゐる彈丸の周に發生する空気の壓縮波を示す。

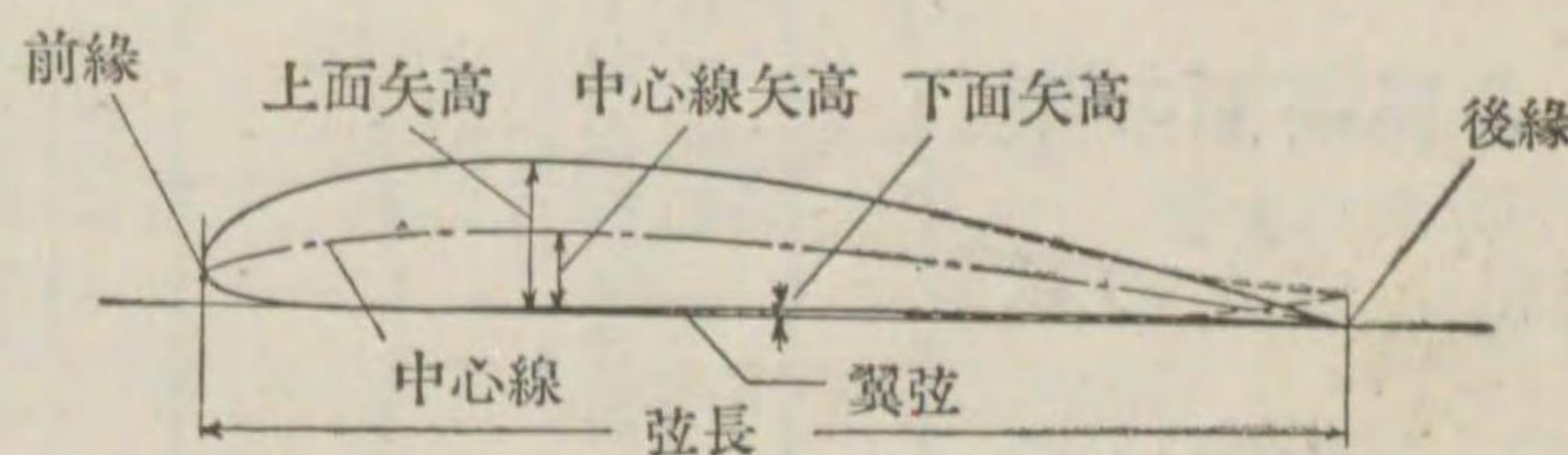


第 89 圖

第 8 章 翼

1. 翼の断面 飛行機の翼の進行方向の断面形を翼断面といふ。翼断面は、前端で丸味を持ち、後端で薄く尖つた、上反のある形をしてゐる。その

前端を前縁、後端を後縁といふ (第 90 圖)。



第 90 圖

断面の下側に引いた切

線を翼弦といひ、翼弦に投影した断面の長さを翼弦長といふ。稀には上下に凸面を持つ翼断面があるが (第 91 圖の R. A. F. 30 及び R. A. F. 34)、これでは、前縁の丸味の中心と後縁の丸味の中心とを結ぶ直線を、翼弦と定義するのが普通である。断面の中心線、上面、下面の各の、翼弦からの高さを、夫々中心線矢高、上面矢高、下面矢高といふ。

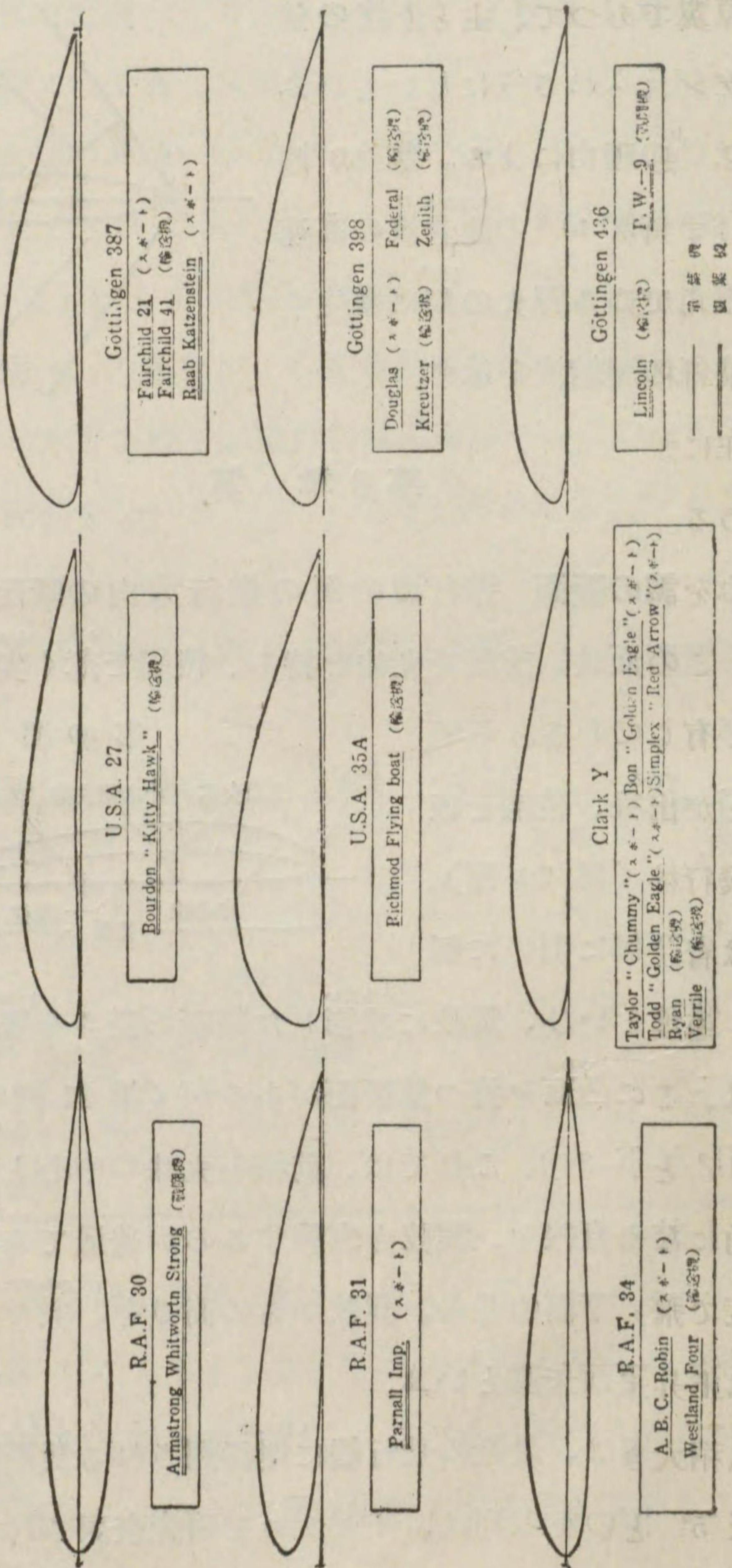
第 91 圖は、最近の飛行機に屢採用される翼断面を集めたものである。圖の左の列は、イギリスで研究發表されたもので、R. A. F. (ローヤル エア ホオース英空軍) の何番と呼ばれ、中列の



第 91 圖

ものはアメリカ  
右列のものはド  
イツの翼断面で  
ある。ドイツの  
翼断面は、ゲッ  
チンゲン大學の  
空氣力學研究所  
から發表されて  
ゐるから、ゲッ  
チンゲンの 387  
といふ風<sup>ふう</sup>に呼ば  
れる。

各翼断面の下  
には、夫々の翼  
断面を主翼に採  
用してゐる飛行  
機を挙げた。そ  
して名前<sup>なまえ</sup>の下  
の一重下線<sup>いちじゆうげせん</sup>は單葉  
を、二重下線<sup>ふくえふ</sup>は複葉<sup>ふくえふ</sup>を示してゐ  
る。翼断面のう  
ち、比較<sup>ひかくてき</sup>的厚い  
ものを厚翼<sup>あつはね</sup>、比



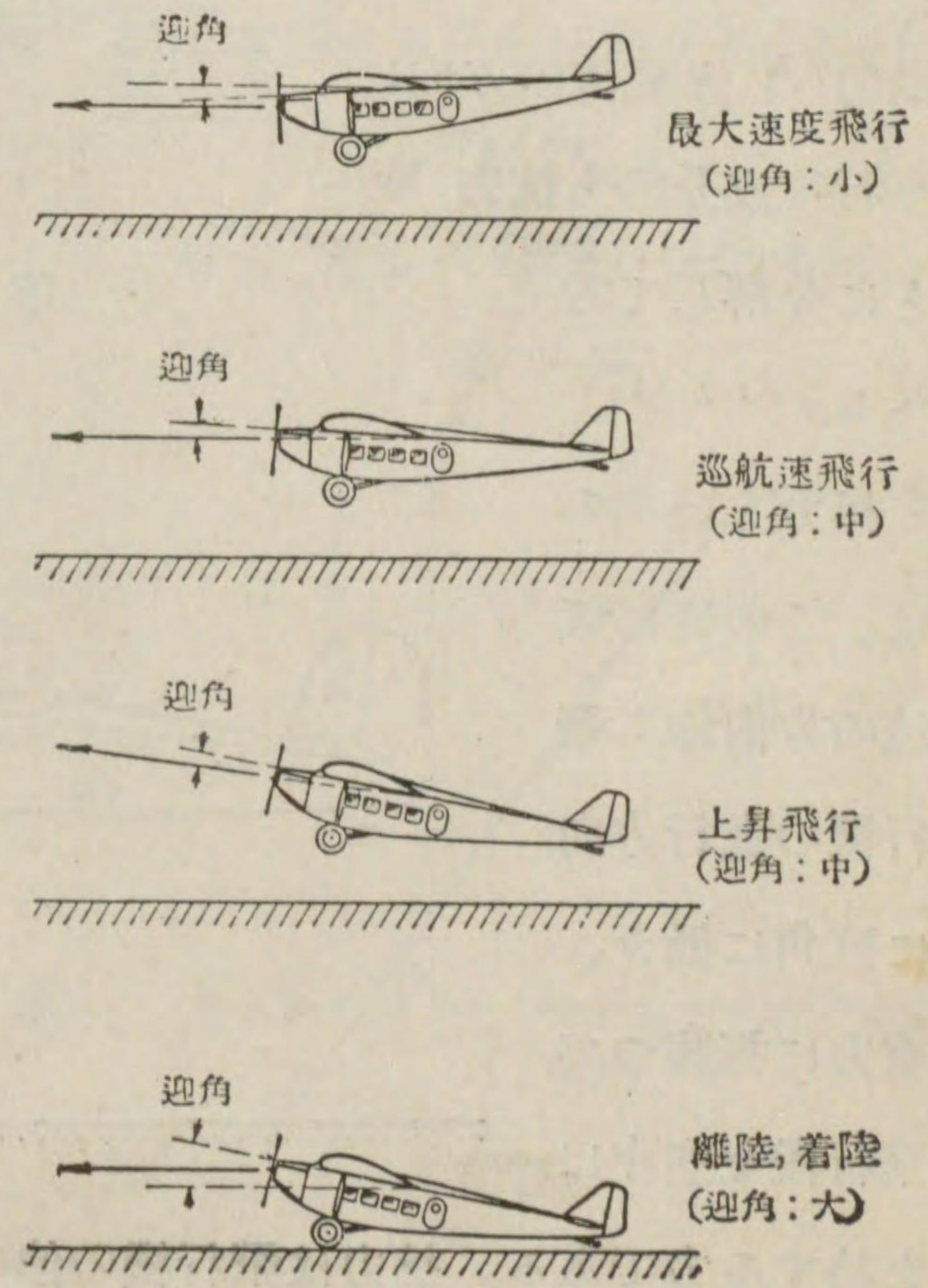
較<sup>うすはね</sup>的薄いものを薄翼<sup>うすはね</sup>といふ。U. S. A. 35 A やゲッチンゲン 387 は厚翼であつて、主として單葉に用ゐられ、R. A. F. 31 やゲッチンゲン 436 の薄翼は、主として複葉に用ゐられてゐる。

2. 迎角<sup>むかへかく</sup> 飛行機が飛んでゐるとき、その進行の方向と翼弦<sup>よくげん</sup>とのなす角を迎角と呼ぶ。つまり氣流が何度の傾<sup>かたむき</sup>で翼に當るか、その角が迎角である。

飛行機がいろいろの速度で飛び、上昇したり下降したり、自由自在に飛び得るのは、飛行中に此の迎角をいろいろに變へるからである。操縦者<sup>さうじゆうしや</sup>が、發動機<sup>しほりべん</sup>の絞弁<sup>しほりべん</sup>を加減して發動機の廻轉數即ち馬力を調節し、一方昇降舵<sup>しょうかうた</sup>を引いて飛行機に適當な迎角を與へると、この迎角に應じて飛行機は、水平飛行、上昇飛行、降下飛行など有らゆる運動をすることが出来るのである。

飛行機が離陸<sup>りりく</sup>するとき又は着陸<sup>ちやくりく</sup>するときのやうに、速度が最も小さい時には、この迎角は 10° 乃至 15° といふやうな大きい角になつてゐる。巡航<sup>じゆんかう</sup>速度<sup>そくど</sup>で飛んでゐるとき、又は上昇飛行中には、速度は稍大きく、迎角は 0° 乃至 5° といふやうな値を持つてゐる。全速力で

第 92 圖





水平飛行をしてゐるとき、又は地面に對して垂直に近い角度で急降下をしてゐるときには、この迎角は  $+3^\circ$  から  $-6^\circ$  といふやうな値になる (第 92 圖)。

3. 翼に働く空気力 前章に述べた通り、球、飛行船、圓板、柱のやうな物體に空氣が當ると、氣流の方向に物體を後に押す力、即ち空氣抵抗だけが働く。

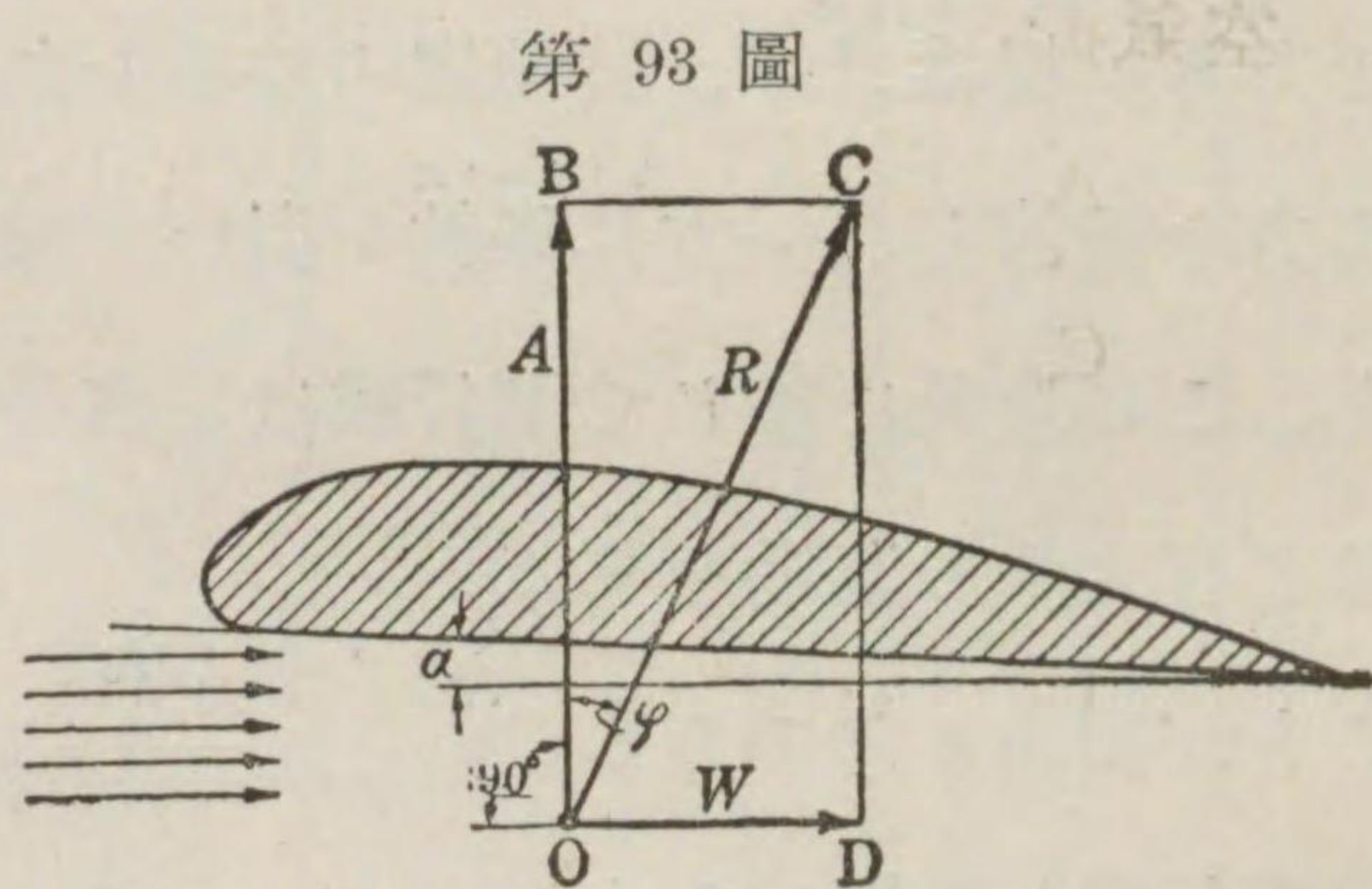
飛行機が飛んでゐるときには、その翼に丁度飛行機の速さをもつて空氣が當る。このとき翼に働く空氣合力  $R$  は、略氣流の方向に垂直であつて稍後方に傾いてゐる。この力を

第 93 圖のやうに、氣流の方向に垂直な成分即ち揚力  $A$  と氣流の方向に平行な成分即ち抗力  $W$

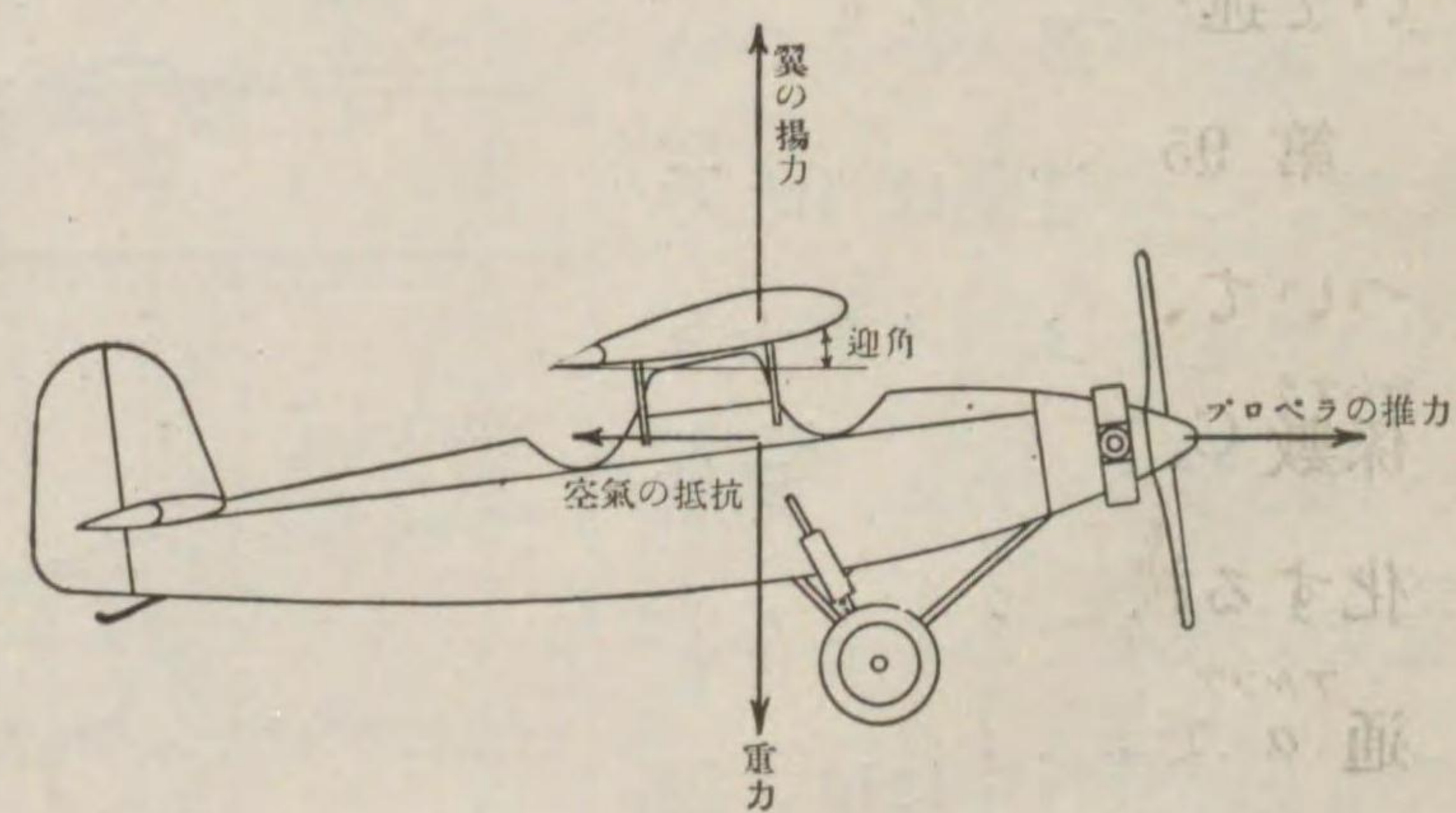
とに分解して考へる。

揚力といふのは、この様に氣流の方向即ち飛行機の進行方向に直角に働き、重力に打勝つて飛行機を空中に

支持する力である。抗力は飛行機の他の部分即ち胴體、脚、尾翼



第 93 圖



第 94 圖

その他の空氣抵抗 (有害抗力) と一緒になつて、飛行機の前進を妨げる力である。發動機でプロペラを廻すと、プロペラに推力が発生し、この力が飛行機全體の空氣抵抗に打勝つて、初めて飛行機は前進し得るのである (第 94 圖)。

4. 翼の揚力 翼の揚力は、大體他の物體の空氣抵抗と同様に、次の公式で與へられる。即ち空氣の比重と翼面積に正比例し、速度の 2 乗に比例する。

$$A = C_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F.$$

空氣抵抗の公式 (第 7 章 6) と違ふ記號は、

A kg で表した翼の揚力。

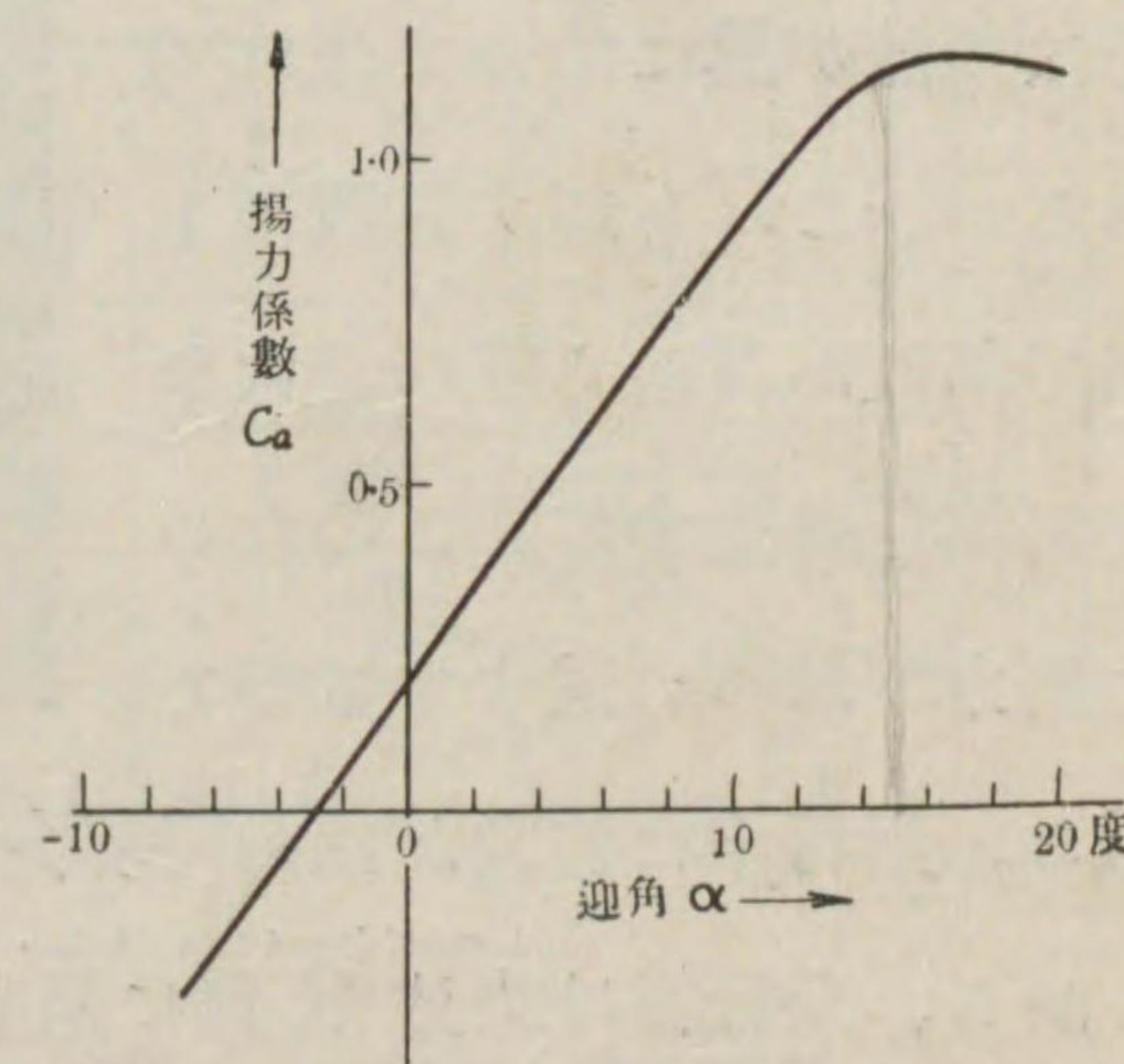
$C_a$  揚力係數 (無名數), 翼断面によつて違ひ、ある翼断面については迎角によつて大いに變化する。

F 翼の投影 (翼幅と翼弦とで決る平面に對する) 面積、平方メートルで表す。

$C_a$  が無名數になることは、第 7 章 6 で物體の抵抗係數について述べたと同様である。

第 95 圖は、ある翼断面について、その揚力 (即ち揚力係數  $C_a$ ) が迎角によつて變化する模様を示す。迎角は普通  $\alpha$  で表される。

翼断面は、本章 1 に述べた通り、普通は上反を持つてゐるから、氣流が上方から、



第 95 圖



3°乃至6°の角(迎角 -3°乃至 -6°)で之に當るときに、揚力係数が零になる。迎角が之よりまだ減ると(即ち負の値で増すと)、揚力係数も負の値を持つ。即ち揚力は上向に働かず下向に働く。背面飛行は此の状態で行はれる。

揚力零の迎角から迎角が増すと、略これに正比例して揚力係数も増加する。そして迎角 15°乃至 20°で最大値に達する。

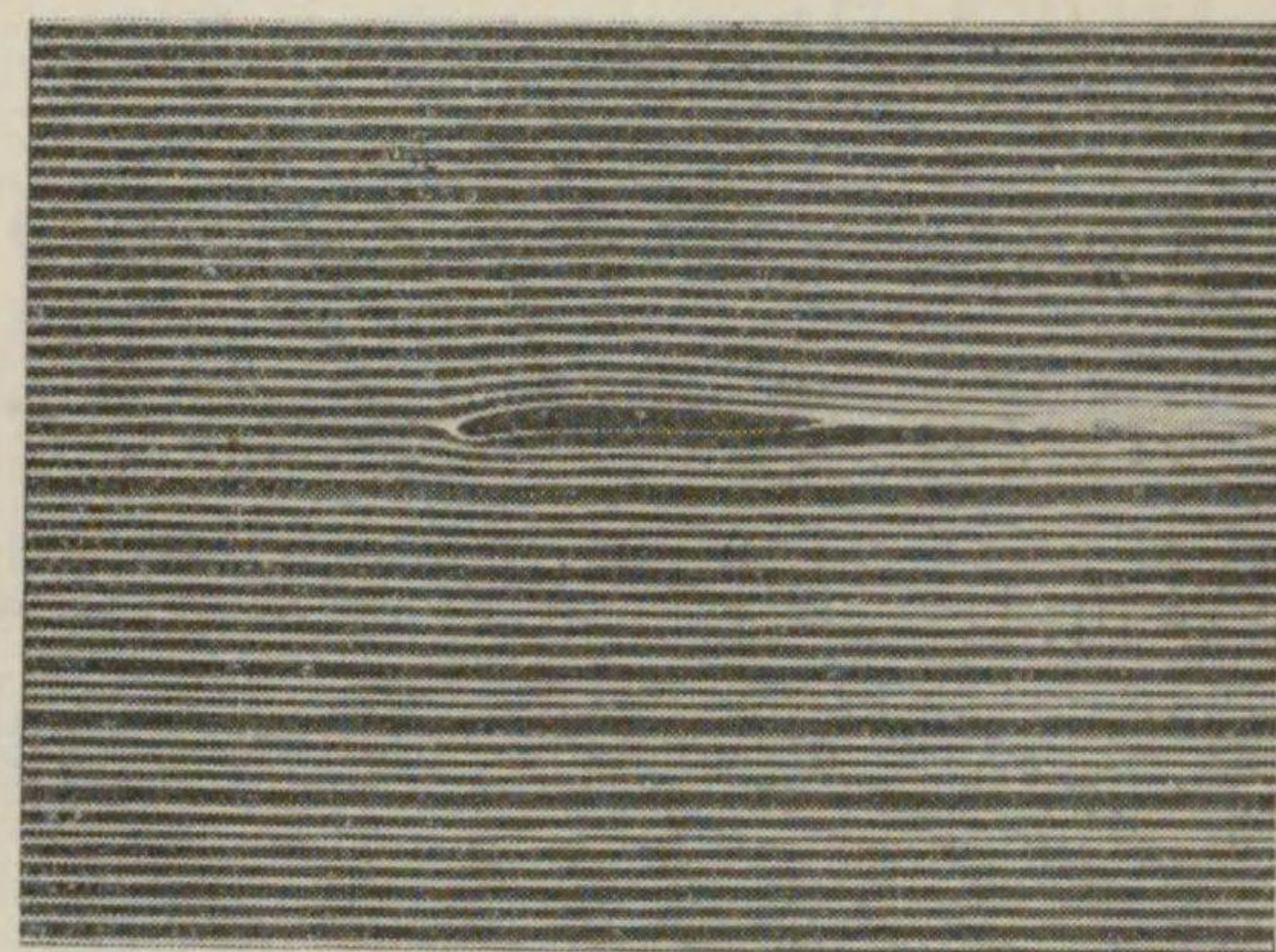
この迎角を超すと揚力係数は却つて減ずる。従つて此の迎角を翼の限界角と呼ぶ。第 96 圖

は翼が限界角以下の迎角に在るとき、第 97 圖は同じ翼が限界角を超した迎角に在るとききの空気の流れを示してゐる。空気の流れの中に煙を入れて寫した氣流寫眞である。

この 2 圖を比較すれば明らか通り、限界角以下の迎角では氣流が翼に沿つて流れてゐるが、これを超すと翼の上表面で氣流が翼から離れ、大きい渦流を發生する。このために揚力が却つて減少するのである。

飛行中に迎角が此の限界角を超えると、揚力が俄に減少するから、飛行機は失速状態に陥り、屢々錐揉に入つて墜落する。

飛行機の翼には斯ういふ大欠點があるために、自働隙間翼が考



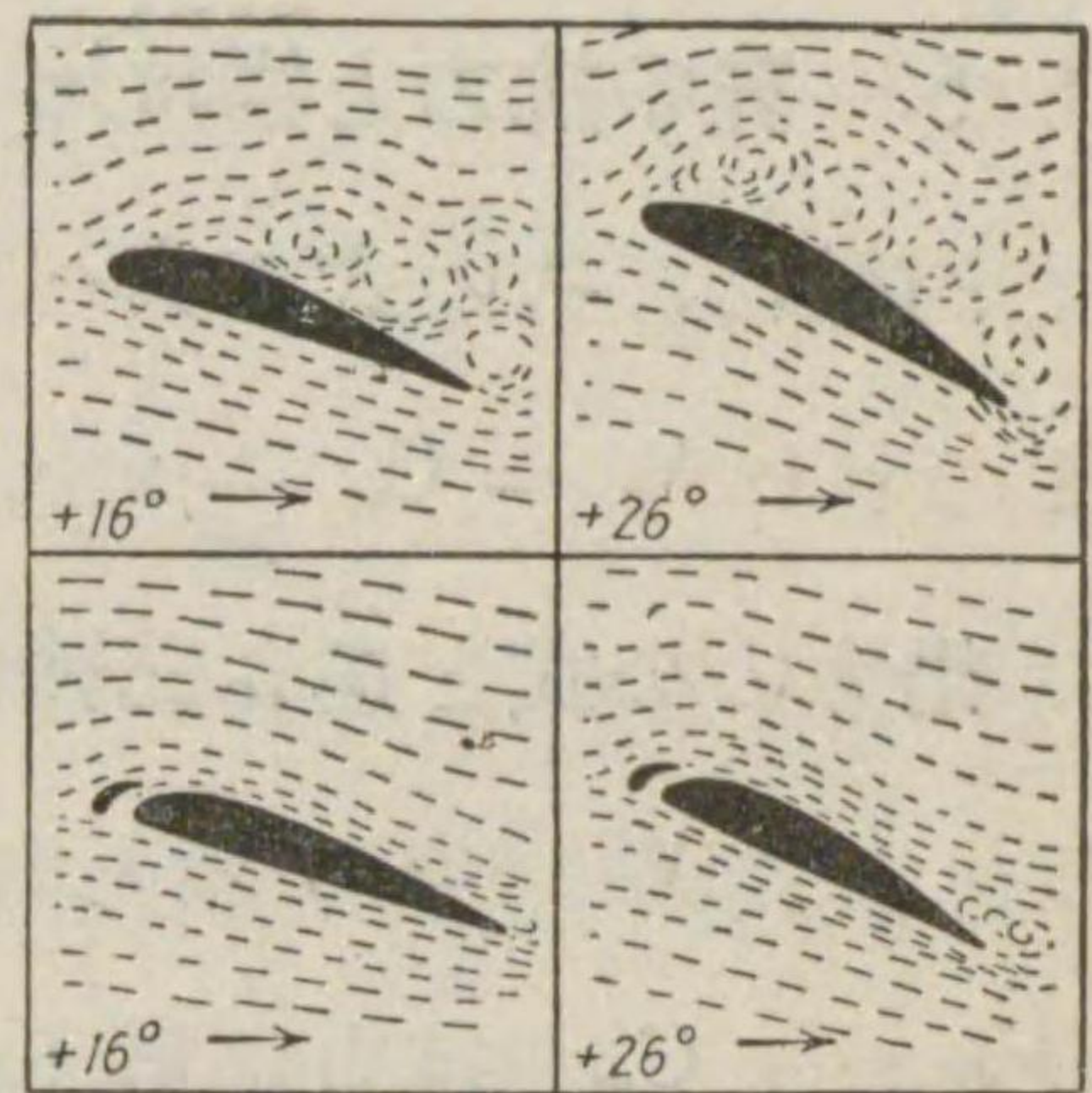
第 96 圖



第 97 圖

案された。隙間(スロット)翼とは、翼の前縁のすぐ前にもう一つ小翼をつけて、前縁との間に隙間をもたせたものである。

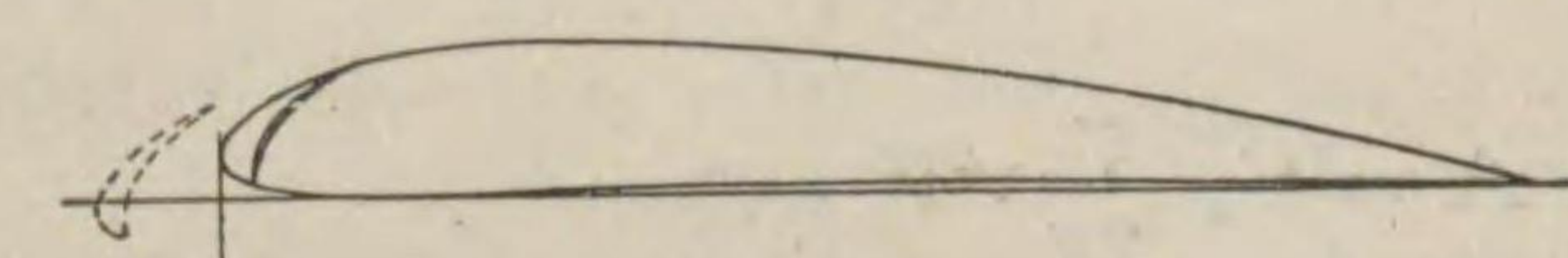
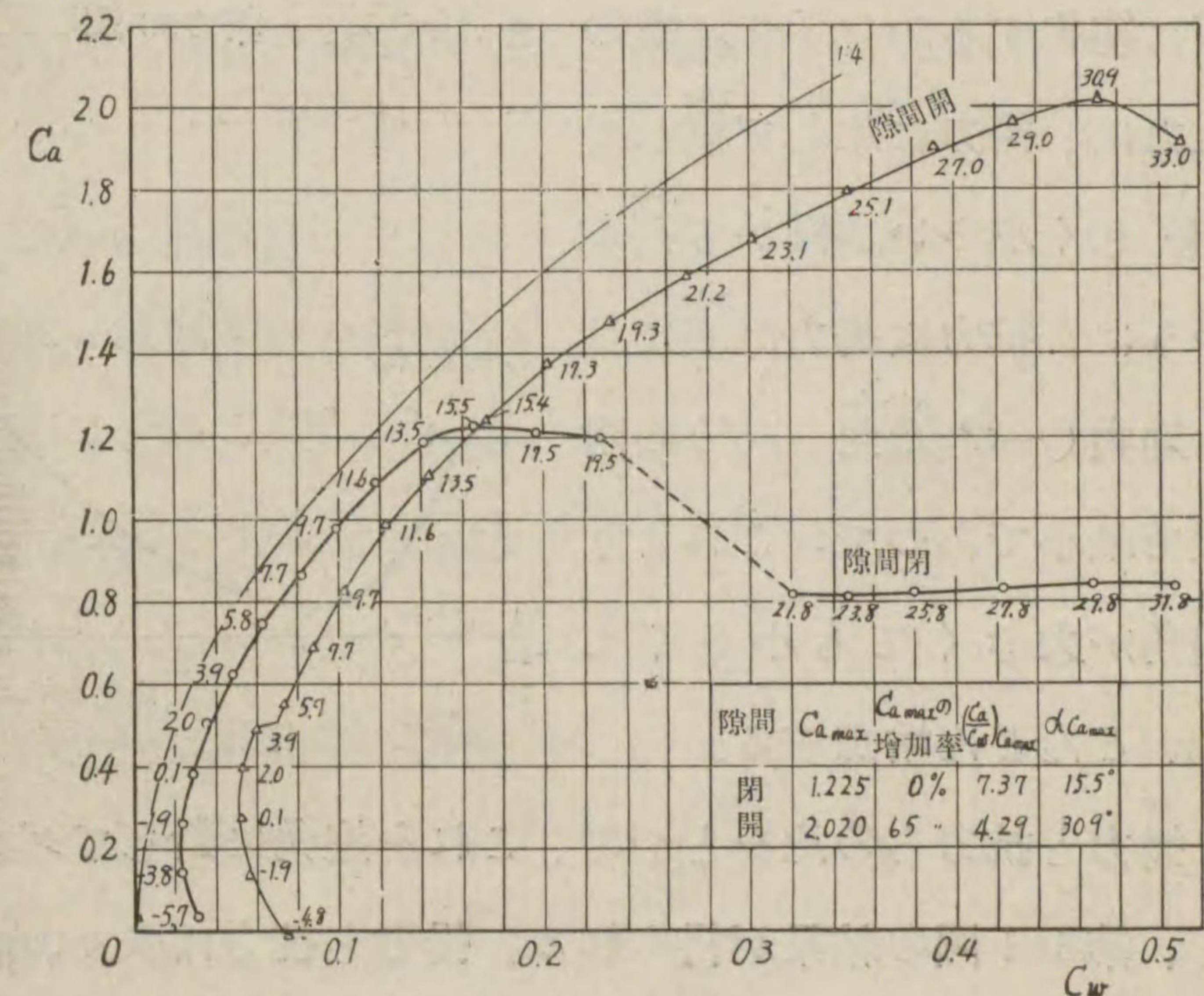
翼の迎角が限界角を超えると、上に述べたやうに、空氣は翼の上表面に沿つて流れずに、前縁のすぐ近くから離れて、大きい渦流を生ずる。隙間翼では此のとき隙間を通じて、翼の下面から上面へ空氣を流出させて(下面では壓力が高く上面では壓力が低いから)、この現象の起るのを防ぐ(第 98 圖)ので、普通の翼の限界角を超えても、まだ迎角の増すにつれて揚力が増す。故に隙間翼では



第 98 圖

限界角は

25°~35°に達し、最大揚力係数も 25~65% 増加する(第 99 圖)。しかしつても此の隙間を開放してお





くと、普通の飛行状態では空気抵抗が大きくなるから、平常は閉ぢ、迎角が限界角近くになると、風圧によつて隙間が自動的に開き機構のものが用ゐられてゐる。これが自働隙間翼である。

この自働隙間翼は近頃の大型飛行機、特に夜間に多く飛ぶ飛行機や、スポーツ用飛行機に広く用ゐられてゐる。

5. 翼の抗力と揚抗比 翼の抗力は、勿論他の物體の空気抵抗と同様に、次の式で與へられる。

$$W = C_w \frac{\gamma}{2g} v^2 F$$

揚力の公式と違ふ記號は、

W kg で表した翼の抗力。

$C_w$  抗力係數 (無名數)。

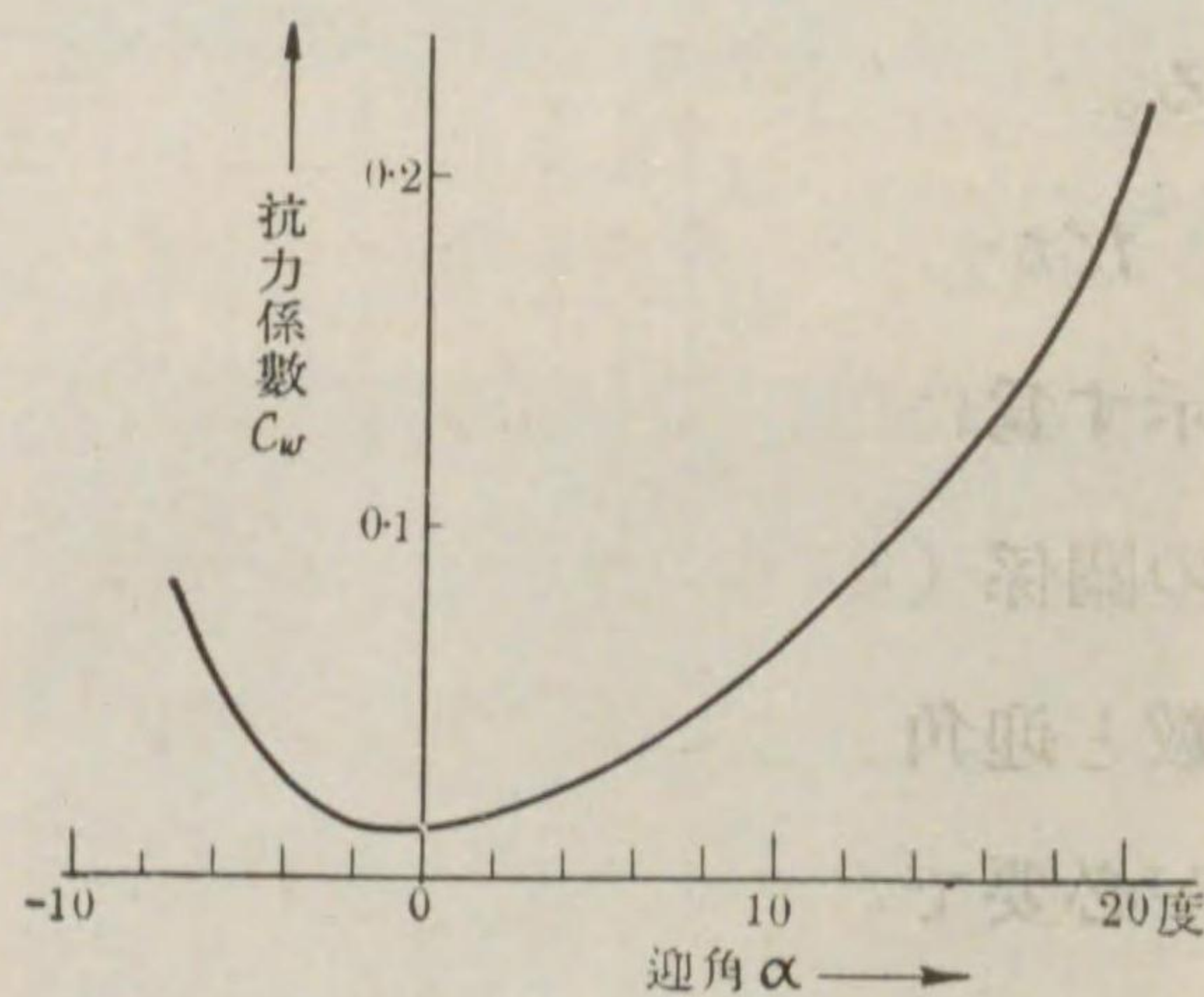
第100圖は、翼の抗力 (即ち抗力係數  $C_w$ ) が迎角によつて如何に變化するかを示す。翼の

抗力は、揚力に比して概して著しく小さい。圖から判るやうに、抗力は揚力が零になる迎角 ( $-3^\circ$  乃至  $-6^\circ$ ) の附近で最小であつて、これより迎角が大きくても小さくても、どんどん増加する。

揚力と抗力との比をとつて、これを迎角に對してグラフにすると、第101圖の結果が得られる。揚力と抗力は夫々、

$$A = C_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F,$$

第100圖

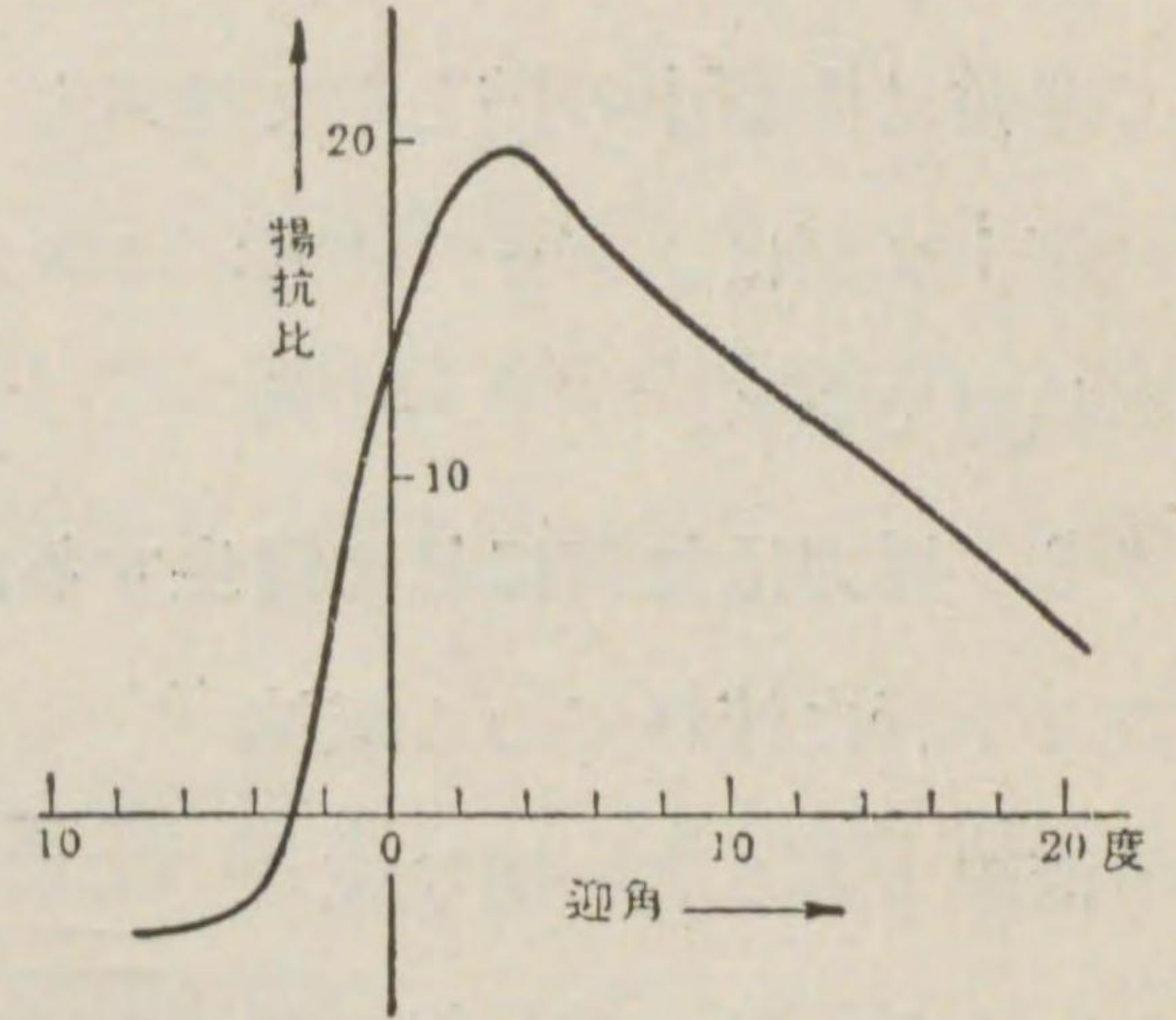


$$W = C_w \frac{\gamma}{2g} v^2 F$$

で與へられるから、揚力と抗力の比  $A/W$  は又  $C_a/C_w$  で與へられる。何故ならば、上の2式の夫々左邊及び右邊の比をとると、

$$A/W = C_a/C_w$$

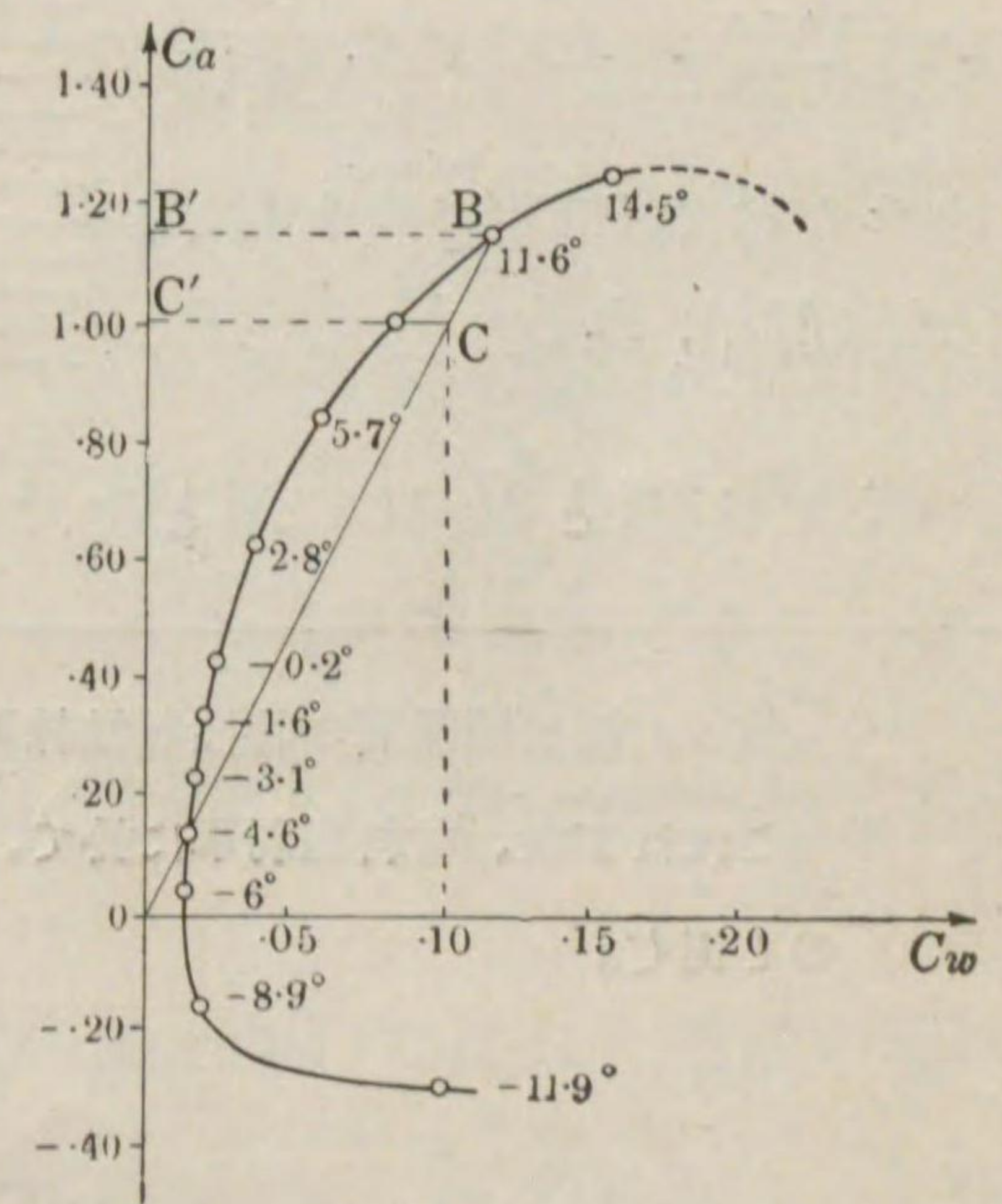
第101圖



第101圖から判る通り、揚力と抗力との比即ち揚抗比も、ある迎角 (圖では  $+3^\circ$ ) で最大値を持ち、それ以外の迎角では、迎角が大きくても小さくても小さくなる。ある翼断面について最も能率のよい迎角が、この揚抗比最大の點である。翼断面の形によつて、この最大の揚抗比は様々な値を持つ。最近の翼断面では、普通 12:1 乃至 24:1 である。

だから、ある翼断面の性質を示す爲には、揚力係數と迎角との關係 (第95圖) と、抗力係數と迎角との關係 (第100圖) が必要である。この二つを一つにして示すのが、謂はゆる揚抗極線圖であつて、縦軸に  $C_a$  の値を、横軸に  $C_w$  の値をとつた曲線である。但し前にも述べたやうに、概して  $C_w$  の値は  $C_a$

第102圖





よりも遙かに小さいから、 $C_w$ の方を普通5倍に擴大する。そして迎角は曲線中の點として記入してある。

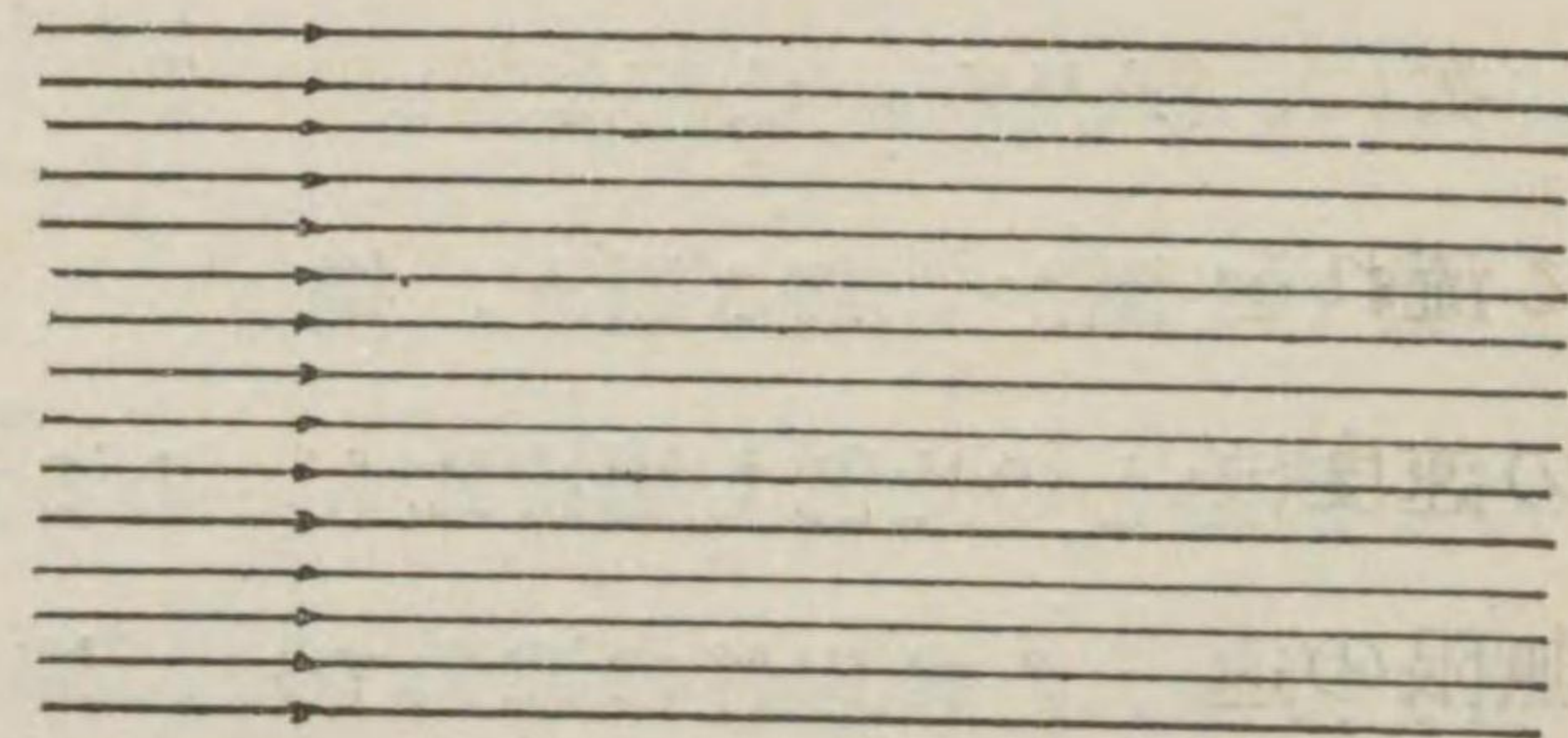
第102圖は、ゲッチングデン398翼断面(第91圖参照)の揚抗極線圖である。

6. 揚力は如何にして發生するか 先づ第103圖は、一樣な速

さで平行に流れてゐる氣流

第103圖

の流線である。一樣な速さといふことは、平行線の間隔が一定であることで示されてゐる。一般にいへば、



流れの速度の大きい所では流線の間隔を密にし、速度の小さい所では疎にする。つまり速度に逆比例して流線の間隔をきめる。

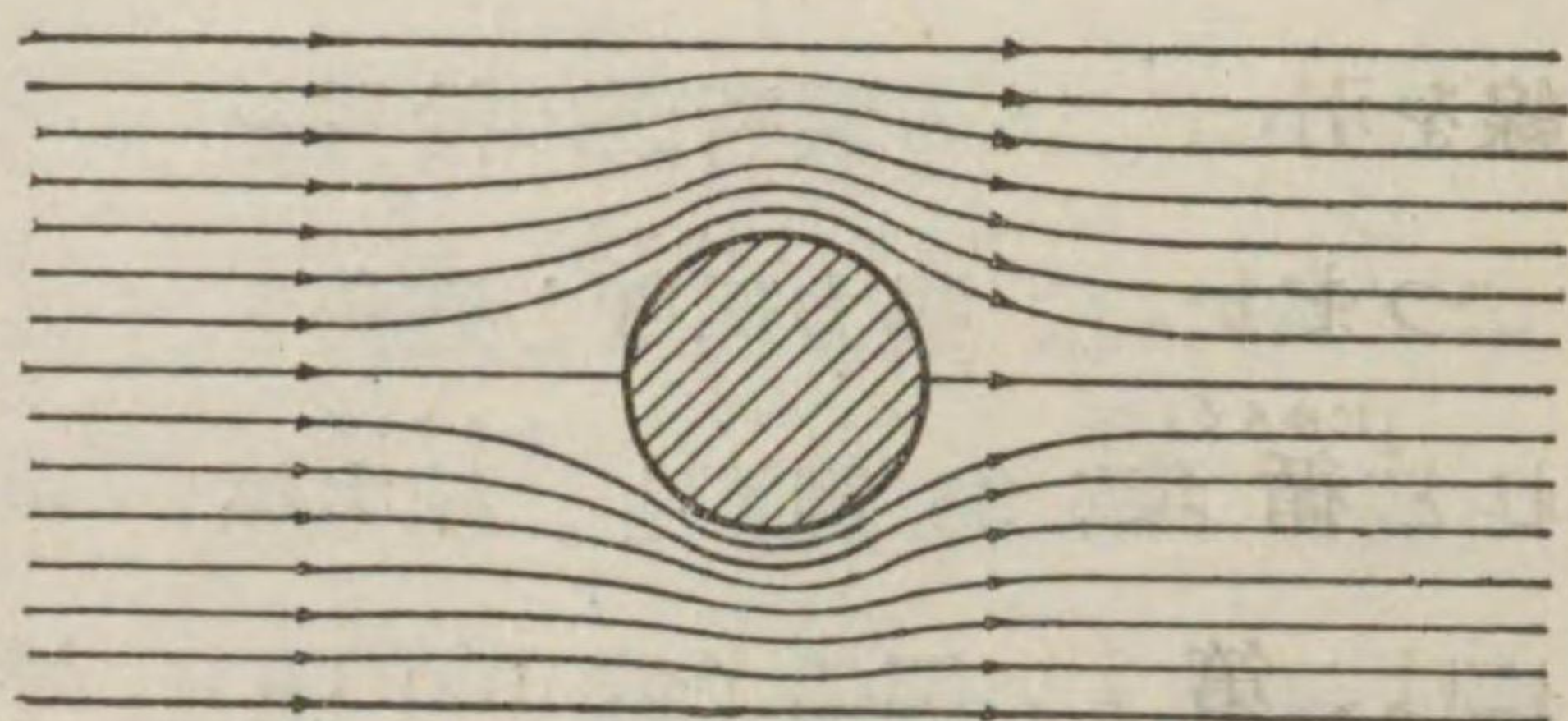
この中に圓筒を入れると、その流線は第104圖のやうになる。

これは此の流體力學の問題

第104圖

を數學的に解いた結果であ

る。勿論ここでは、空氣を粘性もなく且壓縮性もない完全流體と看做してゐる。



第103圖と第104圖とを比較して、次のことが判る。

- (1) 第99圖は隙間翼の特性を極線圖で表したものであつた。
- (2) これは丁度、材料強弱學に於て、總べての材料を完全彈性體として扱ふのと同じ。

(1) 圓筒から無限に遠い所では、流れの速度は圓筒がない時と少しも變化してゐない。

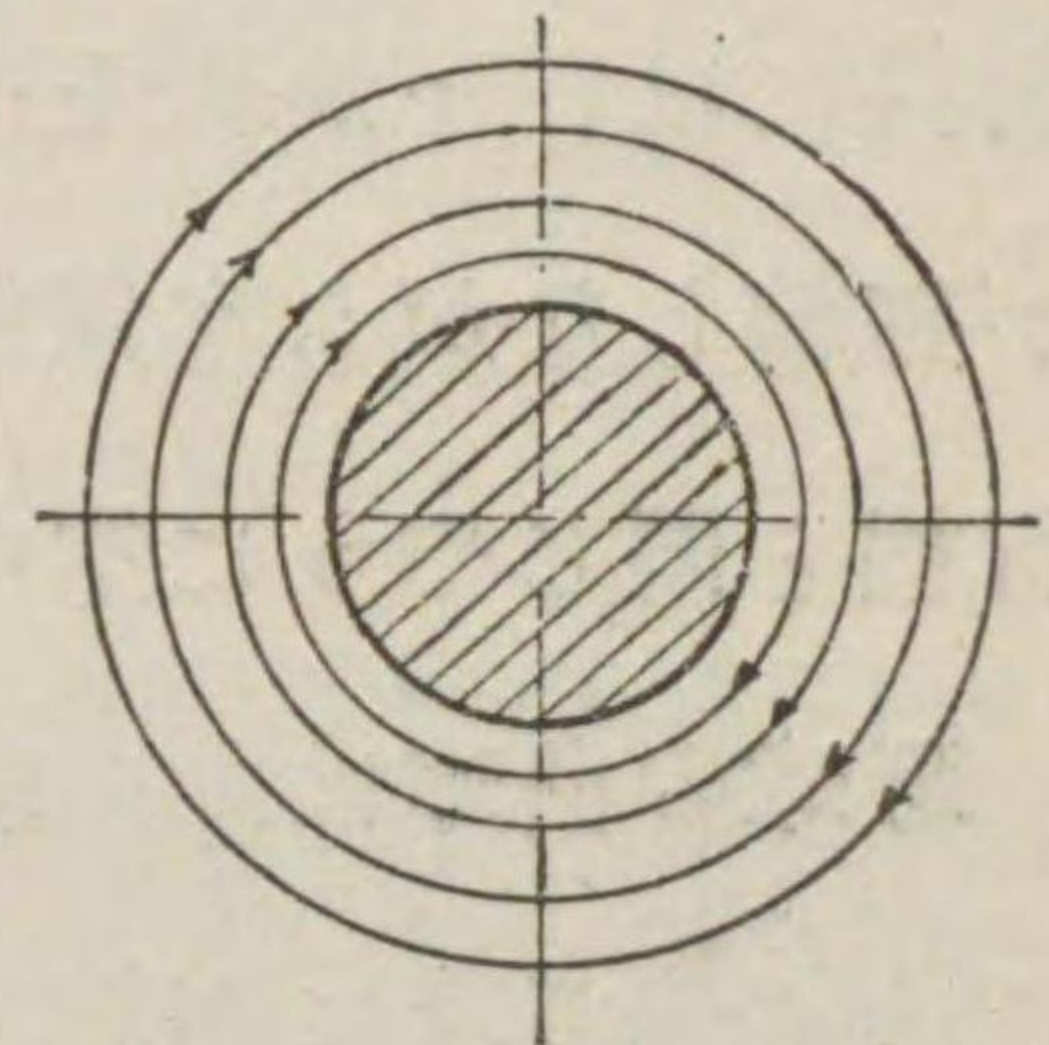
(2) 圓筒の真正面と眞背面では、速度が零になる。

(3) 圓筒のすぐ上側と下側とで、速度はもとの速度の2倍になる。何故ならば、流線の間隔が丁度もとの半分になつてゐるからである。

次に、第105圖は、圓筒の周を循環す

第105圖

る流れを示してゐる。但し此の循環の流れの速度は、圓筒に近づくに従つて大きく、無限の遠方では零になつてゐる(流線の間隔が、遠くへ行くほど大きくなつてゐるから)。



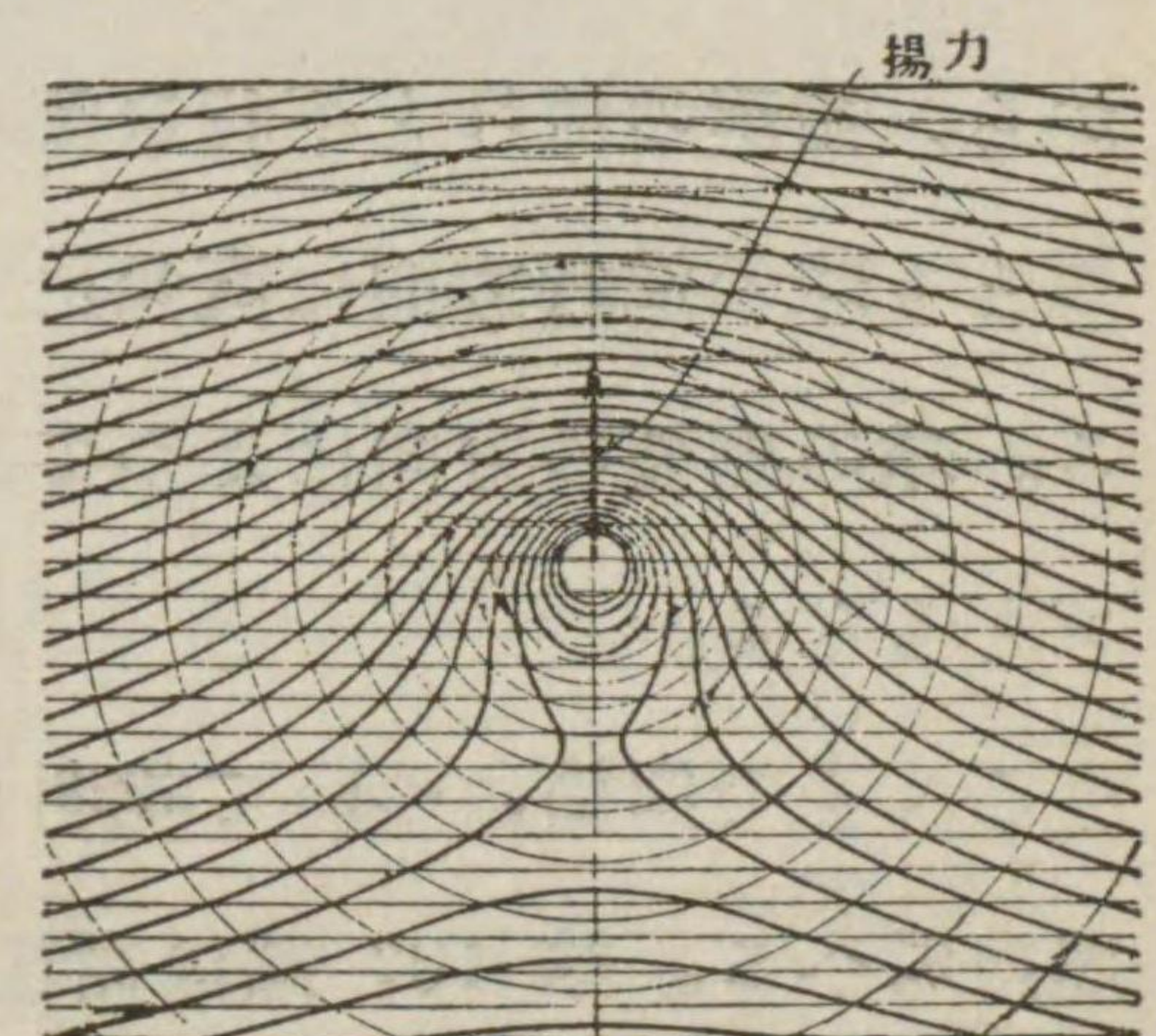
一般に流體力學で、一つの流れともう一つの流れとを組合はせるには、その二つの流線を重ね合はせて、その流線群の間の對角線を引いて行けばよい。

第106圖

つまり、圓筒の周に平行な流れと循環の流れとがある場合

には、第104圖と第105圖とを重ね合はせて、その對角線を引けば流線が求め得られる。

第106圖の太い線は其の結果である。



この結果から判ることは、圓筒の周に平行な流れと循環の流れとがある場合には、圓筒の上側で流線が著しく密になり、下側



では著しく疎になる。但しこれは、循環の流れが時計の針の方向であり（第 105 圖）、平行な流れが左から右へ向つて流れる場合（第 104 圖）であるが、もし此の何れか一方だけが反対方向ならば、上側に疎で下側に密な所が出来る。

ベルヌイの定理によつて、一つの流れの中で、速度の大きい所では圧力が小で、速度の小さい所では圧力が大である。従つて此の圓筒では、上側に圧力が小、下側に圧力が大となる。即ちこの圓筒には、下から上へ押し上げる揚力が働く。だから、もし圓筒が廻轉しながら空気中を走るとすれば、これに揚力が發生して飛行機と同じやうに空中に支持される筈である。

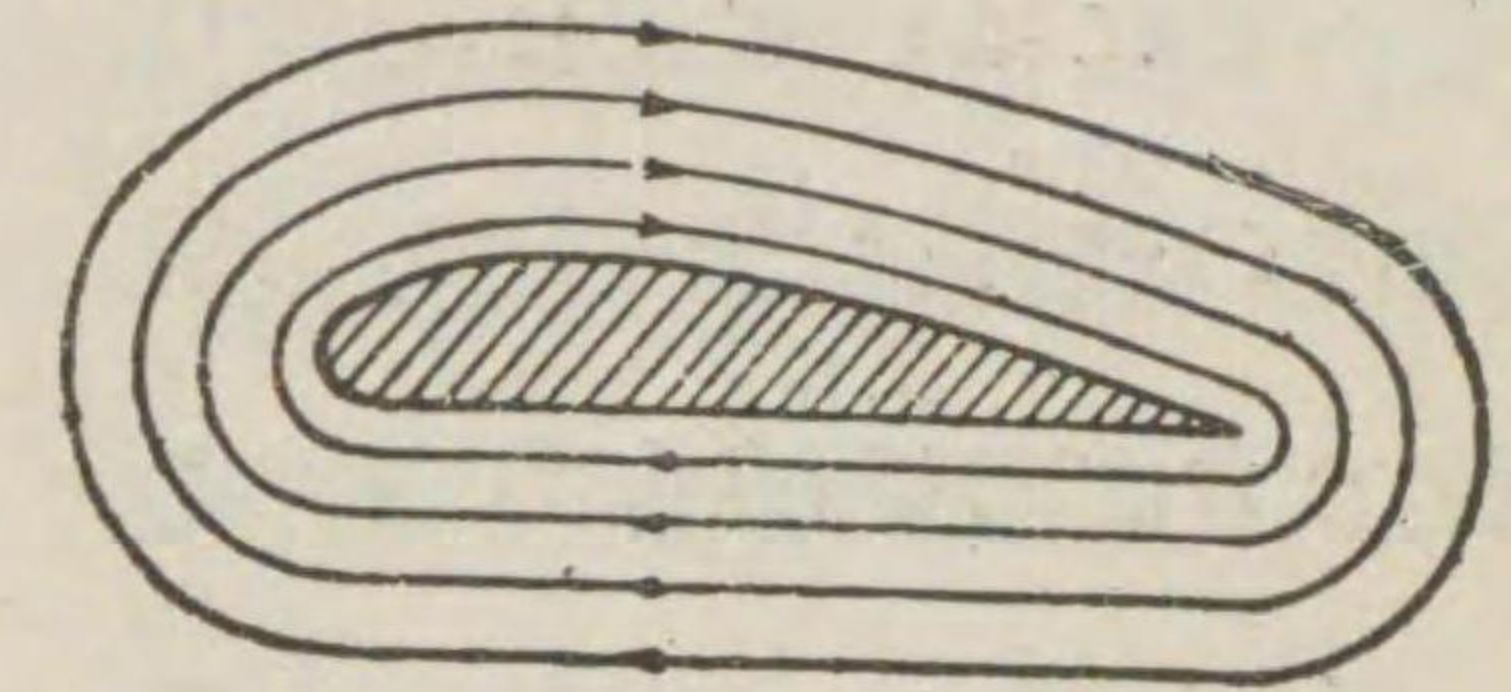
野球の曲球は此の理によるものである。曲球を投げるには、投手は指先で球に廻轉を與へる。この廻轉によつて球の周に循環の流れが出来るが、空気の粘性は小さいから、循環が出来上るまでには可なりの時間がかかる。投手の熟練によつて、打者の近所で此の循環が丁度出来上るやうになる。球は同時に直進してゐるから、循環の流れと平行な流れとが出来て、球は揚力を受ける。つまり球の進行方向に直角に力が働いて、このとき球は俄に曲る。球の廻轉の方向によつて、アップカーブともなれば、ドロップともなる。

こゝまで圓筒について説明したと同様の流れを、飛行機の翼の周に考へる。第 107 圖は循環の流れ、第 108 圖は之と平行な流

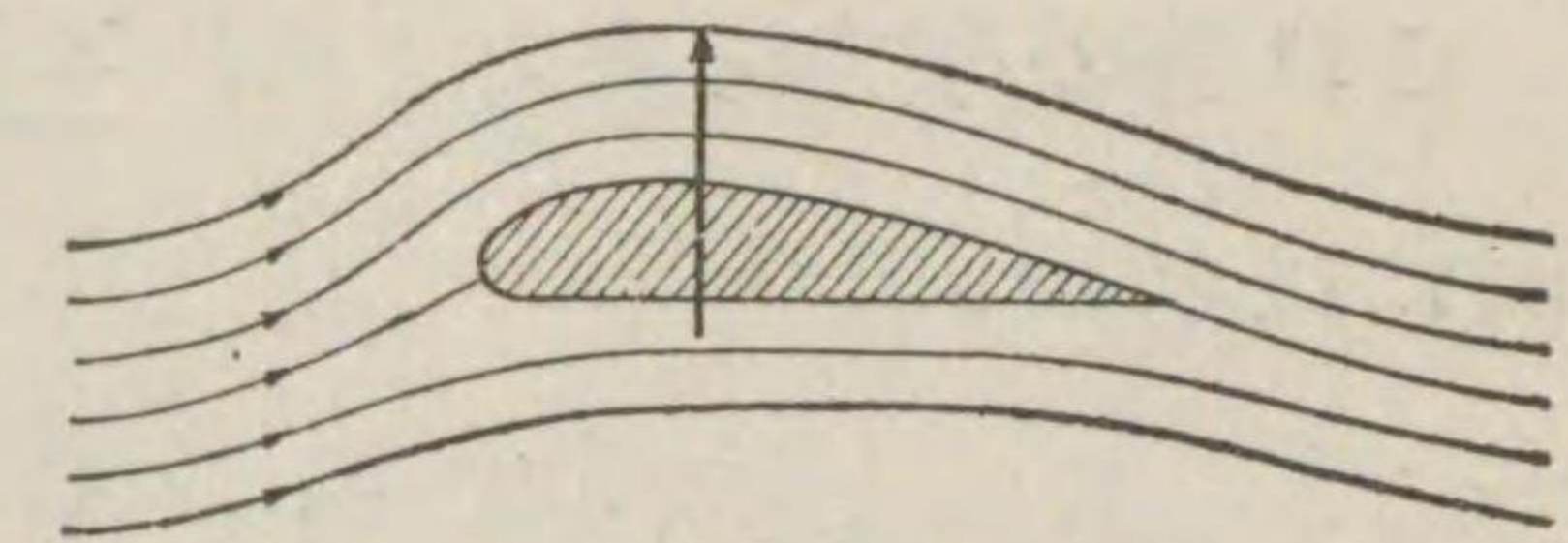
(1) 空気に粘性があるから、圓筒が廻轉すると、その表面では空気は圓筒と同じ速さで廻り、表面から隔るに従つて廻る速度が小さくなる。即ち第 105 圖と同じやうな循環の流れを生ずる。

れとを組合はせたものである。この流れでも、矢印の様に、やはり進行の方向に直角な揚力が働く。たゞこゝで説明しなければならぬのは、圓筒と違つて飛行機の翼は廻轉しないのに、どうして循環の流れが發生するかといふことである。

第 107 圖



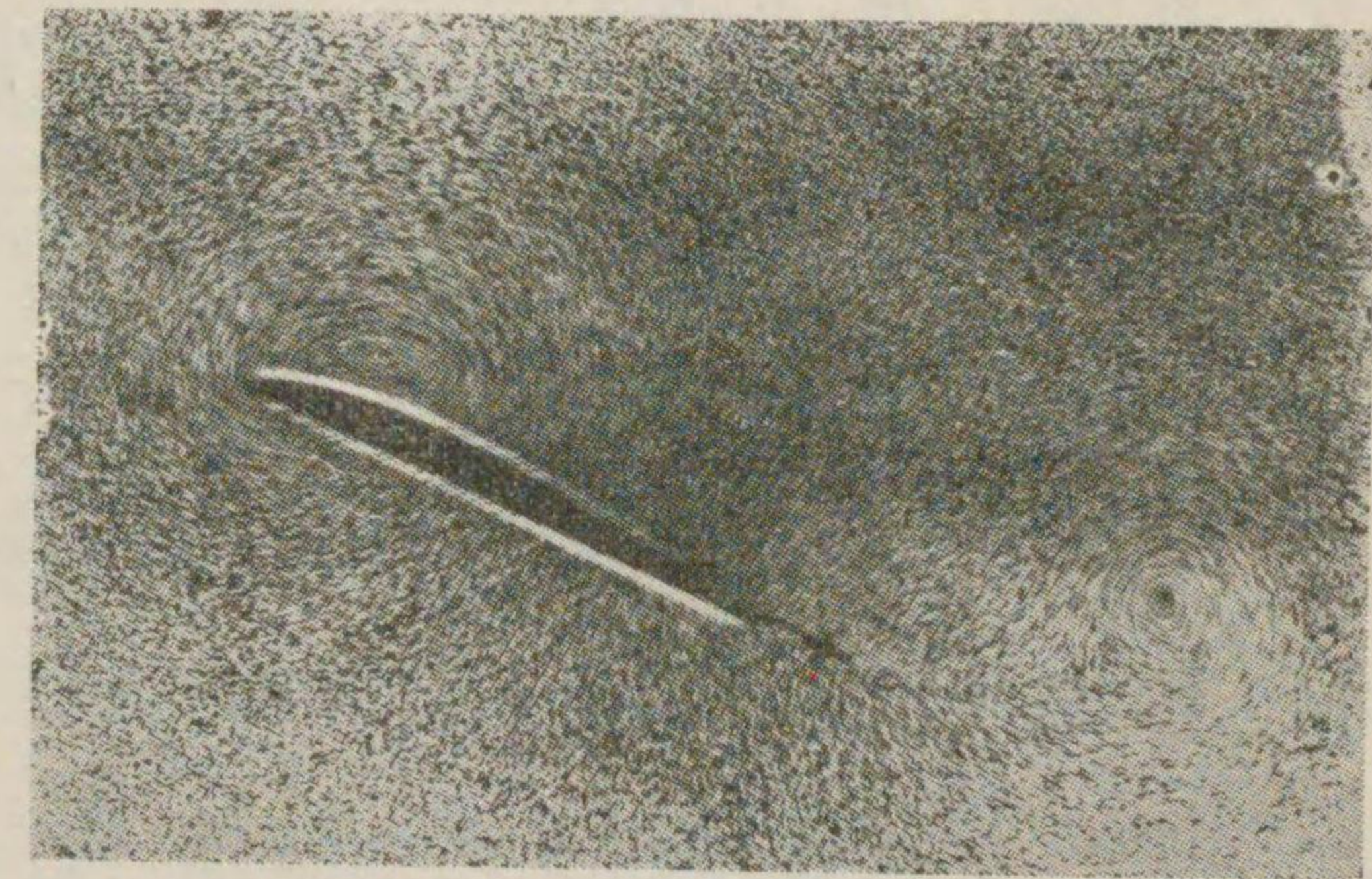
第 108 圖



第 109 圖

いま空気中を翼が動き始める瞬間の流れの模様を

見ると、第 109 圖の様に、翼の動き始めの位置に一つの渦即ち循環の流れが發生する。これは實際の空気は粘性を持つてゐるから、翼

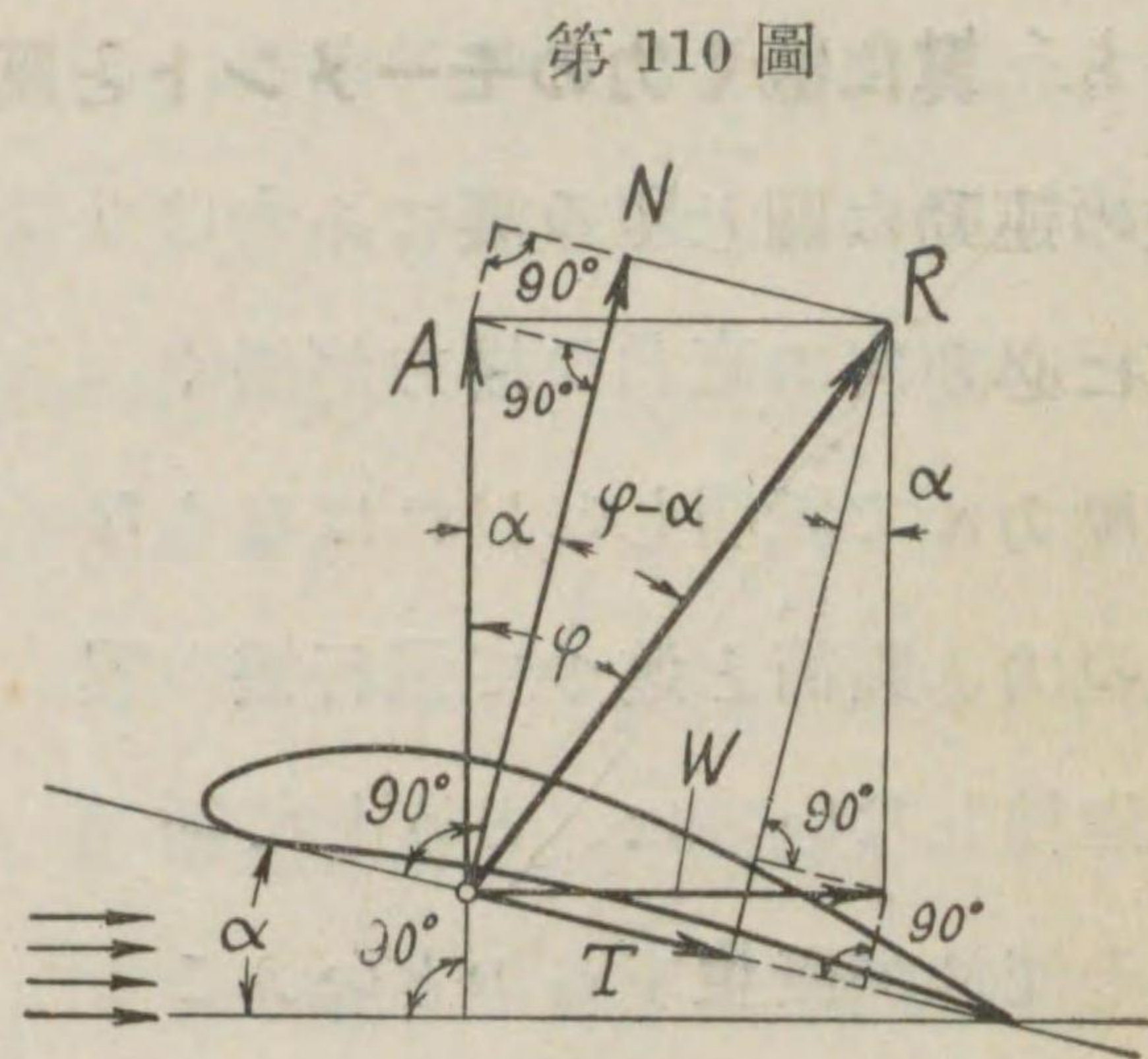


の表面に粘り着くためである。この「動き出しの渦」唯一つだけは、無限のエネルギーが必要になるので、實際には之と廻轉方向が反対で同じ強さの渦、即ち循環の流れが翼の周に發生するのである。

7. 法線分力と切線分力 こゝまでは、翼に働く合力を揚力と抗力とに分けて考へた。飛行機の總べての運動を論じるには、合力  $R$  を、進行方向に垂直な成分即ち揚力  $A$  と、進行方向の成分即ち抗力  $W$  とに、分解して考へるのが最も都合がよいからで



ある。しかし、翼の強さを考へるには、翼弦に垂直な方向の法線分力  $N$  と、翼弦の方向の切線分力  $T$  とに分解する方が便利である (第 110 圖)。



これ等の分力と合力との間には勿論、

$$R = \sqrt{N^2 + T^2} = \sqrt{A^2 + W^2}$$

の関係がある。

迎角を  $\alpha$  とし、合力の揚力に対する傾を  $\varphi$  とすれば、法線分力と切線分力は夫々、

$$N = R \cos(\varphi - \alpha),$$

$$T = R \sin(\varphi - \alpha)$$

で與へられる。また揚力と抗力とが判つてをれば、これから、

$$N = A \cos \alpha + W \sin \alpha,$$

$$T = W \cos \alpha + A \sin \alpha$$

として法線分力と切線分力を求めることが出来る (第 110 圖)。

$C_n, C_w$  と同様、 $C_n, C_t$  を夫々法線分力係数、切線分力係数として、

$$N = C_n \frac{\gamma}{2g} v^2 F,$$

$$T = C_t \frac{\gamma}{2g} v^2 F$$

で表すことも出来る。

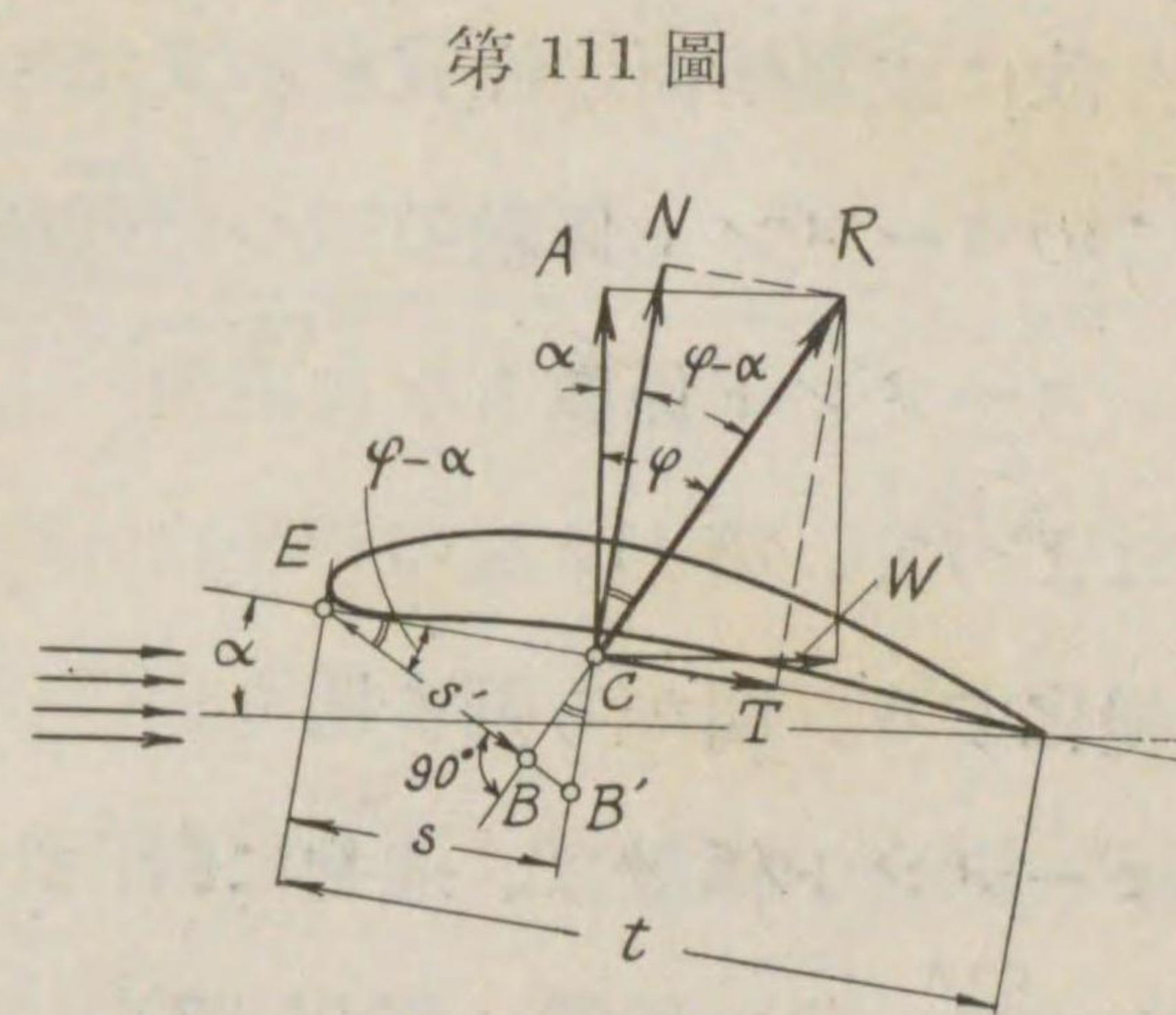
第 110 圖

8. 翼に働く力のモーメントと壓力中心 揚力と抗力は、飛行機の運動に關して重要であり、法線分力と切線分力は、強度の計算に必要であることは、上に述べた。これから述べるモーメントと壓力中心は、飛行機の安定に關して重要な役割を持つ。

揚力と抗力が判れば、合力の大きさと方向は夫々、

$$R = \sqrt{A^2 + W^2}, \quad \varphi = \tan^{-1} \frac{W}{A}$$

として求められる。力を決定するためには、今一つ着力點を知らなくてはならない。この爲には、一定の點の周のモーメント  $M$  が判ればよい。この定點として普通、翼の前縁  $E$  をとる (第 111 圖)。



第 111 圖

第 111 圖から、 $E$  點の周のモーメント  $M$  は、

$$M = R \cdot s'$$

で表される。但し  $s'$  は  $E$  點から  $R$  への垂線  $EB$  の長さである。この垂線  $EB$  が翼弦となす角は  $\varphi - \alpha$  になる。何故ならば、

$$\angle BEC = \angle BCB' = \angle NCR = \varphi - \alpha.$$

故に、 $M$  が與へられれば、 $E$  から翼弦と  $\varphi - \alpha$  なる傾をなす直線  $EB$  上に  $\frac{M}{R} = s'$  なる距離に  $B$  點をきめ、この點を通る  $EB$  への垂線  $BR$  が着力線である。

この着力線と翼弦との交點  $C$  を壓力中心といふ。

モーメント  $M$  も揚力、抗力と同じやうに、

$$M = C_m \frac{\gamma}{2g} v^2 Ft$$



で表される。揚力、抗力の公式と違ふ記號は、

M kg·m で表した翼の前縁の周のモーメント。

C<sub>m</sub> モーメント係數 (無名數)。

t 翼弦長、m で表す。

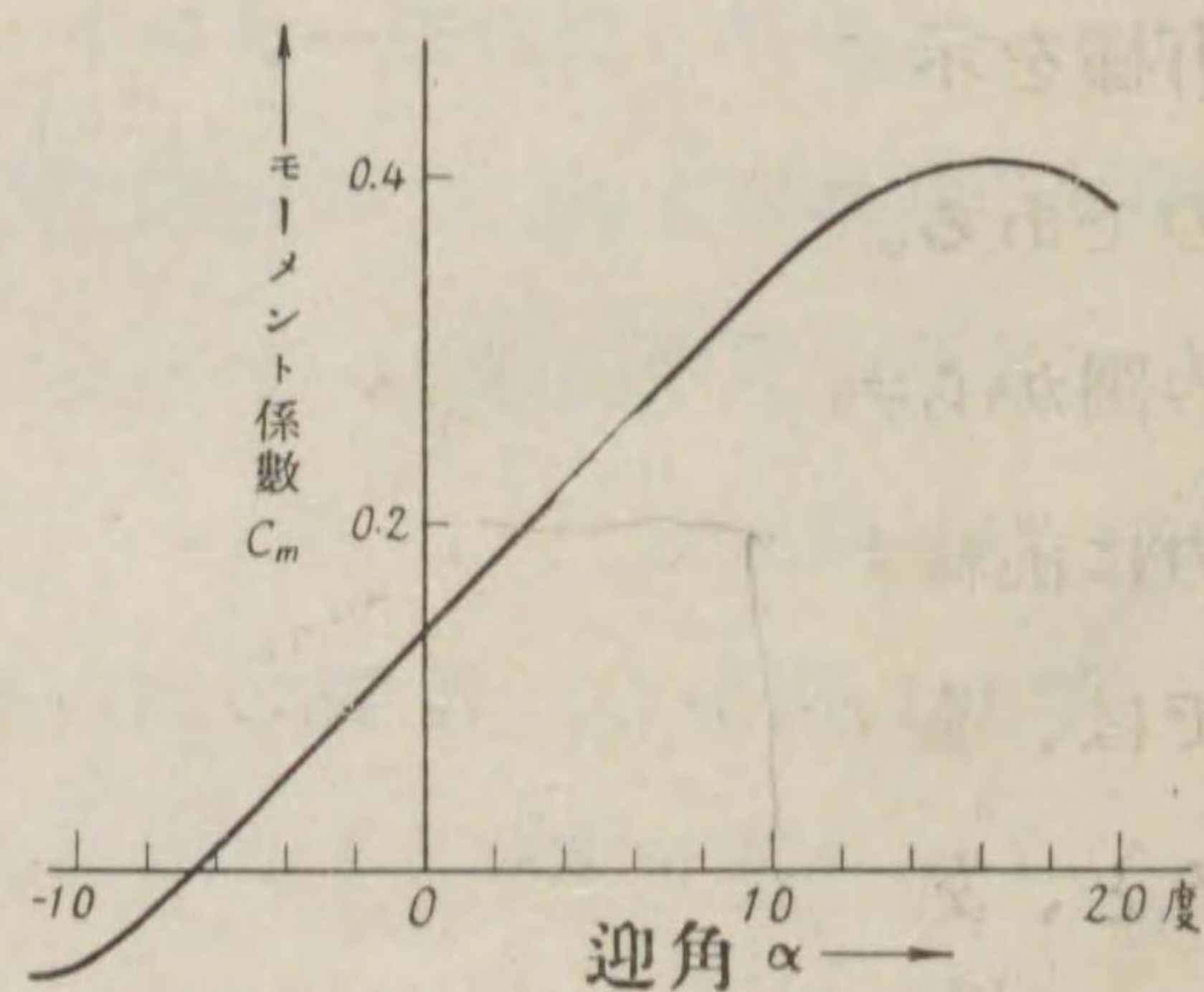
$\frac{\gamma}{2g} v^2 F$  は力であつて、それに力の腕 t をかけた  $\frac{\gamma}{2g} v^2 Ft$  はモーメントであるから、この C<sub>m</sub> も C<sub>a</sub>, C<sub>w</sub> と同様に無名數になる。

故に或翼斷面の性質を示すためには、揚力係數、抗力係數と、このモーメント係數の三つが判れば十分である。

モーメント係數もまた迎角

第 112 圖

によつて、第 112 圖のやうに變化する。圖から判る通り、モーメント係數は、迎角に對して殆ど揚力係數 (第 95 圖) と同じやうな變化をする。或迎角でモーメントが零になる。これは此の迎角で、合力が E 點を通るからである。



今 R を法線分力 N と切線分力 T とに分ける (第 111 圖)。かうすると T は E 點を通るから、この點の周のモーメントはなくなり、N だけが N·s なるモーメントを持つ。これが全體のモーメント M と等しくなければならないから、

$$M = N \cdot s \quad \text{即ち} \quad C_m \frac{\gamma}{2g} v^2 Ft = C_n \frac{\gamma}{2g} v^2 Fs$$

故に

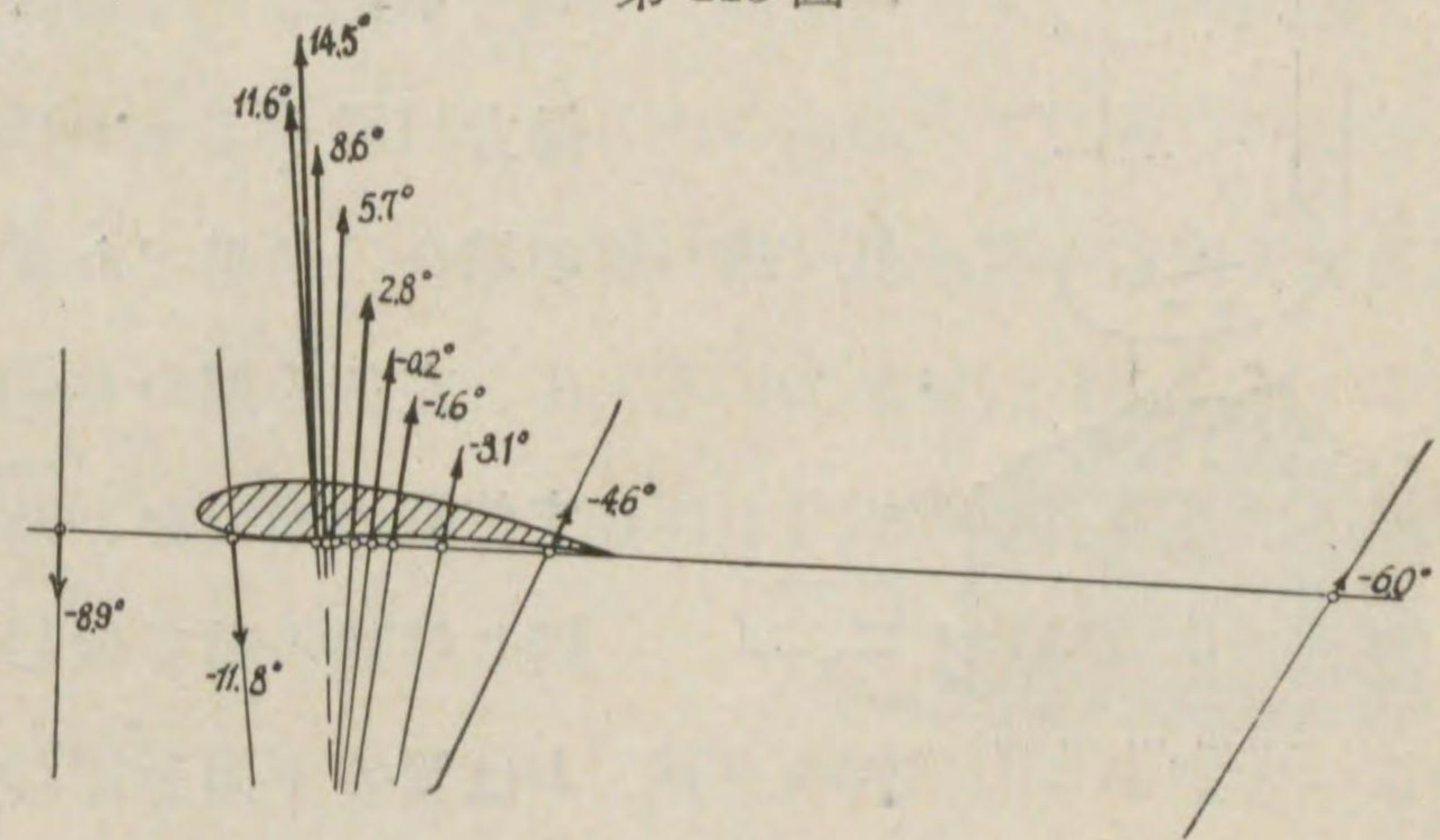
$$\frac{s}{t} = \frac{C_m}{C_n}$$

壓力中心が、翼の前縁から翼弦長の何割だけ後方に在るか、その割合を上式で與へることが出来る。

第 113 圖はゲッチング 398 翼斷面 (揚抗極線圖を第 102 圖に示した) に

第 113 圖

ついて、合力と其の着力點即ち壓力中心が、迎角に對して變化する有様を示すものである。こ

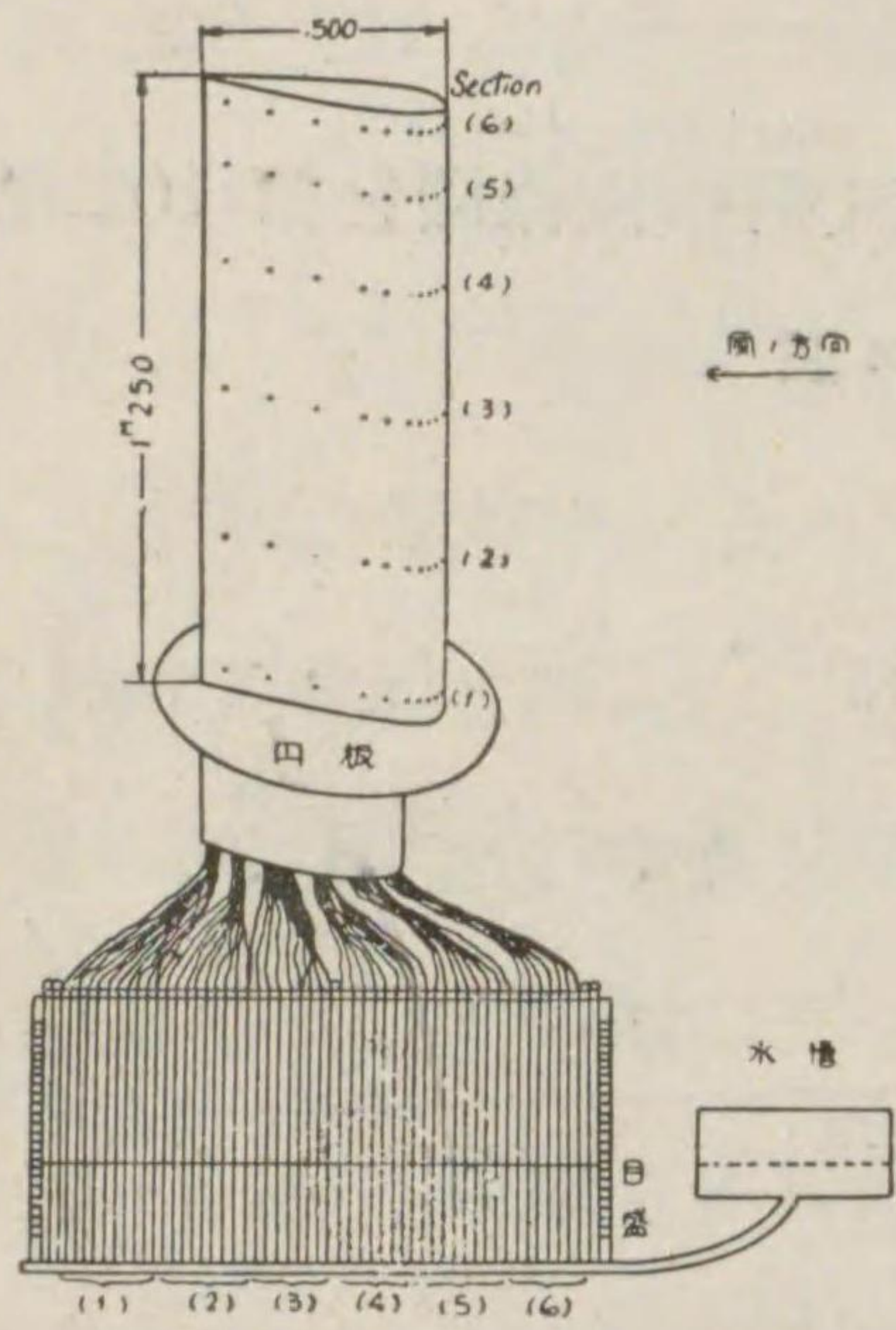


の圖から判るやうに、普通の迎角 (-2° ~ +15°) では、空氣の合力は前縁から翼弦長の 30~50% の點に働く。故に大抵の飛行機では、全體の重心もまた此の間に在るやうに設計される。さうすると、翼に働く空氣力と重心に働く重力とが大體釣合つて、飛行機が或迎角を保つて飛ぶのに必要な水平尾翼のモーメントが小さくてよい。従つて水平尾翼の面積が小さくて済み、重さや有害抗力を減少することが出来る (第 11 章第 2 節 1)。

9. 翼上の壓力分布 本章 6 に述べたやうに、翼に揚力が發生するのは、翼の周に平行な流れと循環の流れとがあつて、翼の上面では壓力が小、下面では壓力が大になるためである。第 114 圖に示すやうに、翼斷面の周圍に多くの小孔を明け、この小孔を各壓力計に連結して、翼の上面と下面の翼弦に沿ふ壓力分布



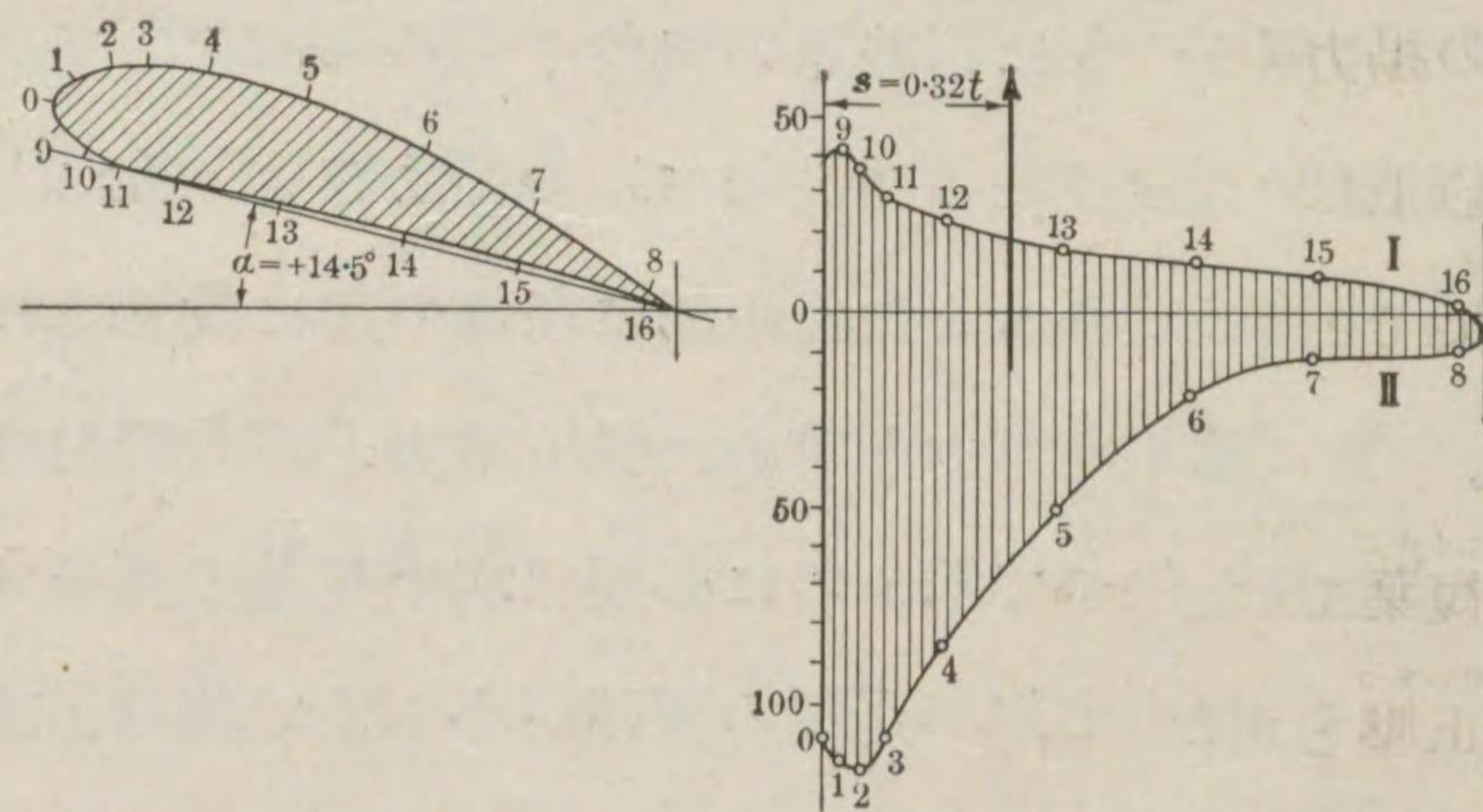
第 114 圖



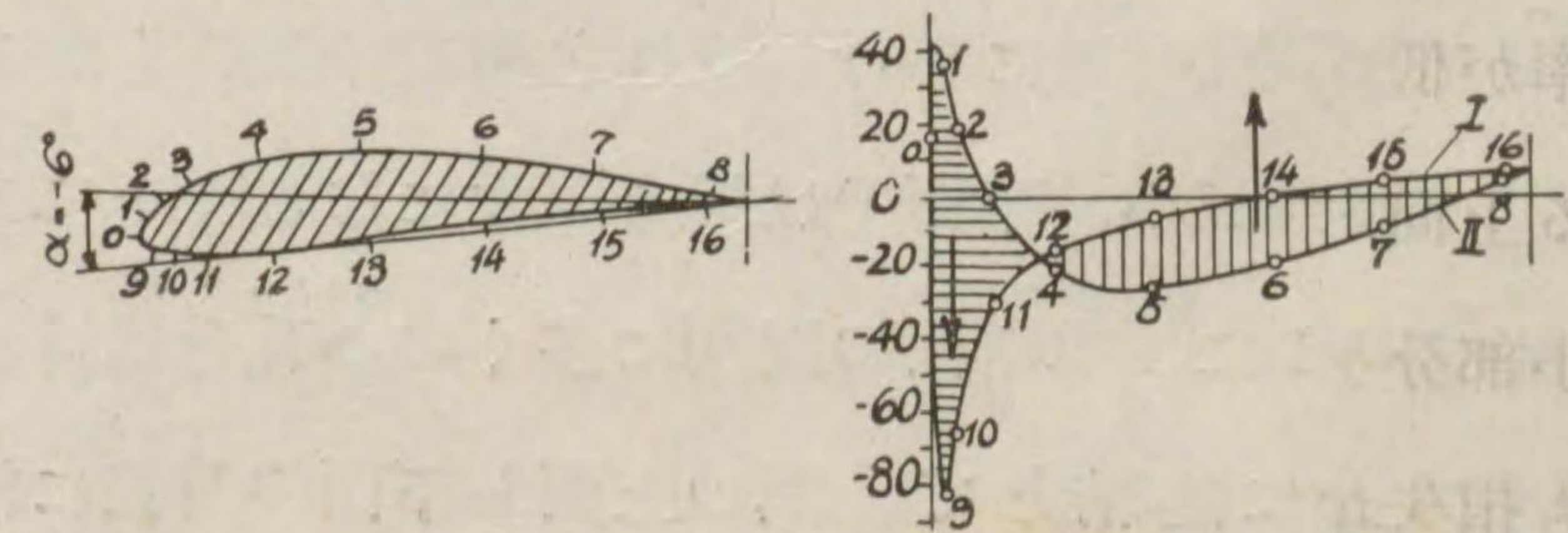
を實際に測定して見ると、第 115 圖及び第 116 圖に示すやうな結果が得られる。第 115 圖は大きい迎角  $[+14.5^\circ]$  の場合、第 116 圖は揚力が零 ( $C_a = 0$ ) の迎角  $[-6^\circ]$  の場合の結果である。これ等の圖の、左側の圖の 0~16 の番號で示す位置の壓力を、夫々右側の圖の同じ番號の點で示してある。曲線 I は翼の下面を押し上げる正壓、

曲線 II は翼の上面を吸ひ上げる負壓を表してある。従つて此の二つの壓力の絶対値の和が、翼を上方に持ち上げる壓力になつて、これが全體の揚力に略相當する。第 115 圖では縦線をひいた面積が之である。

第 115 圖



第 116 圖



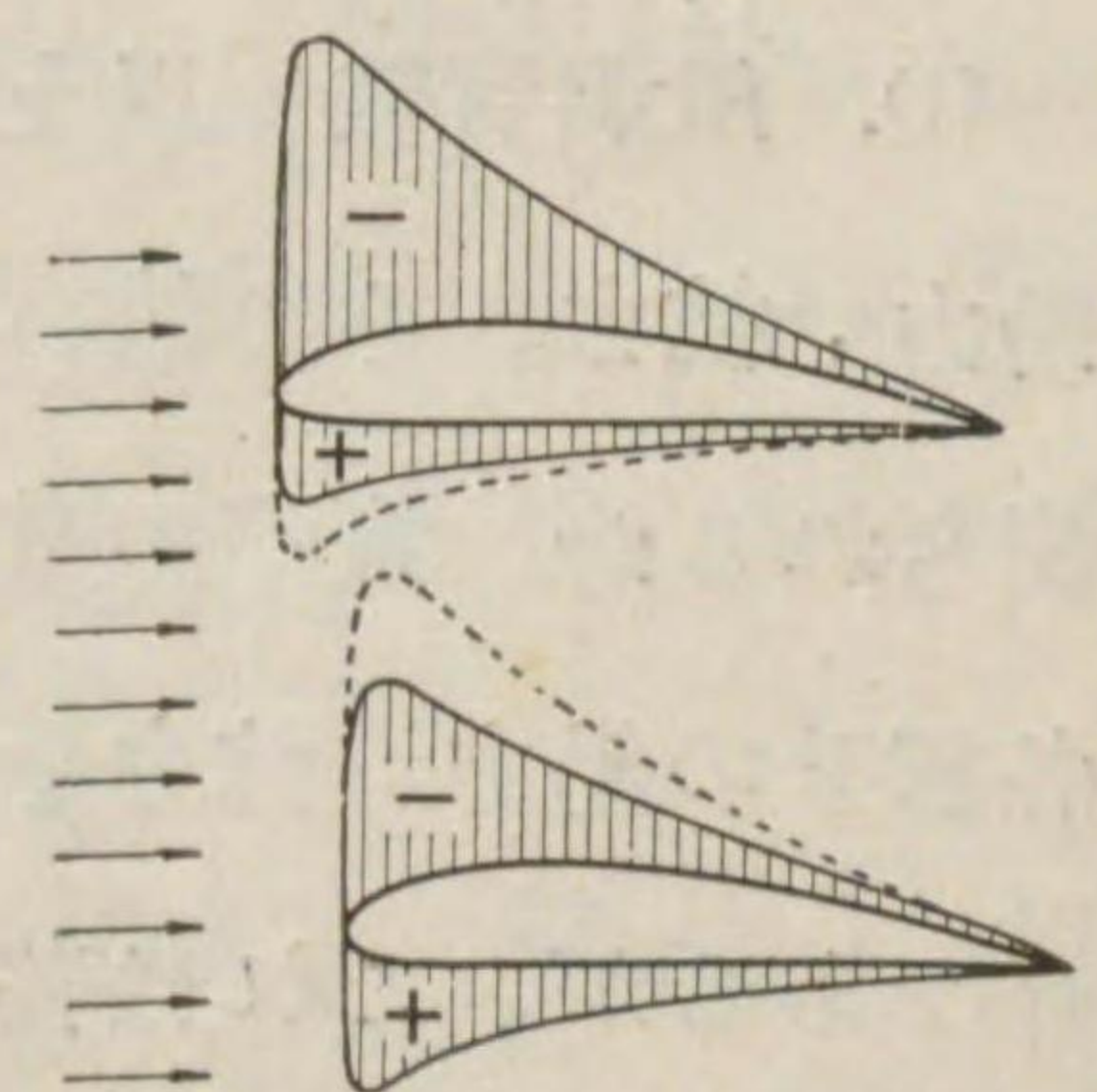
迎角が小さくなると、前縁部分の上面に正壓、下面に負壓が生じ、その結果下向に働く壓力が勝つて負の揚力を生ずる。第 116 圖で横線をひいた面積が之を示す。この場合には全體の揚力は、縦線をひいた面積から、横線をひいた面積を差引いた残りに相當する。第 116 圖の場合では、この二つの面積が丁度等しい。即ち揚力が零になるのである。これは飛行機が揚力零の迎角で垂直降下するとき生ずる状態であつて (第 10 章第 2 節 3)、この時翼は、この二つの大きさ等しく方向反對の偶力によつて、前縁を下げる方向に振られる。

第 115 圖で注意すべきことは、翼上の吸ひ上げる壓力の方が翼下の押し上げる壓力よりも著しく大きいことである。従つて翼の揚力のためには、翼の上面の方が重要になる。

以上はゲッチンゲン 387 の翼断面 (第 91 圖参照) についての結果であるが、一般にどんな翼断面でも之と同様な結果が得られる。

複葉では、下翼上面の負壓と上翼下面の正壓とが消し合つて揚力の一部を失ふ (第 117 圖)。つまり複葉は上下翼の相互干渉のために單葉よりも空氣力學的に效率が低い。そして揚力の主な部分を占める上面の負壓を失ふ下翼の方が、揚力の小部分をなす下面の正壓を失ふ上翼よりも損失が大きい。つまり複葉では上翼よりも下翼の方が效率が低い。一半葉機 (第 4 章第 1 節 1) が普通下翼を著しく小さ

第 117 圖





くしてゐるのは此のためである。<sup>(1)</sup>

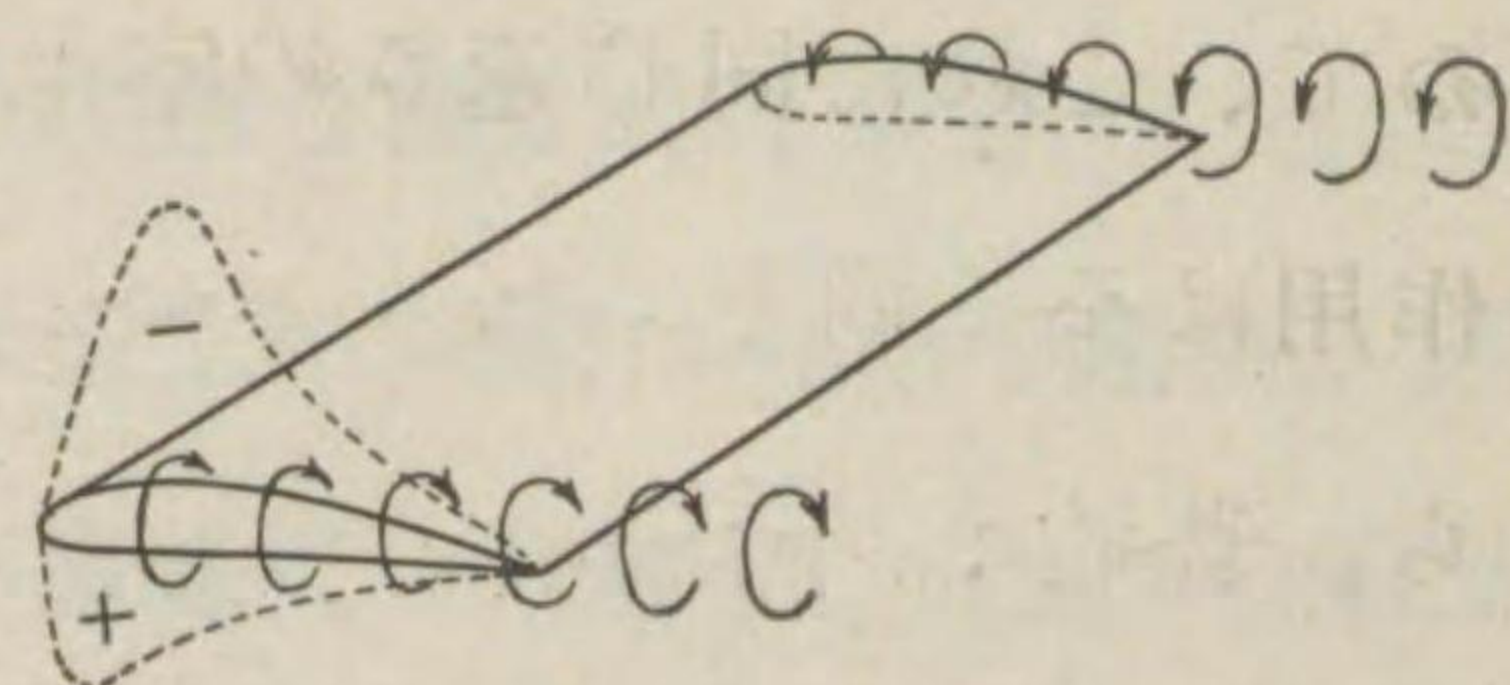
第 118 圖

次に、翼の左右の両端を考へると、第 118 圖に示すやうに、<sup>よくたん</sup>翼端

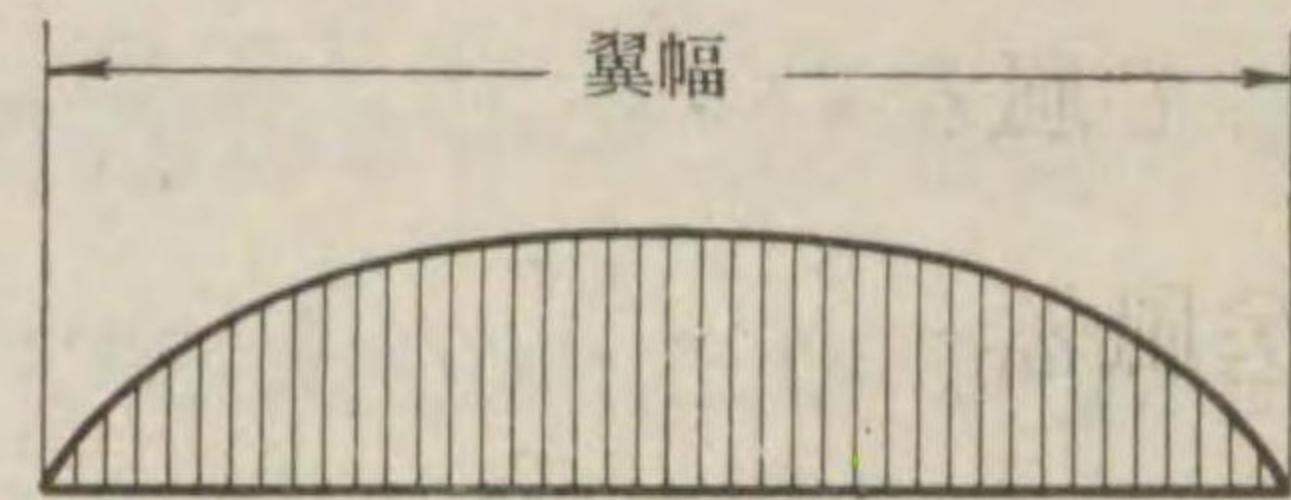
では翼の下面の高圧部から上面の低圧部へ、翼端を越えて空気が流

れるために、やはり揚力の一部が失はれることになる。此のために、<sup>よく</sup>翼

幅に沿ふ圧力分布はほぼ楕圓形になる (第 119 圖)。



第 119 圖



この損失は<sup>よくげん</sup>翼弦に比して<sup>よくは</sup>翼幅が大きいほど小さい筈である。この翼幅と翼弦との比を<sup>たてよこひ</sup>縦横比といひ、縦横比が小さいほど即ち翼が正方形に近いほど、<sup>かうりつ</sup>翼の効率が悪くなる。しかし一方、縦横比の大きい翼は、空気力による屈曲モーメントが大きいから、強度の方から重量が重くなる。だから、普通の飛行機の翼の縦横比は 5~10 である。この重さの制限がなければ、翼は非常に大きい縦横比に設計される筈である。

10. <sup>ふうどうじっけん</sup>風洞実験 以上述べた翼の揚力、抗力、或は飛行機全體の揚力、抗力、その他いろいろの物体の空気抵抗などは、どうして測られるか。實際の飛行機を飛ばせて、それ全體または翼その他各部分の揚力、抗力を簡単に測定することが出来れば、大變好都合であるが、これは甚だ困難なことである。そこで、それ等の<sup>も</sup>模型 (實物大から  $\frac{1}{20}$  位まで) を吊つておいて、これに一定の速さの風を當て、<sup>さうち</sup>實驗する。この装置を風洞といふ。

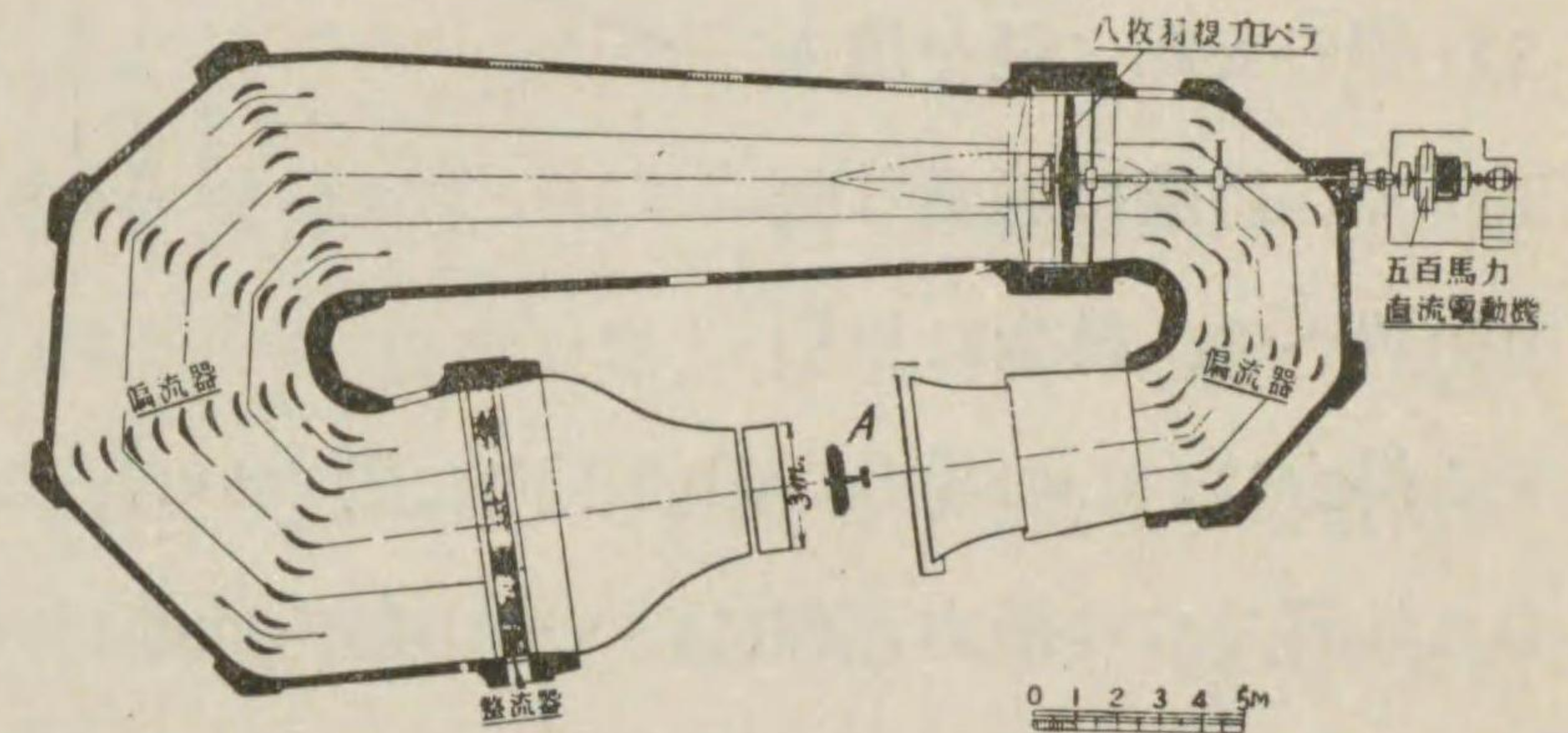
(1) 飛行機が單葉だけにならぬ理由については、第 4 章第 1 節 1 参照。

物体が或速さで、靜止した空气中を走ると、物体が靜止してゐて、これに同じ速さの空気が當るとでは、空気の物体に及ぶ作用は全く同じ。後の場合の方が、實驗にいろいろ都合がよいかから、普通<sup>ふうどう</sup>風洞などで此の方が用ゐられてゐるのである。<sup>(1)</sup>

第 120 圖に風洞の 1 例を示す。コンクリート造の風の循環路のなかに、プロペラ型の送風器があつて、之を直流電動機で廻轉して風を起す。

第 120 圖

送風器で送られた風は、循環路の曲角にある<sup>へんりうき</sup>偏流器によつて流れの方向を變へ、最後の偏流



航空研究所 3 米風洞 (ゲッチングン型) の平面圖

器を通つてから<sup>せいろき</sup>整流器で流れの方向を正しくし、<sup>ふきだしぐち</sup>吹出口から<sup>ふんりう</sup>噴流となつて吹出される。これが又、吹出口と向合つてゐる<sup>すひこみぐち</sup>吸込口から吸込まれて送風器に至り、もとの路を循環する。<sup>(2)</sup> この吹出口の前 A の一様な速度の氣流の中に翼、飛行機などの<sup>もけい</sup>模型を吊つて、その揚力、抗力などを<sup>てんびん</sup>天秤で測る。空気の速度 (最大 40~80 m/秒) は電動機の廻轉數で加減する。

第 121 圖は風洞實驗の方法を示すものである。<sup>よくがた</sup>翼型や飛行機

(1) 船體または<sup>ひかうてい</sup>飛行艇の艇體などの水抵抗を測る<sup>すみきうじっけん</sup>水槽實驗では、實際の場合と同様に、船體、艇體の方を走らせる。

(2) この型式のものをゲッチングン型風洞といふ。



の模型は、圖に示すやうに細いピアノ線 (0.3~1 mm) で普通逆

さに吊られる。この圖の

例では、左右の翼前縁の支点を2本の吊線で鉛直

方向に第一揚力天秤に吊

り、胴體後部の支点を第二揚力天秤に吊る。なほ

これ等の支点に錘を吊り

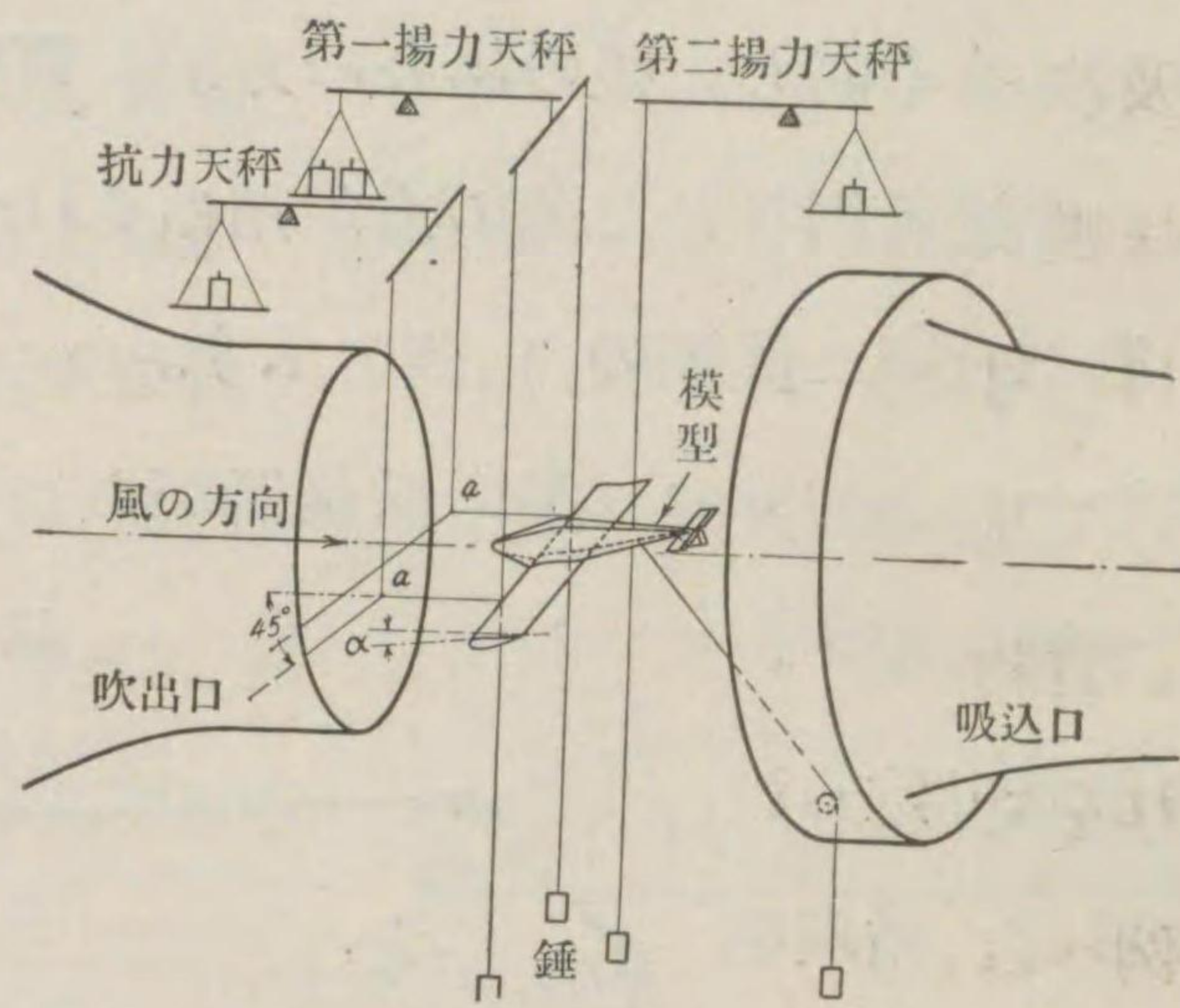
下げて、吊線に適當な張

力を與へる。模型に作用

する揚力は、この場合、鉛直下向に働くから、この力が吊線を経てこれ等二つの揚力天秤にかゝる。即ち此の二つの天秤で測つた力の和が揚力になる。また第二揚力天秤に作用する揚力と、前縁から後方支点までの水平距離との積が、翼前縁の周のモーメントになる。

翼前縁の支点から水平に張られた2本の吊線は、 $a$  點で各2本に岐れ、その1本は斜下方  $45^\circ$  の方向に張られて他端を固定され、もう1本は鉛直上方に抗力天秤に導かれる。模型に作用する抗力によつて水平吊線が後方に引かれ、これと同じ大きさの力が鉛直吊線を経て抗力天秤にかゝる。故に抗力天秤で測られる力が丁度抗力に等しい。なほ胴體後方の支点には、斜後方に引くやうに錘を吊つて、この抗力吊線にも適當な張力を與へる。

第二揚力天秤は、上下方向に移動するやうに作られてゐて、この移動によつて胴體後方を上げ下げして、翼の迎角  $\alpha$  をいろいろ



第121圖

ろに變へることが出来る。

斯様に風洞實驗では、いろいろの迎角に於ける模型の揚力、抗力及びモーメントを各天秤で測定し、これから夫々揚力係數、抗力係數及びモーメント係數を算出するのである。

11. 寸法效果 上に述べた風洞實驗の結果が、あとで實物を飛ばして見た結果と必ずしも一致しない。それは模型實驗のときと、實物のときでは、 $[\text{寸法}] \times [\text{速度}]$  の値が違ふからである。

これを寸法效果といふ。

例へば、翼幅 15 m、飛行速度 288 km/時 (80 m/秒) の飛行機を、翼幅 1.5 m の模型 ( $\frac{1}{10}$  模型) で、これに 40 m/秒 の風を當て、風洞實驗をしたとすれば、上の  $[\text{寸法}] \times [\text{速度}]$  の値は、實物では  $15 \times 80 = 1,200$ 、模型では  $1.5 \times 40 = 60$ 、即ち模型では實物の  $\frac{1}{20}$  にしかない。

第120圖に示した風洞は、その吹出口の直径 3 m、最大風速約 60 m/秒、これに要する動力 500 馬力であつて、これが現在、日本で最大のものである。今この風洞で實驗するとしても、直径 3 m の風洞には、せいせい翼幅 2.5 m の模型しか入れられないから、翼幅 10 m のごく小型の飛行機でも  $\frac{1}{4}$  の模型になる。なほ此の飛行機が 216 km/時 (60 m/秒) で飛ぶとし、風洞實驗は最大風速 60 m/秒で行ふとすれば、前に述べた  $[\text{寸法}] \times [\text{速度}]$  の値は、丁度  $\frac{1}{4}$  になる。これでは、やはり風洞實驗の結果に寸法效果のための誤差が入る譯である。

風洞實驗の理想としては、實物飛行機を入れるほど大きい風洞を造り、これに實際飛行機が飛ぶ速さに等しい風速の風を吹かさ



ねばならぬ。しかし、このやうな風洞は、その建造費にも、運轉費にも莫大な費用を要するので、現在のところアメリカとフランスにあるだけである。

アメリカの此の

大風洞(第 122 圖)

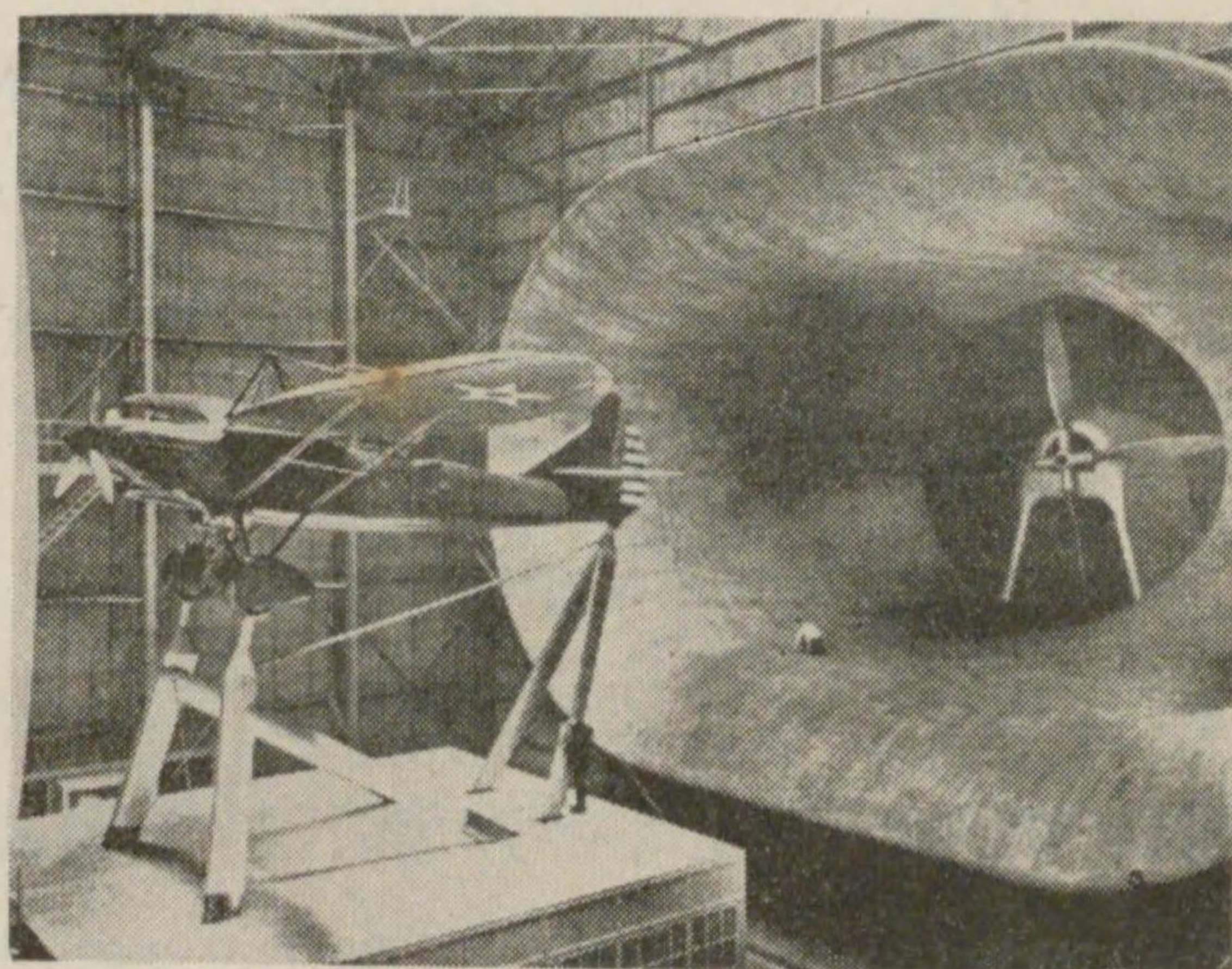
は、18.3m×9.1m

の楕圓形の吹出口

を持ち、8,000 馬力の動力で、51m/秒の速さの風を吹かせることが出来る。

従つて、圖に示す

やうに、實物飛行機を入れて、寸法効果の誤差のない實驗が出来るのである。



第 122 圖

## 第 9 章 發動機とプロペラ

飛行機の翼に風が當ると揚力を生じ、この揚力によつて飛行機の重量が空中に支へられる。揚力と同時に生ずる翼の抗力及び翼以外の總べての部分の有害抗力に打勝つて、飛行機を前進せしめる推進装置が發動機とプロペラである。

本章では、飛行機の性能を理解するのに必要なだけの、航空發動機の概要と、プロペラの簡単な原理について述べる。

### 第 1 節 發動機

今までに實際に用ゐられた航空原動機には、四衝程式ガソ

リン發動機、二衝程式ガソリン發動機、ディーゼル發動機の 3 種がある。このうち四衝程式ガソリン發動機は、最も目覺しい躍進を遂げて、現在航空原動機の王座を占めてゐる。近頃ディーゼル發動機などが研究され、また實用されてゐる例も二、三あるが、現在の處まだまだ四衝程式ガソリン發動機の時代である。従つて本節で述べることも之についてである。

1. 現在の發動機的能力 飛行機の性能を良くするためには、機體そのもの、重量を出来るだけ軽くしなければならないのは勿論、これに積む原動力の發動機も、出来る限り軽くなければならない。

飛行機が初めて飛んだ頃の發動機は、1 馬力を出すのに約 3 kg の重量を要したが、以來今日まで 30 年間に、發動機の重さは年々歩一歩軽くなつて來た。現在の世界各國の著名な發動機の性能を示せば、次の表の通りである。

速度の世界記録を作つたマッキー水上機(第 27 圖)に積まれたフィアット A.S.6 型發動機は、930 kg の重さで 3,200 馬力を出し、實に 0.30 kg で 1 馬力を出すことになる。この強力輕量の心臓あるがために、時速 709 浬といふ驚くべき速度が得られたのである。これは競速機用として特に製作されたものであるが、普通の飛行機用發動機でも、次の表で判る通り、1 馬力を出すのに 0.7 kg 内外の重量を要するに過ぎぬ。いま飛行機用發動機の重さを、他の原動機の重さと比較すると、次の表に示すやうに、誠に比較にならぬ輕さである。



國名	發 動 機 名 稱	型 式	氣筒數	最 大 馬 力
英	アームストロング シドレイ “パンサー”	空冷二重星型	14	605
	ブリストル “ペガサス”	空 冷 星 型	9	720
	ロールス ロイス “ケストレル”	水 冷 V 型	12	680
	“ ” “ブザード”	“ ”	12	955
	“ ” “R”	“ ”	12	2,300
米	プラット エンド ホイットニ “ワスプ H1-G”	空 冷 星 型	9	550
	“ ” “ホーネット SD-G”	“ ”	9	700
	“ ” “ツウィンワスプ S1A-G”	空冷二重星型	14	800
	ライト “ホタルウインド R-760E”	空 冷 星 型	7	250
	“ ” “サイクロン R-1,820F”	“ ”	9	645
	“ ” “ホタルウインド R-151O”	空冷二重星型	14	765
佛	ノーム ローソ 5 Ksd	空 冷 星 型	5	330
	“ ” 14 Ksd	空冷二重星型	14	800
	ファルマン 12 W.I.	水 冷 V 型 倒 立	12	640
	イスパノ スイザ 12 Xbrs	水 冷 V 型	12	690
	“ ” 12 Ybrs	“ ”	12	860
	ルノー 12 Drs	“ ”	12	600
獨	アルグス As. 8 B	空冷一列倒立	4	135
	“ ” As. 10 C	空冷V型倒立	8	240
	ベー エム ベー VI	水 冷 V 型	12	750
	“ ” Ka	“ ”	12	880
	ジューメンス Sh. 14 A	空 冷 星 型	7	160
	“ ” Sh. 30 B	“ ”	9	540
伊	フィアット A. 30 R.A.	水 冷 V 型	12	800
	“ ” A. S. 6	“ ”	24	3,200
	イソッタ フラスキニ “アッソ 12 R”	水 冷 V 型	12	700
	“ ” “アッソ 750 R”	水 冷 W 型	18	910

最大廻轉數 (毎分)	高 度 (m)	重 量 (kg)	燃料消費量 (滑油を含む) (kg/馬力/時)	1 馬力當り重量 (kg/馬力)	備 考
2,400	4,100	452	—	0.75	競 速 用
2,600	4,400	454	—	0.63	
2,900	1,600	442	—	0.65	
2,300	0	682	—	0.71	
3,200	—	741	—	0.32	
2,200	2,400	397	—	0.72	
2,150	2,000	445	—	0.64	
2,400	2,130	427	—	0.53	
2,000	—	223	—	0.89	
1,900	2,800	425	—	0.66	
2,400	0	451	0.288	0.59	
—	0	224	—	0.68	競 速 用
—	0	509	—	0.64	
2,260	5,100	502	0.257	0.78	
2,600	4,000	385	0.253	0.56	
2,400	4,000	445	0.248	0.52	
2,300	4,200	460	—	0.77	
2,200	—	116	0.244	0.86	
2,000	—	193	0.244	0.80	
1,700	—	525	(0.220) <sup>(1)</sup>	0.70	
1,800	—	585	(0.235) <sup>(1)</sup>	0.67	
2,200	—	132	0.236	0.83	競 速 用
1,800	—	420	0.240	0.78	
2,900	—	475	(0.240) <sup>(1)</sup>	0.59	
3,200	—	930	(0.250) <sup>(1)</sup>	0.30	
2,400	—	533	0.233	0.76	
1,900	—	700	0.228	0.77	

(1) 滑油を含まない。



原 動 機	据 付	馬 力	1 馬力當りの重さ (kg)
蒸 氣 タービン	汽船「ブレーメン」	65,000	101.0
ディーゼル(重油)機関	ディーゼル船「ダンチヒ」	7,700	84.0
〃	高 速 潜 水 艦	—	23.0
〃	鐵道省 DC 2 型機関車	600	9.0
飛行機用發動機	一 般 飛 行 機	100~1,000	0.70
〃	競速機「マッキー」水上機	3,200	0.30

發動機自身がいくら軽くとも、燃料消費量が多いと、ある時間飛ぶために多量の燃料を積込まねばならないから、飛行機の性能は忽ち低下する。飛行機の航続距離の記録が、現在の如く驚異的躍進を遂げたのは(第31圖参照)、飛行機そのもの、進歩と、一つには燃料消費量の少い優秀な發動機の出現による。

採算を無視することの出来ない商用機では、燃料消費量の多いことは運航費に直接影響を及し、一層痛切な問題になる。

現在發動機の燃料消費量は、1馬力1時間當り0.23~0.29 kg(滑油をも含む)である(119頁の表参照)。例へば500馬力の發動機を持つ飛行機が、10時間飛ぶためには(消費量を0.24として)、

$$0.24 \times 500 \times 10 = 1,200 \text{ kg}$$

即ち合計1.2噸のガソリンと滑油を積込まねばならぬ。

しかし又、いくら馬力當りの重さが軽く、燃料消費量が少くとも、運轉の確實性、信頼性に缺けてゐては役に立たない。

發動機の止つた飛行機は、直ちに滑空に移り、適当な場所を見出して不時着陸をしなければならない。多發動機の飛行機ならば残の發動機に全力を出させて、やつと飛行を繼續することが出来

る。

發動機の故障は、飛行機の不時着陸、事故の原因の大きな割合を占める。大洋横斷の場合などは、直接に乗員の死を意味する。渺茫たる大海に不時着した飛行機が、発見されるまで漂ふてゐることは、水上機でさへ殆ど絶望に近い。現在の飛行機は、大海の荒波に堪へるだけの耐波性を持つてゐない。今までの大洋横斷飛行に、發動機の故障のために海底の藻屑と消えた尊ぶべき犠牲者は數へ切れない。

定期航空に於ては、特に航空路に中間着陸場の設備が完全であれば、機體の損傷と乗客の負傷は絶無に近いが、これが直ちに航空輸送の確實性、信頼性を裏切ることになる。

ところが上に述べた通り、一方、重量軽減の根本的な要求がある。總べての機械設計は元來「妥協の技術」といはれてゐるが、航空發動機の場合ほど、この妥協すべき二つの要求が正反對であるのは稀である。

飛行機が世に現れた初期には、數分の連續飛行が出来るほど、信頼し得る發動機が得られなかつたが、今日では飛行機用發動機は、50時間、100時間の連續運轉試験に堪へなければ、飛行機に積むことを許されないまでに進歩した。

定期航空に使はれる發動機も、大體100~200時間運轉すると分解、點檢して手入をする。そして500~700時間毎に總分解をして、完全な修理をしなければならない。しかし兎に角、あの一抱の大きさで、數百馬力を出す航空發動機が、故障なしに數十時間、毎分數千の廻轉數で連續運轉するといふ事實は、確に現代科



學の驚異的成功の一つに數へてよい。

この成功の裏には、冶金學の貢獻を見逃すことは出来ない。即ち 800° C といふやうな著しい高温に耐へて、灼熱しながら運轉を續ける特殊鋼の排氣弁、或は數十氣壓の高壓を受けながら、眼にも止らぬ速さで往復運轉する輕合金のピストン等によつて、この難問題が解決されたのである。

2. 發動機の高空性能 發動機の馬力の源泉は、氣化器から氣筒内に吸込まれたガソリンと空氣との混合氣の爆發である。この混合氣内のガソリンと空氣との割合は、或一定の比率を持つてゐなければならない。ところが、飛行機が高空に昇るにつれて空氣が稀薄になるから、ガソリンも少量しか燃焼出来ない。たとへ地上と同じだけのガソリンを供給しても、混合氣の比率を徒に變へるだけであつて、完全な爆發は得られない。結局高度が増すに従つて、發動機の馬力がどんどん減ることになる。

この馬力の高度による變化は、大體次の如く表すことが出来る。

$$\frac{N_z}{N_0} = \frac{P_z}{P_0}$$

$N_0$  海面上高さでの馬力數。

$P_0$  同上の氣壓。

$N_z$  高度  $z$  m での馬力數。

$P_z$  同上の氣壓。

即ち發動機の馬力は、氣壓に比例して減少する。氣壓は 5,500 m の高空で地上の半分になるから、發動機の馬力も、大體この高さに昇ると地上の半分になる。

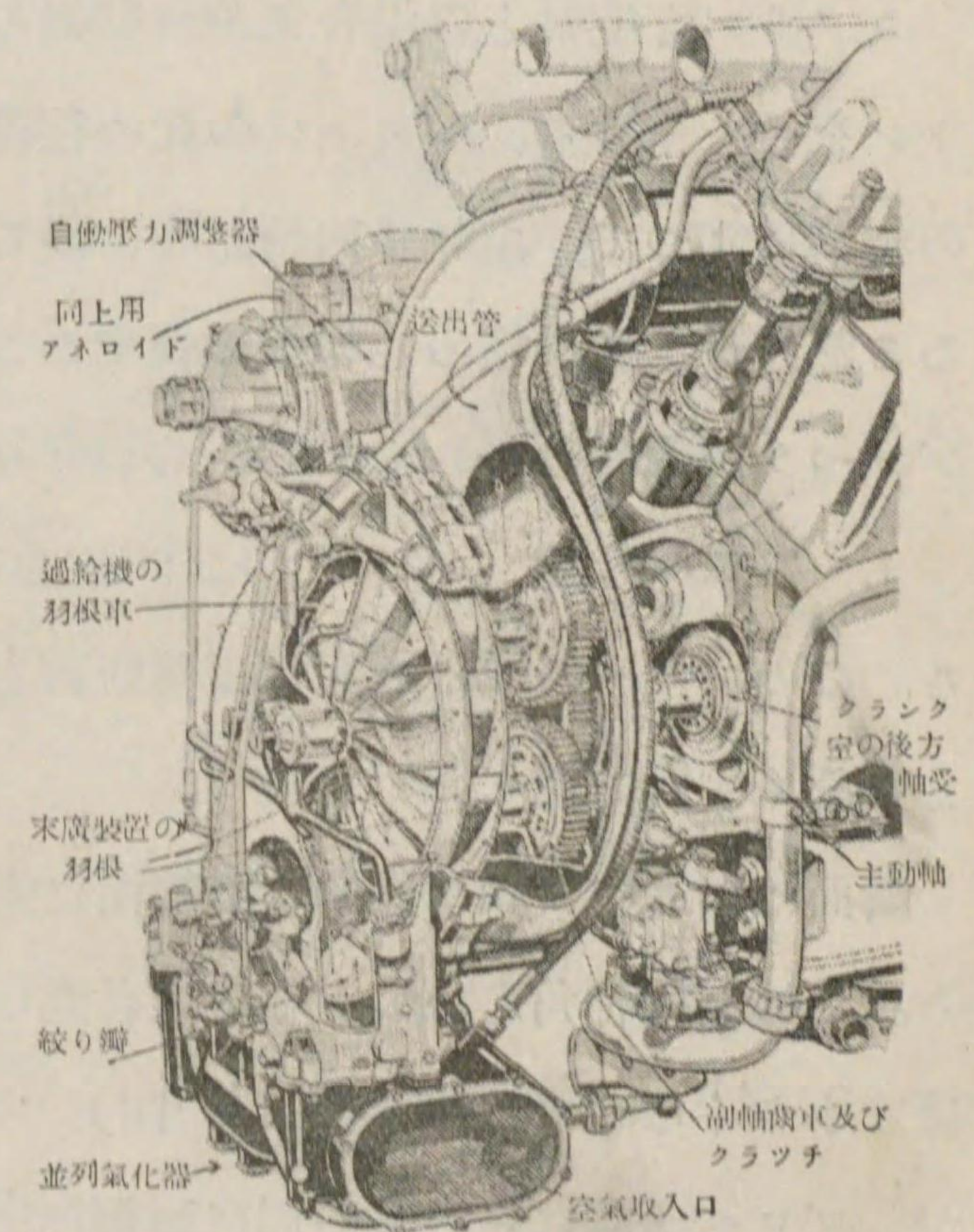
高空へ昇らねばならない飛行機、例へば高射砲の射撃を避けるために、出来るだけ高い所を飛ばうといふ爆撃機、又はこの爆撃機を要撃しようといふ防空戦闘機などでは、地上の馬力よりも、高空に於ける馬力の方が重大である。

空氣壓縮機で、高空の稀薄な空氣を壓縮して、地上と同じ濃さ即ち同じ壓力にしてから、氣化器に送り込むことが出来れば、この馬力の低下はない筈である。勿論この空氣壓縮機を運轉するために、發動機の馬力を消費するから、(1) いくらかの馬力損失は避けられない。この考で出来たものが、過給機である。

第 123 圖はイギリスのロールス ロイス “ケストレル” 發動機 (680 馬力) の過給機で

ある。この例では、氣化器で作られた混合氣を、主軸から齒車仕掛で運轉される遠心ポンプで壓縮して、各氣筒へ送るやうになつてゐる。

高空へ昇るほど空氣が益々稀薄になるから、過給機の運轉に消費される馬力も益々多くなつて、過給機付の發動機でも、高空の馬力低下は免れな



(1) 600~800 馬力級の航空發動機の過給機は、40~80 馬力を消費する。



い。第 124 圖は、イギリスのプリストル “ペガサス” 發動機 (550 馬力) の、過給機を裝備したものとし、しないものとの馬力低下の比較を示す。高度 5,000 米に於て、約 130 馬力 (42 %) の差があることが判る。

第 3 章 2 に述べた高度 14,400 m の記録が作られたのも、一にこの過給機の付いた高空用發動機の發達によるものである。

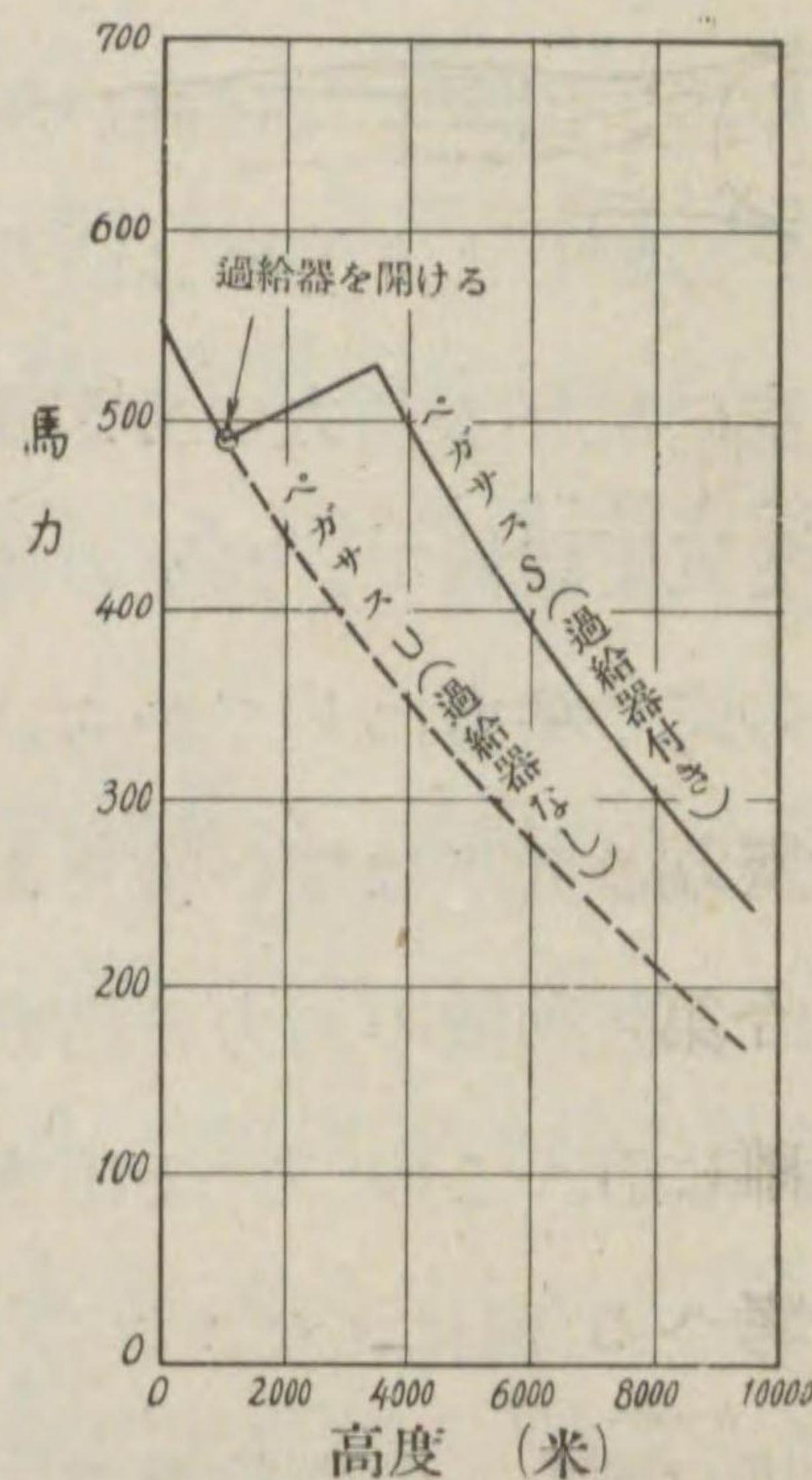
第 2 節 プロペラ

ガソリンと空氣との混合氣が發動機の氣筒内で爆發して、ピストンを押し下げる。ピストンの此の往復運動は、連桿とクランクの機構によつて、主軸の廻轉運動に變る。斯うして燃料の持つてゐる熱量が、發動機の主軸を廻轉することになる。この主軸にはプロペラが取付けられてゐるから、プロペラが廻轉する。

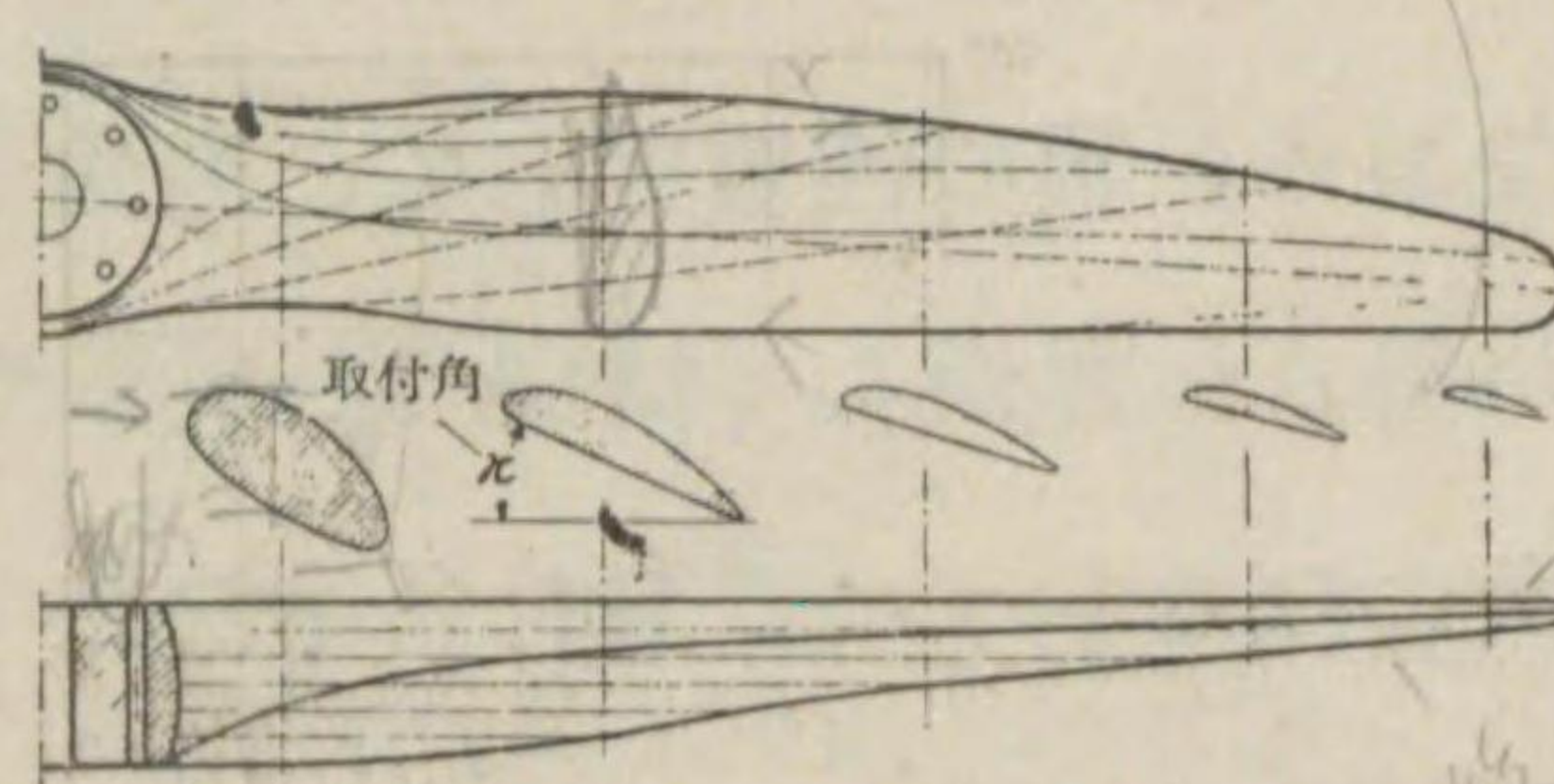
1. プロペラ翼 プロペラは 2 枚乃至 4 枚の翼を持つてゐる。このプロペラ翼の斷面形は翼斷面と同様であり、その作用もまた全く主翼と同じ。

斷面はプロペラ軸に直角な廻轉面に對して或角度を持つてゐる。これを取付角といふ。この取付角は根本で大きく翼端に行くほど小さくなつてゐる (第 125 圖)。主翼は大體直線運動をするが、プロペラ翼はその軸の周に廻轉運動をしながら、ほぼ軸方向に進行する。軸方向の速度は飛行機の進行速度であつて、プロペ

第 124 圖



第 125 圖

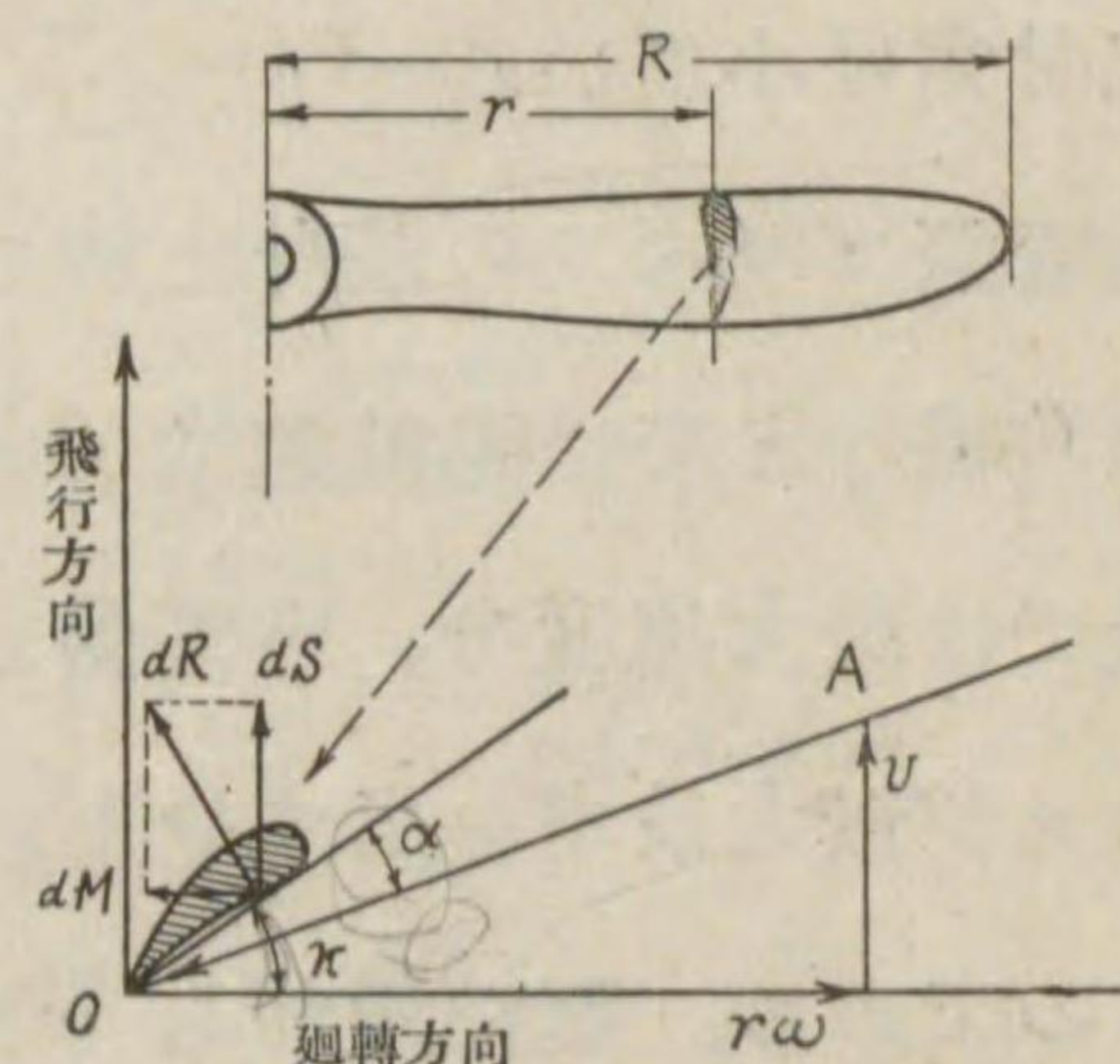


ラ翼全體に互つて一樣であるが、廻轉の線速度は軸心の零から翼端に行くほど、半径に正比例して大きくなる。プロペラ翼と空氣の相對速度は、

この二つの速度の合速度であるから、その大きさも方向も軸心から翼端まで一樣に變化する。

今第 126 圖の如く、軸から r の距離に在る幅のごく狭い翼素をとつて考へる。この翼素は、廻轉面に對して x だけの取付角をもつてゐる。廻轉の角速度を ω (ラジアン/秒) で表すと、廻轉の線速度は rω である。前進速度を v とすると、翼素の速度は、これ等二つを合成した

第 126 圖



OA となる。即ち空氣の廻轉面に對する入射角は  $\tan^{-1} \frac{v}{r\omega}$  となり、従つて此の翼素の迎角 α は、

$$\alpha = x - \tan^{-1} \frac{v}{r\omega}$$

となる。

もし取付角 x をプロペラ翼全體に互つて一定にしておくと、翼端に行くほど (r が大きくなるほど) 入射角  $\tan^{-1} \frac{v}{r\omega}$  が小さくなり、従つて翼素の迎角 α が大きくなる。根本から翼端まで、x を  $\tan^{-1} \frac{v}{r\omega}$  の減少と同じだけ減らしておくと、翼素の迎角はプロペラ翼全體に互つて一定になる。實際のプロペラの取付角が



根本から翼端に向つて減少してゐるのは(第 125 圖)、翼素の迎角をほぼ同じ大きさにするためである。翼の性質として、迎角が或一定の値のときに最大の効率<sup>かうりつ</sup>が得られるから(第 8 章 5)、翼素の迎角がどこでも大體この迎角になるやうに、取付角を決定するのである。

また上の式で、同じ廻轉數に對して飛行速度  $v$  が増せば、迎角は減少することが判る。故に速い飛行機に付いてゐるプロペラの翼の取付角は大きく、遅い飛行機に付いてゐるプロペラの翼の取付角は小さい。

實際プロペラの設計に於ては、その飛行機の用途から考へて、輸送機などでは巡航速度<sup>じゆんかう</sup>(大抵最大速度の 80~85%)で、競速機<sup>きやうそく</sup>では最大速度で、戦闘機<sup>せんとうき</sup>では最大上昇速度の飛行速度で、プロペラが最大効率<sup>さいだいかうりつ</sup>を出すやう、 $\alpha$  をプロペラ翼全體<sup>わた</sup>に互つて決定するのである。廻轉數から  $\omega$  が判り、最大効率を出すべき飛行速度  $v$  が判ると、半径  $r$  の所の翼素では  $\tan^{-1} \frac{v}{r\omega}$  <sup>きま</sup>が決るから、最大効率を與へる迎角  $\alpha$  から、

$$\alpha = \alpha + \tan^{-1} \frac{v}{r\omega}$$

として翼素の取付角<sup>きま</sup>が決り、順々にプロペラ翼全體の取付角が決定するのである。

2. 推力係數<sup>すゐりよくけいすう</sup>、トルク係數<sup>かうりつ</sup>、パワ係數、効率 翼の場合には、これに働く空氣力を、運動方向とそれに直角な方向の分力に分けて考へたが、プロペラの場合には、軸と廻轉面の方向の分力に分けて考へるのが都合がよい(第 126 圖参照)。

前項に述べた如く、翼素の廻轉面内の速度は  $r\omega$  である。この

速度の逆<sup>ぎやく</sup>の方向に働く分力、即ち廻轉<sup>さから</sup>に逆ふ力がプロペラのトルクを生じ、このトルクに逆ひながらプロペラを廻轉するのが、發動機のパワである。何故ならば、

$$\begin{aligned} \text{パワ} &= \frac{[\text{仕事}]}{[\text{時間}]} = \frac{[\text{力}] \times [\text{力の方向に動いた距離}]}{[\text{時間}]} \\ &= \frac{[\text{力}] \times [\text{力の腕}] \times [\text{廻轉角}]}{[\text{時間}]} = [\text{トルク}] \times [\text{角速度}] \end{aligned}$$

プロペラ軸の方向の速度は、飛行機の進行速度  $v$  であり、この方向の分力が即ちプロペラの推力<sup>すゐりよく</sup>であつて、これが有用な仕事になる譯である。

プロペラ全體に働く推力  $S$  とトルク  $M$  は、プロペラの廻轉數  $n$  (毎秒) と直径  $D$  とを基準<sup>きじゆん</sup>にとつて、次の形で表す。

$$S = k_T \frac{\gamma}{g} n^2 D^4, \dots\dots\dots(1)$$

$$M = k_Q \frac{\gamma}{g} n^2 D^5, \dots\dots\dots(2)$$

(1) 式は翼の揚力、抗力<sup>それぞれ</sup>を夫々、

$$A = C_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F,$$

$$W = C_w \frac{\gamma}{2g} v^2 F$$

で表したのと同じ意味を持つ。何故なれば、面積としてプロペラ翼の描く圓板面積  $F_s = \frac{\pi}{4} D^2$  をとり、速度にプロペラ翼の尖端<sup>せんたん</sup>の線速度  $u = n\pi D$  をとれば、

$$S = c_1 \frac{\gamma}{2g} u^2 F_s = c_1 \frac{\pi^3}{8} \frac{\gamma}{g} n^2 D^4 = k_T \frac{\gamma}{g} n^2 D^4, \left( k_T = c_1 \frac{\pi^3}{8} \right)$$

(2) 式も、翼のモーメントを、

$$M_r = C_w \frac{\gamma}{2g} v^2 Ft$$



で表したのと同様に、この場合は長さの基準として  $D$  をとれば、

$$M = c_2 \frac{\gamma}{2g} u^2 F_s D = c_2 \frac{\pi^3}{8} \frac{\gamma}{g} n^3 D^5 = k_Q \frac{\gamma}{g} n^3 D^5, \left( k_Q = c_2 \frac{\pi^3}{8} \right).$$

$k_T$  を推力係数、 $k_Q$  をトルク係数といふ。この二つの係数はプロペラの形状のほか、翼に於ける迎角と同じ役目をする  $\frac{v}{nD}$  によつて變<sup>かは</sup>るだけである。

プロペラに與へられるパワ  $L$  は、

$$L = M\omega = k_Q 2\pi \frac{\gamma}{g} n^3 D^5, (\because \omega = 2\pi n).$$

これをパワ係数  $k_P$  で表すと、

$$L = k_P \frac{\gamma}{g} n^3 D^5, (k_P = 2\pi k_Q).$$

プロペラの出すパワ  $L'$  は、

$$L' = Sv = k_T \frac{\gamma}{g} n^2 D^4 v.$$

プロペラの効率  $\eta$  は、この二つのパワの比  $\frac{L'}{L}$  であるから、

$$\eta = \frac{Sv}{M\omega} = \frac{1}{2\pi} \frac{k_T}{k_Q} \frac{v}{nD} = \frac{k_T}{k_P} \frac{v}{nD}.$$

よくがた ふうどうじっけん  
翼型の風洞実験に於て、迎角  $\alpha$  に對して、揚力係数  $C_a$  と抗力係数  $C_w$  を決定すると同様、プロペラ模型の風洞実験では、 $\frac{v}{nD}$  に對して  $k_T$  と、 $k_Q$  又は  $k_P$  の値を決定する。

第 127 圖は、プロペラ模型の風洞試験成績の 1 例である。右圖は左圖に比して、プロペラ翼全體の取付角を  $5.6^\circ$  だけ増した場合の結果である。また點線で示す値は、このプロペラを同圖上方に示す機體に取付けたときのものである。

$k_T$  と  $k_P$  は  $\frac{v}{nD} = 0$  即ちプロペラの前進速度零の場合の値から、 $\frac{v}{nD}$  が大きくなるに従つて段々減少し、 $k_T$  が先づ 0 になり、

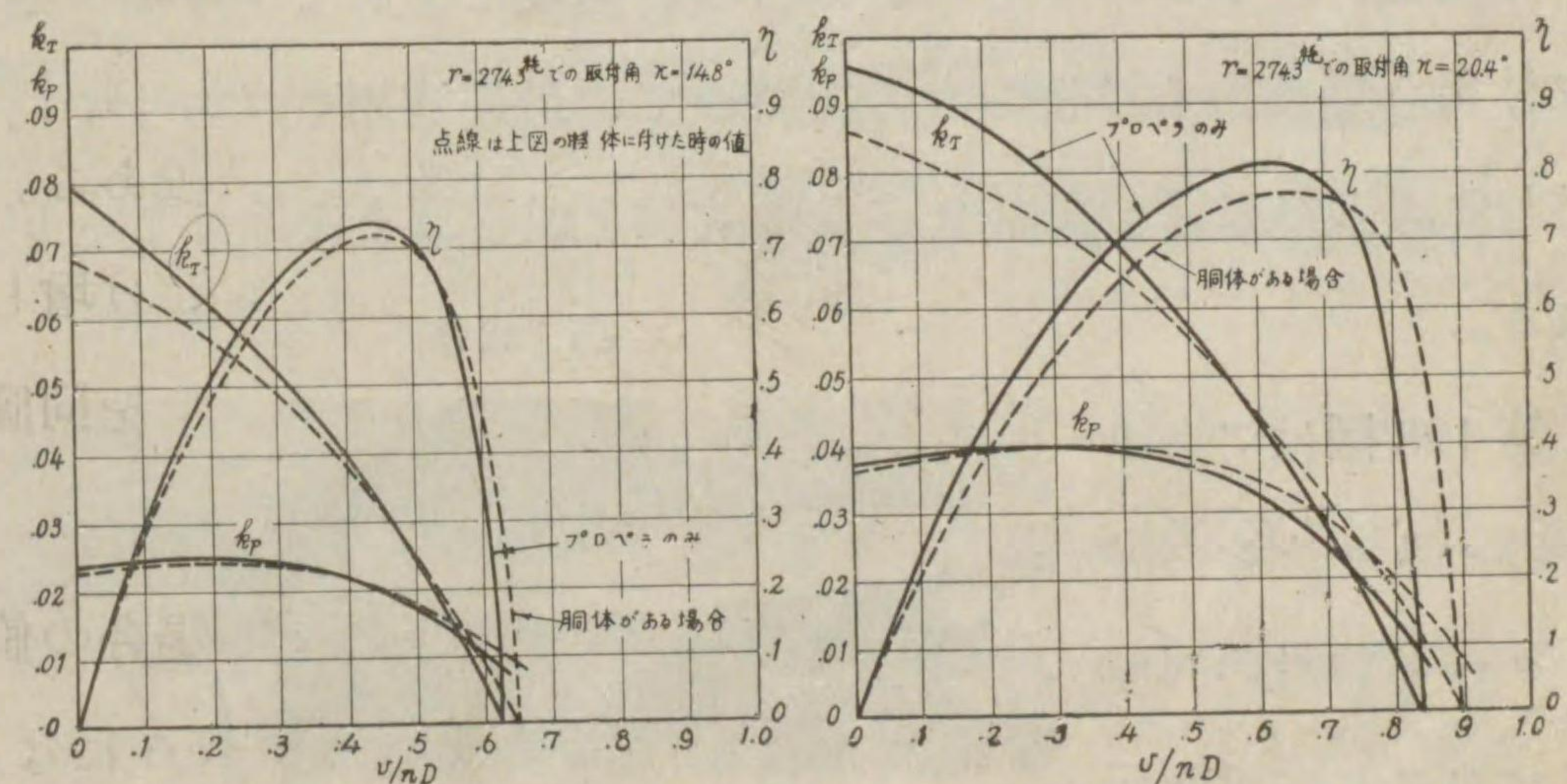
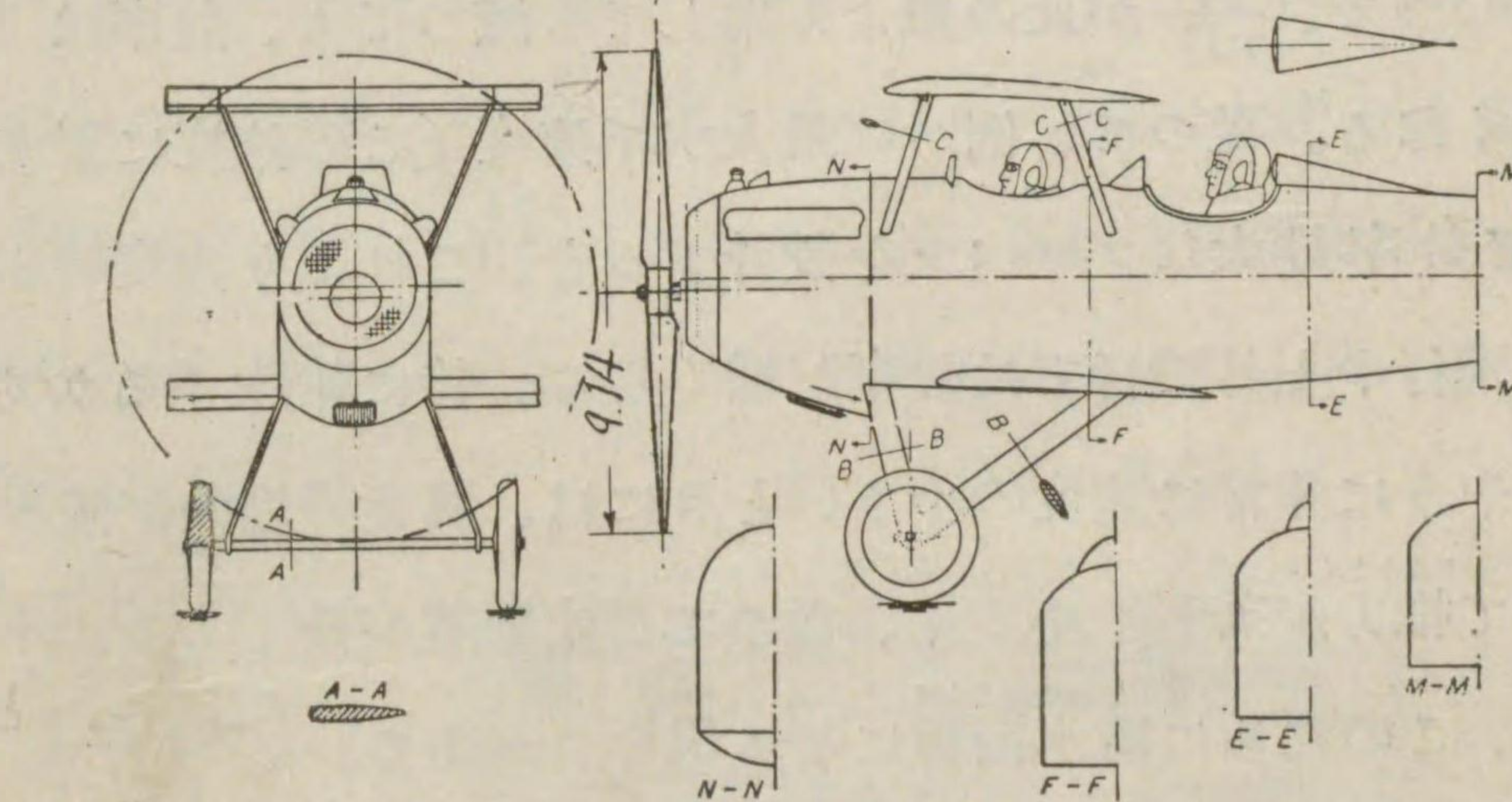
ついで  $k_P$  も 0 になる。

効率  $\eta = \frac{k_T}{k_P} \frac{v}{nD}$  であるから、 $v = 0$  即ち静止のとき 0 であつて、 $k_T = 0$  のときもう一度 0 になる。最大の効率は  $k_T = 0$  に近い所で發揮される。

取付角を大きくすると、最大効率を生ずる  $\frac{v}{nD}$  の値が大きい方へ移る。又プロペラが胴體に取付けられた場合、即ち後流の中に邪魔物をおくと、効率は低くなる (第 127 圖)。

第 127 圖

プロペラ及び機體の模型と風洞試験成績





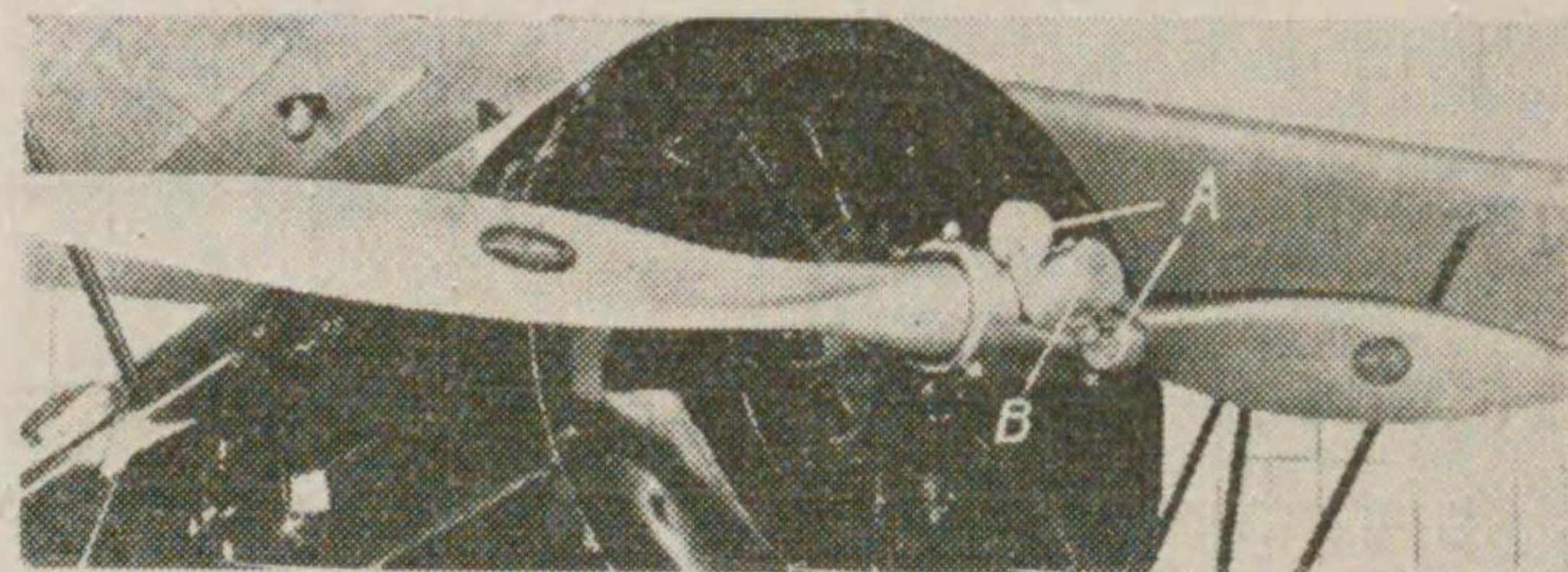
3. プロペラのピッチ、可變ピッチ プロペラ 空氣に對する滑<sup>すべり</sup>が少しもなく、翼素が其の弦の方向に進むと考へると、これが 1 廻轉に軸方向に進む距離<sup>きより</sup>は  $2\pi r \tan \alpha$  である。これを幾何學的ピッチといふ。本節 1 で述べた通り、取付角  $\alpha$  は中心からの距離  $r$  によつて變るから、普通その平均値の意味で、中心から半径の  $\frac{2}{3}$  (或は  $\frac{3}{5}$ ) の點での  $2\pi r \tan \alpha$  の値をプロペラのピッチといふ。アメリカでは、直徑に拘らず中心から 42 吋<sup>インチ</sup>の半径の所の値をプロペラのピッチといふ。

第 127 圖に示すやうに、プロペラ効率<sup>ちゆうりつ</sup>は  $\frac{V}{nD}$  の或値のときに最大になつて、 $\frac{V}{nD}$  が此の値より増しても減つても、効率<sup>ちゆうりつ</sup>は著しく低くなる。従つて、例へば最大水平速度(この速度に對する  $\frac{V}{nD}$ ) で効率最大なプロペラを設計すると、これより速度の小さい巡航飛行や上昇飛行では効率が低くなる。特に離陸(離水)滑走中のやうに非常に速度の小さいときには、翼素の迎角が限界角を超えて推力<sup>すゐりよく</sup>が著しく小さく、従つて滑走距離が長くなる。水上機では、このために離水困難になる場合さへある。

可變ピッチ プロペラとは、飛行中、速度に應じてプロペラ翼の取付角を變へ得る構造のものであつて、最近實用されるまでに發達した。これによつてプロペラの缺點を或程度まで除くことが出来る。

第 128 圖

第 128 圖はアメリカのハミルトンスタングード會社の可變ピッチプロペラを示



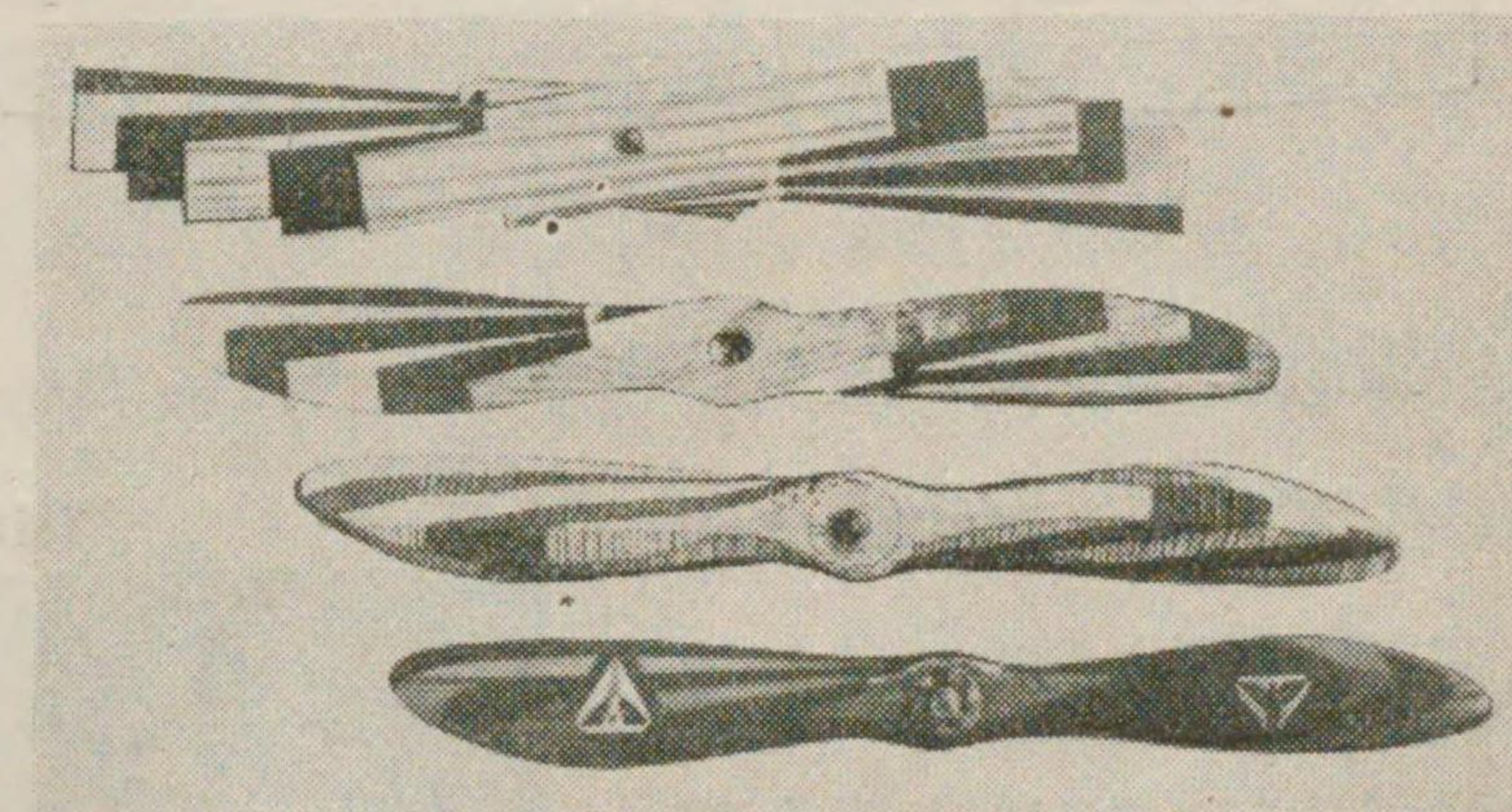
す。これはプロペラ翼の取付角を大小 2 段(取付角の差  $7^\circ \sim 8^\circ$ )に變へ得る構造のものである。圖中 A は錘<sup>おもり</sup>であつて、廻轉中の錘の遠心力によつてプロペラ翼を大きい方の取付角に保つが、操縦者が瓣を開けて、高壓の油をプロペラ軸を通じて B の圓筒に送ると、錘の遠心力に抗して小さい方の取付角に變へる。

この可變ピッチ プロペラは、アメリカの輸送機から用ゐられ始めて、現今世界各國の優秀性能をもつ飛行機に、殆ど全部これが採用されてゐる。

4. プロペラの構造 木製プロペラでは、先づ適當な厚さの胡桃<sup>くるみ</sup>またはマホガニー材の板を 7~11 枚とり、これを第 76 圖に示したプレスにかけて膠着<sup>かうちやく</sup>する。それから帶鋸<sup>おびのこ</sup>で大體の輪廓<sup>りんくわく</sup>を與へ、圖面から作つた型板<sup>かたいた</sup>によつて、翼の各所での斷面形と取付角を與へて鉋<sup>かんな</sup>で荒仕上げをし、更に紙鑿<sup>あらしあ</sup>で仕上げ(第 129 圖)。

第 129 圖

2 枚の翼が軸心に對してよく平衡<sup>へいかう</sup>がとれてゐないと、運轉中振動<sup>しんどう</sup>を起す原因になるから、軸穴で特殊のモーメント衡器<sup>かうき</sup>にかけ



て、1 mg の程度まで平衡をとる。それから塗り上げる。

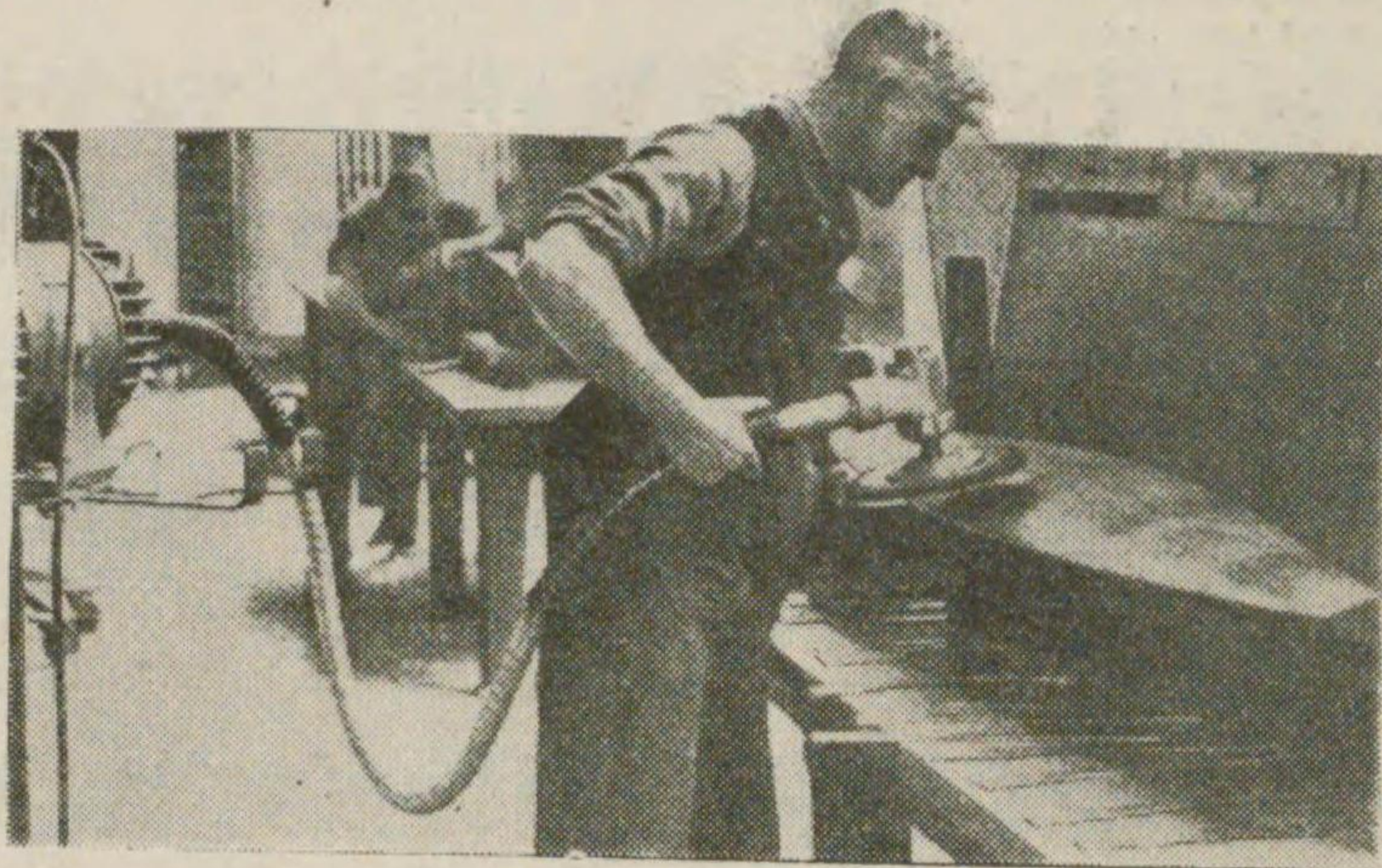
刃先には其の保護のために眞鍮<sup>しんちゆう</sup>または銅の薄板を張る。この薄板には二つ三つの小さい水出し穴をあけておく。木材は普通、大



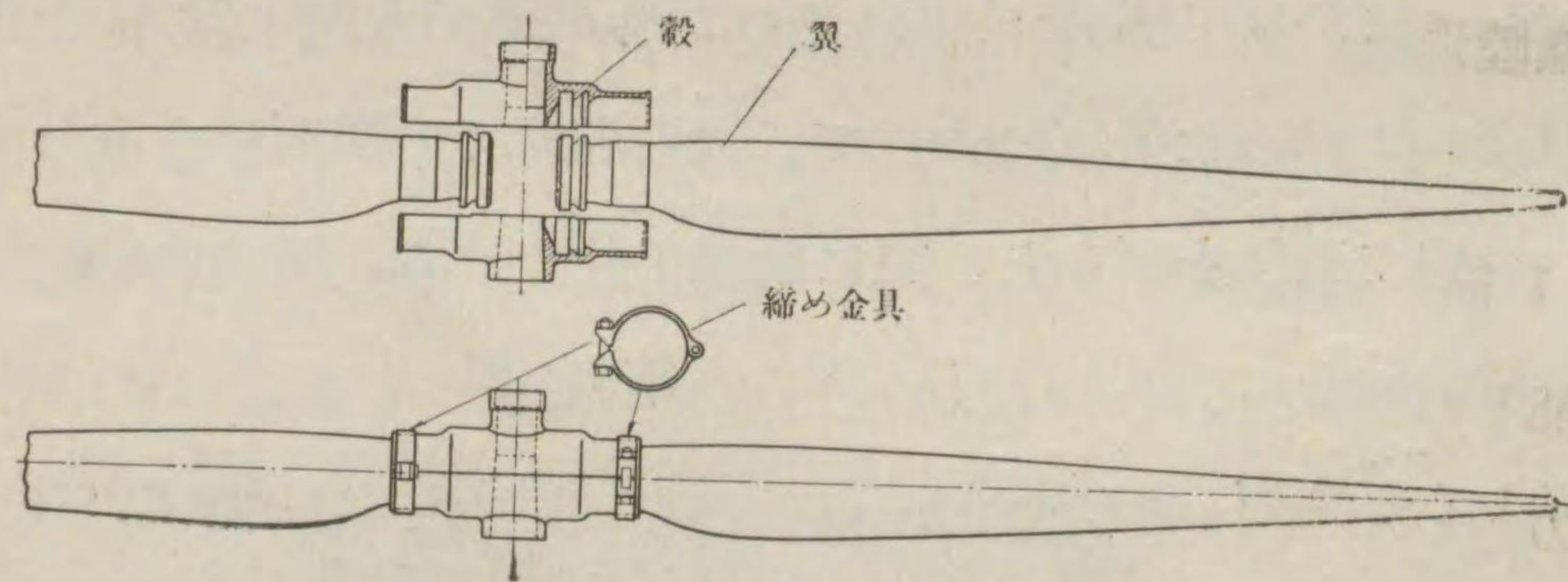
氣中で 10~12% の水分<sup>ふく</sup>を含んでゐるから、プロペラが廻轉すると遠心力によつて此の水分が双先に集り、薄板がふくれ出す虞<sup>おそれ</sup>があるからである。

第 130 圖

金屬プロペラでは、1枚1枚の翼<sup>ハブ</sup>と轂の部分を別々に作る。翼はデュラルミン材<sup>たんざう</sup>を鍛造して作られるが、



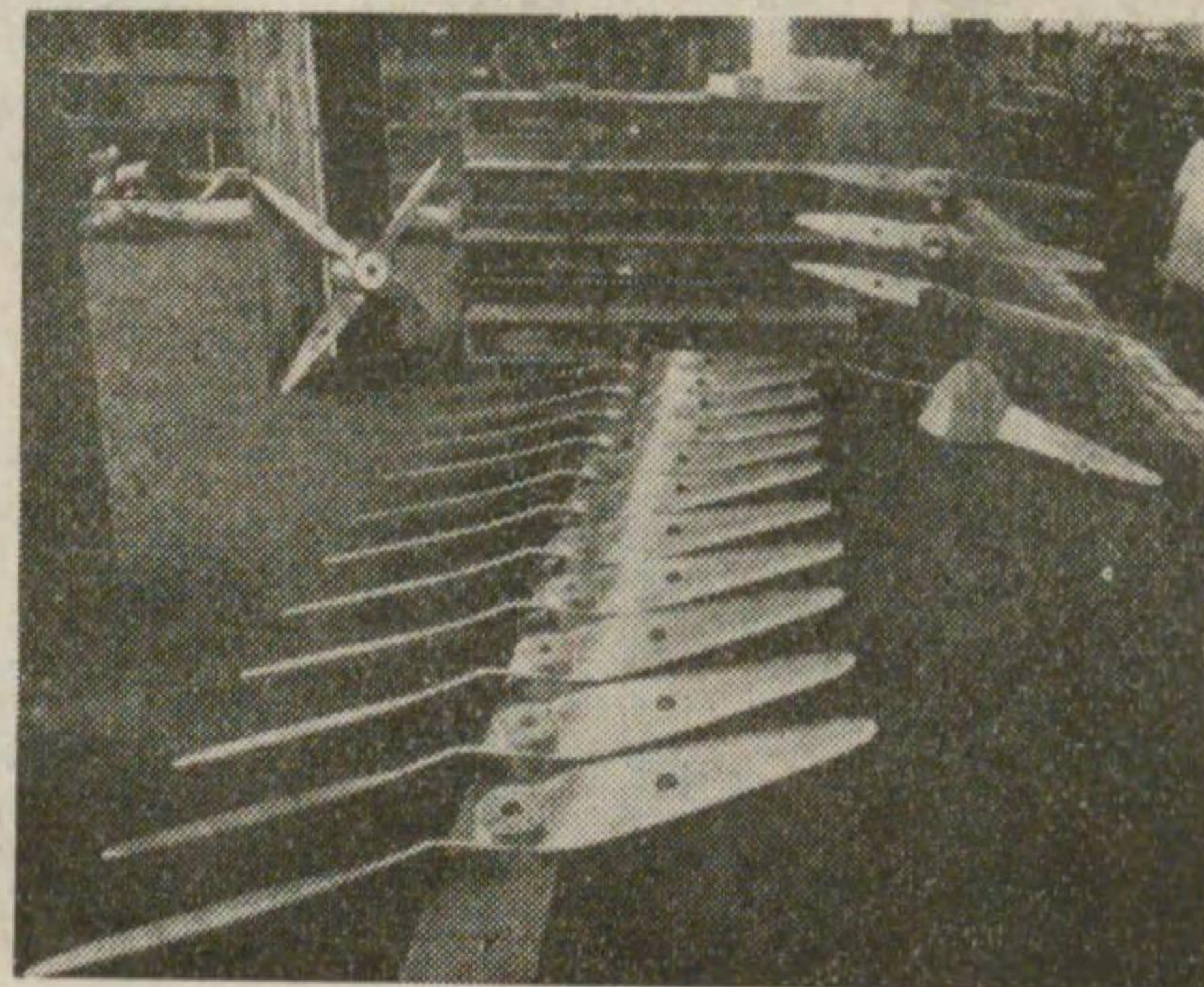
第 131 圖



この鍛造によつて大體形<sup>かたち</sup>を與へてしまう。これを型板<sup>かたいた</sup>によつて、特殊<sup>とくしゆ</sup>のグラインダで仕上げる

第 132 圖

(第 130 圖)。この翼<sup>とくしゆ</sup>を特殊<sup>とくしゆ</sup>の鋼で作つた轂にはめ込んで、締め付金具で締め付ける (第 131 圖)。これでは、プロペラのピッチ<sup>かう</sup>を地上で調節することが出来る。



リード等の金屬プロペラでは、鍛造したデュラルミンの板を翼の形に仕上げ、2枚の翼を1體に作り、これを特別の機械でひねり曲げ、轂<sup>ハブ</sup>の部分に之に付け足したものである (第 132 圖)。

### 第 10 章 飛行機の性能

飛行機の能力が性能<sup>せいよう</sup>であつて、これによつて飛行機の實用上の價値<sup>かち</sup>が決定される。

水平飛行についていへば最大速度、最小速度、巡航速度<sup>かうぞく</sup>、航続<sup>かうぞく</sup>距離、航続時間、上昇飛行についていへば上昇速度、上昇限度、滑空飛行についていへば滑空角<sup>りちやくりく</sup>、離着陸<sup>りちやくりく</sup>についていへば離陸速度、離陸滑走距離、着陸速度、着陸滑走距離<sup>おも</sup>などが主な性能である。

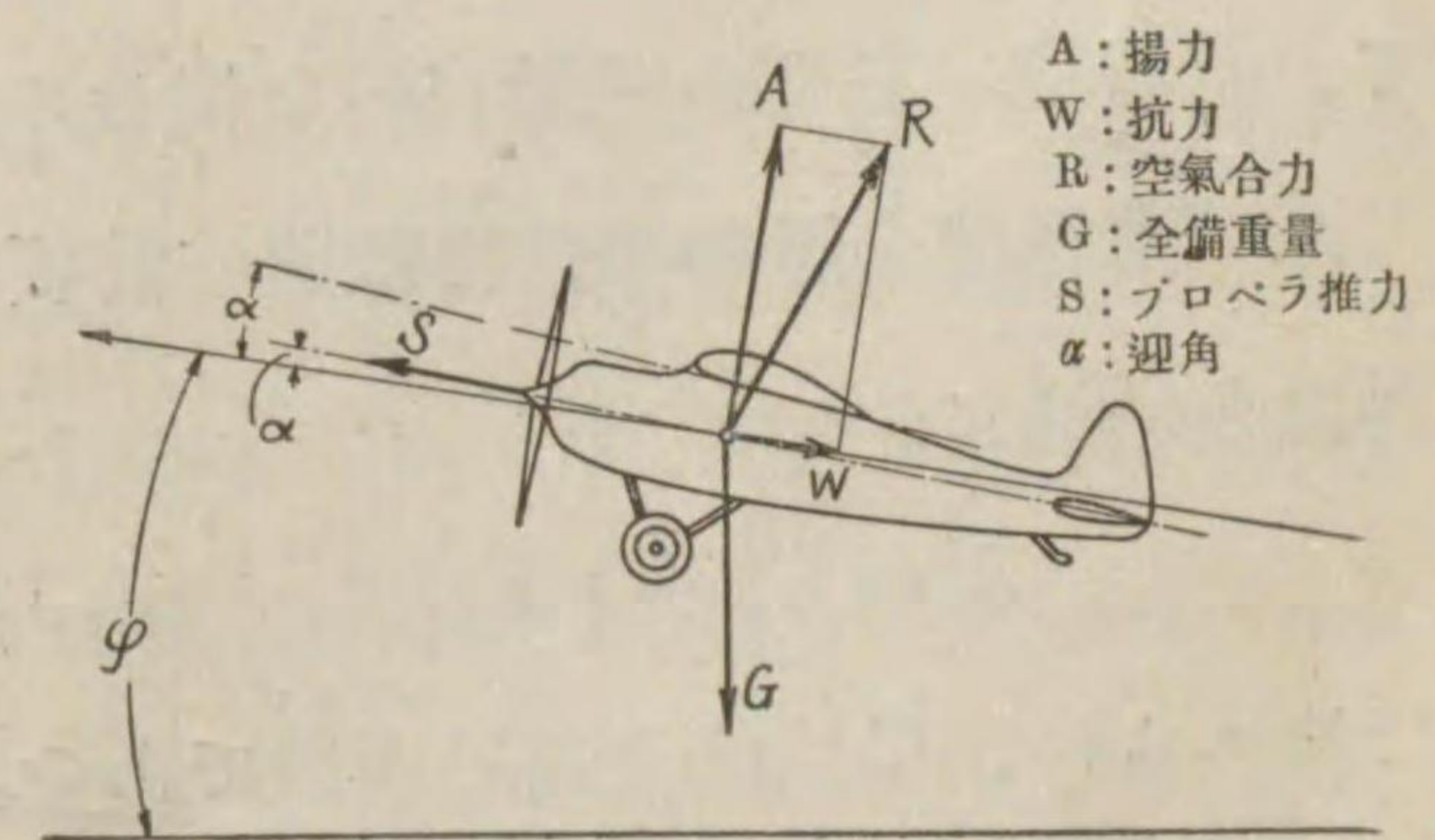
#### 第 1 節 飛行機の定常運動式

性能を論じるには、飛行機を質點<sup>しつてん</sup>と看做し、飛行機に働く總べての力が、この 1 點に働くもの<sup>みな</sup>と考へる。そして加速度のない定常運動<sup>ていじやううんどうしき</sup>について、この質點に働く諸力の平衡<sup>へいかう</sup>を考へる。

1. 飛行機に働く力 上に述べたやうに質點の定常運動を考へると、飛行機に働く力は、

第 133 圖

- (1) 飛行機全體に働く 空氣力 R.
  - (2) プロペラの推力 S.
  - (3) 地球の重力 (即ち 飛行機の重さ) G
- だけである (第 133 圖)。





いま飛行機は、地面に對して  $\varphi$  なる傾<sup>フアイ</sup>をなす直線<sup>かたむき</sup>の方向に進んでゐる。飛行機の翼弦<sup>よくげん</sup>は、この方向即ち氣流の方向に對して  $\alpha$  なる角をなす。これが謂はゆる迎角<sup>むかへかく</sup>である。飛行機全體に働く空氣合力  $R$  は、翼に働く空氣合力と同様、揚力  $A$  と抗力  $W$  とに分解して考へると便利である。こゝで、勿論揚力<sup>もちろん</sup>は進行の方向に垂直<sup>すむちよく</sup>、抗力は進行の方向に平行な成分である。

次にプロペラの推力<sup>すまりよく</sup>も、進行方向に對して  $\alpha$  だけ傾いてゐる。普通、この推力線を飛行機の前後軸<sup>ぜんごせき</sup>と呼ぶのであるが（第 11 章 第 1 節 1）、飛行機の主翼<sup>たいてい</sup>は、大抵この前後軸に  $1^\circ$  乃至  $3^\circ$  の傾<sup>かたむき</sup>を以つて取付けられてゐる。即ち推力は進行の方向に對して  $[\alpha-1]$  度 $\sim$  $[\alpha-3]$  度の傾<sup>はき</sup>をなす筈であるが、今こゝでは説明を簡単にするために、この取付角<sup>ゼロ</sup>を  $0$ 、即ち推力線が翼弦<sup>よくげん</sup>に平行であると考へる。

重力はいつも地面に垂直の方向に働く。

このやうに飛行機に働く力は、この定常運動の場合、

$$\text{進行の方向に} \quad S \cos \alpha = W + G \sin \varphi$$

$$\text{進行方向に垂直な方向に} \quad S \sin \alpha + A = G \cos \varphi$$

なる釣合<sup>じやうたい</sup>の状態にある。この二つの聯立方程式を解くことによつて、飛行機の各種<sup>みちび</sup>の運動が導き出せる。

2. 飛行機全體の揚抗極線圖<sup>やうかうきよくせんづ</sup> 前項に述べた揚力は、翼だけの揚力と同様に、

$$A = C_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F$$

で與へられ、 $C_a$  は迎角の函數<sup>かんすう</sup>である。主翼以外には、揚力を出すやうな部分<sup>ほとん</sup>が殆どないから、この  $C_a$  は普通主翼<sup>しゆよく</sup>の揚力係數を

のままをとる。

全機<sup>ぜんき</sup>の抗力は、翼の抗力と、翼以外の部分<sup>いうがいかうりよく</sup>の有害抗力との和であつて、

$$W = C_w' \frac{\gamma}{2g} v^2 F + \sum C_{ws} \frac{\gamma}{2g} v^2 S \dots\dots\dots (a)$$

で與へられる。こゝで

$C_w'$  翼だけの抗力係數。

$C_{ws}$  各部分<sup>それぞれ</sup>夫々の形による抗力係數。

$S$  各部分夫々の切口面積。

$\sum$  は、各部分について夫々の抗力の總和をとるべきことを示す。

この全機の抗力  $W$  をも、

$$W = C_w \frac{\gamma}{2g} v^2 F \dots\dots\dots (b)$$

で表すためには、(a) と (b) とを比較して、

$$C_w = C_w' + \frac{\sum C_{ws} S}{F}$$

から、 $C_w$  を算出しなければならない。

この  $\frac{\sum C_{ws} S}{F} = C_w''$  は、これを有害抗力係數と呼ぶ。

$C_w'$  は明らかに迎角<sup>かんすう</sup>の函數であるが、 $C_w''$  の方は普通迎角によつて變化<sup>じやうさう</sup>しない常數<sup>みな</sup>と看做す<sup>(1)</sup>。

この有害抗力係數は、各部分の切口面積と其の各<sup>おのおの</sup>の抗力係數とが與へられれば、その積を總和してそれを翼面積で割つて、初めて求められるものである。概括<sup>がいくわつ</sup>していへば、 $C_w''$  は空氣抵抗の非常に小さい競速機<sup>きやうそくき</sup>、高速郵便機<sup>くわつくうき</sup>、滑空機などでは  $0.01 \sim 0.015$ 、抵抗の大きい練習機、輕飛行機などでは  $0.03 \sim 0.04$  といふやう

(1) 本當は、胴體などは迎角が變ると、抵抗係數が變るが。



あたひ  
な値を持つてゐる。

その内譯は、

どう たい 胴 體	40%
きやく 脚	20%
よくぐみ 翼組 (主翼を除く)	25%
び よく 尾 翼	15%

といふやうに、各部分に分れる。

か  
斯うして、飛行機全體の揚力係數，抗力係數は、迎角の函數と  
して第 134 圖の如く與へられる。

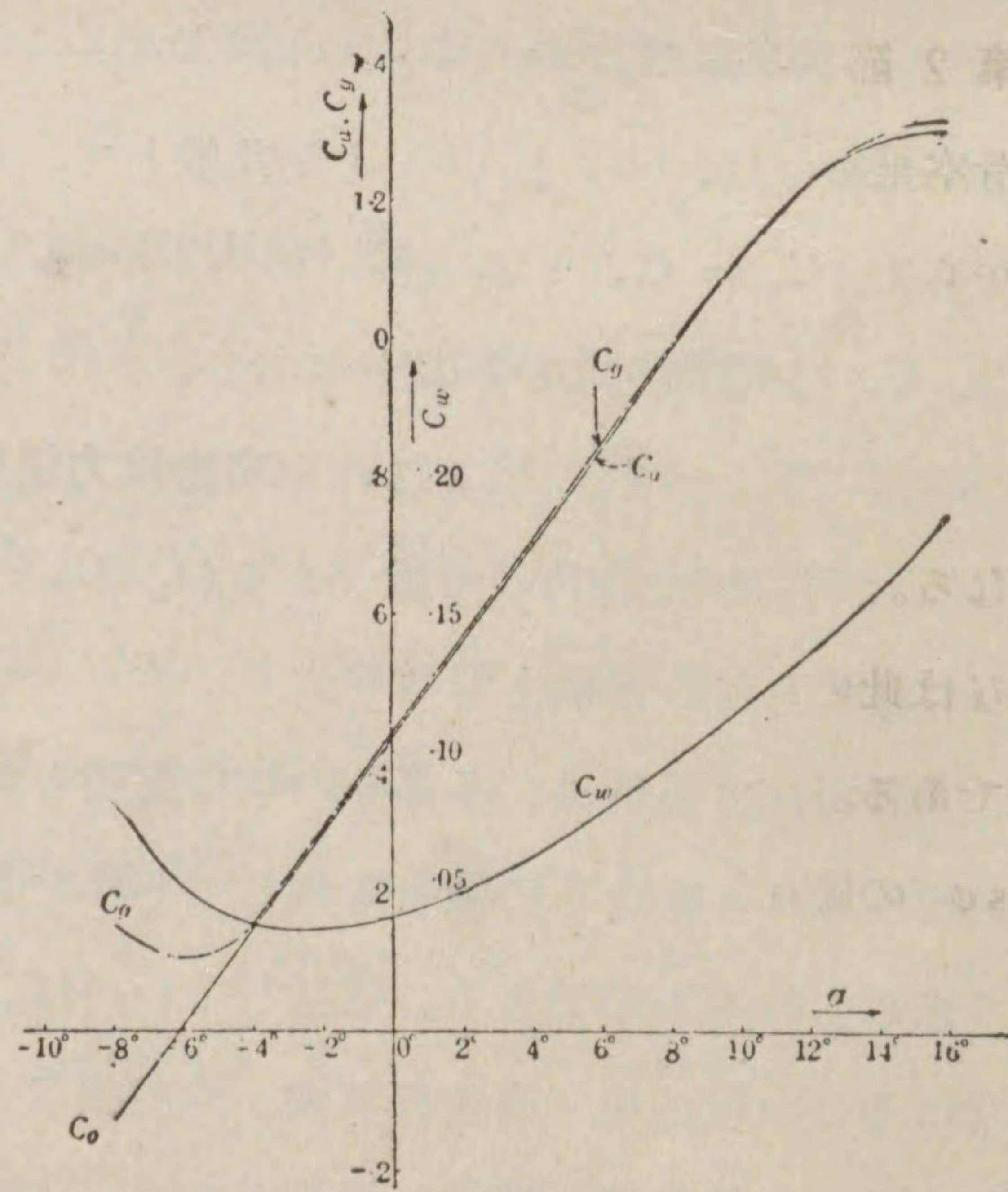
合力  $R = \sqrt{A^2 + W^2}$  であるから (第 133 圖)、合力係數  $C_g$  は

$$C_g = \sqrt{C_a^2 + C_w^2}$$

第 134 圖

で計算し得る。こ  
の  $C_g$  の値も第  
134 圖に迎角の函  
數として示されて  
ゐる。

性能を計算する  
場合に、 $C_a$  及び  
 $C_w$  の二つの曲線  
を扱ふことは不  
便であるから、第  
135 圖のやうに、  
たてぢく 縦軸に  $C_a$  横軸に



石川島 R3 型陸上練習機の揚力，抗力，合力係數

$C_w$  をとつて、一

つの極線圖として表すこ  
とが多い。この場合迎角  
は曲線中の點として記入  
しておく。<sup>(1)</sup>

第 134 圖及び第 135  
圖は、石川島 R3 型陸  
上練習機について、夫々  
揚力係數，抗力係數，合  
力係數 (第 134 圖) 及び  
揚抗極線圖 (第 135 圖)  
を示したものである。

### 第 2 節 滑空飛行

滑空飛行では推力がな  
いから力の釣合の式は、

$$W + G \sin \varphi = 0,$$

$$A = G \cos \varphi$$

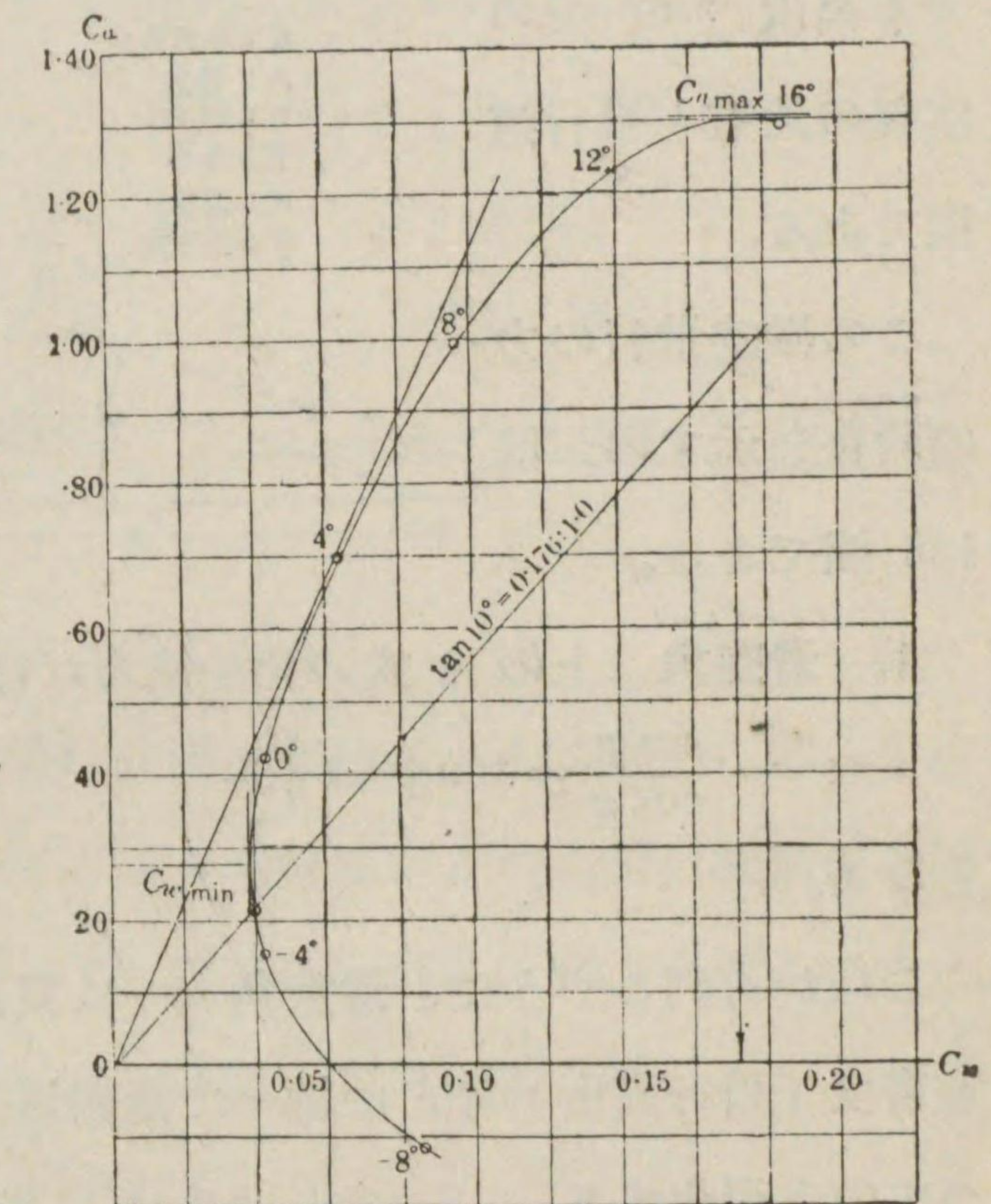
となる。

なほ此の場合には、飛行機は機首を下げてゐるから  $\varphi$  は負の  
角である。従つて上の 2 式は  $\sin(-\varphi) = -\sin \varphi$ ,  $\cos(-\varphi) =$   
 $\cos \varphi$  の關係から、

$$G \sin \varphi = C_w \frac{\gamma_z v_z^2}{2g} F = W,$$

$$G \cos \varphi = C_a \frac{\gamma_z v_z^2}{2g} F = A.$$

第 135 圖



石川島 R3 型陸上練習機の揚抗極線圖

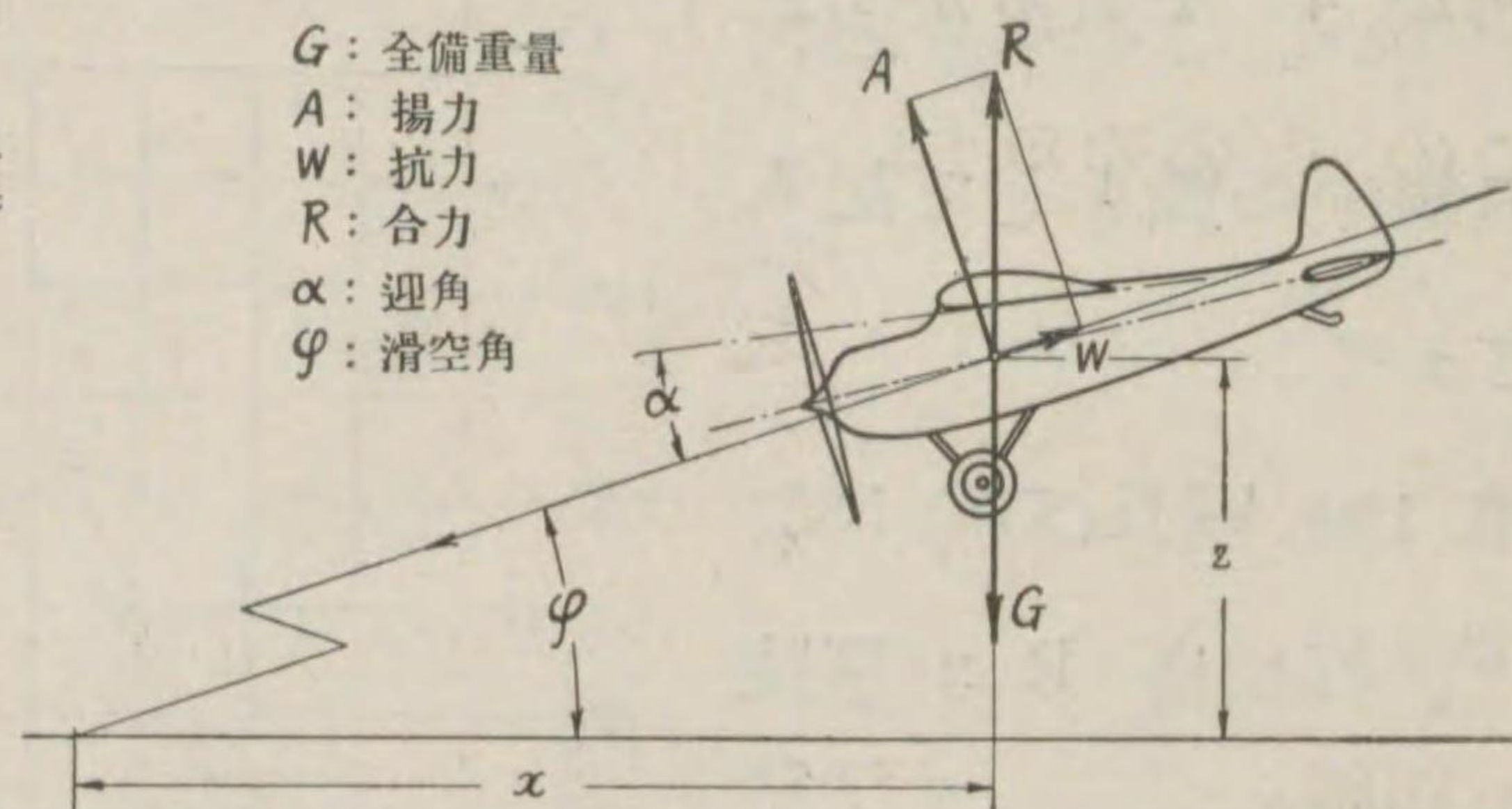
(1) 第 8 章 5 (第 102 圖) に主翼だけについて説明したと同じ。



ここで  $r_z$  と  $v_z$  は  
夫々高度  $z$  m での  
空気の比重と飛行速  
度である。

この滑空飛行の力  
の釣合を示すのが第  
136 図である。

G: 全備重量  
A: 揚力  
W: 抗力  
R: 合力  
 $\alpha$ : 迎角  
 $\varphi$ : 滑空角



第 136 図

1. 滑空角 上の 2 式の比を求めれば、

$$\frac{\sin \varphi}{\cos \varphi} = \tan \varphi = \frac{C_w}{C_a}$$

となる。

これから判るやうに、滑空角  $\varphi$  は翼面積、飛行機の重さ、空  
気密度（飛行高度）などに總べて無関係であつて、たゞ迎角によ  
つてのみ變化する。

今第 135 図の揚抗極線を持つ飛行機が、8 度の迎角を以つて滑  
空をしてゐるとすれば、迎角 8 度では  $C_a = 0.98$ 、 $C_w = 0.096$   
であるから、

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{0.096}{0.98} = \tan^{-1} 0.098 = 5^\circ 40'$$

即ち地面に對して 5 度 40 分の傾で滑空することになる。

2. 最小滑空角 飛行中、發動機に故障が起つたやうな場合に  
は、ある高度から滑空して出来るだけ遠い所に達し、安全に着陸  
し得るやうな廣場を見付ける必要がある。

この場合には、揚抗極線圖で  $C_a/C_w$  が最大である迎角、即ち  
最小滑空角の迎角を求めて、その迎角で滑空すればよい。この  
 $C_a/C_w$  が最大の點は、極線圖に於て、原點 0 から揚抗極線に

引いた切線の切點で與へられる。第 135 圖の例では、この切點の  
迎角が  $4^\circ$  であるから、 $4^\circ$  の迎角で滑空すればよい。

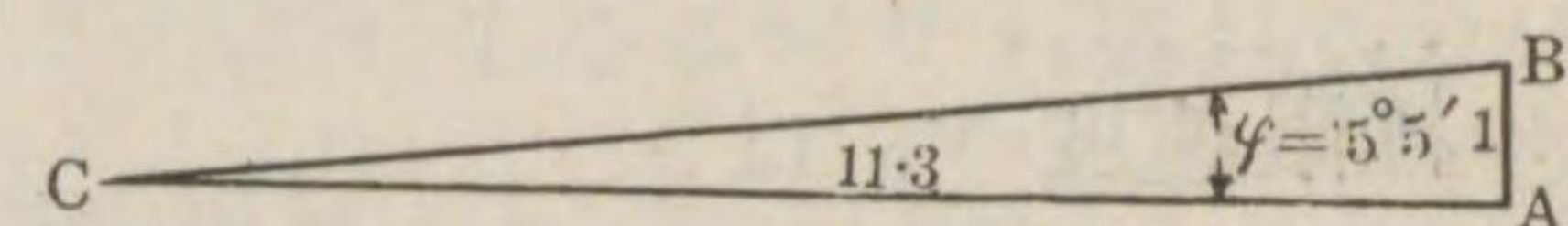
この  $4^\circ$  の迎角では、 $C_a = 0.70$ 、 $C_w = 0.062$  であるから、

$$C_w/C_a = 0.089. \quad \text{故に} \quad \varphi = 5^\circ 5'$$

となる。だから第 137 圖に示

第 137 圖

すやうに、高さの 11.3 倍の  
水平距離のうちならば、どこ



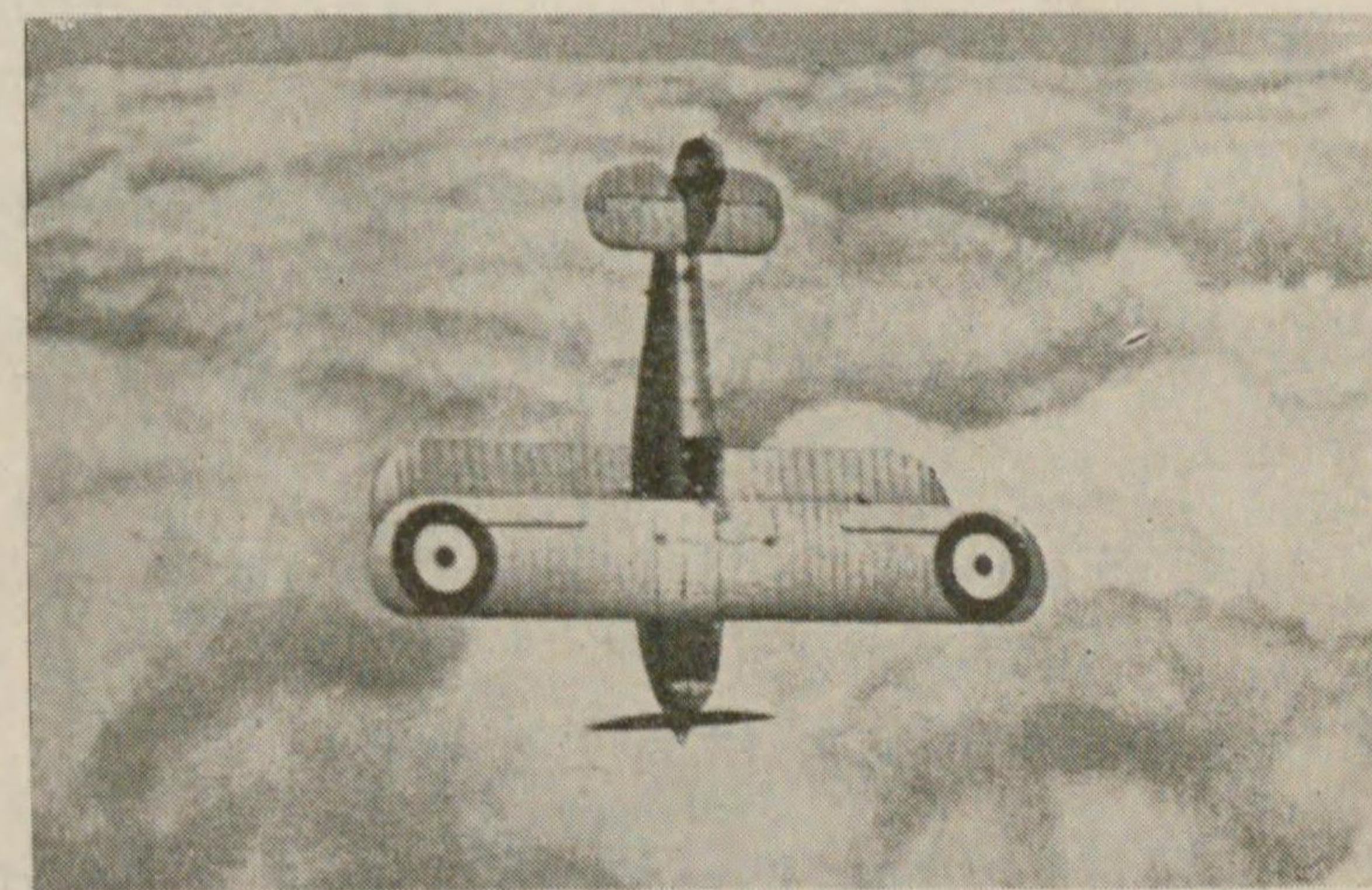
へでも下りられることになるのである。

1,000 m の高度で發動機に故障が起れば、11,300 m 即ち半徑  
11 km の範圍内のどこにでも下りられる。だから飛行機は發動機  
に故障の起つた場合を考へて、出来るだけ高く飛ぶ必要がある。  
又この最大揚抗比  $(C_a/C_w)_{max}$  の値の大きい飛行機ほど、不時着  
陸の場合に安全であることが判る。

3. 垂直降下 戦闘機または急降下爆撃機では、真下にゐる敵  
機または敵艦を目懸けて真逆様に降下することが必要になる。こ  
のやうに、地面

第 138 圖

に垂直に滑空す  
るのを垂直降下  
といふ。第 138  
圖はイギリスの  
艦上戦闘機ホー  
カー“ニムロッ  
ド”(500 馬力)



の垂直降下するところである。



第 134 圖または第 135 圖で判るやうに、この例の飛行機では迎角が  $-6^\circ$  のときに  $C_a = 0$  になる。然るときは、

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{C_w}{C_a} = \tan^{-1} \frac{C_w}{0} = \tan^{-1} \infty = 90^\circ.$$

即ち飛行機は、 $C_a = 0$  の迎角で滑空する時に垂直降下をする。

この場合、飛行機は空気抗力が重さと釣合ふまで加速され、その極限速度  $v_T$  は、

$$G = C_w \frac{\gamma_z}{2g} v_T^2 F \quad \text{から} \quad v_T = \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma_z} \frac{1}{C_w}}$$

となる。但し  $C_w$  は  $C_a = 0$  の迎角での抗力係数である。

この垂直降下の場合には、主翼に働く空気力が大きい振りのモーメントを持つから(第 8 章 9)、この飛行状態は飛行機の強度の方から大切である。商用機などでも、失速した時には之から恢復するために、一度垂直降下をして速度を得てから、舵を引いて水平飛行に移る。だから軍用機だけでなく、總べての飛行機に対して此の垂直降下の場合を考へて、振りを受けた翼の強度を計算する必要がある(第 13 章 4)。

大きく振れた飛行機の翼は、屢翼振れを起して破壊する。

### 第 3 節 上昇飛行

1. 上昇速度 第 1 節 1 に出した飛行機の運動式は、

$$S \cos \alpha = C_w \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2 F + G \sin \varphi \dots\dots\dots(1)$$

$$S \sin \alpha + C_a \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2 F = G \cos \varphi \dots\dots\dots(2)$$

であつた(添字の  $z$  は高度を表す)。

この飛行の方向に働いてゐる力に速度をかけると、飛行に必要なパワーになる。何故ならば、

$$\text{パワー} = \frac{[\text{仕事}]}{[\text{時間}]} = \frac{[\text{力}] \times [\text{力の方向に動いた距離}]}{[\text{時間}]} = [\text{力}] \times [\text{速度}].$$

即ち  $(W + G \sin \varphi)v_z =$  [上昇中の飛行機が進行するために入用なパワー].

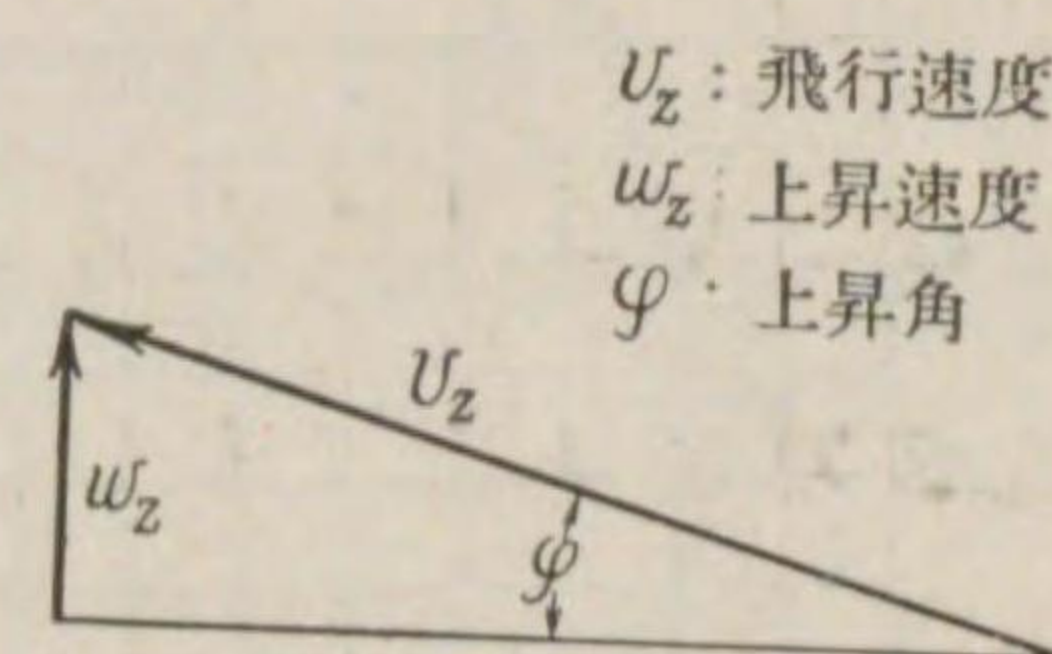
ところが此のパワーは、プロペラの出してゐるパワーと等しくなければならぬ。高度  $z$  m での發動機の馬力を  $N_z$  とすると、 $75 N_z$  が kg m/sec で表したパワーになり、これにプロペラ効率  $\eta$  を乗じた  $75 \eta N_z$  がプロペラの出してゐるパワーになる。故に

$$75 \eta N_z = (W + G \sin \varphi)v_z.$$

$$\text{即ち} \quad 75 \eta N_z = C_w \frac{\gamma_z}{2g} v_z^3 F + G v_z \sin \varphi.$$

こゝで  $v_z \sin \varphi$  は、飛行機が 1 秒にどれだけ垂直に上昇するかといふ上昇速度であるから、之を  $w_z$  で

第 139 圖



$$75 \eta N_z = C_w \frac{\gamma_z}{2g} v_z^3 F + G w_z.$$

$$\text{故に} \quad w_z = \frac{75 \eta N_z}{G} - \frac{C_w \frac{\gamma_z}{2g} v_z^3 F}{G} \dots\dots\dots(3)$$

次に、この式から飛行速度  $v_z$  を消去する。

(2) 式に於て、 $\alpha$  及び  $\varphi$  は、定常飛行ではせいせい  $10^\circ \sim 15^\circ$  位にしかならぬから、 $\sin \alpha \doteq 0$ 、 $\cos \varphi = 1$  とおく。さうすると、

$$G = C_a \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2 F.$$

$$\text{即ち} \quad v_z^2 = \frac{2gG}{\gamma_z C_a F}, \quad v_z^3 = \left( \frac{2gG}{\gamma_z C_a F} \right)^{\frac{3}{2}}.$$

これは、水平飛行のときにだけ厳密にあてはまる式である。この



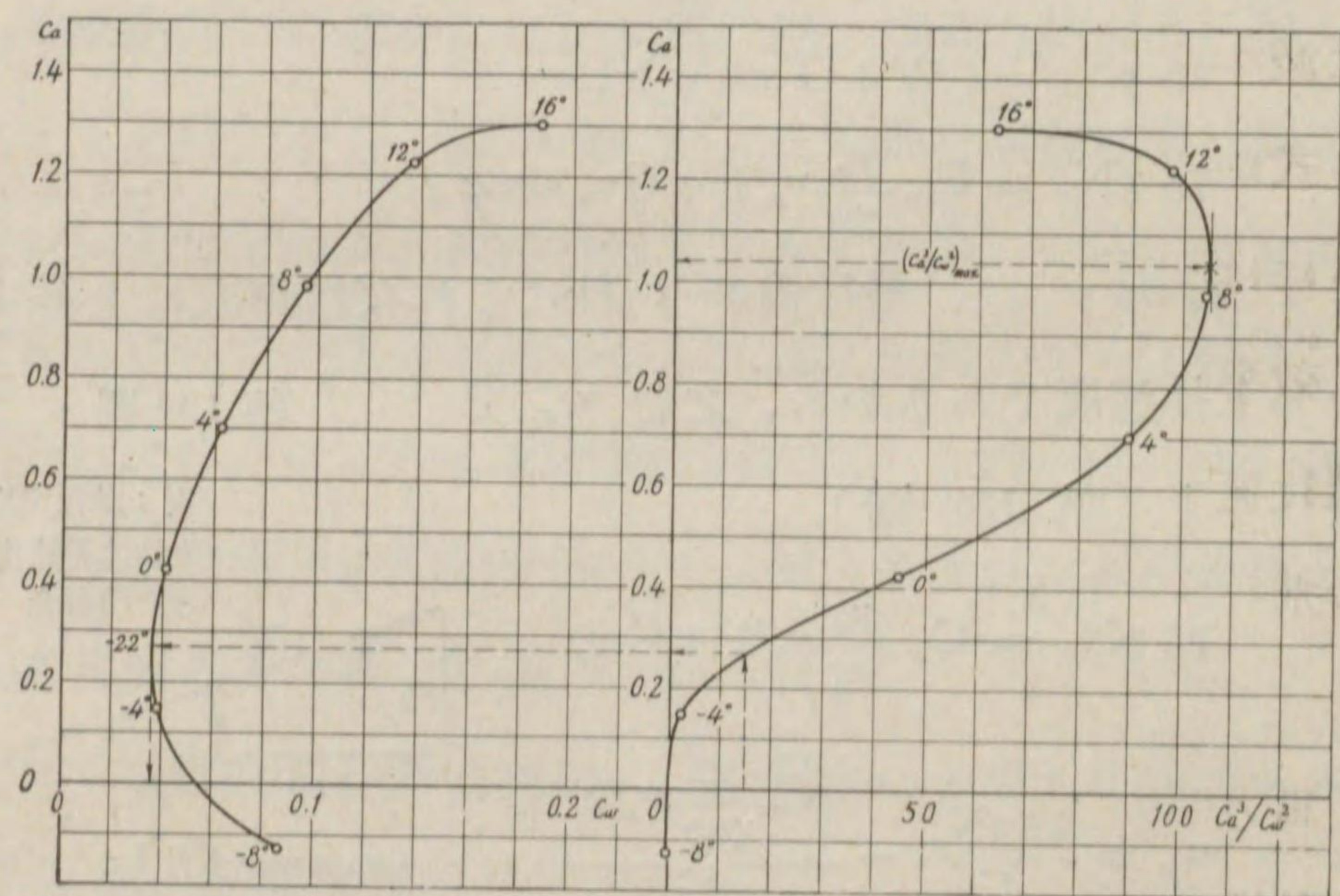
$v_z^3$  の値を (3) 式に入れて  $v_z$  を消去すると、上昇速度  $w_z$  は結局、

$$w_z = \frac{75 \eta N_z}{G} - \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma_z} \frac{1}{(C_a^3/C_w^2)}} \dots \dots \dots (4)$$

となる。

この式中、迎角によつて變化するものは  $C_a^3/C_w^2$  の値である。今第 135 圖の揚抗極線から此の値を計算して、これを  $C_a$  に對してグラフにすると、第 140 圖の右半の如くなる。この例では、

第 140 圖



$C_a^3/C_w^2$  と  $C_a$  との関係(R 3 型陸上練習機)

迎角  $9^\circ$  に於て  $C_a^3/C_w^2$  が最大値に達する。この値が最大になつた時には、(4) 式の第 2 項が最小になるから、上昇速度は最大になる。即ちある飛行機のある高度での最大上昇速度  $w_{z \max}$  は、

$$w_{z \max} = \frac{75 \eta N_z}{G} - \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma_z} \frac{1}{(C_a^3/C_w^2)_{\max}}} \dots \dots \dots (5)$$

で與へられる。

従つて此の例の飛行機は、 $9^\circ$  の迎角で上昇するとき最大上昇

速度を得る。

(5) 式中、高度によつて變化するものは、發動機の馬力  $N_z$  と空気の重さ  $\gamma_z$  である。空気の重さは、高度が増すに従つて大いに減少する(第 6 章 3)。發動機の馬力も、大體氣壓に正比例して、高度の増加と共に減少する(第 9 章第 1 節 2)。

故に上空に昇るに従つて (5) 式の第 1 項は段々小さくなり、第 2 項は段々大きくなるから、この 2 者の差は著しく小さくなる筈である。つまり飛行機の上昇速度は、高度の増すに従つて大いに減少する。

(5) 式から判る通り、出来るだけ上昇速度の大きい飛行機を設計するには、

(1) 効率の高いプロペラを採用すること ( $\eta$  が大)。プロペラ効率は飛行速度によつて變化するから(第 9 章第 2 節 2)、上昇飛行時の飛行速度に於て、最大の効率を發揮するものでなければならぬ。

(2) 馬力の大きい ( $N_z$  が大) かつ高空に昇つても馬力減少の少い發動機を積むこと。

(3) 飛行機の重量を出来る限り軽く作ること ( $G$  が小)。發動機の重さは一般に馬力に正比例するから、この (3) の要求から考へると (2) の要求は、當然重さの割合に馬力の強い發動機を積むといふことになる。このほか構造部分の重さの軽減を計ること、搭載物を軽くすることが必要になる。

(4)  $(C_a^3/C_w^2)_{\max}$  の大きい飛行機を作ること。つまり抗力の割合に揚力の大きい、空氣力學的に効率の高い飛行機を設計しなけ



ればならぬ。

(2) に述べたやうに、高空で馬力の減少が少い發動機を積むと、高空での上昇速度の減少が小さい。このためと、もう一つには空気が稀薄で従つて空気抵抗の小さい高空で、地上よりも大きい水平速度を得るために、發動機に過給機シユーパーチャージャー (第 9 章第 1 節 2) を付ける。發動機に過給機を付けた場合と付けない場合との、高度に對する馬力の變化の比較は、既に第 124 圖に示した。

現在の過給機付の發動機は、通常 2,000~5,000 m の高空で最大馬力を出すやうに設計されてゐる (第 124 圖參照)。軍用機用の發動機は、4,000 m 邊の高度で此の最大馬力を出すやう設計される。近頃の空中戦は、普通この邊の高空で行はれるから (普通 4,000 m 以上の高空では乗員は酸素吸入を必要とする)、軍用機が此の高度で最大の性能を發揮するやう設計される爲である。

2. **上昇限度** じやうしやうげんど 高空に昇るに従つて、前項 (5) 式の第 1 項が段々減じ第 2 項が段々増すから、この両者が遂に等しくなつて、 $w_{max} = 0$  即ち上昇速度が 0 となる高度がある筈である。このやうに、上昇速度が 0 となつてそれ以上昇ることの出来ない高度を**上昇限度**といふ。

高度が増すに従つて上昇速度はどんどん減じ、この上昇限度に達するには非常に長い時間を要する。従つて實際に飛行機を飛ばせて上昇限度を測定することは大變面倒であり、また一方この上昇限度は實用にもならぬから、通常、上昇速度が 0.5 m/秒 になる高度をとり、これを**實用上昇限度**と呼ぶ。

シユーパーチャージャーつき 過給機付發動機を持つ飛行機では、高空での上昇速度が増

すから、従つて上昇限度も増加する。

3. **上昇時間** 上昇時間即ち何千メートル昇るに何分かゝるかといふ時間は、次のやうにして求める。先づ高さを  $z$  とし時間を  $t$  とすれば、高さ  $z$  に於ける上昇速度は、

$$w_z = \frac{dz}{dt} \quad \text{故に} \quad dt = \frac{dz}{w_z}$$

従つて  $t = \int \frac{dz}{w_z}$

となつて、上式の右邊は  $z$  だけの函数である。

ある高度に昇る時間を計算するには、普通この積分を圖式で行ふ。即ち先づ高さ 0 m (即ち地上), 1,000 m, 2,000 m, 3,000 m と、各高度に於ける最大上昇速度  $w_{z \max}$  を (5) 式から求めて、これを高度に對してグラフにする。

前の例の飛行機について、各高度に於ける最大上昇速度を計算すると、次のやうになる。

高 度 $z$ (m)	0	1,000	2,000	3,000	4,000	5,000
最大上昇速度 $w_{z \max}$ (m/秒)	3.15	2.48	1.89	1.28	0.78	0.15

これをグラフにしたのが第 141 圖の  $w_z$  曲線である。本節 1 にも述べた通り、上昇速度は高度の増すに従つて大いに減ずる。

この例の飛行機の上昇限度は、この圖から読み取つて 5,250 m であり、また實用上昇限度は 4,350 m であることが判る。

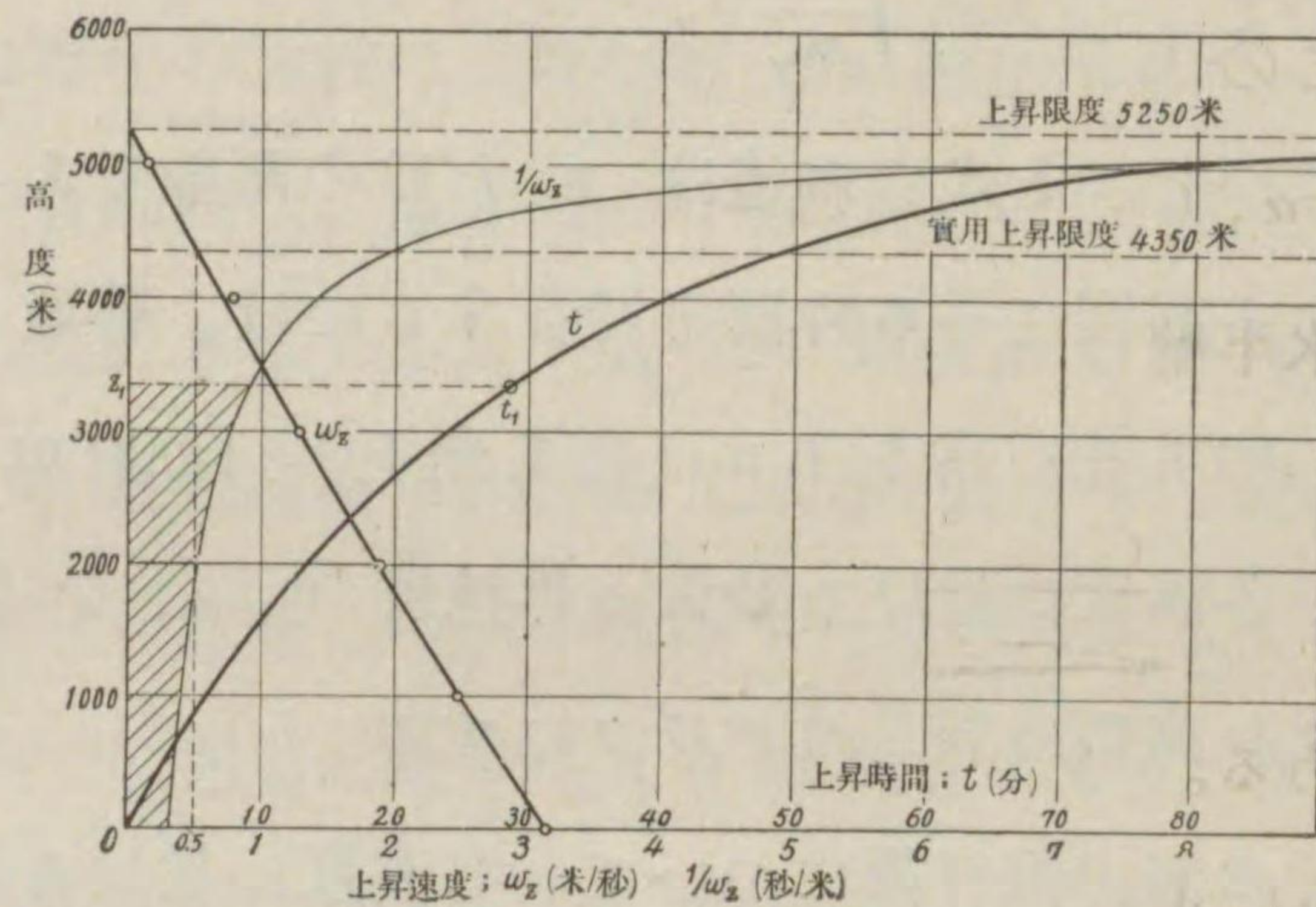
この  $w_z$  の逆數  $1/w_z$  を求めて、これを高度に對してグラフにする (第 141 圖)。この  $1/w_z$  曲線と縦軸との間の面積を、例へ



ばプランメーターで測ると、それで前の積分が出來たことになる。何故ならば、

$$\int \frac{1}{w_z} dz = \int \frac{1}{\frac{dz}{dt}} dz = \int dt = t.$$

例へば高度  $z_1$  までの上昇時間  $t_1$  を求めるには、第 141 圖に於て斜線をひいた面積を測ればよい。斯様にして、この例につき各高度までの上昇時間を求めると、次の表に示すやうになる。



第 141 圖

高 度 $z$ (m)	1,000	2,000	3,000	4,000	5,000
上昇時間 (分)	5.9	13.5	24.0	40.2	76.1

これをグラフにしたのが第 141 圖の  $t$  曲線である。

#### 第 4 節 水平飛行

1. 水平飛行速度 水平飛行は、上昇飛行に於て上昇速度が 0 になつた特別の場合であるから、前節 1 の (4) 式に於て  $w_z = 0$  として、水平飛行に對する  $C_a^3/C_w^2$  を求める。即ち

$$\frac{C_a^3}{C_w^2} = \frac{1}{(75\%)^2} \frac{2g}{\gamma_z} \left(\frac{F}{N_z}\right)^2 \left(\frac{G}{F}\right)^3 \dots \dots \dots (1)$$

この式から、ある高度に於てある馬力で水平飛行をするときの姿勢、即ち迎角が決定する。この馬力  $N_z$  に、發動機のある高度に於ける最大馬力を入れれば、その高度に於ける最大水平速度に相當する  $C_a^3/C_w^2$  の値が計算され、巡航速度の廻轉數に對する馬力（普通、最大馬力の 75~80%）を入れれば、巡航速度に相當する  $C_a^3/C_w^2$  の値が計算される。

この  $C_a^3/C_w^2$  の値が決定すれば、第 140 圖から、その値に對する  $\alpha, C_a, C_w$  が判る。

水平飛行では揚力が重さに等しいから、

$$G = C_a \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2 F \quad \text{即ち} \quad v_z = \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma_z} \frac{1}{C_a}}$$

である。

上に求めた  $C_a$  の値と、その高度の空氣の重さ  $\gamma_z$  の値とを、この式に入れて、各高度での水平飛行速度が算出される。

今 1 例として、R3 型練習機の高度 1,000 m に於ける、最大水平速度と巡航速度を計算する。この飛行機の全備重量 680 kg、翼面積 24.5 m<sup>2</sup>、發動機“シラス”3 型 90 馬力（地上）で、その揚抗極線と  $C_a^3/C_w^2$  の値は第 140 圖に示した。

高度 1,000 m に於ける空氣の比重は、第 84 圖から求めると  $\gamma_z = 1.112 \text{ kg/m}^3$  となる。又この高度に於ける最大馬力は、第 9 章第 1 節 2 に示した式  $N_z = N_0 \frac{P_z}{P_0}$  で求められる。高度 1,000 m での  $P_z/P_0$  をやはり第 84 圖から求めると、0.887 であるから、 $N_z = 90 \times 0.887 = 80$  馬力となる。巡航速飛行では此の 75% 即ち 60 馬力に絞るものとする。凡プロペラ効率を最大速度の



時に 65%、巡航速度の時に 68% とする。

最大水平速度 (1) 式から、

$$\frac{C_a^3}{C_w^2} = \frac{1}{(75 \times 0.65)^2} \frac{2 \times 9.8 \left(\frac{24.5}{80}\right)^2 \left(\frac{680}{24.5}\right)^3}{1.112}$$

$$= 0.000421 \times 17.63 \times 0.0938 \times 21,380 = 14.9$$

第 140 圖から、 $C_a^3/C_w^2 = 14.9$  に相當する  $C_a$  及び  $\alpha$  を求めると、 $C_a = 0.270$ ,  $\alpha = -2.2^\circ$  を得る。

この  $C_a$  の値を用ゐて最大水平速度  $v_{z \max}$  を求めると、

$$v_{z \max} = \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma_z} \frac{1}{C_a}} = \sqrt{27.76 \times 17.63 \times \frac{1}{0.270}}$$

$$= 42.5 \text{ m/秒} = 153 \text{ km/時}$$

巡航速度

$$\frac{C_a^3}{C_w^2} = \frac{1}{(75 \times 0.68)^2} \frac{2 \times 9.8 \left(\frac{24.5}{60}\right)^2 \left(\frac{680}{24.5}\right)^3}{1.112}$$

$$= 0.000384 \times 17.63 \times 0.1667 \times 21,380 = 24.2$$

$C_a^3/C_w^2 = 24.2$  に相當する  $C_a$  の値を、第 140 圖から求めると、 $C_a = 0.323$  ( $\alpha = -1.4^\circ$ ) となる。故に速度は、

$$v_z = \sqrt{27.76 \times 17.63 \times \frac{1}{0.323}} = 38.9 \text{ m/秒} = 140 \text{ km/時}$$

2. 航続距離と航続時間 ある飛行機が、一飛ひととびに飛び続け得る距離を航続距離または行動半徑かうどうはんけいといふ。この距離を飛ぶ所要時間が航続時間である。

いま發動機の馬力を  $N$  とし、1 馬力 1 時間當りの燃料消費量ねんれうせうひりやう (滑油消費量をも含む) を  $b \text{ kg}$  とすれば、飛行機の重さ  $G \text{ kg}$

は、1 時間に  $bN \text{ kg}$  の割合で減る譯である。1 秒に直せば  $\frac{bN}{3,600}$  になる。これを微分びぶんの形で表せば、

$$\frac{dG}{dt} = -\frac{bN}{3,600}$$

この  $N$  を次の如く消去する。この場合も勿論水平飛行であるから、揚力  $A$  と重さ  $G$  が釣合つてゐる。即ち

$$A = C_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F = G$$

抗力は  $W = C_w \frac{\gamma}{2g} v^2 F$

故に  $W = \frac{C_w}{C_a} G$

この抗力  $W$  に速度  $v$  を掛けた  $Wv = \frac{C_w}{C_a} Gv$  は、飛行機の進行に入用なパワになる。ところが此の入用なパワはプロペラの出してゐるパワに等しい。プロペラの出してゐるパワは、發動機のパワ  $75 \text{ N}$  にプロペラの効率  $\eta$  を掛けたものであるから、

$$Wv = \frac{C_w}{C_a} Gv = 75\eta N$$

即ち  $N = \frac{Gv}{75\eta \frac{C_a}{C_w}}$

この  $N$  の値を最初の式に代入すると、

$$\frac{dG}{dt} = -\frac{Gvb}{270,000\eta \frac{C_a}{C_w}}$$

これを書き直すと、

$$dG = -\frac{Gb}{270,000\eta \frac{C_a}{C_w}} v dt$$



ところが距離を  $s$  とすれば、

$$v = \frac{ds}{dt} \quad \text{即ち} \quad v dt = ds.$$

従つて

$$\frac{dG}{G} = -\frac{b}{270,000 \eta \frac{C_a}{C_w}} ds, \quad ds = -\frac{270,000 \eta \frac{C_a}{C_w}}{b} \frac{dG}{G}.$$

こゝで  $\eta, \frac{C_a}{C_w}, b$  等は飛行の始めから終りまで一定不変、即ち定数と看做し、上式の両邊を積分して飛行距離  $s$  を求めると、

$$s = \frac{270,000 \eta \frac{C_a}{C_w}}{b} \int_{G_s}^{G_0} \frac{1}{G} dG = \frac{270,000 \eta \frac{C_a}{C_w}}{b} \log_e \frac{G_0}{G_s}.$$

こゝで、 $G_0$  は出発の時の全備重量で、 $G_s$  は距離  $s$  を飛んだ時の飛行機の重さである。いま出発の時に積み込んである燃料の重さを  $G_b$  とすると、この燃料を悉く消費したとき、即ち  $G_s = G_0 - G_b$  になつたとき、最大距離を飛んだことになるから、航続距離  $s$  は、

$$s = \frac{270,000 \eta \frac{C_a}{C_w}}{b} \log_e \frac{G_0}{G_0 - G_b}.$$

この  $s$  は  $m$  で表されてゐるから、これを  $S$  km に直し、かつ自然對數を常用對數に直すと  $\log_e a = 2.3 \log a$ 、結局

$$S = \frac{621 \eta \frac{C_a}{C_w}}{b} \log \frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}} \dots \dots \dots (1)$$

これから判る通り、飛行機の航続距離を大きくする爲には、効率の高いプロペラを採用し、燃料消費量の小さい發動機を積み、揚抗比の大きい空氣力學的に優秀な機體を作らねばならない。そ

の上出来るだけ軽い機體に出来るだけ軽い發動機を積んで、全備重量の割合に出来るだけ多量の燃料を積んで飛び出せば、 $G_b/G_0$  が大きくなるから、 $\log \frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}}$  が大きくなつて、航続距離が大きくなるのである。

ごく普通の飛行機では、 $\eta = 0.70, b = 0.24, \frac{C_a}{C_w} = 10$  であるから、

$$S = \frac{621 \times 0.7 \times 10}{0.24} \log \frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}} = 18,100 \log \frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}}.$$

従つて全備重量の何割の燃料を搭載してゐるかによつて、航続距離は次の如く變化する。

$\frac{G_b}{G_0}$	$1 - \frac{G_b}{G_0}$	$\frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}}$	$\log \frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}}$	$S = 18,100 \log \frac{1}{1 - \frac{G_b}{G_0}}$
0.1	0.9	1.11	0.0453	820 km
0.2	0.8	1.25	0.0969	1,750 "
0.3	0.7	1.43	0.1553	2,810 "
0.4	0.6	1.67	0.2227	4,030 "
0.5	0.5	2.0	0.3010	5,450 "
0.6	0.4	2.5	0.3979	7,200 "

現在の飛行機の航続距離の世界記録が 10,600 km であることは、既に第 3 章 4 に述べた。この種の長距離機は出発に際して、自體の重量の 2 倍以上もある燃料を積み込んでゐるから、 $G_b/G_0$  の値は 0.67 にも達してゐる。

ある燃料搭載量に對して、飛行機がどんな迎角即ち速度で飛ばせば、最大の航続距離が得られるかといふに、それには (1) 式に



於て  $(\eta \frac{C_a}{C_w} / b)_{\max}$  のとき  $S_{\max}$  となるから、 $\eta \frac{C_a}{C_w} / b$  が最大になる速度で飛べばよい。普通の飛行機は巡航速度で航続飛行を行ふから、この速度で  $\eta \frac{C_a}{C_w} / b$  が最大値になるやうに設計されておなければならぬ。

巡航速度に対する  $C_a^3 / C_w^2$  を本節 1 の (1) 式で求め、この  $C_a^3 / C_w^2$  の値に相当する迎角での  $C_a / C_w$  を用ゐ、本項 (1) 式によつて航続距離が計算される。

航続時間は、この巡航速度で航続距離を割れば容易に算出される。

長距離機の如く、飛行時間の経過と共に飛行重量  $G$  が著しく変化する場合、それに従つて發動機の馬力を適当に調節して、いつも  $\eta \frac{C_a}{C_w} / b$  が出来るだけ大きい値になる速度で飛ぶ。この場合には、迎角が全飛行を通じてほぼ一定であつても、飛行重量の減少に従つて、速度は飛行の末期ほど小さくなる。斯様な場合には、飛行重量の平均値をとり、それに相應する巡航速度を求め、大體の航続時間の計算が出来る。

### 第 5 節 離着陸

この離着陸運動は、加速度があつて、定常運動ではない。

1. 離着陸速度 翼の揚力は度々述べた如く次式で與へられ、離着陸の瞬間には此の揚力は丁度全備重量  $G$  に等しい。即ち

$$A = C_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F = G.$$

この式から判る通り、 $C_a$  の値が最大になる迎角で離陸するとき、飛行機の離陸速度は最小になる。着陸の際にも同様に、

$C_{a \max}$  に相當する迎角で接地するとき、着陸速度は最小になる。即ち最小の速度で離陸または接地するときの離着陸速度は、

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma} \frac{1}{C_{a \max}}}.$$

地表では  $\frac{\gamma}{2g} = \frac{1}{16}$  であるから、

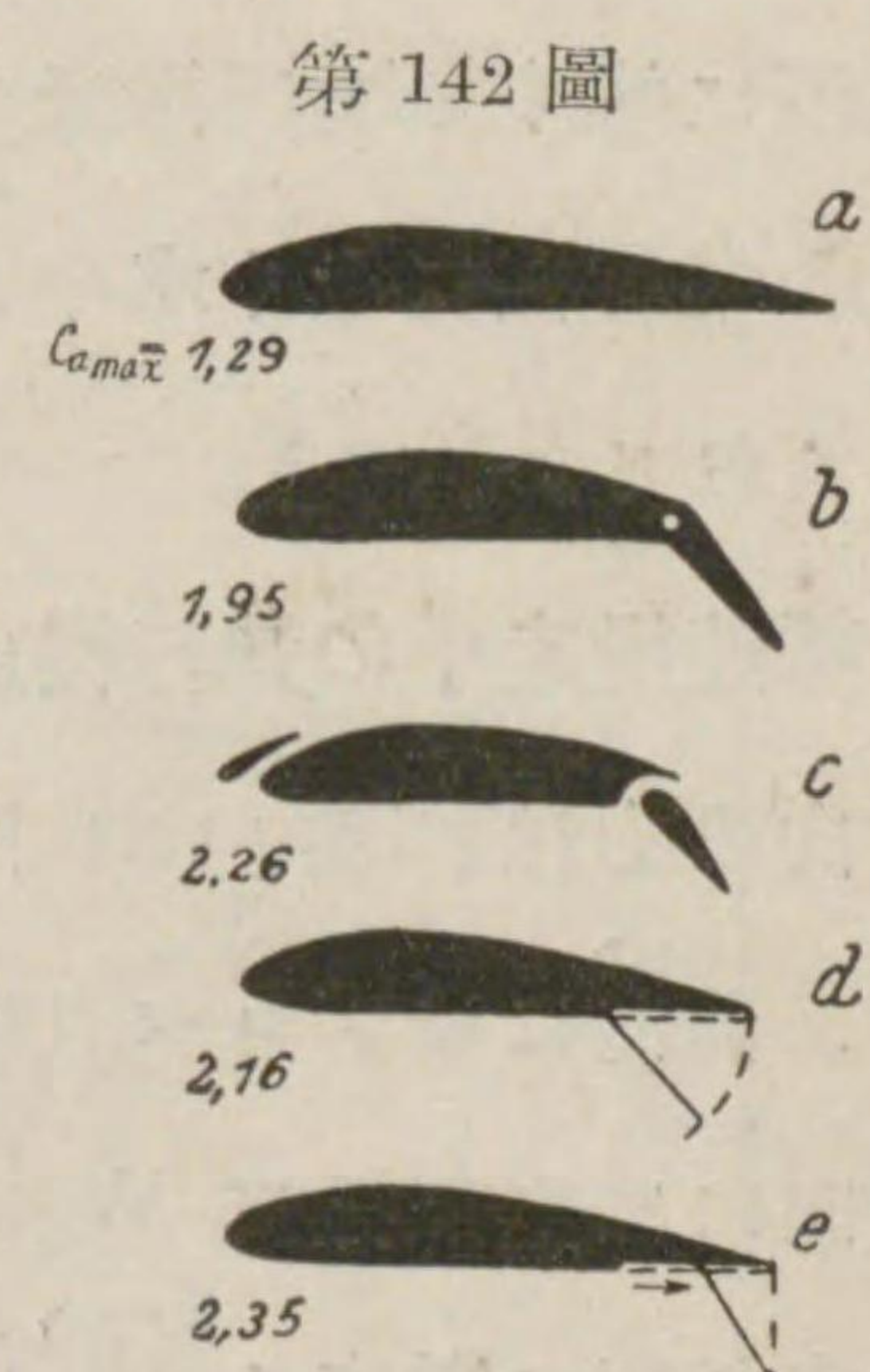
$$v_{\min} = 4 \sqrt{\frac{G}{F} \frac{1}{C_{a \max}}}.$$

この式で判る如く、離着陸速度を小さくするためには、翼荷重  $G/F$  を小にするか又は  $C_{a \max}$  の大きい翼断面を採用しなければならない。普通の翼断面では  $C_{a \max}$  の値は 1.0~1.4 位である。

いま採用する翼断面が決れば、ある全備重量  $G$  に對して  $v_{\min}$  を小さくするためには、翼面積  $F$  を大きくしなければならぬ。しかし  $F$  を大きくすると、同時に最大水平速度も小さくなるといふ不利を免れない。

そこで、もつと大きい  $C_{a \max}$  を得るために、第 142 圖に示す如き特殊の翼断面が工夫された。b は下げ翼、c は隙間付き下げ翼と隙間翼 (第 98 圖参照) との組合せ、d は割下げ翼、e はザップ下げ翼である。これ等の特殊翼によつて、基の翼型 (a) に比し、50~80% も大きい  $C_{a \max}$  が得られる。第 8 章 4 に述べた隙間翼もまた特殊翼の一種である。

近頃の飛行機に、これ等の特殊翼が盛んに用ゐられる。これ等





の特殊翼の著しく大きい  $C_{n\max}$  によつて、着陸速度を小さく出来るから、翼面積の方は出来るだけ小さくして、水平飛行速度を増すためである。翼の抗力は翼面積に比例するから、同じ馬力で高速が得られ、従つて此の小さい翼面積で十分揚力が得られる。

特殊翼を使用すると、 $C_{n\max}$  を著しく増大するが、また同時に抗力係数  $C_w$  を著しく増す（隙間翼の抗力増加については第 99 圖参照）から、離陸の場合には、普通これを使用しない。

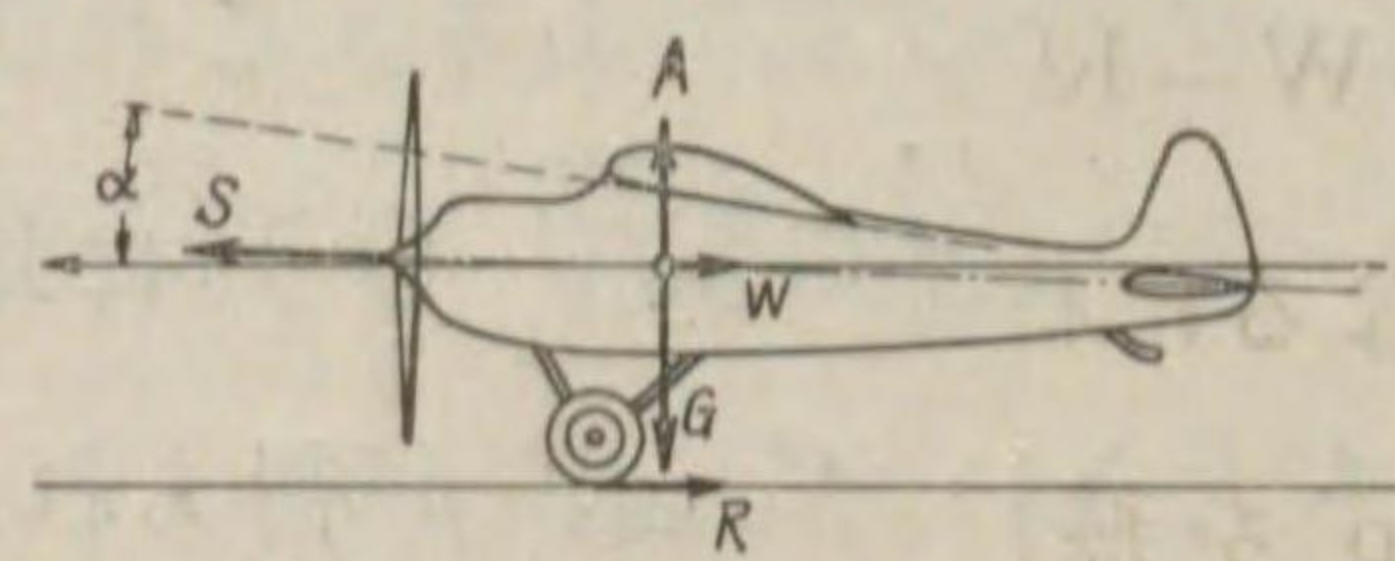
最近の空気力學的に優秀な飛行機では、 $C_w$  従つて  $\frac{C_w}{C_n}$  が小さく、着陸前の滑空角  $\phi$  が餘り小さくなつて ( $\phi = \tan^{-1} \frac{C_w}{C_n}$ )、限られた廣さの飛行場に降りにくくなる。従つて着陸の場合には、特殊翼の使用によつて抗力が増すことは、少しも苦にならぬばかりか、大きい滑空角で飛行場に入れるから却つて都合がよい。

隙間翼以外の特殊翼では、限界角が増さないから、錐揉防止の目的には使用出来ない。

2. 離陸滑走 飛行機が離陸するときには、前項に述べた離陸速度に達するまで滑走しなければならない。この運動の加速度は、飛行機に働く水平方向の力の差を、飛行機の質量で割つて求められる。

第 143 圖

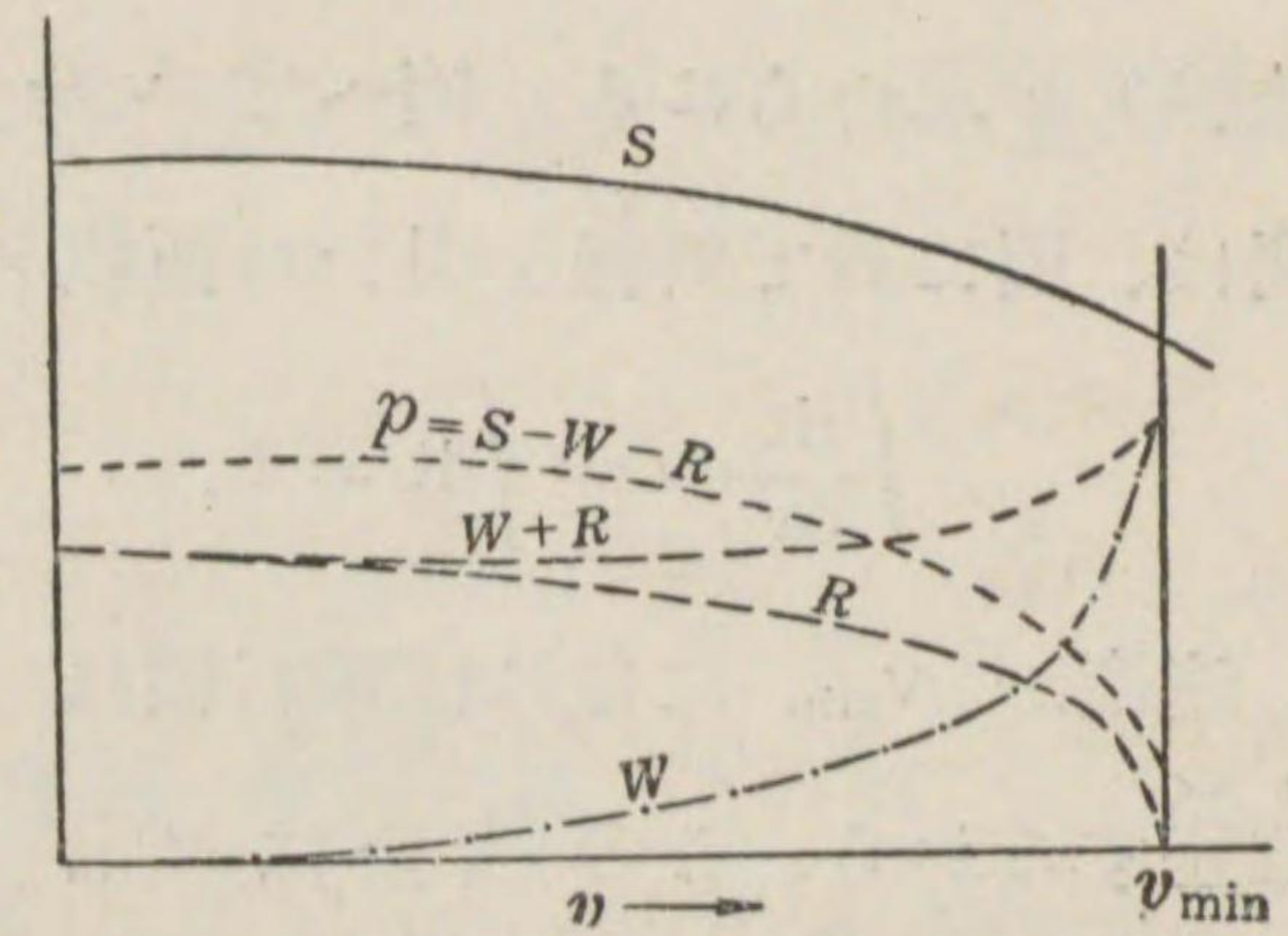
離陸滑走中の飛行機に働く水平方向の力は、第 143 圖に示す如く、前向にはプロペラの推力  $S$ 、後向には空気抵抗  $W$  と車輪の摩擦抵抗  $R$  とである。但し推力の水平線に対する傾は小さいから無視して水平と考へる。摩擦力  $R$  は、車輪の接地點に垂直に働いてゐる力（全備重量－揚力）



に、車輪と地面の摩擦係数  $\mu_w$  を掛けて求められる。この  $\mu_w$  は、普通の草地の飛行場で 0.06 位の大きさである。

第 144 圖

これ等の力は總べて速度によつて變化するもので、第 144 圖は、滑走の速度  $v$  を横軸にとつて此の變化を示したものである。

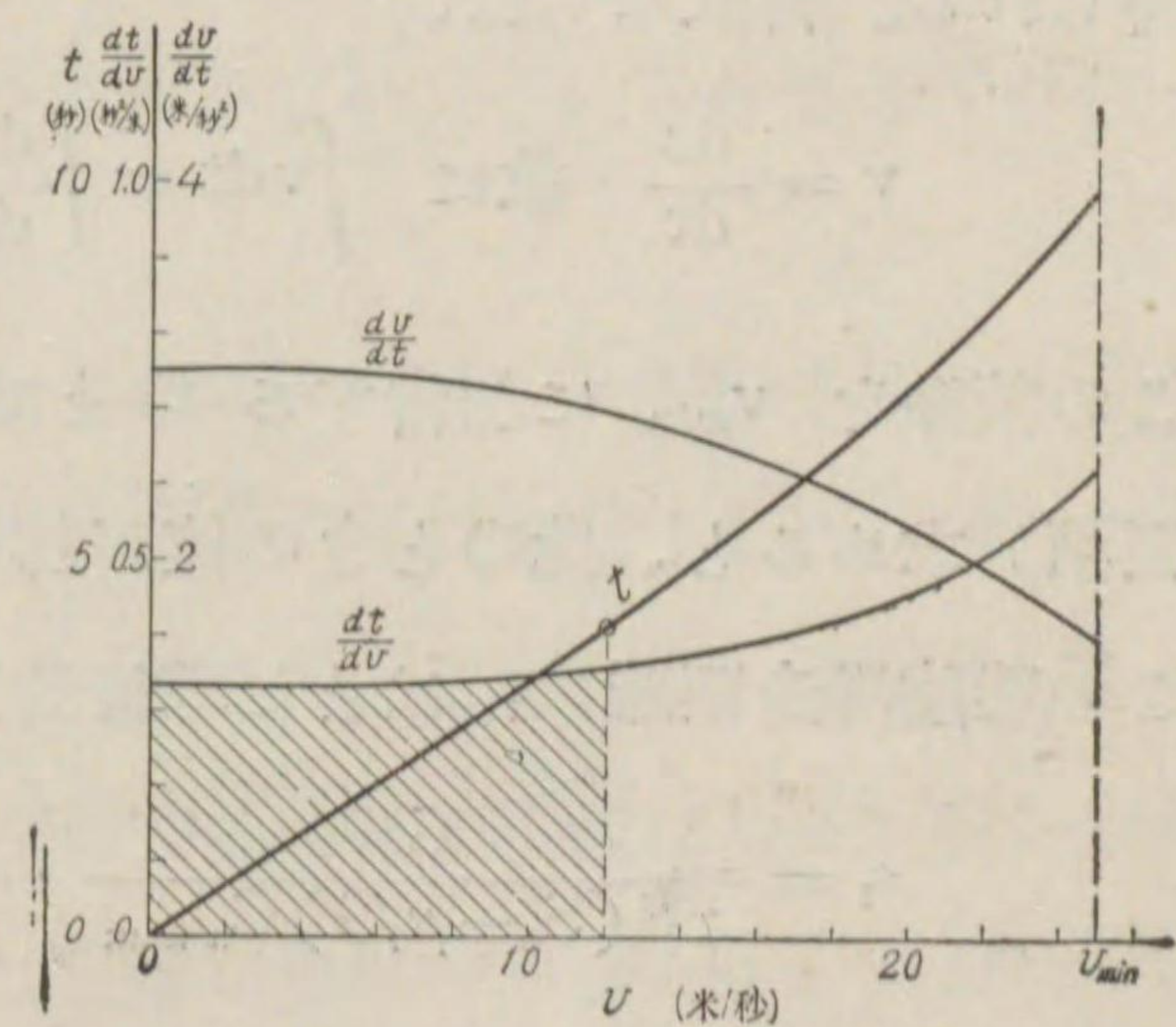


推力  $S$  はプロペラの風洞試験結果から  $S = k_T \rho n^2 D^4$  として求められる（第 9 章第 2 節 2）。推力係数  $k_T$  が  $v/nD$  の増すに従つて減るから、プロペラの廻轉數  $n$  がほぼ一定であつても、 $S$  は圖に示す如く  $v$  が大きくなるほど小さくなる。

抗力  $W$  はほぼ  $v^2$  に比例して増す。摩擦力は上に述べたやうに  $R = (G - A) \mu_w$  で表されるが、このうち揚力  $A$  がほぼ  $v^2$  に比例して増すから、 $R$  は  $v$  が大きくなるほど減り、 $v = v_{\min}$  で 0 になる。しかし結局  $W + R$  は  $v$  と共に増す。

第 145 圖

故に前向に働く力  $P = S - W - R$  は速度が大きくなるに従つて減る。この  $P$  を飛行機の質量  $\frac{G}{g}$  で割れば、加速度  $\frac{dv}{dt}$  が求められる。即ち  $\frac{dv}{dt} = P \frac{g}{G}$ 。



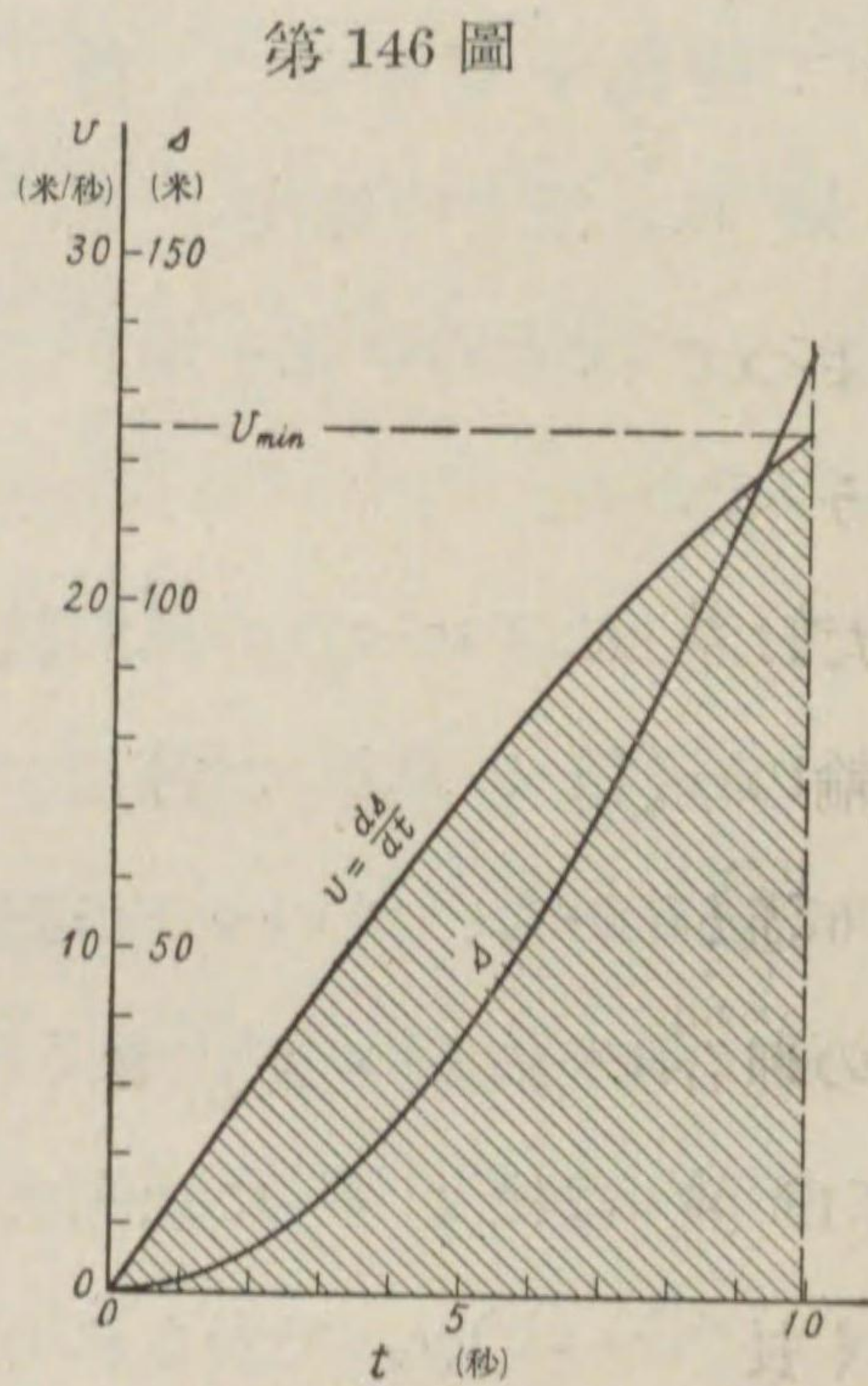


この加速度の逆数  $\frac{dt}{dv}$  を速度に対してグラフにし(第 145 圖)、これを圖上で積分すると、滑走速度に対する滑走時間の関係 (t 曲線) が求められる。例へば  $v = 12$  m/秒 に達するに要する時間は、圖に於て斜線を引いた面積を求めればよい。何故ならば、

$$\int \frac{dt}{dv} dv = \int dt = t.$$

速度が  $v_{min}$  になれば飛行機は離陸するから、この積分は  $v_{min}$  までで止める。此のときの時間が即ち離陸滑走時間である。

上に求めた滑走の速度と時間との関係 (第 145 圖の t 曲線) を、時間を横軸にとつて表したのが第 146 圖の v 曲線である。この v を t について、前と同様に



第 146 圖

圖上で積分すると、滑走時間に對する滑走距離の關係 (s 曲線) が得られる。何故ならば、

$$v = \frac{ds}{dt} \text{ 故に } \int v dt = \int \frac{ds}{dt} dt = \int ds = s.$$

この積分を  $v_{min}$  に相當する t まで (第 146 圖の斜線を引いた面積) 求めると、此のときの値が即ち離陸滑走距離である。

この離陸滑走距離  $s_1$  はまた理論的計算から、大略

$$s_1 = \frac{G^2}{\gamma F (S_0 - \mu_1 G) C_{n \max}} \dots \dots \dots (1)$$

で與へられる。こゝで  $S_0$  はプロペラの静止推力で、プロペラの

風洞試験結果 (第 127 圖) の  $v/nD = 0$  での  $k_T$  の値から、

$$S_0 = k_T \rho n^2 D^4$$

として算出するか、又は發動機の馬力  $N$  とプロペラの圓板面積  $F_s = \frac{\pi}{4} D^2$  から、實驗式

$$S_0 = 6.33 N \sqrt[3]{\frac{F_s}{N}}$$

によつて求める。また  $\mu_1$  は地面の摩擦係數であるが、この式で用うべき値は  $\mu_1 = 0.12 \sim 0.21$  である。離陸滑走は、殆ど全部車輪だけを地につけてなされるから、この  $\mu_1$  の値は、前に示した車輪の  $\mu_w = 0.06$  に近い値になる筈である。然るに上のやうに之より遙かに大きいのは、(1) の略算式では省いた項があるので、その埋合せをするためである。

(1) 式で判るやうに、離陸滑走距離は全備重量  $G$  が増せば著しく長くなる。  $G$  が増して  $S_0 - \mu_1 G = 0$  即ち  $G = \frac{S_0}{\mu_1}$  になれば、(1) 式の分母が 0 になるから  $s_1$  は無限大になる。即ち此の場合には、地面の摩擦力がプロペラの静止推力と等しいのであるから、飛行機は初めから走り出さない。  $\mu_1$  を小さくすれば、この極限の  $G$  は大きくなる。

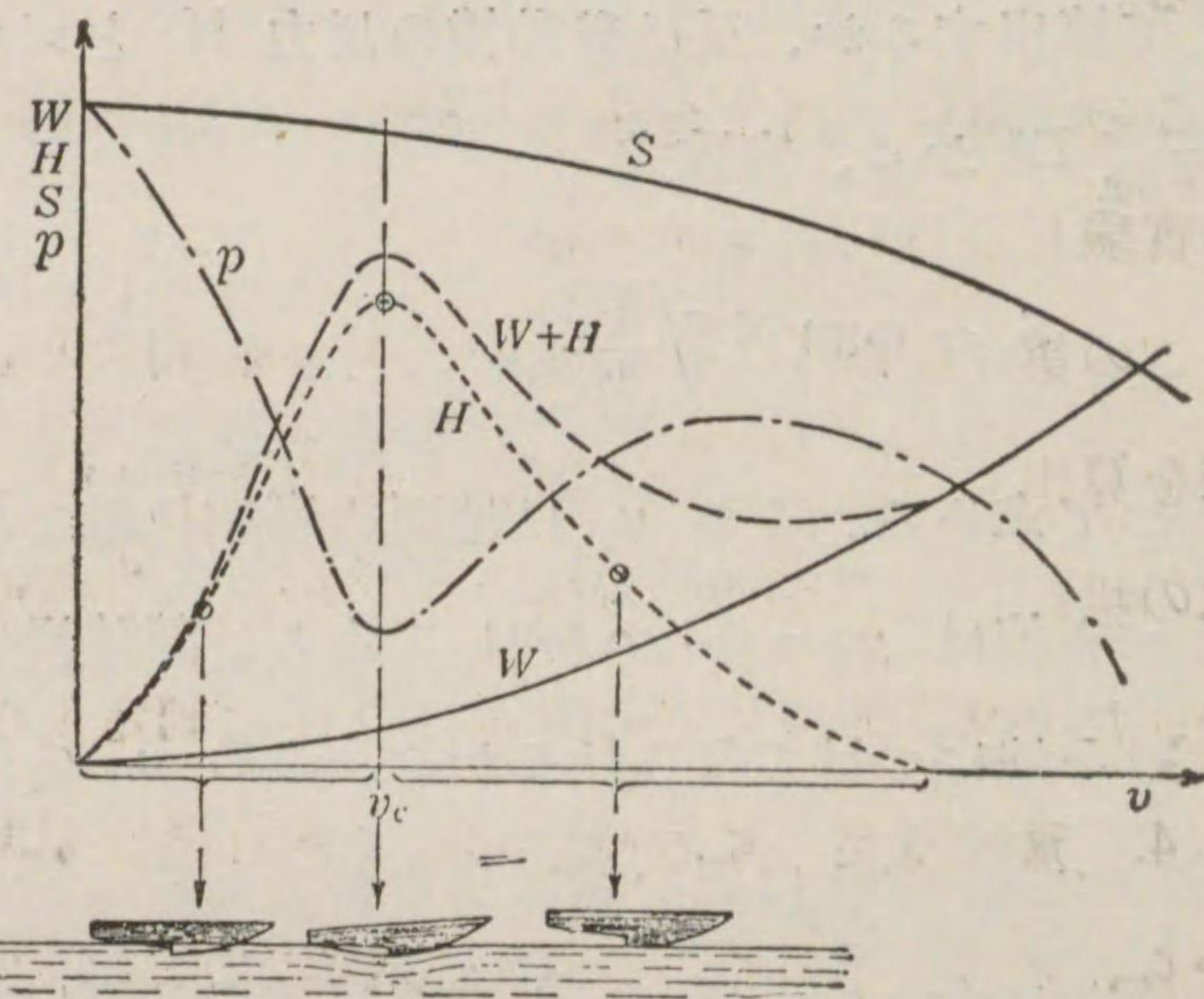
普通の飛行機では、滑走を始めた後すぐに尾櫓を上げて車輪だけで滑走するが、長距離機などのやうに著しく燃料を積んで重くなつた飛行機では、随分長い距離を滑走しなければ尾櫓が上らぬから、  $\mu_1$  が大きくなり従つて離陸が困難になる。故に長距離飛行の出發などに際して、尾櫓に車輪をつけたり、コンクリート滑走路、又は下り勾配のある滑走路の助をかりて離陸する。



3. 離水滑走  
滑走中に働く水  
平方向の諸力の  
變化を示したも  
のである。之を  
陸上機の場合の  
第144圖と比較  
して違ふのは、  
車輪の摩擦抵抗  
R の代りに、  
浮舟または艇體

第147圖は、浮舟水上機または飛行艇の、離水

第147圖



の水抵抗 H が働くことである。この水抵抗は車輪の摩擦抵抗と趣を異にし、初め速度が大きくなるに従つて著しく増加し、限界速度  $v_c$  に達すると急に減少し始める。これは限界速度までは船と同じやうな水抵抗が働き、之を超すと浮舟または艇體は、これに働く水力揚力と翼の揚力とによつて水面に浮き上がり、

第148圖



謂はゆる滑水状態に入つて、底面だけに抵抗を受けるからである。第148圖はドルュー“デルフィン”飛行艇の滑水中の寫真である。

この水抵抗の速度に対する變化は、浮舟または艇體の模型を水槽實驗しなければ求められない。

この第147圖から出發して、先づ離水時間を求め、更に離水距離を算出し得ることは、前項の離陸滑走と同じである。しかし離水の場合には、場所の制限は殆どないから離水距離は問題にならず、たゞ離水時間だけが計算されまた測定される。

4. 着陸滑走 離陸滑走では、飛行機は速度0の静止の状態から、プロペラの推力によつて離陸速度まで加速される。着陸の場合には、着陸速度から空氣抵抗と地面の摩擦抵抗とによつて、減速されて静止する。即ち着陸滑走は大體離陸滑走の逆であつて、プロペラ推力がないだけ問題は簡單である。

この場合、進行の方向に働く力は  $p = -(W+R)$  であつて後向に働く。従つて此の時の逆加速度  $-\frac{dv}{dt}$  は、

$$-\frac{dv}{dt} = \frac{W+R}{\frac{G}{g}}$$

この逆数  $\frac{dt}{dv}$  を  $v$  に對してグラフにし、一度圖上で積分して着陸滑走時間を、二度積分して着陸滑走距離を得る。即ち着陸滑走の時間と距離は、離陸の場合と同様の積分を着陸速度  $v_{min}$  から  $v=0$  の静止まで逆に行つて求められる。

たゞ離陸の場合には、地面の摩擦抵抗係数は、車輪だけを考へて  $\mu_w = 0.06$  をとればよかつたが、着陸の場合には、滑走の初か



ら終まで尾橈をも地面につけて之を引搔くから、 $\mu_2 = 0.1 \sim 0.15$  といふやうな大きい値をとる。但し、尾橈の代りに尾輪を用ゐた場合には勿論  $\mu_2 = \mu_w = 0.06$  となる。

着水滑走の時間も、離水滑走のときと同様の圖式積分を、 $V_{min}$  から静止まで逆に行つて求めることが出来る。

着陸滑走距離  $s_2$  はまた大體次の式で計算することも出来る。

$$s_2 = \frac{V_{min}^2}{g \left( \frac{C_w}{C_a} + \mu_2 \right)}$$

但しこゝで、 $\frac{C_w}{C_a}$  は尾橈を地につけた地上静止の姿勢のときの迎角に對する値である。

上式から判る通り、着陸滑走距離を小さくするためには、着陸速度を小さくすることが肝要である。この着陸速度を小さくするために、特殊翼が用ゐられることは、本節 1 に述べた。

また滑走時の迎角即ち地上静止角を大きくして、 $C_w/C_a$  を大きくするか、または摩擦係数  $\mu_2$  を大きくすれば、着陸滑走距離は短くなる。このために近頃の飛行機では、屢車輪制動機が採用される。

尾輪を採用した場合には、この  $\mu_2$  が小さくなり従つて着陸滑走距離が長くなるから、第 4 章第 2 節 1 に述べたやうに、必ず車輪制動機を用ゐる。

### 第 11 章 飛行機の安定

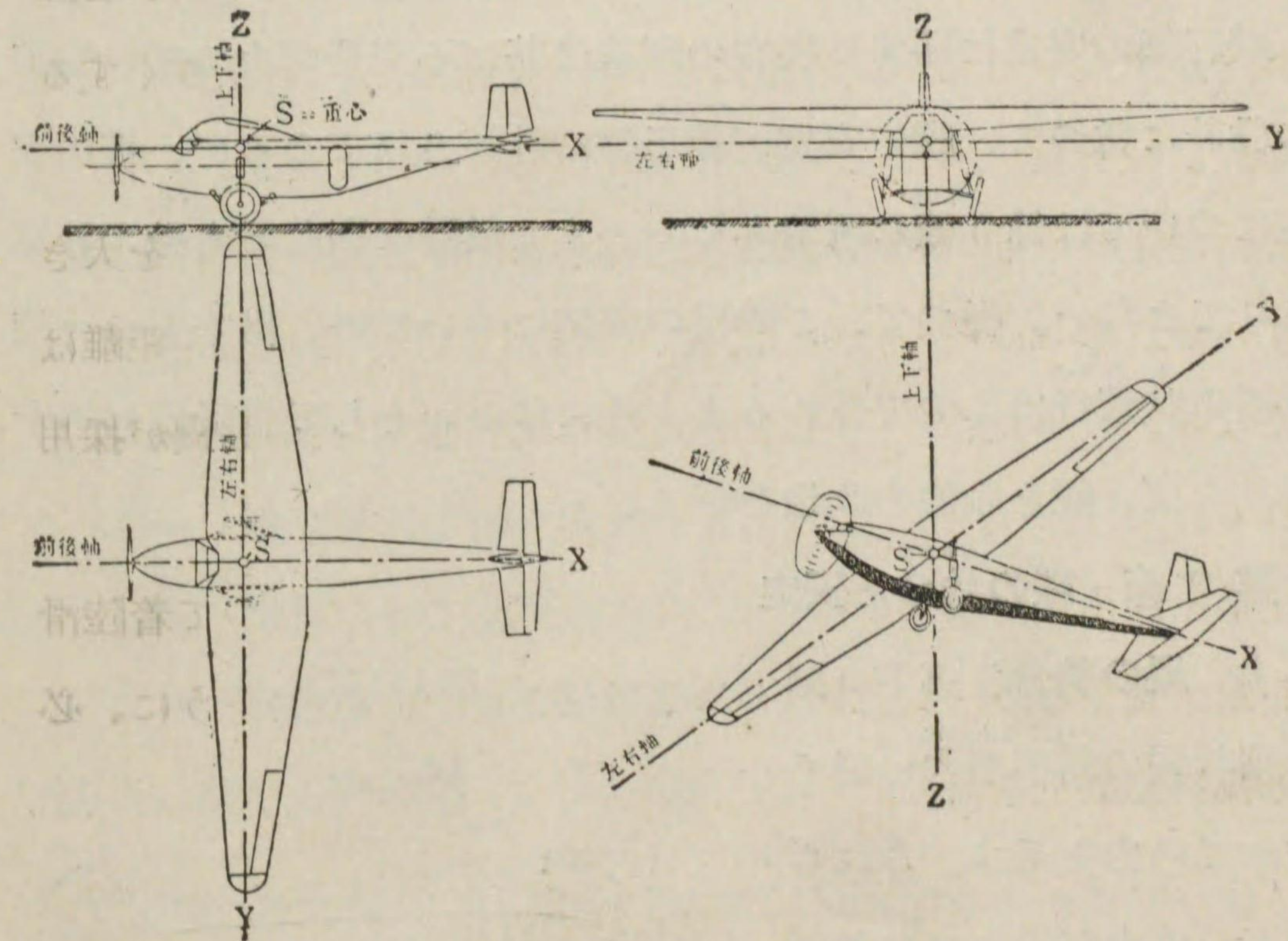
前章に述べた性能は、質點力學であつて、飛行機を質點と看做し、力の釣合を考へればよかつた。しかし此の安定は剛體力學で

あつて、飛行機を剛體即ち擴がりのある物體と見て、着力點を考へ、モーメントの釣合から出發せねばならない。

#### 第 1 節 釣合と安定の種類

1. 重心と 3 軸 飛行機の重心を通つて推力線（即ちプロペラの軸）に平行な軸を飛行機の前後軸といふ（第 149 圖）。この前後軸を含んで、飛行機を左右對稱に 2 分する平面を飛行機の對稱面といふ。重心に於て前後軸に直角に交る對稱面内の第 2 の軸が上下軸であり、重心に於て對稱面に直角な第 3 軸が左右軸である。

第 149 圖



2. 縦の釣合と安定及び横の釣合と安定 左右軸の周の力のモーメントの釣合を縦の釣合といひ、前後軸と上下軸の周の力のモー



ーメントの釣合を横の釣合といふ。

左右軸の周の廻轉運動、即ち飛行機が機首を上げたり下げたりする動揺を縦揺れ（ピッチング）といふ。前後軸の周の廻轉運動、即ち翼端を上げたり下げたりする動揺を横揺れ（ローリング）といふ。上下軸の周の廻轉運動、即ち機首を左右に振る動揺を偏揺れ（ヨーイング）といふ。この三つの動揺に對して、飛行機が元に戻る性質を持つてゐれば安定である。

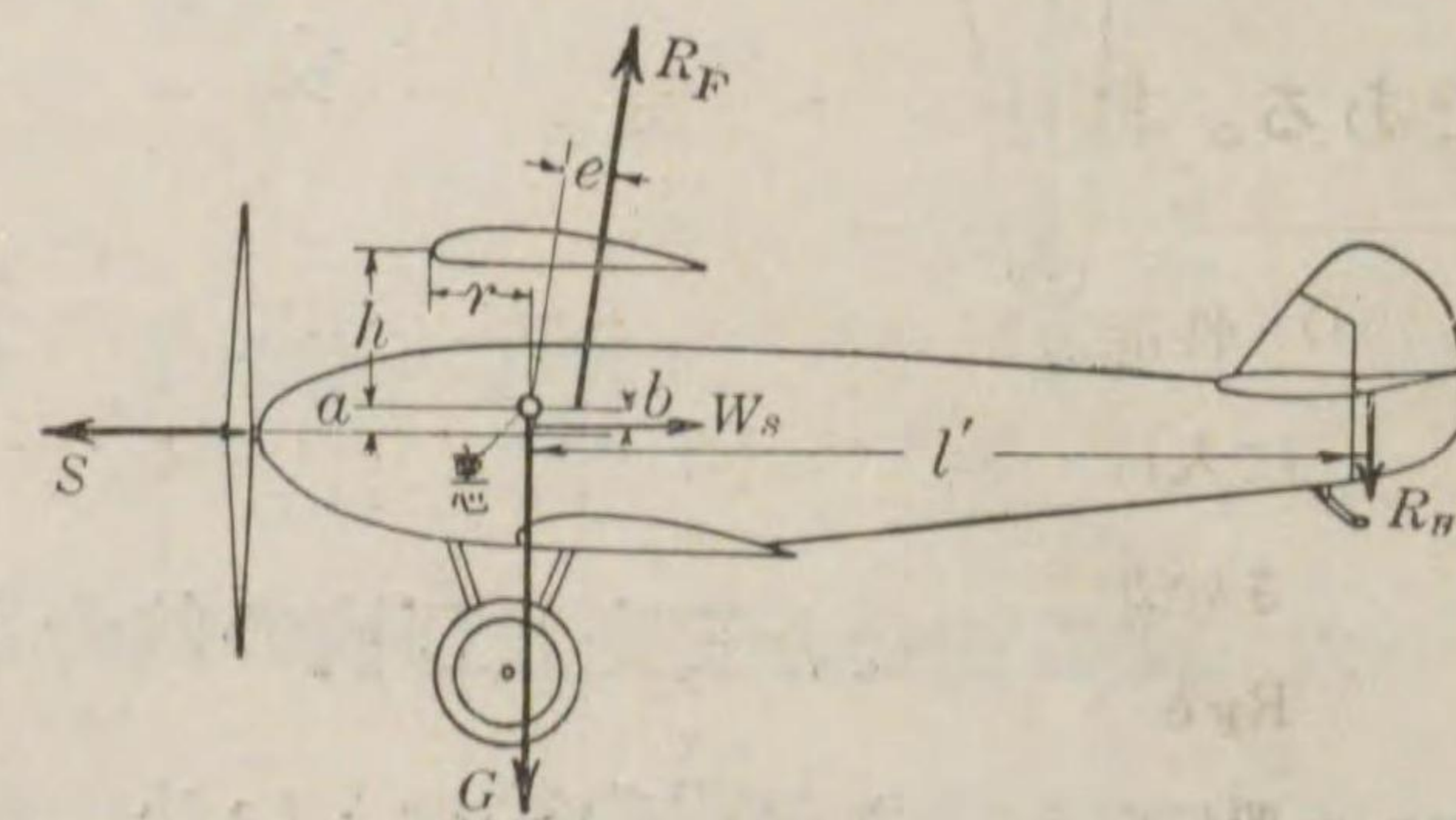
縦揺れは飛行機の對稱面内の廻轉運動であつて、この縦揺れに對する復原性を縦の安定といふ。横揺れと偏揺れは此の面を外れた運動であつて、兩者は相關聯して起るから（第 11 章第 3 節 3）、これ等に對する復原性を一括して横の安定と呼ぶ。

飛行機の安定に關する現在の理論は甚だ不完全であつて、實際の設計に當つて、縦の安定が稍正確に計算されてゐるが、横の安定については餘り確な理論もなく、また設計に際しても殆ど計算されてゐない。従つて、この横の安定については、出來上つた飛行機の試飛行によつて確めるより外はない。そして横安定が不十分ならば、舵その他の改造を行ふ。

## 第 2 節 縦の釣合と安定

### 1. 縦の釣合 第 150 圖

は飛行機の對稱面内に働く總べての力を示す。これらの五つの力が釣合つて初めて定常の飛行が行はれる。剛體に働く力の釣合は、力



第 150 圖

の大きさ及び力のモーメントについて論じなければならない。力の大きさが釣合つてゐなければ、飛行機は加速度を持つことになつて定常の運動をしないが（質點力學）、力のモーメントが釣合つてゐなければ、飛行機は廻轉運動を始める譯で、やはり定常の運動をしない（剛體力學）。

前章に於て、性能を論じるには力の大きさの釣合だけを考へた。つまり、この場合には質點を考へてゐるから、力のモーメントの方はいつも釣合つてゐると假定出來たのである。その力のモーメントの釣合が、如何にして得られるかを第 150 圖について考へて見よう。

今これ等の力の重心の周のモーメントをとると、重力  $G$  はモーメントを持たず、モーメント  $M$  は、

$$M = -Sa - R_H l' + R_F e + W_s b.$$

但し飛行機が頭を下げる方向即ち頭重のモーメントを正にとつた。こゝで

$S$  プロペラ推力。

$R_H$  水平尾翼に働く空氣合力。<sup>(1)</sup>

$R_F$  主翼に働く空氣合力。

$W_s$  有害抗力（水平尾翼を含まない）

である。圖から判る通り、 $Sa$  及び  $W_s b$  のモーメントは何れも小

(1) 性能に於ては合力  $R_H$  のうち、抗力だけを有害抗力の一部として考へて揚力を無視した。これは尾翼の揚力が主翼の揚力に比して甚だ小さいからである。併しモーメントとしては、 $l'$  が大きいから、 $R_H l'$  は  $R_F e$  と殆ど同じ大きさになる。故に安定では水平尾翼の揚力が大いに重要になる。



さく、かつ通常反対の符號を持つから、モーメントの釣合と安定とを論ずる際には無視して差支がない。さうすると結局、

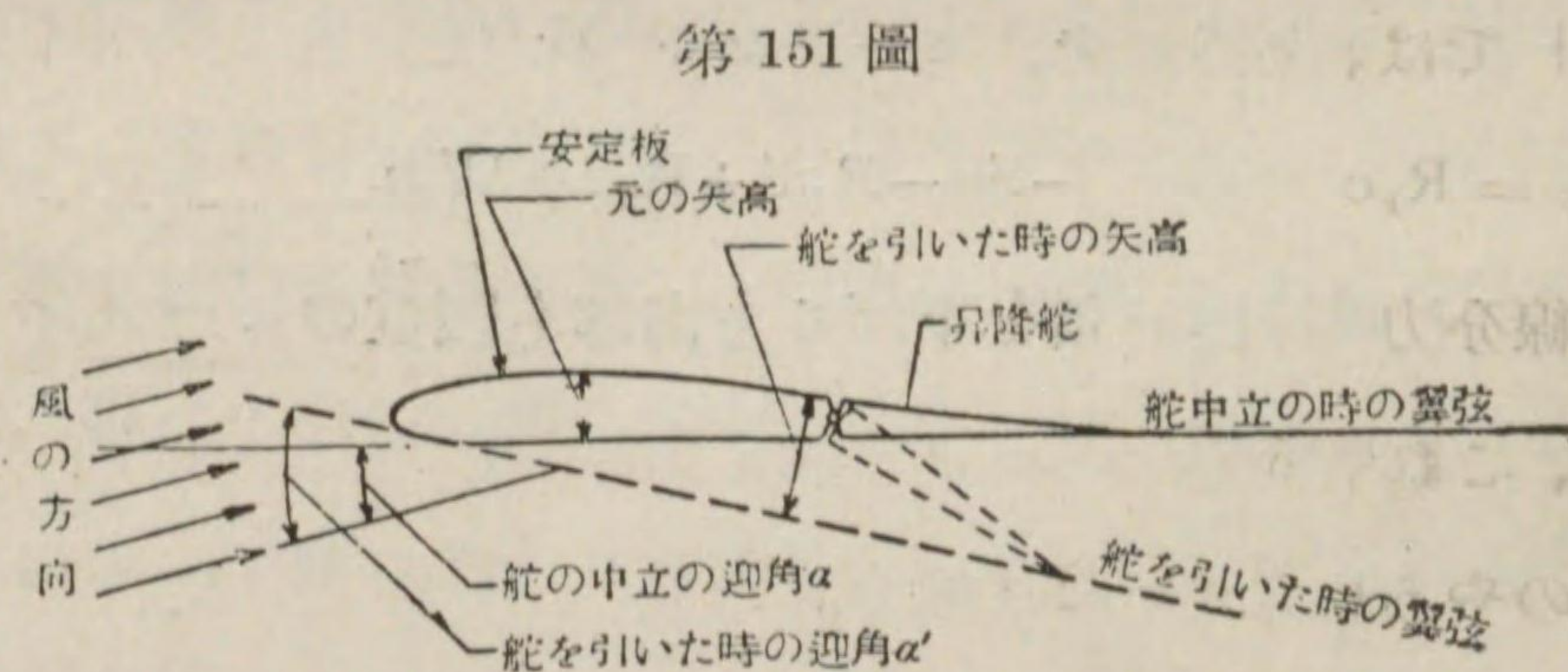
$$M = -R_H l + R_F e = -M_H + M_F.$$

$M_H$  は水平尾翼のモーメント、 $M_F$  は主翼のモーメントである。

この  $M = 0$  の場合には縦の釣合が成立つ。つまり、 $M_F = M_H$  なる場合に、飛行機は廻轉運動を起すことなしに飛行し得るのである。ところが此の重心から  $R_F$  に下した垂直距離  $e$  は、迎角によつて鋭敏に變化する（第 113 圖参照）。従つて  $M_F$  が大いに變化するから、これに相應して水平尾翼の  $R_H$  を變へなければ釣合が保てない。この役目をするのが昇降舵である。

2. 昇降舵と縦の釣合 第 151 圖は水平尾翼を示してゐる。昇降舵を下げ

舵に引いて  
点線の位置  
まで下げた  
時には、水  
平尾翼が全



體として矢高の大きい翼断面に變化したと考へられ、且これと同時に、迎角も  $\alpha$  から  $\alpha'$  に増したと考へられるから、この二つの原因によつて水平尾翼の  $R_H$  が増す。昇降舵を上げ舵に引いたときには、この作用は逆になつて  $R_H$  が減る。このやうに昇降舵を引くことによつて、 $R_H$  が自由に變へられるから、主翼のいろいろな迎角に對して縦の釣合が得られる。つまり、飛行機は勝手な迎角で飛べることになるのである。

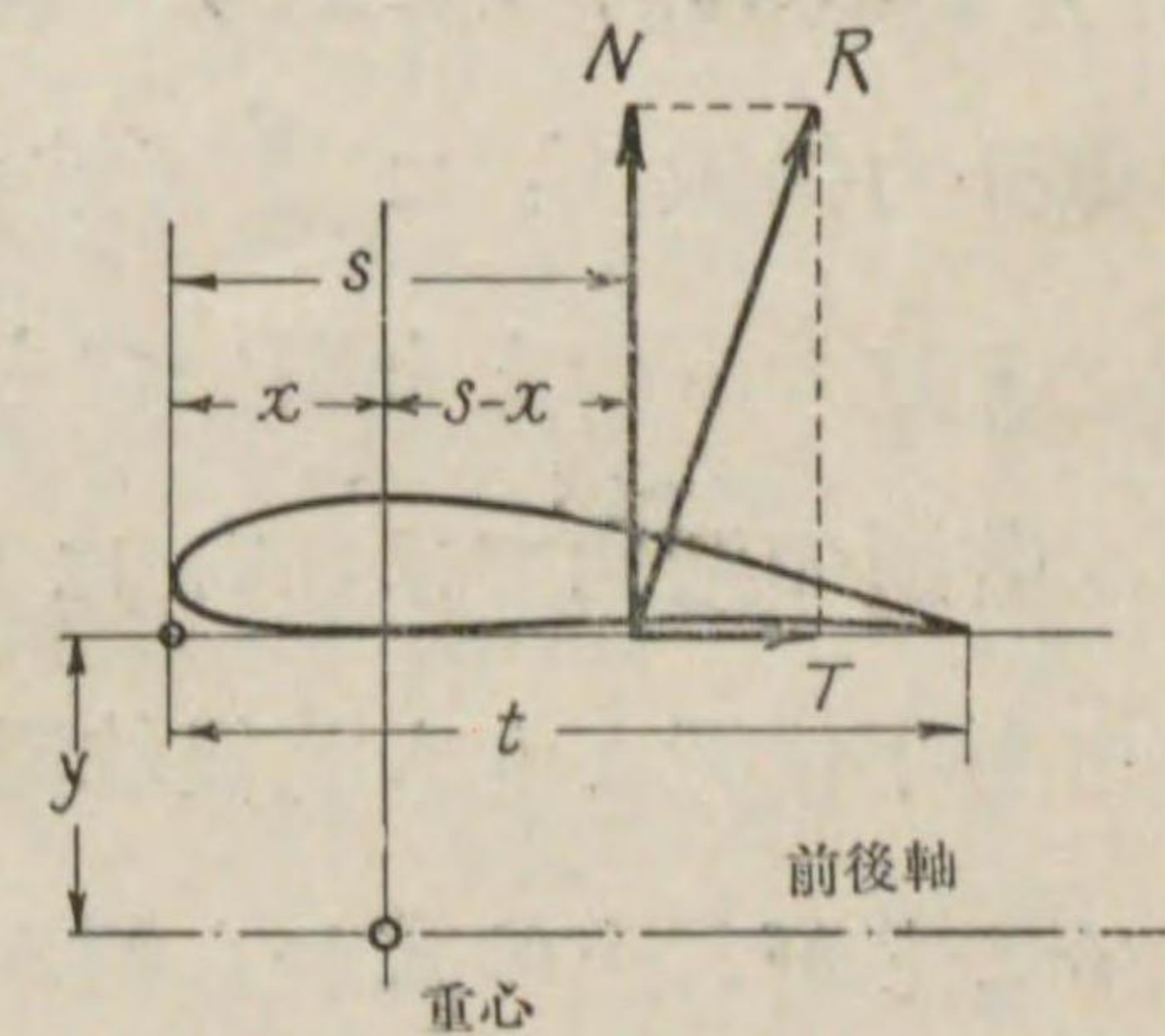
普通、巡航速度の水平飛行をするときに、昇降舵中立の位置で力のモーメントが釣合ふやうに設計されてゐる。斯うすれば、この飛行中操縦桿に殆ど力を加へる必要がない（第 12 章第 2 節 1）。他の飛行状態では、昇降舵を上げ舵または下げ舵に保つて飛行するのである。

3. 重心の周の主翼のモーメント 本節 1 に於て、飛行機の縦の安定は結局、

$$M = -M_H + M_F$$

について論じればよいと述べた。本項に於て先づ、重心の周の主翼のモーメント  $M_F$  は、どんな性質のものであるかを見よう。

1 では、 $M_F$  を合力  $R_F$  を用ゐて  $M_F = R_F e$  で表した。この  $R_F$  を、法線分力  $N$  と切線分力  $T$  とに分けて、これ等を用ゐて  $M_F$  を表すと、次のやうになる（第 152 圖）。



$$M_F = N(s-x) - Ty = C_n q F s - C_t q F x - C_l q F y.$$

$$\therefore N = C_n q F, T = C_t q F \text{ (第 8 章 7).}$$

ここで  $C_n$  法線分力係數。

$C_t$  切線分力係數。

$x$  重心の翼前縁に對する前後位置。

$y$  重心の翼前縁に對する上下位置。

$s$  翼の壓力中心の翼前縁からの距離。



きてんあつ  
岐点圧、 $q = \frac{\gamma}{2g} v^2$ .

106 頁に示した

$$\frac{s}{t} = \frac{C_m}{C_n} \text{ 即ち } C_n s = C_m t \text{ (} t: \text{翼弦長)}$$

の関係を、上の式に入れて、

$$\begin{aligned} M_F &= C_m q F t - C_n q F x - C_t q F y \\ &= \left( C_m - C_n \frac{x}{t} - C_t \frac{y}{t} \right) q F t = C_m' q F t, \\ C_m' &= C_m - C_n \frac{x}{t} - C_t \frac{y}{t} \end{aligned}$$

で表される。即ち重心の周の主翼のモーメント係数  $C_m'$  は、前縁の周の主翼のモーメント係数  $C_m$  から、法線分力係数  $C_n$  に  $\frac{x}{t}$  (重心の翼前縁に対する前後位置を表す値) をかけたものと、切線分力係数  $C_t$  に  $\frac{y}{t}$  (重心の翼前縁に対する上下位置を表す値) をかけたものを引いたものに等しい。

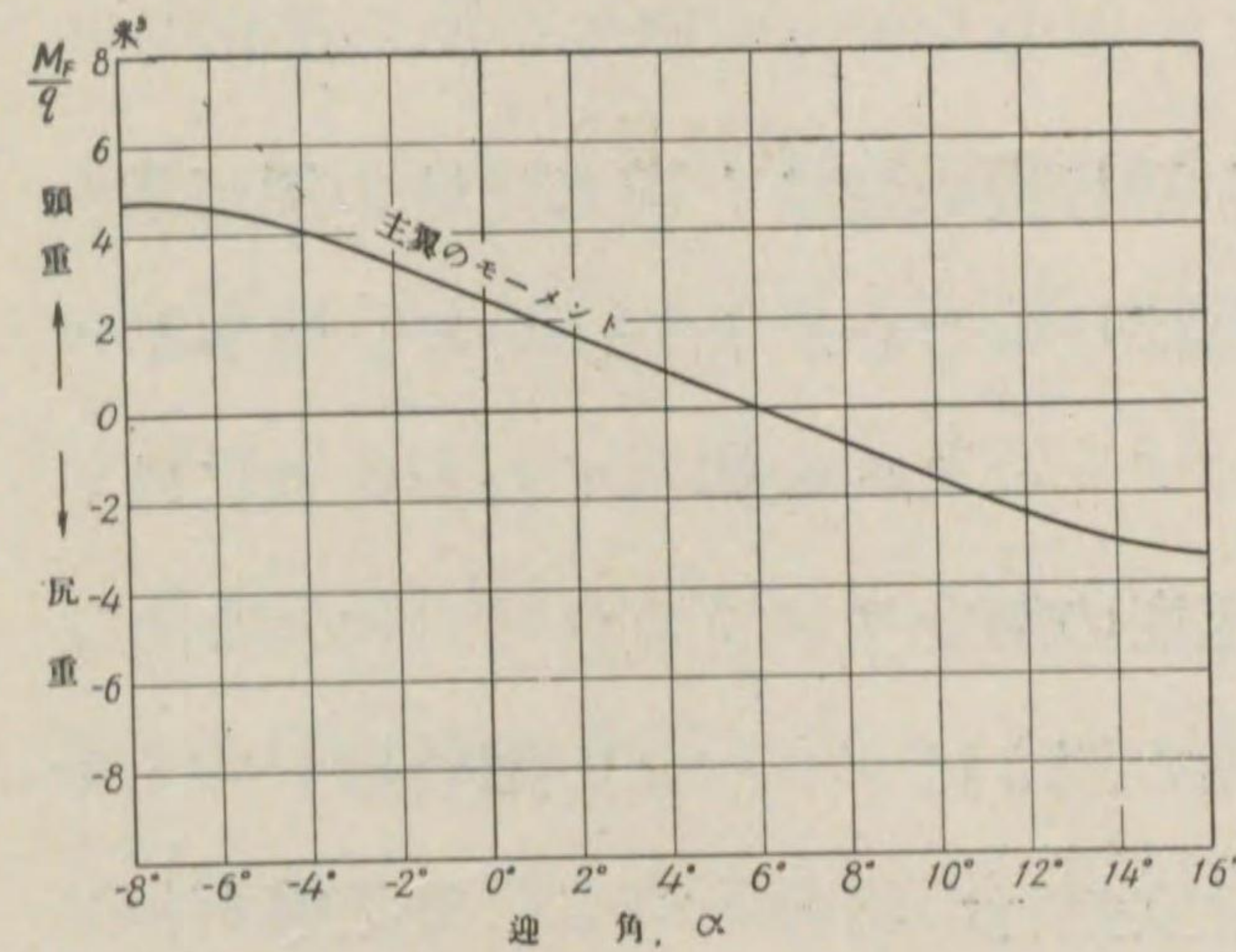
普通の迎角では、 $C_n$  は  $C_t$  に比して著しく大きいから、重心の上下位置よりも前後位置の方が、 $C_m'$  の値に大きい影響を與へることが、上の式から判る。従つて飛行機の釣合、安定に關しては、重心の上下位置は殆ど問題にならず、前後位置が問題になるのである。

上の  $C_m' F t$  即ち  $\frac{M_F}{q}$  が迎角によつて如何に變化するかを、ある飛行機の例について示したのが、第 153 圖である。

この圖に見るやうに、主翼のモーメントは、負の大きい迎角の箇所を除き、迎角が増すに従つて減ずる。即ち今ある迎角で飛ん

(1) これは第 152 圖に示すやうな高翼單葉機に対する式であるが、低翼單葉機、複葉機に對しても同様な式が得られる。

第 153 圖



である飛行機が、突風その他の原因で、俄に迎角を増したとすれば、主翼のモーメントは減ずる。前に述べたやうに、こゝでは頭重のモーメントを正にとつてゐるから、モーメントが減ずることは

頭重のモーメントが減ることを意味し、飛行機が尻を下げる。即ちますます迎角を増すことになる。これと同様で、もし迎角を俄に減じたとすれば、ますます頭を下げる。即ち何れにしても元にもど戻らないから、主翼のモーメントの釣合は不安定である。

即ち主翼だけの飛行機は、第 154 圖の頂點を下にし立てた圓錐と同様に不安定である。第 154 圖の模型でも尖端を少し平にすれば釣合は得られる。但し其の釣合は著しく不安定である。



4. 尾翼のモーメント 重心の周の尾翼のモーメント  $M_H$  は、

$$M_H = R_H l' = C_{nH} q_H F_H l$$

- で與へられる。こゝで
- $C_{nH}$  水平尾翼の法線分力係数。
- $F_H$  水平尾翼の面積。
- $l$  重心から尾翼の中心までの距離。
- $q_H$  尾翼の場所での岐点圧

である。これを主翼のモーメントと比較する爲に  $\frac{M_H}{q}$  で表せば、



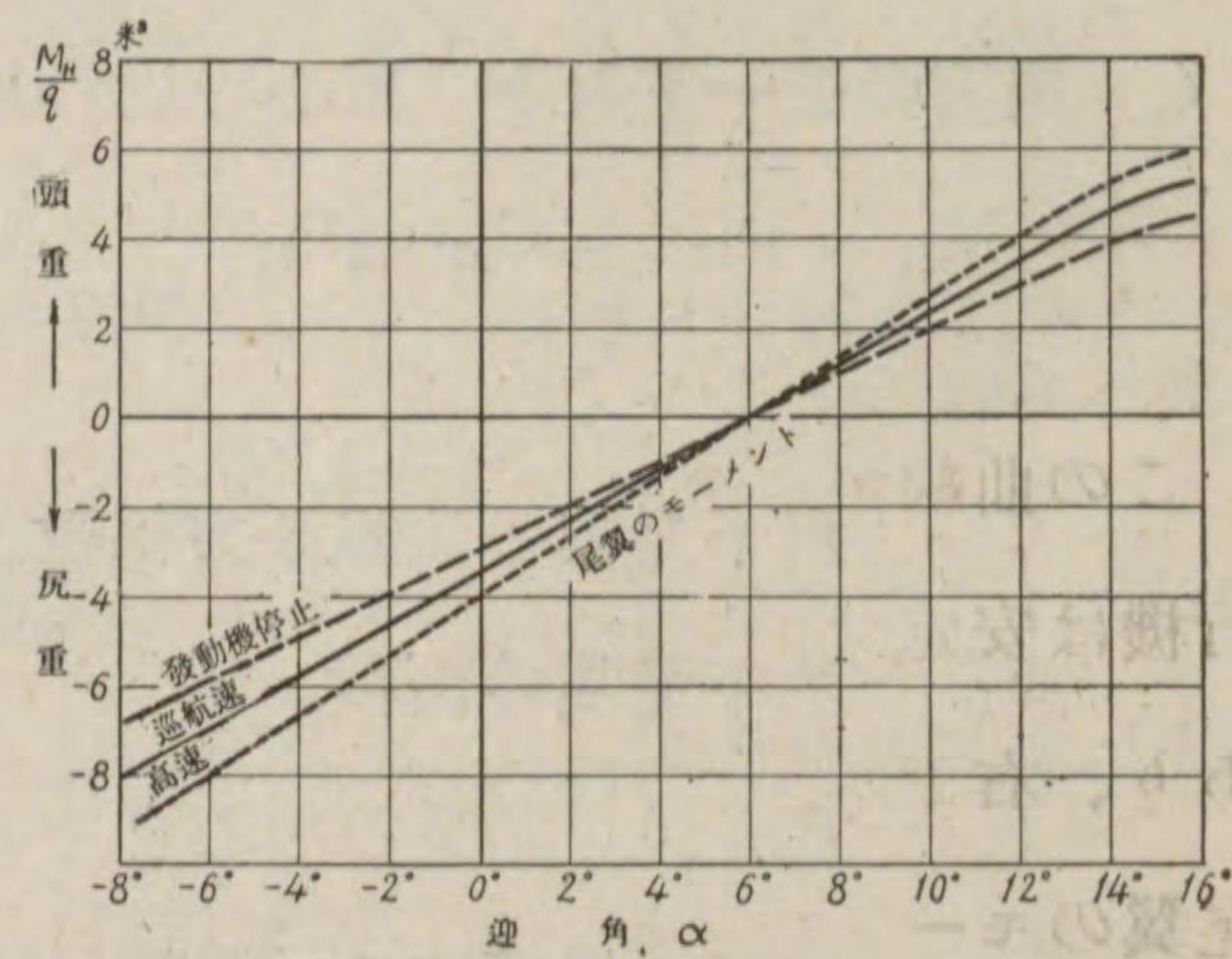
$$\frac{M_H}{q} = C_{nH} \frac{q_H}{q} F_H l$$

となる。

尾翼の場所では、必ずしも飛行機の速さと同じだけの風が当たらないから、この  $q_H$  を考へねばならない。といふのは、尾翼がプロペラの後流の中に在ると、プロペラが廻轉してゐるときには、飛行機の速度よりも大きい速度の風を受け、それだけ  $q_H$  は  $q$  よりも大きくなる。且この後流の速さはプロペラの廻轉数が大きいときほど大きい。或はまた滑空飛行の場合のやうに發動機が停止してゐるときには、プロペラが風車のやうに廻されて、逆に後流の速さが飛行速度よりも小さくなり、この場合には  $q_H$  は  $q$  よりも小さくなる。

尾翼のモーメントは、この  $q_H$  に正比例するほかに、尾翼の法線分力係数、尾翼面積、重心から尾翼の中心までの距離の夫々に正比例する。このうち法線分力係数  $C_{nH}$  は迎角によつて變化するから、ある一つの飛行機では、尾翼のモーメントもまた迎角によつて變る。なほ上に述べたやうに  $q_H$  によつても變るから、高速、巡航速、發動機停止の三つの場合について3本の曲線で表される。第 155 圖は、この  $\frac{M_H}{q}$  の迎角に對して變化する模様を示すものである。

第 155 圖



これから判るやうに、尾翼のモーメントは、主翼と反對に、迎角が増すに従つて増す。故に或原因で、俄に迎角が増せば頭重のモーメントが増し、反對に迎角が減ると尻重のモーメントが増す。つまり第 156 圖の模型のやうに、一寸傾けてもすぐ元に戻る安定なモーメントが働く。

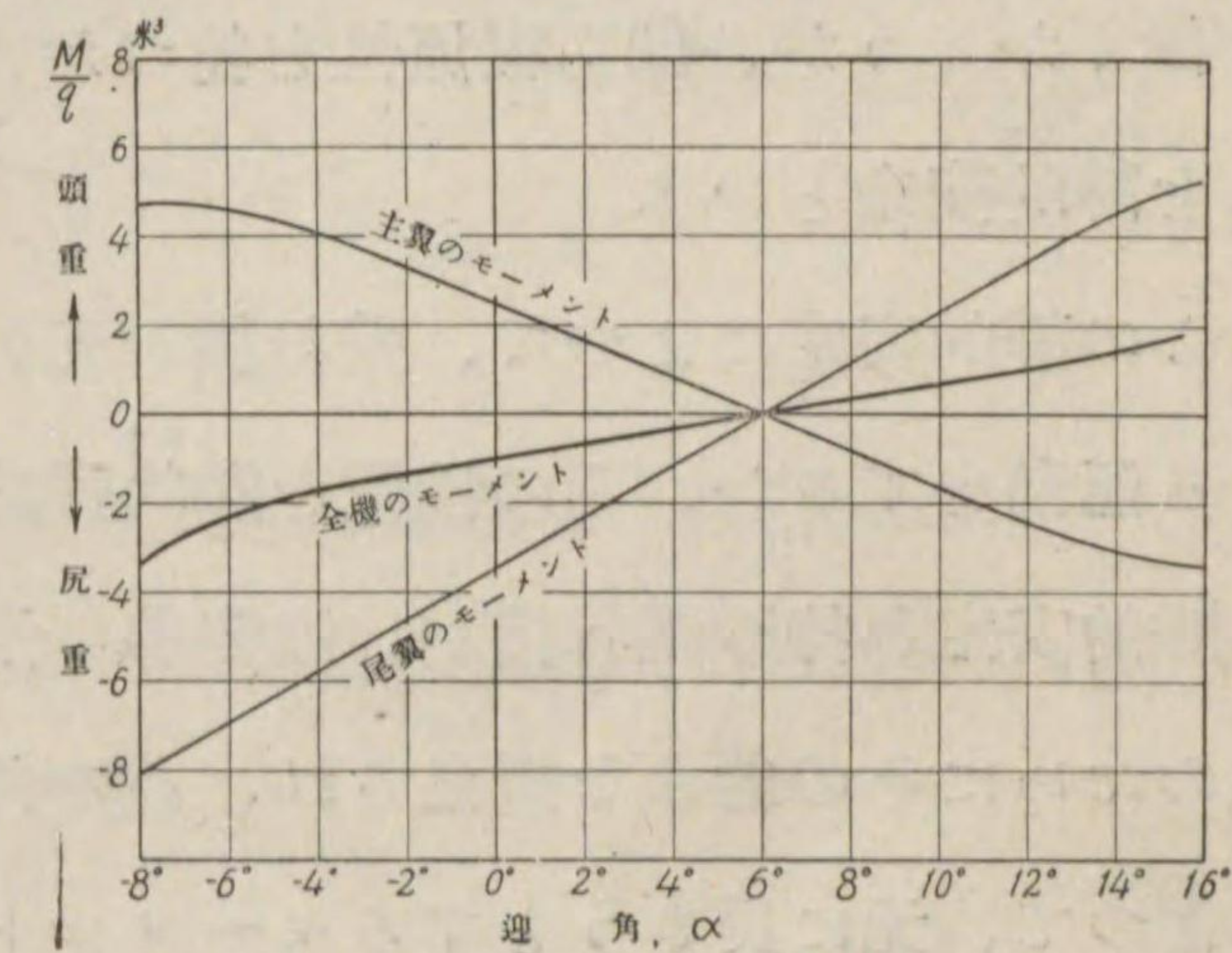
第 156 圖



第 153 圖と第 155 圖とを比較して、モーメント曲線が右下がりなら不安定、右上がりなら安定なモーメントであることが判る。

第 157 圖

5. 全機のモーメント  
全機のモーメントは、結局主翼と水平尾翼とのモーメントの和であるから、第 157 圖にあるやうに、 $M_F/q$  と  $M_H/q$  の和の曲線で與へられる。



第 158 圖

この曲線が、圖のやうに右上がりなら飛行機は安定であり、水平なら中立の釣合であり、右下がりなら不安定である。つまり尾翼のモーメントが、實際に飛行の行はれる迎角の範囲内の到るところで、主翼のモ



ーメントに打勝つて剩<sup>あまり</sup>あれば安定、これが足らなければ不安定といふことになる。

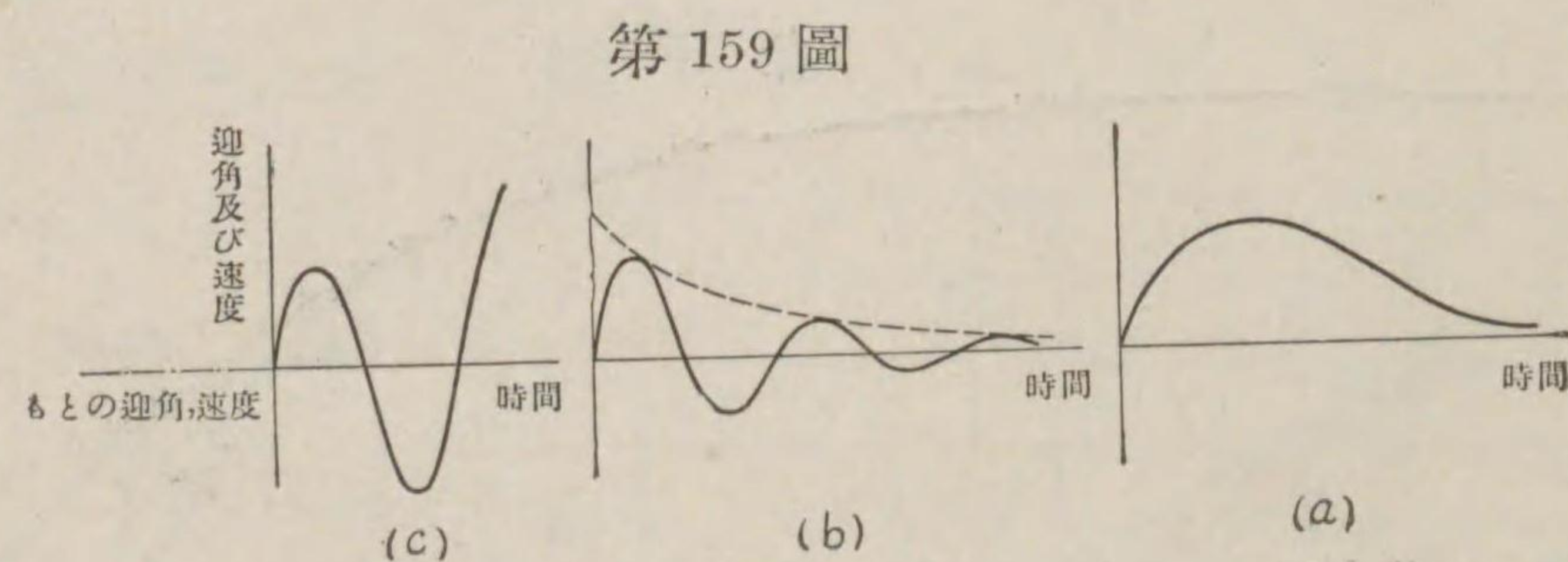
不安定な飛行機は、一度動揺<sup>ひとたびどうえう</sup>すると第 158 圖に示す如く、元の姿勢に恢復<sup>しせい</sup>することなく其のまゝ墜落<sup>つふらく</sup>する。安定な飛行機は、その釣合を亂されても、復原モーメントによつて、元の姿勢に復する。

6. 静的安定と動的安定 以上述べた安定の理論では、飛行機が或姿勢から動揺<sup>どうえう</sup>した場合に、これを元の姿勢に戻すモーメントが働くかどうか、即ち復原性を持つか否かを論じたのである。これを静的安定<sup>せいじき</sup>といふ。

この静的安定によつて、飛行機が元の姿勢に戻るときに、如何なる運動をするか、その性質を動的安定<sup>どうてき</sup>といふ。

静的安定を持つ飛行機が、或姿勢で飛んでゐるとき、例へば突風のためにその釣合を攪亂<sup>かくらん</sup>され、ある角度だけ傾くと、静的安定によつて、元に戻さうとするモーメントが働き、飛行機は元の姿勢に向つて

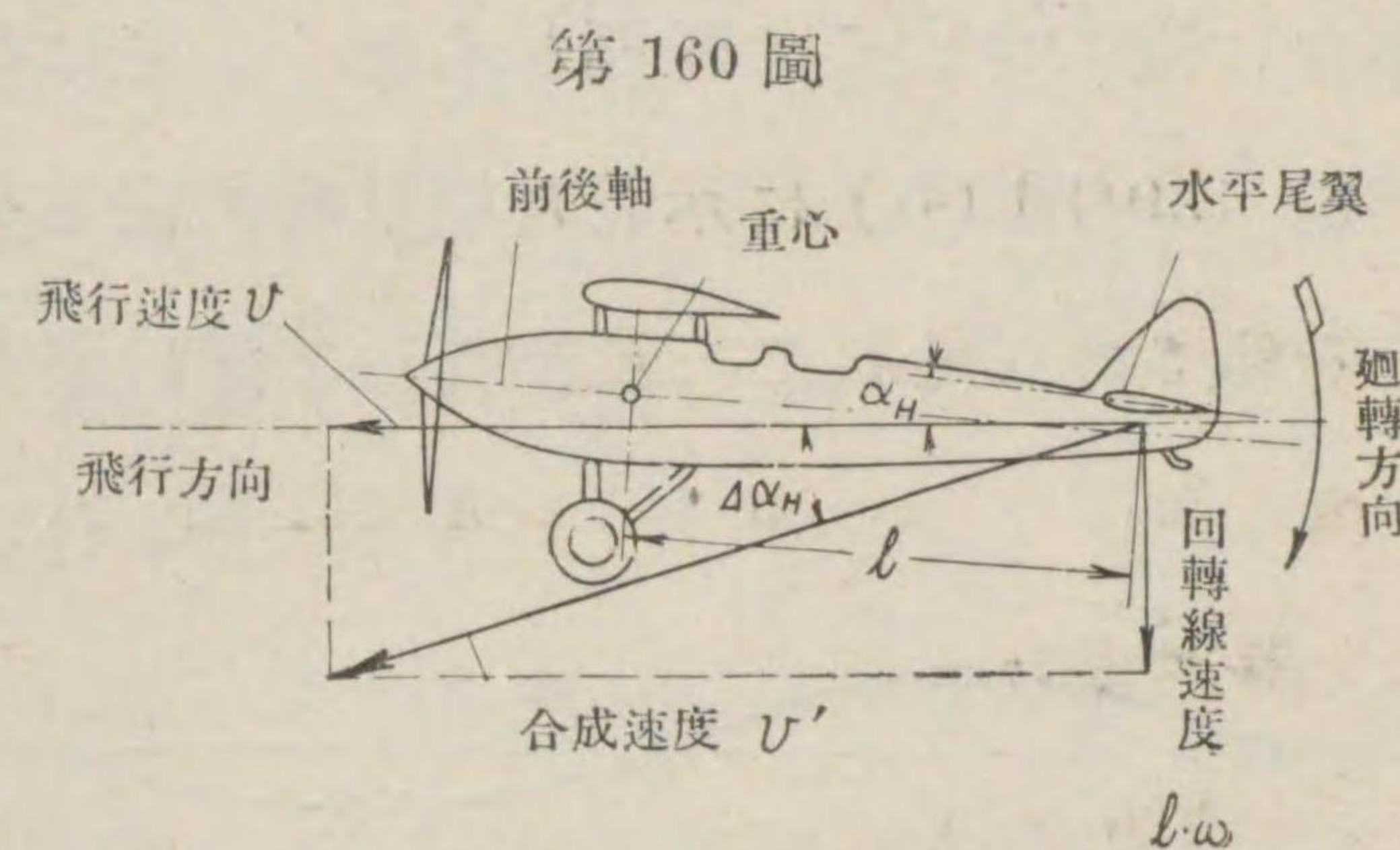
廻轉する。このときの運動に、第 159 圖に示すやうな三つの場合がある。



(a) の如く非週期運動<sup>ひしうき</sup>をして元に戻るか、(b) の如く減衰振動<sup>げんすいしんどう</sup>をして元に戻る場合は、動的に安定である。(c) の如く其の振幅<sup>しんぷく</sup>が次第に増す振動をする場合は、動的に不安定である。

動的に安定であるためには、静的安定によつて飛行機が元の姿勢に向つて廻轉運動をするとき、この運動を減衰<sup>げんすい</sup>する減衰モーメントが生じなければならない。縦の動的安定に於ける此の減衰作用は、主として水平尾翼によるものである。

第 160 圖に示すやうに、速度  $v$  で飛んでゐる飛行機が、縦揺れ<sup>たてゆ</sup>をすると、水平尾翼



は上下方向の速度をもつ。この廻轉の線速度は、廻轉の角速度を  $\omega$  (ラジアン/秒)、重心から尾翼までの距離を

$l$  とすれば、 $l\omega$  で表される。同時に尾翼は、飛行方向に  $v$  なる速度を持つてゐるから、結局、尾翼はこの二つの速度を合成した  $v'$  の速度をもつことになる。

このため尾翼の迎角  $\alpha_H$  は、

$$\Delta\alpha_H = \tan^{-1} \frac{l\omega}{v}$$

だけ増減する。例へば圖に示す如く、尻を下げる方向に廻轉するときには、水平尾翼の迎角  $\alpha_H$  は  $\alpha_H + \Delta\alpha_H$  に増す。普通の迎角の範囲内では、尾翼の揚力は、迎角と共に増加するから、従つて此の場合、尾翼の揚力が増し、廻轉運動を阻む<sup>はは</sup>モーメントを生ずる。これが即ち尾翼の減衰モーメントである。

頭を下げる方向に廻轉するときには、反對に、尾翼の迎角が

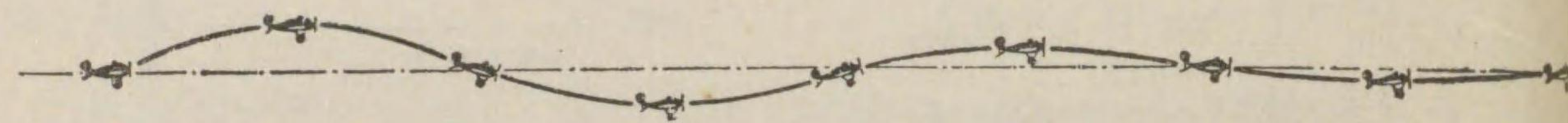


$J\omega_H = \tan^{-1} \frac{l\omega}{V}$  だけ減少し、従つて尾翼の揚力が減じ、同様に之が減衰モーメントになる。

前に、縦の静的安定に於て、迎角の變化を垂直突風などの原因で、全く急に起ると考へたが、もし或角速度を持つて、迎角が變化するものと考へれば、尾翼の減衰モーメントは、復原運動の場合に限らず、この瞬間から働くことになる。

第 159 圖 (b) に示した様な動的安定をもつ飛行機は、その釣合を亂されても、二三次動揺して元の姿勢に復する (第 161 圖)。

第 161 圖



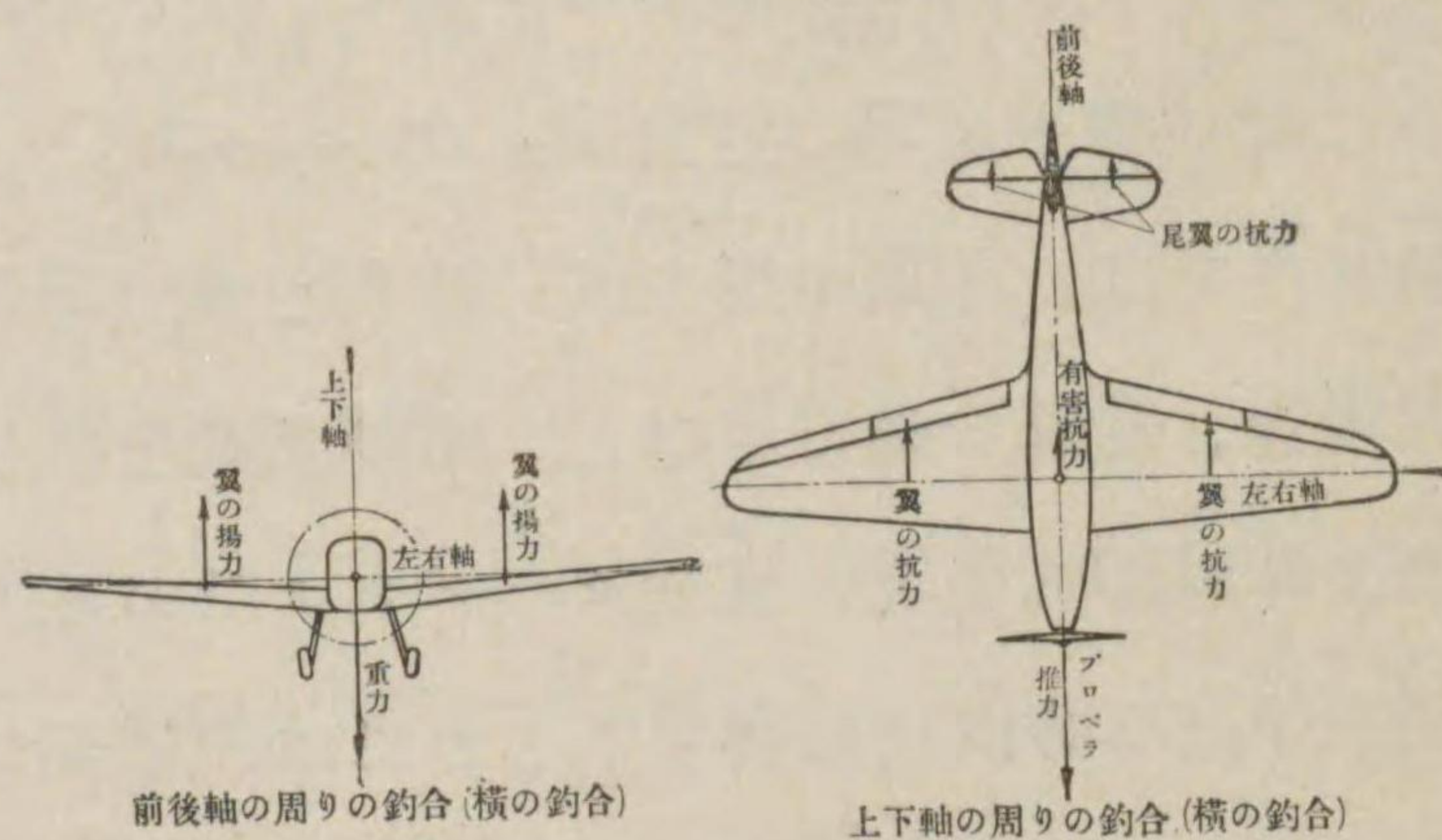
動的に安定な飛行機は必ずまた静的に安定であるが、静的に安定な飛行機は必ずしも動的に安定でない。即ち静的安定は、動的安定の必要な條件であるが、十分な條件ではない。

### 第 3 節 横の釣合と安定

前節に於て述べた縦の釣合と安定は、飛行機の對稱面 (第 11 章第 1 節 1) 内の運動に關するものであつたが、横の釣合と安定は、對稱面を外れた運動に關するものである。

飛行機が對稱面を地面に鉛直にし且この面内の運動をしてゐるときに

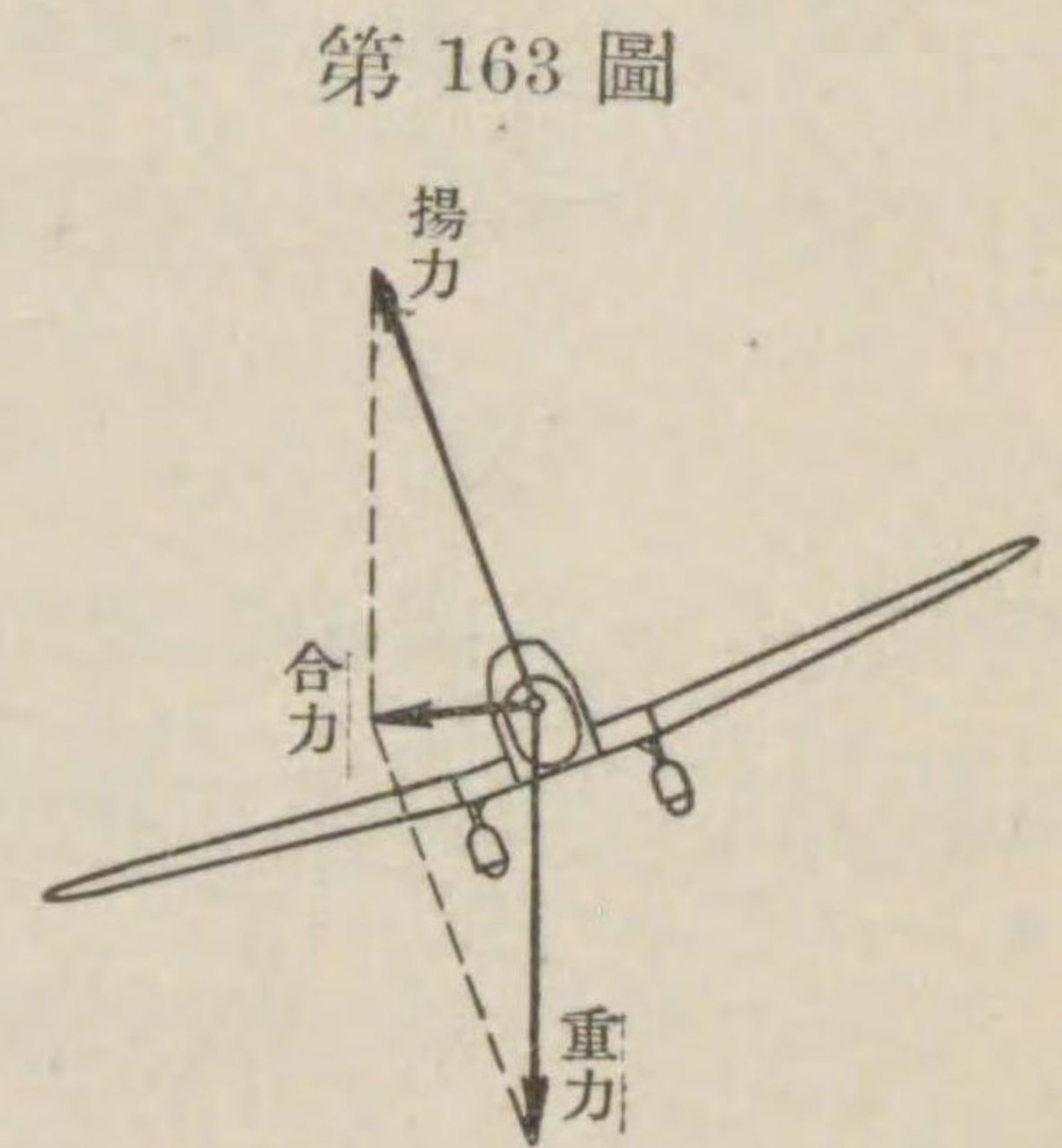
飛行機が對稱面を地面に鉛直にし且この面内の運動をしてゐるときに



第 162 圖

は、横の釣合は、飛行機の形の對稱から、自ら存在するものである (第 162 圖)。

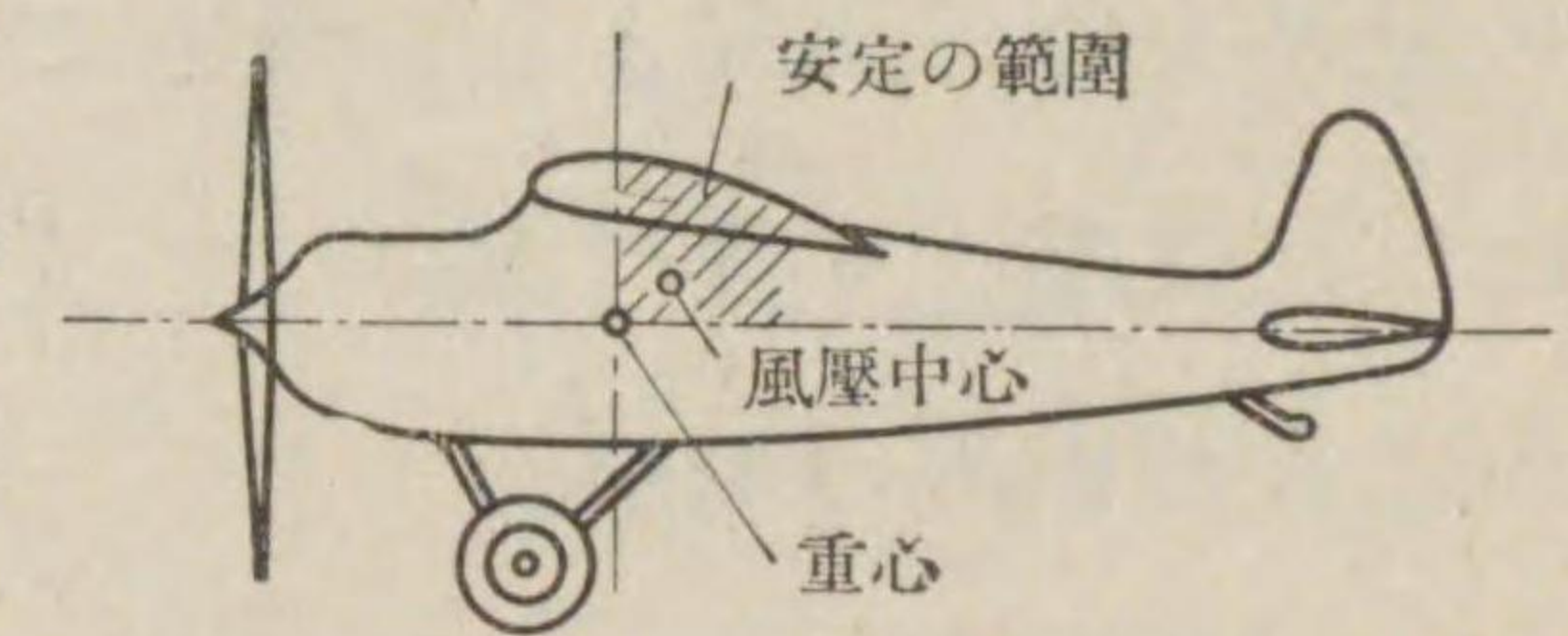
1. 横揺れ角變位に對する横安定 飛行機が、突風などの原因で突然横に傾いた場合、即ち横揺れ角變位を受けたときには、横揺れ及び偏揺れのモーメントの釣合はあるが、重力と揚力の合力によつて、飛行機は横滑を始め (第 163 圖)。即ち對稱面を外れた運動を始め、横風を受ける。



第 163 圖

横の静的安定のためには、この横風を受けた飛行機に、これを元の姿勢に戻す横揺れのモーメントが生じなければならない。即ち横滑りして行く側の翼が上がり、反対側の翼が下がるやうに、横揺れモーメントが働かなくてはならない。このためには、飛行機の側面積に對する風壓の中心が、重心よりも上にあればよい (第 164 圖)。

この風壓中心の位置は、主として胴體の側面形と垂直尾翼に關係する。

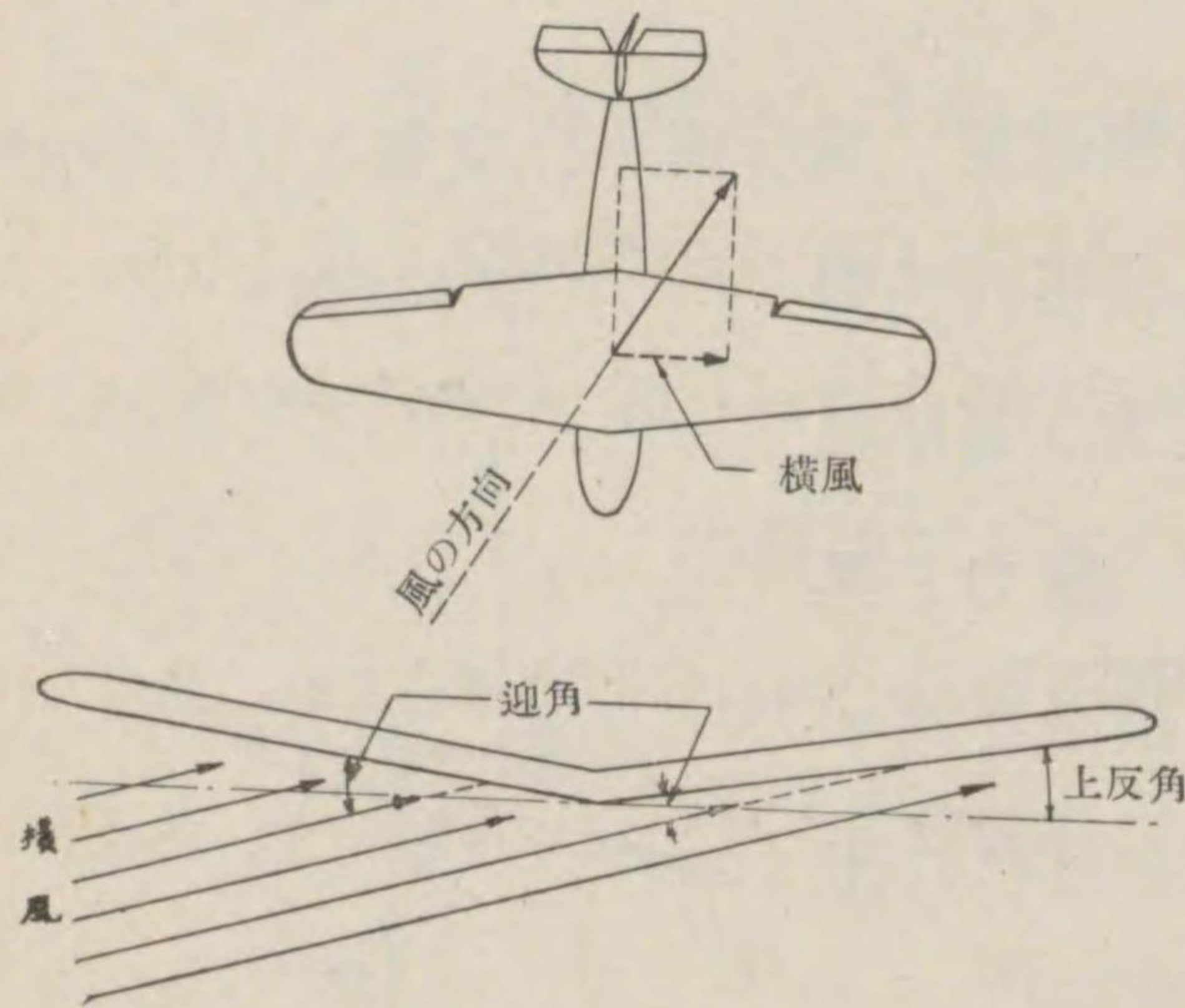


第 164 圖

翼の上反角も、これと同様の効果を持つ。第 165 圖に示すやうに、横風の眞横の分速度について考へれば、飛行機が横滑りして行く側の翼の迎角が、反対側の翼の迎角よりも大きく、従つて揚力も大になつて、元に戻す横揺れのモーメントが働くからである。



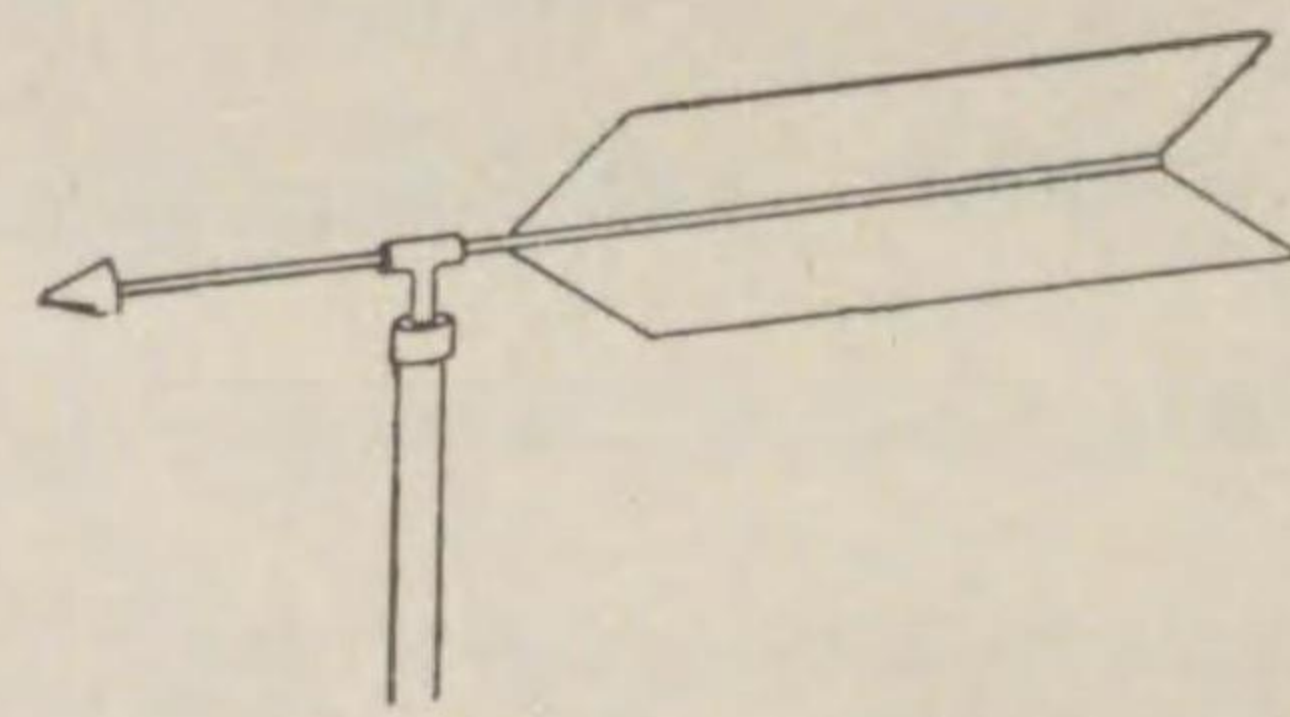
第 165 圖



2. 偏揺れ角變位に對する横安定 飛行機が偏揺れの角變位だけを持つとき、即ち進行方向が對稱面から外れたときにも横風を受ける。

この偏揺れ角を元に戻す偏揺れの復原モーメントが生ずる爲には、飛行

第 166 圖

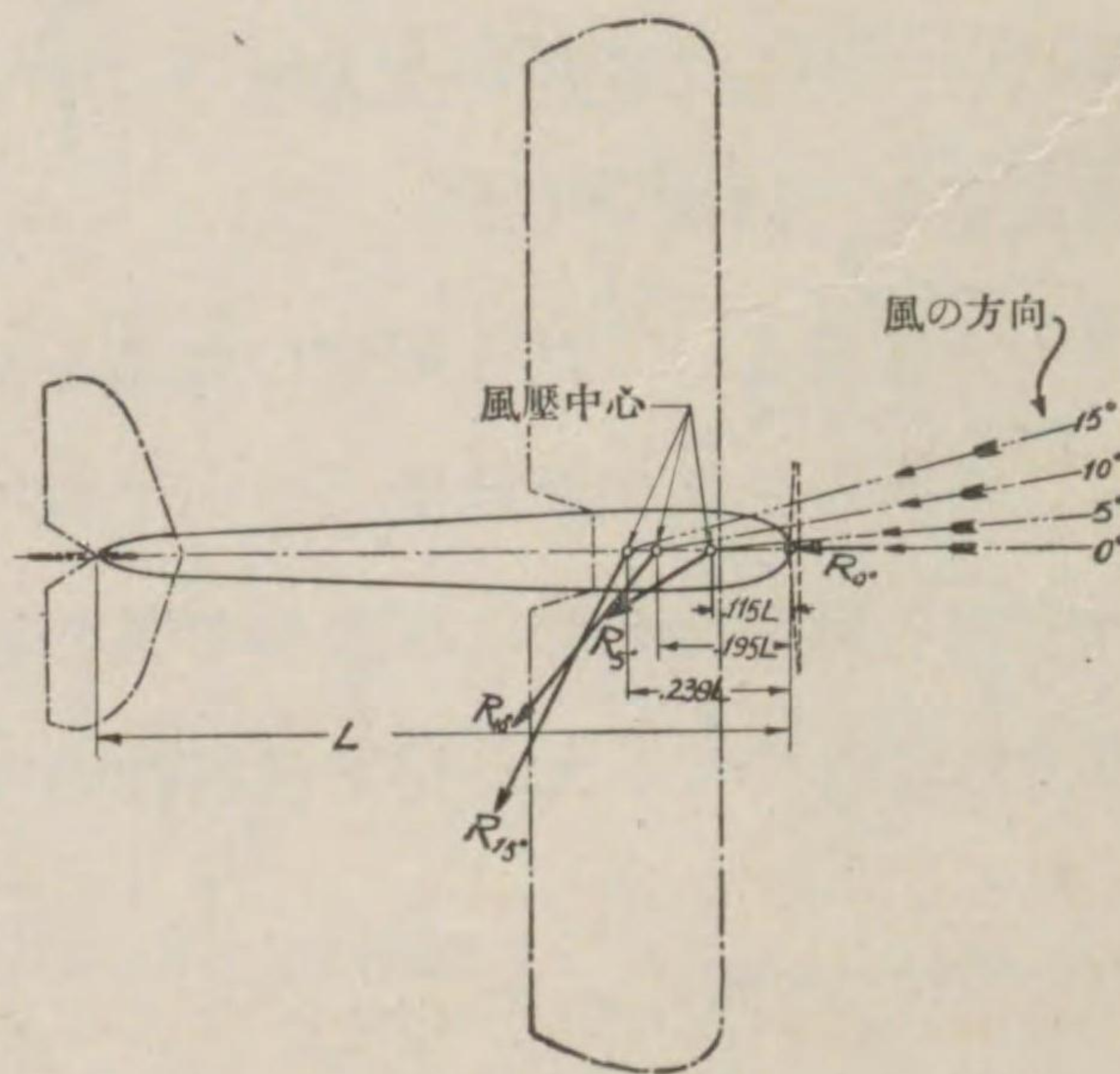


機の側面積の風圧中心が、重心よりも後方であればよい(第 164 圖)。これは、風見が横風を受けても、すぐ元に戻つて、いつも風上に向くのと

同じ理由であつて、この場合、風見の風圧中心が支點よりも後方にあるからである。このために風見には、支點より後に大きい垂直面をもつ羽がついてゐる(第 166 圖)。

第 167 圖は、偏揺れによる胴體の風壓の中心と大きさを示す。この圖から判る通り、胴體だけの場合には、小さい偏揺れ角では不安定であり、大

第 167 圖



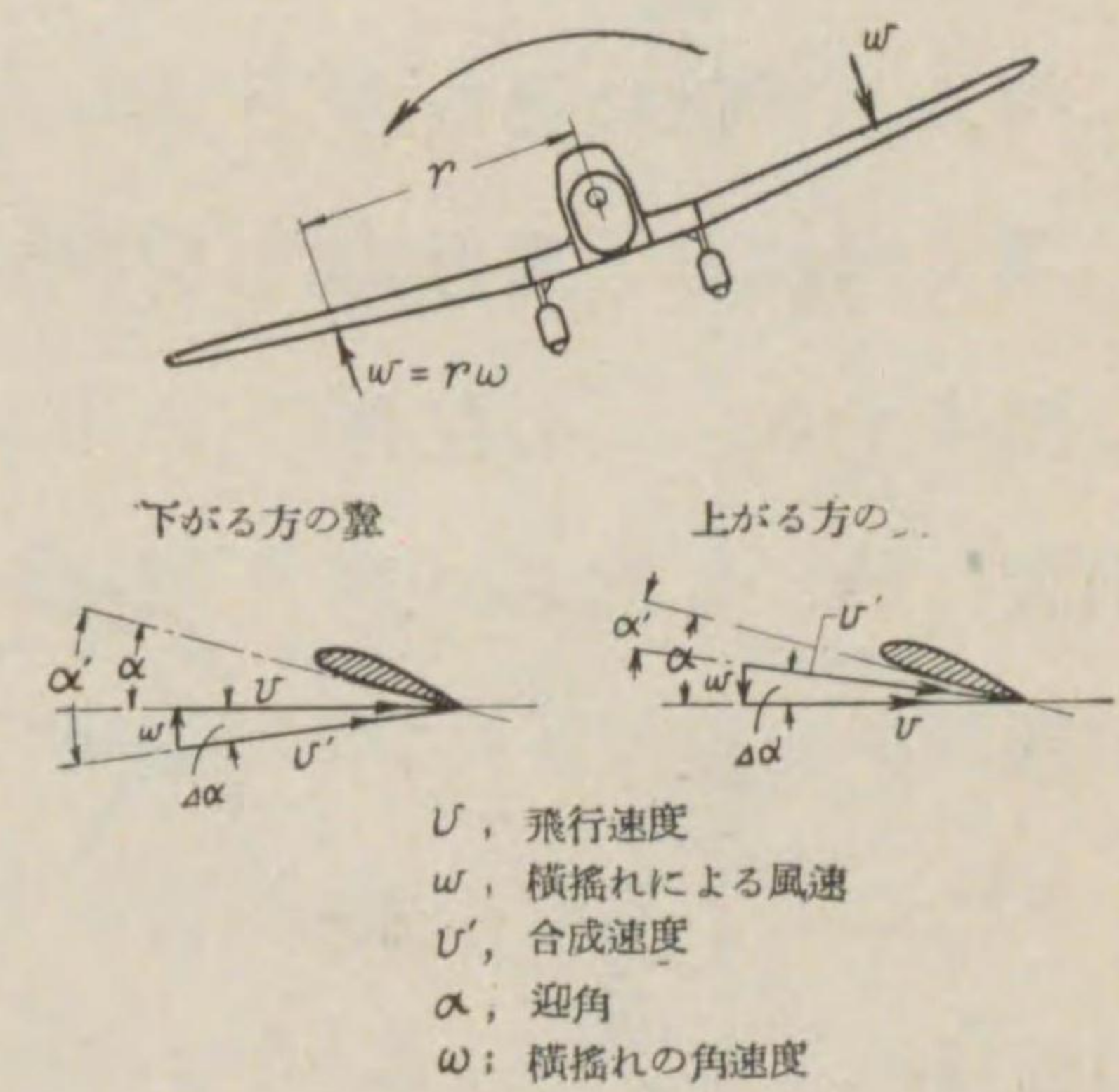
きい偏揺れ角でも復原モーメントは餘り大きくない。しかし、實際の飛行機には、風見の羽に相當する垂直尾翼があるから、この偏揺れの復原モーメントはずつと大きくなる。

3. 横揺れ及び偏揺れの角速度に對する安定 次に、横揺れ角速度及び偏揺れ角速度を持つて、飛行機が初めの姿勢から攪亂されたときの復原性について述べる。

この安定を、横揺れ及び偏揺れの各に分けて論じることが出来れば、大變都合であるが、横揺れは偏揺れを伴ひ、偏揺れはまた横揺れを伴ふから、この二つは離す譯には行かない。

速度  $v$  で飛んでゐる飛行機が、 $\omega$  (ラジアン/秒) なる角速度をもつて横揺れをすると(第 168 圖)、下がる方の翼では、飛行速度  $v$  と、横揺れによる上向の風速  $w = r\omega$  とを合成した  $v'$  の速度の風を受けて、迎角  $\alpha$  は、 $\Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{v}$  だけ増加する。上がる方の翼では、逆に迎角は  $\Delta\alpha$  だけ減少する。

第 168 圖



普通迎角の範囲内では、迎角が増すと揚力係数  $C_a$  が増し、迎角が減ると  $C_a$  が減るから、下がる方の翼の揚力が増し、上がる方の翼の揚力が減る。即ち横揺れの復元モーメントが働く。

しかし此のとき、下がる方の翼では、揚力の増加と同時に抗力も増し、上がる方の翼では、抗力が減る。抗力係数  $C_w$  も、普通の迎角の範囲内では、迎角と共に増減するからである。従つて此



のために飛行機は、下がる側の翼が後に退り、上がる側の翼が前に出る方向に、偏揺れを始める。即ち横揺れの運動に對して、

(1) 横揺れの復原モーメント。

(2) 偏揺れモーメント

の二つを生ずる。

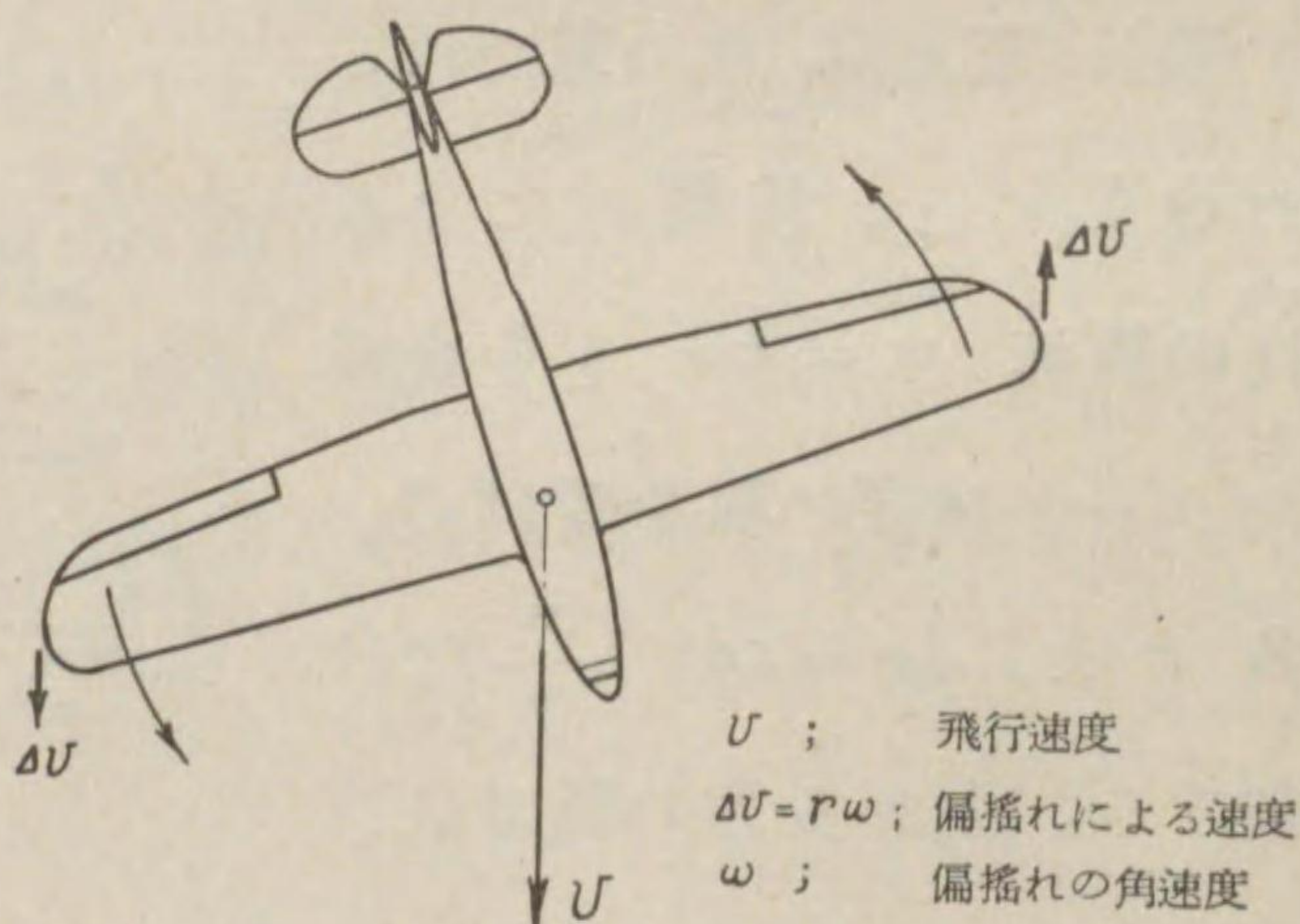
次に、速度  $v$  で飛んでゐる飛行機が、 $\omega$  なる角速度で偏揺れをすると (第 169 圖)、前が出る方の翼では、偏揺れによる速度  $\Delta v = r\omega$  が、飛行速度  $v$  に加つて、その速度は  $v + \Delta v$  に増す。後に退る方の翼では、逆に  $\Delta v$  だけ速度が減つて  $v - \Delta v$  となる。抗力も揚力も、速度の 2 乗に正比例するから、前が出る方の翼では抗力、揚力共に増加し、後に退る方の翼では抗力、揚力共に減少する。この左右兩翼に於ける抗力の差が偏揺れの復原モーメントになり、揚力の差が横揺れモーメントを生ずる。即ち偏揺れの運動に對して、

(3) 偏揺れの復原モーメント。

(4) 横揺れモーメント

の二つを生ずる。

上では、(1) 及び (3) を夫々横揺れ及び偏揺れに對する復原モーメントと考へたが、又これ等を夫々横揺れ及び偏揺れ運動の



減衰モーメントと考へてもよい。故にこれ等は縦の動的安定に於ける減衰モーメントに相當する。

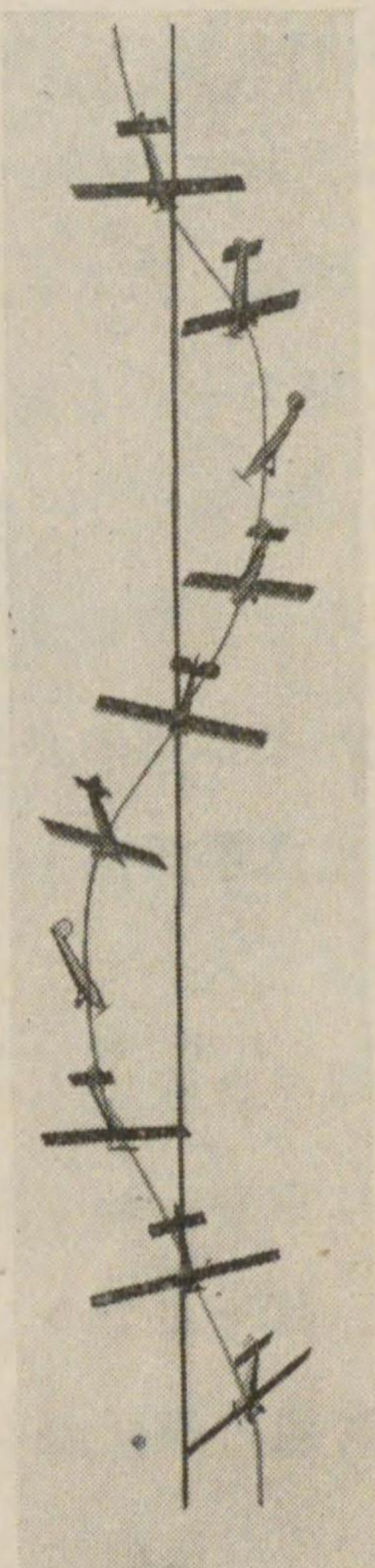
翼幅の可なり大きい飛行機は、迎角が小さい間はいつも横の動的安定をもつてゐる。

4. 錐揉 限界角を超えた迎角では、翼の揚力は迎角が増すと却つて減少する (第 95 圖)。いま飛行機が限界角よりも大きい迎角にあるとき、補助翼を動かせば勿論、方向舵を引いたとしても偏揺れに伴なふ横揺れを始める。普通の迎角では、前項に述べたやうに、横揺れによつて復原モーメントを生ずるから安定であるが、この場合には、普通の迎角のときと反對に、

下がる方の翼では、迎角の増加によつて揚力が減じ、上がる方の翼では、迎角の減少によつて揚力が増す。従つて此の横揺れは不安定で、飛行機は機首を下にして、前後軸の周にどんどん廻轉を続けながら螺旋の徑路を畫がいて落下する (第 170 圖)。これを錐揉と呼ぶ。普通螺旋の半徑は翼幅の約  $\frac{1}{2}$ 、1 廻轉に要する時間は 2~3 秒、落下速度は 20~30 m/秒 位のものである。迎角は翼の中心で  $25^\circ \sim 40^\circ$  に達し、遙かに限界角を超えてゐる。

錐揉に入るのは、飛行中操縦者が油斷をして、又は前後傾斜の判斷を誤つて、翼の迎角を限界角よりも大きくするに基づくことが多い。特に危険なのは、視界が悪く地平線が見えない

第 170 圖





夜間飛行，霧中飛行，雨中飛行の場合である。

錐揉から脱出するには、方向舵を反対に踏むか、昇降舵を下げ舵に引いて迎角を減少させる。この場合、補助翼は殆ど効かない。

翼の限界角を出来るだけ大きくして、容易に錐揉に入らぬやうにしたのが隙間翼である（第 8 章 4）。これでは限界角が遙かに大きいから、判断を誤るやうなことは先づない。隙間があると、失速状態でも補助翼が効くことも、錐揉防止の一因である。

飛行機は、出来るだけ錐揉に入り悪く、また萬一錐揉に入つても、容易に脱出し得るやう設計されて居らねばならないことは勿論であるが、操縦者も冷静に操舵し、之から脱出し得るやう、錐揉飛行に熟練せねばならない。

錐揉に入ると、上に述べたやうに迎角が非常に大きくなり、翼の壓力中心も前の方に移るから（第 113 圖参照）、重心が後過ぎる飛行機では、機首を起すモーメントが大になり、迎角がどんどん増す。迎角が  $60^{\circ} \sim 90^{\circ}$  といふやうな大きい値に達し、飛行機は殆ど水平の姿勢で上下軸の周に廻轉しながら落下する。この状態は水平錐揉と呼ばれるもので、總べての舵が、他の部分の流れの陰に入つて、著しく効が悪くなり、いくら舵を引いても手應がなく、脱出不可能なことが多い。この現象は、安定よりも飛行性に重きをおく軍用機に多く、我が國でも此のために危険に瀕して、落下傘で身を以て脱れたといふ例が尠くない。

普通の錐揉でも 100~200 m の低空で之に入ると、恢復し切らないうちに地面に激突してしまふ。これは離陸直後、高度を得な

いうちに、發動機などに故障が起り、飛行場へ引き返さうと、急な旋回をする場合によくある事故である。

### 第 12 章 操縦と飛行性

#### 第 1 節 操 縦

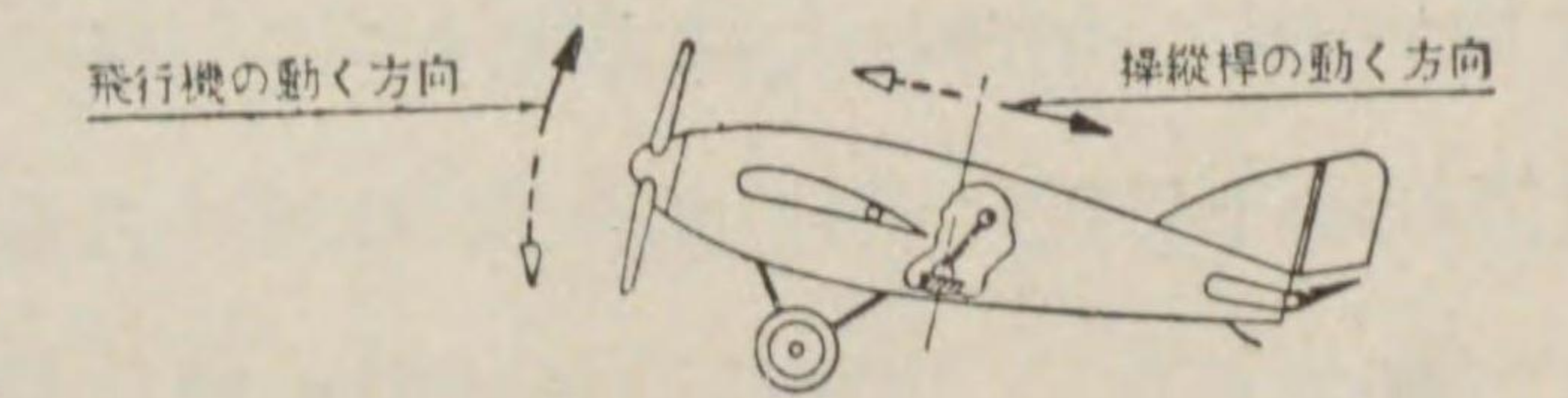
1. 飛行機の操縦法 飛行機に自由な姿勢をとらせて、勝手な運動をするために、操縦が必要である。

飛行機の縦揺れの運動を司る昇降舵は、操縦桿を前後に押せば上がり下がりする。即ち第 171 圖 I に示す如く、操縦桿を後に引けば、昇降舵の後

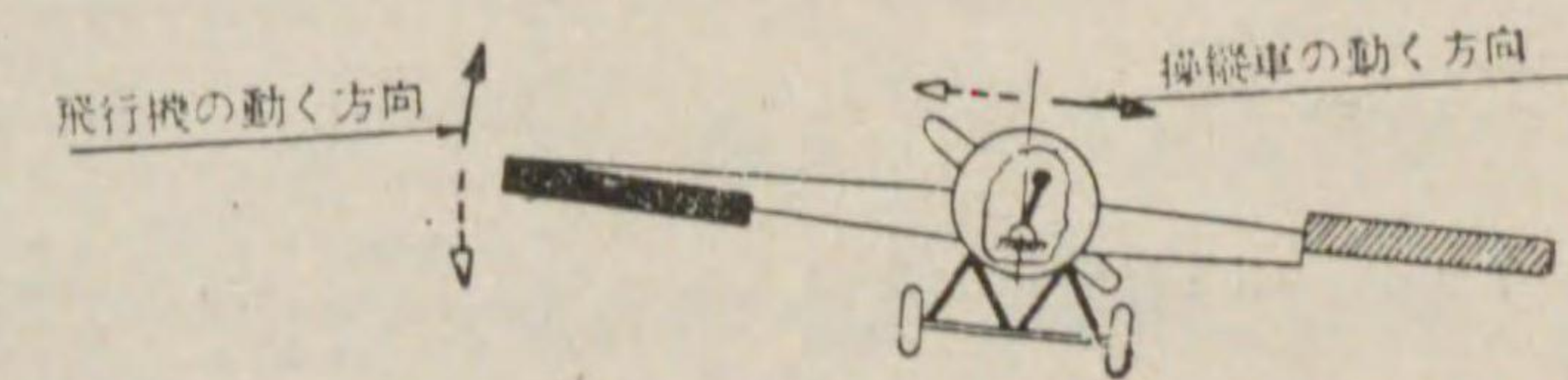
縁が上がり、飛行機は頭を上げる方向に廻轉する。これを上げ舵といふ。反対に、操縦桿を前に押せば、昇降舵の後縁が下がり、機首を下げる。これを下げ舵といふ。

飛行機の横揺れの運動を司る補助翼は、操縦桿を左右に押せば、上がり下がりする。即ち第 171 圖 II に示すやうに、操縦桿を右に

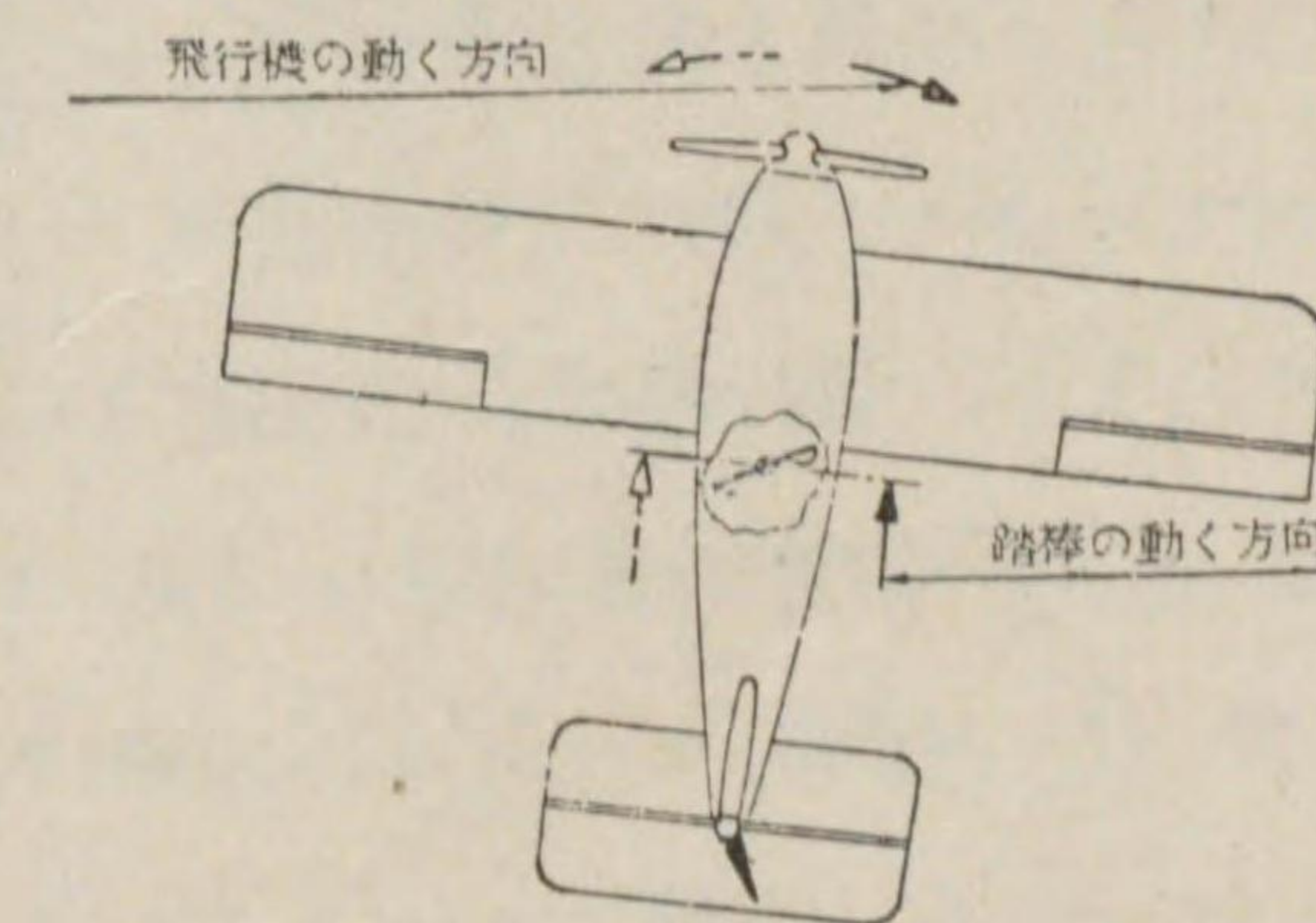
第 171 圖



I. 昇降舵



II. 補助翼



III. 方向舵



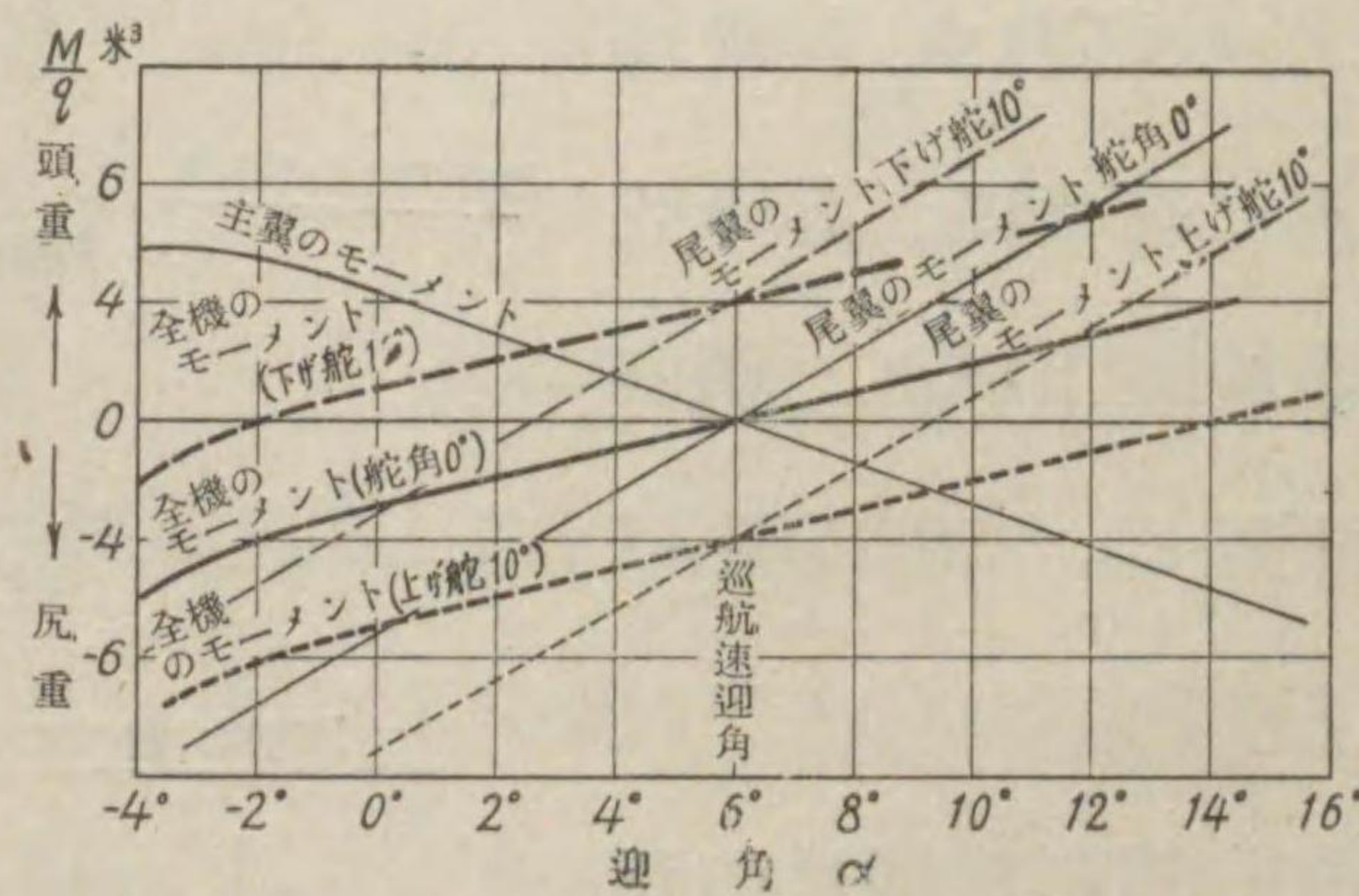
押せば、右補助翼が上がり左補助翼が下がつて、飛行機は右に傾く。反對に操縦桿を左に押せば左へ傾く。

偏搖れの運動を司る方向舵は、踏棒を右足または左足で踏んで押せば、右または左に蝶番の周に廻轉して、飛行機の向を右または左に變へる (第 171 圖 III)。

操縦桿と踏棒のこれ等三つの運動と、飛行機の運動との關係は、人間の本能的の運動方向に従つたもので、現在世界各國共に採用されてゐる操縦法である。

2. 縦の操縦 前に第 151 圖 (第 11 章第 2 節 2) について述べたやうに、昇降舵を上げ舵に引くと、水平尾翼全體としての迎角が増し、同時に矢高も増すから、その法線分力が増加する。昇降舵を下げ舵に引けば、この作用が反對になつて、その法線分力が減少する。

第 172 圖



次に此の昇降舵による縦の操縦をモーメント曲線 (第 172 圖) について説明する。この例では、舵中立のとき、主翼と尾翼とのモーメントが迎角

6° で 0 となり、飛行機は、この迎角で釣合を得て飛行する。いま例へば 10° の下げ舵を引くと、これに相當する尾翼の法線分力の増加のため、尾翼のモーメント曲線は、この舵角に相當するだけ左方へ移行する。全機のモーメントは、主翼と尾翼のモーメントの代數和であるから、従つて全機のモーメント曲線も左方へ移

行して、モーメントが 0 となる迎角が -2° に變る。即ち飛行機は、この迎角で釣合を得て飛行する。

次に舵中立から 10° の上げ舵をとつた場合には、これに相當するだけ、尾翼のモーメント曲線の右方への移行が起り、従つて全機のモーメント曲線もまた右方へ移行して、モーメントが 0 になる迎角が 14° に變り、飛行機は此の迎角で釣合を得て飛行する。

上の如く、昇降舵角の或一つの値に對しては、モーメントが釣合ふ唯一つの迎角即ち速度で飛行し得るだけである。故に昇降舵によつて飛行速度を變へることが出来る。

しかし此の時、昇降舵の上げ舵、下げ舵によつて、飛行徑路がどう變るか、即ち飛行機が上昇するか下降するかについては、このモーメントの釣合と同時に、パワの釣合をも考へねば判らぬ。

前に 142 頁に示した上昇速度を與へる (4) 式

$$w_z = \frac{75 \eta N_z}{G} - \sqrt{\frac{G}{F} \frac{2g}{\gamma_z} \frac{1}{C_a^3 / C_w^2}}$$

に於て、或迎角で水平飛行をしてゐる場合には、この  $w_z = 0$  であるから、上式の右邊の第 1 項と第 2 項との値は等しい。

今この状態から、昇降舵によつて迎角従つて  $C_a^3 / C_w^2$  の値を變へるか、または絞瓣を開閉して發動機の馬力  $N_z$  を變へるか、或は又この二つを同時に變へると、上式の右邊の値、従つて  $w_z$  の値が、正となるか負となるか或は 0 となるかの三つの場合が起り得る。これが正なれば上昇飛行、負なれば下降飛行、0 ならば水平飛行である。

先づ、 $N_z =$  一定、即ち馬力を變へず迎角だけを變へる場合を



考へる。この場合は、舵を引いた時の迎角に対する  $C_a^3/C_w^2$  の値が、元の迎角での値より

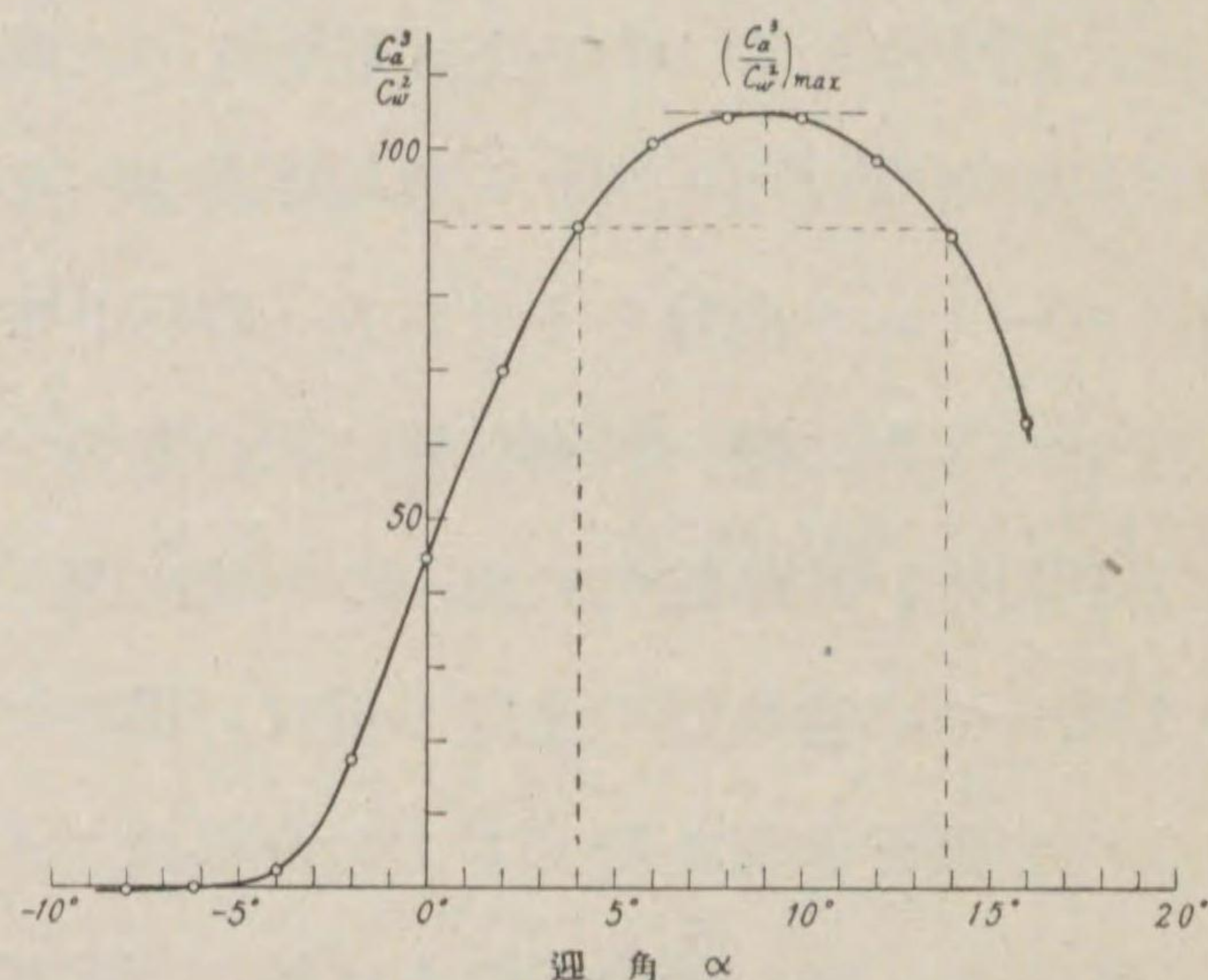
りも増せば上昇し減れば下降する。第 173 圖の例でいへば、例へば  $4^\circ$  の迎角で水平飛行をしてゐる時、下げ舵を引いて迎角を減少させると、 $C_a^3/C_w^2$  の値は迎角と共に減るから

飛行機は下降する。上げ舵を引いて迎角を増加させた場合は、この時の迎角が  $14^\circ$  までなら、 $C_a^3/C_w^2$  の値が元の迎角  $4^\circ$  に於けるよりも大きいから飛行機は上昇する。丁度迎角  $14^\circ$  で釣合が得られた場合には、この時の  $C_a^3/C_w^2$  の値が、元の迎角  $4^\circ$  での値と丁度等しいから、飛行機は水平飛行を續ける。但し此の時、飛行速度が減少することは勿論である。迎角が  $14^\circ$  以上になるほど、大きい上げ舵を引いた場合には、 $C_a^3/C_w^2$  の値が元の迎角での値よりも小さくなるから、飛行機は却つて下降することになる。

次に  $(C_a^3/C_w^2)_{\max}$  の迎角、即ち此の例では  $9^\circ$  の迎角で、水平飛行をしてゐる時、上げ舵を引いて迎角を増しても、下げ舵を引いて迎角を減じても、 $C_a^3/C_w^2$  の値は常に減少するから、飛行機は下降するばかりである。<sup>(1)</sup>

(1) 問題  $(C_a^3/C_w^2)_{\max}$  の迎角より大きい迎角で水平飛行をしてゐる時、昇降舵角による飛行経路の變化は如何。

第 173 圖



次に或迎角で水平飛行をしてゐる時、昇降舵角を變へず従つて迎角を變へずに、發動機の絞瓣を開閉して、馬力  $N_z$  だけを變へた場合、飛行速度及び徑路がどう變るかを考へる。水平飛行であるから、前の上昇速度を與へる式の右邊の第 1 項と第 2 項の値が等しい ( $\because w_z = 0$ )。この場合には、第 2 項の値は一定不變であるから、第 1 項のうちの  $N_z$  を増せば、 $w_z$  が正の値をとる。即ち飛行機は上昇する。 $N_z$  を減じれば、 $w_z$  が負の値となり、飛行機は下降する。しかし迎角が一定であるから、飛行速度は變らない。

昇降舵を、上げ舵または下げ舵にとつて、發動機の馬力を適當に調節するときは、飛行経路を變へず、速度だけ變へることが出来る。

以上述べたことは、加速度のない定常飛行にだけ當てはまるものであることに留意せねばならぬ。

3. 横の操縦 方向舵によつて偏搖れ運動を統御し、補助翼によつて横搖れ運動を統御する。即ちこれ等が横の操縦である。

踏棒を左足または右足で踏んで押すと、垂直安定板の後の方向舵が、左または右に舵軸の周に廻轉し、飛行機に偏搖れのモーメントを與へて、自由に水平面内の方向轉換が出来る。垂直安定板から折れ曲つた方向舵の作用は、第 151 圖 (第 11 章第 2 節 2)、に於て昇降舵について述べたと全く同じである。横の安定に於て (第 11 章第 3 節 3) 述べたやうに、このとき同時に、偏搖れの速度によつて生ずる横搖れモーメントのために、飛行機は旋回の内側になる翼を下げる方向に横搖れを始める。この横搖れは、後



(第 12 章第 2 節 5) に述べる旋回の爲にとらねばならぬ左右傾斜と同じ方向であるから、旋回の操縦に役に立つものである。

操縦桿を左に倒すか、又は大型の飛行機では、操縦桿の頭についた把輪を左に廻すと、左の補助翼が上がり、右の補助翼が下がつて、飛行機の左翼を下げる方向の横揺れモーメントが生じ、操縦桿を右に倒せば（又は把輪を右に廻せば）、左右の補助翼の動く方向が上と反対になり、右翼を下げる方向の横揺れモーメントを生じて、飛行機に勝手な左右の傾斜をさせることが出来る。主翼の後縁の部分についてある補助翼の作用は、昇降舵または方向舵の作用と同様である。ただ此の場合には、一方で補助翼を下げると同時に、反対側で之を上げ、両方相俟つて横揺れモーメントを強大にする。補助翼を動かすと、横揺れに伴ふ偏揺れモーメントのほか、更にもう一つの偏揺れのモーメントを生ずる。同じ角度だけ、補助翼を中立の位置から上げ下げすると、補助翼を下げた方の抗力が、上げた方の抗力に比して大きいから、その差で此の第 2 の偏揺れモーメントが出来る。第 1 の偏揺れモーメントは、下がる側の翼を後に押す方向に作用するが、第 2 の偏揺れモーメントは、これと反対に、上がる側の翼を後に押す方向に働く。故に此の第 2 の偏揺れモーメントは、旋回の操縦に邪魔になるものである。これを防ぐため、補助翼の下がる場合の舵角が、上がる場合の  $\frac{1}{2}$  近くになるやうに、操縦系統の間に偏心盤を入れることがある。これを差動補助翼といふ。

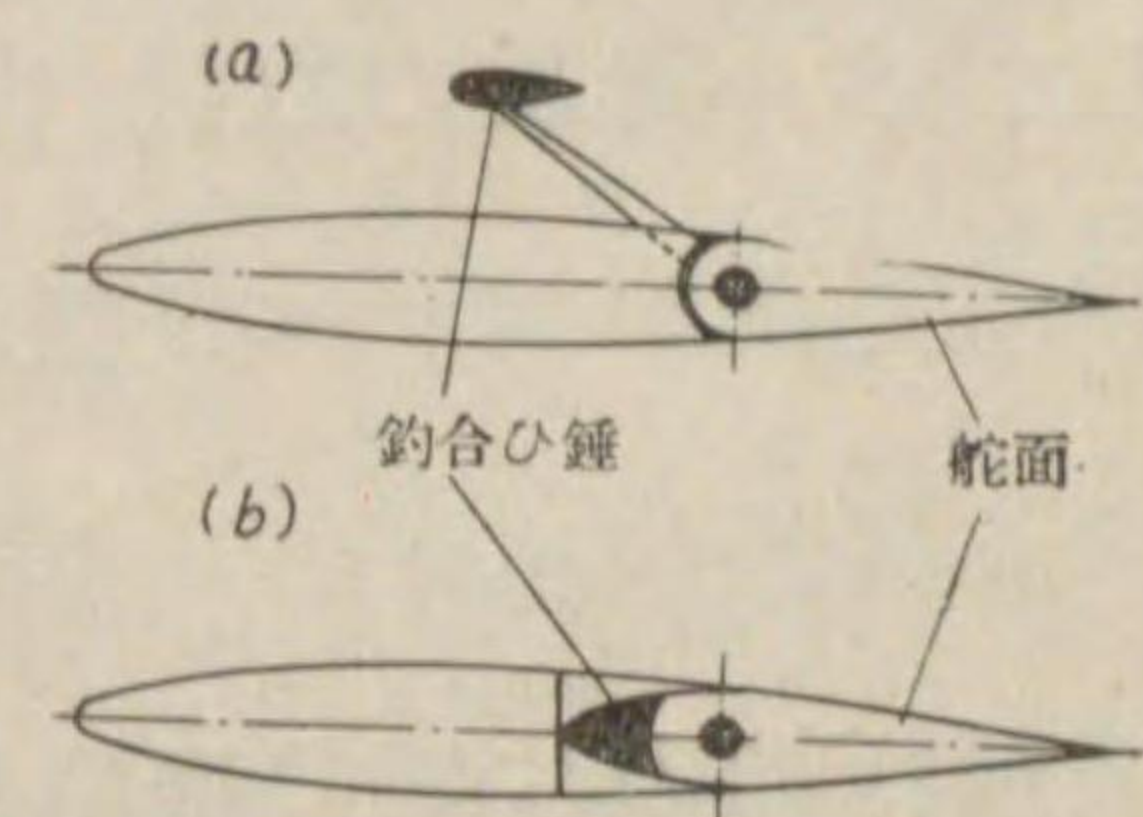
## 第 2 節 飛行性

飛行機の操縦性と従舵性とを飛行性といふ。操縦性は、これを

操縦桿(踏棒)に來る力と、操舵力と、舵の效とに分けて考へる。旋回飛行、宙返、横轉などに關する性質はみな飛行性である。

1. 操縦桿に來る力 これは、定常の飛行を續ける爲に持續的に操縦桿または踏棒に加ふべき力である。故に保舵力ともいふ。

巡航速度で飛ぶ時に、主翼と尾翼の重心の周のモーメントが、何れも 0 になるやうに設計すれば、飛行時間の大部分を占める此の飛行中には、操縦桿に力を加へる必要がない。即ち操縦桿や踏棒から手足を放して、謂はゆる手放し飛行が出来る。しかし此の場合、舵面は風壓によつて自由に動くことが出来るから、その重心が舵軸と一致してゐないと、舵軸の周の慣性能率のために舵は大きい振れを起し易い。それゆゑ舵面の前方に腕を出して流線形の錘をつけ (a)、または舵軸より前方の舵面内に鉛などを詰めて (b)、舵軸に對して重量を釣合はせる (第 174 圖)。これを重量釣合といふ。(a) は腕を長く出来るから錘が軽くてすむが空氣抵抗を増し、(b) は反対に空氣抵抗がないが錘が重くなる。



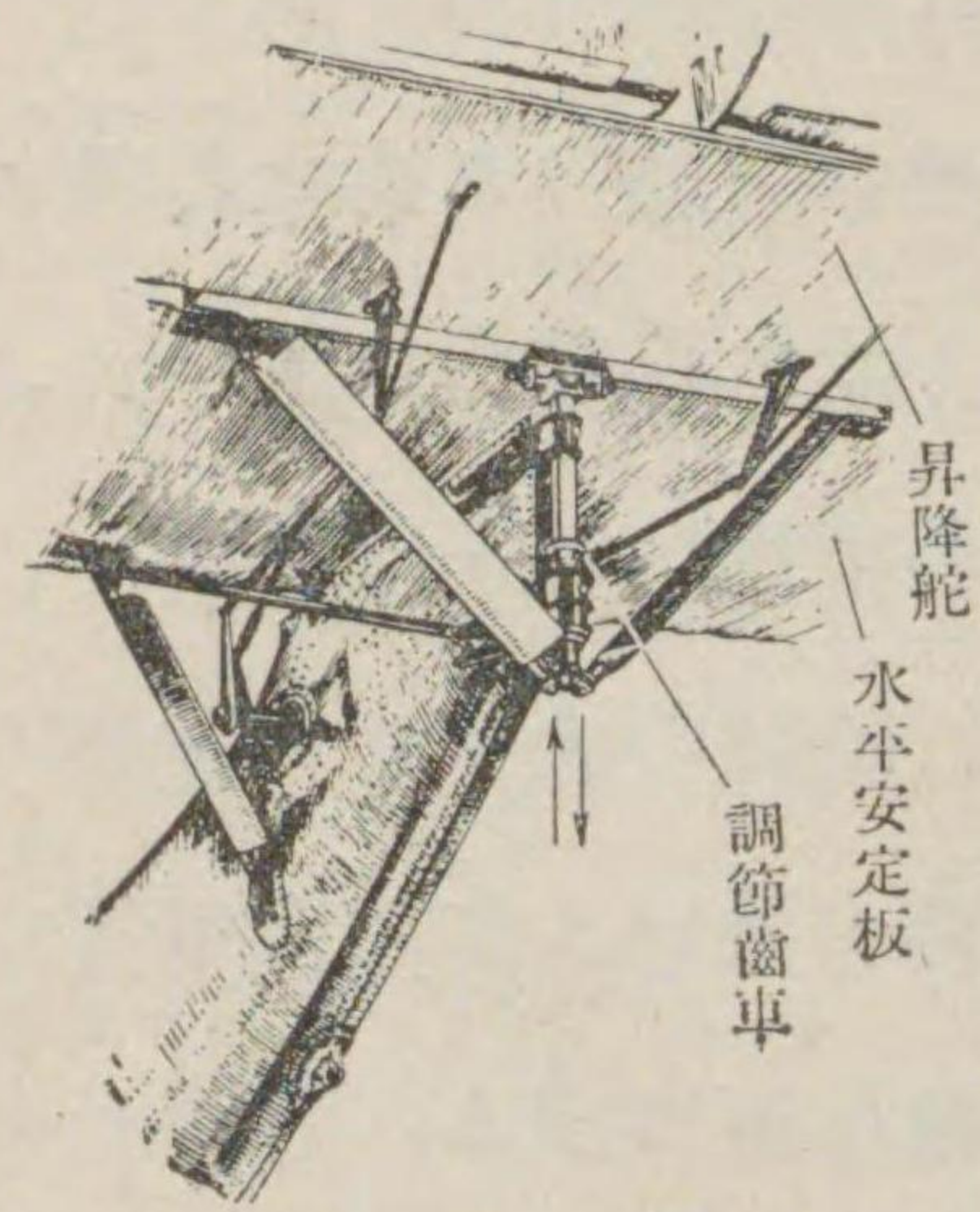
第 174 圖

巡航速度以外の迎角で飛ぶには、釣合の舵角を保つために、操縦桿を幾らか引くか又は押してゐなければならない (第 172 圖参照)。どんな迎角即ち速度で飛ぶ時にも、この保舵力が餘り大きくならぬやうにしなければならぬ。

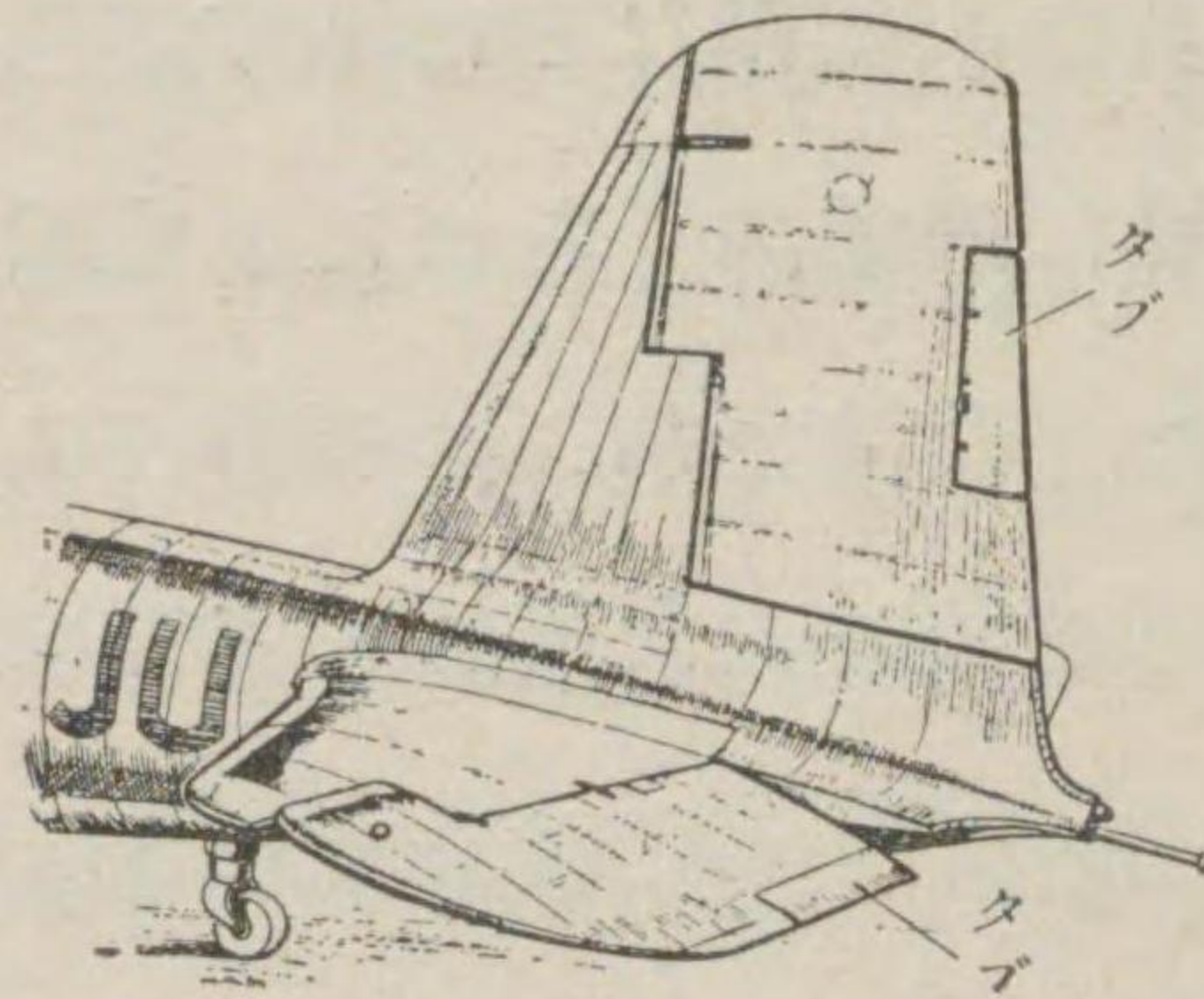
重心位置の變化の大きい飛行機では、地上または飛行中に取付角が調節出来る調節水平尾翼 (第 175 圖)、或はタブ (第 176 圖) を持つてゐて、重心位置が變つても、操縦桿に來る力が大きくな



第 175 圖



第 176 圖



ダグラス DC 2 型旅客機 (アメリカ) のタブ

らぬやうに出来てゐる。例へば、重心が後に移動して尻重のモーメント

スーパーマリン“サウザンブトン”飛行艇(イギリス)の調節水平尾翼が増した場合に、昇降舵を上げ舵に保つ代りに、この調節尾翼の取付角を増すか又はタブを上げることによつて、モーメントの釣合が得られるから、操縦桿には殆ど力が要らぬ。このタブを例へば 5° 上げることは、水平尾翼の取付角を 2° 増すのと同じ効果を持つ。垂直尾翼がプロペラ後流の中にある場合、後流の捩れによつて生ずる偏揺れモーメント、或はまた發動機を兩舷に配置した多發動機飛行機の片舷の發動機が停止した場合に生ずる偏揺れモーメントに釣合はすため、垂直尾翼も調節尾翼にするか、又はタブをつけて、これ等の場合に、踏棒に來る力が大きくならぬやうに出来てゐる。

2. 操舵力 これは、或飛行状態から次の飛行状態に移る間に、操縦桿または踏棒に加ふべき力である。

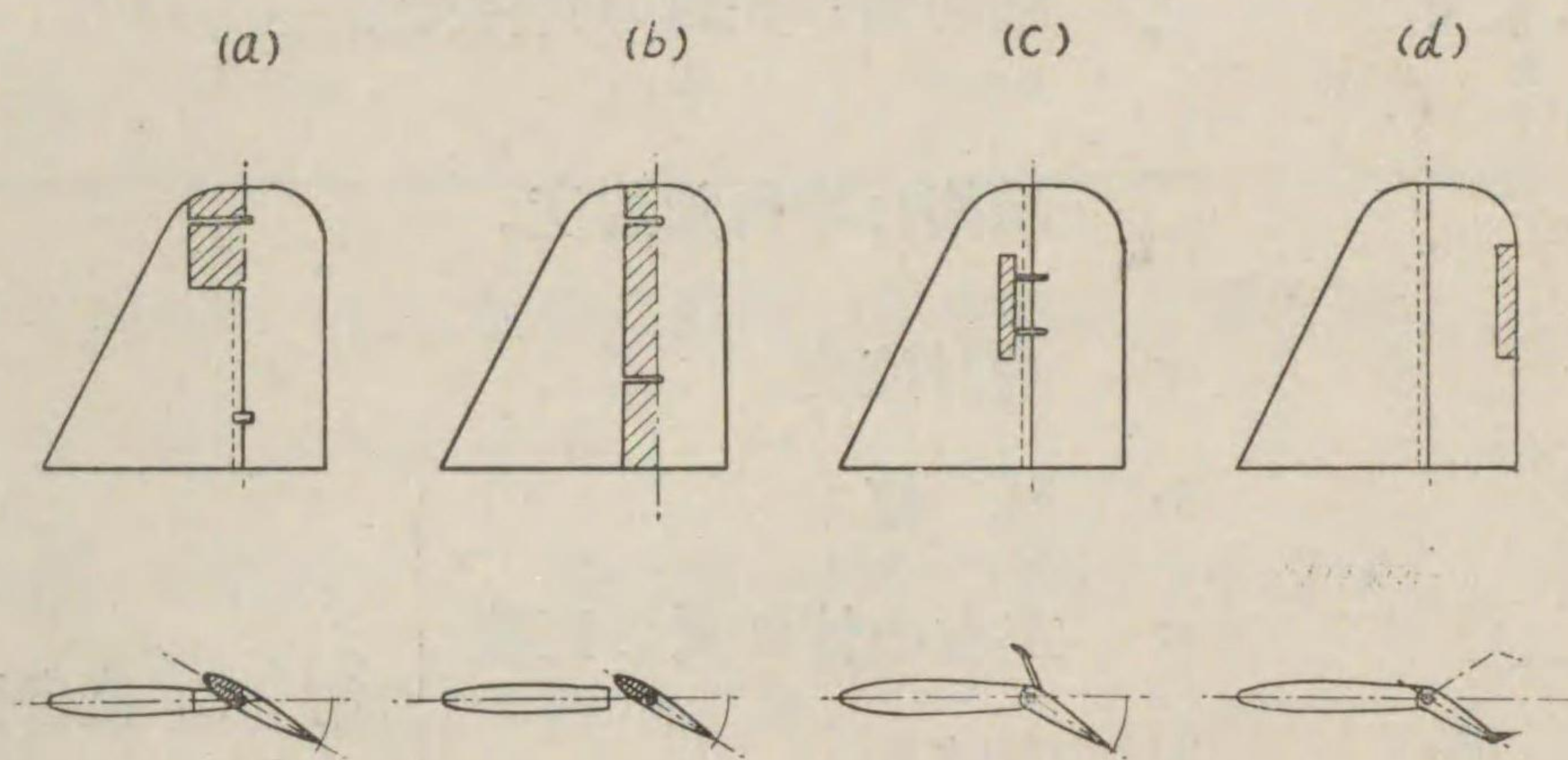
地上で、舵面に風壓による負荷がない場合にも、操縦桿や踏棒を動かすのに力が要る。これは操縦系統の各部に摩擦があるのと、操縦桿や踏棒を動かした場合に、操縦索に無理が來ることが

あるからである。故に出来るだけ摩擦を少くし、且つ索に無理が生じないやう、その引廻に注意せねばならぬ。

飛行中には、なほ其の上に舵面に負荷があるから、操舵力は大きくなる。これに基づく操舵力を小さくするために釣合舵が用ゐられる。第 177 圖は、現今用ゐられてゐる種々の釣合舵を示す。

第 177 圖

圖中、斜線を引いた部分が釣合舵面である。このうち (d) はタブを釣合舵面に兼用したものである。



なほ飛行中には、舵面の負荷で舵軸が撓み、また舵軸を受ける主翼、胴體も撓むため、軸受に無理が來て摩擦が非常に大きくなることがある。

操舵力は普通、やゝ大型の飛行機で、舵角 1°~2° の謂はゆる小舵で 2~3 kg、5°~15° の大舵で 10~15 kg 位が適當といはれてゐる。併しまた操舵力を餘り小さくし過ぎると、操縦桿や踏棒の力の變化の感じがなくなり、却つて操縦困難になる。

昇降舵、方向舵、補助翼の 3 舵の操舵力が、同じ舵角に對してほゞ同じ大きさになり、かつ舵角に正比例してゐる事が望ましい。



3. 舵の効<sup>かざきき</sup> 或速度で飛行してゐて、舵を或角速度<sup>かくそくど</sup>で引くと、その舵に相當する軸の周に生ずる飛行機の廻轉の角加速度<sup>かくかそくど</sup>が大きいほど、舵の効がよいといふ。1 例として、單葉機<sup>たんえふき</sup>の補助翼の効を與へる式を示すと、

$$\frac{d\omega}{dt} / \frac{d\beta}{dt} = 4.7 \frac{\left[1 - \left(\frac{c}{b}\right)^2\right] t_a}{b} v.$$

こゝで  $\frac{d\beta}{dt}$  補助翼の舵角の角速度。

$\frac{d\omega}{dt}$  横揺れの角加速度。

v 飛行速度。

b 翼幅

c 左右の補助翼の距離

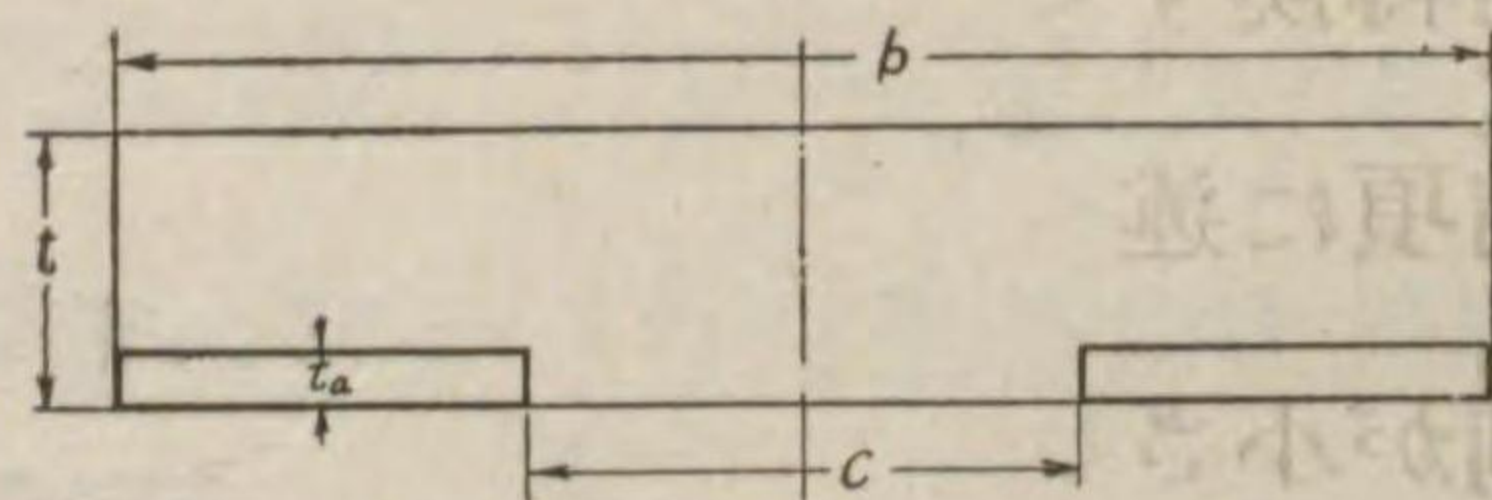
t 翼弦長

t<sub>a</sub> 補助翼の奥行

第 178 圖参照。

第 178 圖

即ち補助翼に於ては、その効<sup>きき</sup>は飛行速度が大きいほど、補助翼の奥行<sup>はは</sup>と幅即ち大きさが大きいほど良く、翼幅が大きいほど悪いことになる。



昇降舵、方向舵についても、飛行速度と舵の大きさに關しては之と同様のことがいへる。

上に述べたやうに、舵の効<sup>かざきき</sup>は飛行速度に正比例するが、最小速度に於ても、各舵の効が十分であることが必要である。

このほか舵の効<sup>ひかうじやうたい</sup>については、どんな飛行状態に於ても、舵が他

の部分の氣流の蔭<sup>かげ</sup>に入らぬこと、各舵の効の間にも調和があること等の條件が満たされねばならぬ。

最小速度に於ける補助翼の効を上<sup>きき</sup>の式で計算して、機種によつて、これがどんな値になるかを示すのが次の表である。これ等の値は、各機種とも十數機<sup>あたひ</sup>についての平均値である。

機 種	戦 闘 機	輕飛行機	偵 察 機	輸 送 機
$\frac{d\omega}{dt} / \frac{d\beta}{dt} \left( \frac{1}{秒} \right)$	2.1	1.5	1.1	1.0

この表から判るやうに、輕快な動作が要求される飛行機ほど、舵の効も大きく設計されてゐる。

4. 從舵性<sup>じゆうだせい</sup> 從舵性とは、飛行機の運動の敏活<sup>びんくわつ</sup>さを意味し、これは舵の効<sup>かざきき</sup>と馬力の過剩<sup>はりきくわじょう</sup>とに比例する。

舵の効は、或一定の角速度<sup>かくそくど</sup>で舵を引くとき生ずる廻轉の角速度<sup>ひかく</sup>で比較されたが、從舵性は、或一つの運動を終るまでの時間<sup>をは</sup>で比較されるものである。例へば、高度を失はずに 90° 或は 180° 方向轉換<sup>はうかうてんくわん</sup>するに要する時間の如きものである。

前項に述べたやうに、舵の効は飛行速度に比例するが、馬力の過剩が小さいと、動作中に段々<sup>そくど</sup>速度が減少して舵の効が悪くなり、従つて從舵性が悪くなる。

5. 旋回<sup>せんくわい</sup> 飛行機が一定の速度 v、一定の半径 R を以て、水平面<sup>ていじやう</sup>内に定常の旋回をしてゐるときを考へる。このとき、飛行方向<sup>えんちよくめんない</sup>に直角な鉛直面内に働く諸力の釣合の式は (第 179 圖)、

(1) この項だけは質點力學<sup>しつてんりきがく</sup>で論じてゐることに注意せよ。