

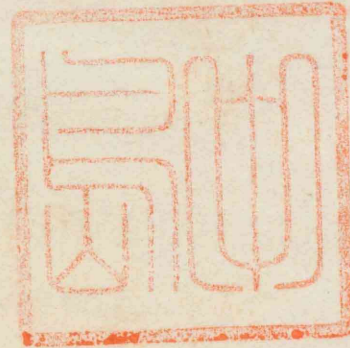
冊 110  
K-2

正 誤 表 (航空學大意)

頁	行	誤	正
3	6~7	陸海軍で偵察用	偵察・阻塞用等
11	14	砲弾に翼がないのと同様、 • ロケットにも翼はない。	(削 除)
19	4~5	そうして爆撃機といふのが この急降下爆撃機である。	(削 除)
30	7~8	相当違つてくるからである	相當に悪くなるからである

---

















































航空學大意



財團  
法人 國民工業學院

---

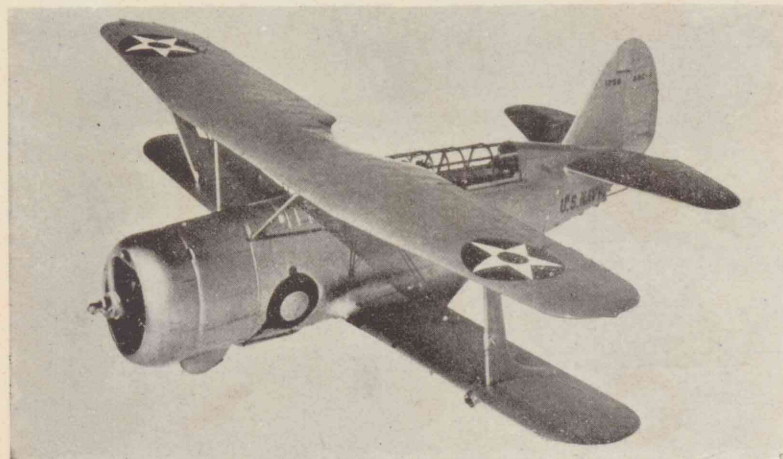
# 列國、飛行機標識・記号一覽表

日本 J		ドイツ D		アメリカ N		イギリス G	
イタリア I		ソ連邦 USSR CCCP		支那 XT		オランダ PH	
清洲國 M		タイ HS		オーストラリア VH		メキシコ XA XB	
フランス F		ハンガリー HA		ベルギー OB		ギリシヤ シカド SXS YS	
ブルガリア LZ		ルーマニア YR		南阿聯邦 ZS		パナマ RX	
フィンランド OH		トルコ TC		キューバ CL OM		ユゴスラビア YU YT	
アルゼンチン LV		チリ CC		ポーランド SP		エジプト SU	
スイス HB		ブラジル PP		アイル EI		エストニア ES	
ラトヴィア YL		スウェーデン SE		アフガニスタン YA		ホンジュラス XH	
デンマーク OY		ノルウェー LN		エクアドル HC		イラク YI	
グアテマラ LG		ポルトガル CS		リトアニア LY		イラン EP	
ベルギー OO		ヴェネズエラ YV		ウルグアイ CX		コロンビア HH	

① メッサーシュミット Me 109 型 戦闘機 (獨)

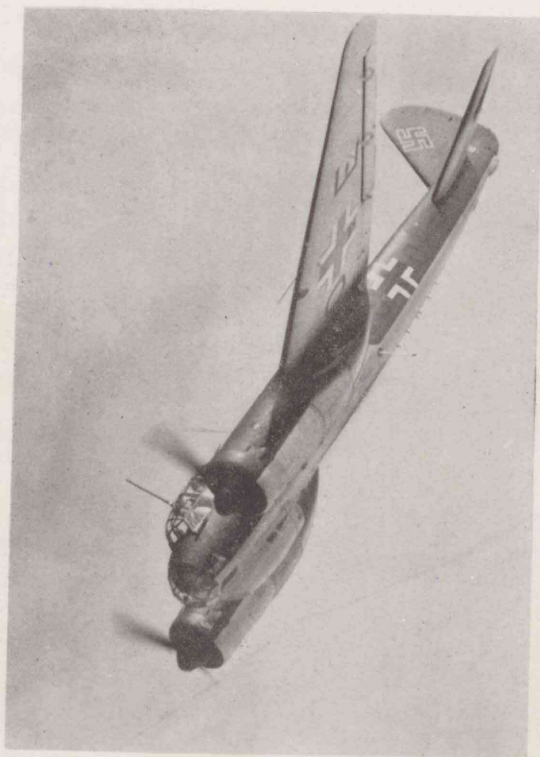


② カーチス SBC-4 型 偵察爆撃機 (米)



③ ユンカース

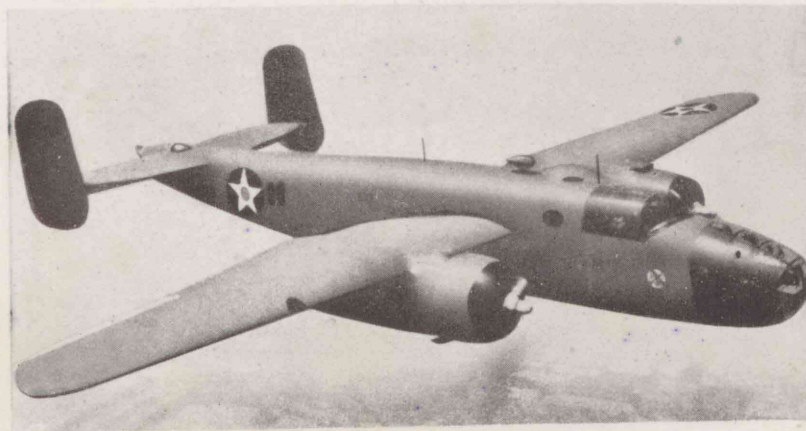
Ju-88 型  
急降下爆撃機  
(獨)



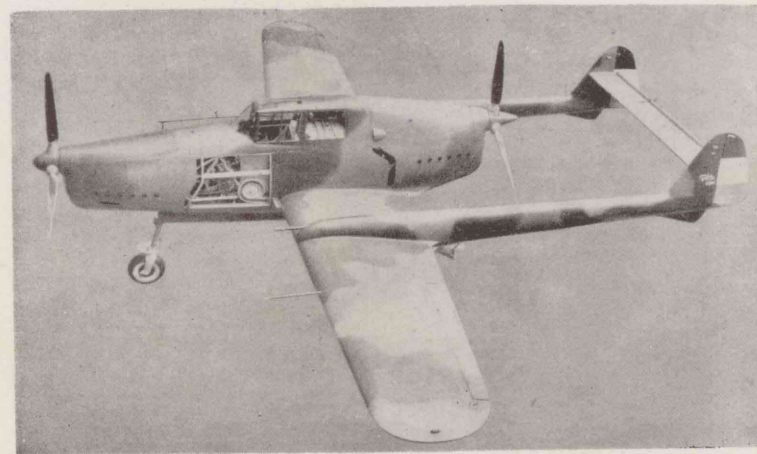
④ ファイアット CR 42 型 戦闘機 (伊)



⑤ ノース・アメリカン B-25 型 中型爆撃機 (米)



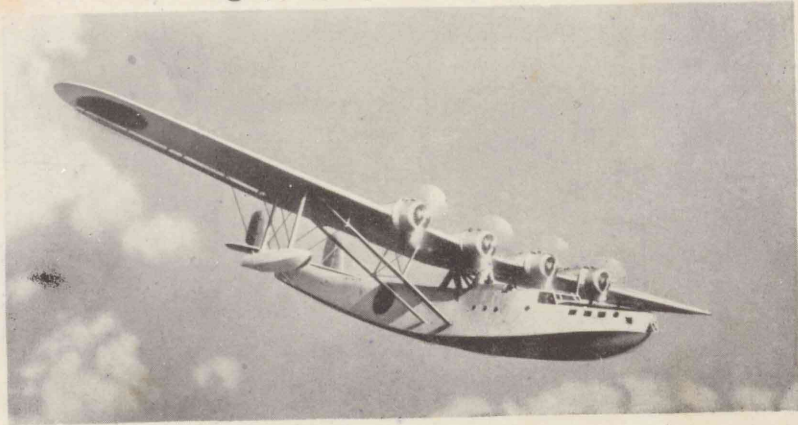
⑥ フォッカー D-23 型 戦闘機 (和)



⑦ ノースマン 輸送機 (加)



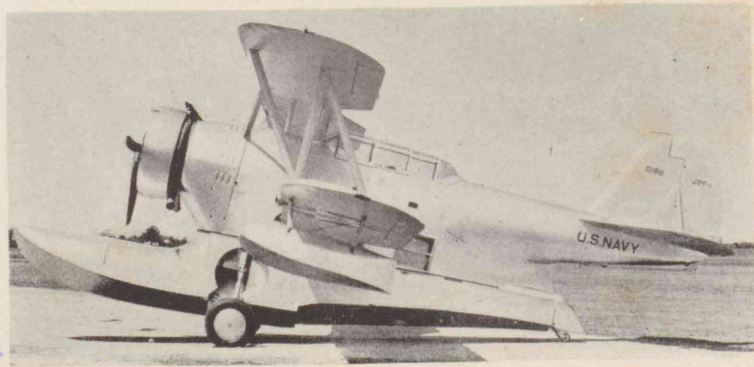
⑨ 川西式 飛行艇(日)



⑨ ハイネケル He-115型 水上機(獨)



⑩ グランマン J2F-2型 水陸兩用機(米)



名稱	用途	座席數	幅(m)	長さ(m)	發動機		兵器		性能		
					名稱	筒數	馬力	機銃	爆彈	最速大度	巡航速度
メッサーシュミュット Me 109	戦闘機	1	9.900	9.80	ダイムラベンツ D.B. 601	1	モーターノロン × 1	50 × 2 又ハ 20 × 6	570		11,000
カチン SBC-4	偵察爆撃機	2	10.37	8.41	ライツアイクロン	1	翼機銃 × 1 固定回 × 1	152 ~ 300	375	315	7,800
ユンカース Ju-88	急降爆撃機	3	17.00	14.50	ユンカース 211型	4	機銃 × 3	1,000	515	425 (高度5,500m)	9,000
フレイアット CR 42	戦闘機	1	9.70	8.305	フレイアット IC 38	1	カノン × 2		438	130	1,000
ノース・アメリカン B-25	中型爆撃機	5	20.57	15.67	ライツアイクロン G.R.	2	機銃 × 7		500	412	7,930
フォックカー D-23	戦闘機	1	11.50	10.60	タルター・サギッタ	2	固定 × 4		528	390	9,000
ノースマン	輸送機	1	15.70	9.76	フス SHH	1			248	216	6,405
川西式大艇	輸送機										
ハインケル He-115	偵察爆撃機	3	22.15	17.30	B M 132. N	2	機銃 × 2	800 魚雷 × 1	355	295 (高度3,400m)	6,500
グラマン J2F-2	水陸兩用偵察機		11.89	10.37	ライツアイクロン R-182C-F52	1			180	103	6,400

(口繪参照)

## 航空學大意

## 目 次

第 1 章 航空機の種類	1—11
第 1 節 軽航空機	1—6
1. 氣 球	
(1) 自由氣球 (2) 繫留氣球	
2. 飛行船	
(1) 軟式飛行船 (2) 半硬式飛行船	
(3) 硬式飛行船 (4) 飛行船の將來	
第 2 節 重航空機	6—11
1. 羽 撃 機	
2. ヘリコプタ	
3. 飛行機	
4. 滑 空 機	
5. 人力飛行機	
6. オートジャイロ	
7. ロケット	
第 2 章 飛行機の種類と能力	12—27
第 1 節 飛行機の種類	12—23
1. 翼組による分類	
2. 構造による分類	
3. 發動機による分類	

4. プロペラの位置による分類	
5. 降着装置による分類	
6. 用途による分類	
(1) 戦闘機 (2) 偵察機 (3) 爆撃機	
(4) 輸送機 (5) 練習機 (6) 撒布機	
(7) 寫真測量機 (8) スポーツ機 (9) 氣象觀測機その他	
第 2 節 現在の飛行機の能力	23—27
1. 速 さ	
2. 上昇し得る高さ	
3. 航続距離	
4. 搭載量と大形化	
第 3 章 飛行機の構造	28—37
第 1 節 各部の名稱	28—28
第 2 節 翼の構造	28—30
第 3 節 胴體の構造	30—31
第 4 節 操縦系統の構造	32—33
第 5 節 降着装置の構造	33—37
第 4 章 飛行機の主材料	38—45
第 1 節 輕金屬、鋼及び木材	38—43
1. 機種と材料	
2. 輕 金 屬。	
3. 鋼	
4. 木 材	
第 2 節 各材料の得失	43—45
1. 重さと強さ	

2. 水分と海水の影響
3. 製作と価格
4. 事故と修理
5. 結 論

## 第 5 章 空気の性質……………46—54

### 第 1 節 大気の状態……………46—49

1. 大 気
2. 気 圧
3. 高度と空気の比重
4. 国際標準大気

### 第 2 節 空気の抵抗……………49—54

1. 前進の抵抗
2. 空気抵抗は切口面積に正比例する
3. 空気抵抗は速度の二乗に比例する
4. 空気抵抗は空気の比重に正比例する
5. 形状による空気抵抗の差
6. 空気抵抗の公式

## 第 6 章 翼とプロペラ……………55—69

### 第 1 節 翼の性質……………55—67

1. 翼
2. 翼に働く空気力
3. 揚力は如何にして発生するか
4. 翼上の圧力分布
5. 揚力の大きさ
6. 翼の抗力と揚抗比

### 第 2 節 プロペラの作用……………67—69

1. プロペラの構造
2. プロペラの推力
3. 可變ピッチプロペラ

## 第 7 章 飛行機の性能……………70—90

### 第 1 節 飛行機の定常運動式……………70—74

1. 飛行機に働く力
2. 飛行機全体の揚抗極線圖

### 第 2 節 滑空飛行……………74—76

1. 滑空角
2. 最小滑空角
3. 垂直降下

### 第 3 節 上昇飛行……………76—82

1. 上昇速度
2. 高度の影響
3. 上昇限度
4. 過給機
5. 上昇時間

### 第 4 節 水平飛行……………83—84

1. 水平飛行速度
2. 航続距離

### 第 5 節 離着陸……………84—90

1. 離着陸速度
2. 離陸滑走
3. 離水滑走



4. 着陸滑走  
 5. 着陸衝撃

第8章 飛行機の安定.....91—97

第1節 安定の種類.....91—92

1. 重心と3軸  
 2. 縦の安定と横の安定

第2節 縦の安定.....92—95

1. 力のモーメントの釣合  
 2. 昇降舵

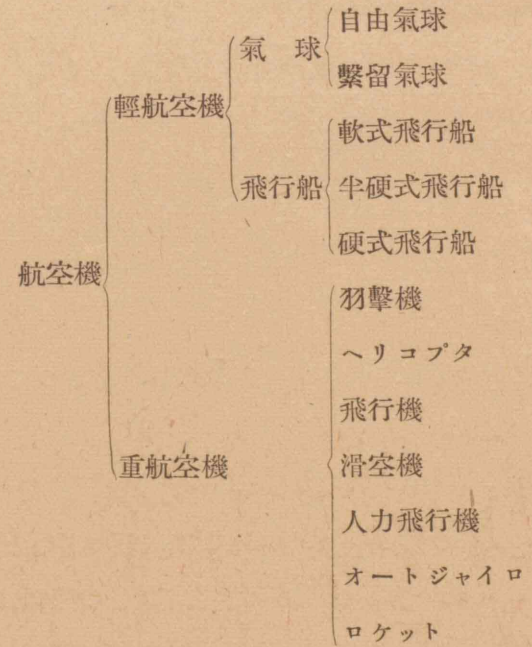
第3節 横の安定.....95—97

1. 横揺れと偏揺れ  
 2. 方向舵  
 3. 旋回

# 航空學大意

## 第1章 航空機の種類

航空機には下の表のやうな種類がある。



### 第1節 輕航空機

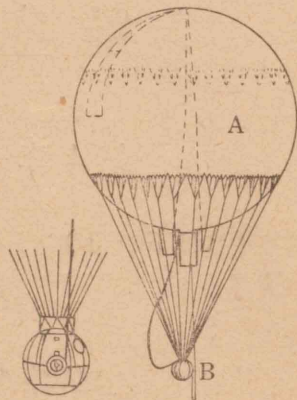
#### 1. 氣球

(1) 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米及び16,600米に昇つた自由氣球である。圖中Aはガス囊であつて、Bは吊籠である。ガス囊には水素或はヘリウムの如き空氣より軽いガスを満たす。

今次に水、空氣、ヘリウム、水素の1立方メートルの重量を比較する。

物質	重量 kg/m <sup>3</sup>
水	1000.00
空氣	1.23
ヘリウム	0.18
水素	0.09

第1圖 自由氣球



従つてガス囊の1立方メートル毎に

ヘリウムを満したした場合  $1.23 - 0.18 = 1.05$  kg

水素を満した場合  $1.23 - 0.09 = 1.14$  kg

の浮力を生ずる。

第1圖の自由氣球は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

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

の浮力がある。勿論16,000米の高空では、氣壓が地上の1/8となり水素は地上の約8倍に膨脹するから、出發の際にはガス囊の1/8だけに水素を満しておく。この高所では、空氣の比重も水素の比重も、共に1/8になるから、

$$\frac{16}{8} = 2 \text{ t}$$

の浮力しかない譯である。

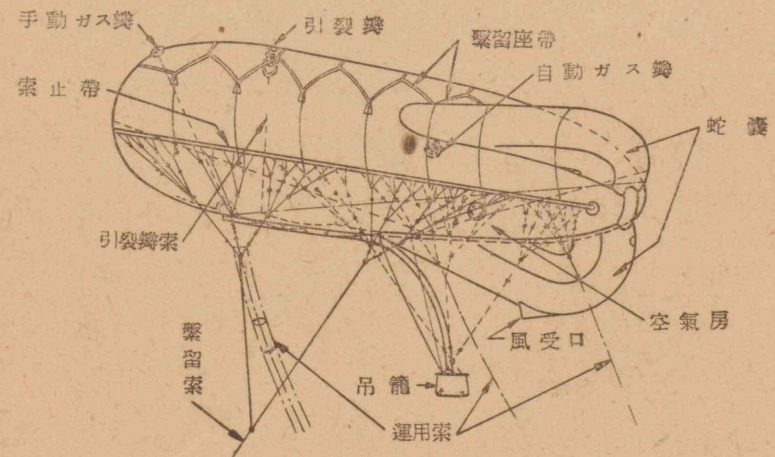
この自由氣球に乗員が乗つて、その重さが2噸以下であれば、これで16,000米まで上昇することが出来る譯である。降下する

にはガス囊の上部に在る弁を開けて、徐々に水素を逃がす。かくして氣球は風のまにまに流されて飛行する。普通に使はれる自由氣球は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3,000kgの浮力があるから、2~3人の乗員を乗せることが出来る。

(2) 繫留氣球 鋼索で一定の箇所に繫留された氣球である。陸海軍で偵察用に稀に用ひる。ガス囊が、自由氣球のやうに球形であると、風に翻弄されて偵察も困難になり、乗員が酔ふから、風型にして尾部に舵囊をつける。かうすると、球形のものより遙かに安定になつて、秒速10米位の風の日にも揚げる事が出来る。

第2圖は風型繫留氣球の構造を示す。

第2圖 繫留氣球



## 2. 飛行船

(1) 軟式飛行船 氣球に發動機とプロペラを積んで、空中を自由に飛行するのが飛行船である。前進の際の空氣抵抗を減少させ



第四 格納庫にも多大の費用を要する

第五 格納庫への出し入れが甚だ面倒である

等を擧げることが出来る。従つて將來もまた大いに進歩するとは思へない。

## 第2節 重航空機

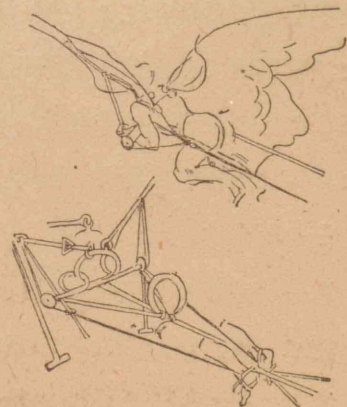
輕航空機が空中に浮かんでゐるのは、空氣より輕いガスの浮力を利用したものであるから、輕航空機全體の重さは空氣より重くはない。輕航空機の名がある所以である。

これに反して重航空機は、總べてそのもの自體が空氣より重く、これが空氣中に浮かぶのは、進行する翼に當る空氣の反動力で生ずる揚力によるものである。

### 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まは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、重航空機の歴史が、鳥を忠實に模倣した羽撃機から始つたのは當然である。

イタリアの天才レオナルドダビンチは約450年前に、鳥の翼のやうなものを大きく作つて、これを背負つて、手足で羽撃をして飛ばうといふ設計を出した(第4圖)。それ以來前世紀の



第4圖

レオナルドダビンチ設計の羽撃機

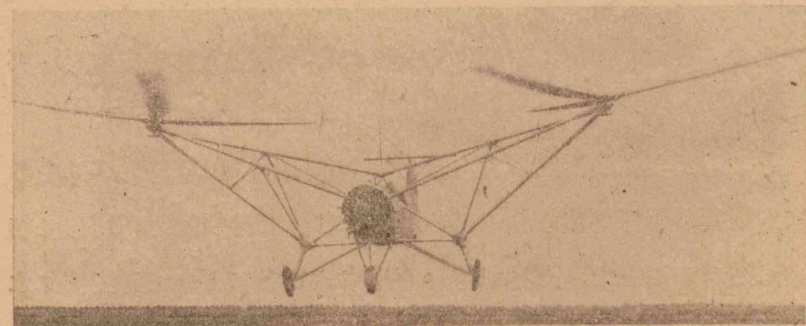
終り頃まで、方々でこの羽撃機が研究された。

しかし、人間が出し得る馬力はごく小さいので、人力羽撃機は殆んど絶望である。後には動力をつけた羽撃機も作られたが、何しろ機械的の效率が低いので、今まで実際に飛んだものはない。また將來も羽撃機では飛ばさうもない。

### 2. ヘリコプタ

プロペラを垂直につけて、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。輕くて大きな馬力を出す機關が出来なかつた時代にはヘリコプタも殆んど發達しなかつたが、その後内燃機關が進歩するに従つて種々なヘリコプタが試作されるやうになつた。殊にシヨルスキー(米)フォッケ・ウルフ(獨)のは優秀であるが未だ實用されるに至つてゐない。その最大の理由は、ヘリコプタは地を離れても直ぐ水平に飛ぶことは出来ないで、そのため別に水平飛行用のプロペラを積むか、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といふことである。かやうな譯で、今までの記録は

第5圖 フォッケ・ウルフ FW 61 型 ヘリコプタ



フォッケ・ウルフの作った距離 230 軒, 高度 2400 米位のもので  
然も一人乗の機體である。

第 5 圖はフォッケ・ウルフのヘリコプタで, 水平飛行用として  
別にプロペラを持つてゐる。

### 3. 飛行機

羽撃機は翼を上下に動かして, 空氣を打ち, その反動で揚力を  
得る。ヘリコプタは, プロペラを回轉して空氣を下に押しやり,  
その反動で揚力を得る。

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回  
轉し, これによつて空中を前進する。このとき翼に当たる氣流が  
下に押し下げられ, その反動で揚力を生じ, これで空中に浮揚す  
る。飛行機の翼に生ずる揚力については, 後で詳かに述べること  
にして, こゝではごく大體の説明に止める。

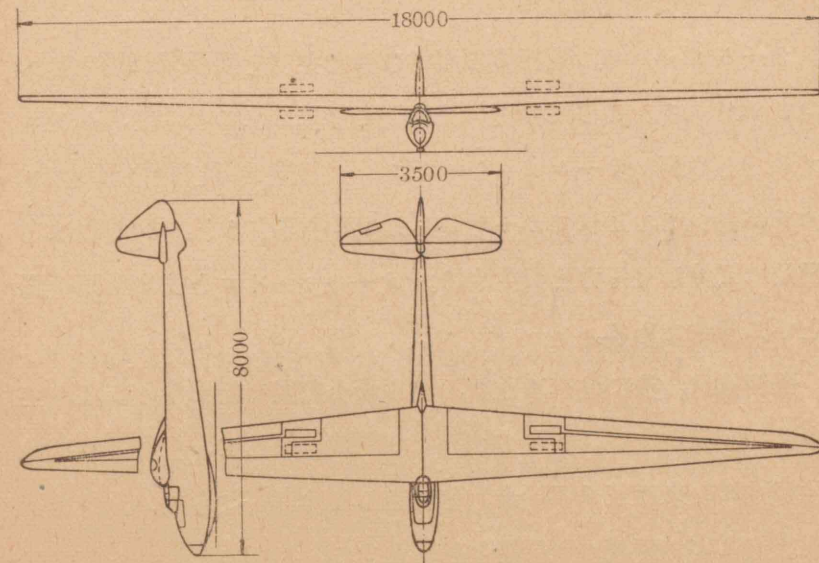
### 4. 滑空機

滑空機は發動機とプロペラのない飛行機である。従つて, 滑空  
機は本來たゞ高處から滑空し得るのみである。

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  
を牽引し前進するから, 揚力を得るのであるが, 滑空機はドンド  
ン地面に近づくのみで水平にも飛べぬし, 勿論上昇も出来ない譯  
である。

ところが現在の滑空機で, 航續 50.4 時間, 749.2 軒といふやう  
な大飛行の記録が作られてゐるが, これは上昇氣流を利用して初  
めて出来ることで, 上昇氣流を利用することによつて滑空機は水  
平飛行のみならず上昇も可能となる。海面を吹いて來た風が海岸

第 6 圖 ワイヘ滑空機



の砂丘に当たるやうな土地, 又は入道雲の下, 山の斜面等にはた  
いてい上昇氣流が存在する。

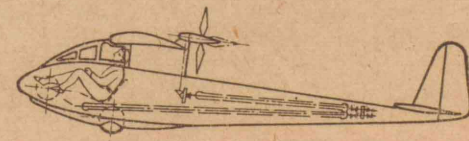
第 6 圖は獨逸の代表的な滑空機「ワイヘ」を示す。

### 5. 人力飛行機

人間が手足の力だけで空中を飛翔するといふことは, 太古から  
の人類の夢であり, 理想であつたのであるが, 前に述べた羽撃機  
による飛行は一度も成功しなかつたのに對し, 固定した翼を持つ

人力飛行機は, 短時間で  
はあるが飛翔に成功して  
ゐる。即ち 1935 年獨逸  
に於けるピリンガーのそ  
れであつて, このときの

第 7 圖  
メルテンス設計の人力飛行機



記録は高度 1 米、距離 250 米であつた。

### 6. 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回轉翼に置き換へたものである。この回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、飛行機と同じ推進用のプロペラがあつて、これでオートジャイロが前進すると、回轉翼は自動的に回轉して揚力を發生する。オートジャイロとは自動回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、空中に浮揚出來ない。従つて離陸及び着陸に際して、相當長い距離（通常 100 米乃至 1000 米）を滑走しなければならない。つまり離着陸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。

この點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、

第 8 圖 ケレット KD-B 型 オートジャイロ



發動機 225 馬力最大速度 706 km/h 航続距離 320 km

數メートルの滑走で離陸着陸し得るのである。この離着陸に廣い場所を要しないといふ特長と、もう一つ飛行機と違つて着陸の操縦が極めて容易であるといふ特長があるから、飛行機に次いで種々なものが作られたが、特殊の目的にしか使はれず、その將來の發達は期待出來ない。

第 8 圖はオートジャイロの一例を示したものである。

### 7. 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乗せて飛んだやうなロケットは一つもない。

その原理は砲彈と同じである。砲彈は火藥の爆發によつて、砲身から撃ち出されるのであるが、これではせいぜい數分間飛行し得るのみであるから、ロケットは自分のなかに火藥等の爆發物を積んでそのガスを尾部から吹き出し、その反動で前進しようといふのである。砲彈に翼がないのと同様、ロケットにも翼はない。

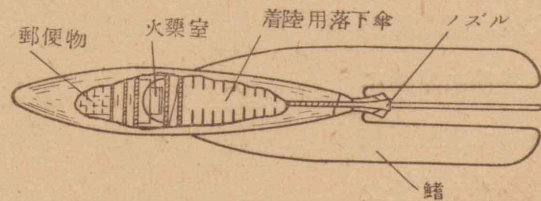
現在の飛行機の速さは、次に述べるやうに時速 755 軒（秒速 210 米）に達して

ゐるが、既に現在のやうな形式の發動機を以てしてはその速度は行きづ

まりに近づきつゝあり、之が解決の道としてはロケットに進むより外にないのである。

このために近時大いにロケットの研究が進められ、實用に供されるのも遠くない狀況である。

第 9 圖 ロケット



## 第2章 飛行機の種類と能力

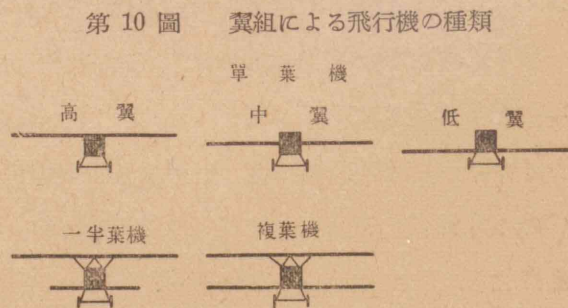
### 第1節 飛行機の種類

飛行機の翼組、構造材料、發動機の数、プロペラの位置、降着装置、用途等から次のやうに分類されてゐる。

#### 1. 翼組による分類

- 高翼
- 單葉機 中翼
- 低翼
- 一半葉機
- 複葉機

單葉機は翼の位置によつて高翼、中翼、低翼に區別される。複葉は上下兩翼が互に干涉し、かつ上下兩翼間に支柱、張線等がある爲に單葉に比して空氣抵抗が大きく、また



一般に構造が複雑で部分品が多く、製作價格も高く、組立調整も面倒である。従つて特殊な用途のもの以外は殆ど單葉である。しかし複葉にすると單葉に比べて翼幅が2~3割小さく出來、従つて母艦に積む飛行機等、場所に制限のある機種には未だに用ひら

れることがある。翼は飛行中に働く空氣力によつて曲げと振りを受けるが、この際構造の高さが高いほど軽くて丈夫になる。従つて複葉は單葉に比して軽く出來る譯である。

一半葉機は複葉の一翼を著しく小さくしたものであつて、單葉と複葉との中間物である。

#### 2. 構造材料による分類

- 金屬製機
- 木製機
- 木金混製機

金屬製機は構造に金屬を主として用ひたもの、木製機は木材を主として用ひたもの、木金混製機は金屬と木材を混用したものであつて、例へば主翼は木製、胴體は金屬製の如きものを云ふ。

#### 3. 發動機數による分類

- 單發式
- 雙發式
- 多發式

雙發式、多發式の飛行機は推進装置に故障が起つても、不時着を免がれることも出來るから、比較的安である。そのため旅客機等ではわざわざ雙發または多發にしたものもある。

#### 4. プロペラの位置による分類

- 牽引式
- 推進式
- 牽推式

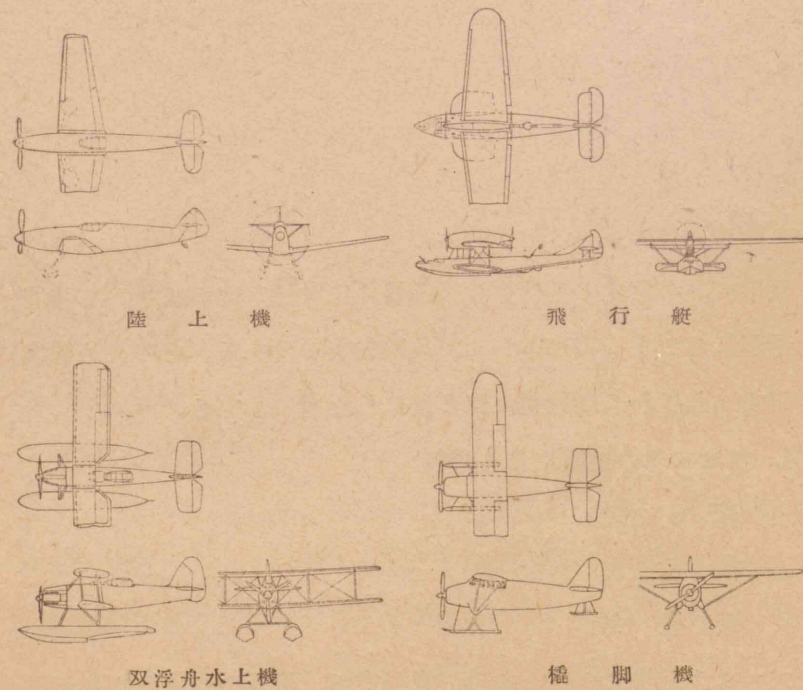
プロペラを前につけたものが牽引式で、後ろにつけたものが推

進式である。二つの發動機を前後に配置して前後にプロペラをつけたものが牽推式（巻頭寫眞フォッカー機 D 23 参照）である。現今では殆ど牽引式である。

5. 降着装置による分類

- 陸上機
- 艦上機
- 水上機
- 飛行艇
- 水陸兩用飛行機
- 橇脚機

第 11 圖 降着装置による飛行機の種類



陸上機は車輪を有し陸上より發着するものである。艦上機は航空母艦に搭載する飛行機で、車輪を有し、甲板から發着するが、陸上でも使用し得る。母艦に搭載する關係上割合に小形である。水上機は浮舟をもつもので、普通の軍艦及び水上機母艦に搭載され、射出機で射ち出し發艦させ、歸りは海上に着水して、デリックで艦に引上げる。飛行艇は艇を持ち、水上を基地とするもので、艦上機や水上機のやうに大きさの制限を受けないから、大形のもので造られ、遠距離の哨戒、偵察、攻撃等に使用されるものである。水陸兩用飛行機は浮舟または艇と上げ下しの出来る車輪を有し、水陸から發着し得るものである。橇脚機は橇を有し、寒國で氷雪の上から發着する。

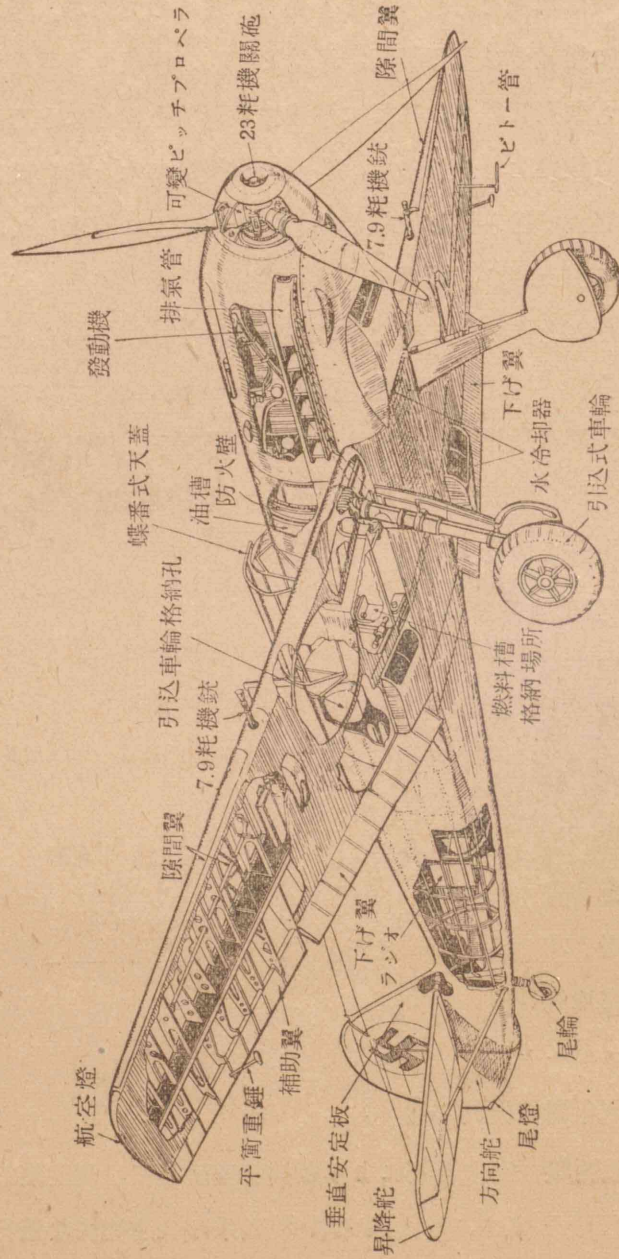
6. 用途による分類

- 戦闘機
- 偵察機
- 爆撃機
- 輸送機
- 練習機
- 撒布機
- 寫眞測量機
- スポーツ機
- 氣象觀測機其他

(1) 戦闘機 空中戦闘により敵機を驅逐して、制空權を獲得するのを任務とする、1 人乗又は 2 人乗の快速輕快な飛行機である。



第12圖 メッサーシュミュット Me 109 型 戦闘機の構造



其の唯一の攻撃武器は胴體または主翼に固定せられた機銃又は 13 耗から 20 耗位の口径の機銃砲であつて、多いものは 8 を備へ、絶えず機首を敵に向けることによつて照準し、射撃するのである。

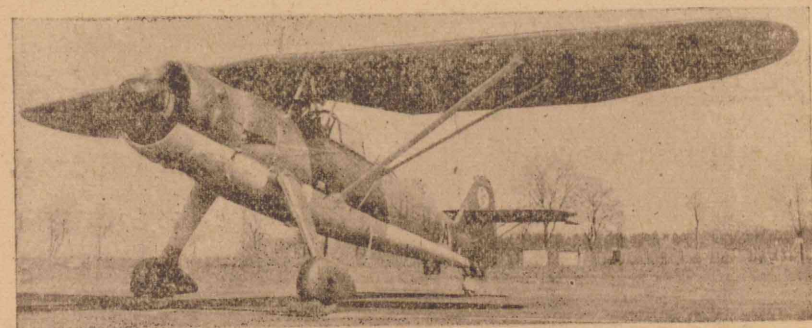
空中戦では、(i) 速度が大きく、(ii) 上昇力が大で、(iii) 動作敏活で、(iv) 火力の強大なものが勝利を占める。だから戦闘機は出来るだけ軽く作られ、これに強力な發動機を積み、よく効く舵を持つてゐる。

現在の優秀な戦闘機は、1800~2000 馬力の發動機 1 又は 2 臺を積み、時速 600~650 軒の速力と、5,000 米の高空に 5 分内外で到達し得る上昇力を持つ。しかし航続力は 2~3 時間に過ぎない。

艦上の戦闘機は航空母艦に積まれて、艦隊と行動を共にする。

(2) 偵察機 2 人又は 3 人乗で、敵状の偵察と弾着の観測に従事し、偵察用の寫真機を積む。最近は戦闘機又は爆撃機を以て代

第13圖 ヘンシエル Hs 126 型 偵察機



發動機 B.M.W. 132 DC 870 馬力、最大速度 370 km/h、  
航続距離 1000 km、實用上昇限度 805 m

用することも多い。

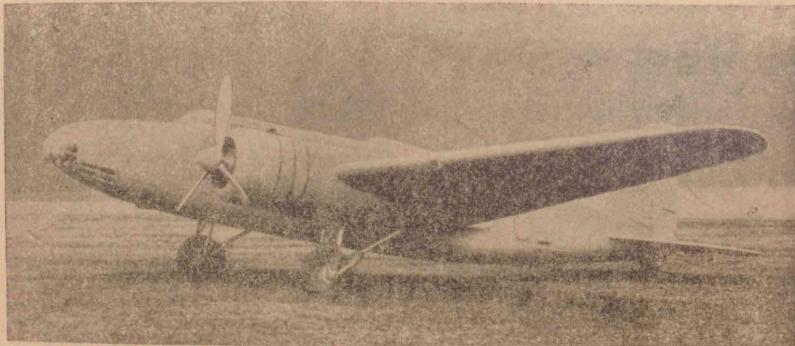
敵機に出會つた場合は、操縦者は固定機銃を、同乗者は旋回機銃を執つて應戦する。第 13 圖は偵察爆撃機である。

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。最近では、潜水艦に積まれるものさへある。なほ海軍には、沿岸哨戒の飛行艇がある。

偵察機はまた少量の爆弾を搭載して、近距離爆撃に出動する。このときは軽爆撃機と呼ばれる。

(3) 爆撃機 空軍が敵の陸海軍又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。此の機種が爆撃機である。

第 14 圖 陸軍新鋭爆撃機



爆撃機は、3 人乗以上の大形機であつて、双発又は 4 發であり、最近の爆撃機は戦闘機にも劣らぬやうな高速力と、あらゆる方向に對する多數の機銃や機銃をもちて戦闘機に應戦し、非常に強力になつて來てゐる。

更に最近急降下爆撃機が出て來たが、之は多量の爆弾を持ち、

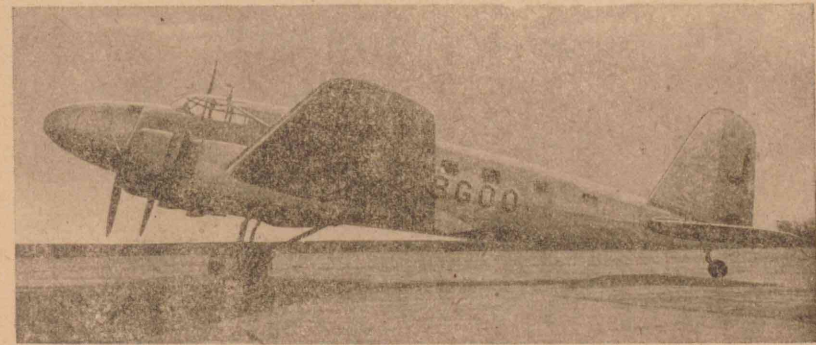
急降下によつて正確に投下して、敵の陣地や施設を攻撃するものである。(巻頭寫眞ユンカース Ju 88 型 急降下爆撃機参照)

我が海軍の攻撃機といふのは大形の爆弾や魚雷を抱へて敵を攻撃する爆撃機である。そうして爆撃機といふのがこの急降下爆撃機である。

(4) 輸送機 輸送機は旅客、荷物或は郵便物等を輸送するものである。旅客機には數千馬力 30 人乃至 50 人を一度に運び得る大形のもの、或は寢臺を有するもの等がある。軍隊の輸送にも用ひられ、落下傘部隊で使ふのもこの機種である。

航空輸送事業については、我國には大日本航空株式會社があつて、大東亞共榮圈の主要都市間に定期航空を實施してゐる。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、航空輸送事業は船舶に取つて代る勢を示してゐる。

第 15 圖 三菱 MC 20 型 旅客機

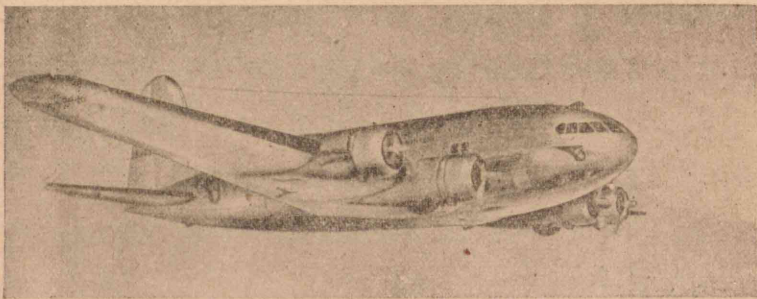


第一次歐州大戰以後、各國は航空輸送事業の擴充を國策として營々と努力を重ね、國內の航空路のみならず國際航空路の擴充に努め、今や世界の空はことごとく航空機によつて結ばれてゐる。

この快速力による人と物の輸送こそは民間航空の第一の生命と言へる。

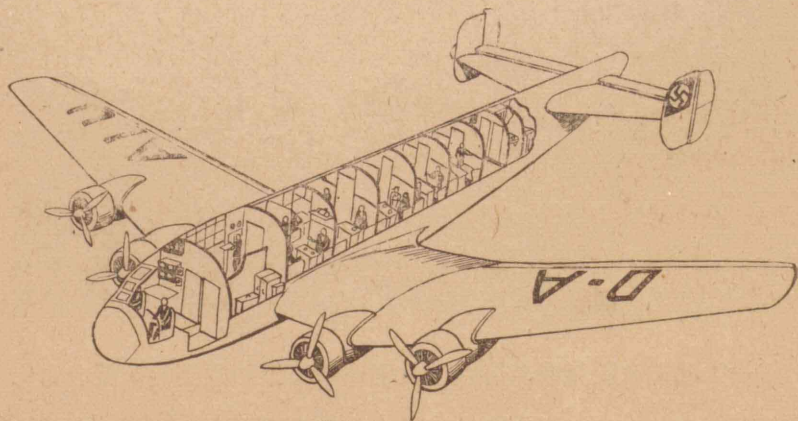
今から数年のうちには、飛行機によつて高速度交通の問題が解

第 16 圖 ポーイング 307 型 亞成層圏旅客機



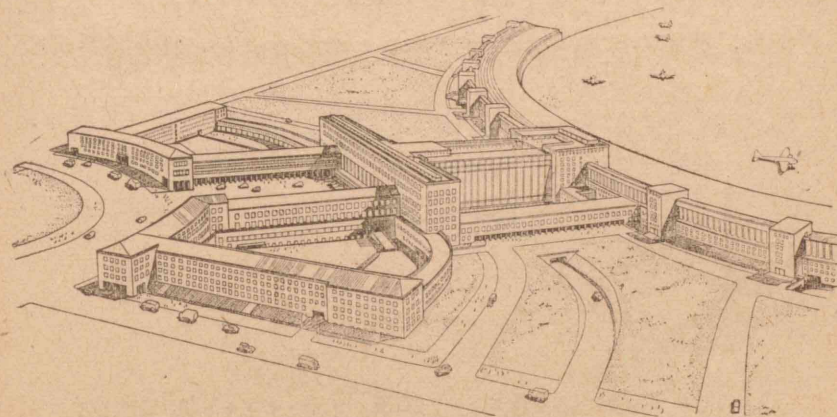
ライトサイクロン G-102 發動機 900 馬力×4, 最大速度 388 km/h, 巡航速度 344 km/h, 航続距離 2820 km, 實用上昇限度 7110 m, 33 人乗

第 17 圖 ユンカース Ju 90 型 旅客機



ユンカースユモ 211 發動機 950 馬力×4, 最大速度 400 km/h, 巡航速度 350 km/h, 實用上昇限度 6800 m, 航続距離 1500 km, 40 人乗

第 18 圖 ベルリン 飛行場



決され、歐亞、歐米等の世界交通が 20~30 時間で行はれ、人類の文化に大なる貢献をすることが十分期待されるのである。

現今の輸送機は、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した大形機が就航してゐる。これらの大形機は多數の發動機を積んでゐるから、たとへ其の内の 1 臺に故障が起つても、不時着陸を餘儀なくされることはない。

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は、貨物専用の輸送機さへ造られてゐる。

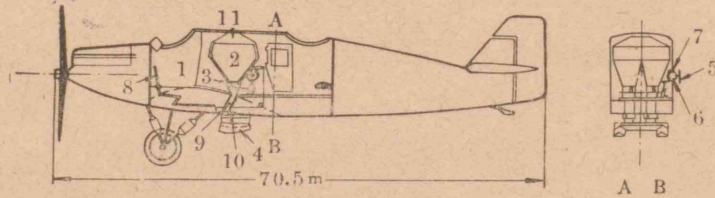
(5) 練習機 操縦術の練習をするための機種であるから、軍用にも非軍用にも用ひられる。性能は問題でないから、安全のため低速であつて、經濟のため小形、小馬力である。

練習に際しては、普通教官と練習生が前後に同乗して、二重操縦装置を二人で操縦する。初めは搭乗の氣分を味ひ、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、教官が監督を

する。かくの如くして段々操縦の技術を覚えるのである。

(6) 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

第 19 圖 ドイツのエンカース撒布機



- 1. 操縦席 2. 種子又は驅除薬タンク(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. 齒車 7. ブレーキ
- 8. 開閉ハンドル 9. 送出管 10. 開閉扉 11. 詰込口

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などにも、此の機種が用ひられる。

(7) 寫眞測量機 測量用の寫眞機を積んで、或地域を飛びまはり、地圖を製作するために用ひる機種である。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、カナダの森林帯等が近頃此の方法で續々測量されてゐる。

(8) スポート機 スポート用に漫然と、又は個人の旅行用に乗りまはす機種である。1人又は2人乗の輕飛行機(50~150馬力)が普通で、自動車式に座席を左右並列に配列した輕飛行機が賞用される。

米國に於て非常に發達し普及したもので、自動車と同じやうに、安易に簡單に取扱へるものである。

(9) 氣象觀測機其他 氣象の觀測には現在飛行機は缺く可か

らざるもので、自記計器によつて高空の氣象を迅速正確に知り得る點は、他の如何なるものも及ばぬ所である。

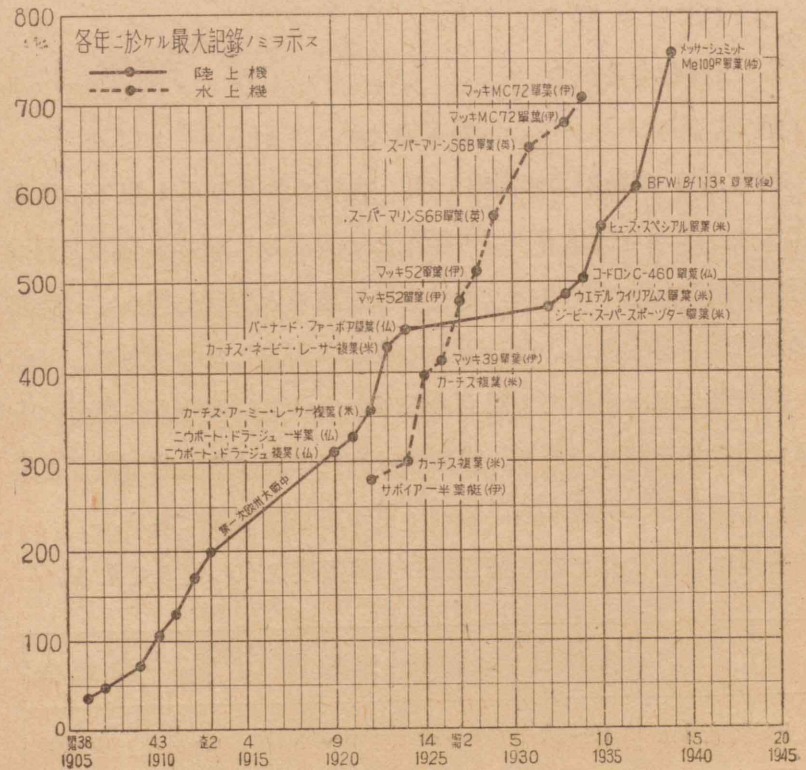
その他飛行機には魚群の發見、山火事の巡邏、送電線の故障發見、税關、警察、宣傳、新聞等に用ひられるものがあり、之等は中形の 2 人または 3 人乗の偵察機または練習機級のものである。

### 第 2 節 現在の飛行機の能力

#### 1. 速 さ

第 20 圖は、飛行機の速さの世界記録の年々の進歩を示す。最近の記録は、時速 755 軒即ち秒速 210 米といふ驚くべき速さで

(km/h) 第 20 圖 速度記録



ある。但しこの速さは飛行機の短距離のレコードであつて、僅か十數秒ばかりしか持続しない。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。

	戦闘機	偵察機	爆撃機	練習機・スポーツ機	輸送機	高速郵便機
最大速度 km/h	600~650	450~550	450~600	130~250	350~450	500~600

自動車の速度記録は最近では毎時 500 軒近くに達し、モーターボートのそれは毎時 193 軒である。ついで鐵道の超特急の最大速度は時速 215 軒であり、大西洋の高速船ブレーメン、オイローバのそれは時速 85 軒である。

2. 上昇し得る高さ

第 21 圖は上昇高度の世界記録を示す。

何しろ 1 萬數千米の高空では、空氣は地上の 1/4 以下の稀薄になり、氣温も攝氏零下 50 數度といふ寒さになるから、上昇飛行は容易な仕事ではない。操縦者は酸素吸入装置を携へて、防寒の飛行服に身を固め、やつとこの高さに到達したのである。

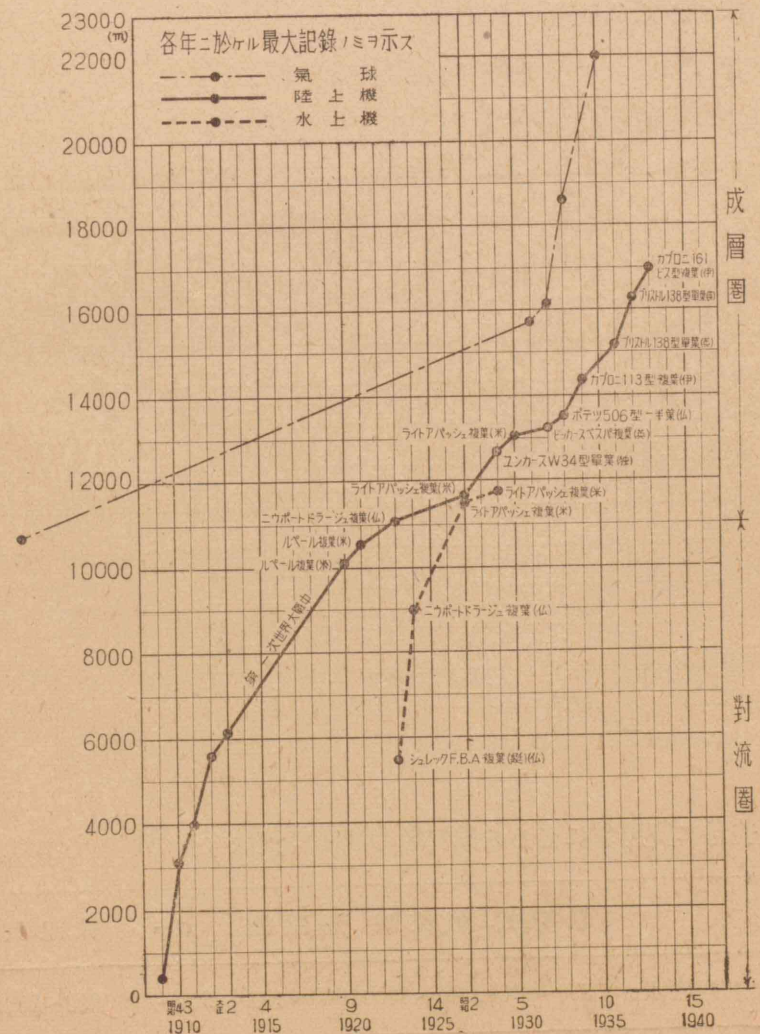
飛行機には、高空でも馬力の低下の少い過給機つきの能力の大きい發動機を積んでゐる。過給機は高空に於ける稀薄の空氣を濃縮して發動機に供給するための一種の空氣壓縮機である。

普通に實用されてゐる飛行機の上昇限度は次の通りである。

	戦闘機	偵察機	爆撃機	練習機・スポーツ機	輸送機
上昇限度 km	10~13	9~10	9~11	4~5	6~10

なほ自由氣球は、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、その世界記録は第 21 圖に示した通りである。飛行機も將來は高空で馬力低下のない發動機を完成して、成層圏(11,000 米以上の高空をいふ)飛行を行はねばならない。

第 21 圖 高度記録

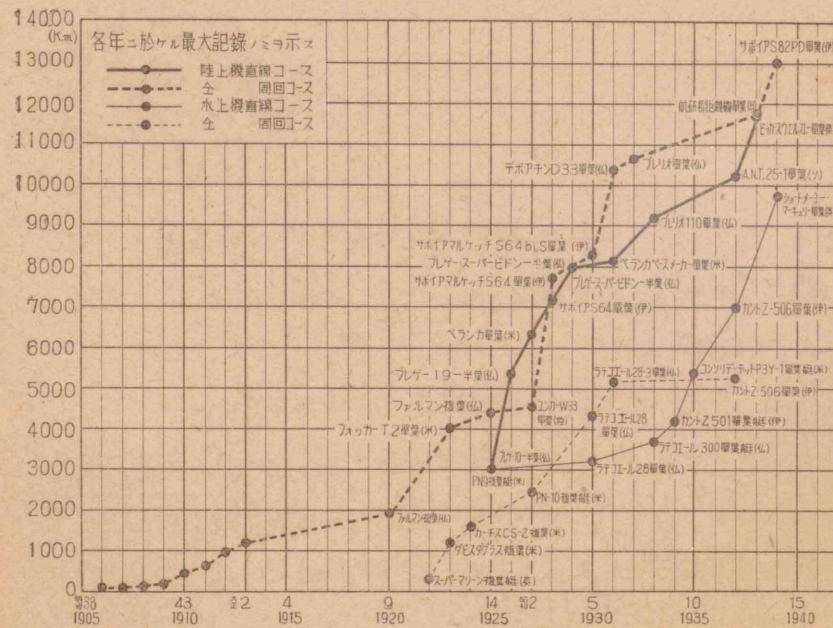


最近になつてはこの成層圏を飛ぶことが大きな問題になつて、高空の稀薄な空気に耐へる壓力室と保温装置をもつた旅客機や軍用機がどしどし出來てゐる。こゝ數年後には長距離を飛ぶには成層圏だけを利用するやうになつて、その速度も 500 浬/時位で 1 萬浬も續けて飛べるやうになる日も遠くはない。

### 3. 航績距離

第 22 圖は飛行機の航績距離の世界記録を示す。

第 22 圖 航績距離記録



普通に實用されてゐる飛行機の航績距離は次表の通りである。

	戦闘機	偵察機	爆撃機	練習機・ スポーツ 機	輸送機
航績距離 km	500~2000	1000~3000	1000~4000	250~800	1000~3000

航績距離記録中、周回コースといふのはある土地に一周何回といふ既知のコースを設け、これを出來るだけ何回も旋回して作る記録である。

直線コースといふのはある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。之では航法の技術が甚だ大切であつて、途中で迂回すれば、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。

慣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、森林帯等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。

### 4. 搭載量と大形化

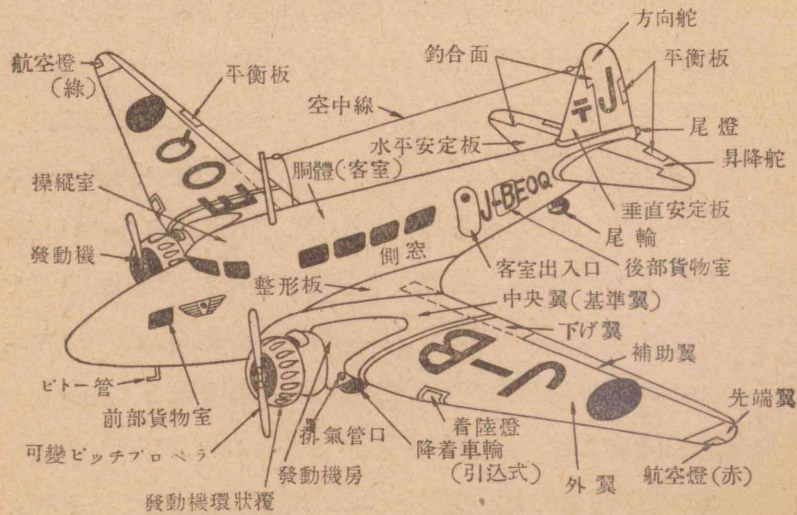
將來飛行機が高速度交通機關として、或は軍用として、その使命を完うするためには、まだまだ大形にならねばならない。かうして初めて、多數の旅客や多量の兵器を積んで、遠隔の地點まで一飛に飛び得るのである。

### 第3章 飛行機の構造

#### 第1節 各部の名稱

第23圖の單葉機を1例にとつて各部の名稱を示す。

第23圖 單葉機各部の名稱 (中島 AT 型 旅客機)

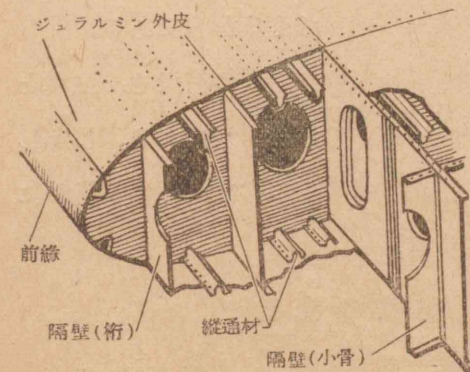
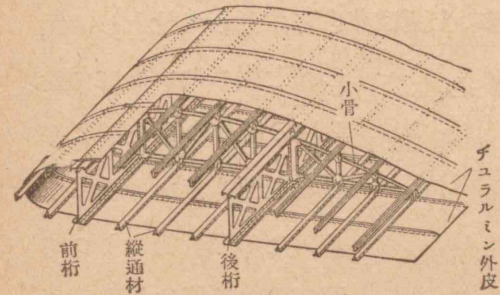


#### 第2節 翼の構造

第24圖はごく普通の金屬製の主翼の外側の板をはいで内部を示したものである。圖に見る通りに、普通主翼は1本又は2本乃至數本の桁を中心として之に直角に多數の小骨があり、又桁と平行に多數の縦通材が通つてゐて、之に0.5耗乃至2耗の外板が鈺付けしてある。

翼上に働く空氣の壓力は先づ外板に働く。即ち大體翼の上面は吸上げられ、下面は押される。この外板に受けた壓力は先づ小骨

第24圖 デュラルミン製主翼

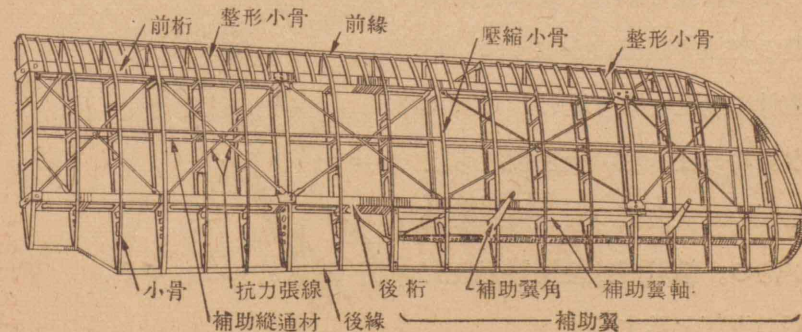


の屈曲によつて支へられる。小骨は數十種の間隔を置いて桁に固着してあるので、小骨の受けた力は桁に傳はる。結局この桁が胴體側を固定された梁として屈曲を受け持つわけである。

なほこのやうに外板を張つた構造では、小骨や桁と同時に外板も力を受け持つので應力外皮式構造と呼ばれる。

之に對し第25圖に示したものは、構造は似てゐるが、羽布を張つてあつて、之は全然力を受け持たずに形を整へることしかし

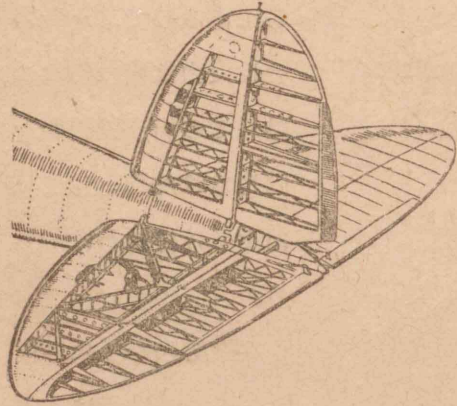
第25圖 木製主翼



ない。こんな構造を**枠組式**と云つて、昔使はれたものである。

なほ主翼の表面、殊に前縁の上面は非常に注意して仕上し、鋸

第26圖 尾翼の構造



の頭を出さないのは勿論、1耗の何分の1と云ふやうな凸凹も無いやうにする。この邪魔物によつて飛行機の性能は相當違つてくるからである。

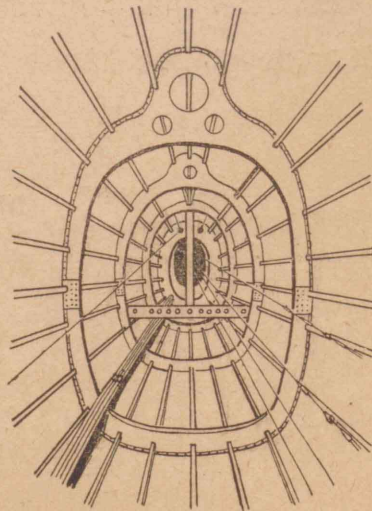
の頭を出さないのは勿論、1耗の何分の1と云ふやうな凸凹も無いやうにする。この邪魔物によつて飛行機の性能は相當違つてくるからである。

尾翼の構造も、主翼と大體同じである。しかしこの方は、面積が遙かに

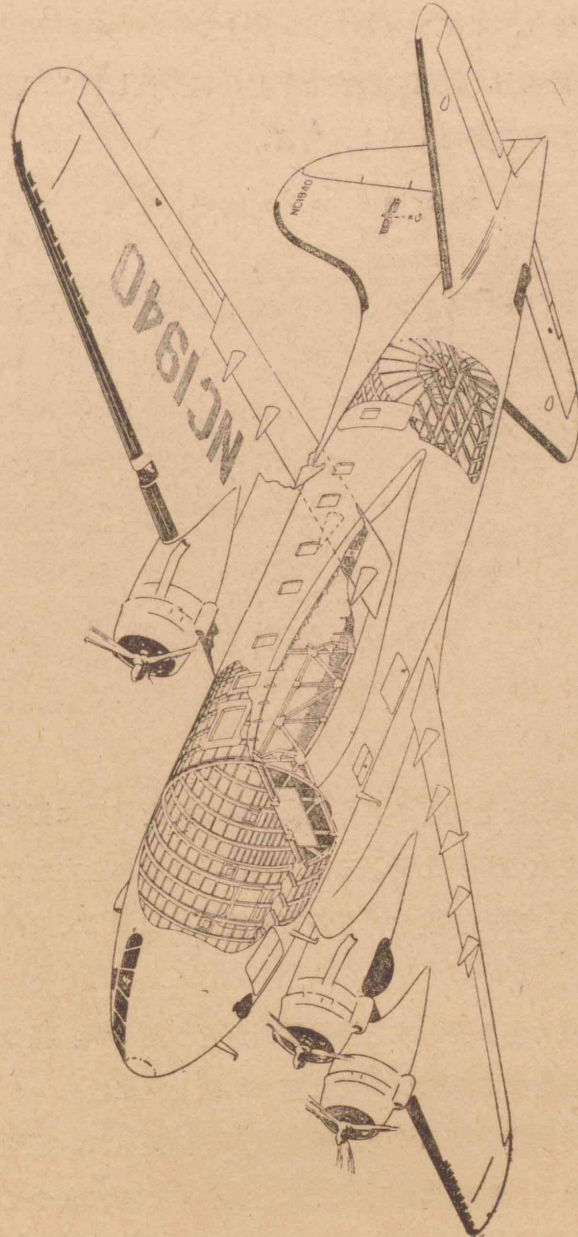
### 第3節 胴體の構造

胴體にも木製のものと金屬製のものがある。其のうち支柱や張線の枠組に羽布を張つて外部荷重を全部枠組で支へるものを**枠組胴體**といふ。また枠組胴體の支柱や張線のかはりに、縦通材に隔壁を取り付け、これに木製ならば合板、金屬製ならば薄板の外皮を張つた、**張殻胴體**がある。第27圖は金屬製張殻胴體の内部を示す。

第27圖 胴體内部



第28圖 構造の體胴



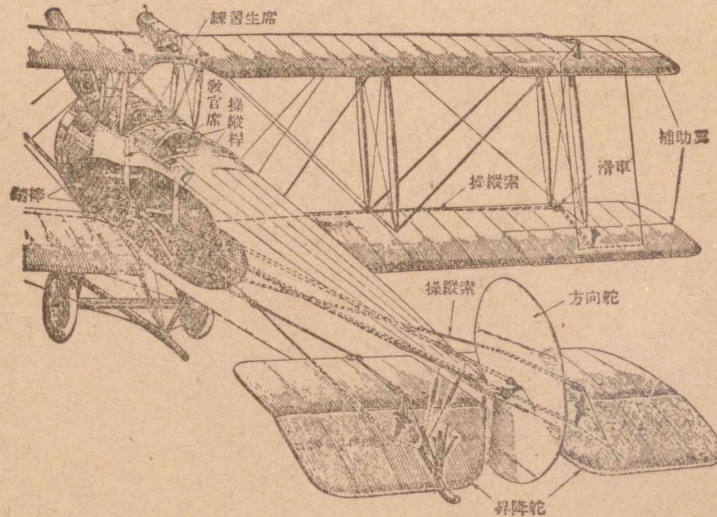
機 圖 層 成 型 307 グ ン イ ー ボ



第4節 操縦系統の構造

第29圖は、イギリスの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二重操縦装置で、操縦の練習がたやすく出来る。

第29圖 アプロ陸上練習機

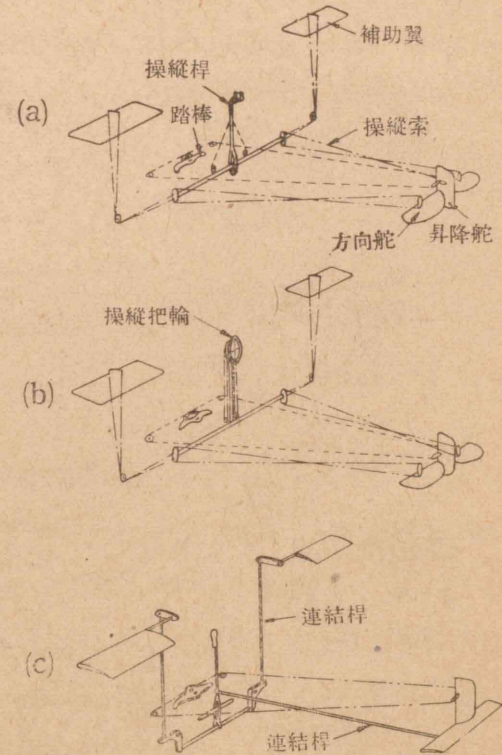


飛行機の昇降を司る昇降舵は、操縦桿を前後に押せば上り下りする。左右の傾斜を司る補助翼は、操縦桿を左右に押せば上り下りする。方向轉換を司る方向舵だけは、足で踏棒を押して操縦する。

操縦装置をどう動かすと操縦翼面がどう動くか、従つて飛行機がどう回轉をするかについては第85圖を見てほしい。

操縦桿や踏棒を動かすと、操縦索が引つ張られ、操縦索は滑車で曲げられて、舵柄に達し、これを動かすことによつて、操縦翼面が蝶番のまはりに回轉する。操縦索は、木綿又は麻の心を持つ

第30圖 操縦装置



た柔軟な鋼索である。滑車は普通、鋼又はアルミニウム製である。

操縦席には、操縦桿と踏棒のほかに、發動機の回轉數を調節するための絞弁を動かす槓杆と、回轉計、燃料油量計、滑油油量計、滑油溫度計、滑油油壓計等の發動機に関する計器がある。速度計、高度計、傾斜計、時計、羅針儀等の航空計器も缺くことが出来ない。

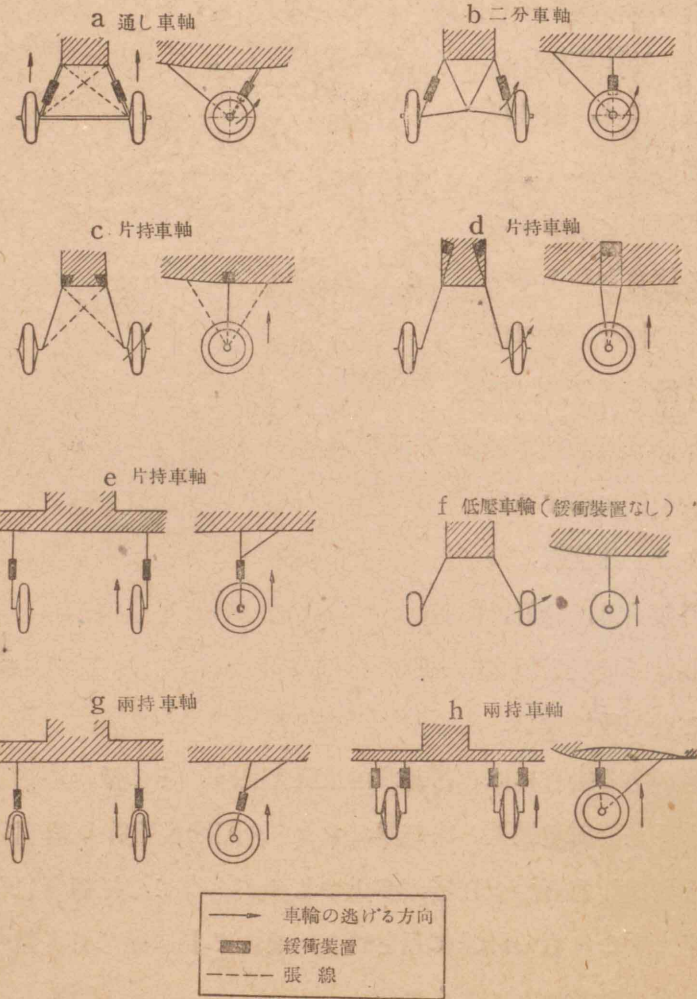
冷却器がある場合には、冷却水溫度計があり、そのほか車輪制動機、水平尾翼調整装置、冷却器、シヤッタ開閉装置等や脚引込及び下げ翼操作装置の槓杆等、多數のものがあつて、操縦者は飛行中、絶えずこれらの計器に氣を配り、また必要に応じて各種の槓杆を適當に動かさねばならない。

第5節 降着装置の構造

普通の陸上飛行機の着陸装置は、前方の脚と後方の尾構とである。脚はいづれも車輪、支柱及び緩衝装置から成り立つ。

車輪は自動車用のものと大差なく、タイヤのなかのチューブに

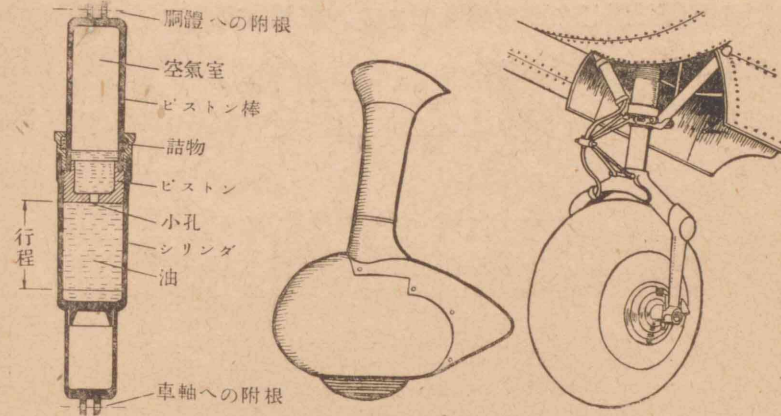
第31圖 脚の種類



1乃至5気圧の空気を入れて用ひる。緩衝装置は、着陸の瞬間の衝撃を緩和するもので、主としてオレオ式が用ひられる。第32圖はオレオ式緩衝装置の例で脚支柱をはめ筒式とし、衝撃を受けたときは小孔から油を空気室内に流出させて之を緩和する。緩衝

第32圖 オレオ式緩衝装置

第33圖 車輪



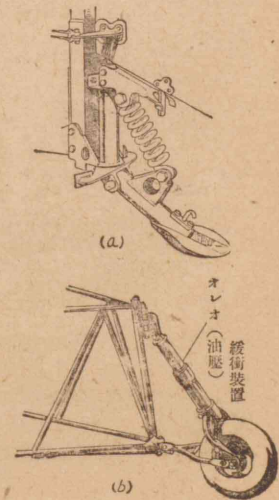
装置にはときとしてゴム紐、鋼の發條等を利用することもある。

車輪や脚支柱には流線形の覆を付けて、空気抵抗を減ずる。近來は更に一步進んで、飛行中は翼、胴體などの中に脚を引入れて、空気抵抗を全く除き、離着陸のときだけ引出す引込脚が用ひられる。

第33圖にこれ等の脚の1例を示す。

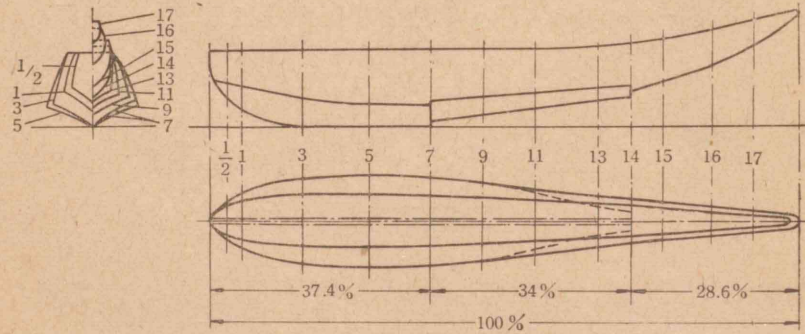
第34圖 尾橇及尾輪

尾橇の主な役目は着陸滑走の際地面を引搔いて、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、これがため芝生が育たず、砂塵が上つて困るので、近頃では尾輪を用ひる。尾輪は小形の車輪であるから、着陸滑走距離が著しく大きくなる。それで脚の車輪に制動機をつけねばならない。尾輪や尾橇にも緩衝装置がある。第34圖は尾輪及び尾橇の構造を示す。



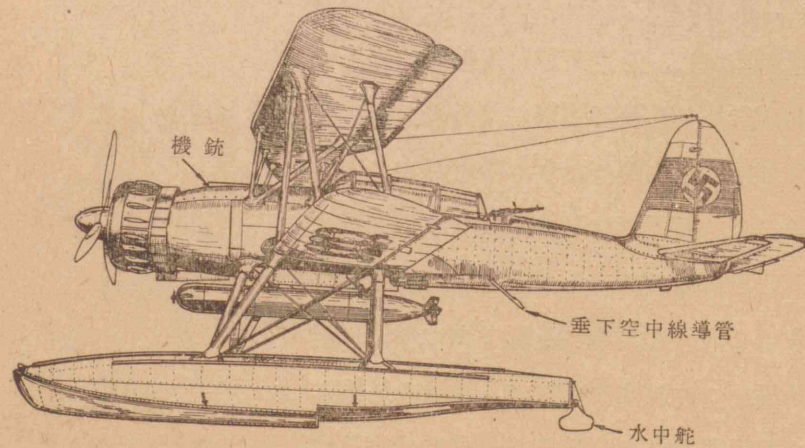
水上機の降着装置は、艇體又は浮舟である。いづれも前に述べた張殻胴體と同じやうな構造である。艇體は同時に、胴體の役目を果すことは勿論である。

第 35 圖 艇 體



艇體も浮舟もこれに浸水したときの用心に 5~6 箇以上の水密隔壁で區切られてゐる。

第 36 圖 アラド Ar 95 型 水上機



發動機 (BMW 132 Dc 870 馬力), 最大速度 3000 m に於て 315 km/時  
實用上昇限度 7800 m

第 36 圖から艇體の外形がわかる。このやうな形が離水滑走の際の水抵抗も少く、かつ着水時の衝撃も小さい。艇及び浮舟の底には一つまたは二つの段があるが、これは離水滑走の際、水の表面張力で浮舟の水離れ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。

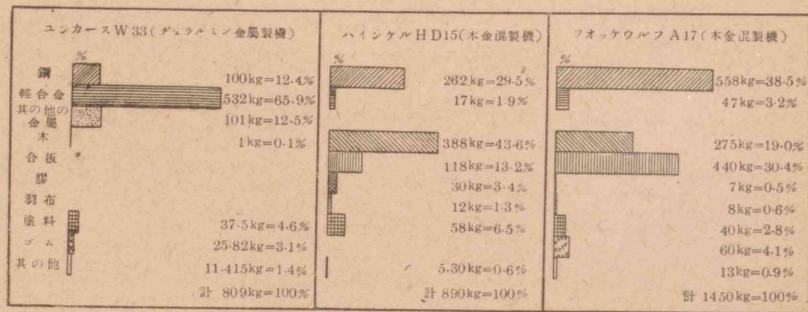
第4章 飛行機の主材料

第1節 軽金属、鋼及び木材

1. 機種と材料

金属製機には主として軽金属（デュラルミン）または鋼を用ひ、木製機には主として木材を用ひ、木金混製機には木材とこれ等の金属とを適材適所に混合して用ひる。

第37圖 使用材料重量割合



第37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のである。左側のユンカース飛行機は、デュラルミンを主として（66%）用ひた金属製機であり、中央のハインケル、右側のフォッケウルフ兩機は、鋼と木材を略々同量用ひた木金混製機である。

2. 軽金属

飛行機に使用されてゐる軽金属は、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。

軽金属は強さが鋼の約 1/3 であるけれども、その代り鋼の約 3

倍の容積を持つてゐる。そのため小形の飛行機でも、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、専ら重要な航空機材料として、進歩發達したもので、次第に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	引張強さ (kg/cm <sup>2</sup> )
壓延したまゝの板又は管	2.75	98%以上	1,500
壓延してなました板又は管	"	"	1,000
鑄物	2.56	"	700~800

アルミニウムの板は熔接して油槽等に用ひられる。

アルミニウム合金では、デュラルミンが最も廣く用ひられてゐる。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	残の全部

である。不純物として鐵は 0.6 % 以下、珪素は 0.5 % 以下でなければならぬ。板又は管として用ひる。加熱急冷して焼入をして、空氣中に常溫で放置すると、數日間に硬化して強さを増す。これを時効といふ。その性質は次の通りである。

材料	引張強さ (kg/cm <sup>2</sup> )	比重
デュラルミン	3,800~4,500	2.85

デュラルミンは、鹽水や鹽風に逢ふと大いに腐蝕する。これを防ぐには、重クロム酸のなかで、電解法によつて表面に酸化物の膜をつくり、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、艇體等直接海水に接觸する部分は、特に鉸孔から進行する腐蝕が恐ろしい。

近頃では又、デュラルミン板の表面にごく薄い純アルミニウムの層を重ねたアルクラッド板を用ひる。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、エレクトロンが用ひられる。90%以上のマグネシウムにアルミニウム、銅、マンガン等を加へたものである。その性質は

状 態	比重	引張強さ (kg/cm <sup>2</sup> )	壓縮強さ (kg/cm <sup>2</sup> )
壓延した板	1.81	2,600~2,800	3,400
プレスして調質した材料	1.82	3,400	3,900
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、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ひられるに到らないがアルミニウムより軽いので、油箱、座席の骨格、車輪、尾橈、操縦把輪等に、使はれることがある。

### 3. 鋼

鋼は強さが大で、殊に鹽水の腐蝕に耐へるものも得られ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、小形

の飛行機では餘分の肉厚を與へねばならない。

飛行機用の鋼は、いろいろ用ひられてゐるが、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(圓又は流線形)として用ひられる。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), 鉸, 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

次に管について、その強さを表示する。

種 類	比 重	成 分	引張強さ (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	4,400~5,500	3,000~4,500
炭素鋼管	"	炭素含有比較的多し	5,500~7,800	6,000
高張力特殊鋼管	"	クロムニッケル等を含む	8,600~18,000	—

### 4. 木 材

飛行機用材料の木材としては、アメリカ産のスプルースが最も

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

多く用ひられてゐる。我國では土佐、高野、木曾産の檜をこれに代用することがある。堅木では樺、鹽地、アッシュ、胡桃、マホガニ等を用ひる。前に掲げた表はこれらの木材の使用部分を示したものである。

飛行機用の木材は、節、割目、蟲孔、脂壺其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、 $5^\circ$ 以上に傾斜したものは使用しない。年輪の数の少ない木材は概して弱い。木材は又よく乾燥爐に入れて乾燥して、濕氣の含有量 10 乃至 15 % のものを用ひる。

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、其の他産地によつて一様でない。繊維の方向によつても違ひ、又樹心部と樹皮部、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ことは殆ど不可能であるが、次にごく大體の平均値を示して参考にする。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。

● 木材強度表

木材名稱	比重	曲げ強さ (kg/cm <sup>2</sup> )	引張強さ (kg/cm <sup>2</sup> )	壓縮強さ (kg/cm <sup>2</sup> )
檜	0.42~0.52	700	860	370
スプルース	0.40~0.50	800	870	360
鹽地	0.55~0.65	800	1,000	420
胡桃	0.50~0.65	800	860	450
マホガニ	0.50~0.60	800	600	440
アッシュ	0.55~0.75	1,000	1,000	450
樺	0.60~0.80	870	1,200	500

剪斷強さは、針葉樹に於て、繊維に平行な場合は引張強さの 6 %、繊維に直角な場合は 32 % 位である。

## 第2節 各材料の得失

### 1. 重さと強さ

之までに述べた各材料の比重と引張強さとを比較すると、次の通りである。

材 料	比 重	引張強さ (kg/cm <sup>2</sup> )
木 材	0.40~0.8	550~ 1,200
エレクトロン	1.82	2,600~ 3,400
デュラルミン	2.85	3,800~ 4,500
鋼	7.80	4,400~18,000

之によると大體、引張の強さは各材料の比重に正比例するから、引張り強さに關する限りは、どの材料を用ひても大した優劣がない。壓縮や曲げの強さについては、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、肉厚が大きくなつて、部分的に「ふくれ出し」や、「へし折れ」が起らないからである。

木材では、強さに「むら」があるために、構造部分の寸法を決定するとき、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。ボルトで締付けた部分も、飛行機が振動や衝撃を受けると、孔が擴がる危険がある。これに反して、金屬材の結合は熔接、鈑着又はボルト着であつて、信頼するに足る。

## 2. 水分、海水の影響

木材は湿気によつて膨脹したり、収縮したり、狂を生ずる。従つて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湿度の高いところでは間々腐る。これに反して、金屬機は格納庫のないところで、露天に置いて雨曝にしても、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、飛行機の有效搭載量を著しく減ずる。

ただデュラルミンは、前にも述べた通り、鹽水、鹽風に逢ふと忽ち犯されて腐蝕するから、防蝕法を施し、塗料を塗るか或はアルクラッド板にして用ひねばならない。それでも鉸孔等から腐蝕が進行するから、耐久性に乏しい。此の點からいへば、鋼は殆ど理想的の材料である。

## 3. 製作と價格

デュラルミンは高價な材料である。木材も飛行機用のものは、精選したものを用ひるから、餘り安くはない。

工作費は木製機が最も安い。現在ではごく大體の見當で、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。しかし鋼製飛行機の壽命は、恐らく木製機の 5 割乃至 10 割方長い。

## 4. 事故と修理

火災の場合、金屬機の方が木製機より安全なのは勿論である。不時着陸等の際に、地面や樹木に飛行機が衝突する場合には、

木製機では各部が激しく破壊飛散して、乗員に危害を及ぼす。金屬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。なほ軍用機にあつては敵彈を受けた場合に於て、木製機は全く價値がない。

破損した飛行機の修理に於ても、鉸着、ボルト着の多い金屬機では、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。

## 5. 結 論

以上述べて來た所で明らかなやうに、木製機は價格の點を除いては全く金屬製機に及ばない。従つて飛行機は現在では原則として金屬就中輕合金で製作され、稀に特殊の用途に用ひるもの及び練習機として木製のものが用ひられるのみである。

## 第5章 空氣の性質

## 第1節 大氣の状態

## 1. 大氣

地球上の空氣は地上約 300 斤の高さに及んでゐるが、このうち地表から高さ約 11 斤、即ち 11,000 米までの層を對流圈といふ。對流圈では太陽熱で地球の表面が熱せられると、之に接する空氣が温まつて上昇し、之を補ふために上層の寒冷な空氣が下降する。即ちこゝに所謂對流の循環作用が起り、雲、霧、雨、雪等の氣象變化を生じ、時々刻々變化する突風を伴つた風が吹く。

11,000 米より高いところを成層圈と呼ぶ。此處では空氣の對流がないから、もはや對流圈のやうな氣象變化は起らず、常に晴天で、雲影なく、たゞ地球の自轉に基く一様な風が一定の方向に吹いてゐるのみである。

それ故に成層圈では航空が著しく容易である。その上、空氣が地表の四分の一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(第5章第2節4参照)。しかし氣温は零下 56.5° C の寒さであつて、空氣の稀薄さとともに人體にとつて頗る苦痛である上に、一番不利なことは發動機の馬力が大體空氣の濃さに正比例して低下するから、成層圈用の飛行機の製作は中々困難である。それにも拘らず最近は各國で段々試作され始めた。

## 2. 氣壓

空氣は重さを持つてゐるから(地上では1立方メートルについて1.23 斤)、地表にある總べての物體はあらゆる方向から、300 斤に及ぶ空氣の柱で押さへつけられてゐることになる。これを氣壓といふ。氣壓を地表で測定すると、1 平方糎につき約 1 斤である。之を水銀柱氣壓計の讀でいひ表すと 760 糎である。

地表での氣壓は氣象の變化とともに變化するが、730 糎といふやうな低氣壓は極めて稀である。しかし、高空に昇るに従つて、氣壓はどんどん低下する。たとへば 4,000 米(富士山頂の高さ)の高度では、氣壓は大體 460 糎であり、13,000 米の上空では、150 糎即ち地上の約五分の一に低下する。上空へ昇るに従つて、そのまだ上に在る空氣が少くなるからである。地表の空氣は、最下層にあつて所謂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。

## 3. 高度と空氣の比重

氣體の比重は壓力に正比例する。上空へ昇るに従つて氣壓が前述の如く低下するから、空氣の比重もまた漸減する。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 米で空氣の比重は地上の半分になり、13,000 米で地上の四分の一近くになる。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。

空氣の比重は壓力に正比例する一方、絶對温度に逆比例する。大氣の温度は高度 1,000 米につき 6.5° C の割合で低下するから従つて温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 5,600 米で地上の半分に減ず



るのに、空氣の比重は 6,700 米で半分になる。又 13,000 米での氣壓は地上の五分の一であるのに、空氣の比重は四分の一である。

4. 國際標準大氣

飛行機の性能即ち水平速度、上昇速度、航續距離等は、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。従つて飛行機の性能を表すには高度の値を必要とする譯であるから、性能を相互に比較するには一定の標準の氣壓と氣温のとき、言ひ換へれば空氣の比重が一定標準のときの數字に換算しなければならない。このために、次の表に示すやうな國際標準大氣といふものが定められてゐる。

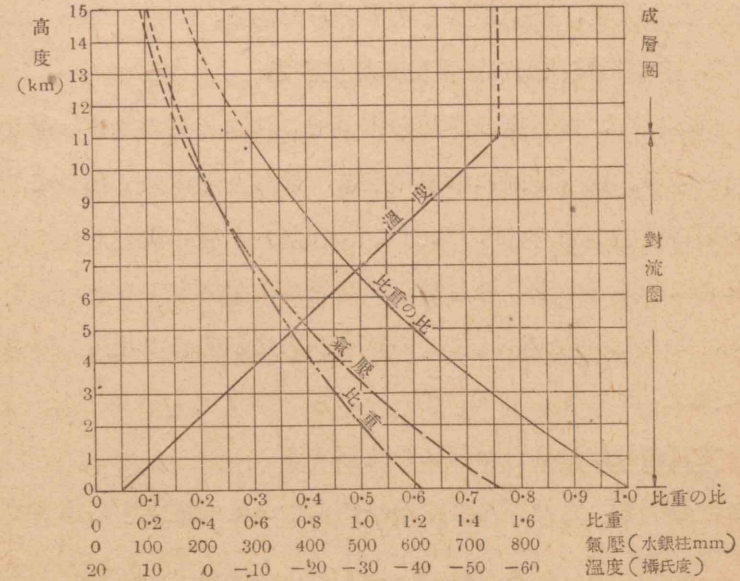
國際標準大氣

高度 (m)	温度(攝氏)	氣壓(水銀柱の mm)	空氣の比重 (1 立方 m に付き kg)	空氣の比重の比 (地上の比重を 1.0 として)
0	15.0	760	1.226	1.000
1,000	8.5	674	1.112	0.907
2,000	2.0	596	1.007	0.821
3,000	-4.5	526	0.910	0.742
4,000	-11.0	462	0.820	0.668
5,000	-17.5	405	0.737	0.601
6,000	-24.0	354	0.660	0.538
7,000	-30.5	308	0.590	0.481
8,000	-37.0	267	0.526	0.429
9,000	-43.5	230	0.467	0.380
10,000	-50.0	198	0.413	0.336
11,000	-56.5	170	0.366	0.293
15,000	-56.5	98.4	0.211	0.172

これらの温度及び氣壓の値は、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 38 圖である。

第 38 圖 國際標準大氣



第 2 節 空氣抵抗

1. 前進の抵抗

總べての物體は、空氣中を進行するとき空氣の抵抗を受ける。汽車が走るときには、この空氣の抵抗のほかに、レールと車輪の間の摩擦抵抗を受ける。汽船が走るときには、水上部分は空氣抵抗を受け、水中の部分は水の抵抗を受ける。これらの抵抗に打ち勝つて進行するためには、汽車は機關車の牽引力、汽船はプロペラの推力を必要とする。

汽車や汽船では、速力が遅くて空氣の抵抗は摩擦抵抗や水抵抗に較べて遙かに小さいから、さほど重要ではない。しかし飛行機が空中を飛行するときには受ける抵抗は、空氣抵抗が全部であるか

らこれを軽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、従つて發動機の馬力が同じでも大なる速度が出せ、航続距離を増すからである。

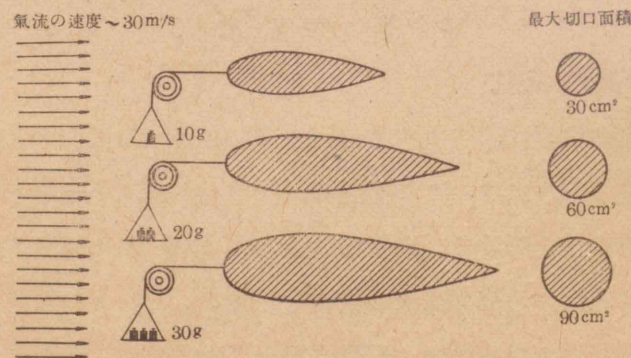
## 2. 空気抵抗は切口面積に正比例する

例へば今、飛行船の模型を作つてこれに一定の速さの風を當てたとする。第 39 圖に示すやうに、形が全然相似であつて、最大の切口面積が夫々 30, 60, 90 平方糎の 3 種の模型を作つて、これらに秒速 30 米の風を當て、空気抵抗を測定すると、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、  
空気の抵抗は切口面積に正比例する

ことが判る。之はどんな形の物體についても成立する事實である。

第 39 圖 物體の大きさと空気抵抗との關係



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、荷物を積みば、あとは出来るだけ切口面積を小さくして空気抵抗の軽減を計らねばならない。車輪を引込式にするのも切口面積を小さくする爲である。

## 3. 空氣の抵抗は速度の二乗に比例する

前の切口面積 60 平方糎の飛行船模型に、こんどは每秒 30 米、20 米、10 米と違つた速さの風に當て、その空気抵抗を測定すると、

風速 (每秒米)	30	20	10
抵抗 (グラム)	20	8.8	2.2

といふ割合に減つて行く。これから、

空氣の抵抗は速度の二乗に比例する

ことが判る。何故ならば

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

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. 空氣抵抗は空氣の比重に正比例する

大氣の温度及び氣壓によつて、空氣の比重が變化することは既に述べた。

前と同様な實驗を空氣の比重の異なつた時に繰返して見ると、

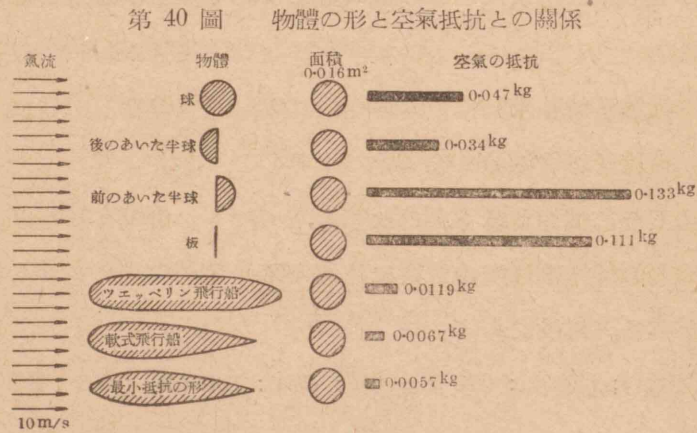
空氣の抵抗は空氣の比重に正比例する

ことが判る。従つて同じ飛行機が或速さで、地上近く空氣の比重の大きいところを飛ぶより、何千米といふ高空の空氣の稀薄な比重の小さいところを飛ぶ方が、抵抗が著しく小さい。

成層圏飛行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. 形狀による空氣抵抗の差

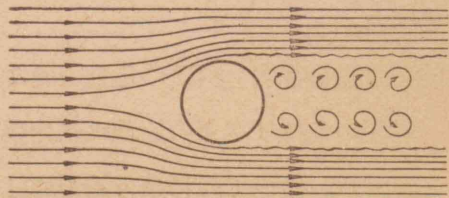
こんどは、同じ切口面積 160 平方糎のさまざまな形状の模型を作る。これにいつも秒速 10 米の風を當て、その空氣抵抗を計



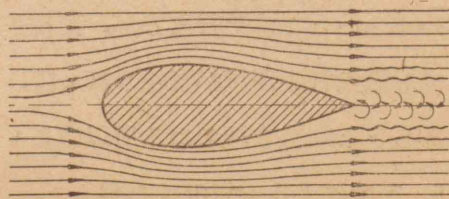
測する。その結果は、第 40 圖の如く形状によつて抵抗に甚しい差がある。飛行船の受ける抵抗は頗る小さいのに、球や、圓板や、前の開いた半球等は、夫々飛行船の 8, 20, 24 倍といふ大きい抵抗を受ける。第 41 圖

は圓柱の後に出来る渦を示し、第 42 圖は流線形切口の柱の後に出来る渦を示してゐる。此の二者を比較すると後者の渦は著しく小さい。従つて空氣抵抗もまた著しく小さい。流線形とは、かくの如く

第 41 圖 圓柱の後に出来る渦



第 42 圖 流線形断面の柱の後に出来る渦



測する。その結果は、第 40 圖の如く形状によつて抵抗に甚しい差がある。飛行船の受ける抵抗は頗る小さいのに、球や、圓板や、前の開いた半球等は、夫々飛行船の 8, 20, 24 倍といふ大きい抵抗を受ける。第 41 圖は圓柱の後に出来る渦を示し、第 42 圖は流線形切口の柱の後に出来る渦を示してゐる。此の二者を比較すると後者の渦は著しく小さい。従つて空氣抵抗もまた著しく小さい。流線形とは、かくの如く

流線に圍まれた形、即ち流れのなかで渦の發生の少い形を意味する。飛行機の各部分は、出来るだけ滑らかな流線形にしておかないと、大きな渦が發生して空氣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、支柱等を流線形にするのは勿論、車輪、尾輪まで引き込んで極度の流線形化に努めてゐる。

機體の外皮は鋸頭による凸起等のないやう平滑でなければならぬのは勿論であるが、塗裝も磨きをかけて十分滑らかに仕上げる事が大切である。

### 6. 空氣抵抗の公式

以上述べたことを綜合して、空氣抵抗は

$$D = C \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

で與へられる。但し

$D$  空氣抵抗 kg

$C$  形状によつて變化する係數

$\gamma$  空氣、1 立方 m の重さ kg

$g$  地球の重力の加速度即ち 9.8 m/sec<sup>2</sup>, 従つて  $\gamma/g$  は空氣の密度である。

$v$  速度 m/sec

$S$  最大切口面積, m<sup>2</sup>

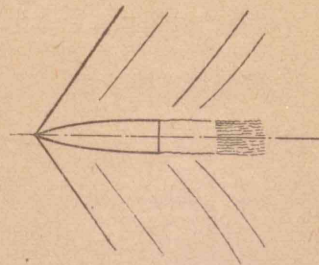
$\frac{\gamma}{2g}$  は普通地上で 1/16 の値を持つ。上空での  $\gamma$  の値は國際標準大氣の表からすぐ讀み取れる。

$C$  は物體の形状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)	流線形支柱	流線形張線	飛行機胴體	冷却器	浮舟	車輪
Cの値	1.12~1.34	1.08	0.8~1.20	0.24	0.03	1.1	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			軸の方向			軸に直角	〃	〃				

速度が音波の速度即ち毎秒 333 米近くになると、この抵抗係数の値  $C$  が著しく大きくなる。これは物體の頭部で空氣が壓縮されて、壓縮波即ち音波を發生し、そのために著しく大きいエネルギーが消費されるからである。飛行機の秒速は既に 210 米に達してゐて(第 2 章第 1 節 1 参照) 音波の速度の約 7 割にもなつて來て、壓縮性の問題は、ますます重要になつて來た。第 43 圖は毎秒 600 米の超音波の高速で飛んでゐる彈丸の周りに發生する空氣の壓縮波を示す。

第 43 圖 彈丸の周りに發生する空氣の壓縮波



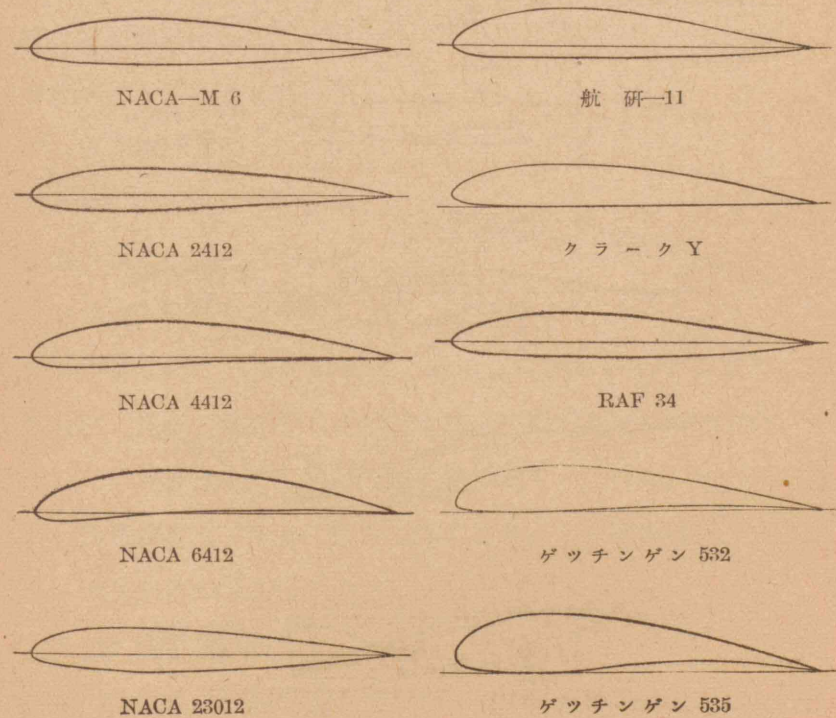
## 第 6 章 翼とプロペラ

### 第 1 節 翼の性質

#### 1. 翼

飛行機の翼は、前端で丸味を持ち、後端で薄く尖つた、上反のある斷面を持つてゐる。第 44 圖は、最近の飛行機に屢々採用される翼斷面を集めたものである。

第 44 圖 最近の飛行機に屢々採用される翼の斷面

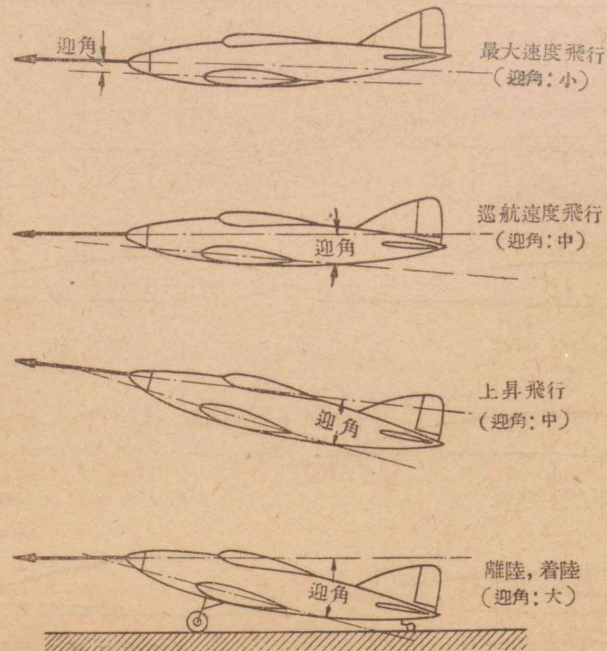


翼断面の前縁の丸味の中心と、後縁の中心とを結ぶ直線を翼弦といふ。稀には下側に引いた切線を云ふこともある。飛行機が飛んでゐるとき、その進行の方向とこの翼弦とのなす角を迎角と呼ぶ。つまり氣流が翼に当たる傾の角が迎角である。

飛行機がいろいろの速度で飛び、上昇をしたり、下降をしたり、自由自在に飛び得るのは、飛行中にこの迎角をいろいろに變へるからである。操縦者が、發動機の絞弁を加減して、發動機の回転數即ち馬力を調節し、一方昇降舵を引いて、飛行機に適當の迎角を與へると、この迎角に應じて飛行機は水平飛行、上昇飛行、降下飛行等あらゆる運動をすることが出来るのである。

飛行機が離陸するとき、又は着陸するときのやうに、速度が最

第 45 圖 各種飛行状態と迎角との關係



も小さい時には、この迎角は  $10^\circ$  乃至  $15^\circ$  といふやうな大きい角になつてゐる。

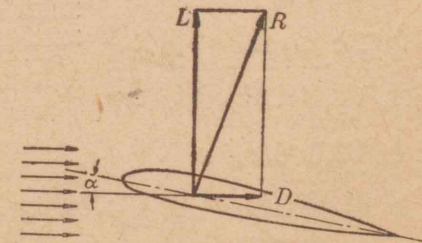
巡航速度で水平に飛んでゐるとき、又は上昇飛行中には、速度はやゝ大きく、迎角は  $5^\circ$  乃至  $8^\circ$  といふやうな値を持つてゐる。飛行機が全速力で水平飛行をしてゐるとき、又は地面に對して垂直に近い角度で急降下をしてゐるときには、この迎角は  $+3^\circ$  から  $-6^\circ$  といふやうな角になる (第 68 圖)。

2. 翼に働く空氣の力

飛行機が飛ぶと、飛行機の速さをもつて風が翼に当たる。そのため翼には第 46 圖のやうに垂直よりやゝ後方に傾いた  $R$  なる

力が働く。この力は飛行機の前進方向に反對で、進行を妨げようとする抗力  $D$  と、氣流に直角な方向を向き、飛行機を重力に打勝つて空中に支へる揚力  $L$  との二つの力に分けて考へるこ

第 46 圖 翼に働く空氣力

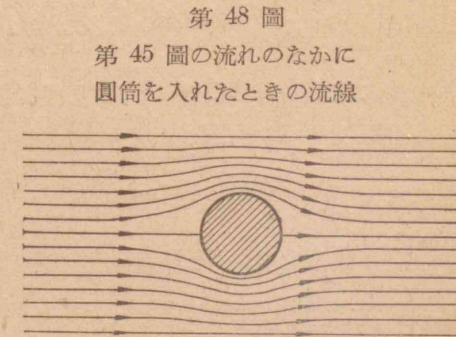
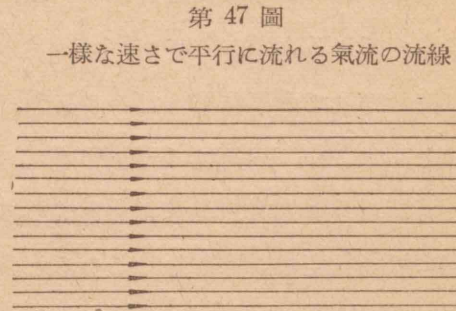


とが出来るので、通常この 2 方向の力に分解する。前章では球、飛行船、圓板、柱のやうな物體に空氣が当たると氣流の方向に物體を後に押し力、即ち空氣抵抗だけが働くと述べた。所が翼の場合には抵抗だけでなく、揚力も出てくる。この揚力は然らばどうして發生するのであらうか。

3. 揚力の發生

第 47 圖は、一樣な速さで平行に流れてゐる氣流の流線を表は

す。この中に圓筒を入れた場合の氣流の流れを數學的に解くと第 48 圖のやうになる。勿論こゝでは、空氣を粘性もなく、かつ壓縮性もないものとしてゐる。従つてこの中では、どんな物體も渦を發生せず、表面の摩擦もないから、全く抵抗力を生じない。なほこの流線の疎なところは速度が小さいことを、流線の密なところは速度が大きいことを意味してゐる。

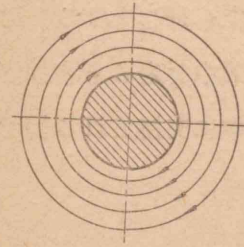


第 47 圖と第 48 圖とを比較して、次のことが判る。

- (1) 圓筒から無限に遠いところでは、流れの速度は圓筒がないときと少しも變化しない。
- (2) 圓筒の眞正面と眞背面では、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。このことは計算ではつきり出てくる。

次に、第 49 圖は、圓筒が回轉するときその周りに生ずる氣流を示してゐる。但しこの循環氣流の速度は、圓筒に近づくに従つ

第 49 圖  
圓筒の周りの循環の流



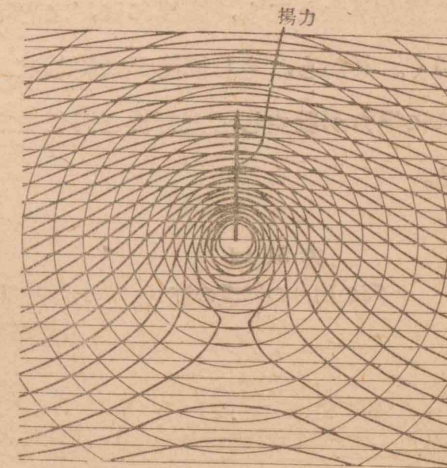
て大きく、遠ざかるに従つて次第に零に近くなる（流線の間隔が遠くへ行くほど大きくなつてゐるから）。

一般に流體力學で、一つの流れともう一つの流れを組み合わせるには、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。

つまり、圓筒のまはりに平行な流れと循環の流れとがある場合には、第 48 圖と第 49 圖とを重ね合はせて、その對角線を引けば流線が求められる。第 50 圖の太い線はその結果である。

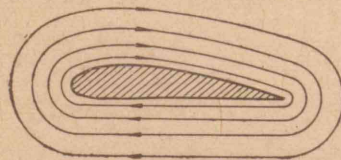
この結果から判ることは、圓筒の周りに平行な流れと循環の流れとがある場合には、圓筒の上側で流線が著しく密になり、下側で著しく疎になる。この循環は、第 49 圖の如く時計の針の方向であるが、もしこれが反對ならば、上側に疎で下側に密なところが出る。

第 50 圖  
圓筒の周りに平行な流と循環の流とが同時に存在するときの流線

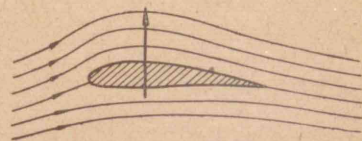


ベルヌイの定理によつて、一つの流れの中で、速度の大きいところでは圧力が小で、速度の小さいところでは圧力が大なることが明らかにされてゐる。従つてこの圓筒の上側では圧力が小、下側では圧力が大となり、圓筒には、之を下から上へ押し上げる揚力が働く。だから、もし圓筒が回轉しながら空気中を走るとすれば、これに揚力が發生して飛行機と同じやうに空中に支持される筈である。

第 51 圖  
翼の周りの循環の流

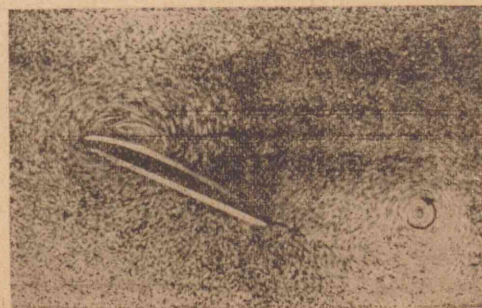


第 52 圖  
翼の周りの平行な流と循環の流とを組合はせた流



こゝまで圓筒について説明したと同様の流れを、飛行機の翼の周りに考へる。第 51 圖は循環の流れ、第 52 圖はこれと平行な流れを組合はせたものである。この流れでも、矢印のやうに、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、圓筒とちがつて飛行機の翼は回轉しないのに、どうして循環の流れが發生するかといふことであ

第 53 圖 翼の動き出しの渦

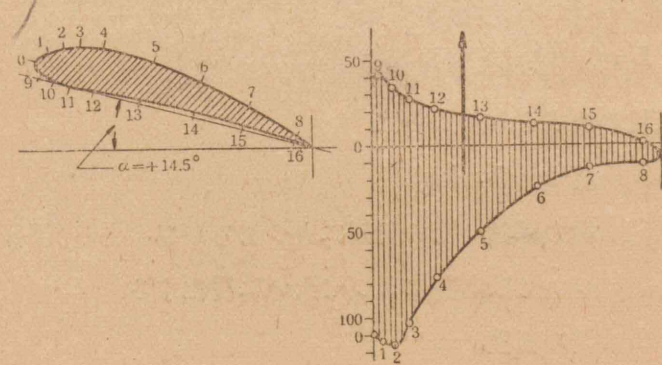


る。今空氣の中を、翼が動き初める瞬間の流れの模様を見ると、第 52 圖のやうに、翼の動き初めの位置に一つの渦即ち循環の流れが發生する。これは實際の空氣は粘性を持つてゐて、翼の表面に粘ばりつくためである。然るに渦は必ずもう一つの回轉方向の反對の渦と對をなして出来るものであるから、實際にはこの「動き出しの渦」と回轉方向が反對で同じ強さの渦即ち循環の流れが翼の周りに發生するのである。

4. 翼上の壓力分布

前に述べたやうに、翼に揚力が發生するのは、翼の周りに平行な流れと、循環の流れとがあつて、翼上では圧力が小、翼下では圧力が大になるためである。實際に翼の上面と下面の壓力を測定した結果を見ると、第 54 圖のやうである。右側の圖の 0 から上の曲線は翼下の押し上げる正の壓力、0 から下の曲線は翼上の吸ひ上げる負の壓力である。これはゲッチンゲン 387 の翼断面の迎角  $14.5^\circ$  のときの結果であるが、一般にどんな翼断面でも、この結果と同じやうに、翼上の吸ひ上げる壓力の方が翼下の押し上

第 54 圖 翼の上面と下面の壓力分布



げる壓力よりも概して大きい。従つて翼の揚力のためには、翼の上面の方が重要になる。

複葉では、下翼上面の低壓と上翼下面の高壓とが消し合つて、揚力の一部を失ふ。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、揚力の大部分である上面の低壓を失ふ下翼の方が、揚力の小部分をなす下面の高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2章第1節1項参照）が下翼を小さくしてゐるのはこのためである。

次に翼の左右の端を考へると、こゝでは翼の下面の高壓部から翼の上面の低壓部へ空氣が流れるために、やはり揚力の一部が失はれることになる。この損失は翼弦に比して翼幅が大きいほど小さい筈である。この翼幅と翼弦の比を縦横比じゆうわうひといひ、縦横比が小さいほど、即ち翼が正方形に近いほど、翼の效率が悪くなる。

5. 揚力の大きさ

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、速度の二乗に比例する。

$$L = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

空氣抵抗の公式とちがふのは

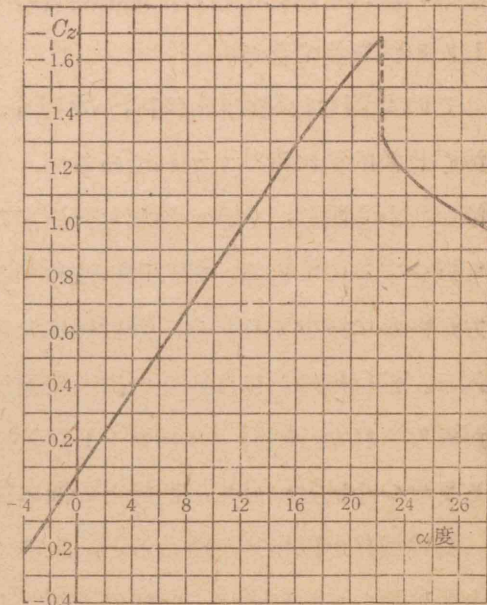
L 翼の揚力, kg

C<sub>z</sub> 揚力係數, 翼の斷面によつてちがひ, ある翼斷面については迎角によつて大いに變化する

S 翼の面積, m<sup>2</sup>

第55圖は、或翼斷面について、その揚力（即ち揚力係數 C<sub>z</sub>）が迎角によつて變化する模様を示す。

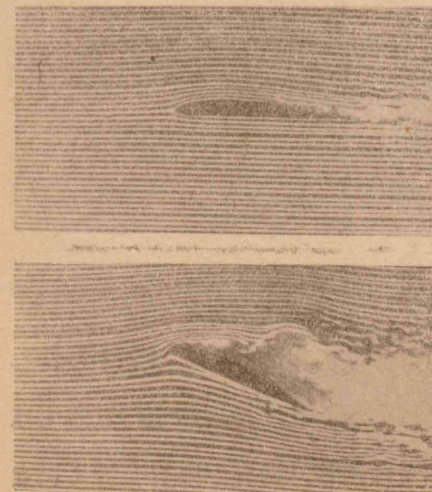
第55圖 翼の揚力と迎角との關係



翼の斷面は、第1節に述べた通り、普通は上反を持つてゐるから氣流が上方から 3° 乃至 6° の角（迎角 -3° 乃至 -6°）で翼に当たるときに零になる。迎角がこれよりまだ負の

角になると、揚力係數も負の値を持つ。即ち揚力は上向に働かず、

第56圖 翼のまはりの氣流



下向に働く。揚力零の迎角から迎角が増すと、ほゞこれに正比例して揚力係數も増加する。そして迎角 15° 乃至 20° で最大値に達する。

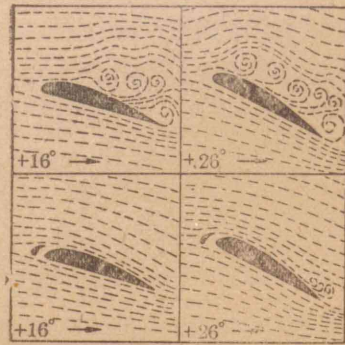
この迎角を超すと揚力係數は却つて減ずる。この迎角を翼の限界角と呼ぶ。第56圖は翼が限界角以下の



迎角にあるとき、及び同じ翼が限界角を超した迎角に在るときの空気の流れを示してゐる。之は空気の流れのなか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な通り、限界角以下の迎角では氣流が比較的翼に沿つて流れてゐるが、これを越すと翼の上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。飛行中に迎角がこの限界角を超えると、揚力が俄かに減少するから、飛行機は失速状態に陥り、屢々<sup>きりもみ</sup>錐揉に入る。飛行機の翼にはかういふ大缺點があるために、自動隙間翼<sup>じどうすまきよく</sup>が考案された。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、空気が翼の上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。隙間翼ではこのとき隙



間を通じて、翼の下面から上面へ空気を流出させて（下面では壓力が高く上面では壓力が低いから）、この現象が起るのを防ぐ（第57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。故に隙間翼では限界角は25°~35°に達し、最大揚力係數も25~65%増加する。しかし、いつでもこの隙間を開放しておくと、普通の飛行状態では空氣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、風壓によつて隙間が自動的に開く機構のものが用ひられてゐる。これが自動隙間翼である。

6. 翼の抗力と揚抗比

翼の抗力は、勿論他の物體の空氣抵抗と同様に、次の式で與へられる。

$$D = C_x \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

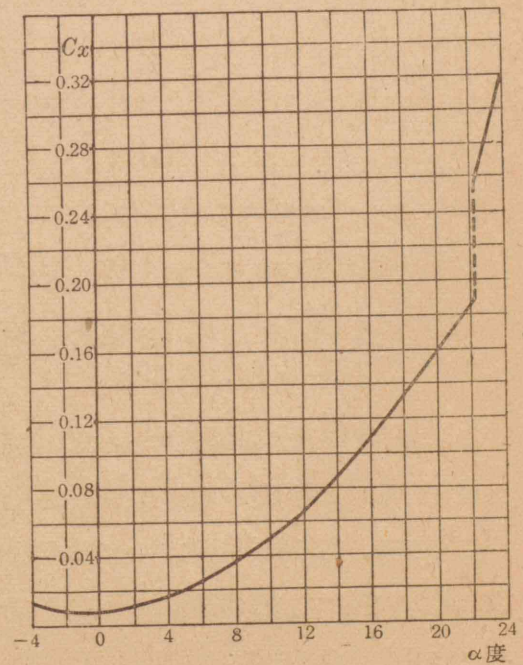
揚力の公式とちがふ記號は

D 抗力 kg

C<sub>x</sub> 抗力係數

第58圖 翼の抗力と迎角との關係

第58圖は、翼の抗力（即ち抗力係數 C<sub>x</sub>）が迎角によつて如何に變化するかを示す。圖から判るやうに、抗力は揚力が零になる迎角（-3°乃至 -6°）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。



翼の揚力と、抗力との比を揚抗比といひ、

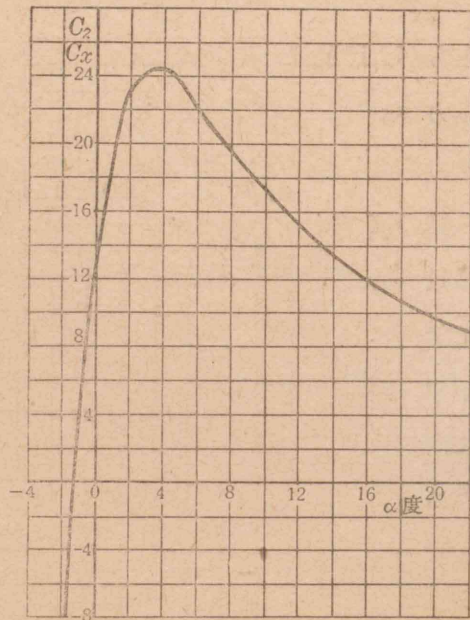
この比をとつて、これを迎角に對してグラフにすると第59圖のやうな揚抗比と迎角との關係が得られる。揚力と抗力の値は夫々

$$L = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

及び  $D = C_x \frac{\gamma}{2g} v^2 S$

であるから、揚抗比  $\frac{L}{D}$  は又  $\frac{C_z}{C_x}$  で與へられる。

第 59 圖 揚抗比と迎角との關係



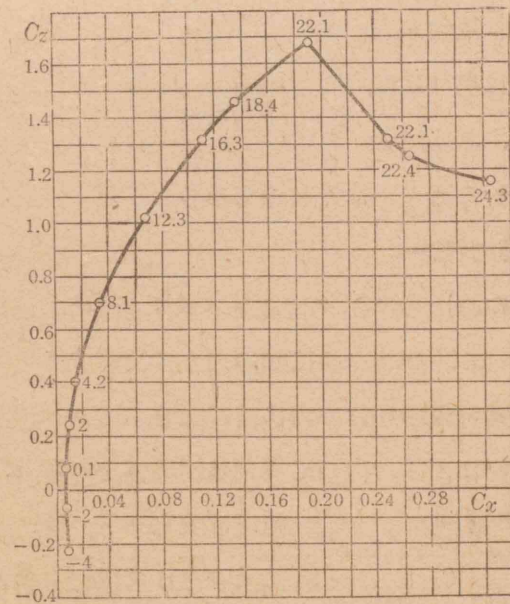
これから判る通り、揚抗比も、また或迎角（圖では  $+3^\circ$ ）で最大値を持ち、それ以外の迎角では、迎角が大きくても小さくても、小さくなる。ある翼断面について最も能率のいい迎角が、この揚抗比最大の點である。翼断面の形によつて、この最大の揚抗比は様々の値を持つてゐる。

それ故或翼断面の性質を示すためには、揚力と迎角の關係と、抗力と迎角との關係が必要である。この二つを一つにして示した

ものが揚抗極線圖であつて、縦軸に  $C_z$  の値を、横軸に  $C_x$  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  $C_x$  の値は  $C_z$  よりも遙かに小さいから、 $C_x$  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 60 圖は、NACA 23012 翼断面の揚抗極線圖である。

第 60 圖 揚抗極線圖



## 第 2 節 プロペラの作用

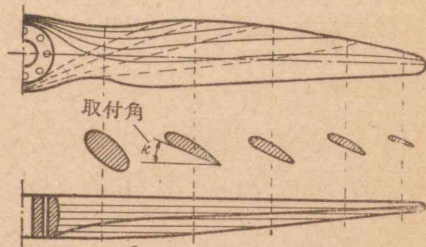
### 1. プロペラの構造

飛行機が前進すると、翼、胴等に空氣抵抗が働き、之等は一維になつてその前進を妨げる。故に飛行機は發動機でプロペラを回轉し、プロペラの發生する推力によつて進行をつゞける。若し推力が全空氣抵抗に釣合へば飛行機は等速度運動をつゞけ、之に打勝てば速力を増す。

プロペラは木製、金属製又は兩者を混用した被包式の 2~4 枚の翼を持ち、断面の形は飛行機翼の断面とほぼ同様であるが、強度の関係上中心部に近い程厚く、翼端に行く程薄くなつてゐる。

プロペラ翼はプロペラ軸に直角な回転面に對し或角度をなして取付けられる。この角を取付角といひ、取付角は第 61 圖に示すやうに、根本で大きく、翼端に行くほど小さくなつてゐる。

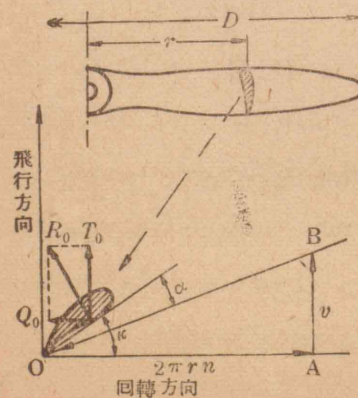
第 61 圖 プロペラ



2. プロペラの推力

プロペラの中心から半径  $r$  の距離に於て、極めて薄い翼の断面即ち翼素を考へる。プロペラは軸の周りに回転すると同時に、飛行機の速さで飛行機の進行方向に進むから、プロペラ翼が前進する経路は螺旋形になる。従つて翼素は回転数を毎秒  $n$ 、飛行機の

第 62 圖 翼素に發生する推力及びトルク



前進速度を  $v$  とすれば、第 62 圖に示すやうに進行方向に  $v$ 、その直角の方向に  $2\pi rn$  の速度を有するから、その合成速度  $OB$  を有することになり、翼の取付角は  $\kappa$  であつても、氣流は翼素に對し  $\alpha$  の迎角を以て流れる。この場合翼素に對する空氣の作用は飛行機翼に對する作用と全く同じで、空氣の

合力  $R_0$  の軸方向の分力  $T_0$  は推力となり、回転方向の分力  $Q_0$  はプロペラを回転するのに反對するモーメントを生ずる。かやうな翼素に働く力がプロペラ全翼に集合すれば、プロペラの推力  $T$  及び回転モーメント  $Q$  となる。 $Q$  はプロペラの抗力であるから、之に反對して發動機を回転させれば、プロペラの推力が得られるのである。

プロペラの回転数が  $n$  毎秒で、翼の先端の描く圓の直径が  $D$  ならばその發生する推力  $T$  は次式で表はされる。

$$T = C_T \frac{\rho}{g} n^2 D^4$$

$C_T$  はプロペラの推力係數と稱される無名數で、プロペラの形状、回転數等に依つて夫々異なる値をもつ。

3. 可變ピッチプロペラ

翼素の迎角はプロペラが回転するだけならば取付角に等しく、飛行機の速度が増すに従つて小さくなる。従つて最大水平速度に對して迎角を適當にするときは、これより速度の小さい巡航飛行や上昇飛行では、迎角はその各場合の最適の迎角より小さくなり、效率が下がる。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、滑走距離が長くなる。水上機では、このため離水困難になる場合さへある。従つてこのやうな低速度のときは、取付角を大きくする必要がある。この目的のため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にしたものが可變ピッチプロペラであつて、之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。最近の飛行機は一部の小さな練習機等を除く外、殆どあらゆるものが之を装着してゐる。

## 第7章 飛行機の性能

飛行機の能力が性能である。水平飛行についていへば**最大速度**、**最小速度**、**巡航速度**、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**、**離着陸**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**、**航続距離**（又は行動半径）、等が主な性能である。

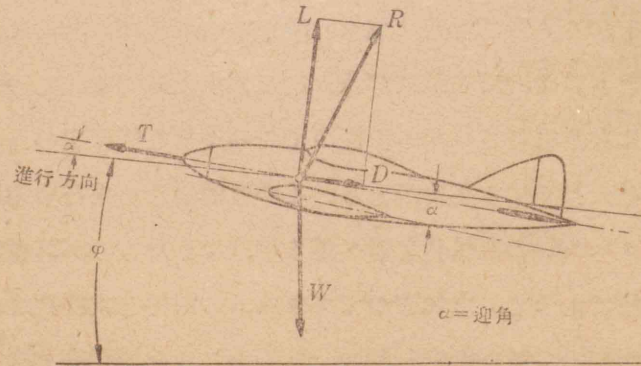
## 第1節 飛行機の定常運動式

## 1. 飛行機に働く力

性能を論ずるには飛行機を質点と見做し、これについて加速度のない定常運動を考へる。この場合飛行機に働く力は

- (1) 飛行機全體に働く空氣力  $R$
- (2) プロペラの推力  $T$
- (3) 地球の重力（即ち飛行機の重さ） $W$

第63圖 上昇飛行中飛行機に働く力



だけである（第63圖）。

今飛行機が、地面に對して  $\phi$  なる傾をなす直線の方に進んでゐる。飛行機の翼弦は、この方向即ち氣流の方向に對して  $\alpha$  なる角をなす。これが即ち迎角である。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  $L$  と抗力  $D$  とに分解して考へると便利である。こゝで、勿論揚力は進行の方向に垂直、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**と呼ぶのであるが、飛行機の主翼は大抵この前後軸に  $1^\circ$  乃至  $3^\circ$  の傾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  $(\alpha-1)^\circ$  度  $\sim$   $(\alpha-3)^\circ$  度の傾をなす筈であるが、今こゝでは説明を簡單にするために、この取付角を零、即ち推力線が翼弦に平行であると考へる。

重力は常に地面に垂直の方向に働く。

従つて飛行機に働く力は

$$\text{進行の方向に} \quad T \cos \alpha = D + W \sin \phi$$

$$\text{進行方向に垂直な方向に} \quad T \sin \alpha + L = W \cos \phi$$

なる釣合の状態に在る。

## 2. 飛行機全體の揚抗極線圖

前節に述べた揚力  $L$  は、翼のみの揚力と同様に

$$L = C_L \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

で與へられる。但し  $C_L$  は迎角によつて變化する。主翼以外には揚力を出すやうな部分が殆どないから、この  $C_L$  は普通主翼の揚力係數そのまゝをとる。

全機の抗力は翼の抗力と翼以外の部分の有害抗力との和であつ

て

$$D = C_x' \frac{\gamma}{2g} v^2 S + \Sigma C_{xs} \frac{\gamma}{2g} v^2 S_p$$

で與へられる。

こゝで  $C_x'$  翼のみの抗力係數

$C_{xs}$  各部分夫々の抗力係數

$S_p$  各部分夫々の切口面積

$\Sigma$  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記號である。

この式を書き改めれば

$$\begin{aligned} D &= C_x' \frac{\gamma}{2g} v^2 S + \Sigma C_{xs} \frac{S_p}{S} \frac{\gamma}{2g} v^2 S \\ &= \left( C_x' + \frac{\Sigma C_{xs} S_p}{S} \right) \frac{\gamma}{2g} v^2 S \\ &= C_x \frac{\gamma}{2g} v^2 S \end{aligned}$$

となる。但し

$$C_x = C_x' + \frac{\Sigma C_{xs} S_p}{S}$$

この  $C_x$  は抗力係數で、 $\frac{\Sigma C_{xs} S_p}{S} = C_x''$  は有害抗力係數と呼ばれる。

$C_x'$  は迎角によつて變化するが、 $C_x''$  の方は普通迎角によつて變化しない常數と見做す。

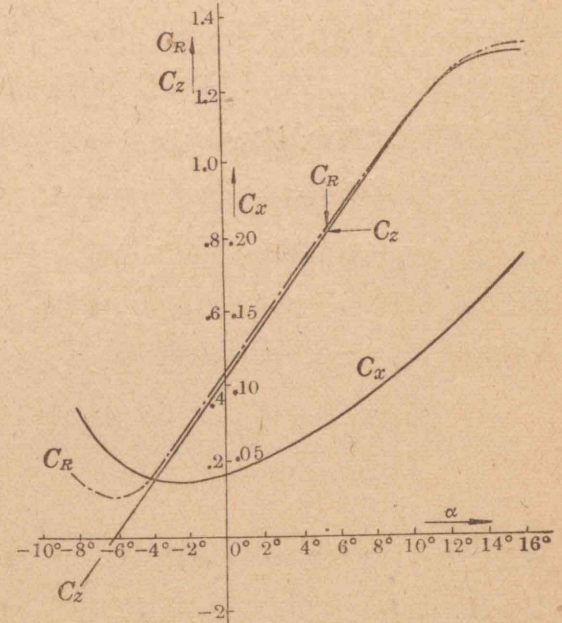
この有害抗力係數は、各部分の切口面積とその各の抗力係數とが與へられれば、その積を總和してそれを翼面積で割つて、始めて求められるものである。概括していへば、 $C_x''$  は空氣抵抗の非常に小さい、高速機、滑空機などでは 0.007~0.015、抵抗の多い練習機などでは 0.03~0.04 といふやうな値を持つてゐる。合力

$R$  は揚力及び抗力を 第 64 圖 飛行機全體の揚力, 抗力, 合力係數

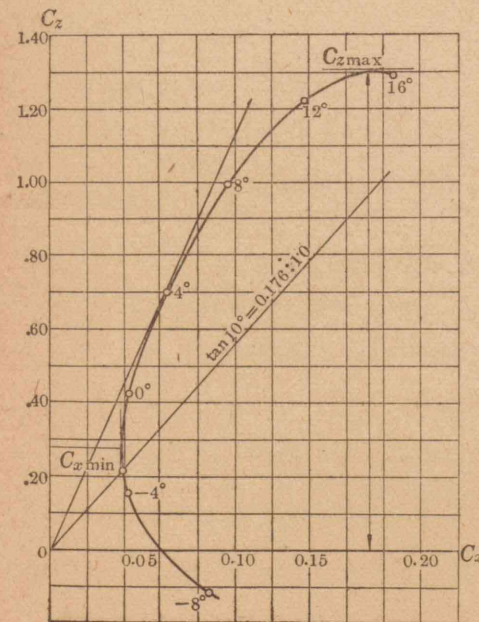
2 邊とする直角三角形の斜邊の大きさを持ち、従つて合力

$R = \sqrt{L^2 + D^2}$  であるから、合力係數  $C_R$  は  $\sqrt{C_L^2 + C_D^2}$  で計算し得る。

飛行機全體の揚力係數, 抗力係數及び



第 65 圖 石川島 R3 型練習機の揚抗極線圖



合力係數は迎角に對し、第 63 圖の如く與へられる。

性能を計算する場合に、 $C_L$  及び  $C_D$  の二つの曲線を扱ふことは、不便であるから、第 64 圖のやうに、主翼のみと同じやうにして揚抗極線として表はして用ひる。

第 64 圖及び第 65 圖は石川島 R3 型陸上練習機

について、夫々揚力、抗力、合力係数及び揚抗極線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

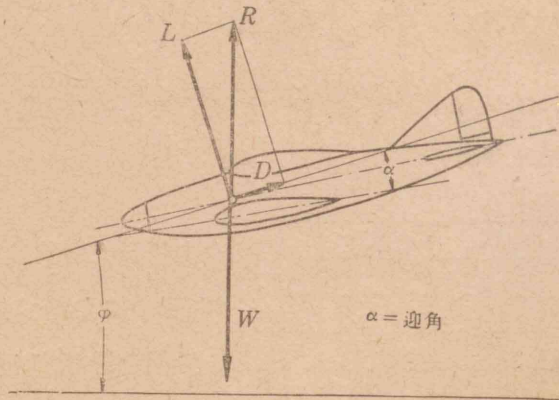
$$D + W \sin \varphi = 0$$

$$L = W \cos \varphi$$

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

第66圖 滑空飛行



角である。従つて  $\sin \varphi$  は負となるから上の2式は

$$W \sin \varphi = C_x \frac{\gamma}{2g} v^2 S = D$$

$$W \cos \varphi = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S = L$$

となる。この滑空飛行の力の釣合を示すのが第66圖である。

### 1. 滑空角

上の2式の比を求めれば

$$\frac{\sin \varphi}{\cos \varphi} = \tan \varphi = \frac{C_x}{C_z}$$

となる。

これから判るやうに、滑空角は翼面積、飛行機の重さ、空気密度(飛行高度)等に總べて無関係であつて、或機體についてはたゞ迎角によつてのみ變化する。

今第65圖の極線圖を持つ飛行機が、8度の迎角を以て滑空して居るとすれば、8度では  $C_x = 0.98$ ,  $C_z = 0.096$  であるから

$$\tan \varphi = \frac{C_x}{C_z} = \frac{0.98}{0.096} = 0.098$$

$$\varphi = 5^\circ 40'$$

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、或高度から滑空して出来るだけ遠いところに達し、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、極線圖で  $C_x/C_z$  が最大である迎角を求めて、その迎角で滑空すればよい。即ち極線圖に於て、原點0から引いた切線の切點の迎角が此の例では4°であるから、4°の迎角で滑空すればよい。

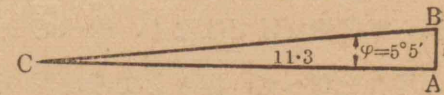
この迎角では、 $C_x = 0.70$ ,  $C_z = 0.062$  であるから

$$C_x/C_z = 0.089 \text{ 故に } \varphi = 5^\circ 5'$$

となる。だから第67

第67圖 最小滑空角

圖に示すやうに、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。

1,000米の高度で發動機に故障が起れば、11,300米即ち11軒

の範囲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  $(C_z/C_x)_{max}$  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

空中戦では、真下にゐる敵機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、地面に垂直に滑空するのを垂直降下といふ。

第 64 圖及び第 65 圖で判るやうに、此の例の飛行機では迎角が  $-6^\circ$  の時に  $C_x=0$  になる、然る時は  $\tan\varphi = \frac{C_x}{0} = \infty$  従つて  $\varphi=90^\circ$

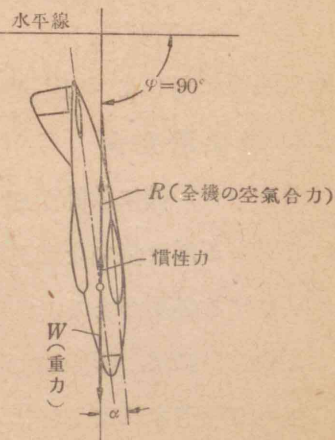
即ち飛行機は、 $C_x=0$  の迎角で滑空する時に垂直降下をする。

この垂直降下の場合には、主翼に働く空氣力が大きい振りのモーメントを持つから、この飛行状態は飛行機の強度の方から大切である。民間機などでも、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はなく、總べての飛行機に對してこ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 3 節 上昇飛行

#### 1. 上昇速度

第 68 圖 垂直降下



第 7 章第 1 節に出した飛行機の運動式は

$$T \cos\alpha = D + W \sin\varphi \dots\dots\dots (1)$$

$$T \sin\alpha + L = W \cos\varphi \dots\dots\dots (2)$$

なほ  $D = C_x \frac{\gamma}{2g} v^2 S$

$$L = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

であつた。この際のバワは

$$\text{バワ} = \frac{\text{仕事}}{\text{時間}} = \frac{\text{力} \times \text{距離}}{\text{時間}} = \text{力} \times \text{速度}$$

となるから、上昇中の飛行機が進行するために入用なバワ =  $(D + W \sin\varphi)v$  である。ところが、このバワはプロペラの出してゐるバワと等しくなければならない。發動機の馬力を  $P$  とすると、 $75 P$  が疋米/秒で表はしたバワになり、これにプロペラ効率  $\eta$  を乗じた  $75 \eta P$  がプロペラの出してゐるバワになる。

故に  $75 \eta P = (D + W \sin\varphi)v$

即ち  $75 \eta P = C_x \frac{\gamma}{2g} v^3 S + W v \sin\varphi$

こゝで  $v \sin\varphi$  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、上昇速度を  $w$  で表はせば

$$75 \eta P = C_x \frac{\gamma}{2g} v^3 S + W w$$

故に  $w = \frac{75 \eta P}{W} - \frac{C_x \frac{\gamma}{2g} v^3 S}{W} \dots\dots\dots (3)$

一方 (2) 式に於て、 $\alpha$  はせいぜい 15 度であるから、 $\sin\alpha \doteq 0$  とおき、又  $\cos\varphi \doteq 1$  とおく。さうすると

$$W = L = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

即ち  $v^2 = \frac{2gW}{\gamma C_z S}$

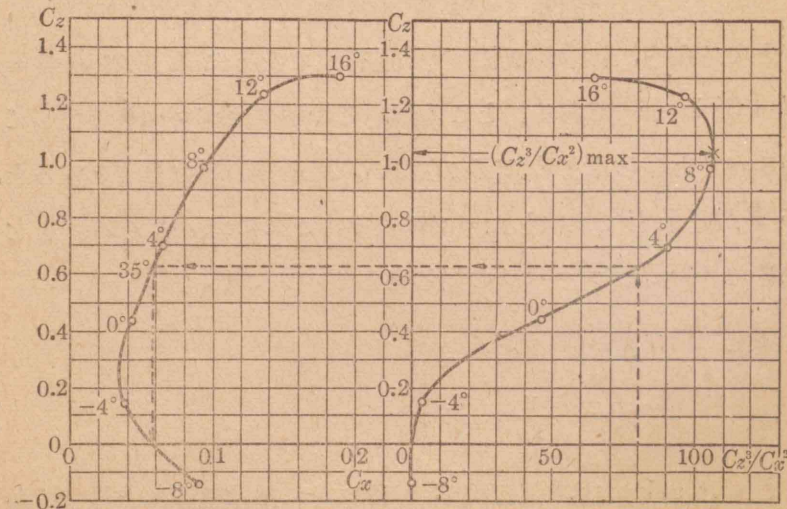
此の  $v^2$  の値を (3) 式の  $v^3$  に入れて  $v$  を消去すると、上昇速度  $w$  は結局

$$w = \frac{75\eta P}{W} - \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2g}{\gamma} \frac{1}{(C_z^3/C_x^2)}} \dots\dots\dots(4)$$

となる。

此の式中、迎角によつて變化するものは  $C_z^3/C_x^2$  の値である。

第 69 圖  $C_z$  と  $C_z^3/C_x^2$  との関係



今第 65 圖の極線圖から此の値を計算して、之を  $C_z$  に對してグラフにすると第 69 圖の右半のやうになる。此の値も勿論迎角によつて變化するが、この例では  $8^\circ$  に於て最大値に達する。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。即ち或飛行機の或高度での最大上昇速度  $w_{max}$  は

$$w_{max} = \frac{75\eta P}{W} - \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2g}{\gamma} \frac{1}{(C_z^3/C_x^2)_{max}}} \dots\dots\dots(5)$$

で與へられる。

2. 高度の影響

(5) 式中高度によつて變化するものは、發動機の馬力  $P$  と空氣の重さ  $\gamma$  とである。空氣の重さが高度に従つて大いに減少することは第 5 章に述べた。

大體飛行機用のガソリン發動機は、その氣化器のなかで空氣とガソリンの混合氣體をつくり、これをシリンダに吸入し、壓縮のうへ點火爆發させて、クランクを回轉させるといふ原理で出來てゐる。だから上空では、氣化器に入つて來る空氣が稀薄になつて、發動機の馬力が減少する。

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 項が段々大きくなるから、此の二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に従つて大いに減少する。

3. 上昇限度

高空に昇るに従つて、(5) 式の第 1 項が段々減じ第 2 項が段々増すから、此の両者が遂に等しくなつて  $w=0$  即ち上昇速度が零となる高度がある筈である。かくの如く、上昇速度が零となつてそれ以上昇ることの出來ない高度を**上昇限度**といふ。

實際の飛行機を飛ばせてこの上昇限度に達するまでには、理論上無限大の時間を要する譯であつて測定も困難であるし、一方この上昇限度は實用にもならない。だから通常上昇速度が 0.5 米/秒になる高度を**實用上昇限度**と呼ぶ。

4. 過給機

(5) 式から判る通り、出来るだけ上昇性能の良い飛行機を設計するには



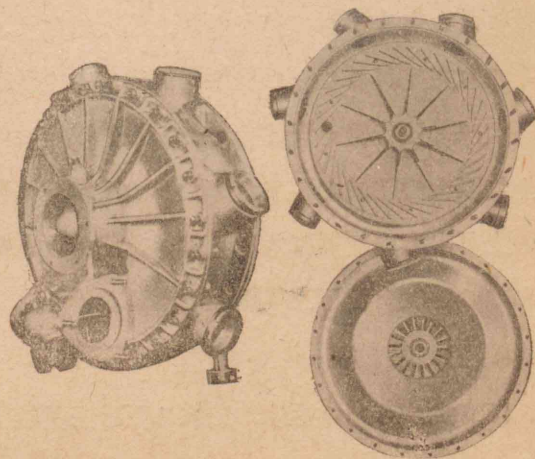
- (1) 効率の高いプロペラを採用すること ( $\eta$  が大)
- (2) 馬力の大きい ( $P$  が大) かつ高空に昇つても馬力減少の少ない發動機を積むこと
- (3) 飛行機の重量を出来る限り軽く作ること ( $W$  が小)

發動機の重さは一般に馬力に正比例するから、此の(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種類の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、搭載物を少くすることが必要になる。

- (4)  $(C_z^3/C_x^2)_{\max}$  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気力學的に効率の高い飛行機を設計しなければならない。

(2) に述べたやうに、高空で馬力の減少が少ない發動機を積むと、高空での上昇速度の減少が少ない。このためには發動機に過給機をつける。過給機は第 70 圖にその 1 例を示したやうに、通常

發動機の主軸から齒車仕掛で回転される遠心式の送風機であつて、これによつて高空の稀薄な空気を壓縮して地上の濃さにしてから氣化器に送るのである。

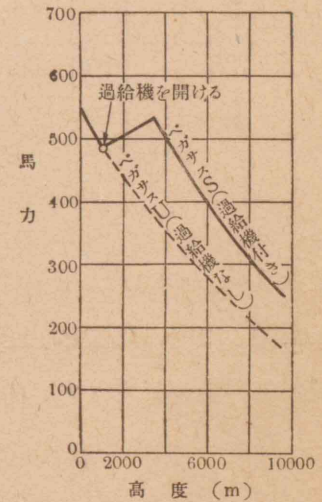


第 70 圖 遠心式過給機

かくすれば發動機の馬力減少を防ぐことが出来る道理であるが、高空に昇るに従つて過給機の運轉のために大きい馬力を吸収されることになる。従つてやはり馬力減少は免れない。

第 71 圖はイギリスのプリストル會社ペガサス 525 馬力の發動機について、高度により馬力が減少する狀況を示したものである。この圖から實線の過給機付のものとの間に点線の過給機無しのものとの間には可なり大きい差があることが判る。

第 71 圖 過給機の有無に依る發動機の性能比較 (ペガサス空冷 525 馬力)



現在の過給機付の發動機は、通常 4,000~6,000 米の高空で地上とほぼ同じ最大馬力を出すやうに設計されてゐる。近頃の空中戦は、普通 7,000~10,000 米邊の高空で行はれるから軍用機は此の高度で最大の性能を發揮するやう設計されてゐる。

5. 上昇時間

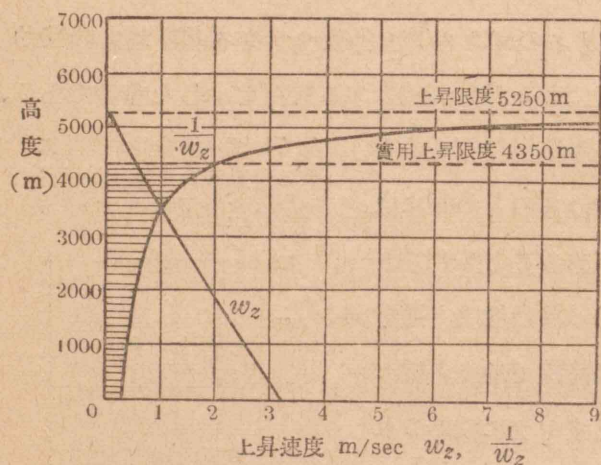
何千メートル昇るに何分かゝるかといふ時間は、次のやうにして求める。即ち先づ高さ 0 米 (即ち地上)、1,000 米、2,000 米、3,000 米と、各高度に於ける上昇速度  $w_{\max}$  を (5) 式から求めて、これをグラフにする。

前の例の飛行機では

高度 $z$ m	0	1,000	2,000	3,000	4,000	5,000	5,250
上昇速度 $w_z$ m/sec	3.15	2.48	1.89	1.28	0.78	0.15	0

これをグラフにしたのが第 72 圖の  $w_z$  曲線である。第 2 項に

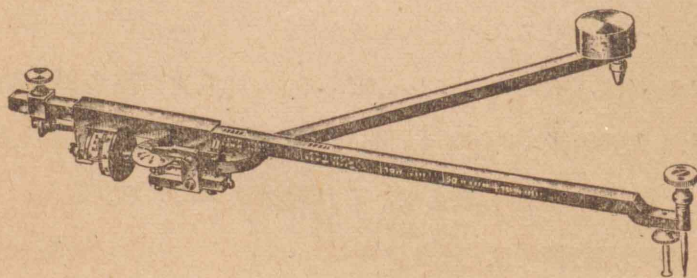
第 72 圖 高度と上昇速度との関係、上昇速度から上昇時間を求める作圖



も述べた通り、上昇速度は高度に従つて大いに減ずる。そして上昇限度は 5,250 米であつて、實用上昇限度は 4,350 米である。

此の  $w_z$  の逆数  $1/w_z$  を求めて、此の曲線をも第 72 圖に示した。此の曲線と縦軸との間の面積を、たとへばプラニメータで測ると、その面積が上昇時間を表す。其の結果は次の表に示すやうになる。

第 73 圖 プラニメータ



高度 z m	1,000	2,000	3,000	4,000	5,000	5,250 (上昇限度)
上昇時間(分)	5.9	13.5	24.0	40.2	76.1	∞

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零になつた特別の場合であるから、(4) 式に於て  $w=0$  として水平飛行に對する  $C_z^3/C_x^2$  を求める。

$$\text{即ち } \frac{C_z^3}{C_x^2} = \frac{1}{(75\eta)^2} \frac{2g}{\gamma} \left(\frac{S}{P}\right)^2 \left(\frac{W}{S}\right)^3$$

此の式の馬力  $P$  に、發動機の或高度に於ける最大馬力を入れ、ばその高度に於ける最大水平飛行が計算され、巡航速度の回轉數に相當する馬力を入れ、ば巡航速度が計算される。

こゝで  $W/S$  は翼面積當りの重量であつて、翼面荷重と呼ばれ、 $P/S$  は翼面積當りの馬力である。

或馬力で或高度を飛んでゐるとき、此の  $(C_z^3/C_x^2)$  の値が、たとへば 80 と出て來れば、この點を第 69 圖の右の圖から左の極線圖に移すと、 $C_x$  は 0.65、 $C_z$  は 0.058、迎角は  $3.5^\circ$  といふことが判る。

水平飛行では揚力が重さに等しいから

$$W = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S$$

$$\text{即ち } v = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2g}{\gamma} \frac{1}{C_z}}$$

上に求めた  $C_x$  の値とその高度の空氣の重さ  $\gamma$  の値とを此の式に入れて、各高度での水平飛行速度が算出されるのである。

2. 航續距離

或飛行機が一飛に飛び續け得る距離を航續距離といふ。

この航続距離は次の式で與へられる。

$$S = \frac{621\eta}{b} \frac{C_z}{C_x} \log \frac{1}{1 - \frac{W_b}{W_0}}$$

式中の記號は次の通りである。

$S$  ……航続距離, km

$\eta$  ……プロペラの効率

$b$  ……發動機 1 馬力 1 時間當りの燃料消費料, kg

$W_b$  ……出發の時に積み込んでゐる燃料の重さ, kg

$W_0$  ……出發の時の全備重量, kg

これから判る通り、飛行機の航続距離を大きくするためには、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。其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  $W_b/W_0$  が大きくなるから  $\log \frac{1}{1 - \frac{W_b}{W_0}}$  が大きくなって、航続距離が大きくなるのである。

### 第 5 節 離着陸

#### 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、離着陸の瞬間にはこの揚力は丁度全備重量  $W$  に等しい。即ち

$$L = C_z \frac{\gamma}{2g} v^2 S = W$$

此の式から判る通り  $C_z$  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、 $C_{z,max}$  に相當する迎角で接地するとき、着陸速度は最小になる。即ち離着陸

速度は

$$v_{min} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{1}{C_{z,max} \frac{\gamma}{2g}}}$$

地上では  $\frac{\gamma}{2g} \doteq \frac{1}{16}$  であるから、

$$v_{min} = 4 \sqrt{\frac{W}{S} \frac{1}{C_{z,max}}}$$

此の式で判る如く、離着陸速度を小さくするためには、翼面荷重  $W/S$  を小にするか、又は  $C_{z,max}$  の大きい翼断面を採用しなければならない。

#### 2. 離陸滑走

飛行機が離陸するときは、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 74 圖 離陸滑走中に飛行機に働く力

飛行機に働く水

平方向の力は、

第 74 圖に示す

如く、前向には

プロペラの推力  $T$ 、後向には

空氣抵抗の  $D$  と車輪の摩擦

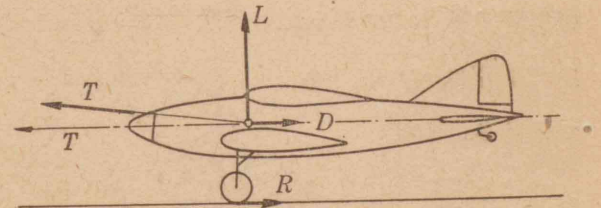
抵抗  $R$  とである。但し推力

の水平線に對する傾は小さい

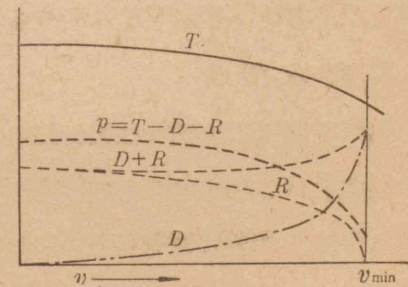
から無視する。摩擦力  $R$  は

車輪の接地點に垂直に働いて

ゐる力（全備重量－揚力）に



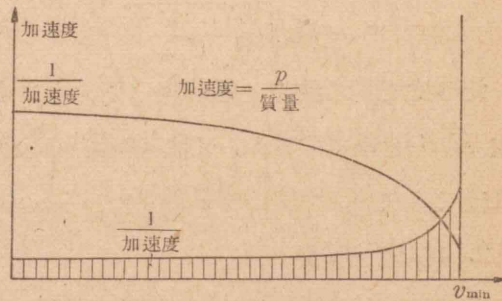
第 75 圖 離陸滑走中の諸力の變化



摩擦係数  $\mu$  を掛けて求められる。これらの力は總べて速度によつて變化するもので、第 75 圖は、滑走の速度を横軸にとつてこの變化を示したものである。

結局、前向に働く力  $p = T - D - R$  を飛行機の質量で割れば、加速度が求められる。この逆数を速度に對してグラフにし(第 76 圖)、縦線

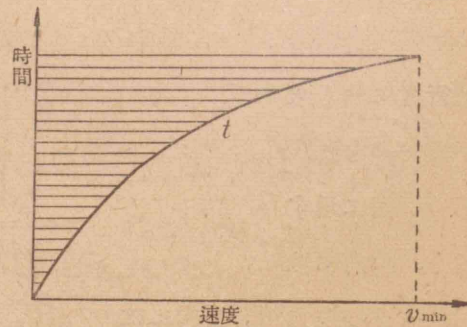
第 76 圖 離陸滑走時間を求める圖式計算



を引いた部分の面積を求めると、離陸の速度と滑走時間との關係が判る(第 77 圖)。

第 77 圖 離陸滑走距離を求める圖式計算

速度が  $v_{min}$  になれば飛行機は離陸するから此の面積は  $v_{min}$  の所で求める。



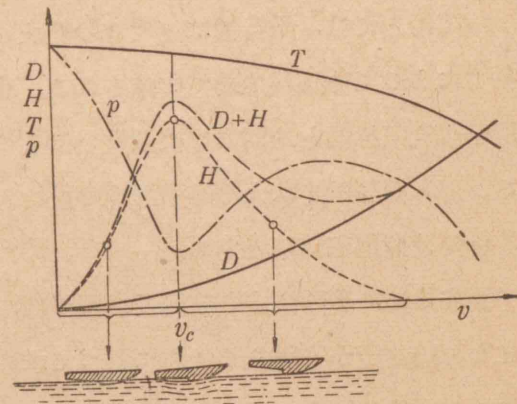
更に第 77 圖に於て横線を引いた部分の面積を求めると、結局離陸に要する滑走距離が算出される。

### 3. 離水滑走

第 78 圖は水上機又は飛行艇の離水滑走中に働く水平方向の力の變化を示したものである。陸上機の場合の第 75 圖と比較して違ふのは、車輪の摩擦抵抗  $R$  の代りに、浮舟又は艇體の水抵抗  $H$  が働くことである。この水抵抗は摩擦抵抗と趣を異にし、速度

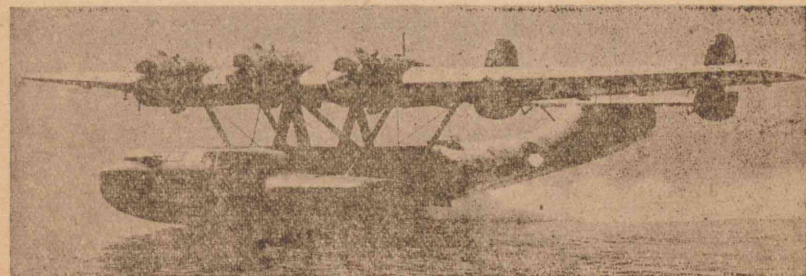
が大きくなるに従つて著しく増加し、限界速度  $v_0$  に達すると急に減少し始め、これは限界速度までは船と同じやうな水抵抗が働き、これを超すと所謂滑水状態に入つて、浮舟又は艇體が水面に浮き上り、底面だけに抵抗を受けるからである。

第 78 圖 離水滑走中の諸力の變化



この水抵抗の速度に對する變化は、浮舟又は艇體の模型を水槽實驗して求められる。

第 79 圖 離水時の飛行艇 (ドルニエ Do 24 型)



發動機ライトサイクロン 700-900 馬力×3, 最大速度 340 km/時, 實用上昇限度 5700 m, 航続距離 3500 km

此の第 78 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、たゞ離水時間のみが計算され又測定される。

## 4. 着陸滑走

離陸滑走では、飛行機は速度零の静止の状態から、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、着陸速度から空気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単である。

要するに、着陸滑走の時間及び距離は、離陸の場合と同様で、之を着陸速度から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  $\mu=0.06$  (普通の飛行場に對して) 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ゐるから、 $\mu=0.1\sim 0.15$  といふやうな大きい値をとる。

着水滑走の時間も、離水滑走の場合を逆に行つて、求めることが出来る。

證明は略するが、着陸滑走距離は大體次の式で計算することも出来る。

$$S = \frac{v_{\min}^2}{g \left( \frac{C_x}{C_z} + \mu \right)}$$

即ち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。又滑走時の迎角即ち地上静止角を大きくして  $C_x/C_z$  を大きくするか、又は摩擦係数  $\mu$  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、屢々車輪制動機が採用される。

## 5. 着陸衝撃

性能の問題ではないが、こゝで序に着陸の瞬間に、飛行機の受ける衝撃について述べよう。

飛行機が着陸の瞬間に、第80圖(a)のやうに地面に切線の方に接地することが出来れば、地面に對して垂直速度が少しもないから衝突は起らない。ところがかういふやうに理想的の切線着陸は滅多に行はれない。

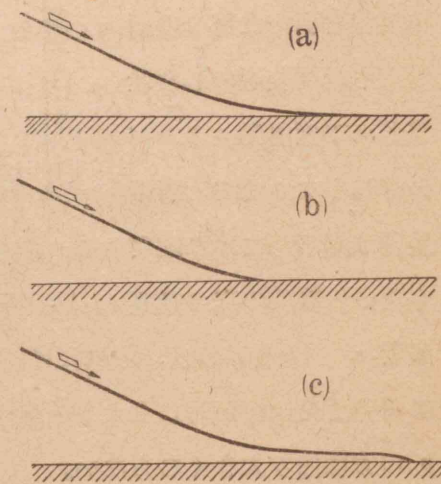
操縦者が地面を遠く判断し過ぎた場合には、飛行機を切線方向に起すまでに接地する(第80圖(b))。また反對に近く判断し過ぎたときは、地面に着くまでに切線方向に起してしまふ。そしてそれから飛行機は、地面に平行に投げられた物體のやうに、拋物線を畫がきながら接地する(第80圖(c))。いづれの場合にも、飛行機は垂直速度  $v_v$  を以て地面に衝突する。

従つて、この瞬間に持つてゐる垂直方向の運動エネルギー

$$\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_v^2$$

をうまく吸収してやらないと、飛行機は破壊する。この役目をするのが緩衝装置である。即ちオレオ、ゴム紐、鋼發條、車輪のタイヤ等が大きく變形して、比較的小さい力を受けながら、上記の運動エネルギーに等しいだけの仕事をして、衝撃を緩和する。

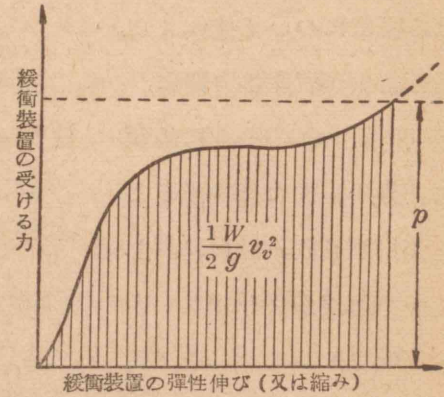
第80圖 三種の着陸



第 81 圖は、この緩衝装置に働く力とその伸または縮の関係を示す。圖に縦線を引いた部分の面積即ち緩衝装置のした仕事が、丁度運動エネルギーに等しくなるまで、緩衝装置は變形しなければならぬ。着陸の際の垂直速度  $v_0$  が大きければ、それだけ緩衝装置も大きく變形する。兎に角伸または縮が著しく大きいから、緩衝装置の受ける衝撃負荷  $p$  の方は餘り大きくならない。

現在の飛行機は、大體  $v_0=3$  米/秒 の垂直速度で接地するとき、十分その運動エネルギーを吸収するだけの緩衝装置を持つてゐる。そして  $p$  は、大きい場合には飛行機の全備重量の 2~3 倍に達する。

第 81 圖 緩衝装置の變形と力の関係



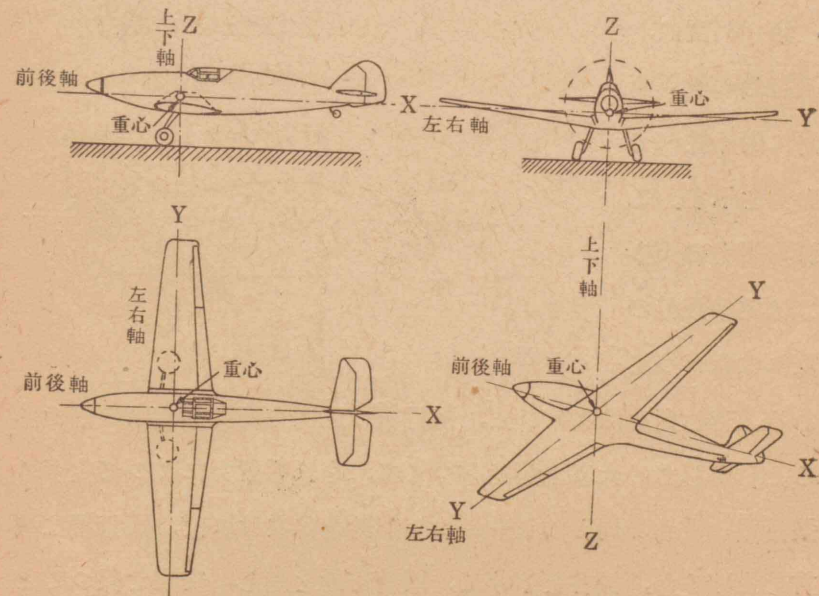
## 第 8 章 飛行機の安定

### 第 1 節 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 82 圖）。重心を通つて此の軸に垂直な軸が上下軸であり、前後軸と上下軸とを含む平面が飛行機の對稱面である。重心に於て此の對稱面に直角な第三軸が左右軸である。

第 82 圖 飛行機の三軸



#### 2. 縦の安定と横の安定

左右軸の周りの回轉運動、即ち飛行機が機首を上げたり下げた

りする動揺を縦揺たてゆれ（ピッチング）といふ。前後軸の周りの回轉運動、即ち翼の一端を上げたり下げたりする動揺を横揺よこゆれ（ローリング）といふ。上下軸の周りの回轉運動、即ち機首を左右に振る動揺を偏揺かたゆれ（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。

縦揺は飛行機の對稱面内の回轉運動であつて、この縦揺に對する安定を縦の安定といふ。横揺と偏揺はこの面を外れた運動であつて、両者は相關聯して起るから、此の二つを一括して横の安定と呼ぶ。

## 第2節 縦の安定

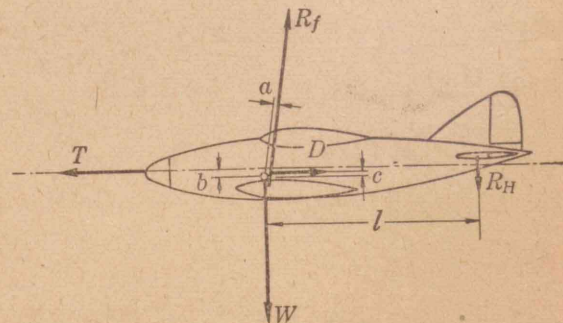
### 1. 力のモーメントの釣合

第83圖は、飛行機の對稱面内に働く總べての力を示す。これら諸力の大きさは定常飛行の際には釣合つて

ゐる。若し釣合はなければ、飛行機は速度や高度が變はる筈である。しかし力の大きさが釣合つても、それら諸力によつて生ずる飛行機の重心の周りのモーメントが釣合はなければ、飛行機は機首を上げるか、機首を下げて、回轉運動を起し、安定を保つことが出来ない。

飛行機に縦の安定を保たせるためには水平尾翼を取付け、之に

第83圖 飛行機の對稱面内に働く力



揚力をもたせる。従つて主翼の揚力と尾翼の揚力の和が重力に釣合ふ譯である。

此の場合、飛行機に働く諸力は

- $W$  重力
- $T$  プロペラ推力
- $R_H$  水平尾翼に働く空氣合力
- $R_f$  主翼に働く空氣合力
- $D_s$  有害抗力

である。之等諸力による重心の周りのモーメント  $M$  は、頭重の方向を正にとると

$$M = aR_f + bT - cD_s - lR_H$$

となるが、圖から判る通り、 $bT$  及び  $cD_s$  のモーメントはいづれも小さかつ通常反對の符號を持つから、モーメントの釣合には無視して差支がない。さうすると結局

$$M = aR_f - lR_H$$

ここに  $aR_f$  は主翼のモーメント、 $lR_H$  は水平尾翼のモーメントである。

釣合はモーメントが零のときに成立つから

$$+aR_f - lR_H = 0$$

$$\text{従つて } aR_f = lR_H$$

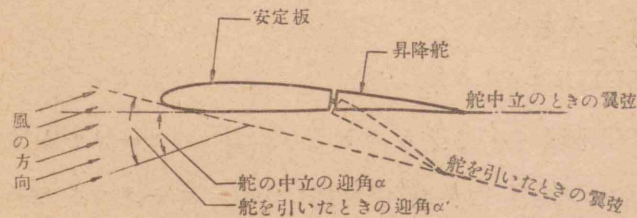
となる。即ち主翼と尾翼の重心に對するモーメントが釣合ふ場合に、飛行機は回轉運動を起すことなしに飛行し得るのである。ところが此の重心から  $R_f$  に下した垂直距離  $a$  は、迎角によつて鋭敏に變化する。従つて突風等のために釣合が破れて機首が突然上

に向くと、主翼の迎角が増してモーメントが増す。しかし同時に水平尾翼の迎角も増してそのモーメントも増す。普通の飛行機では尾翼によるモーメントの方が大きくなるやうに設計してあつて、機首が持上らうとすると之を抑制して安定を保つやうになつてゐる。

### 2. 昇降舵

第 84 圖は水平尾翼で安定板の端に昇降舵が附けてあつて、操縦席から之を操縦する。昇降舵を下げ舵に引いて點線の位置まで

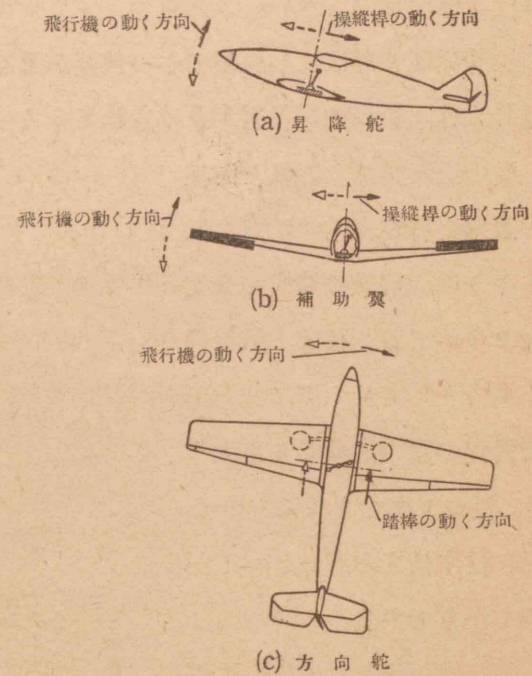
第 84 圖 昇降舵を引いた時の水平尾翼



下げた時には、水平尾翼が全體として反りの大きい、つまり揚力の大きい翼型になつたと考へられ、且迎角も  $\alpha$  から  $\alpha'$  に増したと考へられるから、水平尾翼の揚力  $R_H$  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。かくの如く昇降舵を引くことによつて  $R_H$  が自由にかへられるから、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て、他の飛行状態では昇降舵を上げ舵又は下げ舵に保つて飛行するのである。従つて上げ舵を引けば飛行機は機首を上げて上昇を初め、下げ舵を引けば機首を下げて下降に移る。かくの如く昇降舵によつて昇降の操縦が出来るのである。

第 85 圖は、操縦桿及び踏棒の動きと昇降舵、補助翼、方向舵の動き、従つて飛行機の回轉運動との關係を示す。補助翼によつて横搖の操縦が出来、方向舵によつて偏搖の操縦が出来ることは昇降舵によつて縦搖の操縦が出来るのと全く同じである。

第 85 圖 飛行機の操縦装置

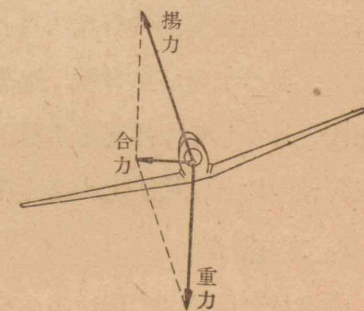


### 第 3 節 横の安定

#### 1. 横の安定

飛行機が、突風などの原因で突然横に傾いた場合には、第 86 圖のやうに、重力と揚力の釣合によつて、飛行機は横滑りを始めて横風を受ける。この場合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なモーメントが働けば飛行機は元の姿勢に戻つて安定である。このた

第 86 圖 横滑りの時に働く力



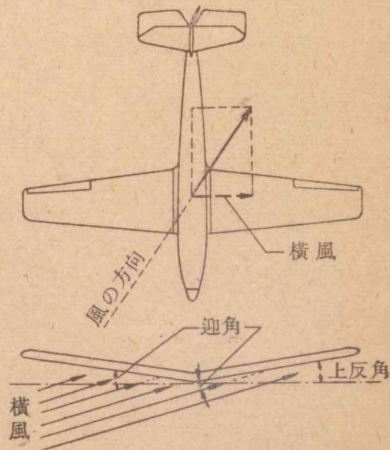


めには、飛行機の側面積に対する風壓の中心が重心よりも上にあればよい。

胴體側面の形はこの風壓中心の位置が重心より上になるやうに設計され、かつ垂直尾翼が設けられてゐる。

翼の上反角じょうはんかくも、これと同様の効果を持つ。第 87 圖に示すやうに、横風の真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、元に戻す横搖のモーメントが働くからである。

第 87 圖 横風に對する上反角の關係



飛行機が頭を右或は左に振つたとき、即ち偏搖のときにも横風を受ける。

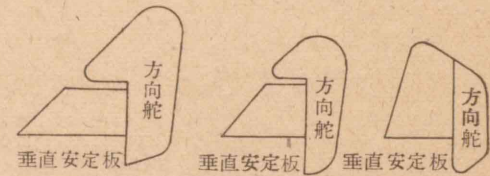
この偏搖を元に戻すモーメントが生ずる爲には第 87 圖のやうに飛行機側面積の風壓中心が重心よりも後方であればよい。垂直尾翼はこの爲にも役立つ。この作用が迅速に有効に行はれるためには、垂直尾翼が飛行機の重心から遠く離れて位置してゐる方がよい。従つて重い旅客機、爆撃機、安定を主眼とする練習機等は、胴體を長くして、尾翼を主翼から遠く離して付ける。之に反し、戦闘機の如きは機體を小さく作るため胴體を短くしてある。

### 2. 方向舵

垂直尾翼は第 88 圖に示すやうに、その一端に方向舵を有する。

方向舵の作用は水平尾翼の昇降舵の作用と同様で、飛行機が水平面内の方向轉換をするには、操縦者が踏棒を押

第 88 圖 垂直尾翼の例

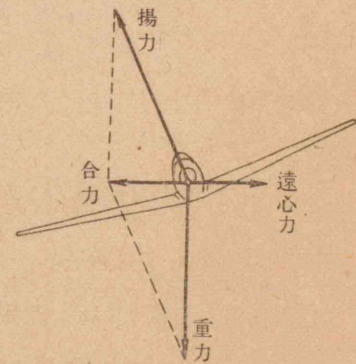


して方向舵を操縦し、之を中立の位置から動かして、横搖のモーメントを與へるのである。

### 3. 旋回

飛行機が旋回するときは第 89 圖に示すやうに、飛行機の重心に旋回半径の中心に向つて遠心力が働く。この遠心力に對して釣合ひ得るものは揚力と重力との合力であつて、機體を旋回の内側に傾け合力が丁度遠心力に等しく、その方向が反対になるやうにする。旋回速度が大きいほど、また旋回半径が小さいほど、遠心力は大きくなるから、飛行機の傾きは大きくしなければならない。

第 89 圖 旋回中の力の釣合



旋回をするには操縦者は足で踏棒を前に押して方向舵を曲げ、機首を旋回の方に曲げる。これと同時に操縦桿を倒し、主翼の後縁についてゐる補助翼を動かして機體を旋回の方に傾ける。

出文協承認 ア 480110 號

昭和 18 年 7 月 20 日 初版印刷 (3000部)  
昭和 18 年 8 月 1 日 初版發行

航空學大意

不許  
複製

定價 金八拾五錢 ㊦  
特別行爲税相當額 金六錢  
合計 金九拾一錢

編輯兼  
發行者

財團 國民工業學院  
法人  
代表者 岩崎清七

印刷者

福神和福  
東京都京橋區銀座西一丁目七番地

印刷所

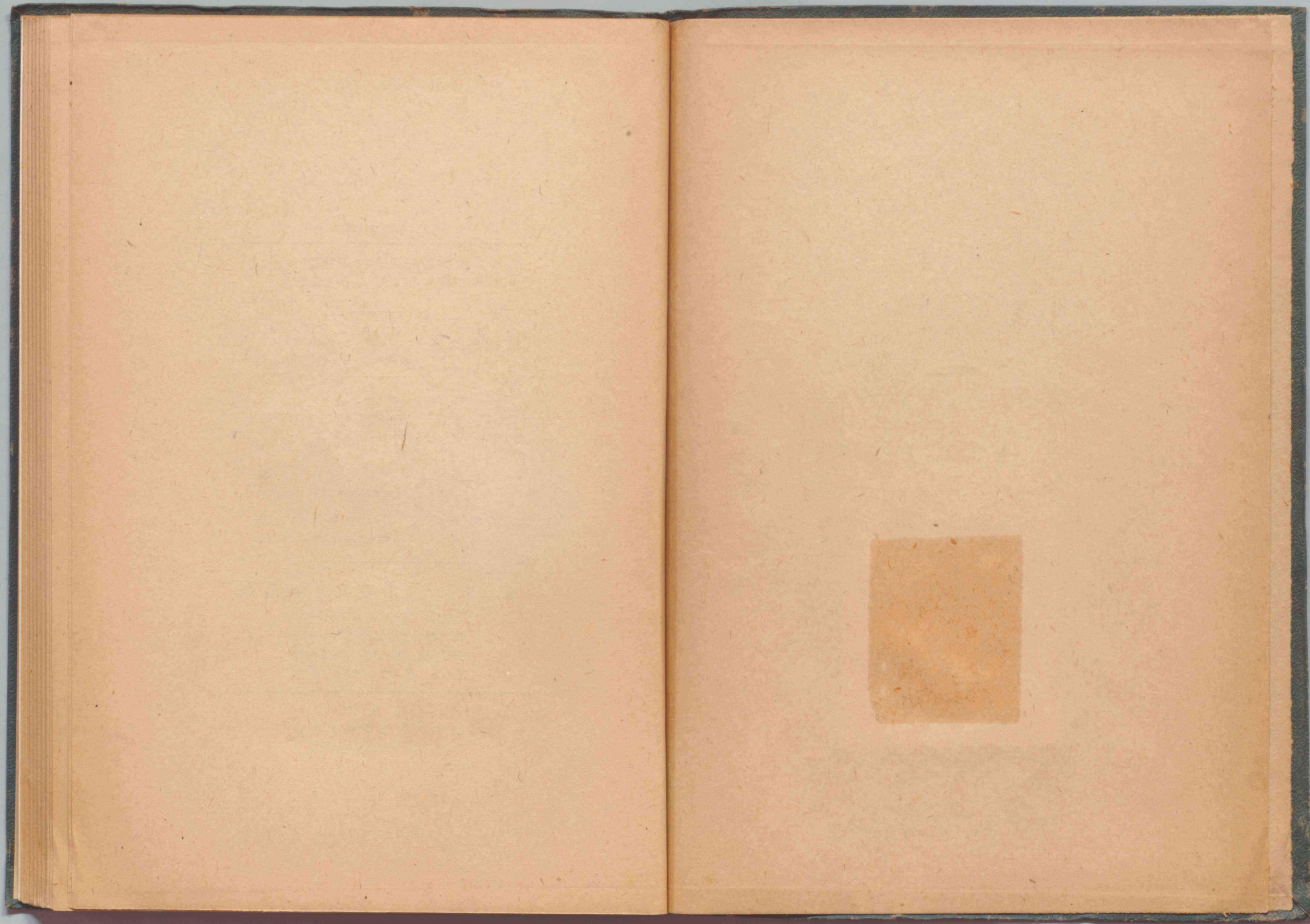
福神製本印刷所  
東京都京橋區銀座西一丁目七番地

發行所 財團 國民工業學院  
法人

東京都京橋區銀座六ノ四交詢ビル  
電話銀座 (57) 2.555番 7.444番  
振替東京 10.555番 新京3.444番  
會員番號 210004番

配給元

日本出版配給株式會社  
東京都神田區淡路町二ノ九



3867

注意事項

- 資料は大切に扱きましょう。
- 資料は転貸借はお断りします。
- 15日間の期限に必ず返して下さい。
- 資料を汚損または紛失した時は同一の資料又は相当代価を弁償していただきます。

群馬県立図書館  
前橋市日吉町一丁目14-8  
電話 (0272) ③ 3008 番



中 島 文 庫  
群 馬 県 立 図 書 館