

第二編 飛行機機體一般ノ構造及螺旋機

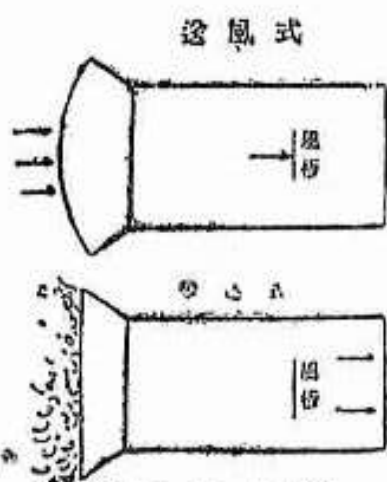
佛國陸軍航空兵少尉 Edouard Deckert 講述

陸軍技師 岩本周平 譯

第一章 飛行機機體一般ノ構造

第一節 空氣抵抗

空氣抵抗ノ法則ハ Eiffel ノ風道ニヨリテ研究セラレタルモノニシテ

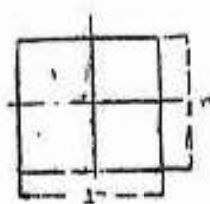


第三十二圖

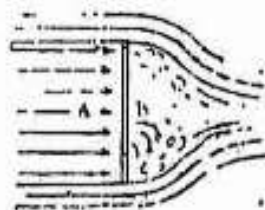
此ノ風道ニ送風式ト吸込式ノ二アリ即
送風式ハ前面ヨリ空氣ヲ送入スルモノ
ニシテ吸込式ハ後方ニ吸込裝置ヲ設ク
ルモノトス兩者共空氣カ風道ヲ通過ス
ル狀況ヲ寫眞ニ撮影シテ研究セシモノ
ニシテ其ノ結果ハ全ク同一ナリ

今第三十三圖ノ如キ方形ノ平板ヲ風
道内ニ置キ氣流ニ直角ニ位置セシムル

時ハ第三十四圖ニ示スカ如ク A面ニハ壓力加ハリ B面ニハ反對ニ負壓



第三十三圖



第三十四圖

ヲ生ス然シテ A面ノ壓力ハ風
板ノ中央ニ於テ最大ナリ

此ノ研究ハ氣壓760mm/溫度
15°Cノ標準値ニ於テ行ヒタル
モノニシテ勿論海水上ノ氣

壓及溫度ト上層ニ於ケルモノトハ差異アルカ故ニ實際飛行ノ場合ノ風
壓ハ從テ變化ス

今汽車中ニ在リテ手ヲ窓外ニ出セハ停止間ハ何等抵抗ヲ感スルコトナキモ汽車カ運動ヲ始ムルヤ空氣ノ抵抗ヲ感シ汽車ノ速度ノ増加スルニ從ヒ抵抗モ亦増大スルヲ知ルヘシ此ノ如ク空氣抵抗ハ速度ニ關係スルノミナラス風板ノ面積ニ關係ス即空氣抵抗ハ速度ノ自乗ニ比例シ速度 10^m ノ時ノ抵抗ヲ 100 トセハ速度 20^m ニ於ケル抵抗ハ 400 ナリ抵抗面ノ面積ニ關シテハ 1^m 平方ニ付 0.08 ナル係數ヲ用ウ

今 R ヲ以テ空氣抵抗ヲ示ストキハ次式ヲ得

$$R = K.S. V^2$$

式中 K = 面積ニ關スル係數

S = 風板ノ面積

V = 氣流ノ速度

又同一ノ面積ノ風板ト雖之ヲ氣流ニ直角ニ置キタル場合ト或ル傾斜



第三十五圖

ヲ保タシメタル場合トニ於テ空氣抵抗ニ差異ヲ生ス即氣流ニ直角ニ風板ヲ置キタル場合ニハ風壓ノ合力ハ板ノ中央ニ在ルモ傾斜シタル場合ニハ第三十五圖ニ示ス如ク A

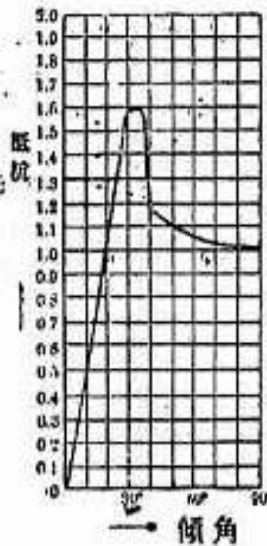
ノ面ニ壓力ヲ B ノ面ニ負壓ヲ生シ其ノ合力ハ前端ヨリ約三分ノ一ノ所ニ働ク今第三十六圖ニ示ス如ク横軸ニ傾角 i ノ値ヲ縱軸ニ空氣抵抗 R ヲ取リ曲線ヲ描ク時ハ傾角 30° ノ時 R ハ最大值ニ達シ 30° ヲ過クレハ急激ニ減少シ爾後 90° ニ至ルマテ逐次減少ス傾角 i ハ水平面トナス角ヲ示スモノニシテ上述ノ如ク空氣抵抗ハ傾角 i ニ依テ變化ス從テ空氣抵抗 R ノ或ハ

$$R = K.S. V^2 i$$

註 以上ノ講義ニハ多少疑問ノ點アリ Eiffel 著「空氣抵抗力及飛行ニ

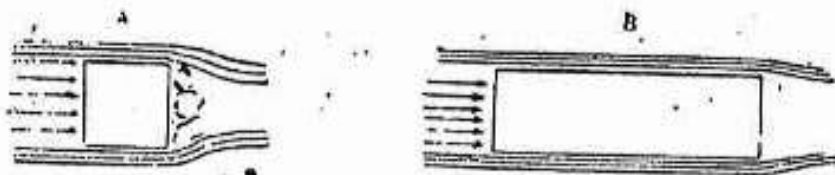
關スル研究」ニ詳細記述シア

リ



前述ノ如ク空氣抵抗ハ風板ノ面積氣流ノ速度ニ比例シ又傾角 i カ小ナル時ハ之ニ比例シテ變化スルモノニシテ尙此ノ他長度即氣流ノ方向ニ於ケル長サニ關係ス第三十七圖 A 及 B ニ示スカ如ク B ニ於ケル側面ノ抵抗ハ A ニ於ケルモノヨ

リ大ナルコト明カナリ此ノ抵抗ヲ *Perte marginale* ト稱ス此ノ側面ノ長



第三十七圖

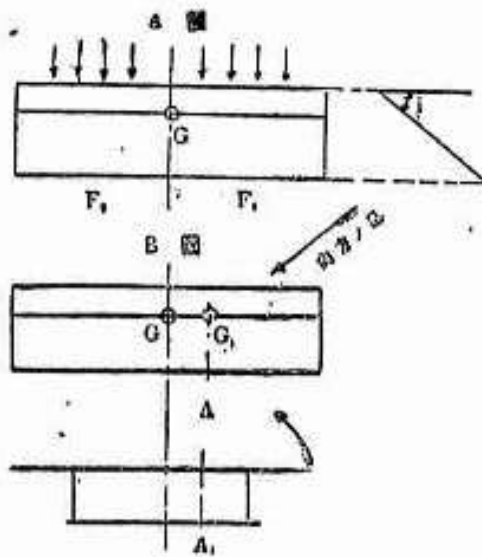
サト前面ノ幅トノ (Aspect Ratio) 比ハ飛行機ノ製造ニ必要ナル條件ナリ

例ヘハ側面ノ長サ100^m前面ノ幅20^mノモノハ Aspect Ratio ハ $\frac{100}{20} = 5$ ニシテ側面ノ長サ5^m幅1^mノモノモ Aspect Ratio ハ同シク5ナリ

飛行機ノ長度 Allongement ハ此ノ Aspect Ratio ヲ通常5乃至7ニ定ムルモノニシテ7乃至20ノ如キ長度大ナルモノハ抵抗増大シ飛行ニ適セス之ヲ要スルニ飛行機機體ノ製作ニ際シテハ *Perte margine* ヲ減スル如ク長度ヲ定メサルヘカラス

第二節 空氣抵抗ノ中心

第三十八圖ヲ飛行機ト考ヘ翼カ水平面ニ對シ傾角 i ヲ保ツモノトセ

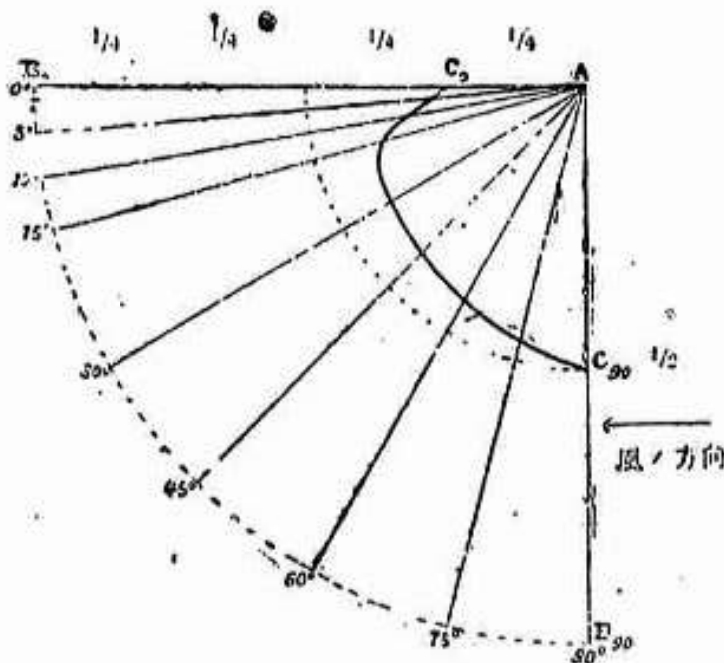


第三十八圖

ハ風壓ノ中心ハ翼ノ前端ヨリ三分
ノ一ノ所ニ在リテ左右相等シキ抵
抗ヲ受クル場合ニハ其ノ中央軸上
G 點ニ在ルヘシ然レトモ風カ B 圖
ニ示ス如ク斜方向ヨリ吹ク時ハ風
壓ノ中心ハ G_1 ニ移リ實際ノ飛行機
ニ在リテハ其ノ中心ハ AA_1 線上ニ
在ルヲ以テ機體ハ矢ノ方向ニ轉覆
セントスヘシ

今風板ニ對シ風カ水平ニ吹クモ

ノトセハ風板ノ傾角 i ノ變化スルニ從ヒ壓力中心モ亦移動ス即第三十



第三十九圖

九圖ニ示スカ如ク

$i = 0^\circ$ ヨリ $i = 15^\circ$ マ

テハ風壓ノ中心ハ

急激ニ變化シ $i =$

30° ニ於テ殆ント $\frac{1}{4}$

ノ點ニ達シ爾後逐

次變化シテ $i = 90^\circ$

ニ於テ $\frac{1}{2}$ ニ達スル

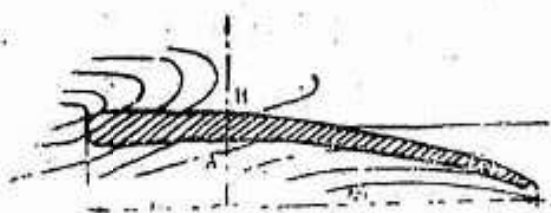
モノトス

以上ハ風板カ平

面ニシテ其ノ斷面

直線ヲナス場合ナリ然レトモ飛行機ノ翼ハ曲面ヲナスカ故ニ壓力中心

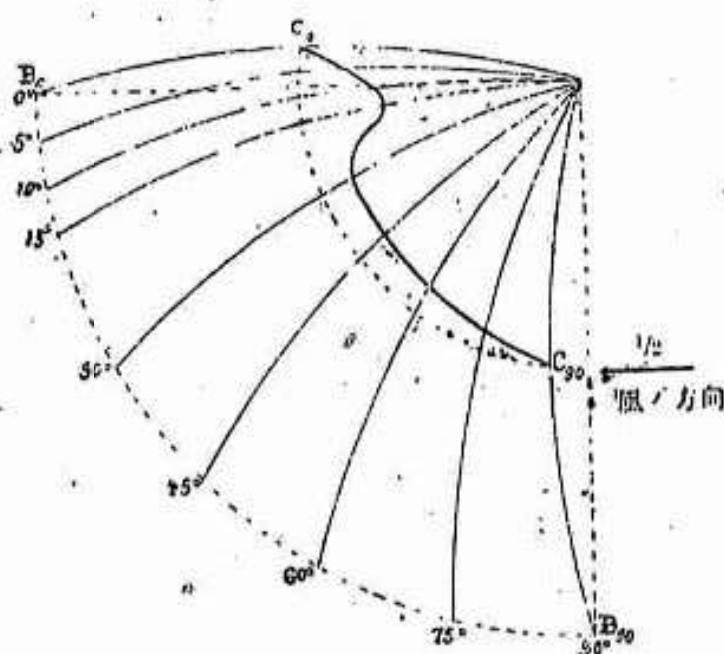
ノ變化モ亦著シ第四十圖ヲ飛行機翼ノ斷面トス然ルトキハ翼ノ下面ハ



第四十圖

前端ヨリ逐次抵抗ヲ増シA
點ニ於テ壓力最大ニ達シ爾
後翼尾ニ至ルニ從ヒ壓力ヲ
減シ遂ニ摩擦ノミトナル翼
ノ上面ニ於テハ負壓力漸次

増大シB點ニ於テ最大ニ達シ爾後逐次減少シテ摩擦トナル此ノ負壓ノ
中心ハ前端ヨリ三分ノ一ノ所ニ在リ又下面ニ受クル壓力ノ中心ハ負壓
中心ノ稍前方ニ在リテ之等ノ合力ハ前端ヨリ殆ント三分ノ一ノ點ニ働
クモノトス今上面ノ負壓ヲBヲ以テ示シ下面ノ壓力ヲAヲ以テ示セハ
其ノ絶對値ハ $B=3A$ トナルカ故ニ飛行機翼トシテ此ノ形狀ハ有利ナリ
翼布ヲ張ル際下面ニ比シ上面ヲ堅牢ニセサルヘカラサル理由モ亦茲ニ



第四十一圖

存ス翼ノ上面ニ
ハ極メテ小ナル
缺點ノ存在スル
モ尙破壊ノ原因
トナルコト多
シ

第四十一圖ハ
曲面ノ場合ニ於
テ傾角 i ノ異ナ
ルニ伴ヒ壓力中
心ノ變化ヲ示ス

モノニシテ $i=0^\circ$ ニ於テハ中央ヨリ僅ニ後方ニ在リテ $i=15^\circ$ ニ至ルマ

テ急激ニ變化シ 15° ニ於テ前端ヨリ殆ント三分ノ一ノ所ニ在リ $i = 15^\circ$ ヨリ $i = 30^\circ$ ノ間ニ在リテハ三分ノ一ノ點ヨリ急激ニ後方ニ移リテ中央ニ近ツキ $i = 30^\circ$ ヨリ $i = 90^\circ$ マテハ逐次變位シテ 90° ニ於テ遂ニ中央ニ至ル

第二節 飛行機翼ノ断面ノ形狀ト空氣抵抗

現今ニ於ケル飛行機ノ最大速度ハ每秒 50^m ニ達スルモノアリ從テ翼



Nieuport 翼



Nieuport 翼



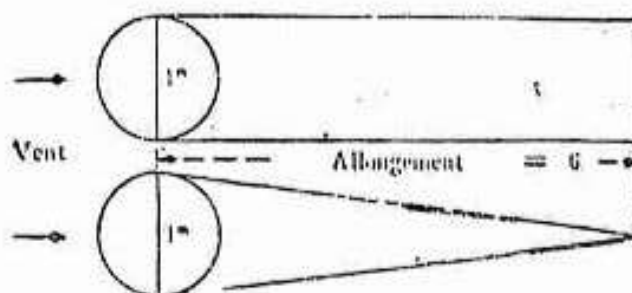
Ponnier

第四十二圖

ノ断面ノ形狀ニ影響スルコト大ナリ飛行機翼ノ断面ノ形狀ハ種々アレトモ其ノ主ナルモノハ第四十二圖ニ示スカ如クニシテ何レモ實際ニ飛行シ得タルモノナリ殊ニ Ponnierハ一時間ニ 209^m ヲ飛行

シ得テ Gordon Bennett ノ賞金ヲ得タルモノナリ

第三節 前進抵抗(Resistance à l'avancement)



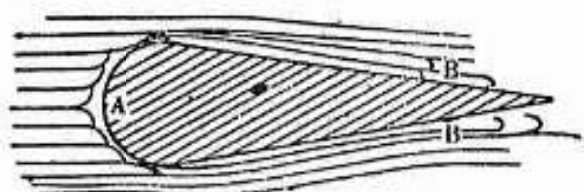
第四十三圖

飛行機頭部ノ形狀竝ニ長度 (Allongement)ハ前進抵抗ニ關ス前進抵抗ヲ測定スルニハ中徑 1^m ノ圓板ヲ氣流ノ方向ニ直角ニ位置セシメ

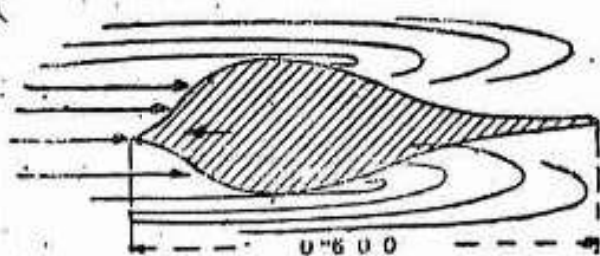
此ノ抵抗ヲ 1ト定メ各種形狀ノモノノ抵抗ヲ比較ス第四十三圖ニ示ス如ク中徑 1^m 長度 6ナル圓體ノ抵抗ハ 0.7ニシテ圓錐體ナルトキハ抵

抗ハ 0.3 ナリ

又第四十四圖ニ示ス如ク頭部ノ中徑 1^m ノ球面ヲナシ長度 5 ナルトキ



第四十四圖



第四十五圖

ハ前進抵抗ハ 0.001 ニ減

ス此ノ如キ形狀ノモノハ

其ノ頭部 Aニ於テ抵抗ヲ

受クルモ其ノ他ノ部分ハ

摩擦ノミニシテ殊ニ尾部

B點附近ニ於テハ推進力

ヲ生ス此ノ理ヲ應用シテ

佛國ノ學者 M.D.Cousinノ

發明セシ第四十五圖ノ如

キ形狀ノモノハ毎秒 12^m

ノ氣流ニ向ツテ前進ヲ起スコトヲ得タリ之ヲ Recupération Totale ト稱

ス但シ此ノ原理ヲ實際ニ應用シテ飛行機ヲ作ルニ至ラス

今第四十四圖ニ示ス形狀ノモノノ長度ヲ減シテ 3 トナストキハ抵抗

ハ 0.01 トナリ長度 5 ノ場合ニ比シ抵抗ハ十倍ス之B部ニ推進力ナク

負壓ヲ生スルカ故ナリ長度 5 ヨリ大ナルカ或ハ小ナルトキハ共ニ抵抗

ヲ増大シ長度 5 ノ場合カ最小ナリ此ノ場合ノ體積ヲ Carénage (Stream

line) ト稱ス飛行機ノ張線ノ如キモ此ノ理ニ依リ斷面圓形ノモノヲ使

用スルヨリ其ノ後方ヲ延長シタルモノハ抵抗小ナリ此ノ如キ形狀ノモ

ノヲ Prohilé ト稱ス

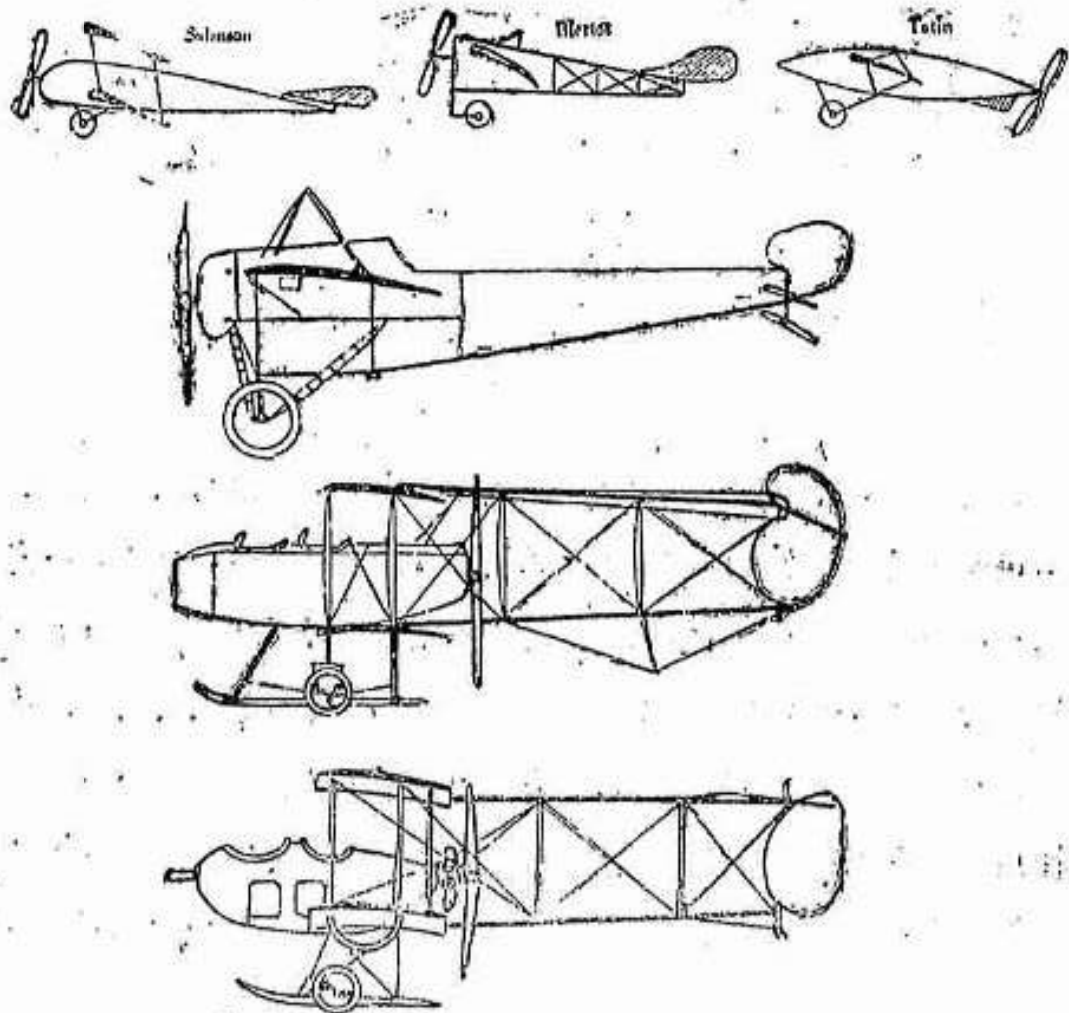
實際ニ飛行機ヲ製作スルニ當リテハ抵抗ヲ小ニシテ最大效率ヲ得ル

タメ直線經始ヲ避ケテ曲線トシ風板ノ如キハ橫方向ニ位置セシメズシ

テ之ヲ縱方向ニシテ筒ノ前端ハ平面トセス圓弧經始トナス等各種方法ヲ

施スキノトス

今第四十六圖ニ示ス現今ノ著名ナル飛行機ノ形狀ニ就テ比較スレハ



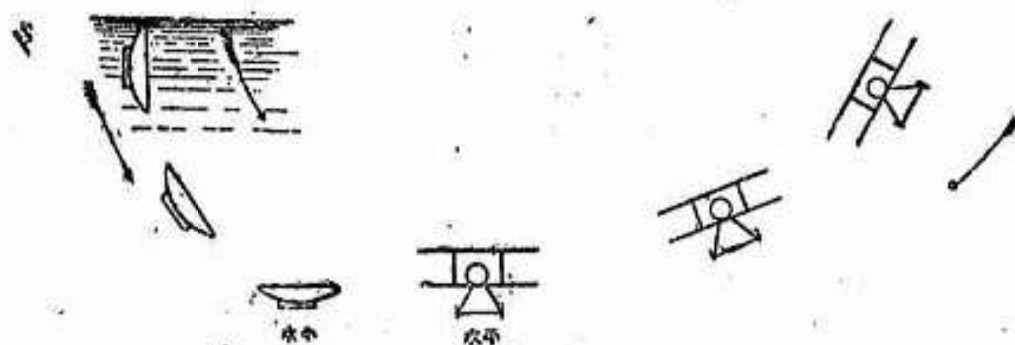
第四十六圖

Salmonハ機體ノ頭部其ノ他ヲ弧面經始トセルカ故ニ抵抗小ナリ Bleriotハ直線經始ノ部分多ク抵抗大ニシテ50馬力發動機ヲ用キ一時間ニ50^{km}ヲ飛行シ得ルニ過キサルモ Tatinハ同シク50馬力發動機ヲ附シテ一時間ニ150^{km}ヲ飛行シ得

第四節 飛行機ノ安定

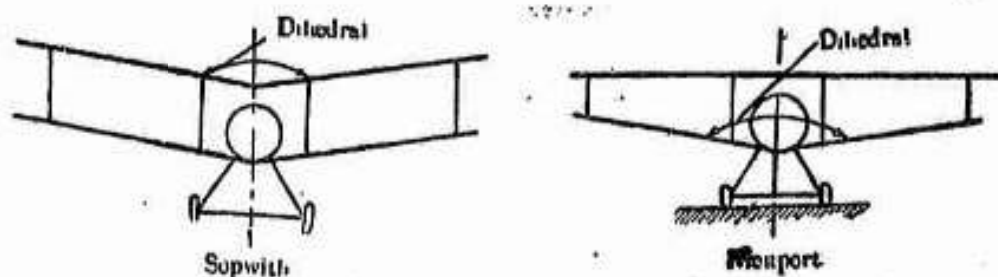
第一款 Le Dièdre (Dihedral)

飛行機ニハ自働安定即固有ノ安定ヲ必要トス今水中ニ盃ヲ投スルト
キハ第四十七圖ニ示ス如ク水底ニ達スルマテニハ必ス盃ノ底部ヲ下方



第 四 十 七 圖

ニシ安定ノ位置ヲ保持スルニ至ルヘシ空中ニ在ル飛行機カ横滑リヲナ
ス場合ニ於テモ之ト同様ニシテ飛行機カ地上ニ達スルマテニハ安定狀
態ニ復歸シアルヲ要ス空氣中ニ於ケル空氣ノ各種ノ亂レニヨリテ飛行
機ハ各種ノ狀態トナルコトアルモ常ニ此ノ安定ニ依テ安全ナル位置ヲ
保持セサルヘカラス安定ヲ得ル方法ハ種々アリ其ノ第一ハ翼ニ角度ヲ
附與スル方法ニシテ之ヲ Dihedral ト謂フ Nieuport 及 Sopwith ノ如キ
ハ翼ニ上反角ヲ與ヘ安定ヲ保タシメタル例ニシテ第四十八圖ニ示ス如

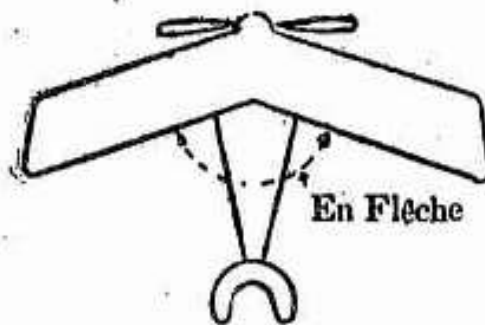


第 四 十 八 圖

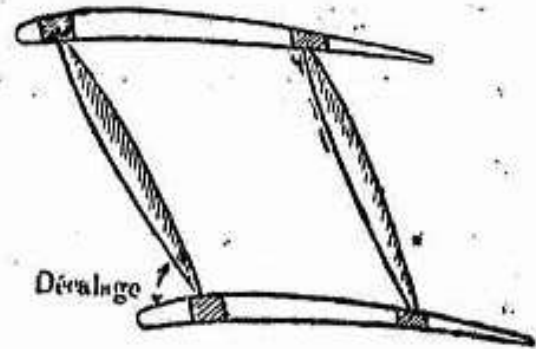
ク Sopwith ハ上下兩翼ニ上反角ヲ與ヘ Nieuport ハ下翼ニノミ上反角
ヲ附與セリ

第二款 En flèche (Swept back).

第四十九圖ニ示スカ如ク飛行機ニハ後退角ヲ附與シテ安定ヲ保持セ

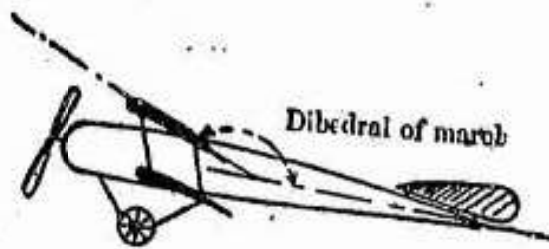


第四十九圖



第五十圖

シムルモノアリ英國ノ Abloe ノ如キハ上反角ヲ附與スルノミナラス後退角ヲモ與ヘ Sopwith ハ上反角ト共ニ第五十圖ニ示ス Dècalage (Sta



第五十一圖

gger) ヲ附與ス此ノ外上下ノ安定ノ目的ヲ以テ横方向ノ Dihedral ノミナラス縦方向ノ Dihedral ヲ附與ス第五十一圖ハ Dihedral of march ヲ示ス

モノナリ

第三款 飛行機

ノ中心ト主要

三軸

前述ノ如ク飛行

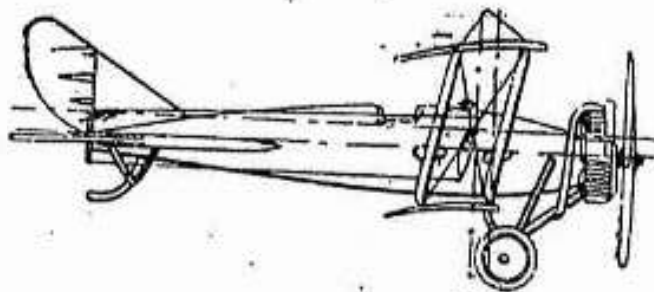
機ノ飛行スルニ當

リテハ風壓ノ中心

ハ翼ノ前端ヨリ三

分ノ一ノ所ニ在リ

而シテ飛行機機體



第五十二圖

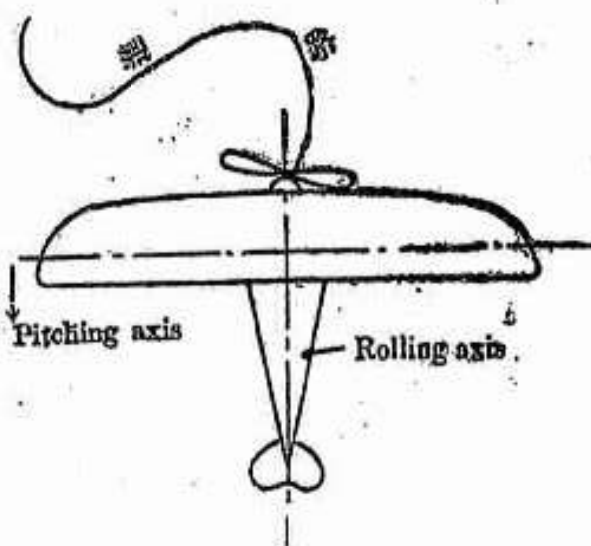


ノ重心位置ハ風壓中心ヨリ少シク前方ニ置クモノトス又發動機ノ主軸ハ殆ント機體ノ重心軸ニ一致シ其ノ中心ハ機體重心ヨリ少シク上方ニ在リ(第五十二圖)故ニ發動機ヲ充分ニ回轉セシムレハ飛行機ハ上昇シ回轉ヲ中止スレハ機ハ自然ニ下降ス又螺旋機軸ハ飛行機ヲ上昇セシムルタメ機體軸ニ對シ稍上向キトナス(第五十二圖)其ノ傾角ハ通常 1° ナリ

飛行機ニハ主要ナル三軸ヲ有ス

1. Axe de roulis (Axis of rolling)
2. Axe de tangage (Axis of pitching)
3. Axe de lacets (Axis of yawing)

飛行機ノ運動ハ船ノ運動ト同一ニシテ之等三軸ハ又船ト同一ニ考フ



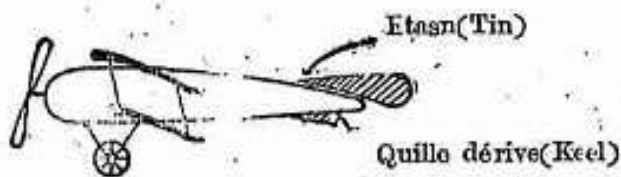
第五十三圖

ルコトヲ得ヘシ Dihedral ハ Rolling ニ對シテ安定ヲ得ルタメニシテ Pitching ニ對シテハ尾翼及 Dihedral of march ニ依テ安定ヲ保ツ又 Yawing, ニ對シテハ其ノ軸ノ前後ノ平衡ニヨリテ安定ヲ保持ス

飛行機ノ構造ハ前後ノ釣

合ヲ保持セサルヘカラス若前部ノ面積カ後部ノ面積ニ比シ大ナルトキハ空中ニテ回轉シ一度回轉ヲ始ムレハ之ヲ中止スルコト能ハサルヘシ英國ノ R.E. Caudron G6 號ノ如キ此惡シキ一例ナリトス此ノ害ヲ矯正スルタメニハ尾部ノ面積ヲ増大セサルヘカラス之カ爲尾部ニ縦鰭(Eta

in) フ附ス尾部ノ面積ト此縦鰭ノ面積トノ和カ前部ノ面積ト平衡ヲ保

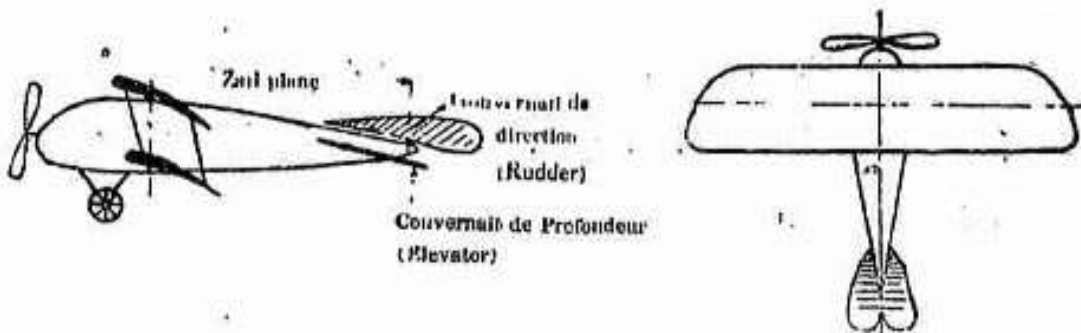


第五十四圖

持シ得レハ飛行シ得ヘシ
又尾部ニ縦鰭ノ外ニ下鰭
(Quilledérive) フ附シタ
ルモノアリ水上飛行機ニ

多シ但シ最近ノ飛行機ニハ之等ノ鰭ヲ使用セサルモノ多シ 方向舵 (Gouvernail de direction) ノ面積ハ操縦ノ自由ヲ増スト共ニ Etain トシテ作用スヘシ

安定良好ナル飛行機ヲ得ルタメニハ側面ノ面積ヲ大ニスルヲ要ス即機體長ケレハ槓桿臂ヲ増シ Yawing ニ對シ前後部ノ面積ヲ等シクスルコト容易ニシテ操縦モ亦容易ナリ然レトモ小型飛行機ニ在リテハ機體ノ長度ヲ大ナラシムル能ハス從テ側面ノ面積ヲ制限セラルルカ故ニ止ムヲ得ス縦鰭下鰭等ヲ附シテ之ヲ補足セサルヘカラス安定板ニ就テモ

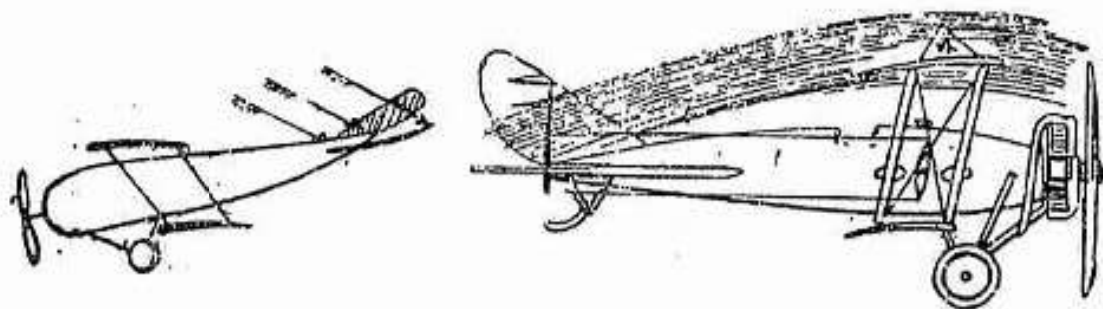


第五十五圖

此レト同一ノ理ヲ以テ若尾部カ重キ場合ニ安定板ニ衝角 (少シク上向きニ附ス) フ與ヘテ此ノ重量ヲ負擔セシメ得ヘシ但シ安定板及鰭等ヲ附スルタメ飛行機ノ重量ヲ増加スルコトハ勿論ナリ

以上説明シタル如ク安定板及鰭ヲ以テ上下左右ノ自働安定ヲ保チ得ルモノニシテ若突風等ノタメ飛行機カ其ノ前部ヲ下降シタル場合ニハ

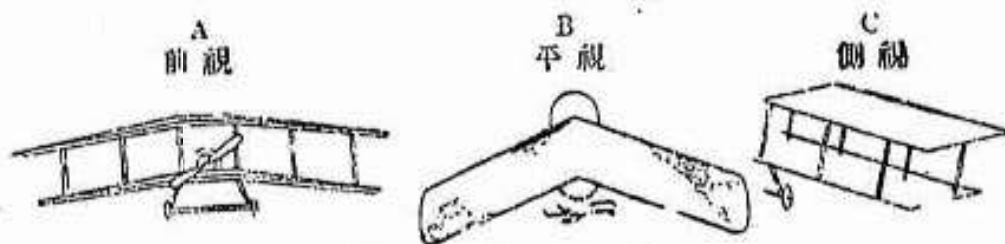
安定板ハ水ノ方向ノ風壓ヲ受ケ爲ニ機首ヲ上昇セシメテ水平ノ姿勢ヲ



第五十六圖

取リ又飛行機カ横顛セントスル場合ニハ同様ニ縦鰭ニ風壓ヲ受ケテ原姿勢ニ復歸セシム此ノ如ク飛行機ハ Rolling, Pitching, Yawing ノ三軸ニ關シテ釣合ヲ考ヘ若飛行機不安定ノ状態ニ構造セラレアルトキノ Etain, Quilledèrive, Gouvernail de Profondeur 等ノ面積ヲ増減シ釣合ヲ保持セサルヘカラス飛行機ハ矢若クハ投下爆彈ノ類ト同一ニ考フルコトヲ得即其ノ進路ヲ正シク保チ得ルハ羽根カ自働安定ヲ保持スルカ故ナリ

第五十七圖ハ英國ニ於テ試験的ニ製作シタル Dunn 飛行機ニシテ A 圖ニ示ス如ク下方ニ Dihedral ヲ與フルト共ニ B 圖ノ如ク Swept back ヲ附與シ尾部及安定板ヲ有セス此ノ機ヲ操縦スルニハ第五十八圖ニ示ス



第五十七圖

如ク單ニ補助翼ノミヲ使用ス即兩側ノ補助翼ヲ同時ニ使用スルカー翼ノミヲ使用スルコトニ依リ上下及左右ノ運動及安定ヲ保持ス水上飛行機ニモ同型ノモノアレトモ何レモ抵抗甚タ大ニシテ實用ニ適セス搭乘

者アル時ハ 130 馬力發動機ヲ用ウルニアラサレハ飛行シ得ス



第五十八圖

又第五十九圖ニ示ス Tatin 飛行機ハ翼ノ兩端ヲ上下ニ運動シ恰モ鳥
カ飛翔スル際ト同一ノ狀況ヲナスモ是又實用ニ適セス



第五十九圖

第六十圖

此ノ外第六十圖ニ示ス如ク Dihedralヲ附與スル代リニ翼ノ一端ヲ上
反セシメタルモノアリ然レトモ安定良好ナラス製作困難ニシテ且變形
シ易ク前進抵抗モ亦大ナリ之ト同一ノ理由ニテ吾人ハ今日 Wright ノ
如キ撓翼式ヲ使用セス撓翼式ハ飛行中翼ヲ捻轉スルカ故ニ容易ニ變形
破損ス

第五節 機體細部ノ構造

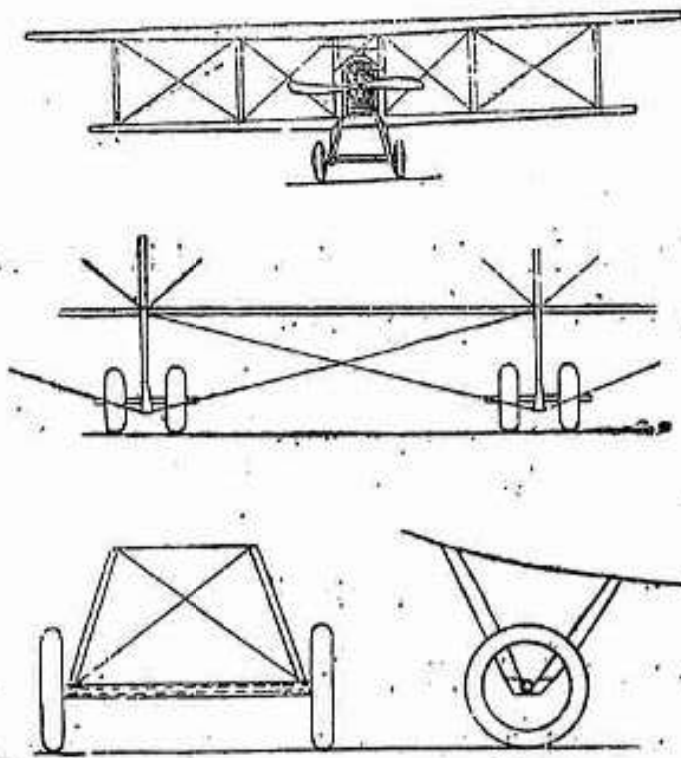
以上飛行機體ニ就テ概説セリ以下少シク其細部ニ就テ説述セントス

第一款 著陸裝置

著陸裝置ニハ種々ノ方法アリ Caudron Sopwith ノ如キ小型飛行機ニ
在リテハ現今一般ニ第六十一圖ニ示スカ如ク「ゴム」輪帶ヲ附シタル車
輪ヲ用ヅ又稍大型ノ飛行機 Bréguet, Voisin 等ニ在リテハ第六十二圖ニ
示ス如ク前後ニ車輪ヲ附ス

又著陸ノ際ノ緩衝用トシテ「ゴム」紐ヲ使用スルモノ多ク或ハ Voisin
ノ如ク發條ヲ裝シ Avro ノ如ク「ゴム」板ヲ重積セル一種ノ「ブレーキ」

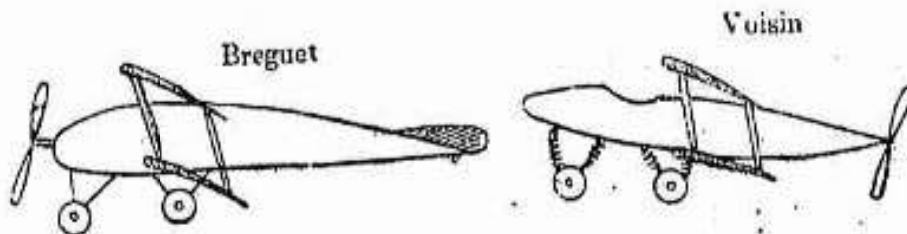
ヲ有スルモノアリ第六十三圖)Aleo Bréguetノ如キハ第六十四圖ニ示ス



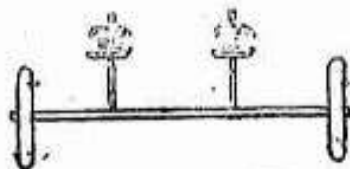
第六十一圖

カ如ク恰モ火炮ノ
駐退機ノ如ク液體
ヲ使用セル緩衝裝
置ヲ附ス又 Bleriot
ノ著陸裝置ハ第六
十五圖ニ示ス如ク
一種獨特ニシテ車
輪ハ其ノ垂直軸ニ
回轉シ得ルコト恰
モ自轉車ノ前輪ノ
如シ故ニ著陸ノ際
若ハ地上滑走中急

ニ方向ヲ變セントスル場合等ニ有利ナリ



第六十二圖

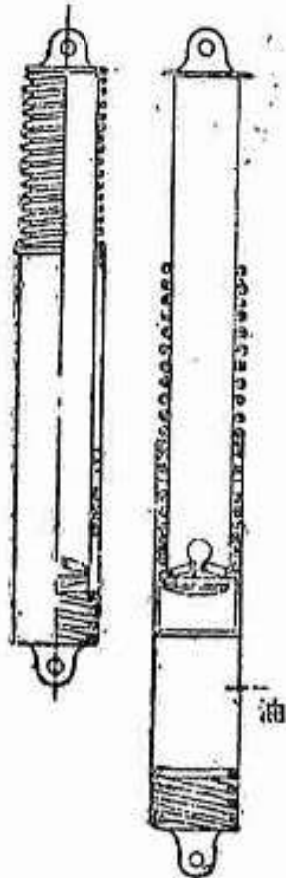


第六十三圖

水上飛行機ノ著水裝置ニハ第六十六圖 A
ノ如ク車輪ノ代リニ浮體ヲ裝置セルモノト
Bノ如ク機ノ全部カ一種ノ小舟ノ上ニ裝置
セラレアルモノトアリ前者ヲ浮舟式後者ヲ

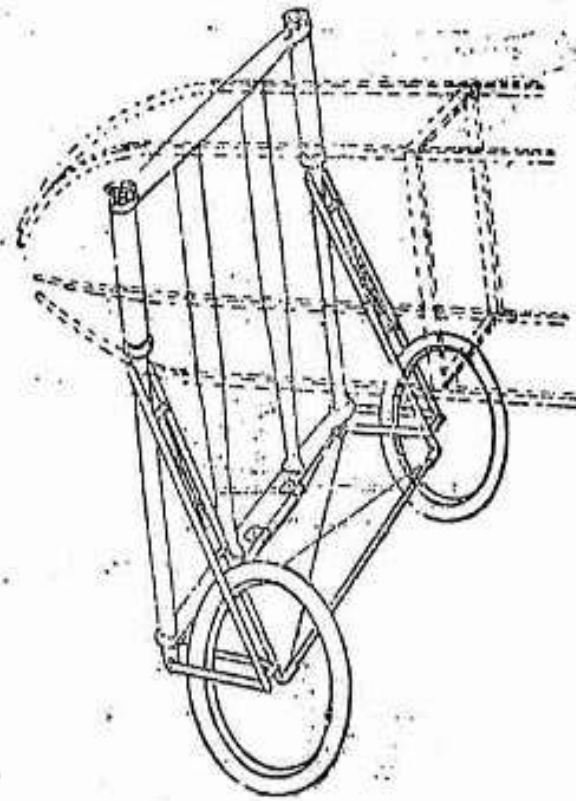
飛行艇式ト稱ス

Breguet ノ 緩衝装置



第六十四圖

Bleriot 著陸装置



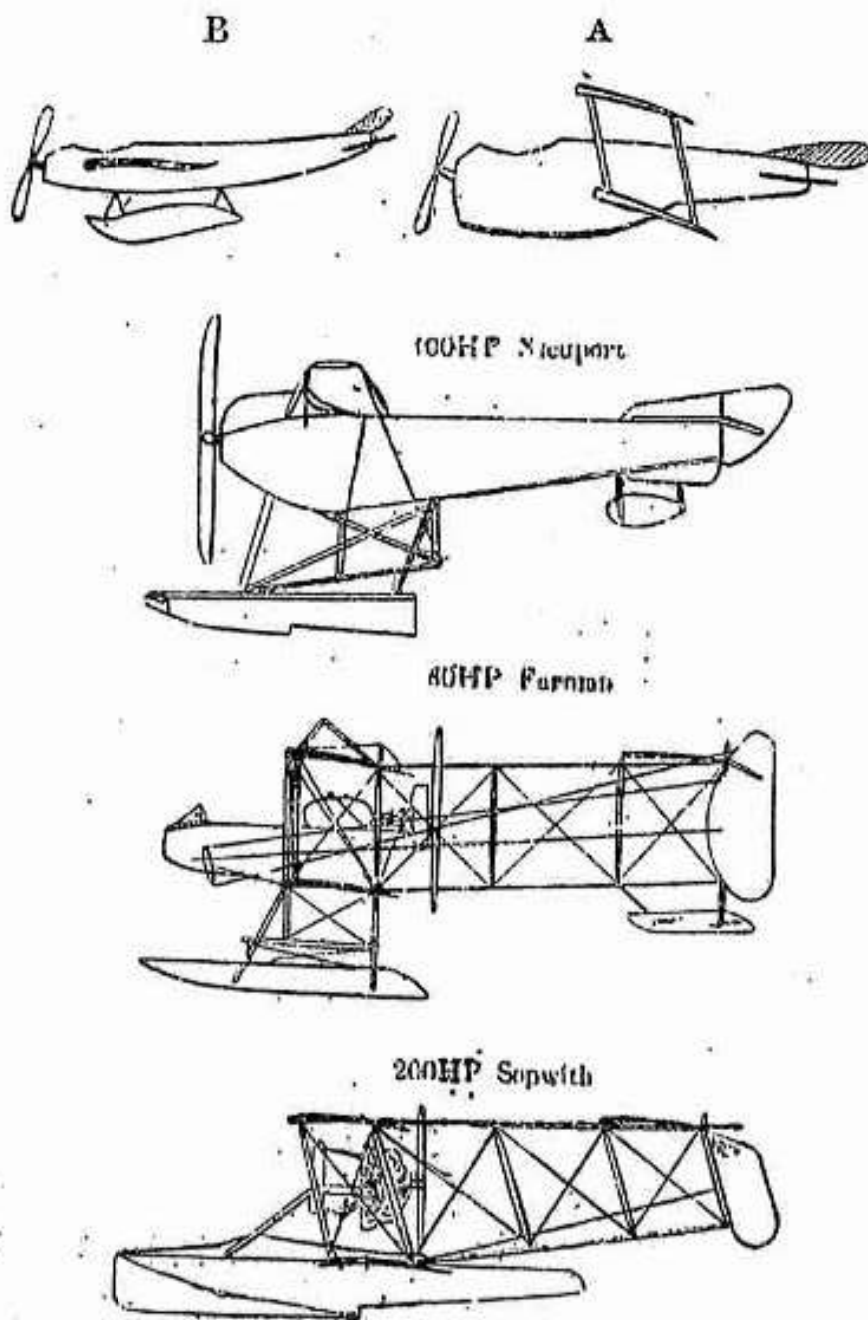
第六十五圖

第二款 Fuselage (Body)

框即胴體ノ構造ニハ其ノ種類多シ Fuselage ナル佛語ハ現今英米ニ於テモ盛ニ使用セラル即英語ノ Body ニ相當ス第六十七圖ノ A ハ Fuselage 一般ノ構造ヲ示シ B ノ如キ或ハ第四十六及第六十五圖ニ示セル Bleriot ノ如キハ特種ノ Fuselage ナリ

第三款 翼

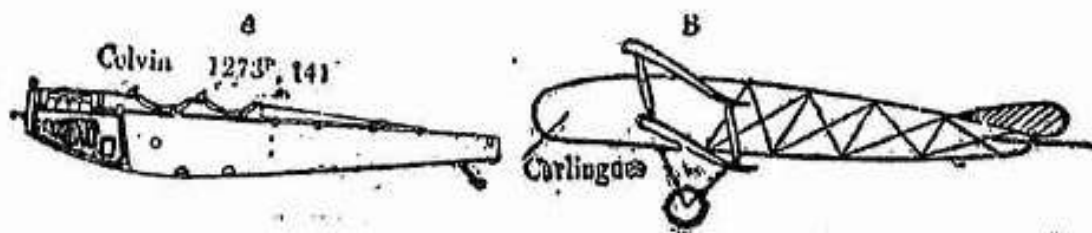
翼ノ形狀ハ其ノ種類甚タ多シ先ツ断面ノ形狀ニ就テ主要ナルモノヲ舉クレハ第六十八圖 a 及 b ノ如キハ普通断面ニシテハ下面ノ平滑ナルモノ (Plane bottom) ナリ速度大ナル飛行機ニ使用スルハ下面ハ平ナル



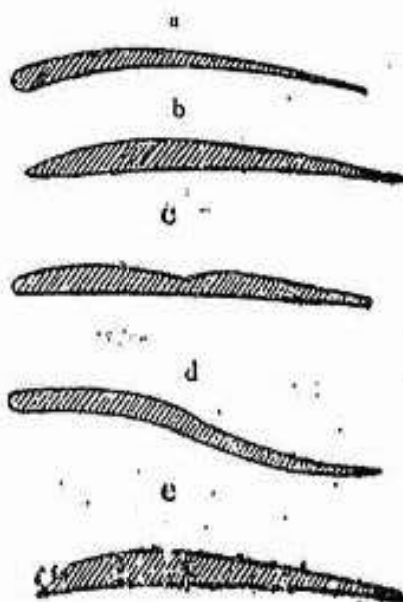
第六十六圖

モ翼ノ上面ハ凹部ヲ成形ス d ハ二重曲線式ニシテ翼ノ上下面共ニ曲面
ヲナス荷重大ナル飛行機ニ適用ス

又 e 圖ハ翼ノ前端ニ氣流變換ノ裝置(Defectors)ヲ附シタルモノニシ
テ飛行ノ際氣流ノ方向ヲ變シ翼ノ頭部及上面ニ於ケル負壓ヲ増加シ下



第六十七圖



第六十八圖

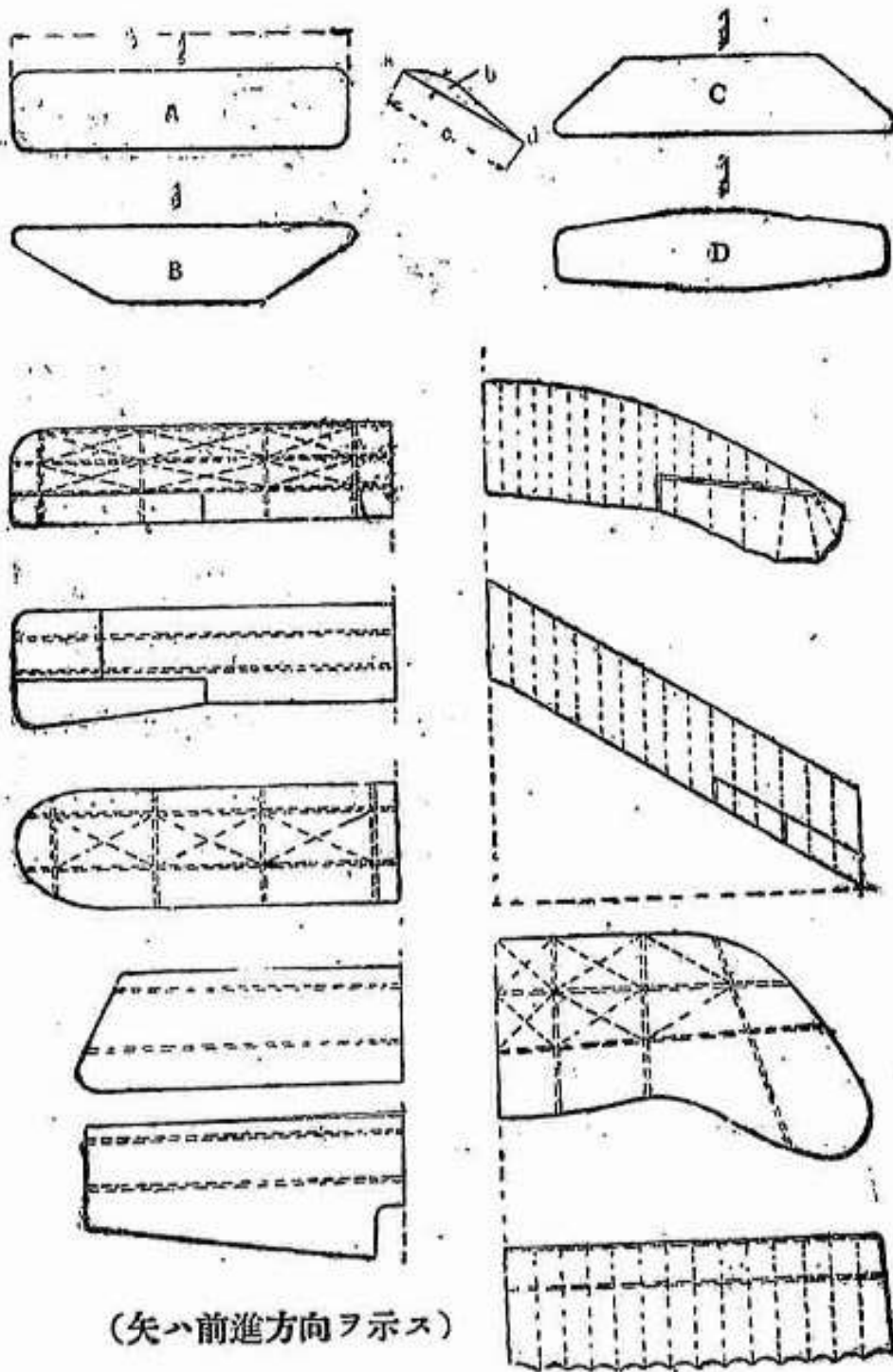
面ニ大ナル壓力ヲ加フル目的ヲ以テ試驗的ニ製作セラレタルモノナリ

又翼ヲ上視シタル時ノ形狀モ種々ナリ其ノ主ナルモノハ第六十九圖ニ示スカ如シ Aハ翼ノ前縁ト後縁ノ長サ殆ント相等シク Bハ前縁ノ長サ後縁ヨリ大ナルモノニシテ Cハ其ノ反對ナリ又 Dノ如ク稍變形ヲナスモノアリ

翼ノ名稱ハ次ニ示ス如シ

a. Bord d'attaque	(Leading edge)	前 縁
b. Epaisseur d'aile	(Thickness)	厚
c. Profondeur d'aile	(Chord)	弦
d. Bord de fuite	(Trailing edge)	後 縁
e. Envergure	(Span)	幅

翼ノ配置モ亦第七十圖ニ示ス如ク前方ニ傾斜ヲ附シタルモノ (a) Plans décalés à l'avant (Staggered forward plane) 眞直ノモノ (b) Cellule normale (Normal cell) 後方ニ傾斜セルモノ (c) Plans décalés à l'arrière

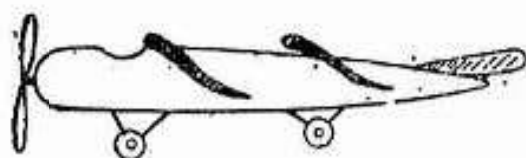


第六十九圖

(Staggered backward plans)ノ三種アリ又 Tandemノ如キ大型飛行機ニ在リテハ第七十一圖ニ示ス如ク翼ヲ前後ニ重疊セルモノアリ



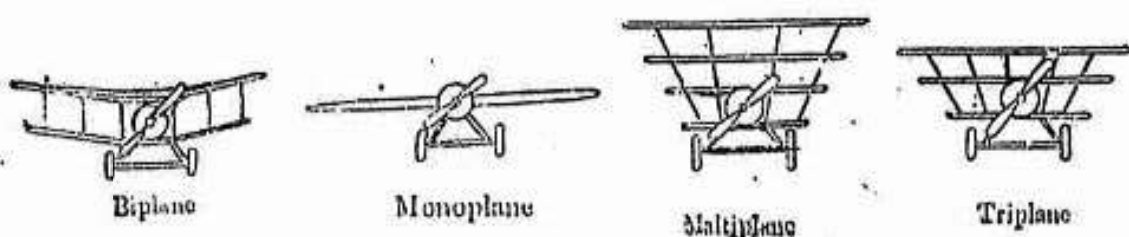
圖七十第



第七十一圖

此ノ他飛行機ハ構造上一層式
(單葉)二層式(複葉)三層式等
ニ區分シ又試験的ニ製作シタ
ル多層式アリ

三層式ハ主トシテ重飛行機ニ應用ス即大ナル重量ヲ支持スルニハ大



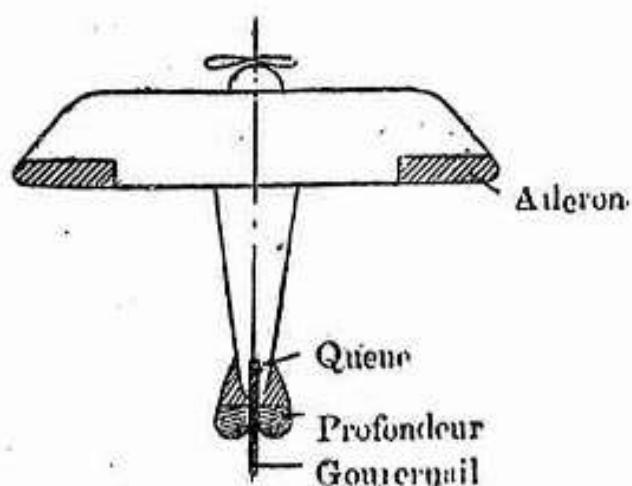
第七十二圖

ナル面積ヲ要ス然ルニ一層式若ハ二層式ニ在リテハ長度 (Elongem-
ent)ノ關係上此ノ如キ大面積ヲ附與スルコト能ハス又製作上大ナル翼
ヲ一層式ニテ造ルコトハ困難ニシテ二層式トナスカ或ハ更ニ三層式ト
ナス時ハ桁組ヲ應用シテ機械學的ニ堅固ナル構造トナスヲ得ヘシ

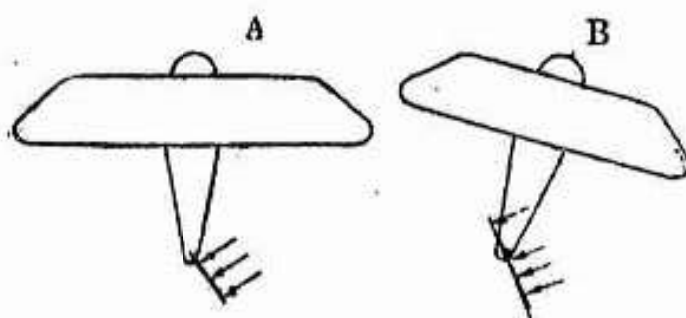
第四款 操縱裝置

飛行機ヲ操縱スルニハ三種ノ裝置ヲ要ス即方向舵 Gouvernail (Rud-
der) 昇降舵 Profondeur (Elevator) 補助翼 Ailerons (Flap) ナリ。

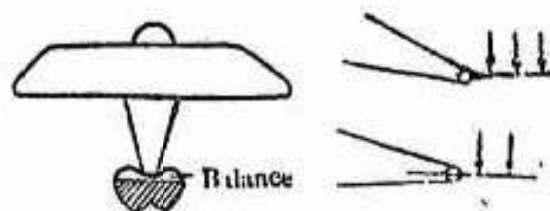
方向舵 Gouvernail ハ恰モ船ノ舵ノ如ク作用スルモノニシテ尙迅速ニ
回轉セントセハ同時ニ補助翼ヲ使用スルヲ要ス補助翼ノ取付ハ第七十
四圖 A ニ示ス如クセハ操縱ニ大ナル力ヲ要スルモ B ニ示ス如ク取付



第七十三圖



第七十四圖



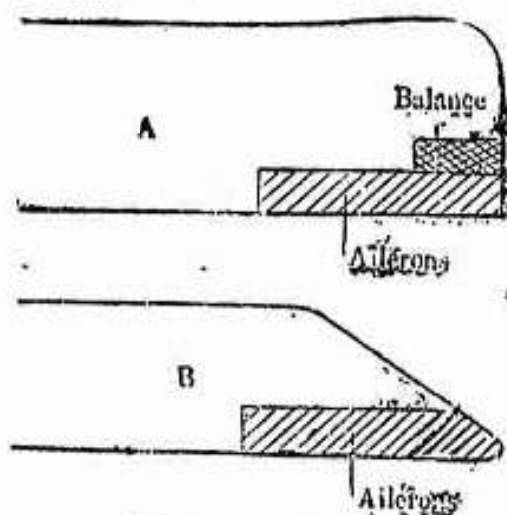
第七十五圖

浮力大トナリ機ハ水平ニ復歸スヘシ Voisin ノ如キ大型ノ飛行機ニ在
リテハ第七十六圖 A ニ示ス補助翼ニ Balance ヲ附ス然レトモ小型飛行
機ニ在リテハ B ニ示ス如ク一般ニ補助翼ニハ何等 Balance ヲ得ルタメ
ノ装置ヲ設ケス Wright 式ノ如ク機翼式ヲ採用シ補助翼ト異ナリタル
方法ニテ安定ヲ保持セント試ミタルモノアリ又 Curtiss ハ Wright カ

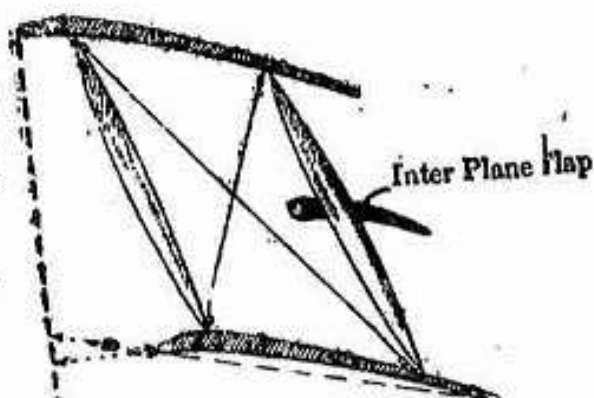
クル時ハ力ヲ要スルコ
ト少シ此ノ理ハ昇降舵
及補助翼ノ取付ニ就テ
モ全ク同一ナリ第七十
五圖ハ昇降舵ノ取付ヲ
第七十六圖ハ補助翼ヲ
示ス

昇降舵ハ飛行機ニ上
下ノ運動ヲ與フルモノ
ニシテ之ヲ下方ニスレ
ハ尾部ノ浮力大トナリ
機ノ頭部ヲ下方ニシ反
對ニ舵ヲ上クレハ飛行
機ハ上昇スヘシ

補助翼ハ機體ノ水平ヲ保持
スルタメ用ウルモノニシテ又
方向舵ト共ニ急角度ノ回轉ヲ
行フ際ニ使用ス即下リタル側
ノ補助翼ヲ下クレハ此ノ部ノ



第七十六圖

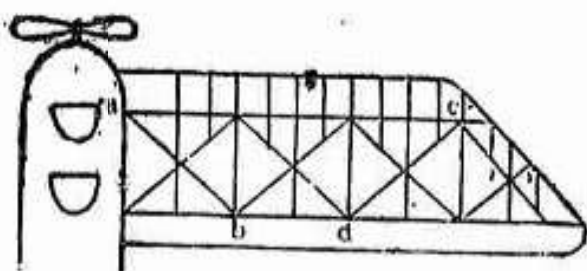


第七十七圖

米國ニ於テ特許ヲ獲得セルヲ以テ Inter plane flap ト稱シ中央ニ補助翼ヲ附スルコトヲ創意セリ(第七十七圖)

第五款 翼ノ構造

翼ハ桁ヨリ成リ前縁、後縁、力骨(Nervure) 及張線ニ依テ組立テラレ力骨ノ間ニハ更ニ半長ノ小骨ヲ使用ス力骨ハ翼ヲ強固ナラシムルノミナラス曲面ノ形狀ヲ正シク保持セシム又大型ノ飛行機ニ在リテハ三枚合セノ合板ニテ覆ヒ其ノ形狀刀刃ノ如クナルモノアリ

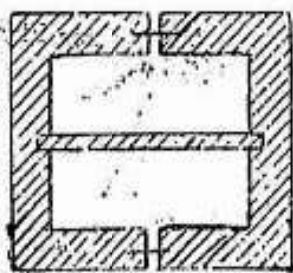


第七十八圖

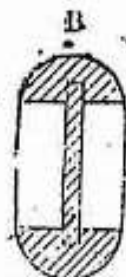
張線ハ第七十八圖abノ方向ニ張ルモノヲcd方向ノモノヨリ強ク緊張ス之レ前進抵抗ニ抗堪シ得ルタメ必要ナルコトトス張線終レハ

木部其ノ他ニ假漆ヲ施シ次ニ翼布ヲ張ル翼布ハ袋狀トナシ同時ニ翼骨上ニ覆ヒ一側ニ於テ縫合シ次ニ「ドープ」ヲ塗布ス

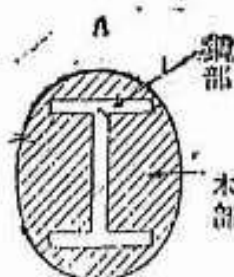
桁ハ中空トシテ第七十九圖ニ示ス如ク集結シタルモノヲ可トス即中央部ニハ三枚合セノ合板ヲ入レ上下ノ接合部モ亦合板ヲ用キ各接合部ヲ膠著シ最後ニ布ヲ其ノ周圍ニ捲ク此ノ如クシテ造リタル桁ハ實體ノ



第七十九圖



第八十圖



モノニ比シ二乃至三倍ノ抗力ヲ有シ重量ニ於テ約三分ノ一輕シ其ノ

他第八十圖ニ示スカ如キ形狀ノモノアリ Aハ Shimitte 式ト稱シ合板ヲ

使用スル代リ

ニ鋼ヲ使用シ

其ノ周圍ヲ木

ニテ被覆セル



第八十一圖

モノニシテ重

大ナル飛行機ニ使用シ

テ成功セリ



0

第八十二圖

肋骨ハ第八十一圖ニ

示ス如ク A 及 Bハ桁ヲ

通スル部分ニシテ「テ

ープ」ヲ捲キ捻轉ニ對

シ充分ノ抗力ヲ有セシム又第八十二圖ニ示スモノハ Lattice Web ト

稱シ板ヲ用キテ桁組セシムルモノナリ

第二章 螺旋機 (Hélice)

佛國歩兵准士官 Maurice Ploeg 講 述

陸軍砲兵中尉 大 島 駿 譯

螺旋機ノ目的ハ發動機ノ出スカヲ受ケテ廻轉シ之ニ由リテ飛行機ヲ
飛翔セシムルニ在リ

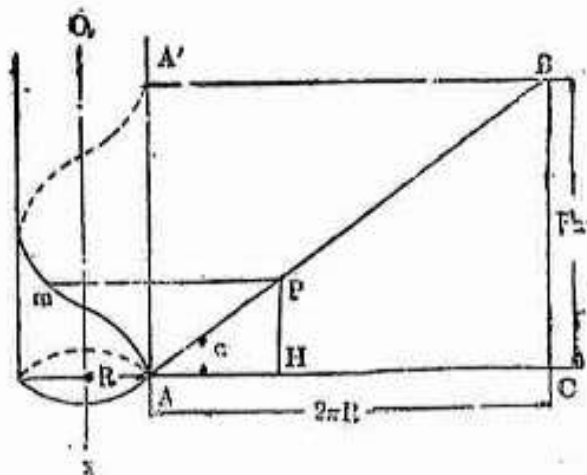
螺旋機ニ二種アリ

1. 牽引式 (Tractives)
2. 推進式 (Propulsives)

牽引螺旋機ハ發動機ノ前方ニ裝著シテ機體ヲ牽引スルモノニシテ
Sopwith, Spad, Caudron 等之ニ屬シ推進螺旋機ハ發動機ノ後方ニ附シ
テ機體ヲ推進スルモノニシテ Farman, Voisin 等之ニ屬ス

以上ノ如ク兩種ノ螺旋機ヲ區別スレトモ其ノ構造ハ同一ナリ以下螺
旋機ニ就テ幾何學的ニ説明セントス

第一節 螺旋 (Helix, Hélice)



第 八 十 三 圖

三角形ノ底邊ヲ同端軸ニ
直角ニ置キ之ヲ圓端ノ外周
ニ纏絡スルトキハ三角形ノ
斜邊ハ圓端表面ニ一ノ曲線
ヲ畫ク之ヲ螺旋ト稱ス第八
十三圖ニ於テAA'ヲ「歩ミ」
(Pitch)ト謂フ今一「歩ミ」
ノ間ヲ採リテ圓端ヲ其ノ母

線ニ沿ヒ展開スルトキハAA'BCナル四邊形ヲ得ヘシABナル對角線ハ

圓嚢上ニ於ケル螺旋ニシテ $AC = 2\pi R$ (R ハ圓嚢ノ半径ナリ) 然ルトキハ

$$\frac{BC}{AC} = \frac{P_{ns}}{2\pi R} \text{Tang } \alpha$$

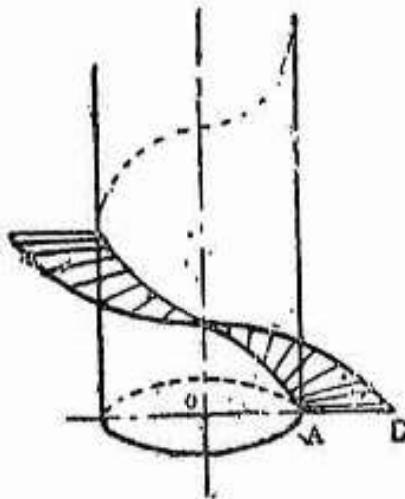
$\text{Tang } \alpha$ ノ値ハ一ツノ螺旋ニ就テ考フレハ何レノ點ニ於テモ其ノ値ハ相同シ今螺旋中ノ某點 m ヲ採リ mP ヲ AC ニ平行ニ PH ヲ BC 平行ニ引クトキハ

$$\frac{PH}{AH} = \text{Tang } \alpha$$

ナルコト明ナリ

第二節 螺旋面 (Surface Hélicoidale)

今一圓嚢ニ螺旋ヲ描キ横軸上ニ任意ニ AD ヲ採リ AD カ常ニ圓嚢ノ



第八十四圖

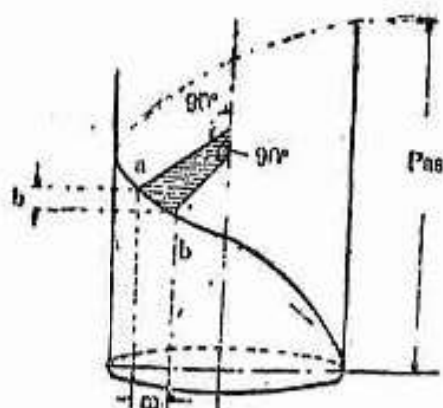
中心軸ニ直交スル如ク螺旋ニ沿ヒテ運動スルモノトセハ AD カ 180° 回轉スル間ニハ第八十四圖ニ示スカ如キ一ツノ曲面ヲ形成スヘシ此ノ曲面ヲ螺旋面ト稱ス

直線及曲線カ圓嚢ノ中心軸ニ常ニ一定ノ角ヲナシテ螺旋ニ沿ヒ運動スルトキハ常ニ螺旋面ヲ生スルモノナリ

飛行機ニ用ウル螺旋機ハ此ノ螺旋面ノ原理ニ依ルモノニシテ實際螺旋機ハ第八

十四圖ノ如キ螺旋面ノ一小部分ヲ使用スルモノナリ今螺旋上ニ任意ノ二點 a, b ヲ採リ第八十五圖中心軸ニ直交スル如ク此ノ二點ヨリ直線ヲ引ケハ螺旋面ノ一部分ヲ形成スヘシ然シテ此ノ二點間ノ垂直距離ヲ h トシ此ノ二點ヲ投影セシ部分ノ長サヲ m トセハ

$$\frac{h}{m} = \frac{P_{ns}}{2\pi R} = \text{Tang } \alpha$$



第八十五圖

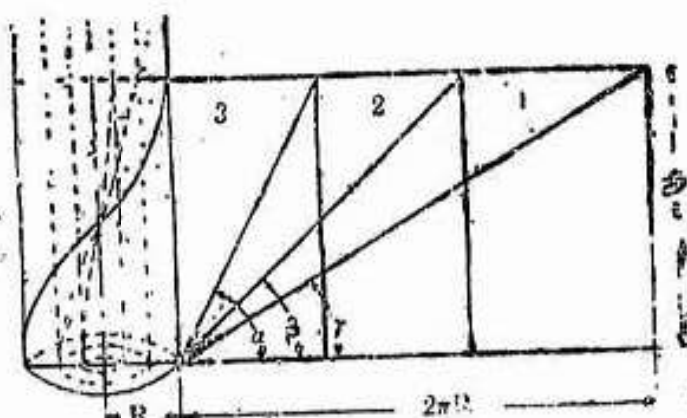
ナルコト明ナリ通常螺旋機ハ

$$h = \frac{Pas}{10\Delta 20} \text{ ト ス } \text{即チ} \frac{h}{m} = \frac{1}{10\Delta 20}$$

此ノ如ク h ト m ノ比ハ螺旋機ノ性質ヲ示スニ必要ナル諸元ナリ

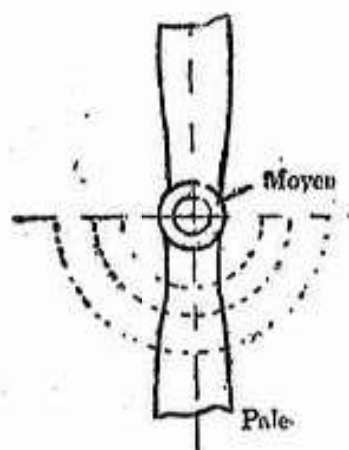
第三節 常數歩ノ螺旋(Hélice à pas constant)

同一中心軸ヲ有スル三箇ノ圓嚙ヲ想



第八十六圖

定シ第八十六圖ニ示ス如ク母線ニ沿フテ之ヲ展開スルトキハ各圓嚙ノ螺旋ニ於ケル「歩ミ」カ同一ナルトキハ三箇ノ螺旋ニ於テ常ニ $\frac{h}{m} = \frac{Pas}{2\pi R}$ ナル關係



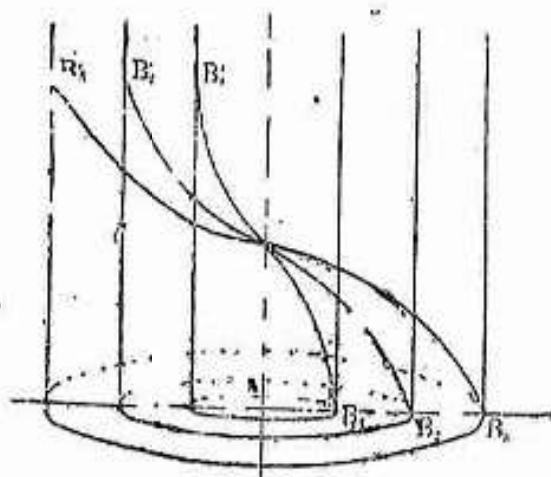
第八十七圖

成立スヘシ此ノ如キ螺旋ヲ常數歩ノ螺旋ト謂フ此ノ原理ニテ作リタル螺旋機ハ轂ヨリ其ノ尖端ニ至ルマテ何レノ點ニ於テ測定スルモ其ノ「歩ミ」ハ同一値ヲ得ヘシ此ノ如キ螺旋機ヲ Hélice normale ト謂フ但シ實際ニ於テハ此ノ如キ螺旋機ヲ使用セス

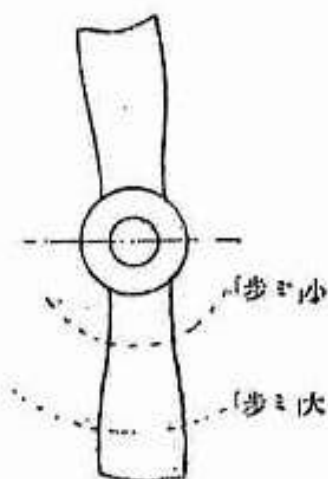
第四節 變數歩ノ螺旋(Hélice à pas variable)

變數歩ノ螺旋トハ各圓嚙表面ノ螺旋ノ「歩ミ」異ナルモノヲ謂フ故ニ螺旋中ノ某點 B_1 ヲ螺旋面中ニ考ヘ此ノ點カ 180° 同轉セハ $B'_1 B'_2 C'_3$ ニ至

ルヘシ此原理ニ依テ造リタル螺旋機ニ在リテハ轂ニ近キ部分ハ「歩ミ」小ニシテ轂ヨリ遠キ部分ノ「歩ミ」ハ大トナルヘシ

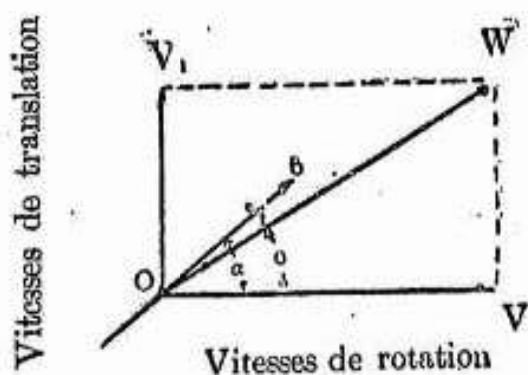


第八十八圖



第八十九圖

今螺旋機ノ要素ニ就テ考ヘンニ



第九十圖

V = 回轉速度

V_1 = 前進速度

W = 上記速度ノ合力

n = 螺旋機一秒間ノ回轉數トセ

$$V = 2\pi R \times n$$

螺旋面中ノ微分的小部分abヲ

考ヘ第九十圖 OV , OV_1 , OW ハ各速度ヲ示ズモノトス若螺旋機カ固體中ニ回轉スルモノトセハ其ノ一回轉ニヨリテ「歩ミ」タケ前進スルノ理ナリ然ルニ空氣中ニ於テハ螺旋機ノ回轉ニ伴ヒ空氣ハ移動スルヲ以テ螺旋機ノ前進速度ハ小トナルヘシ此ノ減少即速度ノ差ヲ「滑リ」(Recul e)ト謂フ

前進速度ト回轉速度ヲ合成シタル速度ヲ W トナストキ第九十圖ニ示

スカ如ク $\alpha = \epsilon = i$ ヲ得ヘシ此ノ i 角ヲ衝角 (Angle d' attaque) ト謂フ
此ノ角ハ飛行機ヲ前進セシムルニ必要ナルモノニシテ $i = 0$ ナルヘカラ
ス M. Eiffel 氏ノ實驗ニ依レハ $i = 2^\circ$ 乃至 5° ナルヲ要ス

但シ α ハ螺旋機ノ傾角ナリ

變數步ノ螺旋機ノ「步ミ」ヲ測定スルニハ佛國ニ於テハ S.F.A. ニ於テ
半徑一米突ノ所ノ「步ミ」ヲ以テ示スコトニ規定シアリ

今螺旋機一回轉ノ速度ヲ H 回轉數ヲ n トスレハ理論上ノ前進ハ nH ニ
シテ實際ノ前進速度ヲ V ニテ示セハ「滑リ」ノ絶對値ハ $nH - V$ ナリ此
ノ如ク「滑リ」ノ絶對値ハ n, H, V ニ關係ス即 n ト H カ減シテ V カ増大ス
レハ「滑リ」ハ減少スヘシ又 V ノ値ハ螺旋機ノ半徑カ大ナル程増大ス故
ニ「滑リ」ノ關係値ハ $\frac{nH - V}{nH}$ ヲ以テ示スモノトス

第五節 效率 (Rendement)

螺旋機ノ回轉ニ費シタル仕事ト螺旋機ノ爲シタル仕事ノ比ヲ螺旋機
ノ效率ト云フ即

$$\text{效率} = \frac{\text{爲シタル仕事}}{\text{費シタル仕事}}$$

實際ノ螺旋機ノ效率ハ通常 75% 内外ナリ

效率ハ之ヲ見出スコト困難ナルヲ以テ實際ニ測定ス今一例ヲ示セハ
發動機ノ馬力數 14 (1000kgm) トシ一飛行機ヲ前進セシムルニ 30kgs
ヲ要スルモノトス然シテ螺旋機ノ步ミヲ 1.20 螺旋機ノ一分間ノ回轉
數ヲ 1200 トセハ

$$\text{一秒間ノ回轉數} = \frac{1200}{60} = 20$$

$$\text{前進速度 } nH = 20 \times 1.200 = 24m$$

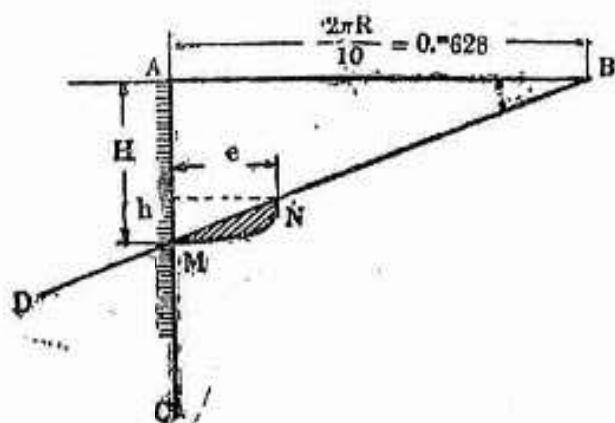
$$\text{從テ螺旋機ノ仕事 } 30 \times 24m = 720kgm$$

$$\text{故ニ效率} = \frac{720kgm}{1000kgm} = 0.72$$

理論上ノ効率ハ80% 及 85%ナルモ實際ハ然ラス之「滑リ」カ大ニ關係ヲ有スルモノナリ

第六節 變數步螺旋機「步ミ」ノ測定法

變數步ノ螺旋機ノ「步ミ」ヲ測定スルニハ第九十一圖ニ示ス如ク AB



(第九十一圖)

AC. ヲ正シク直交スル如シ ABノ長サヲ $\frac{2\pi R}{10}$ トス佛國ニ於テ $R=1^m000$ トセルヲ以テ $AB=0.628$ ナリ BDハBヲ軸トシテ動キ AC 上ニハ耗單位ノ規尺ヲ刻ス今螺旋機ヲ水平ニシ机面ニ正シク直交

スル軸ニ轂ヲ裝シ中心ヨリ一米ノ所ノ断面ヲ MN トスレハ (此ノ断面ノ形狀ハ各製造者カ研究ノ結果各種ノ形狀ヲ與フルモノナリ)

$$AM=H \quad PM=h \quad PN=1$$

トセハ三角形AMBトPMNハ相似形ナルヲ以テ

$$\frac{h}{e} = \frac{H}{0.628} \text{ 又 } \frac{e}{m} = \frac{\text{步ミ}}{2\pi R}$$

$$\therefore \frac{h}{e} = \frac{\text{步ミ}}{2\pi R}$$

$R=1$ トセハ

$$\frac{\text{步ミ}}{2\pi R} = \frac{H}{0.628} = \frac{\text{步ミ}}{2\pi} (2\pi \div 6.28)$$

$$\therefore \text{步ミ} = \frac{6.28H}{0.628} = 10H$$

AB ハ正シク水平ナルヲ要ス之カタメ水準器ヲ用キテ點檢ス又 AMハ正シク之ニ垂直ナラサルヘカラス今測定セシ値カ $H=50^m/m$ ナレハ $\text{步ミ} = 50 \times 10$ ナリ

實際ニ於テ AC 規尺ニハ百五十耗マテヲ測定シ得ルヲ以テ充分ナリ

トス