

1. 滑らかな面に於ては、表皮摩擦より来る切線壓力即ち抵抗は、速度の自乗數 (Power) 一・八五乃至二 ($\sqrt{1.85-2}$) の割合を以て變化し、粗なる面に於ては、速度の平方即ち V^2 の割合を以て變化する。
2. 一定の面に於ては、面の長さが増すに従つて抵抗は減少する。
3. 滑かな面は粗なる面に比して、自乗數が低いから各單位の抵抗は粗なる面に比して少量である。

左に「フルード」氏の實驗數を示す、公式左の如し。

$$F = KV^n \dots \dots \dots I.$$

式中 F は、摩擦抵抗

K は、實驗に據りて得たる係數

V は、速度

n は、指數

第十二表「フルード」氏の表皮摩擦の價値

面	n	K. 10 ⁷
「バーニツシ」	1.85	156
蠟	1.95	125
箔	1.99	101
綿	1.92	261
砂	2.00	209
砂	2.00	223
砂	2.00	255

備考

- 一、此表は水に據る實驗を空氣に換算したるものなり
- 一、實驗はし面は八呎
- 一、速度一分間六百呎
- 一、Kの價値は哩、時單位
- 一、nは指數
- 一、K. 10⁷は表の混雜を防ぐ爲めの記方にして例へば $K \times 10^7 = 156 = K = 0.0000156$ の如し

「ザーム」博士の實驗 (Experiments of Dr Zahn)

「ザーム」博士は、「バーニツシ」(乾、濕、亞鉛又は薄い鐵葉等を被せた種々の面を以て實驗をした結果、其表皮摩擦は大抵皆同一であることを發見した。左に公式及實驗數を示す

$$F = KA^{\frac{2}{3}}V^n = 0.0000167A^{.66}V^{1.8} \dots \dots \dots II.$$

式中 F は、表皮摩擦を封度にて示したるもの

A は、面の一側の面積を平方呎にて表したるもの

V は、速度を、時、哩單位にて表したるもの

K は、實驗に據りて得たる係數

第十三表、ザーム博士の表皮摩擦の價値

速度(時、哩)	面 (平方 呎)							
	1	5	10	15	20	25	30	35
30	.0034	.041	.080	.114	.151	.186	.220	.250
40	.0159	.071	.137	.198	.260	.320	.380	.430
50	.0240	.108	.210	.300	.390	.490	.570	.650
60	.0340	.151	.290	.430	.550	.670	.800	.920
70	.0450	.200	.390	.570	.730	.900	1.060	1.240
80	.0570	.260	.490	.710	.940	1.160	1.370	1.590
90	.0730	.320	.610	.900	1.180	1.450	1.710	1.980
100	.1880	.390	.750	1.080	1.430	1.750	2.060	2.41

備考、 $F=0.0000167A^{.53}V^{1.86}$
V=miles per hour.

「ギブボンス」氏の實驗 (Experiments of W. A. Gibbons)
「ギブボンス」氏の實驗報告は米國航空勸告委員第一年報 (First Annual Report of the National Advisory Committee for Aeronautics 1915, Washington Government Printing office) 百七十六頁乃至百八十四頁に載せてある。實驗は「ワシントン」の海軍風洞(第七節及第二百八十一圖參照)に於て行つたもので、之に使用せし各種の面を分類すれば、大約左の如くなる。

(1) 硝子板

(2) 竊立のある織物

(3) 竊立の無き織物

(4) 「バーニツシ」を塗布した織物(麻布、木綿)

(5) 「ゴム」を塗布した麻布(普通及び「アルミニウム」)

氣流の速度は、一時間、三十、四十、五十、六十、及び七十哩で、使用せし面の面積は、約五十平方呎であつた、計算に使用する公式左の如し。

$$F=KV^n$$

式中、F は表皮摩擦の一平方呎の面に生ずる量を封度にて表したるもの。

K は、固定係數

V は、速度を時、哩單位にて表したるもの

n は、速度の自乗數の指數にして實驗によりて得らるべきもの

表 四 十 第

「ギブボンス」氏の表皮摩擦の價値

(米國海軍風洞にて試験せしもの)

番 號	實驗せし面の種別	n	K.10 ⁷	一時間 30哩		40哩		50哩		60哩		70哩	
				F.	R.F.	F.	R.F.	F.	R.F.	F.	R.F.	F.	R.F.
1	硝子板	1.81	163	.0079	1.000	0.0138	1.000	0.0199	1.000	0.0276	1.000	0.0364	1.000
2	上等麻布 L. P. ニツツ (1876) 一回	1.84	163	.0085	1.081	.0141	1.080	.0218	1.098	.0309	1.118	.0424	1.162
3	同上 L. P. ニツツ (1876) 一回	1.89	129	.00822	1.042	.0138	1.060	.0208	1.048	.0295	1.067	.0403	1.108
4	航空用 L. P. ニツツ (1873) 一回 L. P. ニツツ (1876) 一回	1.84	153	.0081	1.031	.0135	1.031	.0204	1.028	.0287	1.038	.0387	1.061
5	硝子	1.94	128	.0095	1.205	.0161	1.234	.0249	1.254	.0361	1.305	.049	1.362
6	L. P. ニツツ (1877) 一回	1.85	149	.0082	1.034	.0136	1.040	.0206	1.039	.0292	1.056	.0395	1.085
7	同上	1.85	149	.0082	1.044	.0137	1.040	.0204	1.028	.028	1.041	.0394	1.081
8	同上三回 L. P. ニツツ (1877) 二回	1.84	157	.0082	1.044	.0134	1.026	.0204	1.028	.0286	1.033	.0392	1.078
9	氣球用織物 NO. 3. 二重線木綿布	1.90	219	.0139	1.766	.0228	1.822	.0365	1.838	.0518	1.873	.0715	1.965
10	同上. 霧燒せるもの	2.05	96.5	.0103	1.311	.0184	1.408	.0292	1.470	.0426	1.539	.0603	1.654
11	NO. 3. 二重線木綿布 L. P. ニツツ (1876) 一回	1.95	123	.0094	1.190	.0164	1.253	.0251	1.264	.0362	1.309	.0490	1.345
12	同上. L. P. ニツツ (1876) 三回	1.85	153	.0083	1.056	.0139	1.063	.0218	1.072	.030	1.082	.0408	1.107
13	NO. 3. 斜線木綿布	1.95	207	.0133	1.691	.0227	1.739	.0343	1.728	.0491	1.782	.0794	1.902

15	NO. 6. 斜線特製木綿	2.03	99.7	.0059	1.252	.0180	1.378	.0281	1.414	.0412	1.490	.0556	1.598
16	同上. 霧燒せるもの	2.05	82.5	.008	1.127	.0157	1.202	.0243	1.243	.0368	1.331	.0500	1.372
21	飛行機布 L. P. A. 1 面	1.83	165	.0084	1.070	.0142	1.082	.0215	1.083	.0299	1.091	.0393	1.079
22	同上. L. P. A. 1 面	1.83	166	.0085	1.078	.0142	1.083	.0213	1.073	.0299	1.081	.0401	1.101

備考 n, K, 及び F. は、公式 $F = KV^n$ の價値なり。

F. は、一平方呎の抵抗を封度にて表したるもの、V は速度を、時、哩にて表したるもの。

R. F. = Resistance Factor は、硝子板と他の面との比較を示す。

第十四表は、「キブボンス」氏の實驗に據る表皮摩擦の價値を示したものである。
採用すべき價値

以上三氏の實驗に據る表皮摩擦スキントリクションの價値を比較して見ると「フルード」氏及び「キブボンス」氏の價値は、各種の面に於て大約一致して居る。一方「ザーム」博士の價値は、面の精粗及び品質を示して無い。然し大體から云へば三氏の價値には大差はないが、強ひて精密ならんことを望む場合には、吾人は「キブボンス」の價値を採用せんとするものである。

第百十四節 界限速度 (Critical Velocity)

界限速度の原理 (Theory of the Critical Velocity)

吾人が前數節に於て研究せる所に據れば空氣の抵抗は、其密度抵抗及び粘性抵抗に起因するものである。然し嚴密に云へば、空氣の壓縮性も抵抗を生ずる原因となるが、銃砲の射撃の場合を除いて、一般の航空上に於ては、空氣に音を發するやうな高速度の場合はないから、其壓縮性は、抵抗には殆んど關係が無いものとして差支へはない。

物體に衝る氣流の形態は

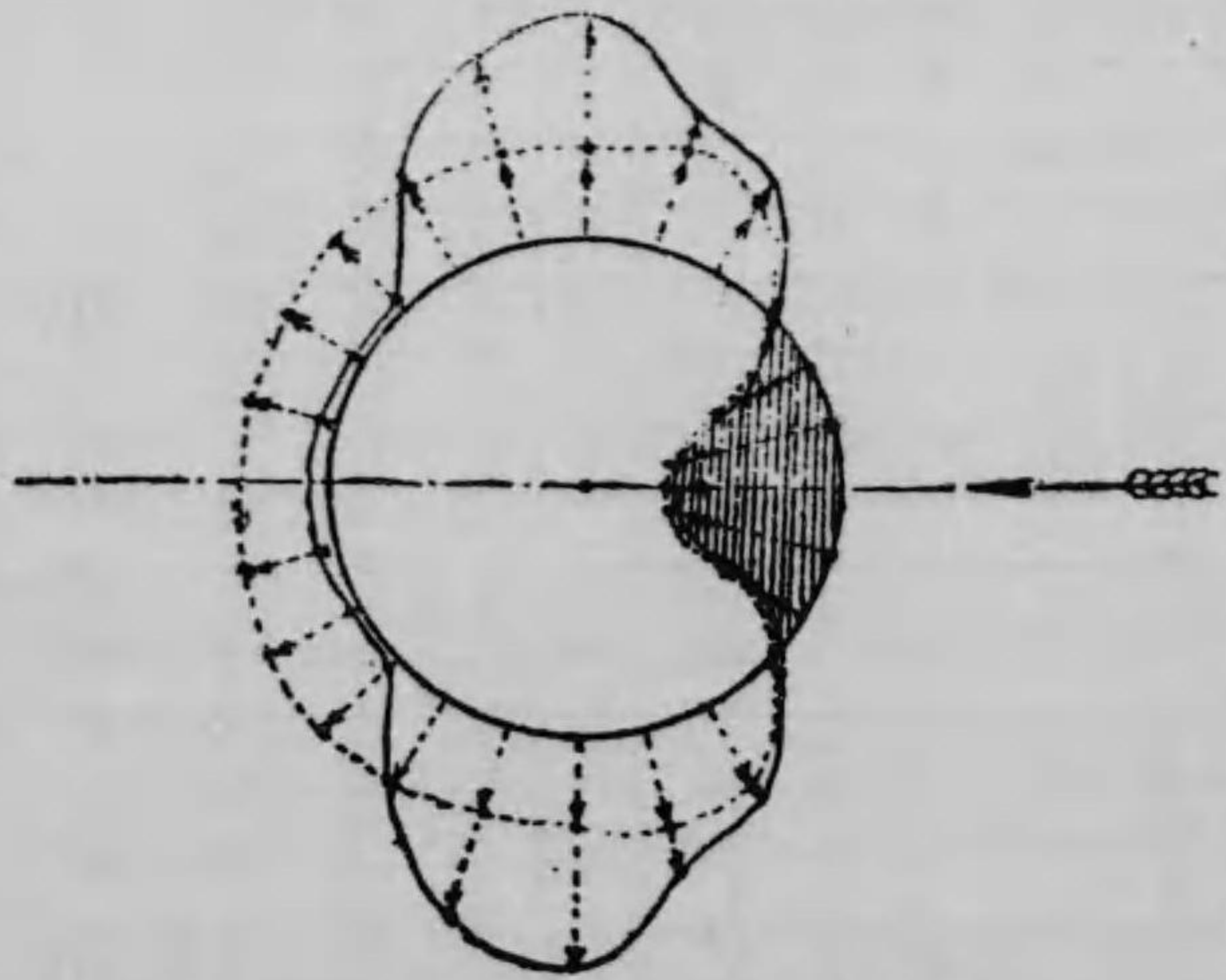
一。流線流動 (Stream-Line Flow)

二。中斷流動 (Discontinuous Flow)

の二つあることは吾人の能く知る所である。前者は、魚形體が低速度を以て流動體の中を動く場合に起り、後者は、例へば平面を流線と直角に、且高速度を以て動かす場合に起る。若し前者の場合の如く渦巻が起らずに、流動體が其の流線流動の

ストリームラインフロー

第 二 百 九 十 九 圖

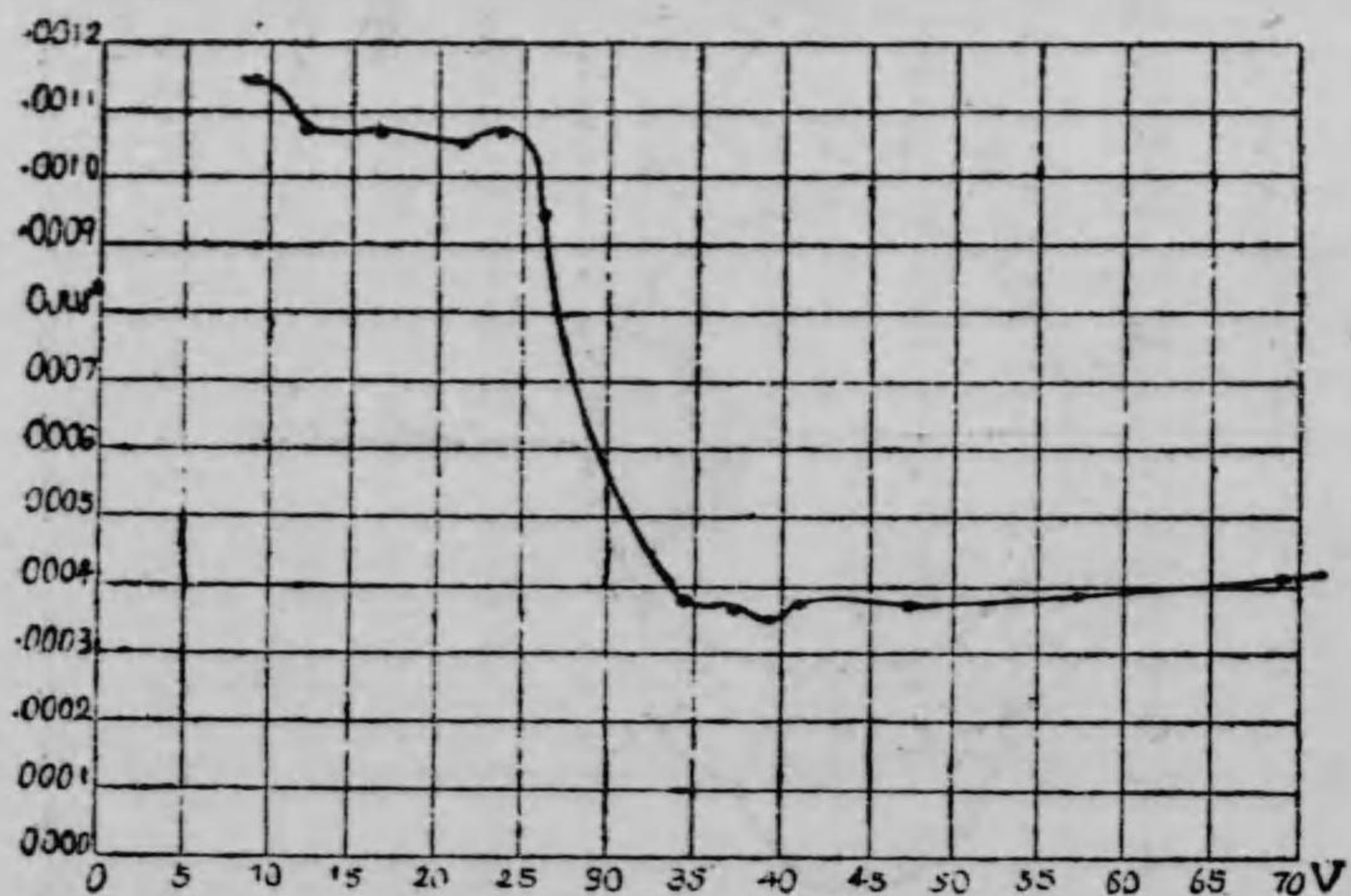


球の界限速度と壓力の分布 (L. エツフェル)

實線は、界限速度以上の場合の壓力の分布。點線は、界限速度以下の場合の壓力の分布を示す。二つの場合共、球に衝る氣流の正壓力 (又は單に壓力と云ふ、圖の陰影を施したる部分) は大體に於て同一なれども、負壓力 (一般に「吸收 Suction」と云ふ) は界限速度以上に於ては球の後方より側方に移る。係数の價値の變化するは全く之が爲めなり。

状態を保つて居れば、物體の面に生ずる抵抗の大部分は粘性抵抗で、密度抵抗は極めて僅少である。反對に、後者の場合には、其抵抗の大部分は密度抵抗で粘性抵抗は極めて少量である。然し何れの面にも此二の要素は合一して一の抵抗を起すもので、只物の形狀に據り其分量に差があるのみである。更に同一の物體の面に於ても、二要素の分量は氣流の速度に據りて變化する。そこで、物體の形狀と關係的氣流の速度とに據りて、密度抵抗及粘性抵抗の分量に變化が起り例へば、物體の形狀に關して氣流の速度が或一定の點に達した時に其流線の狀

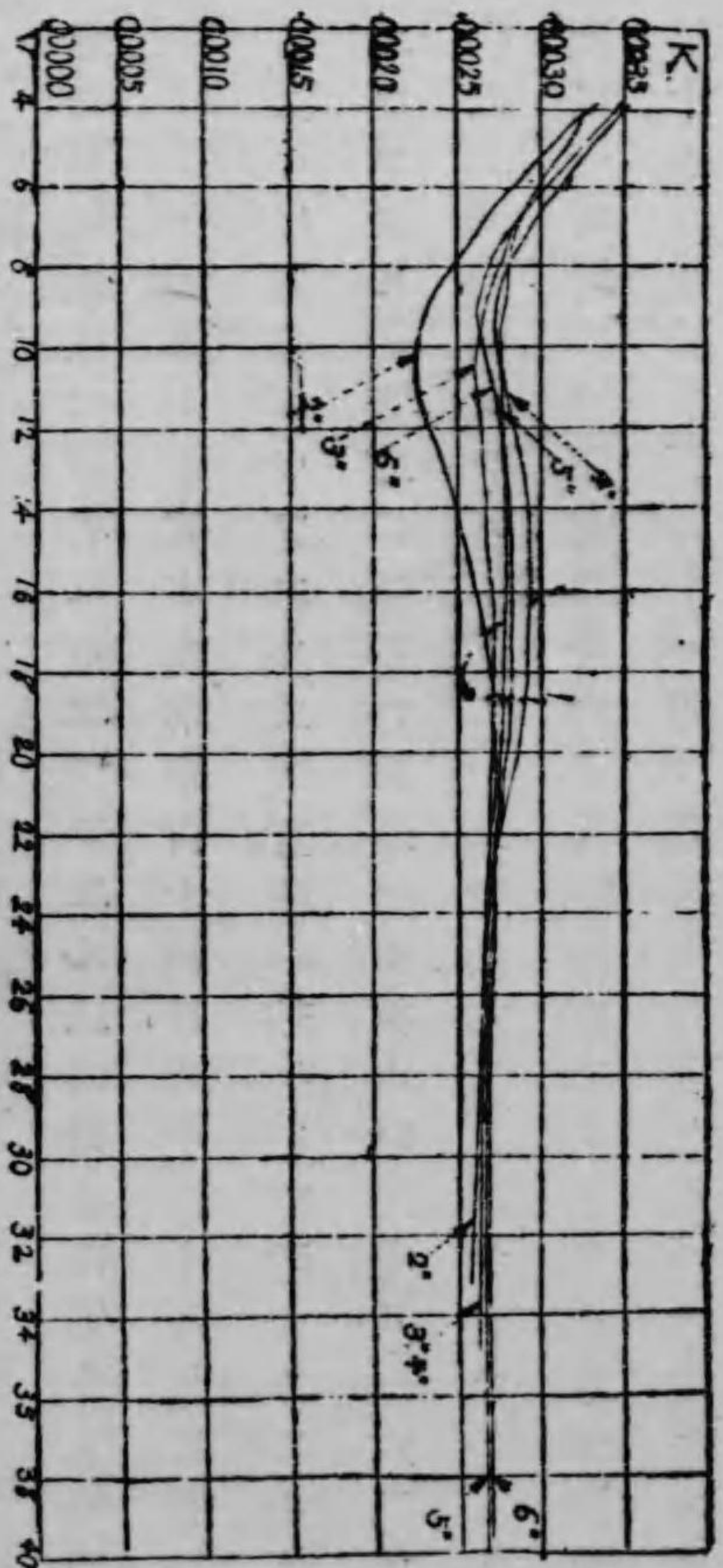
圖 一 十 九 百 二 第



「エツフェル」氏の球の抗抵と界限速度
 K. 及 V. は抵抗の係数及気流の速度を、封度、平方呎、一時間、哩、
 単位にて表はしたるもの
 (第十五表参照) 球の直径=6.378 吋=16.2C.m.

態に變化が起つて密度抵抗が減
 するとすれば、其物體の抵抗係數
 は最早同一のものではない。
 此原則を證明するに最も解し
 易き方法は「エツフェル」氏(C. E. Feltz)
 の實驗で、それは、針金を以て吊し
 たる球に風を衝て、其速度を段
 々に増加して行くと、最初は、風が
 強くなるに従つて球を吊してあ
 る針金の傾斜は次第に大きくな
 るが風が一定の速度に達すると、
 球は反て風上に逆戻りをして、或
 點まで達し、更に風が強くなると、
 今度は風の速度に従つて球を吊

圖 二 十 九 百 二 第



「ペンカー」博士の平面圓板の抵抗と界限速度
 K. 及 V. は、抵抗の係数及気流の速度を、封度、平方呎、一時間、哩、
 単位にて表はしたるもの、 $2\frac{1}{2}''$, $3\frac{1}{2}''$, $4\frac{1}{2}''$, $5\frac{1}{2}''$, $6\frac{1}{2}''$ は平面圓板の直径を吋(インチ)に示したるもの。此等の面の界
 限速度は一時間九哩なり。(注意 K. の價値は封度、吋、哩時單位なり)

數 K の價値が變つたことを證明するもので、何故に風の速度の増加中に於て抵抗
 係數 K の價値が變化するかと云へば、それは球に衝る氣流線の流れ方が變つて背
 後の渦巻き部分が減少したからである。此氣流線の状態の變化する時即ち係

數Kの變化する時の氣流の速度を吾人は之を界限速度(Critical Velocity Vitesse Critique)と呼ぶ。(第二百九十圖參照)

此界限速度は理論的「ウキルソン」(E. B. Wilson)(Report on Wind Tunnel Experiments in Aerodynamics" P. 7.)及び實驗的「エツフェル」(G. Eiffel)「ハンサーカー」(J. C. Hunsaker)に之を算出し得るもので、其價値は面の形狀及び太さに據つて變化する。

球の界限速度(Critical Speeds for the Spheres)

球の界限速度は有名なる「エツフェル」氏の發見に係るもので、其發見の徑路に就きては、田中館博士の「航空機講話」百十四頁乃至百十八頁に委しく説明されてあるから、茲には單に「エツフェル」氏の實驗の結果を略説するに止めて置く。

「エツフェル」の實驗に使用した球は、直徑六吋三七八(一六・二センチメートル)九吋六〇六(二四・四センチメートル)十二吋九九二(三三センチメートル)の三個で、氣流の速度は一時間四哩四七乃至六十八哩(秒速二メートル乃至三十メートル)であつた。第十五表及第二百九十一圖は直徑六吋三七八(一六・二センチメートル)の球の抵抗を示したもので、此球の界限速度は約二十七哩(一二メートル)附近である。

球の界限速度は、其直徑が大きくなるに従つて低くなる。即ち、九吋六〇六(二四・四センチメートル)の球の界限速度は、約十五哩六六(秒速七メートル)十二吋九九二(三三センチメートル)の球の界限速度は、約八哩九五(秒速四米突)である。

表 五 十 第

球(直徑 6.378 吋=16.2c.m.)の抵抗

速度	K價値	
	時、哩	米突、秒
一哩 9.62	.00114	.028
二哩 11.86	.00107	.0263
三哩 16.56	.00105	.0252
四哩 21.05	.00106	.0251
五哩 23.71	.00107	.0253
六哩 25.29	.000948	.0212
七哩 34.73	.000875	.0092
八哩 37.31	.000867	.009
九哩 39.21	.000835	.0086
十哩 41.73	.000872	.0091
十一哩 46.98	.000867	.0090
十二哩 57.48	.000893	.0096
十三哩 68.9	.000408	.0100

備考 公式 $R=KSV^2$ 1.
 R =抵抗の全量。 K は係數。 V は速度。(第二百九十一圖參照)

平板の界限速度(Critical Speeds for Flat Disks)

平板の界限速度は「ハンサーカー」博士(Dr. J. C. Hunsaker)の發見に係るもので、其

實驗は、マツサチユーセツツ工科大学の風洞に於て、厚さ十六分の一時、直徑、二三、四五及び六時の五種の平板に就て、風速一時間二哩乃至四十哩を以て行つたもので、其結果總ての平板の界限、速度は一時間約九哩なることを發見した。

「ハンサカー」博士の實驗に據れば、之等の諸面は、九哩以下の風速に於ては、Kの價値は極めて不正確で、何度實驗を繰り返しても其價値を精密に決定すること出来なかつた。又博士は其實験の結果より

公式

$$R = K \rho A V^2 \dots \dots \dots \text{II.}$$

式中、 ρ は、一立方呎の空氣密度

A は、面積を平方吋にて表したるもの

V は、時哩單位

K は、係數

を使用して、左の斷案に達したことを發表した。

氣流の速度一時間二十七哩以上なれば總ての平板の抵抗係數 K の價値は一

定不變である。

第二十九章 空氣の抵抗 (Resistance of Air)

第百十五節 氣流と直角をなす諸面

(Surfaces Normal to Wind)

正方形平面 (Square Plane Surface.)

第二百九十三圖に於て、速度 V を有する氣流が、面積 S を有する正方形平面 AB に直角に衝る時は、其面には、氣流と同方向に之を推し動かさんとする壓力即ち抵抗 R を生ずるものである。其抵抗の量は、左の公式にて表はす。

$$R = K S V^2 \dots \dots \dots \text{I.}$$

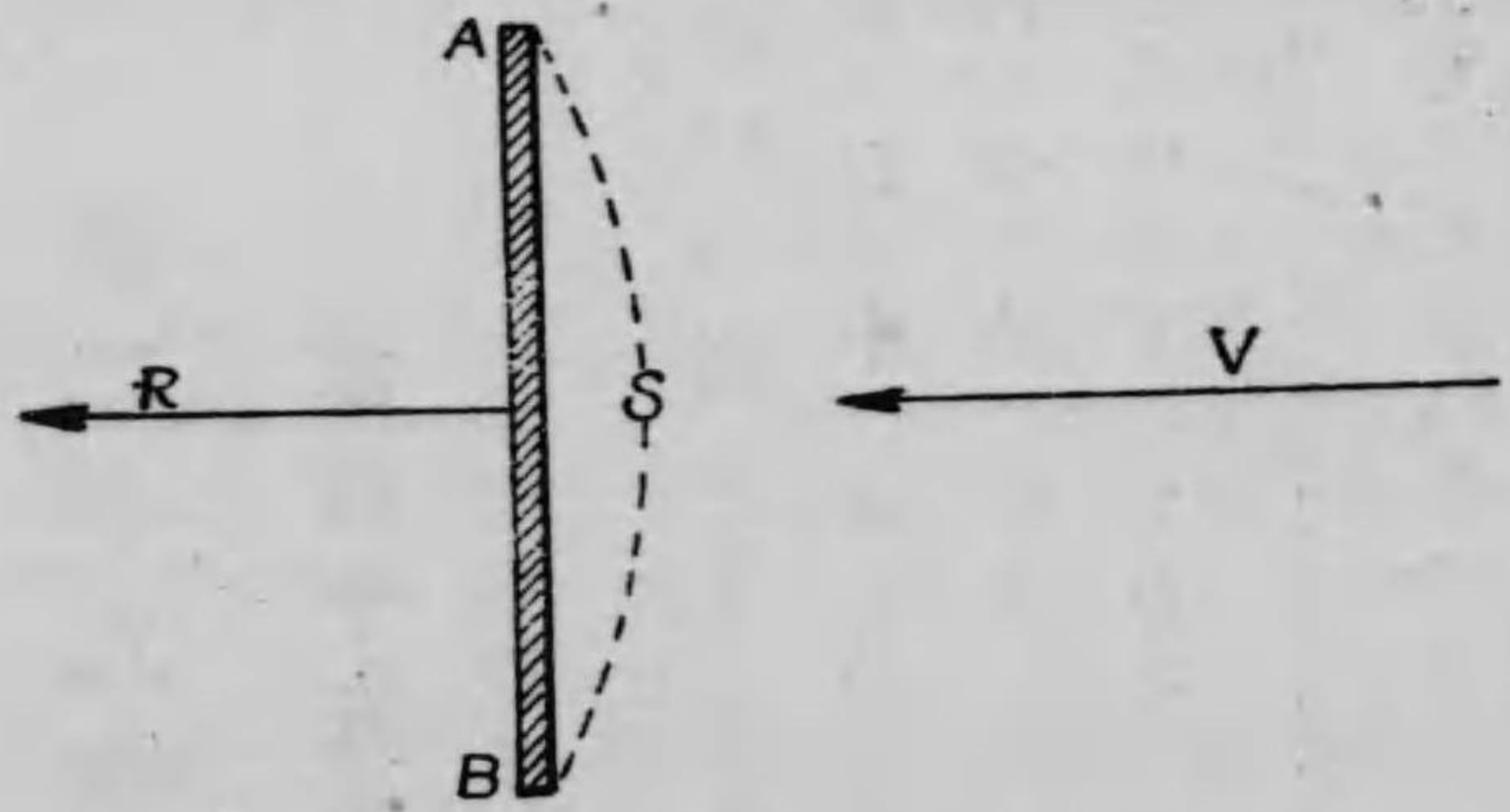
式中 R、は面上に生ずる壓力即ち抵抗の全量。

K、は抵抗の係數

S、は平面の面積

V、は氣流の速度

Kの價値



圖三十九百二第

平面に直角に衝る氣流の作用

公式1に於ける係數Kの價値は、大約空氣の密度に比例し且面の大きさと形狀に據りて變化する。
「エツフェル」氏の實驗に據れば、公式1に於ける

係數Kの價値は、

四吋平方の平面に於ては、

$$K=0.00266$$

四十吋平方の平面に於ては、

$$K=0.00326$$

で、之を米突制に換算すると、 $0.065(0.065)$ 及び $0.08(0.08)$ となる。

又、「パースト」氏及び「ブリス」氏は公式1に於ける係數Kの價値に關し左の如く發表して居る。

$$F=0.00126(S)^2+0.0000007(S)^3$$

式中、F、は面上に生ずる壓力を封度にて表したるもの。

S、は速度を秒、呎單位にて表したるもの。

l、は面の一邊の長さを呎にて表したるもの。

空氣の壓力は、攝氏十五度又は華氏五十九度に於て七百六十「ミリメートル」(760mm.)

之を哩單位に換算すると、

$$F=0.00271(S)^2+0.00000022(S)^3$$

となる。更に之を公式1の形式に書いて見ると、

$$R=0.00271(1+0.0008S)S^2 \dots \dots \dots \text{II.}$$

となる。此公式に據つて見ると、係數Kの價値は、氣流の速度及面の大きさに據つて變化することが解る。

長方形平面 (Rectangular Plane Surface.)

長方形の長さと幅との比を、Aspect Ratio 比 (Aspect Ratio) と謂ふ。此面比と抵抗との關

係は如何と云ふに、
 面比三乃至五に於て其抵抗は同一面積の正方形に比して一〇〇乃至一四七パーセントだけ増加する。
 第十六表は此關係を明瞭に示して居る。

圖六十第
 面比と抵抗との關係

面比	Kの價値	$\frac{K_{\text{長方形}}}{K_{\text{正方形}}}$
1.0	0.00269	1.000
1.5	0.00279	1.040
3.0	0.00288	1.070
6.0	0.00296	1.100
10.0	0.00308	1.145
14.6	0.00337	1.250
20.0	0.00361	1.340
30.0	0.00375	1.400
41.5	0.00386	1.435
50.0	0.00396	1.470

圓形體 (Round Bodies)

(a) 圓形體の底が氣流と直角を爲す場合

圓形體の底を氣流の方向に對して、直角に置いて生ずる抵抗は、其底の面積が同一であつても、長さが増せば、或制限内に於て抵抗は減少するもので、其割合は、別に之を算出する公式は無いが、底の半徑の二倍乃至十四倍に於て最少限〇七七迄減少するものである。即ち、圓體の長さが其底の半徑の四倍乃至六倍の時には、抵抗は底と同一面積の平面板に比して〇七七(77%)、八倍の時には、〇七八(78%)、三倍の時は〇八(8%)、十四倍の時は、〇八九(89%)、半徑と同一なる時は、全く平面板と同一である。故に、圓形體の抵抗は、氣流が其底に直角の衝る場合には、其長さが、底の四倍乃至六倍の時に於て最低である。

圖四十九百二第

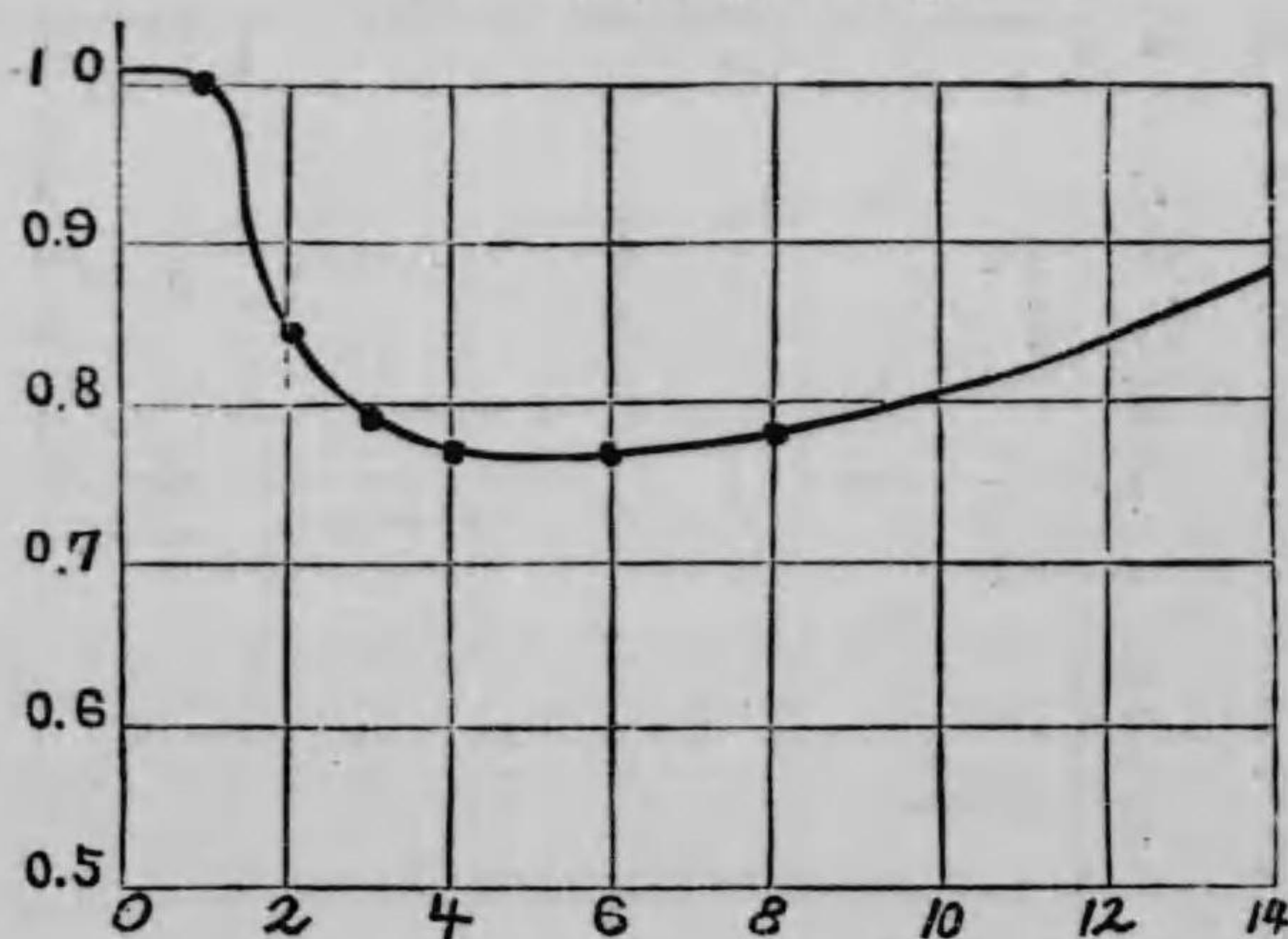
長さ	K	$\frac{K(\text{圓體})}{K(\text{平面})}$
平面	.00269	1.00
半徑ノ一倍	.00269	1.00
同倍	.00226	0.84
同倍	.00214	0.80
同倍	.00208	0.77
同倍	.00208	0.77
同倍	.00210	0.78
同倍	.00241	0.89

ある。故に、圓形體の抵抗は、氣流が其底に直角の衝る場合には、其長さが、底の四倍乃至六倍の時に於て最低である。

二百九十五圖參照)

(b) 圓形の底が氣流と平行する場合

圖五十九百二第

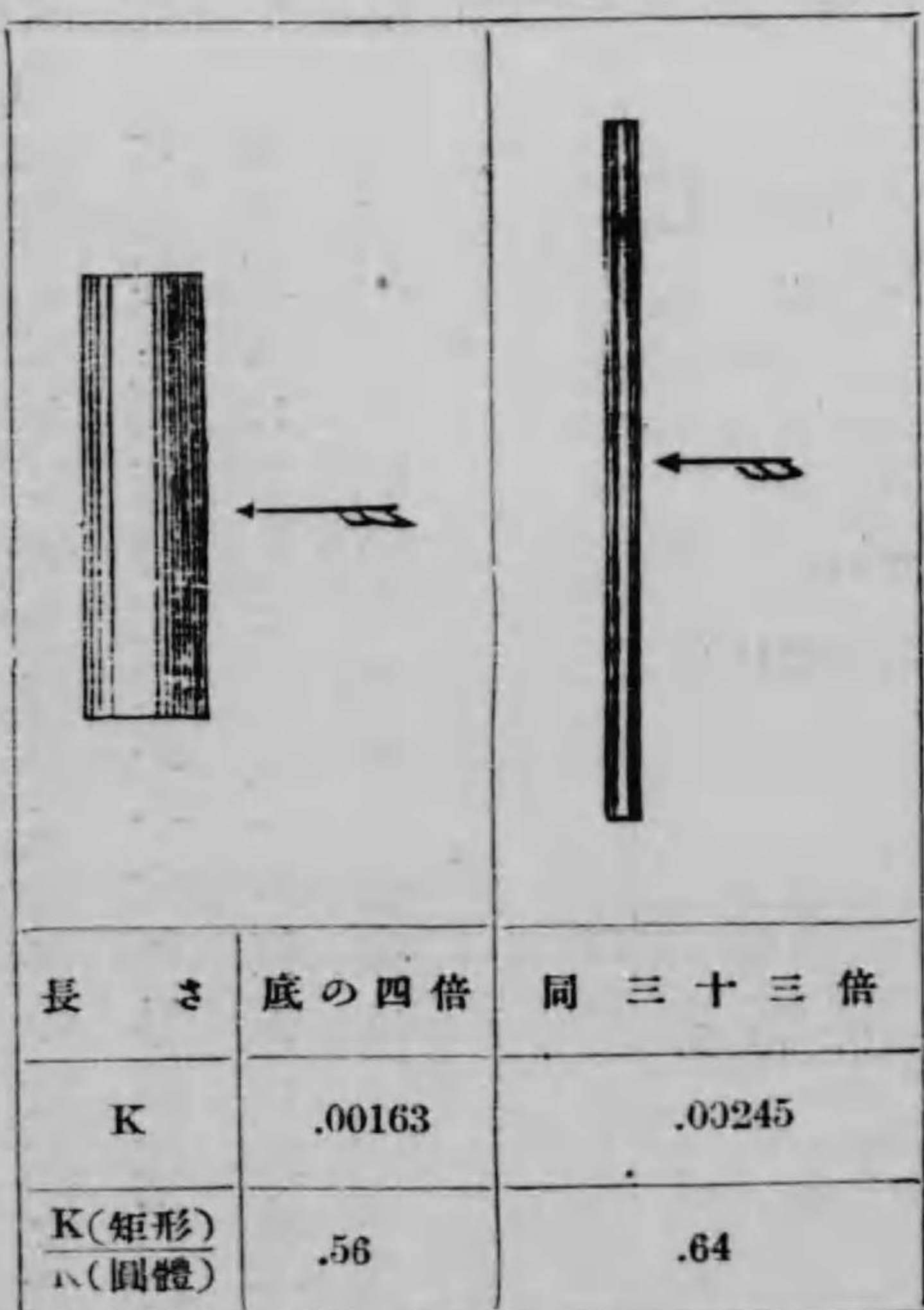


縦線は底の倍數を示す、例へば6は圓形體の長さが底の半径の六倍なるが如し。横線は、圓體と平面との抵抗の比較を示す、例へば0.8は圓體の抵抗は平面に比して八十パーセントなるが如し。

(d) 球
ものである。(第二百九十七圖参照)

公式Iに於ける球の抵抗係數Kの價値は「ダインズ」氏(W. H. Dines)に據れば

圖六十九百二第



K=0.00154(英國制) K=0.0378(米突制)
 で、實驗せる氣流の速度は一時間二十一哩(三十四キロメートル)球の直径は、六吋(百五十三ミリメートル)であつた。

又「エツフェル」氏(G. Eiffel)は同一公式に於てKの價値を、
 K=0.000449(英國制) K=0.011(米突制)

と興へて居る。此價値は、獨逸の「ゲツチンゲン」實驗所の發表せる價値

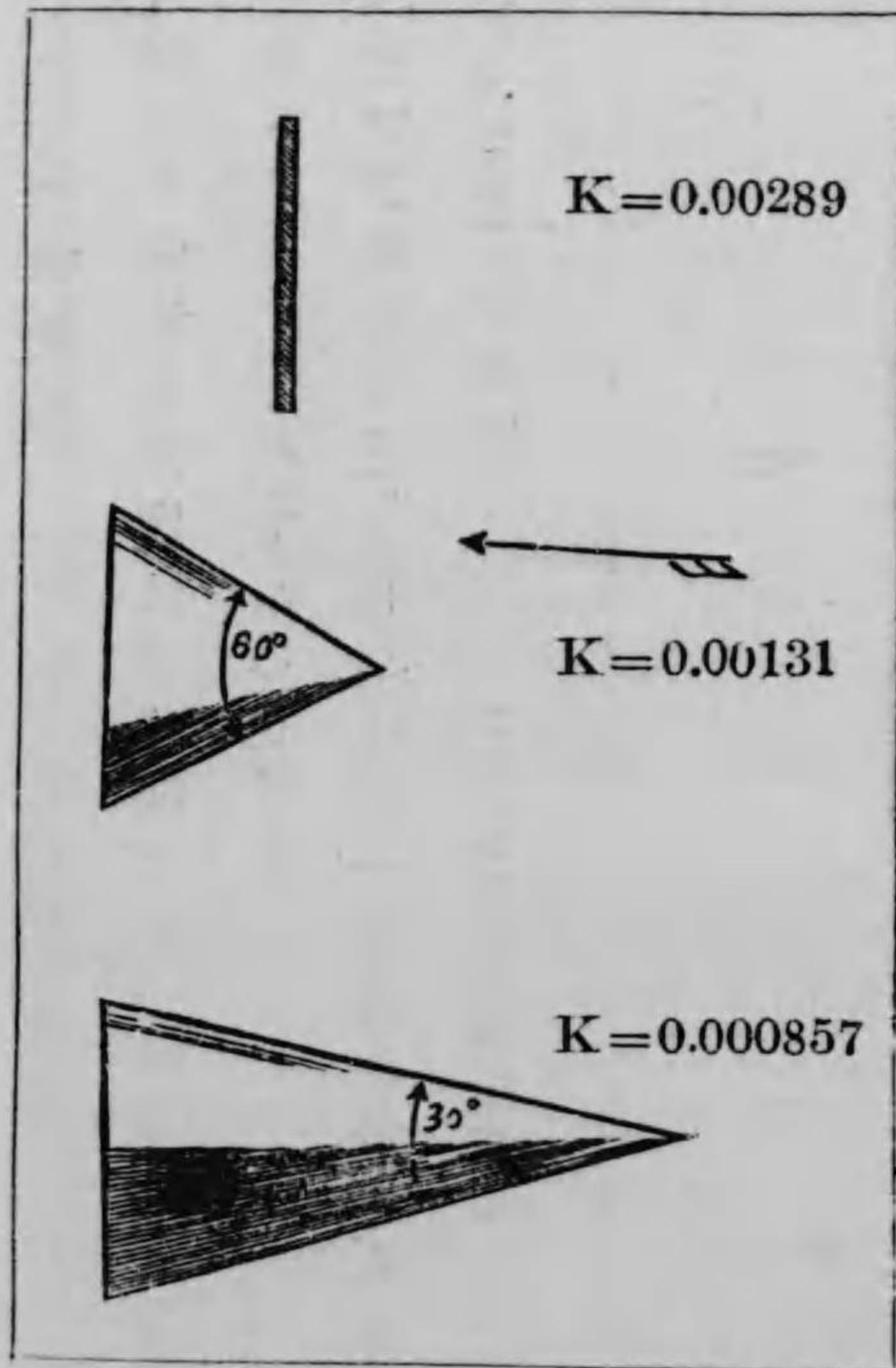
K=0.00112(英國制)
 K=0.0275(米突制)

に比して約半分である。即ち「ゲツチンゲン」實驗所と「エツフェル」氏とのKの價値の相違は、大約二倍である。「エツフェル」

氏は此現象を明かにする爲めに、幾多の實驗を重ねて其結果、界限速度なるものを發見した。即ち、氣流の速度が一定の界限速度に達する迄は、係數Kの價値は反て減少し、界限速度に達した後は、Kの價値は、大約一定不變で、三個の球を使用して種々の速度を以て實驗の結果、Kの價値は

$K=0.000149$

圖七十九百二第



なることを確めた。そして其三個の球の各々の界限速度は、

直徑六吋の球は、二十七哩

(直徑十六センチメ

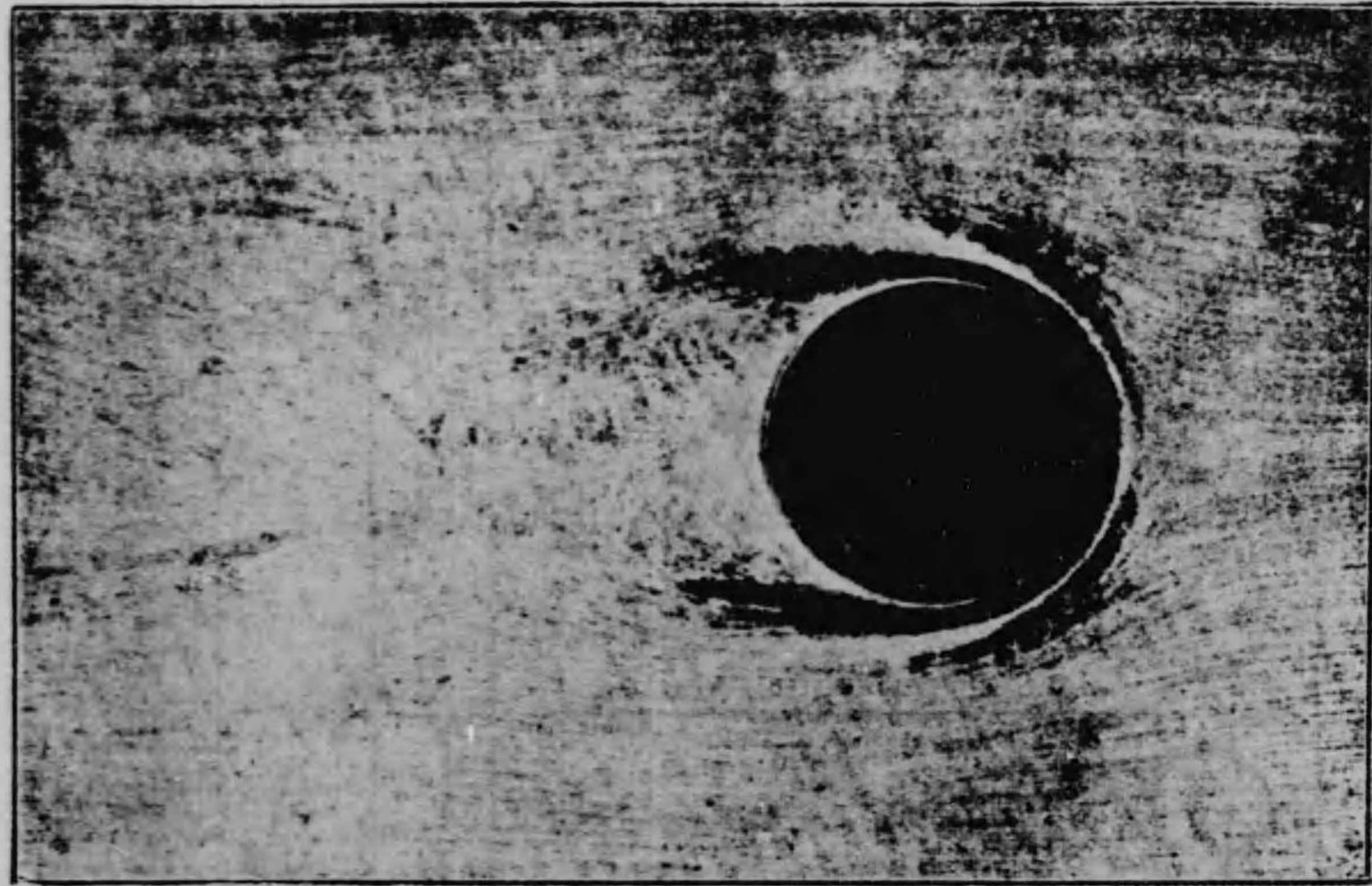
ートル)の球は、秒速

十二米突

同 十吋の球は、十六哩

(同二十四センチメ


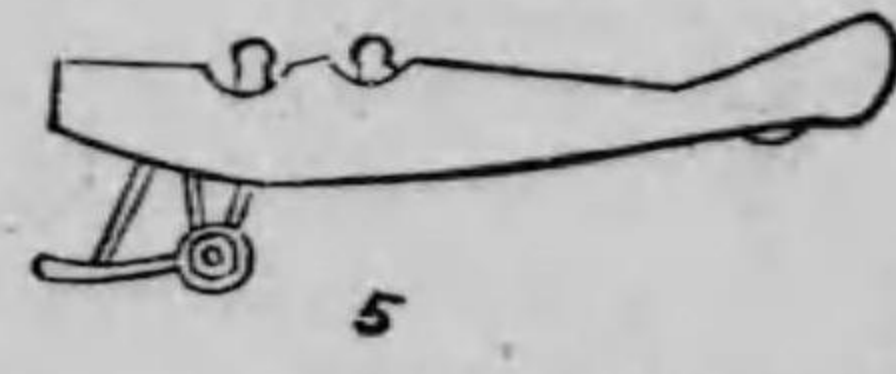
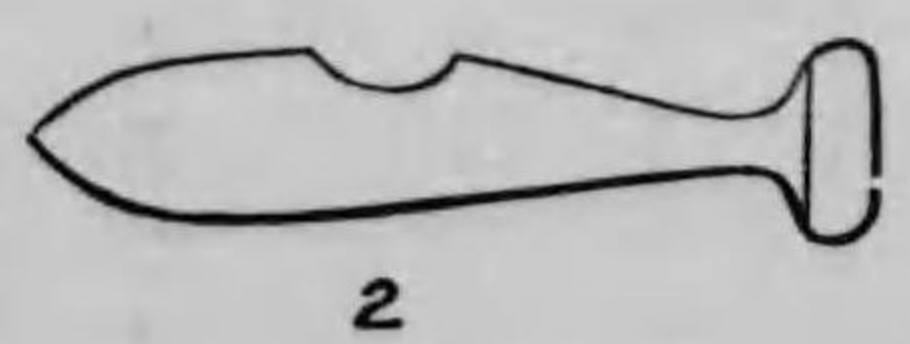
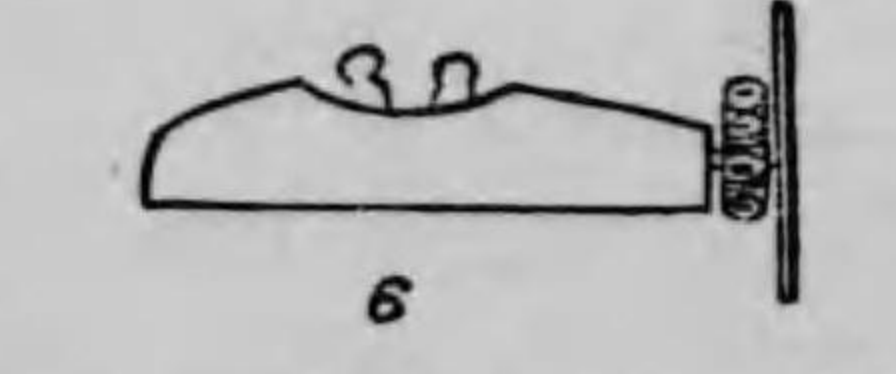
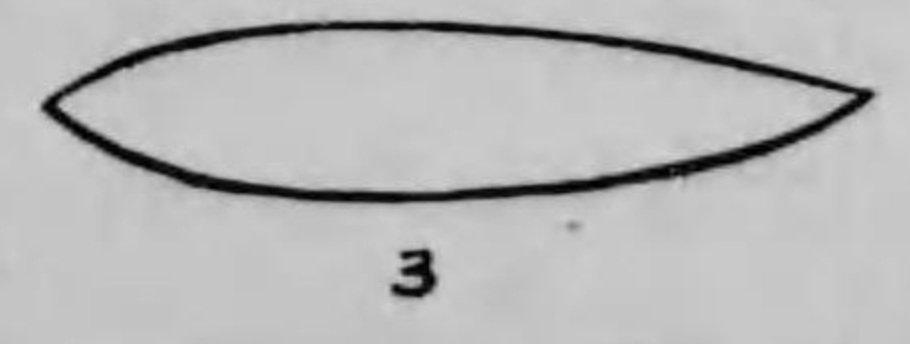
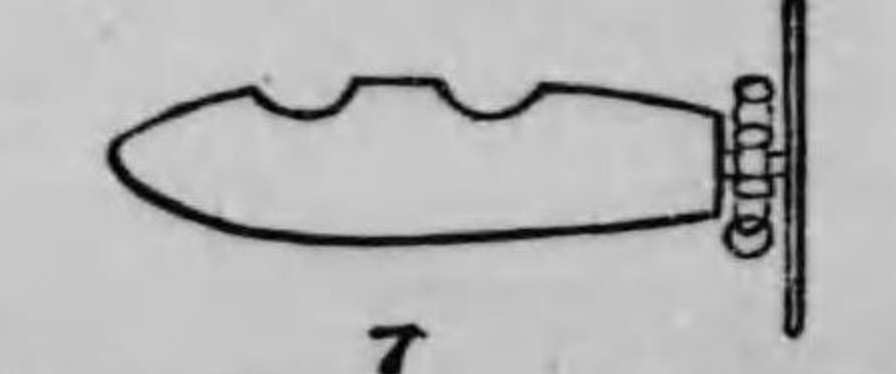
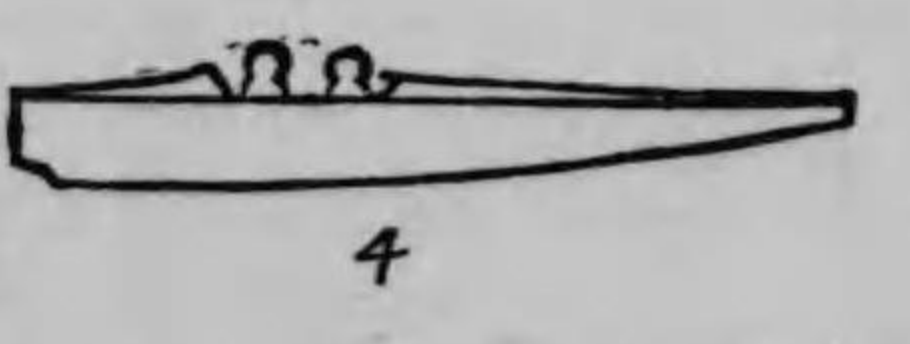
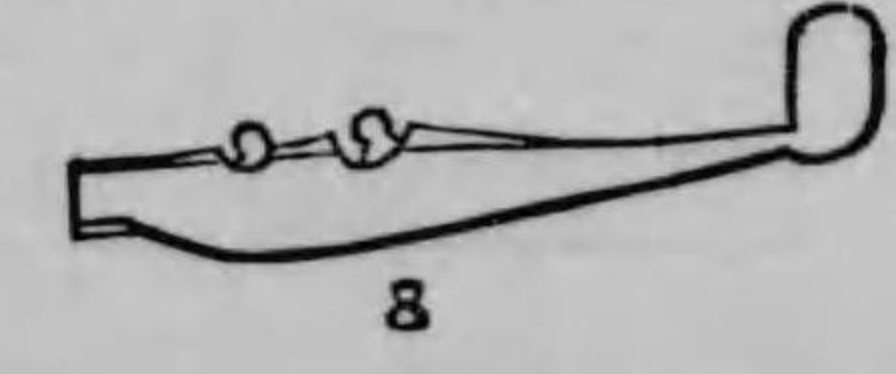
圖八十九百二第



圓體に衝る氣流の状態 (Flow of Air Round Cylinder, = Riabouchinsley =)

同 十吋の球は、九哩
 (同三十三センチメートルの球は、秒速四米突)
 なることを發見した。即ち、ゲンチンゲンに於て得たるKの價値は、界限速度以下の速度より得たるもの、エツフェル氏の價値は、界限速度以上の速度より得たるものなることが明瞭になつた。今日の航空機の速度は皆之等の界限速度以上であるから、係數Kの價値は、エツフェル氏の方を採用すべきである。(界限速度に關する詳細なる説明は第二十八章第百十四節にあ

圖 百 三 第

機體 (Fuselage.)	K	機體 (Fuselage.)	K
	0.000151		0.000151
	0.000100		0.000100
	0.000156		0.000156
	0.000151		0.000151

$R = KSV^2$

R = 抵抗の全量を封度にて表したるもの。

K = 係数。






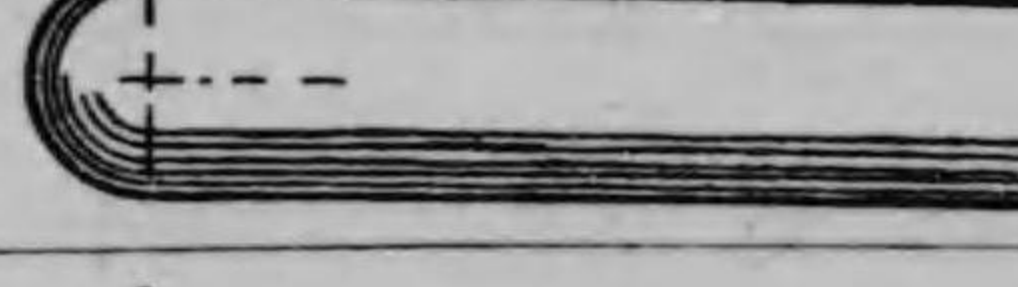

S = 機體の截面を平方呎にて表したるもの。

V = 速度を一時間、哩、單位にて表したるもの。

- | | |
|------------------------------|-----------------------|
| 1. [デベルデュツサン] (Deperdussin.) | 5. [カーチツス] (Curtiss.) |
| 2. N. P. L.-5. | 6. [ファルマン] (Farman.) |
| 3. B. F.-36. | 7. N. P. L. |
| 4. B. E.-3. | 8. N. P. L. |

と反對にし、
氣流が球を
衝く如くす
る時は、其抵
抗は、前の半
分となり、同
一直徑の平
面に比して
約十二分の
一である。
更に半球を
圓形體の兩
端に附着す
る時は、其抵

圖 九 十 九 百 二 第

	K	$\frac{K(球)}{K(平面)}$
	0.000049	0.17
	0.000157	0.33
	0.000319	1.66
	0.000111	0.23
	0.000111	0.23
	0.000049	0.17
	0.000049	1.000

球の抵抗は、同一直徑の平面に比して、半球ならば、〇・一七、パーセント、半球ならば、〇・三三、パーセント、空洞半球ならば、其の凹面を氣流に衝るときは、一・二六、パーセントである。同一の球の一方に、二十度の圓錐形を附し、其尖端を氣流に衝てる如くする時は、抵抗は、大約球と同一であるが、若し圓錐の尖端を前

表 七 十 第

名 稱	截面	機 の 長 截面の最大幅	K.	機體の截面八平方 呎、一時間六十哩 に於ける抵抗。
「デベルデュツサン」 (迴轉式發動機を 包む。)	圓 形	5.60	.000541	15.60 lbs.
N. P. L.-5.	圓 形	5.50	.000420	12.10 lbs.
B. F.-36.	圓 形	5.75	.000258	7.43 lbs.
B. E.-3. (搭乗者二人)	四角形	7.35	.000720	20.73 lbs.
「カイチツス」 (搭乗者二人)	四角形	8.20	.00273	78.62 lbs.
N. P. L.	四角形	—	.000715	20.60 lbs.
「フアルマン」 (搭乗者二人)	四角形	3.20	.000845	24.40 lbs.
N. P. L.	圓 形	3.00	.000271	7.80 lbs.

抗は、之を附着せざるものに比して、約五分の四である。第二百九十八圖は、球に衝る氣流の有様を示し、第二百九十九圖は球に衝つて生ずる抵抗を示したものである。飛行機の各部(Parts of The Aeroplane.)

(a) 機體 (Fuselage) 機體の抵抗を最少限に止めんが爲には、空氣動力學の原則に従つて、爲し得れば之を從流線形(Streamline-Form)に作り、且、發動機及び搭乗者を全部其内に包み得る如くするにある。機體の抵抗は、風洞試験によりて容易に得らるるが、然し實際の飛行中

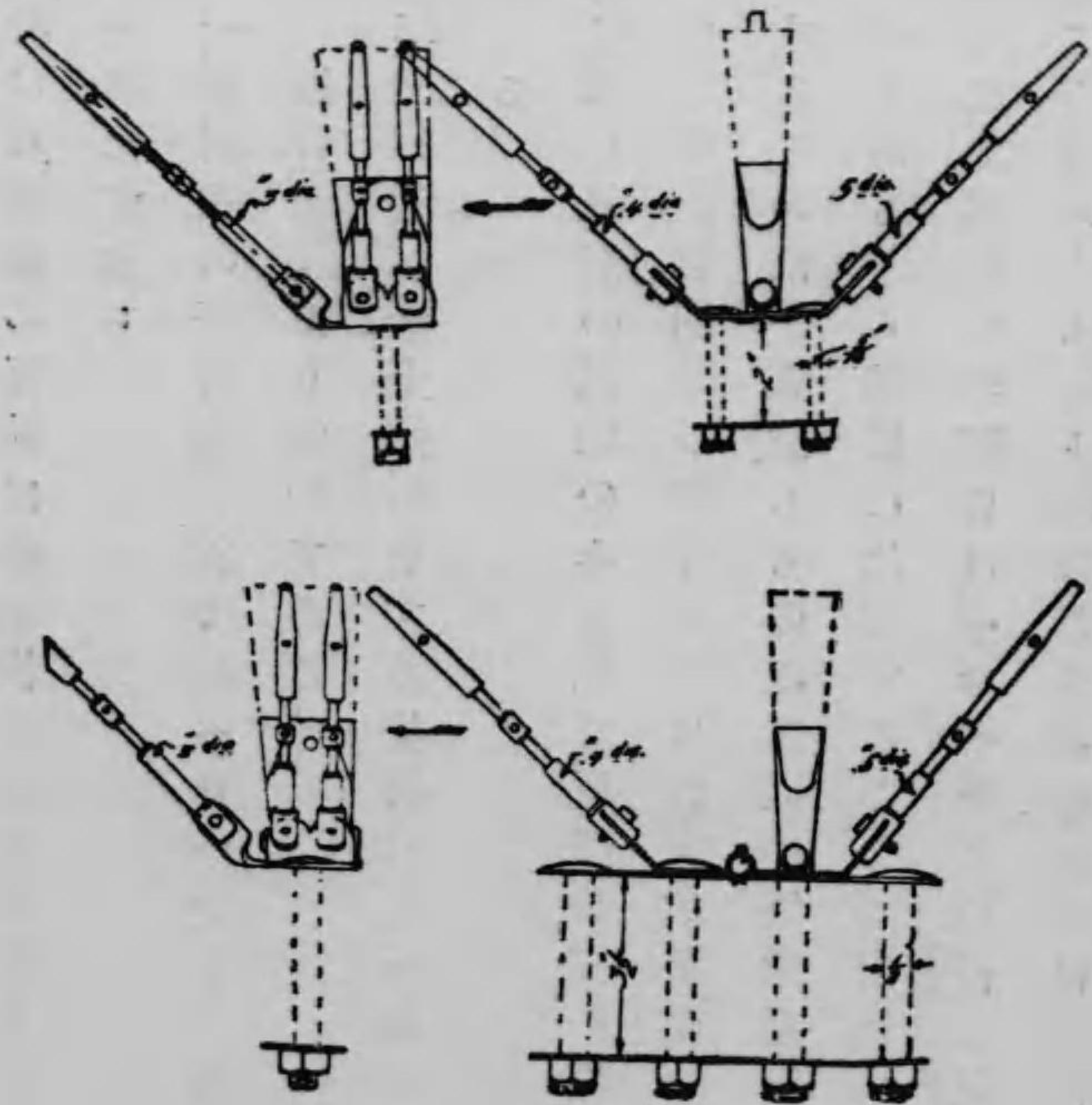
に於ける機體の抵抗は、發動機の位置、形狀及び尾翼の排置等に據りて多少の變化を來たす、即ち、

- 一、牽引式トランスの飛行機に於ては、「プロペラー」の滑り氣流スリップストリーム(Slip Stream)の速度は、飛行機の速度より速かである。
- 二、飛行機が滑走飛行をする場合には、「プロペラー」は恰も風車の如くに廻轉する。

故に、單に風洞の試験のみを以て機體全部の抵抗を嚴密に決定することは出来ない。第三百圖及び第十七表は、代表的機體の抵抗を示すものであるが、之等も又、或るものは一人、或るものは二人の搭乗者を有し、且風除けの有るものと無いものとあるから精密に比較することは困難である。更に、牽引式トランスの飛行機にありては、其飛行中の際には、「プロペラー」の滑り氣流スリップストリームの爲めに、氣流の關係的速度は約二十五パーセント増加し、其結果抵抗は約四十パーセント増加する。

(b) 放熱器 (Radiator) 放熱器の抵抗は、M, I, T, の風洞に於て實驗せる結果に據れば、放熱面各一平方呎に付き、四分の一時管十六本を有するものを氣流に對して直角

(c) 金具 (Fittings) 金具の抵抗は M, I, T の風洞に於て、第三百〇一七三封度 (0.00173 lbs.) とある。



金具の抵抗 (M. I. T.)

上圖、外側「パネル」, $R = .00030V^2$
下圖、内側「パネル」, $R = .00040V^2$
抵抗は、支柱の金具、五個の「ダウンバツクル」及び
螺子を含む。(圖の點線の部分は其内に含まず?)

時間六十哩の速度の氣流に衝て、内側「パネル」のものは、一〇七封度、外側「パネル」のものは、一四四封度なる結果を得た。そして、此價値は大約實地の設計に應用することが出来る。

(d) 車輪 (Aeroplane)

Wheels) 飛行機の制式車輪 (Standard Aeroplane Wheel) 26" x 1 1/2" は、N, P, L の實驗に據れば、一時間六十哩の速度に於て大約十七封度で、「エツフェル」の實驗の結果も大約之れと同一である。車輪は之を包被する時は、其抵抗は、包被せざるものに比して約五十パーセントである。

(e) 針金 (Wires) 針金の抵抗を計算することは少しく面倒な仕事で之を算出する公式の原理も頗る複雑して居るから茲には之等を省畧して單に N, P, L の實驗の結果を記すに止めて置く、N, P, L の公式は、

$$R = KLDV^2 \dots \dots \dots III,$$

式中 R は針金の抵抗。

K は係數。

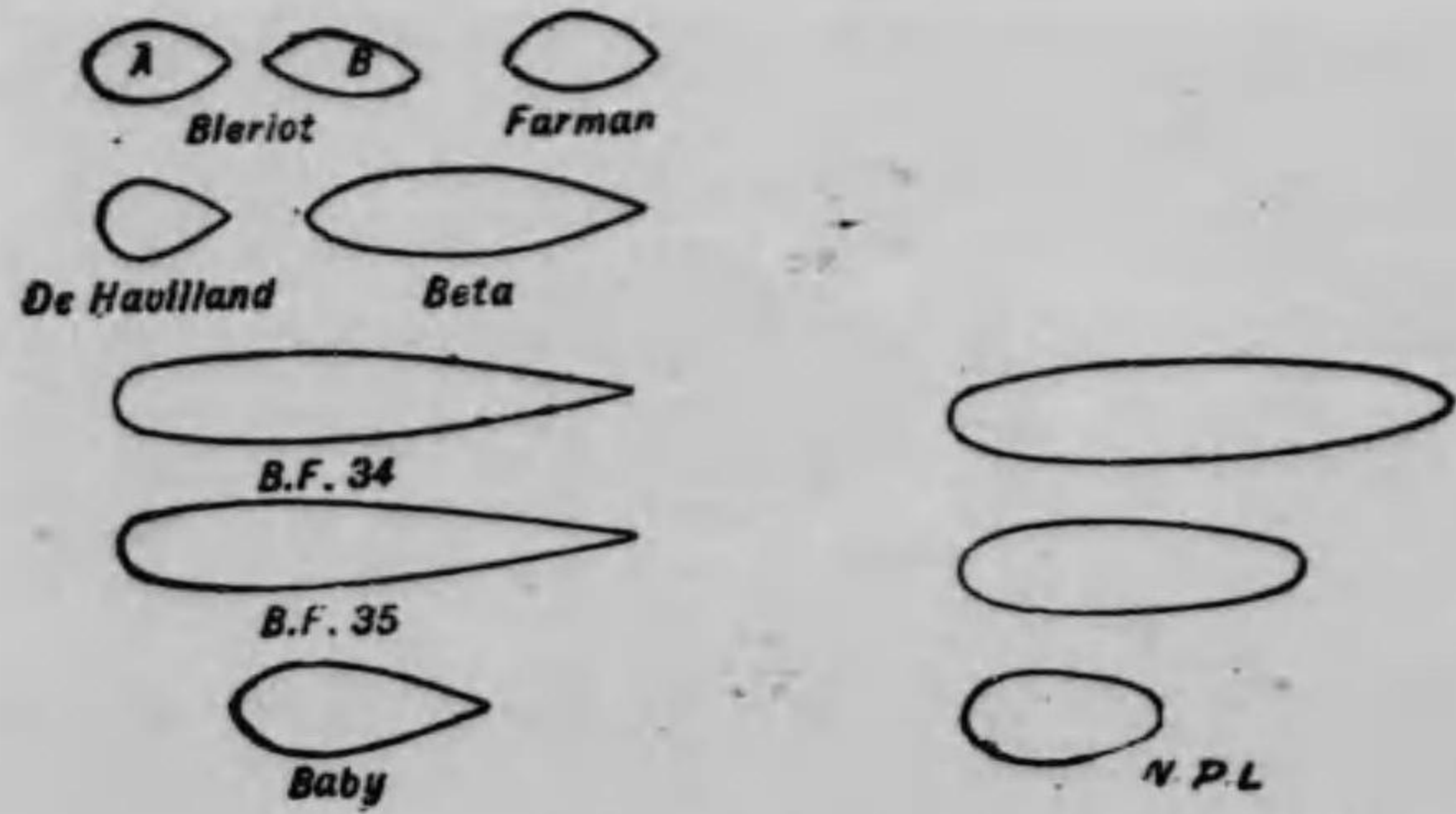
L は針金の長さを呎にて表したるもの。

D は針金の太さを呎にて表したるもの。

V は速度を一時間哩單位にて表したるもの。

であるから、係數 K の價値は、

圖三〇百三第



表九 十 第

名	稱	R.	W.
ブレリオ A (Bleriot. A.)		51.0	26.0
ブレリオ B (Bleriot. B.)		52.7	34.9
フワルマン (Farman.)		49.3	25.2
デ、ハヴィルランド (De Havilland.)		54.9	20.5
ベビー (Baby.)		17.0	41.6
ビーエフ 34 (B. F. 34)		15.5	93.2
ビーエフ 35 (B. F. 35)		13.5	89.7
ベータ (Beta.)		14.8	61.7

表 十 二 第

n	R	W
2.	24.8	32.0
2.5	13.7	40.0
3.	13.4	48.1
3.5	11.4	56.1
4.	11.2	64.1
4.5	11.7	72.1
5.	12.1	80.1

備考、n は機柱の長さとの比。
R. W. は第十九表に同じ。

(f) 震動中の針金は、一般に静止の状態にある針金なるも大なる抵抗を有する如く考へらるるが N.P.L. の実験によれば、兩者共其抵抗には變りはない。又「サー」ス

ある。

圖二〇百三第

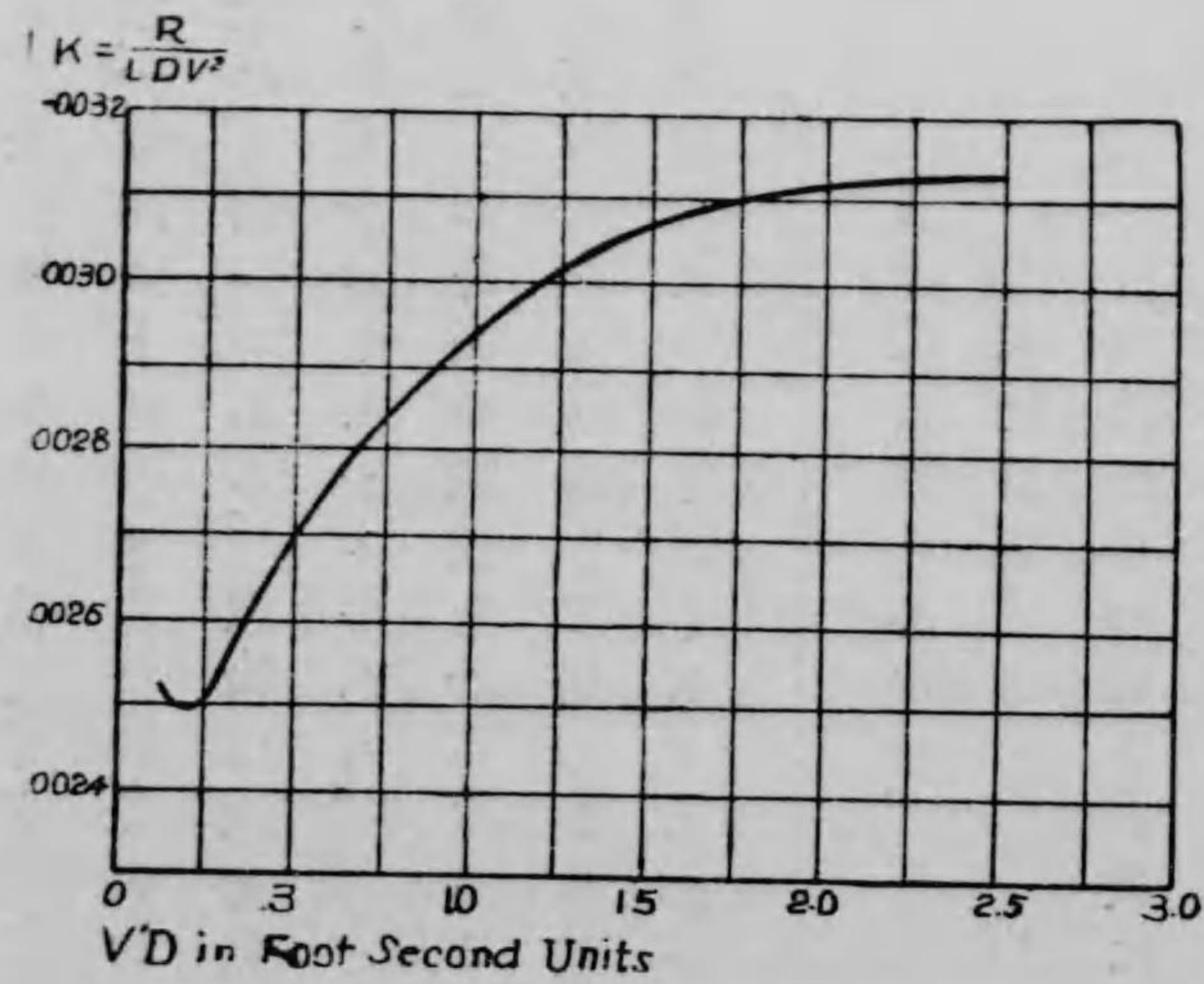


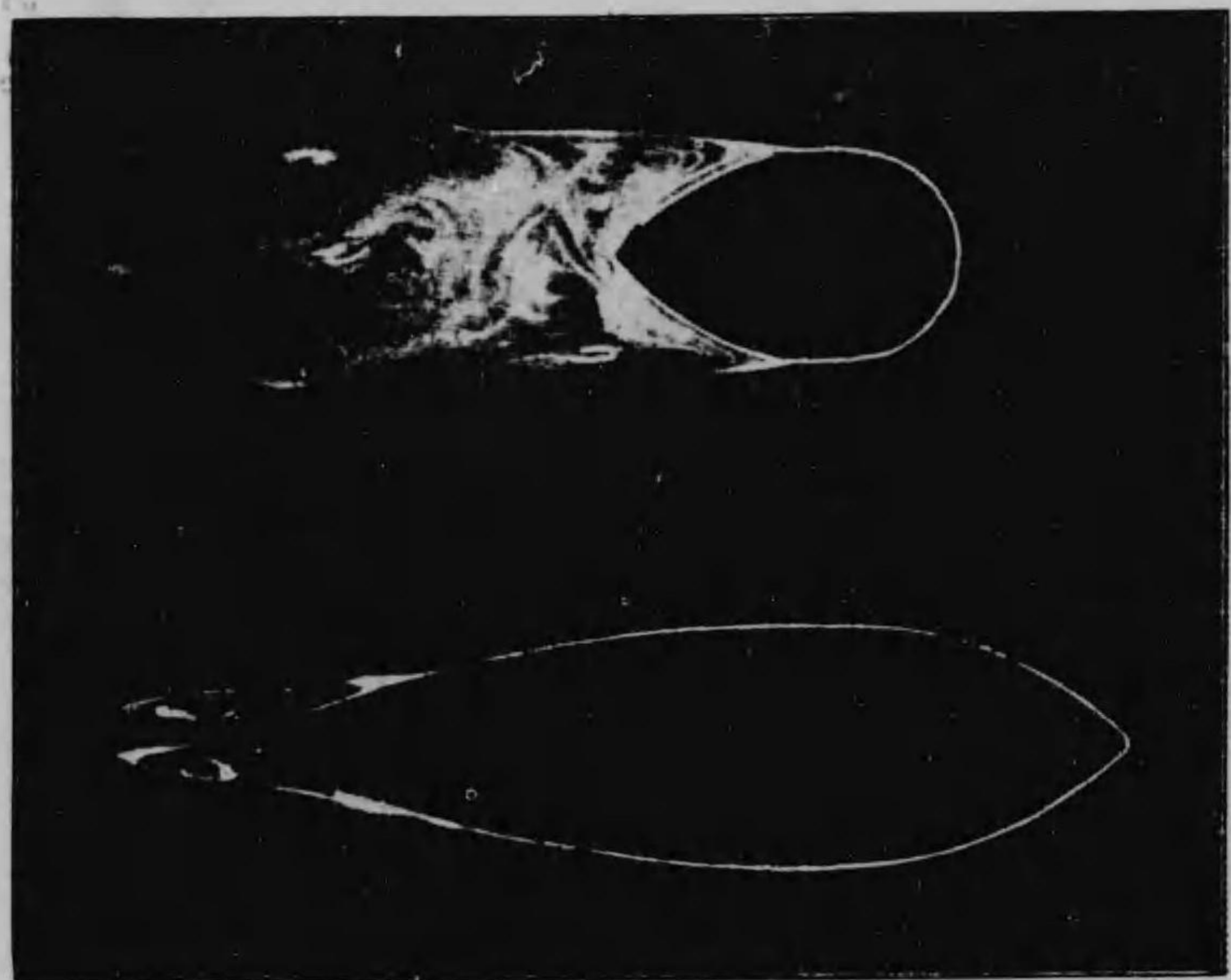
表 八 十 第

氣流と針金との角度	抵 抗
90°	1.00
75°	0.92
60°	0.70
45°	0.46
30°	0.20

となる。第三百〇二圖は N.P.L. の実験の結果を封度、呎、哩單位で表したもので

$$K = \frac{R}{LDV^2} \dots \dots \dots IV.$$

第三百〇四圖



機柱に衝る氣流の狀態

ト(Thurston)の實驗によれば、針金が一秒時間に十五回の割合で震動して居る時の抵抗の増加は針金の太さに關係なく、約五「パーセント」である。

(g) 撚り針金の抵抗は第三百〇二圖の抵抗の價に約二十「パーセント」を加へたものである。

(h) 傾斜せる針金の抵抗は、エツプエル氏の實驗に據れば、風と針金となす角度が少さくなるに従つて減少する。第十八表は之を示すものである。

(i) 機柱(Aeroplane Struts) 第三百〇

三圖はN、P、Lに於て實驗せし機柱の截面を示し、第十九表は、之等の機柱の抵抗を示したもので、表中、

Rは、機柱の截面の最大巾一吋、長さ百呎、速度一時間六十哩に於ける抵抗を封度にて表したるもの、

Wは、樅(Spruce)の機柱の截面の幅一吋、長さ百呎の重量を封度にて示したるもの、

である。又第二十表はN、P、Lの代表的機柱の種々の長さ、幅との比に於ける抵抗を示したものである。

第一百十六節 傾斜せる正方形及矩形

正方形平面 (Square Plane Surface)

第三百〇五圖に於て、速度Vを有する氣流が、面積Sを有する傾斜せる平面A、Bに衝る時は、其面には、平面と約直角の方向に上方に之を動かさんとする壓力、即ち抵抗R_iを生ずるもので、其量は、平面と氣流となす角度即ち傾角が十二度以下の小角

度なるときは、左の公式にて表はす。

$$R_i = K S V^2 \dots \dots \dots II.$$

式中 R_i は、傾斜せる平面に生ず抵抗の全量。

K は、固定係数。

S は、平面の面積。

i は、傾角を度にて表したるもの。

此公式に就て見ると、傾斜せる正方形平面に生ずる壓力 R_i の全量は、

(一) 平面の面積。

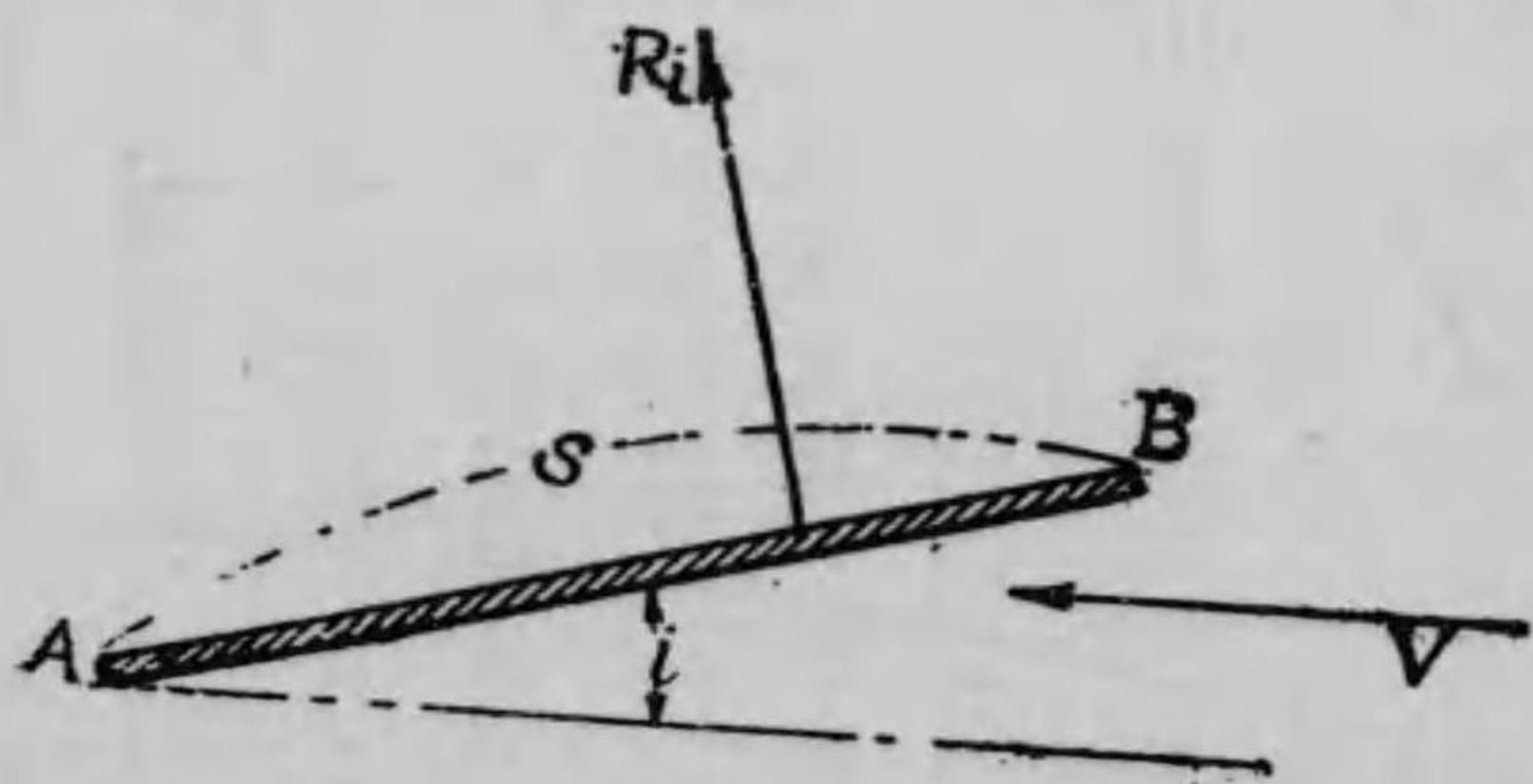
(二) 氣流の速度の自乗。

(三) 傾角が十二度以下の場合には其角度。

に各々正比例して増減するものであることが解る。

公式(II)は傾角が十二度以内の場合に限り應用し得べきもので、角度が十二度以上になると、壓力の變化は不規則で、決して其傾角に比例しないとは、エツフェルの實驗に據り明かである。第三百〇六圖に於て、種々の傾角に於ける正方形平面の

第三百〇五圖



壓力の關係を見るに、角度〇度から三十五度までは、殆んど傾角に比例して、一直線に走つて居る、そして此點が壓力の最高點で、其面を氣流と直角に置いた場合よりも、四十五パーセントだけ増加して居る。更に傾斜の度を増して行くと、壓力は次第に低下し、九十度になると、全く公式Iの場合と同一になる。

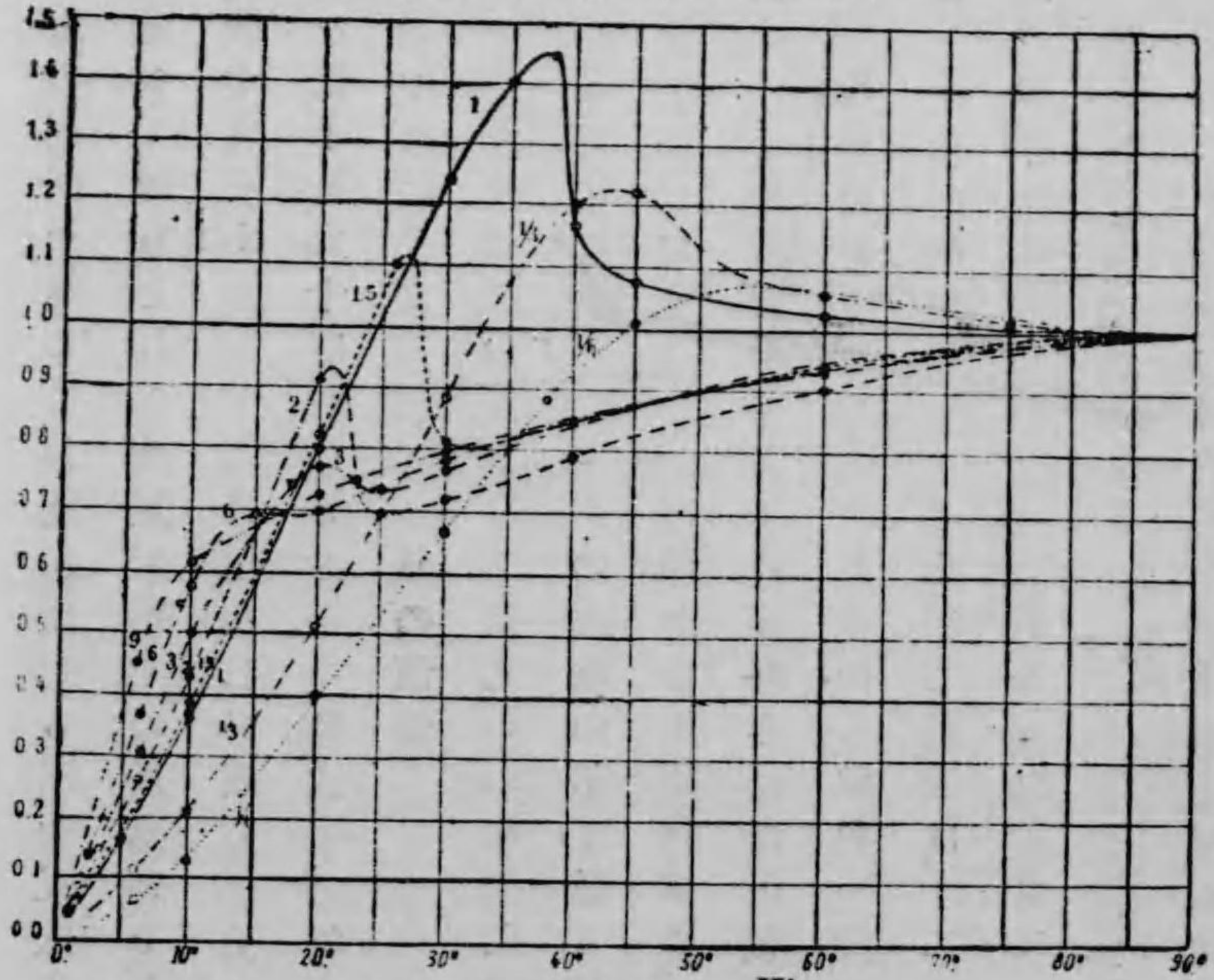
Kの價值

公式IIの場合に於ける係数Kの價值は、第三百〇六圖の曲線の示す通り、傾角十二度以下ならば、大約一定の比例を以て變化する。そこで、最近の正確なる點十度に於ける壓力は、面が氣流と直角を爲す場合に比し、〇・三六であるから、傾角一度ならば、〇・〇三六となる譯である。故に、此〇・〇三六は、十二度以下に應用し得る $\frac{K_i}{K_{90}}$ の固定係數である。之を式にて示せば、左の如くなる。

$$\frac{K_i}{K_{90}} = K_{90} i \dots \dots \dots (a)$$

式中 $\frac{K_i}{K_{90}}$ は、正方形面が氣流と九十度なる場合に生ず

第三百〇六圖



傾斜せる正方形及長方形の $\frac{K_i}{K_{90}}$ の値

-----	正方形	面比 1.	-----	長方形	面比 6.
-----	長方形	" 1.5	-----	"	9.
-----	"	" 2.	-----	"	$\frac{1}{2}$
-----	"	" 3.	-----	"	$\frac{1}{3}$

即ち、公式IIのKの値は K_{90} の値に係数 λ を

α は、 K_{90} の値。
 i は、傾角を度にて表はしたるもの。
 λ は、或る一面に限り應用し得る固定係數。
 る壓力と、小角度の傾斜をなす場合に生ずる壓力との比。

乗じたものである。今實例を示さんに、 K_{90} の値乃ち正方形面が、氣流と直角をなす場合に係數は0.003であるから、或小角度を以て傾斜して居る場合の固定係數は前式により、

$$\lambda i = 0.003 \times 0.036 = 0.00108$$

となる、故に公式IIのKの値は、

$$K = 0.000108$$

となる、之を公式IIに入れ換へると、左の如き公式を得る。

$$R_i = 0.000108 S V^2 \dots \dots \dots III.$$

例一 十平方呎の面積を有する、正方形平面の傾角六度、速度五十哩に於ける壓力を計算せよ。

答 十六封度二

解 公式IIIは

$$R_i = 0.000108 S V^2$$

であり、 $S = 10$; $V^2 = 50^2 = 2500$; $i = 6^\circ$ なるを以て、之等を公式に入れ換へると、左の如く

なる。

$$R_i = 0.000108 \times 10 \times 2500 \times 6 = 16.2lb_s.$$

即ち所要の答数は十六封度二である。

例二 五平方呎の面積を有する正方形平面の傾角九度、速度百五十哩に於ける壓力を計算せよ。

答 百〇九封度三五

解 公式IIIに據り

$$R_i = 0.000178SV^2 = R_i = 0.000108 \times 5 \times 22500 \times 9 = 109.35lb_s.$$

となる、仍て所要の答数は、百〇九封度三五である。

矩形平面 (Rectangular Surface.)

吾人は前項に於て傾斜せる正方形平面に於ける壓力を算出し得たが、更に茲に前項の正方形平面と同一の矩形平面を、前と同一に傾斜して生ずる壓力を算出することを研究する。

平面の長さ^{Aspect Ratio}と幅との比を面比 (Aspect Ratio) 翼ならば翼比と云ふ。第三百〇六

圖の曲線は、それ^{Aspect Ratio}、面比 1. 2. 3. 6. 9. 及び^{Aspect Ratio}なる平面の種々の傾角に於ける K_i の價值を示したもので、此曲線に就て見ると、小角度の傾角ならば、最大の面比を有する面には、最大の壓力を生じ得るとを示して居る。而して、之等の面比を有する平面は、傾角十二度以下ならば、其壓力は、大約其傾角に正比例して増減するものである事を表して居る。

矩形平面の壓力を計算する公式は、公式II

$$R_i = KSV^2 \text{ 又は } R_i = K_iSV^2$$

と全く同一であるが、面比が異なるに従つて、 K の價值も又變つて來るから、單に其面比に相當する K の價值を入れ換へればよい。さて其 K の價值は何程であるか。

K の價值

吾人は前項に於て、正方形平面の K_i の價值を容易に算出し得たが、矩形平面の K_i の價值も同一の方法で容易に算出することが出来る。即ち第三百〇六圖の曲線より推究して固定係數 λ の價值は第二十一表の如くなる。

表一十二第

面 比	係 数 γ
1.	0.036
1.5	0.039
2.	0.043
3.	0.050
6.	0.061
9.	0.075

固定係数 λ を求める公式は、 $\lambda = \frac{100}{n^2}$ の任意の面比 n を表す) であるが、之に據りて算出したる数は線圖より得たる第二十一表の價値より僅に高い左の如し。

面 比	γ
1.	.037
1.6	.040
2.	.042
3.	.047
6.	.062
9.	.077

例一、矩形平面、十平方呎、面比六、傾角六度、速度一時間五十哩に於ける壓力を計算せよ。

答、二十七封度四五(27.45 lbs.)

解、第二十一表により、 λ の價値は 0.061(0.061)なるを以て之を正方形の係数 0.003(0.003)に乘じ所要の K の價値 0.000183(0.000183)を得故に、

$$R_i = 0.000183V^2$$

なる公式により、 $S=10, V=50, \lambda=6$ なるを以て、

$$R_i = 0.000183 \times 10 \times 2500 \times 6 = 27.45 \text{ lbs. となる。}$$

例二、矩形平面五平方呎、面比三、傾角十度、速度一時間九十哩に於ける壓力を計算

せよ。

答、六十封度七五(60.75 lbs.)

解、第二十一表にあり、 λ の價値は、0.050なるを以て、所要の K の價値は 0.003 $\times 0.050 = 0.00015$ となる。故に、

$$R_i = 0.00015 \times 5 \times 8100 \times 10 = 60.75 \text{ lbs. となる。}$$

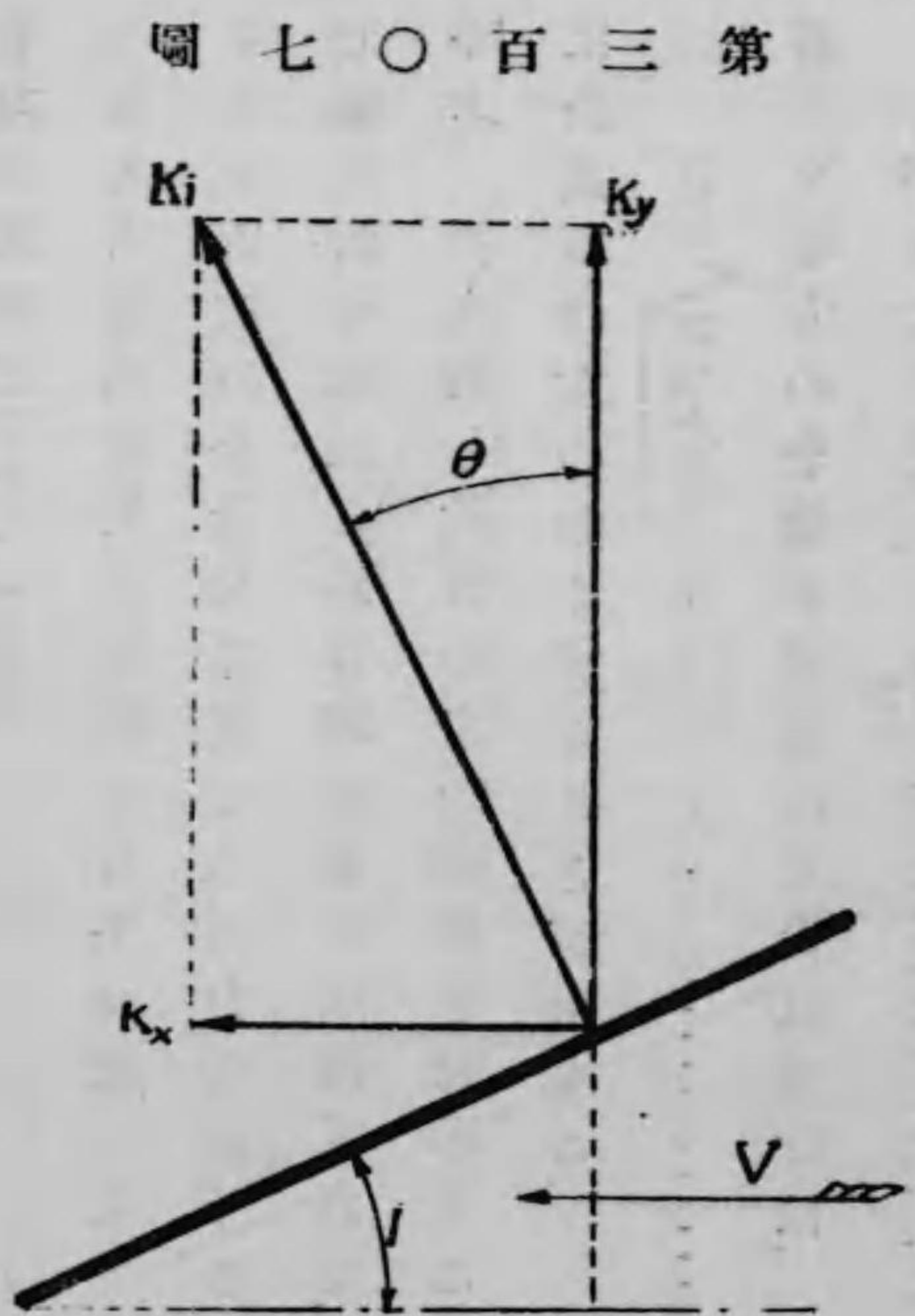
浮力及抵抗(Lift and Drift.)

吾人は前項に於て傾斜せる平板に生ずる壓力即ち抵抗の全量を算出し得た。さて此抵抗の全量 R_i は更に二の力に區分される其一は、面を垂直に上方に押す力で、他は、面を氣流と同方向に水平に押す力で、前者を浮力(Lift)後者を抵抗(Drift)と呼ぶ。吾人若し此等の力の關係を圖示する時は第三百〇七圖の如くにする。故に公式 II は左の如くすることが出来る、

$$R_i = \sqrt{R_x^2 + R_y^2} = \frac{R_y}{\cos \theta} \dots \dots \dots IV.$$

若し又、壓力の全量を單位にて表はす時は、

$$K_i = \sqrt{K_x^2 + K_y^2} = \frac{K_y}{\cos \theta} \dots \dots \dots V.$$



第三百〇七圖

となる。更に K_i の傾斜 θ は、浮力 K_y と抵抗 K_x との比であるから、
 $\tan \theta = \frac{K_y}{K_x}$ VI.
 又は、
 $\tan^{-1} \left(\frac{K_y}{K_x} \right)$ VII.
 なる式を以て表される。

第十七節 彎曲面

(Curved Surfaces)

概論

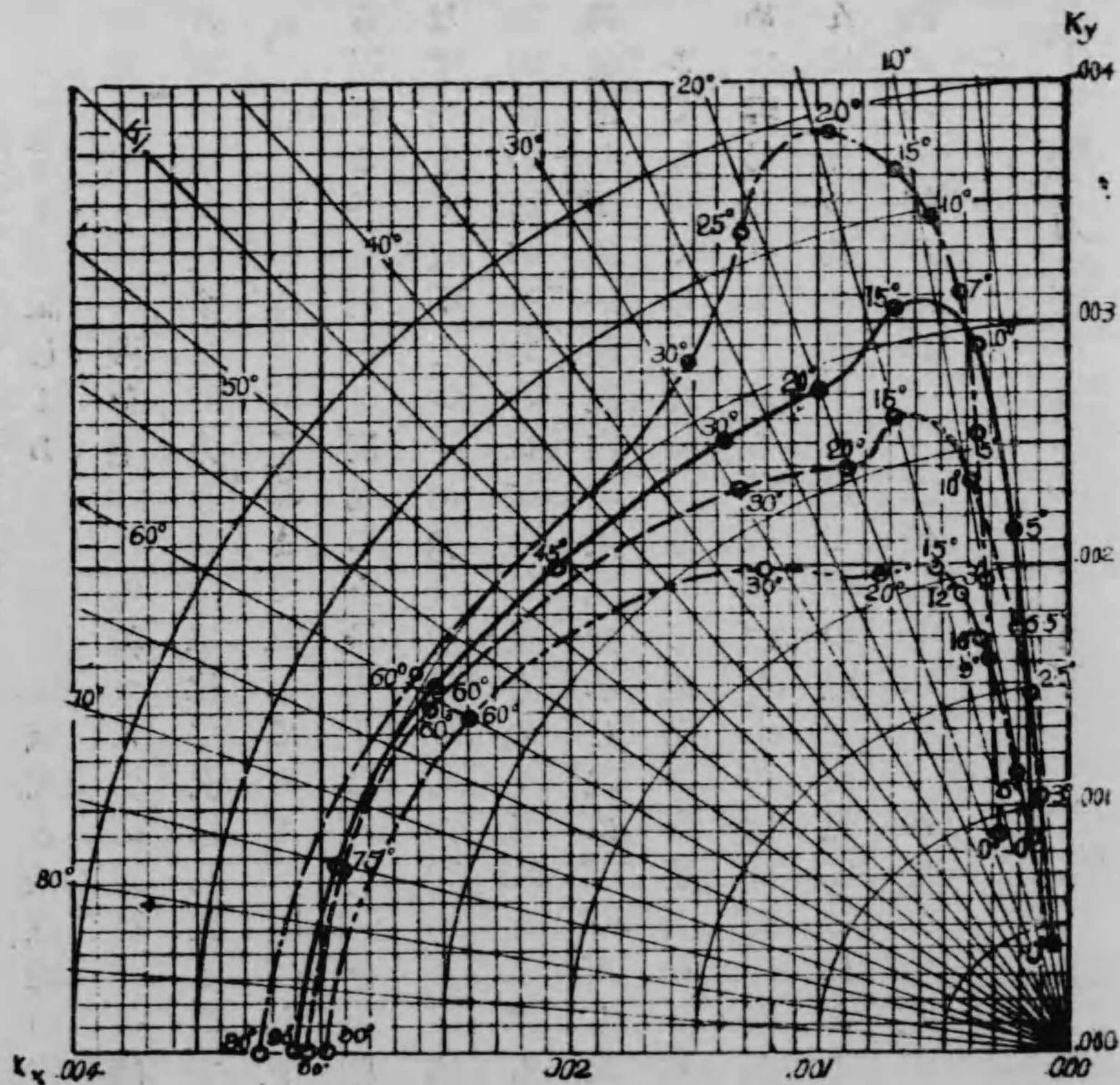
理論と實驗の示す所に従へば、平面を彎曲して、其四面を氣流に衝る如くする時は、之に生ずる壓力は、同一面積の單一なる平面に比して、遙かに大きいことを發見する。第三百〇八圖に於て或速度を有する氣流 Δ が、一彎曲面に、角度 i を以て衝る時は、其面には、二つの反動を生ずるものである。其一是、

面を垂直の方向に上方に押し上げる力即ち浮力 (L) で之が單位を垂直線 K_y で示す。其二是、
 面を水平に氣流と同方向に押す力即ち抵抗 (D) で、之が單位を水平線 K_x で表

はす。更に面上に生ずる反動の全量及び方向は、斜線 K_i で之を表はす。此 K_i の方向は、面の曲率形状傾角に據り、弦の上に作れる垂線 C_i よりも、或は前方に傾き、或は後方に傾き、決して一定のものではないが、一般に此 K_i 線が C_i 線よりも前方に傾いて、 K_y 線に近くに従つて面の浮揚能率は好くなつて来る。

第三百〇九圖は、圓形弧最深部 (Camber) (最深部とは彎曲面の弦上に垂直に作れる線で、弦と面との最大距離即ち曲率の最も深い部分を云ふ、そして其深さを弦と比較して、分數又は小數で表はす、例へば最深部 $\frac{1}{1.35}$ 又は 0.74 と云へば、其最深部は弦の $\frac{1}{1.35}$ 又は 0.74 であるが、如きである。) $\frac{1}{2.7}$ 、 $\frac{1}{1.35}$ 、 $\frac{1}{1}$ の三個の彎曲面及び一個の矩形平面の浮力及び抵抗を示す曲線圖で、此圖のことを極線圖 (Polar Diagram) と云ふ。此極線圖は、一本の曲線を以て第三百〇八圖に示したる、
 K_i 反動の全量及び方向 (斜線)

圖九〇百三第

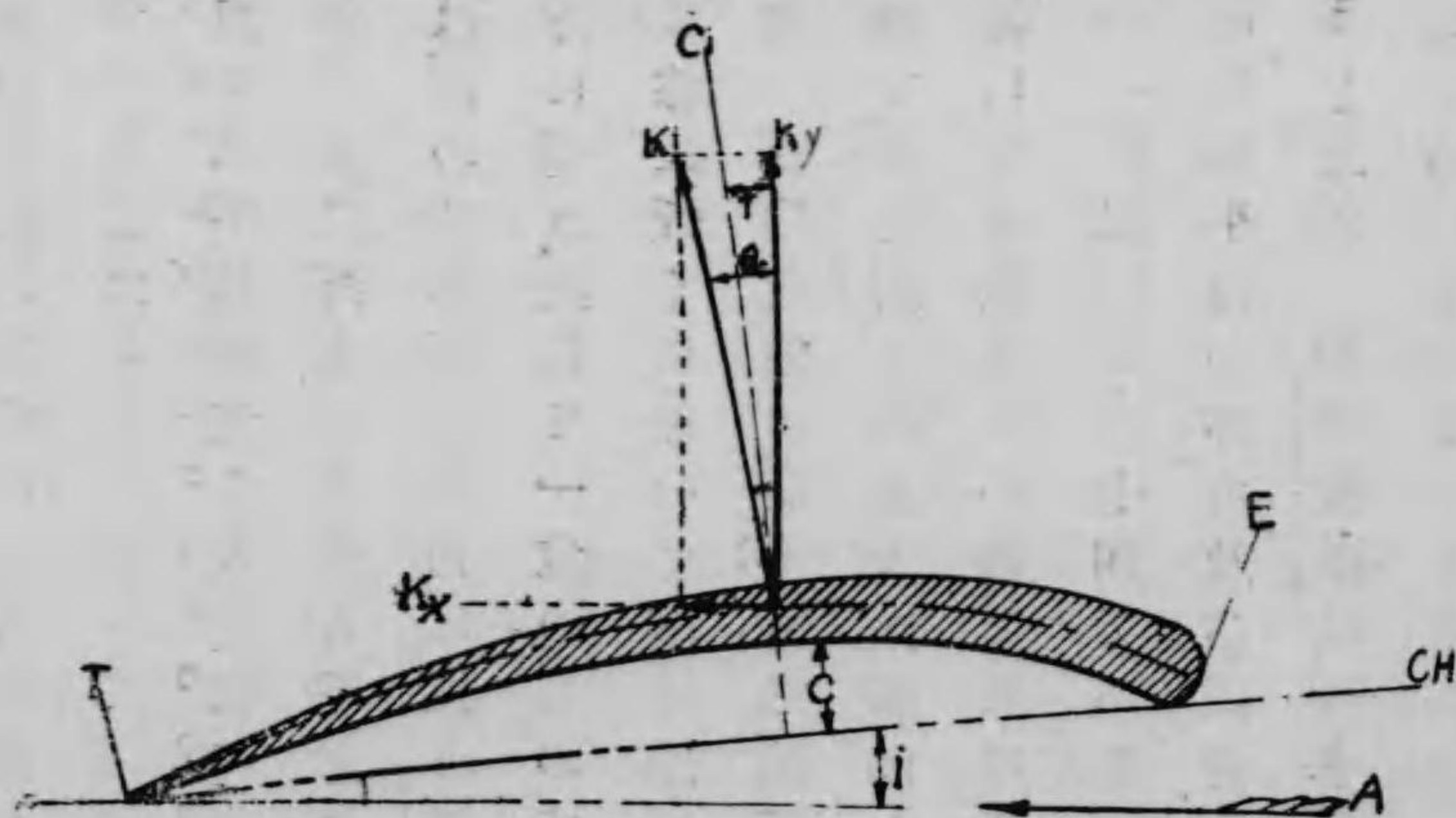


平面及び曲率の異なる彎曲面に於ける浮力(Lift)及び抵抗(Draft)

————— 彎曲面、圓弧最深部 $\frac{1}{7}$
 - - - - - " " " $\frac{1}{13.5}$
 - · - · - · " " " $\frac{1}{27}$
 ————— 平面

壓力の單位
 Kxで、一時間
 一哩の速度
 に於ける、一
 平方呎の面
 積を有する
 面上に生ず
 る抵抗を封
 度單位で表
 したもので、
 ○○○○一
 封度(0.0001
 lbs.)から○
 ○○○四封

圖八〇百三第



翼と氣流

- A. 氣流(Air Current.)
- E. 前行緣(Leading edge.)
- I. 傾角(Angle of Incidence.)
- T. 尾行緣(Trailing edge.)
- Kx. 抵抗(Draft)の單位
- C. 最深部(Camber.)
- Ch. 弦(Cord.)
- θ. 壓力の全量と垂直線となす角度
- Ky. 浮力(Lift)の單位
- Ki. 壓力の全量

極線圖(Polar Diagram)

圖の横線は、氣流と平行する

の五要素を表示するもので、一
 見して上記五要素の價値を知
 り得るのみならず、併せて、曲率
 の異なる幾つもの面の曲線も
 之を一面の圖の上に重ね表は
 して、之等の諸要素を比較する
 ことも出来る。

傾角
 i 面と氣流となす角度即ち
 θ Kiと垂線Kyとなす角度
 Kx 抵抗力(水平線)
 Ky 浮力(垂直線)

度(0.0001 lbs)まで記してある。縦線は氣流と垂直的方向に、上方に向ふ壓力即ち浮力單位 K_y (飛行機を空中に支持する力の單位) で、一時間一哩の速度に於ける、一平方呎の面に生ずる浮力を封度單位で表はしたもので、0.0001 封度(0.0001 lbs)から、0.0004 封度(0.0004 lbs)まで記してある。圖の右下の角で、 K_y 及び K_x の記算點から引ける各放射線は、反動の全量 $K_i \parallel K_x + K_y$ を示したもので、此各線が垂直線となす角度 θ は K_i と K_y との角度を示すものである。圖の中にある四本の曲線は上記四個の面の浮力 K_y 抵抗力 K_x 壓力の全量 K_i を示すもので、各面の弦が氣流となす角度即ち傾角は、曲線内の黒點で示し、之に 15° 、 20° 、 8° と云ふやうに其度を示してある。さて、如何にして、此圖に據りて、或面の諸要素を發見するかと云ふに、それは極はめて容易な仕事である。例へば $\frac{1}{1.5}$ の彎曲面の傾角十度に於ける諸要素を求めんには、先づ其曲線上に於て 10° の點を發見するにある。さすれば、其點と交叉する前記の諸線は、それ々、其價値を示すもので、即ち左の如くなる。

$$i = 10^\circ$$

曲率と壓力 (Curvature and Pressure.)

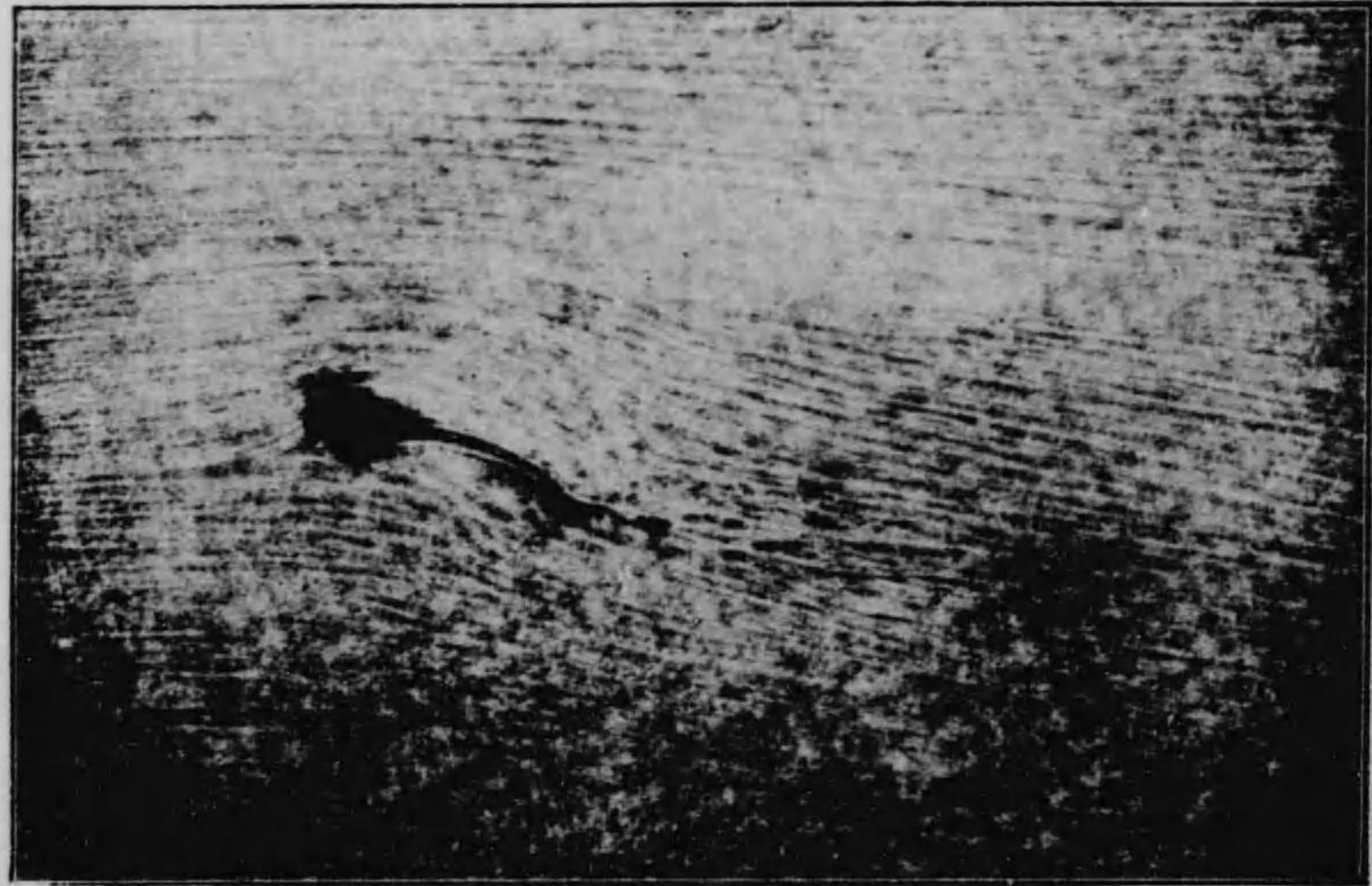
第三百〇九圖の曲線に就て見るに、其内で、曲率の最小なる $\frac{1}{27}$ の面の K_i 及び K_y の最高點は、傾角十五度附近にあるが、曲率の大きい $\frac{1}{7}$ の面になると、其最高點は二十度附近にある。之に據つて見ると、面の曲率が大きくなるに従つて、 K_y 及び K_i の價値も、又高くなる事が解る。又、曲率を増せば、 K_y 、 K_i は増加するが、之に伴ふて、抵抗力 K_x も又増加することを示して居る。

K_i の傾斜の比較 第三百〇九圖は又各方面に生ずる K_i 線の傾斜の比較を示すもので、曲率の $\frac{1}{27}$ 面ならば、 15° 以上になると、 K_i と K_y ととなす角 θ は、傾角 i と同一である。又、 $\frac{1}{7}$ の面に於ては、 $\theta = i$ は、 30° 以上の傾角の場合のみである。何れにしても、傾角の小角度の場合には、 K_i の傾斜は初めは、弦上に作れる垂直線よりは、後方にあるが、傾角が増すに従つて、之よりも前方に移る。

浮力及び抵抗力 (Lift and Drift.)

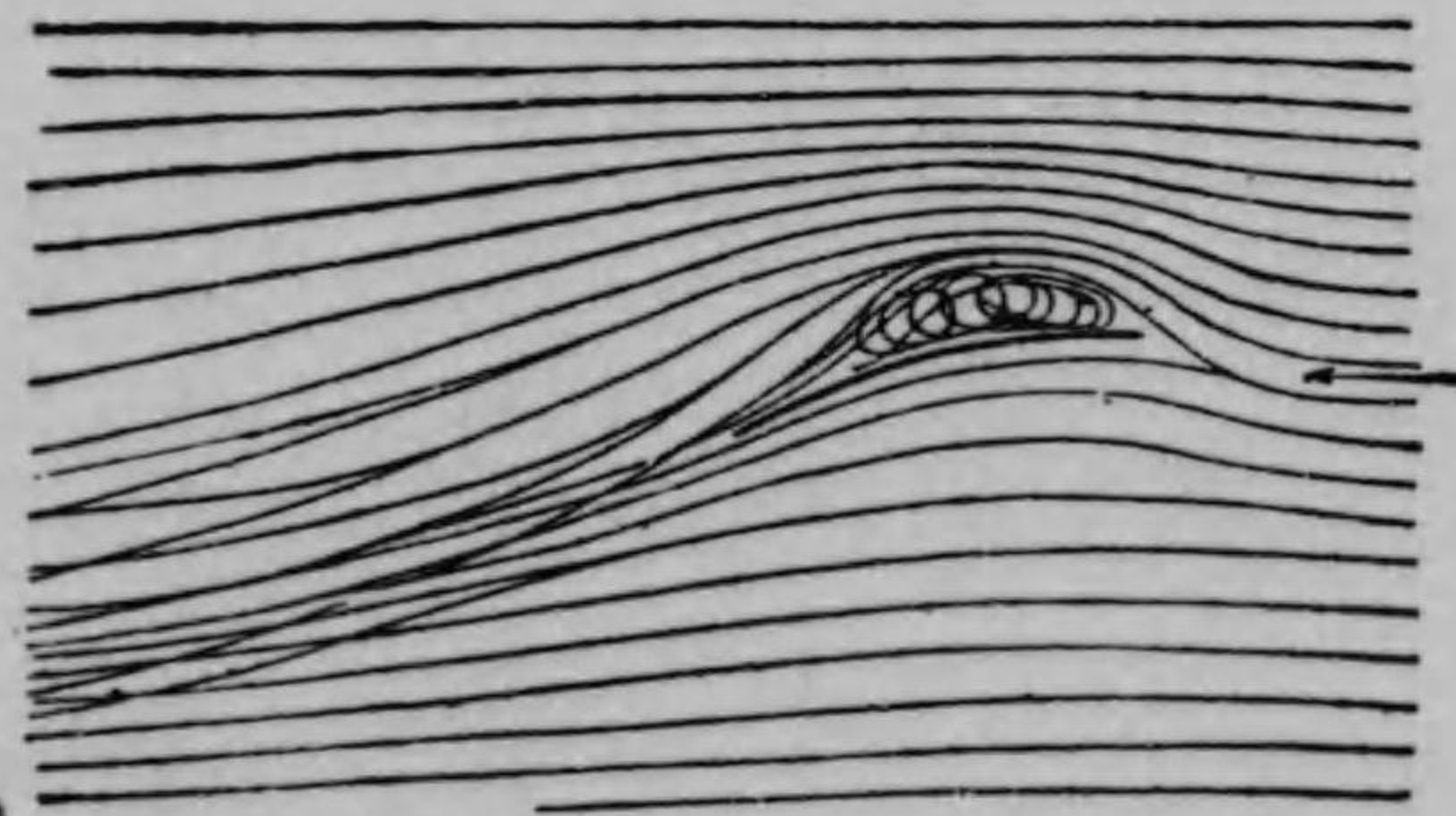
第三百〇八圖に據れば、浮力 K_y は、面を垂直の方向に、上方に押し上げる力、即ち、面を空中に支持する力で、 K_x は、面に生ずる抵抗、即ち面の空中を前進するのを阻害する力である故に彎曲面の浮力及び抵抗力は左の公式にて表はす。

第三百一十圖



傾斜せる彎曲面に衝る氣流の状態「リヤブシンスキー」
(Flow of Air about Cambered Plane. = Riabouchinsky =)

第三百一十圖



傾斜せる彎曲面に衝る氣流の状態「エツフェル」
(Flow of Air about Cambered Plane. = Eiffel =)

$$R_y = K_y S V^2 \dots\dots\dots \text{VII.}$$

$$R_x = K_x S V^2 \dots\dots\dots \text{VIII.}$$

式中 K_y は浮力の係数にして、面の形状及び傾角に據り變化す。

K_x は抵抗力の係数にして、面の形状及び傾角に據り變化す。

S は平方呎にて表したる面積。

V は一時間の速度を哩にて表したるもの。

此二つの公式に據つて見ると、彎曲面の浮力及び抵抗力は K_y 及び K_x の價值が同一であれば、面の面積及び速度の自乗に正比例して、増減するものであることが解る。

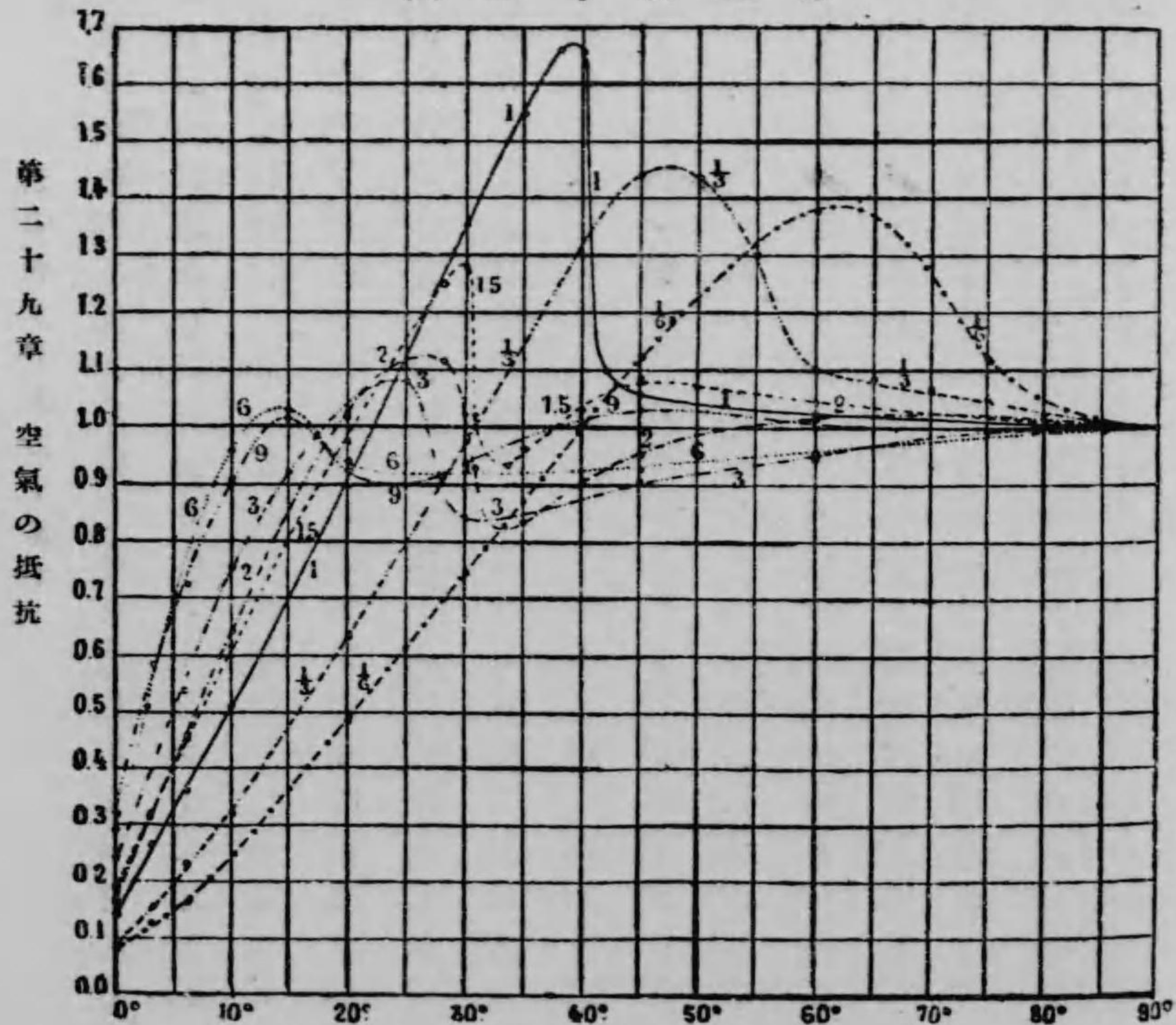
K_y 及び K_x は、面の形状と傾角の大小とに據り、其價值を變化するもので、同一の形状の面でも、傾角を變へれば K_y K_x は之に伴ふて變化し、傾角が同一でも、形状が變へれば、 K_y K_x も又其價值を變化する。

面比の影響 (Effect of Aspect Ratio)

傾斜せる彎曲面に於ける、面比と壓力との關係は、恰も傾斜せる平面と同一の原

則の下に置かれてある。第三百十二圖は、傾斜せる圓形弧 $\frac{1}{13.5}$ の彎曲面の、各々異りたる面比に於ける、 $\frac{K_i}{K_{90}}$ の價値を示したものである。今、之等の諸面の傾角と、壓力との關係を見るに、若し面比1(正方形)ならば傾角三十八度に於て壓力は最高點に達して居る。此壓力は、面を九十度に置た場合に比し百六十八パーセントである。其他の面の有する最高點及び之に相當する傾角は、圖に示す通りである。更に航空界に於て、一般に使用する小角度、即ち十五度以内の傾斜に於ける、各面の壓力を見るに、傾角十五度に於ては、壓力の最高點は、傾斜九十度の場合と大約同一で、面比6の曲線が此點に來て居る。そして、面比の9の曲線を見れば、大約面比6の曲線と同一に走つて居るが、15(十五度)の點に於ては、面比6の曲線より可なり下方にある。之に據つて見ると、傾角15°以内の場合には、面比6の面が最も壓力が高く、且、それ以上に、面比を大きくしても、何等得る所が無いことが解る、以上の研究に據り、小角度を以て傾斜せる彎曲面の壓力即ち浮力 K_y は面比6の場合に、最高率を得らるゝことを知つたが、更に、實驗の結果に據れば、一定の浮力を得んが爲めに之に生ずる抵抗力 K_x は面比が大きくなるに従つて減少することを示して居る、然し6

圖 二十百三第



種々の面比を有する圓形弧 $\frac{1}{13.5}$ の彎曲面の $\frac{K_i}{K_{90}}$ の價値(エツフェル)

面比(Aspectratio) 1.	面比(Aspectratio.) 6.
面比(Aspectratio) 1.5	面比(Aspectratio.) 9.
面比(Aspectratio) 2.	面比(Aspectratio.) 13.5.
面比(Aspectratio) 3. -+-	面比(Aspectratio.) 18.

以上を超えない
範圍たるは云ふ
までも無い。

第一百十八節

壓力の中心

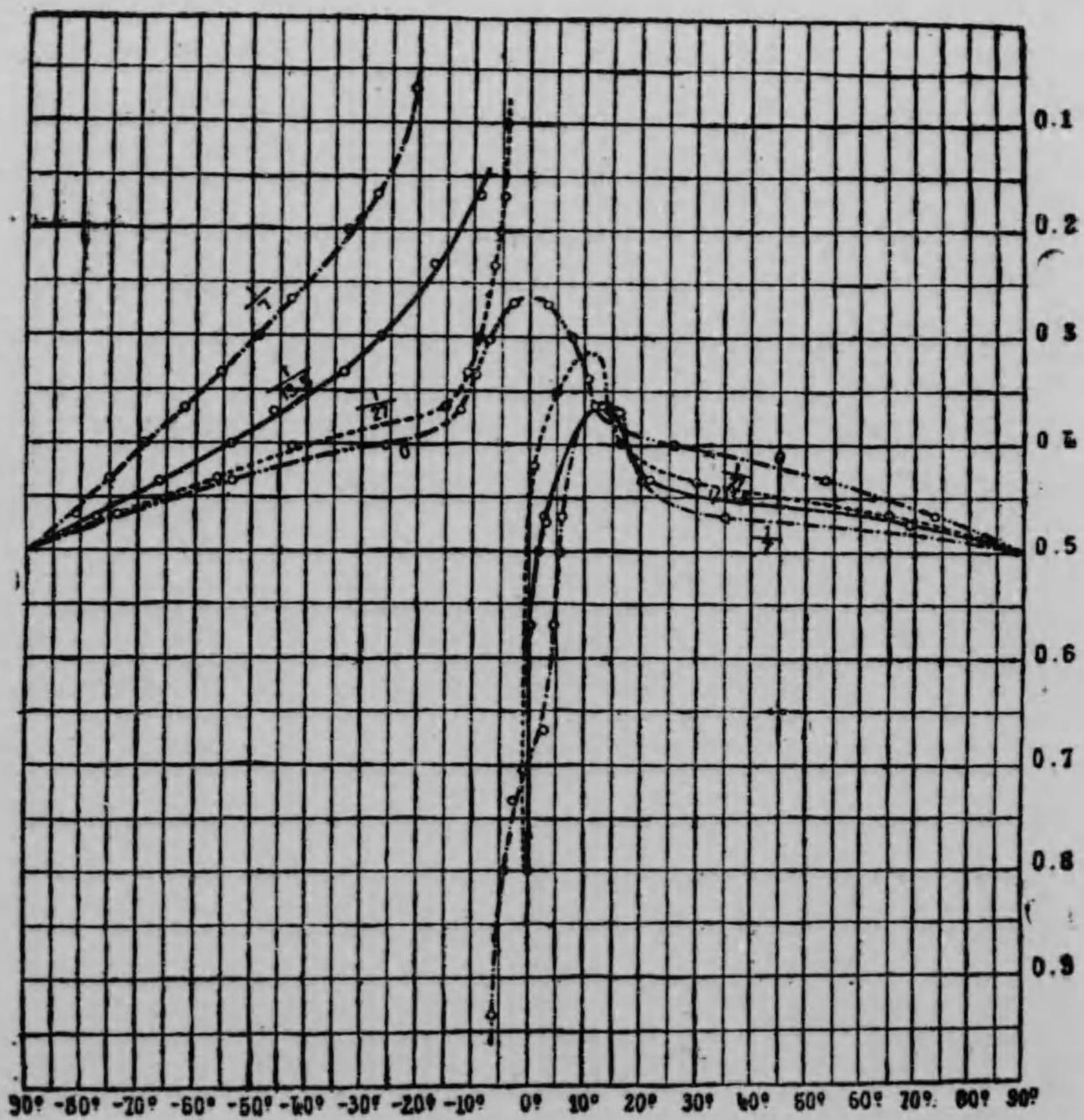
(Center of Pressure)

第三百十三圖

は、平面及び彎曲面
($\frac{1}{27} \frac{1}{13.5} \frac{1}{1}$) の壓力
の中心の位置
を示す曲線で、各
縦線は、面と氣流

となす角度即ち傾角を示し、各横線は、壓力の中心の位置を面の前行縁(Leading Edge)から計つた距離を、弦の長さの「パーセント」で示す、例へば、○は、壓力の中心の位置が、面の前行縁から計つて弦の四分の點にあることを表して居る、此圖に據つて見ると、面の傾斜が小角度なれば、壓力の中心は彎曲面に於ては、角度が減するに従つて、面の後端の方に移るが、平面に於ては、反對に、面の前端の方に移るものであることが解る。又、曲線は傾角0度附近に於ては、壓力の中心の位置は、各面共皆其位置を異にして居ることを示して居る。即ち、傾角0度に於ける、 $\frac{1}{27}$ 及び $\frac{1}{13.5}$ の面は壓力の中心は、前行縁から八分の點に、 $\frac{1}{7}$ の面は、七分の點に、平面のものは、前行縁から二分六厘の點に、何れも位置して居る、更に彎曲面に於て、同一の傾角ならば、壓力の中心の位置は、曲率が少くなるに従つて、前行縁の方に移る。例へば、傾角5ならば、壓力の中心は、 $\frac{1}{7}$ の面に於ては、前行縁から五分五厘の點、 $\frac{1}{13.5}$ の面に於ては、四分三厘の點、 $\frac{1}{27}$ の面に於ては、三分五厘の點であるが如きである。次に、氣流が彎曲面の凸面即ち背面を衝つ場合、弦か氣流の方向よりも、下方に傾いて居る時、即ち負量傾角の時)には、壓力の中心は、曲率の大きい面程、前行縁に近く位置するもので、例へば、傾角

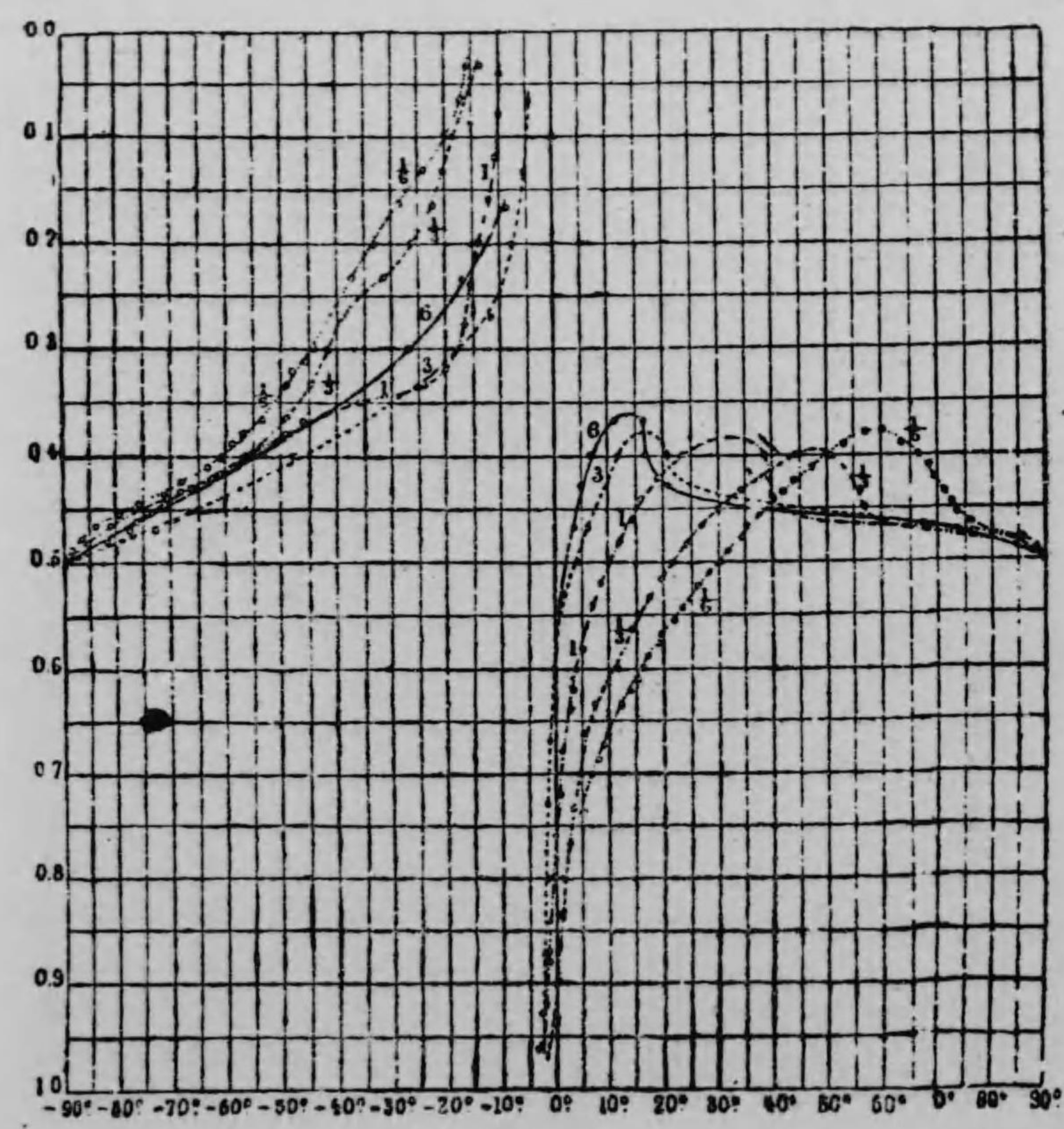
圖三十百三第



平面及び彎曲面に於ける壓力の中心の位置 エツフェル)
 平面 圓形弧 $\frac{1}{13.5}$
 - - - - 圓形弧 $\frac{1}{27}$ - - - - " $\frac{1}{7}$

120°ならば、
 壓力の中心
 の位置は、平
 面(曲率○)に
 於ては、前行
 縁から三分
 八厘の點に、
 $\frac{1}{27}$ の面に於
 ては、三分五
 厘の點に、 $\frac{1}{13.5}$
 の面に於て
 は、二分七厘
 の點に、 $\frac{1}{7}$ の
 面に於ては、

圖 四 十 百 三 第



種々の面比に於ける $\frac{1}{13.5}$ の彎曲面の壓力の中心の位置(エツフェル)

---	面比(Aspectratio) 1.	-----	面比(Aspectratio.) $\frac{1}{3}$
- - -	" " 3.	" " $\frac{1}{6}$
—	" " 6.		

約五厘の點に、何れもある。壓力の中心の位置は、又同一の面に於ても、其の面比が變るに従つて變化するもので、小角度の場合には、

面比が大きくなるに従つて、前行縁に近づいて來る。第三百十四圖は、同一面積の圓弧 $\frac{1}{13.5}$ の彎曲面の種々の面比に於ける、壓力の中心の位置を示したものである。圖に就て、傾角十度に於ける各面の壓力の中心の位置を見るに、 $\frac{1}{3}$ の面に於ては、約六分七厘の點に、 $\frac{1}{3}$ の面は、六分二厘の點に、1. の面は、約五分の點に、 $\frac{1}{6}$ の面は、約四分二厘五毛の點に、6. の面は約三分七厘の點に何れもあることを發見する、圖の左方は、負量傾角の場合を示したものである。

第百十九節 壓力の分布 (Distribution of Pressure.)

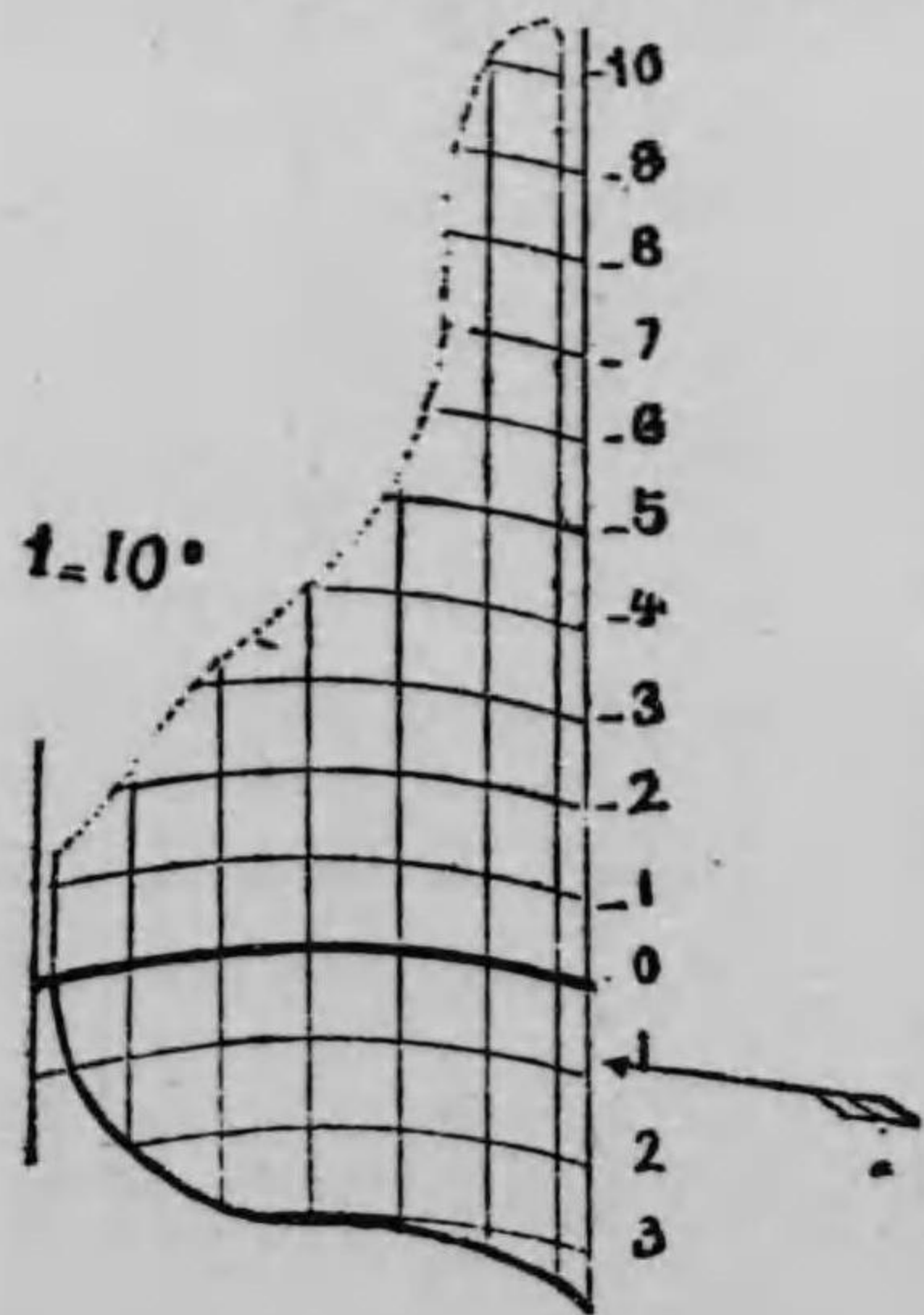
氣流が傾斜せる面に衝る時は、其面上には必ず或量の壓力を生ずるものなることは、吾人の既に研究せる所である。其壓力は更に之を二つに區分することが出来る。其一是

面の表面(面)の直接氣流に衝る一側に生ずる壓力
即ち面を上方に押し上げる力で、之を表面壓力又は單に壓力 (Pressure) と稱す。其

面の背面に生ずる壓力

で此壓力は負壓力 (Negative Pressure) と稱し普通の大氣の壓力よりも著しく低いから、其部分を吾人は一般に真空部 (Vacuum) と呼んで居る。そして此真空部は面を上方に吸ひ上げる力となり、表面壓力と合一して茲に垂直的浮力となるのである。

圖五百三第

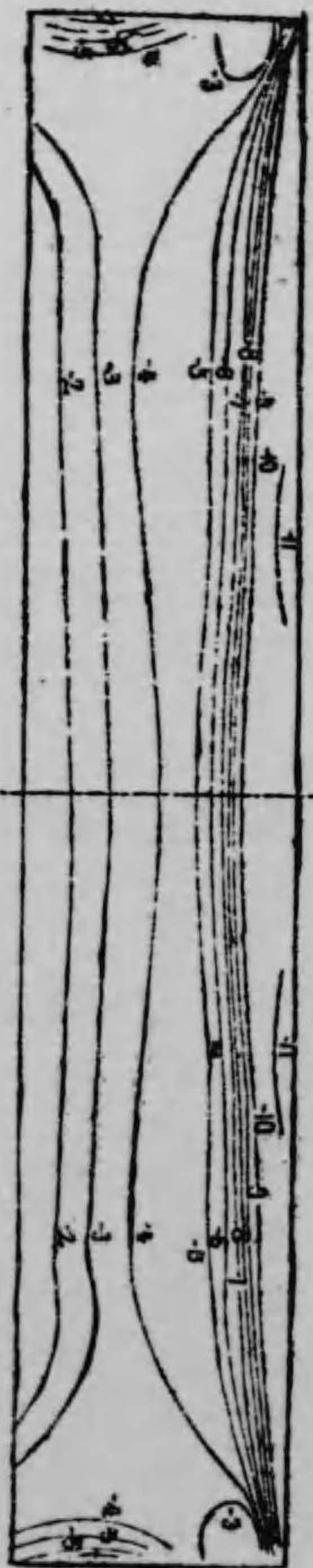


圓弧 1/3.5 翼の中央線上の壓力の分布

壓力及び真空部は面の形狀、傾角、氣流の速度によりて變化するもので、殊に傾斜せる面の背部に生ずる真空部は、其面の形狀によりて大なる差違を來たすものである。例へば平面 (面比六) 傾角六度に於ける真空部の最高點は面の中央線に於て 5.5mm であるが同一平面の背部だけを彎曲形にすれば、表面壓力は大約同一であるが背面に生ずる真空部の最高點

圖 六 十 百 三 第

1.10



圓弧 1/3.5 翼の背面に於ける壓力の分布



圓弧 1/3.5 翼の表面に於ける壓力の分布

は 6.8 mm である。

之に據つて見ると、或面上に生ずる全壓力の變化は、氣流に直接衝る表面の形狀よりも、真空部を生ずる背面の形狀の如何に係するもので

あることが解る。又、彎曲面に於ても、圓形弧 1/3.5 の面は、真空部の最高點は 8.5mm、ブレリオ第十一號の翼は 6.5mm、鳥の翼は 950mm であるが如く、各面の形狀に據り

表面に生ずる壓力の變化よりも、背面に生ずる真空部の變化が遙かに大きいことを示して居る。

一枚の面に就ても色々な面白き事實がある、例へば、矩形平面(85×15c.m.)に於ける表面壓力は、前行縁附近が最高で尾行縁に近づくに従つて低くなり、其隅角附近に於ては、若干の負量壓力即ち面を下方に引く力の部分さへ出来るものである。『ブレイリオ式』、『ライト式』等に於て見る如く、翼の角を丸くしてあるのは、此負量壓力を生ずる部分だけを切り取つたものである。又背面に生ずる真空部は、前行縁から尾行縁に近づくに従つて低くなる、そして、傾角0度から、二十度までは、真空部の最高部も、最低部も、共に面の兩側にある。彎曲せる矩形面に生ずる壓力も矩形平面と大約同一の原則の下に支配されて居るが、背面に生ずる真空部は、矩形平面よりも高く、且一層不規則である(第三百十五圖、第三百十六圖参照)第二十二表は、矩形平面の各傾角に於ける壓力を、第二十三表は、圓弧(13.5)の彎曲面の各傾角に於ける壓力を示したものである。以上の説明及實驗の結果を綜合して左の概括に達する。

表 二 十 二 第

矩形平面(85×15c.m.)に生ずる壓力

傾角	表面に生ずる平均壓力	背面に生ずる平均壓力	壓力の全量	壓力の全量と表面の壓力との比	壓力の全量と背面の壓力との比
5°	0.5	2.0	2.5	0.20	0.80
10°	1.0	3.5	4.5	0.22	0.78
20°	1.1	3.9	5.0	0.22	0.78
30°	1.7	3.8	5.5	0.31	0.69
40°	2.7	3.4	6.1	0.44	0.56
60°	4.0	2.7	6.7	0.90	0.40
90°	7.8	2.4	7.2	0.67	0.33

表 三 十 二 第

圓弧(13.5)の彎曲面(90×15c.m.)に生ずる壓力

傾角	表面に生ずる平均壓力	背面に生ずる平均壓力	壓力の全量	壓力の全量と表面の壓力との比	壓力の全量と背面の壓力との比
0°	0.5	2.0	2.5	0.20	0.80
10°	2.7	4.6	7.3	0.37	0.63
15°	2.6	5.2	7.8	0.33	0.67
30°	2.6	4.6	7.2	0.36	0.64
90°	5.5	2.1	7.6	0.72	0.28

主として、背面に生ずる真空部(Vacuum)より來る。(二)表面壓力及び真空部

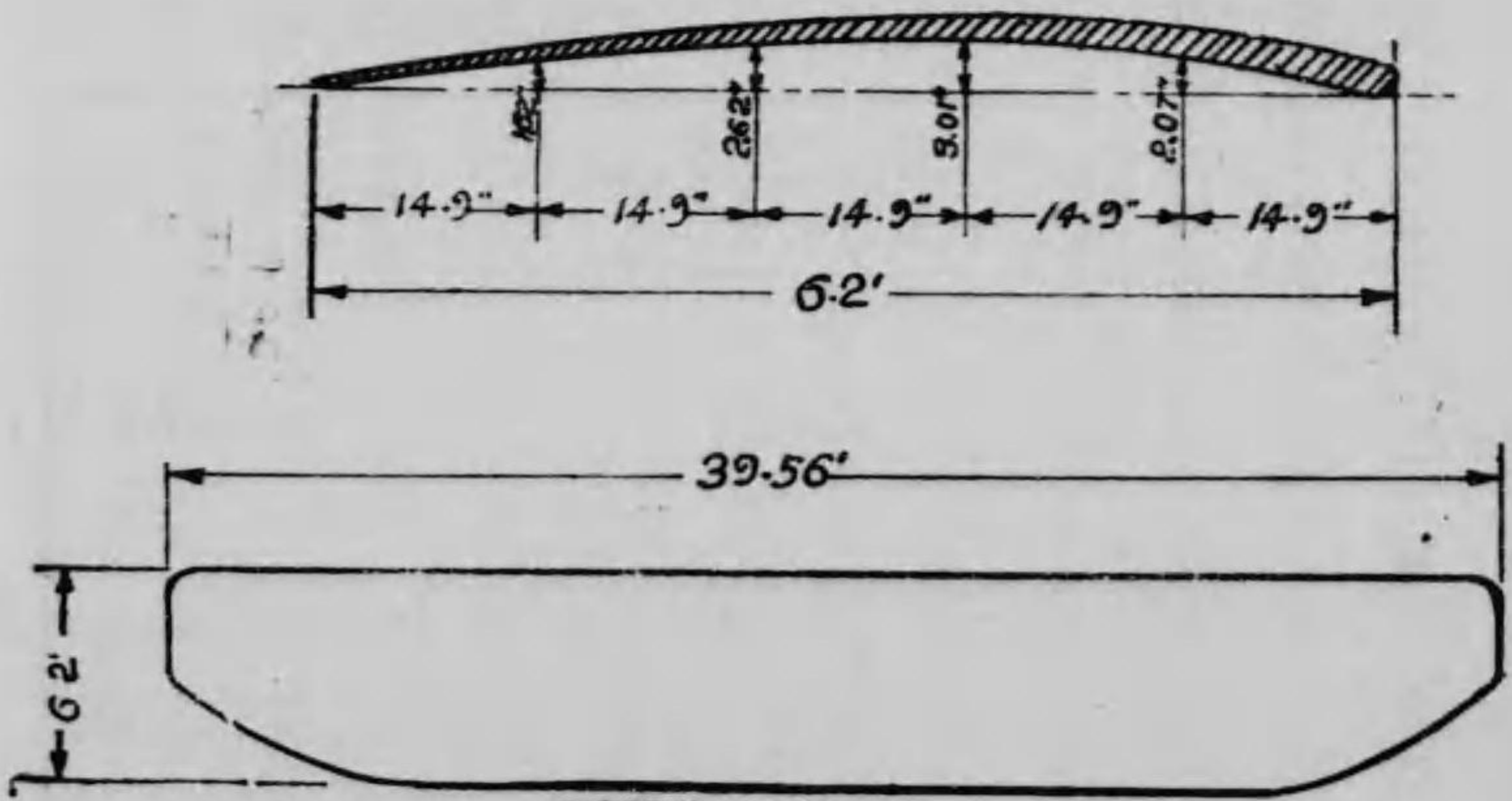
の變化は、面の前行縁(Landing Edge)附近に於て最も著し。

(三)真空部は面の横の方向の兩端附近に於て、最も高し。

(四)同一の面に於ける壓力及び真空部は、面の各點に於て同一ならず。

(五)中央線上に於ける壓力(真空部も含む)は、單に其部分の壓力を示したるものなる

第三百七十圖



ライト式翼(Wright Wing.)

を以て、之を面の全部に應用し能はざること。

第二百十節 「ライト」式翼

(Wright Wing)(No.10)「H

ツフェル」第十號)

形状及大々 (Shape and Dimension.)

「ライト」式翼の實物の大きさは翼長(Span)三十九呎五六弦(Cord)六呎二であるが、四隅を丸くしてあるから、實際の面積は二百二十九平方呎である。翼比は約六・一六最深部は1/20である。

第三百十七圖は「ライト」式翼の截面及び平面の縮圖である。

浮力及抵抗力 (Lift and Drag)

第三百十八圖「反動の單位」を示す曲線に據れば支持力(The Sustentation)抵抗力(Drag)は、 K_y K_x をそれと、 $S V^2$ 倍したものである。

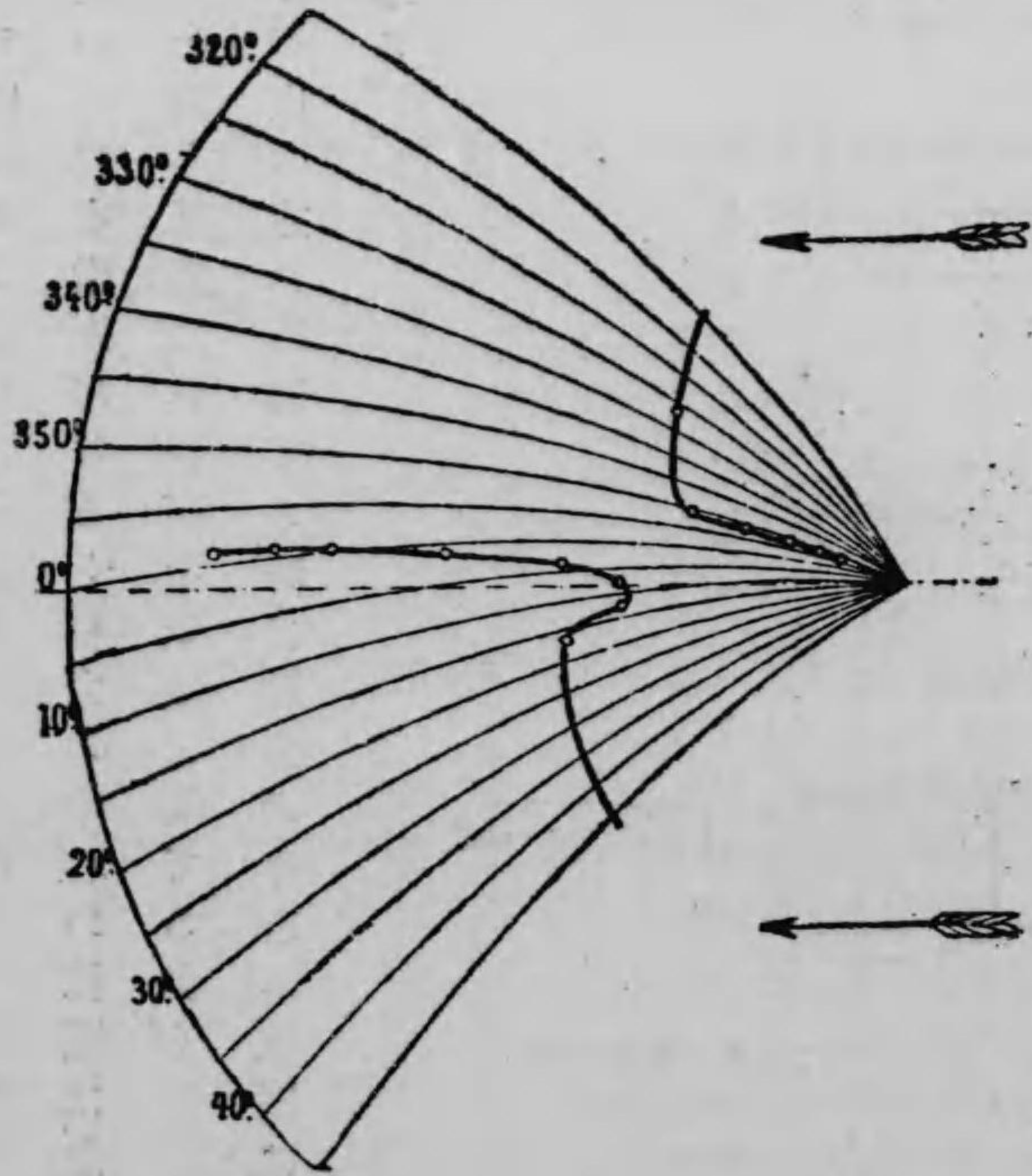
若し飛行機の重量と、翼の傾角とを同一に保つ時は、 S と V^2 とは何時も反比例を以て變化する。即ち翼の面積が小さくなれば V^2 は大きくなり V が小さくなれば、 S は大きくなる。例へば重量千三百二十封度翼面四百三十平方呎、速度一時間三十七哩なる時は、 $S V^2 = 588670$ で同一の重量で五十六哩の速力を得んが爲めには翼面 S は

$$S = \frac{588670}{56^2} = 187.71$$

乃ち百八十七平方呎七一なるを要するが如きである。

曲線の示す所に據れば、傾角 i が 0 度の時も、尙且或量の浮力があるから、此翼は、負量傾角即ち弦を氣流の方向よりも下方に傾けて飛行することが出来る。然し負角三度(3°)になると、反動の量は 0 となる故、以下にては、飛行は出来ないことが分る。傾角二度から八度までは、係數 K_i 及び K_y は傾角 i に殆んど正比例して

圖九十百三第

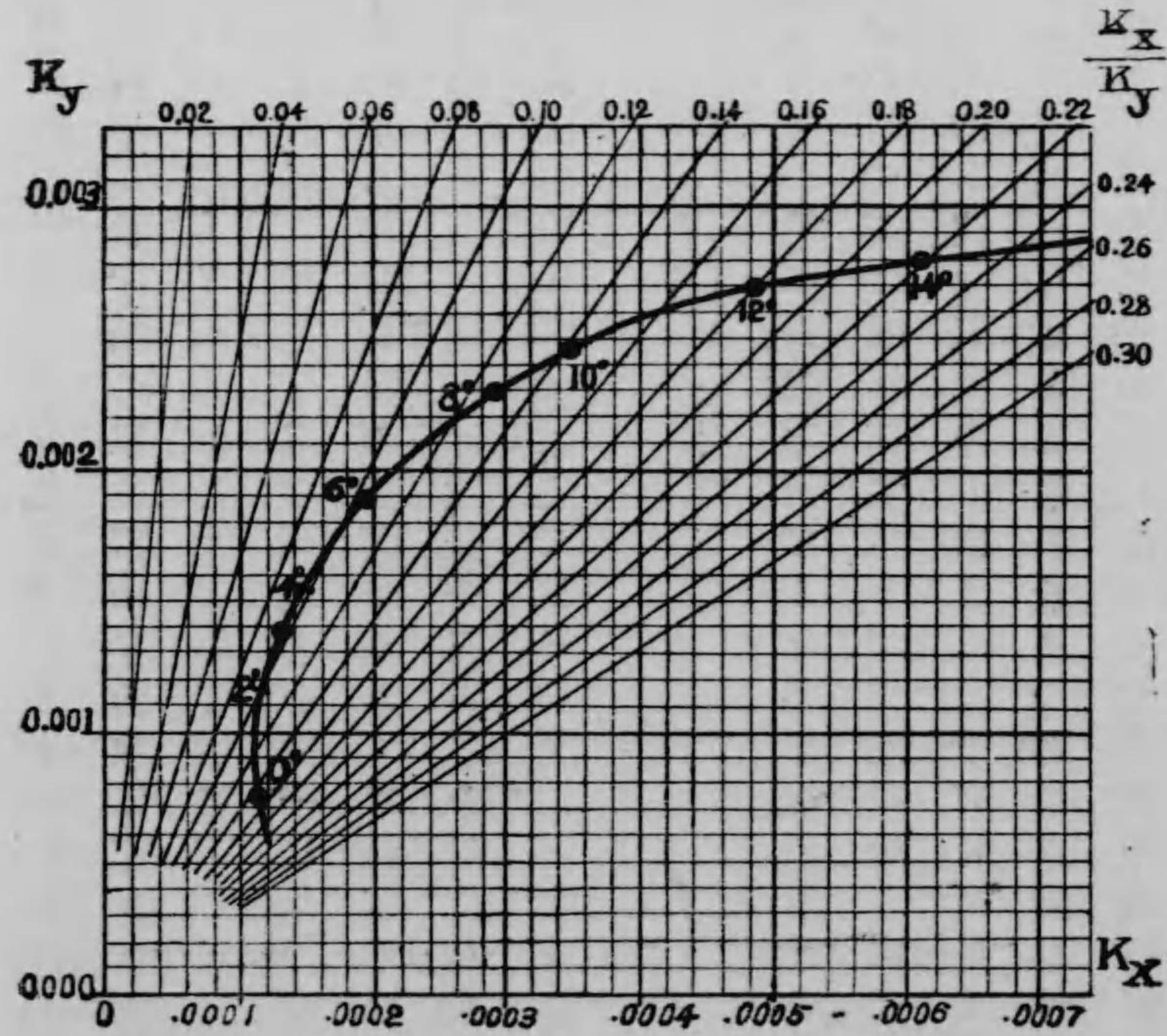


壓力の中心の位置は、第三百十九圖に示す如く、翼の截り口の中央線と、曲線の交はる點である。傾角四十五度以下の時は、壓力の中心の位置は最初四十五度から十五

までの間の凡ての傾角は與へられたる浮力に於て、最小限の抵抗を附與し、與へられたる動力に於て、最大限の速度を附與する故、此制限内の傾角は、飛行に使用すべき理想的角度である。そして此制限内の凡ての角度に於ける抵抗は浮力の約十分の一、即ち0.10である。

壓力の中心 (Center of Pressure)

圖八十百三第



「ライト」翼の浮力、抵抗力及び能率(「エツフェル」)

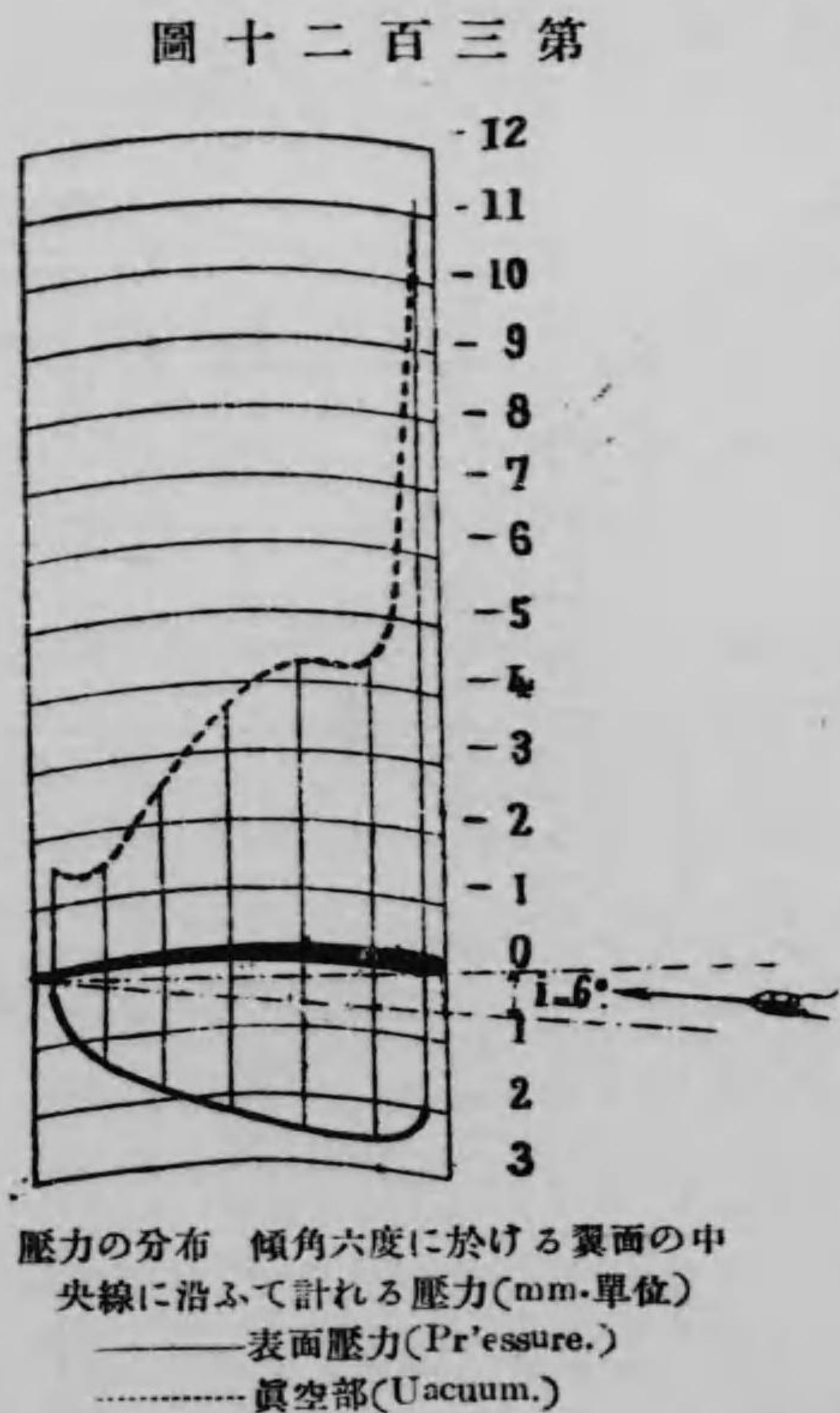
K_y は、垂直的浮力(Lift.)の單位を封度にて表したるもの。
 K_x は、水平的抵抗力(Drift)の單位を封度にて表したるもの。
 $\frac{K_x}{K_y}$ は翼の能率を示す。

居るが、八度以上になると抵抗 K_x の曲線が拋物線形になり、抵抗は急に増加する。
 翼の能率 $(\frac{K_x}{K_y})$ の曲線を見るに、 $\frac{K_x}{K_y}$ の最も低い點は傾角二度の所で、二度から九度までは $\frac{K_x}{K_y}$ の價値の増加は極めて緩徐である。此二度から、九度

度までは、極めて緩徐に、十五度から十度までは、稍々急に、何れも前行線の方に近き、十度から0度附近になると、壓力の中心の位置は、急に尾行線の方に移動する。若し翼を前と反對に、其背面を氣流に衝てる如く、三百二十度の角に置き、それより漸次に、0度の方に回轉する時は、壓力の中心の位置は、次第に翼の前行線の方に近いて來る。

壓力の分布 (Distribution of Pressure)

第三百二十圖は、傾角六度に於ける、翼の中央線(弦)と平行に添ふて生ずる壓力の分布を示したもので、氣流の速度一秒時間十メートル、二時間二十三哩(三七)なる時の壓力を水柱「ミリメートル」で表



壓力の分布 傾角六度に於ける翼面の中央線に沿ふて計れる壓力(mm.單位)
 ————表面壓力(Pressure.)
 - - - - -真空部(Uacuum.)

第三百二十圖

はしてある。

壓力の分布は、翼の幅の方向、即ち弦に添ふて前後する方向に於て、大なる變化がある。翼の前行線附近では、表面壓力は二、五「ミリメートル」(2.5mm.)背面壓力即ち真空部は一十一「ミリメートル」(11mm.)で全部の壓力は十三、五「ミリメートル」(13.5mm.)である。若し速力が二倍になれば、壓力は前の四倍となり、三倍になれば、壓力は九倍に、五倍になれば二十五倍になる。故に速力が一秒時間五十メートル(一時間百十一哩八五)なる時は、前行線に生ずる壓力は、

$$13.5 \text{ mm.} \times 25 = 337.5 \text{ mm.}$$

と云ふ驚くべき高度に達する。此状態は、殆んど凡ての翼に現存して居るのであるから、各設計者は、此壓力を計算の基礎として、翼の肋材(Ribs)や針金の強さを定めねばならぬ。上述の如き、前行線附近に生ずる過大なる壓力をも少し緩和して、翼の各點に平均に配分することが出来れば、設計上非常に便利で、翼も比較的堅固にすることが出来る。さて如何にせば左様に都合なことが出来るかと云ふに、それは、第一に翼の前行線の形狀を變へるにある。之は後に説明する。

翼の尾行縁には、僅かに二「ミリメートル」(2m.m.)の壓力があるばかりで、速力が五倍になつても、 $2 \times 5^2 = 50$ m.m. 五十「ミリメートル」の壓力を生ずるのみである。

翼の背面に生ずる平均壓力即ち平均真空は、2m.m.で表面の平均壓力1「mm.」に比して、約二倍の量である。之に據つて見ると、翼は其表面(下面)に生ずる壓力に據りて、上方に押し上げられると同時に、表面の力の約二倍ある所の背面に生ずる真空部の力に據りて、上方に吸ひ上げらるものであることが解る。

第二百二十一節 其他の諸面 (Other Surfaces)

彎曲翼、曲率、圓弧 1/13.5 (エツプエル第三號)

翼の能率即ち K_x/K_y は、其截面が圓弧の一部なる場合には、圓弧「1/13.5」の翼が最良で一般に飛行界に使用さるゝ傾角六度附近に於ては、浮力及び抵抗の曲線は、 K_y 線の軸に最も接近して居る、先づ其の價値を見るに

$$K_y = 0.0024,$$

$$K_x = 0.000224$$

で、 K_x は K_y の約十分の一である壓力の中心は、0度附近から十五度附近までは前行縁に近いて来て、十五度に於ては前行縁から三分の一の點に來る。又傾角が之より大きくなると、壓力の中心の位置は次第に後戻をして九十度になると、全く翼の中心に來る。

新月形翼 (No. 8)

此翼は、表面も背面も圓弧をなし、前後兩縁は尖つて居ること、恰も新月の如くである。(第三百二十一圖)極線圖の示す所に従へば、此翼の浮力及び抵抗力は、傾角を變へさすれば、彎曲翼圓弧「1/13.5」のものと同量である。(曲線は10°以下に於て全く合一して居るに注意すべし。)然し、翼面に生ずる壓力の分布の工合は、決して同一では無い。1/13.5の翼の背面に生ずる真空の最高部は、前行縁附近にあるが、此翼にありては、前行縁附近は反て低く、最高部は、前行縁から約三分の一の點にある、そして、真空部の分布の工合は、1/13.5の翼に比して、遙かに、平靜である。此の如くに、真空部の分布の平靜なる原因は、全く尖れる前行縁の俯角から來るもので、之に衝る氣流は、他の多くの翼に於て見るが如く、前行縁に於て、強き渦巻きを生ぜず、背面

に於て強き真空部を形成するものである。故に、此型の翼は、飛行機の翼に最も適當である。(ライト式)『壓力の分布』を参照)

鳥の翼 (No.9)

此翼は前行縁が丸くて、尾行縁の方に向つて、漸次に尖つて居ること、恰も鳥の翼と同一である。浮力は他の一般の翼に比して遙かに多いが、抵抗も又多い、壓力の分布は、先づ其0度の場合を見るに、翼の背面には可なりの量の真空部を生じ、其最高部は、前行縁から約半分の點にある。それより、傾角が大きくなるに従つて、真空部も漸次に高くなる。茲に注意すべきことは、此翼が傾角2(二度)以下の場合には、翼の表面(下面)に生ずる壓力の一部には、吸引作用(Suction)が現はれて翼を上から下の方へ引く力となることで、壓力の曲線が翼の截口の中央線よりも、上方に飛び出で、居る部分が即ちそれである。然も傾角が増加するに従つて、下面の壓力は漸次に増加して行く。(第三百二十二圖参照)

ヴァザン翼 (No.11)

此翼の最深部は約 $\frac{1}{24}$ で、 $\frac{K_x}{K_y}$ は傾角2(二度)附近に於て最低である。壓力の中

心の位置は、傾角五度から十度までの間が、最も前行縁に近く、それ以外の傾角に於ては、皆尾行縁の方へ近づいて居る。「ポラーダイアグラム」に據れば、五度以下の傾角ならば、其抵抗は、 $\frac{1}{13.5}$ の翼よりも少ない。

モーリス、フアルマン翼 (No.12)

此翼の曲率は、他の一般の翼に比して小いから、同一の傾角ならば、浮力も抵抗も、他に比して少量である。曲線の示す所に従へば、傾角八度以下ならば、其抵抗は、 $\frac{1}{13.5}$ の翼よりも遙かに小いが、八度以上になると、急に増加して来る。 $\frac{K_x}{K_y}$ は、傾角二度に於て0.065、四度に於て0.075、六度に於て0.09、八度に於て0.11である。故に此翼の K_x が K_y の十分の一(0.10)以内の傾角は、二度乃至七度半である背面の壓力の分布は他の一般の翼と大約同一で、前行縁附近に於て最も高い。壓力の中心の位置は、傾角五度乃至十度に於て最も前行縁に近く、約三分の一の點にある。

ブレリオ第十一號 (No.13)

此翼の翼比は四で、翼の四隅を丸くしてあることは、ライト式に一寸似て居る。抵抗は、 $\frac{1}{13.5}$ の翼に比して遙かに多い。 $\frac{K_x}{K_y}$ は餘り好良ではないが、四度乃至十度

の間は、大なる變化が無く、大約0.2である。壓力の中心は、五度乃至十五度に於て其位置の移動は極めて少い。此の翼の特點は、最有效傾角の範圍が廣いのと、安定の好良なるにある。

「ブレリオ」第十二號 (No.13a)

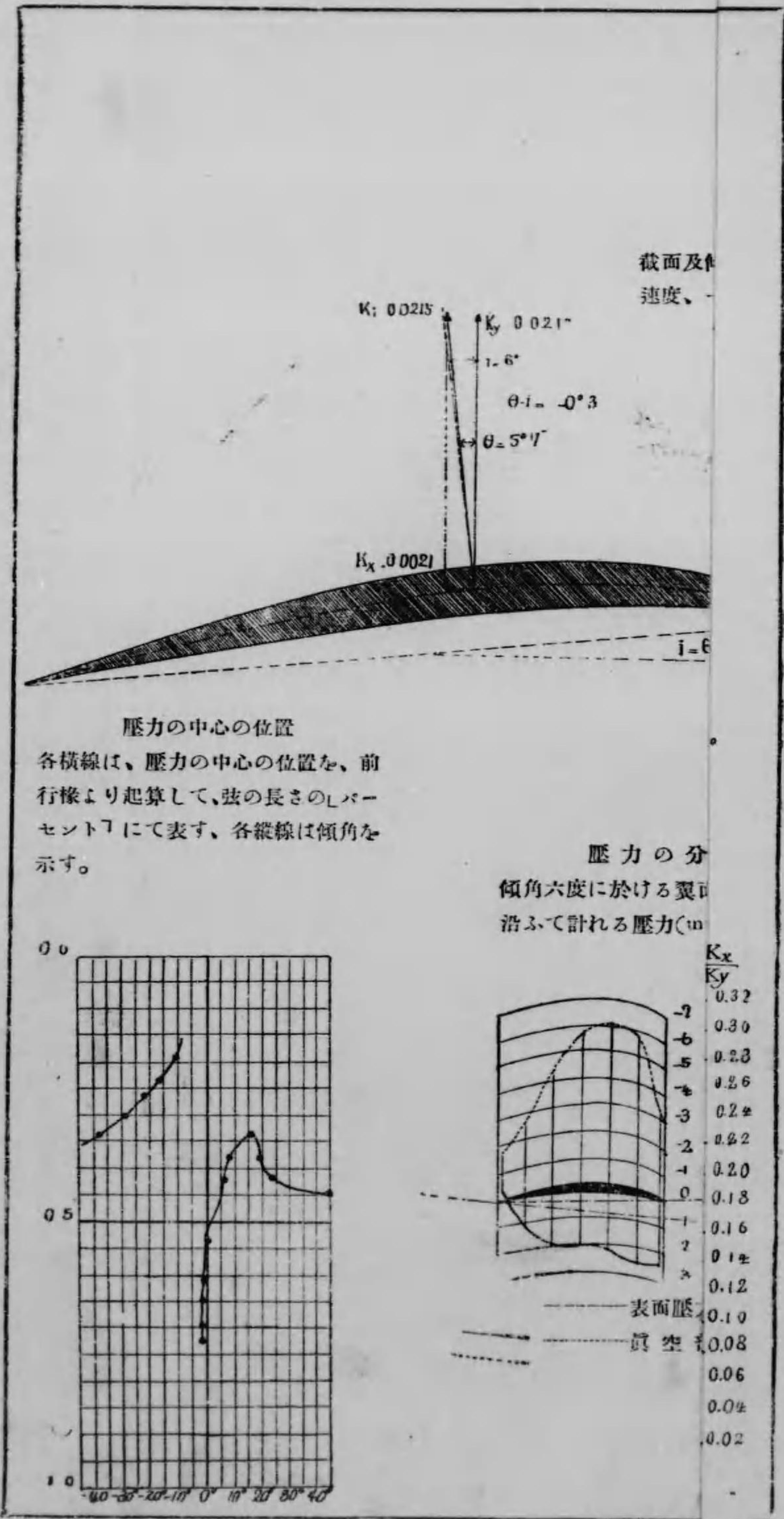
此翼は、第十一號よりも曲率が少く、最深部は1/17であり K_x K_y は傾角の小なる場合に限り極めて小い、最良傾角は四度又は五度である。抵抗は、第十一號よりは遙かに少い。

「ブレゲ」翼 (No.14)

翼比は約六最深部は十七分の一(1/17)で、前行縁から三分の一の點にある。翼の肉の最も厚い部分が二吋七三分^イで、浮力及抵抗は「ブレリオ」第十一號「a」と大約同一である。

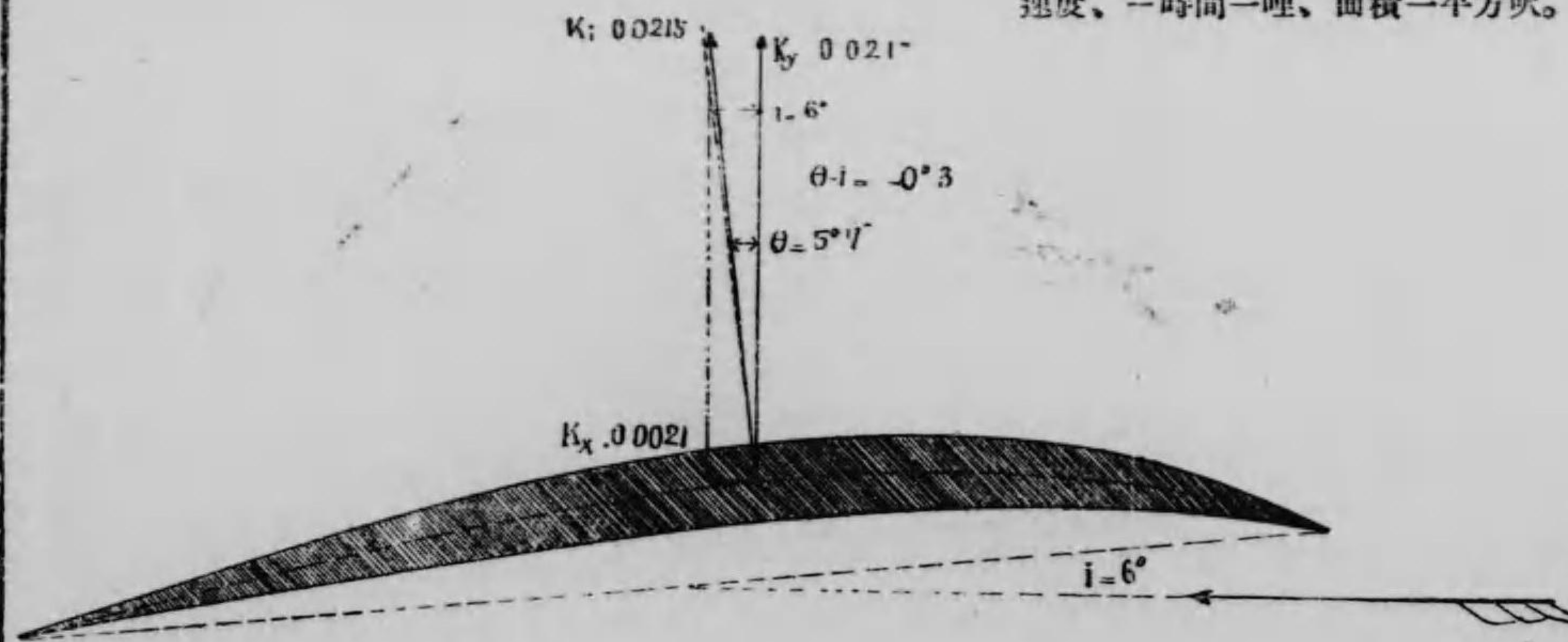
第二百二十二節 翼の厚の影響 (Effect of Thickness)

吾人は、茲に、更に研究を進めて、翼の厚さが、如何に、其浮力及び抵抗力に影響する



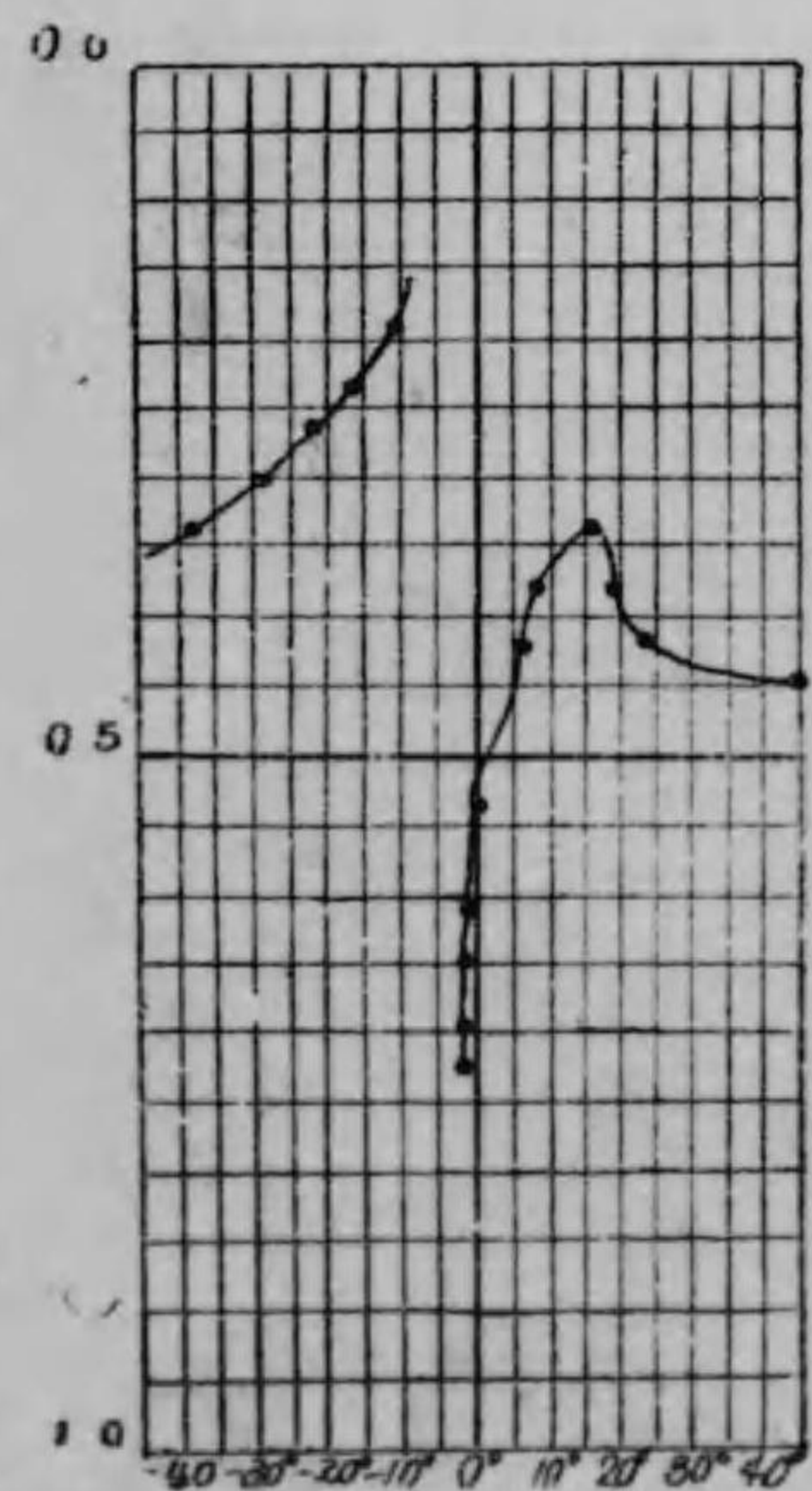
No.8, 新 月 形 翼
(CRESCENT SHAPED WING.)

截面及傾角六度に於ける反動の單位
速度、一時間一哩、面積一平方呎。



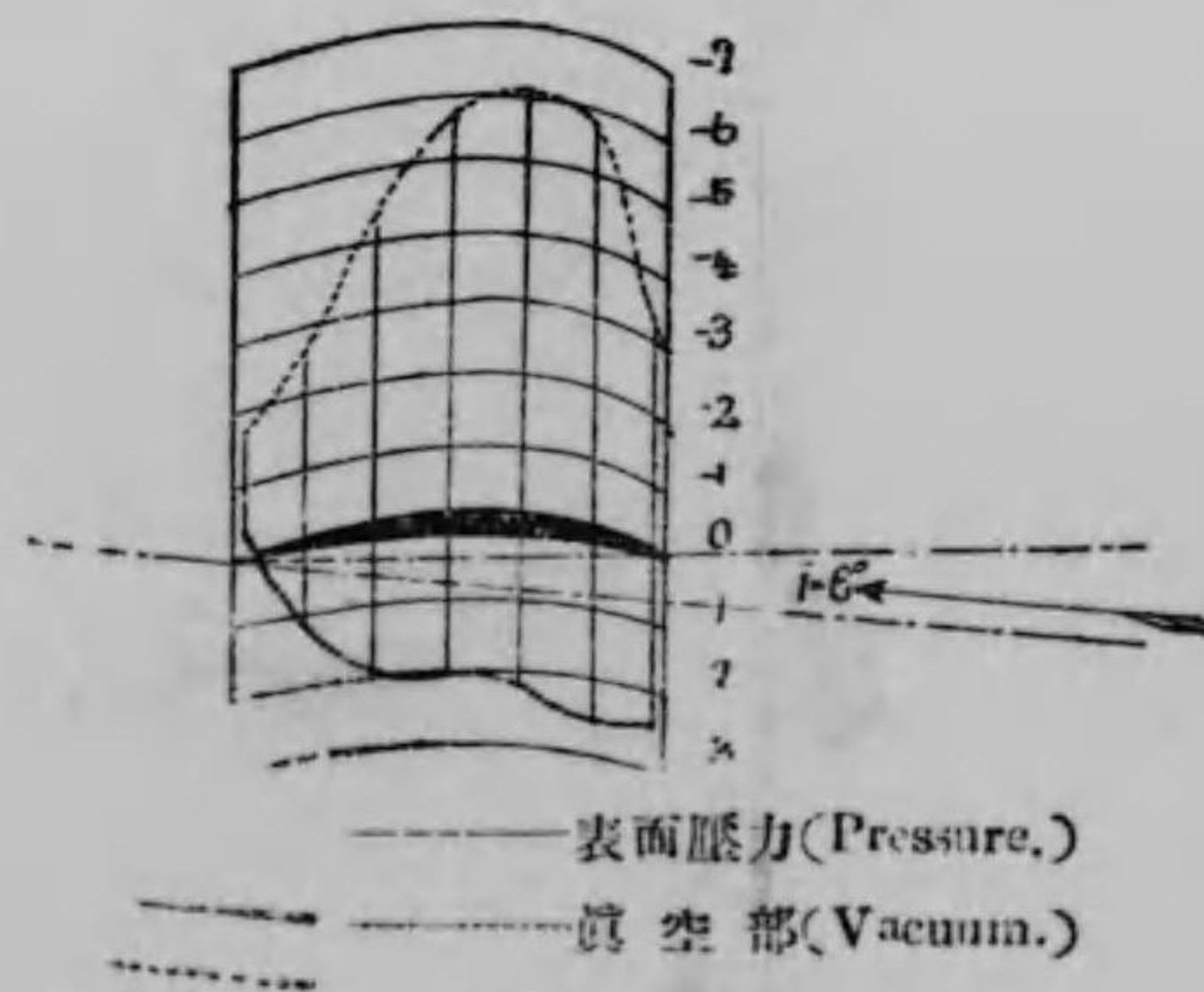
壓力の中心の位置

各横線は、壓力の中心の位置を、前行線より起算して、弦の長さのパーセントにて表す、各縦線は傾角を示す。



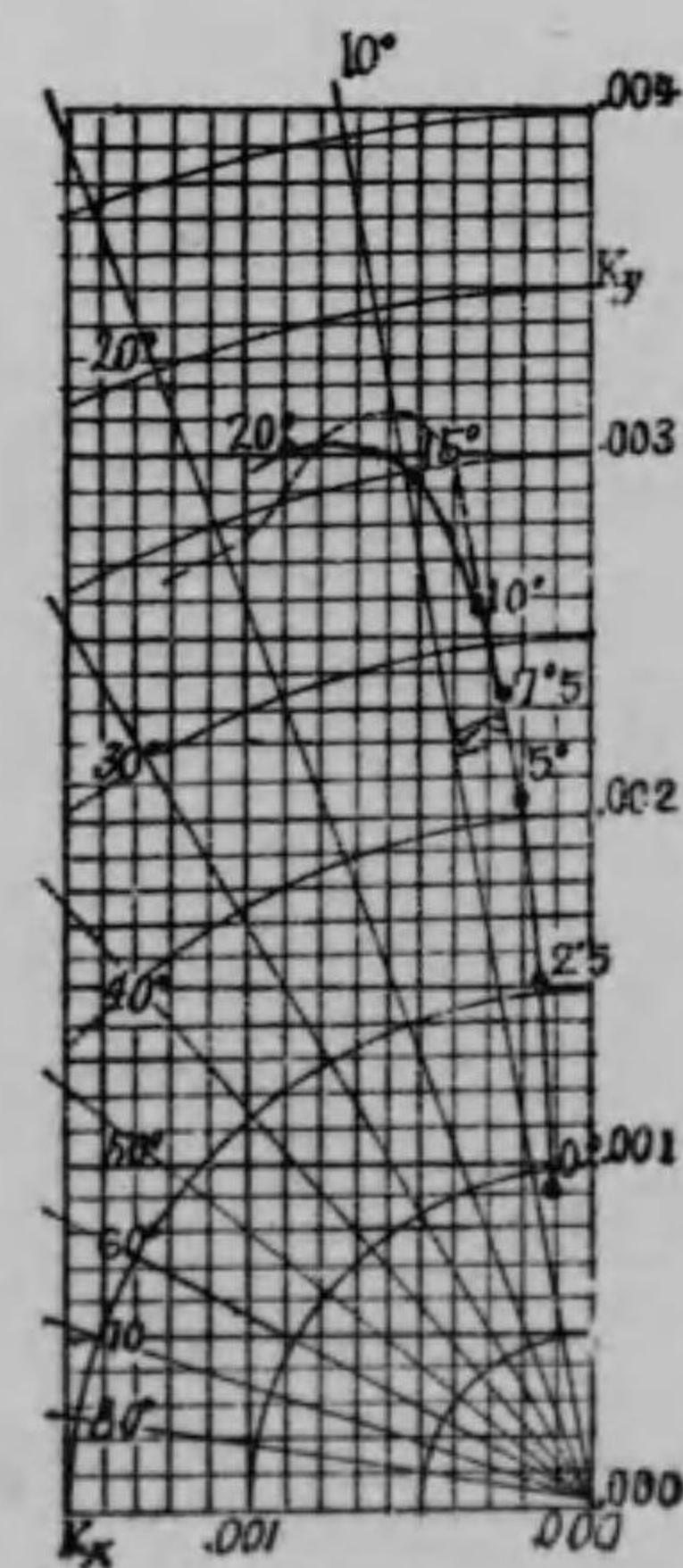
壓力の分布

傾角六度に於ける翼面の中央線に沿ふて計れる壓力(mm, 單位)

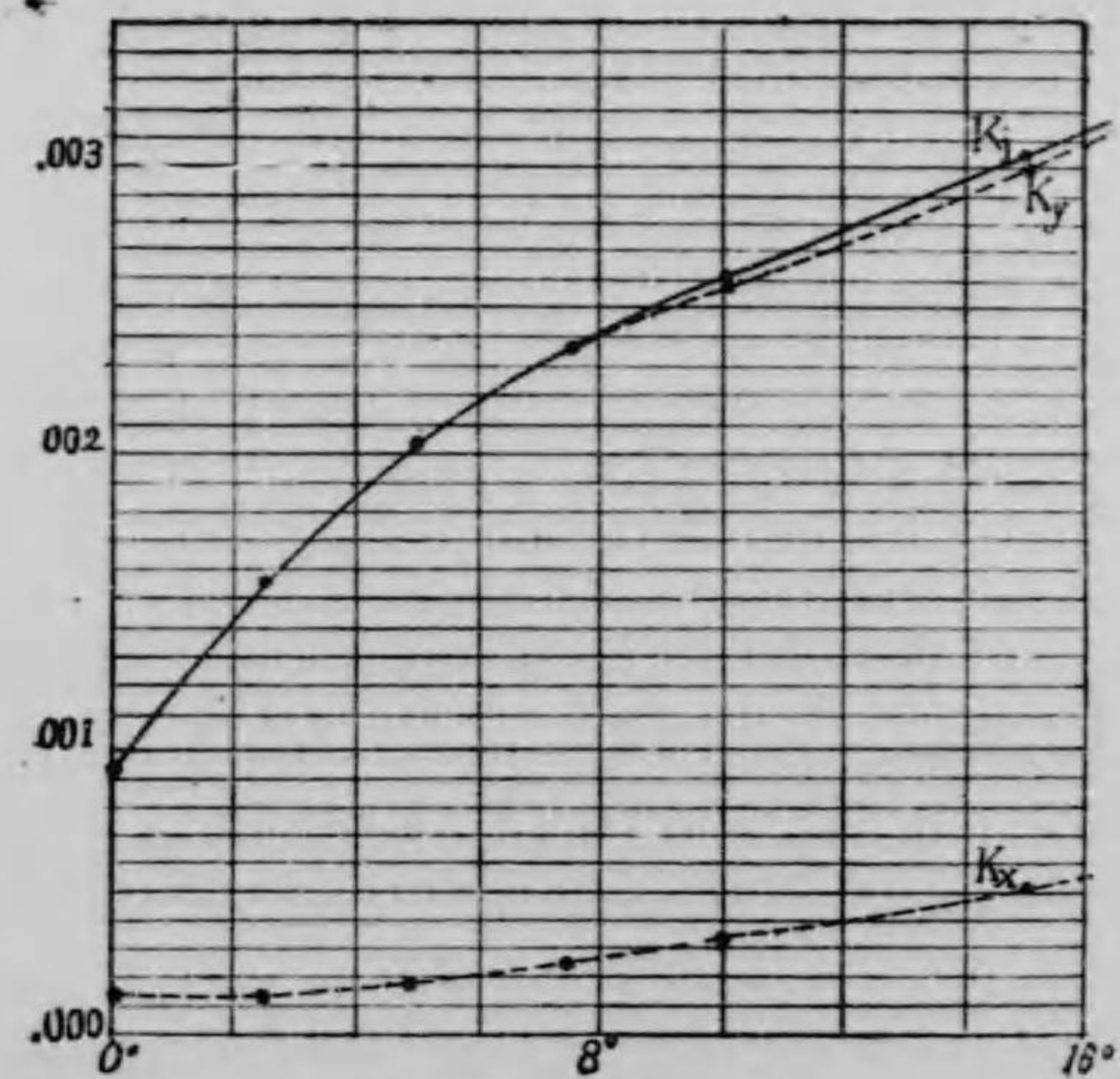


反動の單位(其二)

支持力 = $R_y = K_y S V^2$
抵抗力 = $R_x = K_x S V^2$
 K_y は、浮力 (Lift.) の單位 (封度)
 K_x は、抵抗 (Drift.) の單位 (封度)
 K_i は、反動の全量及び其方向。
各放射線は、 K_i と K_y との角度 θ を示す。
點線曲線は、圓弧 $\frac{1}{13.5}$ の翼の反動の單位。

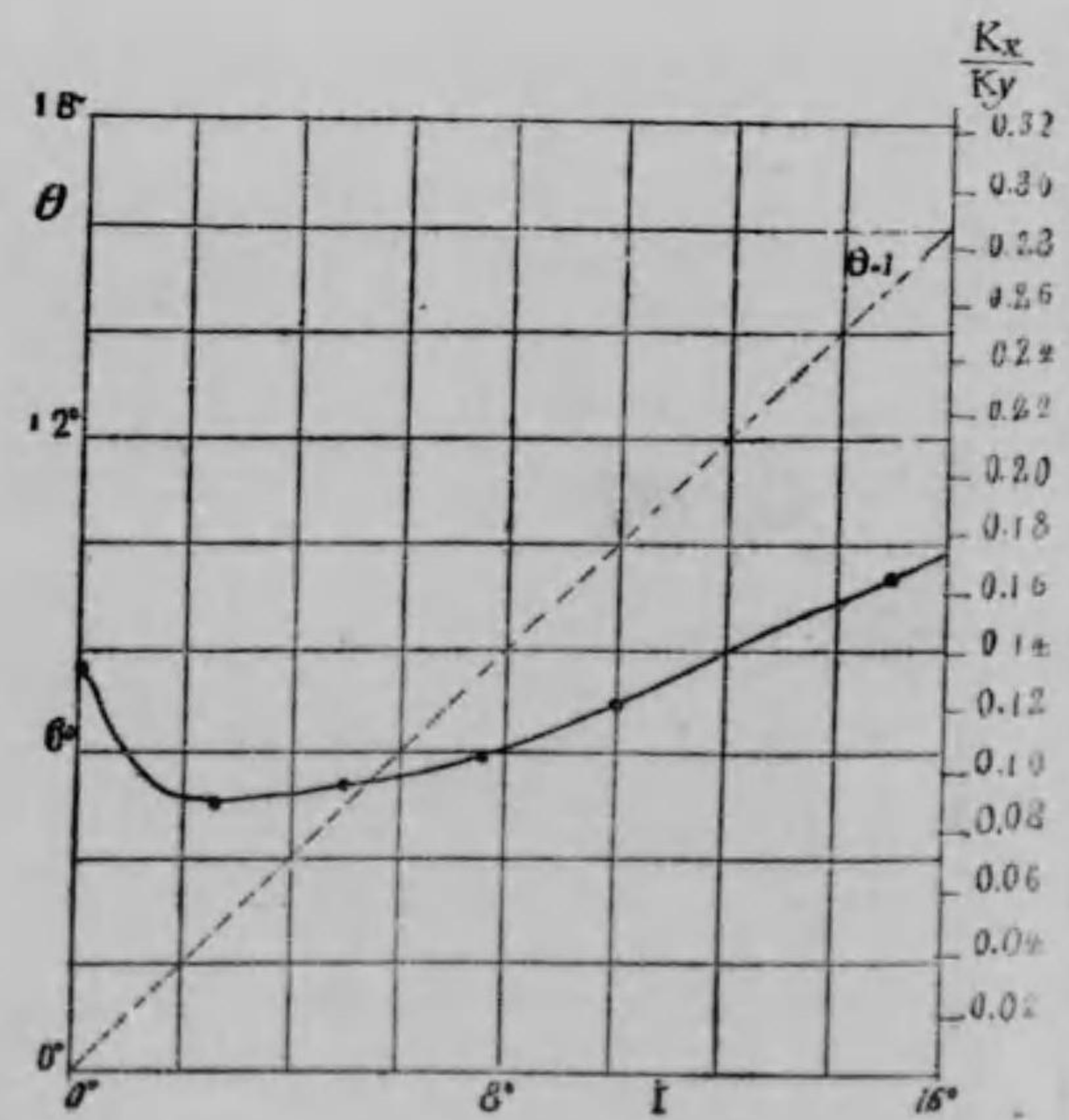


反動の單位(其一)
 K_i は、面上に生ずる氣流の反動の全量の單位(封度)
 K_y は、垂直的浮力(Lift.)の單位(封度)
 K_x は、抵抗力(Drift.)の單位(封度)
各縦線は傾角を示す。



翼の能率

θ は、反動の全量 K_i と垂線 K_y となす角度。
 i は、弦と氣流となす角度。
 $\frac{K_x}{K_y}$ は、浮力と抵抗との比。



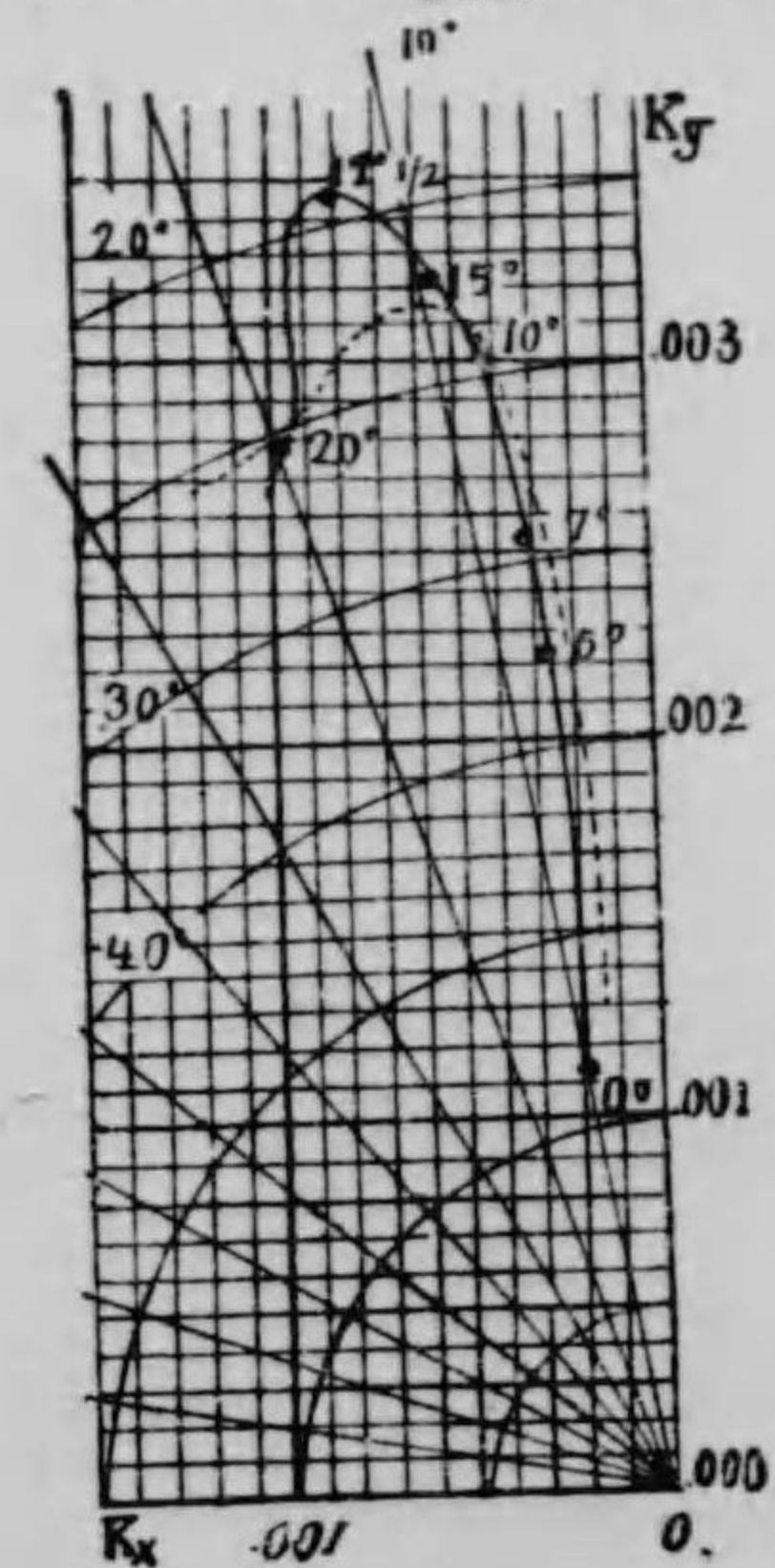
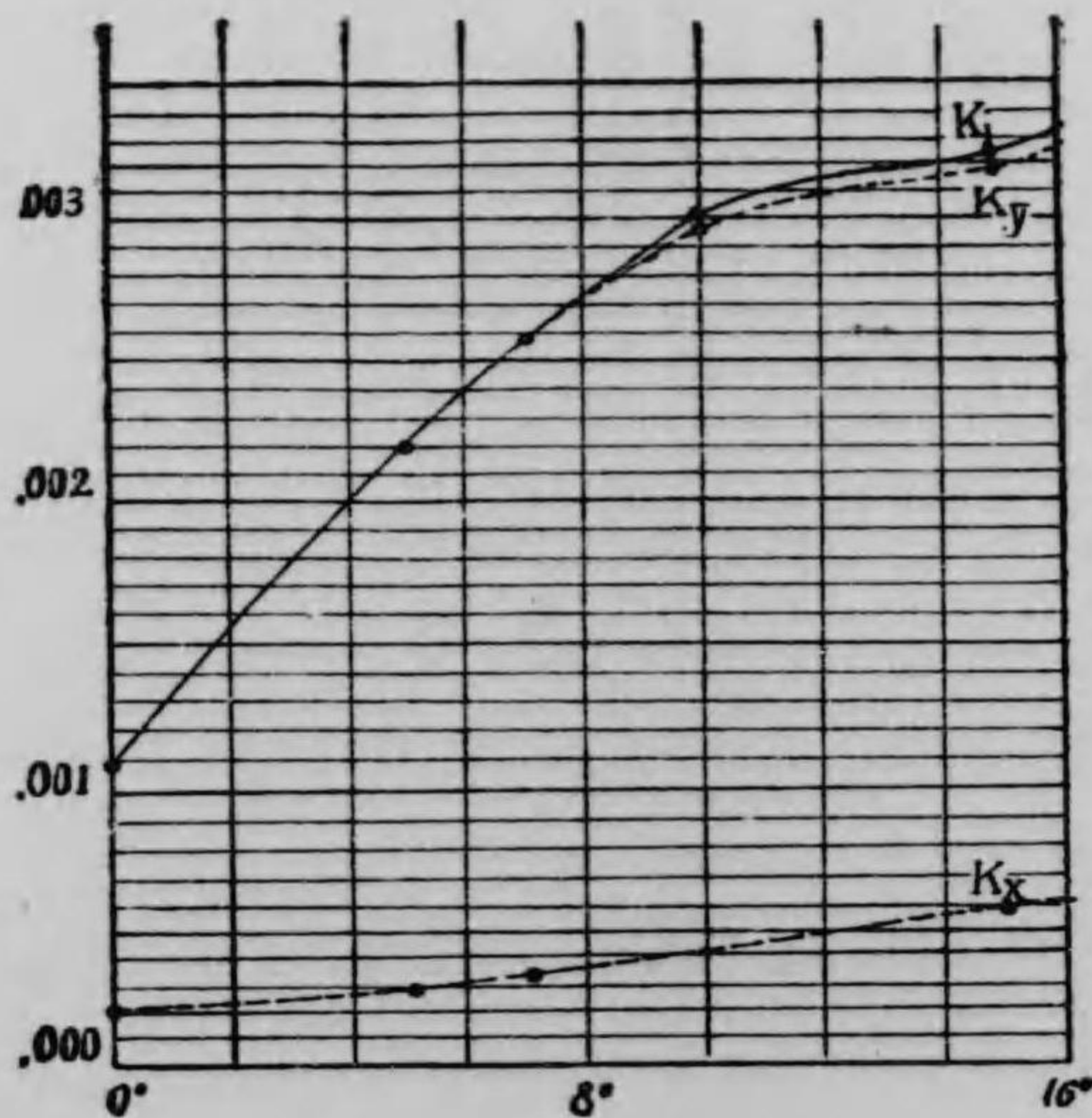
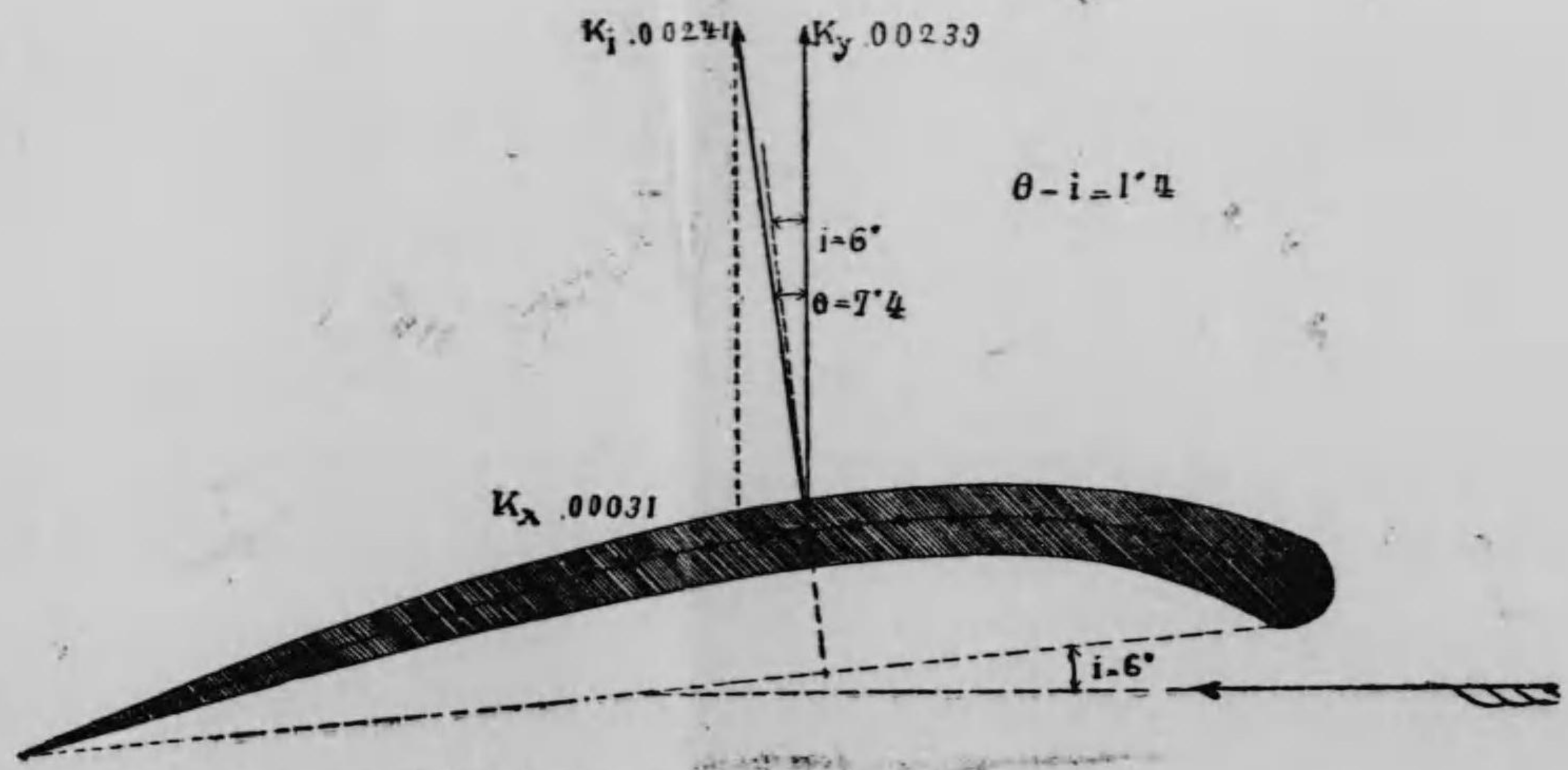
No.9, 鳥 の 翼
(BIRD'S WING.)

截面及傾角六度に於ける反動の單位
速度、一時間一哩、面積、一平方呎。

支持力 = $R_y = K_y V^2$
抵抗 = $R_x = K_x S V^2$
 K_y は、浮力(Lift.)の單位(封度)
 K_x は、抵抗(Drift.)の單位(封度)
 K_i は反動の全量の單位(封度)
各縦線は傾角を示す。

反動の單位

K_y は、浮力(Lift.)の單位(封度)
 K_x は、抵抗(Drift.)の單位(封度)
 K_i は、反動の全量及び其方向。
各放射線は、 K_i と K_y との角度 θ を示す。
點線曲線は、圓弧 $\frac{1}{13.5}$ の翼の反動の單位。

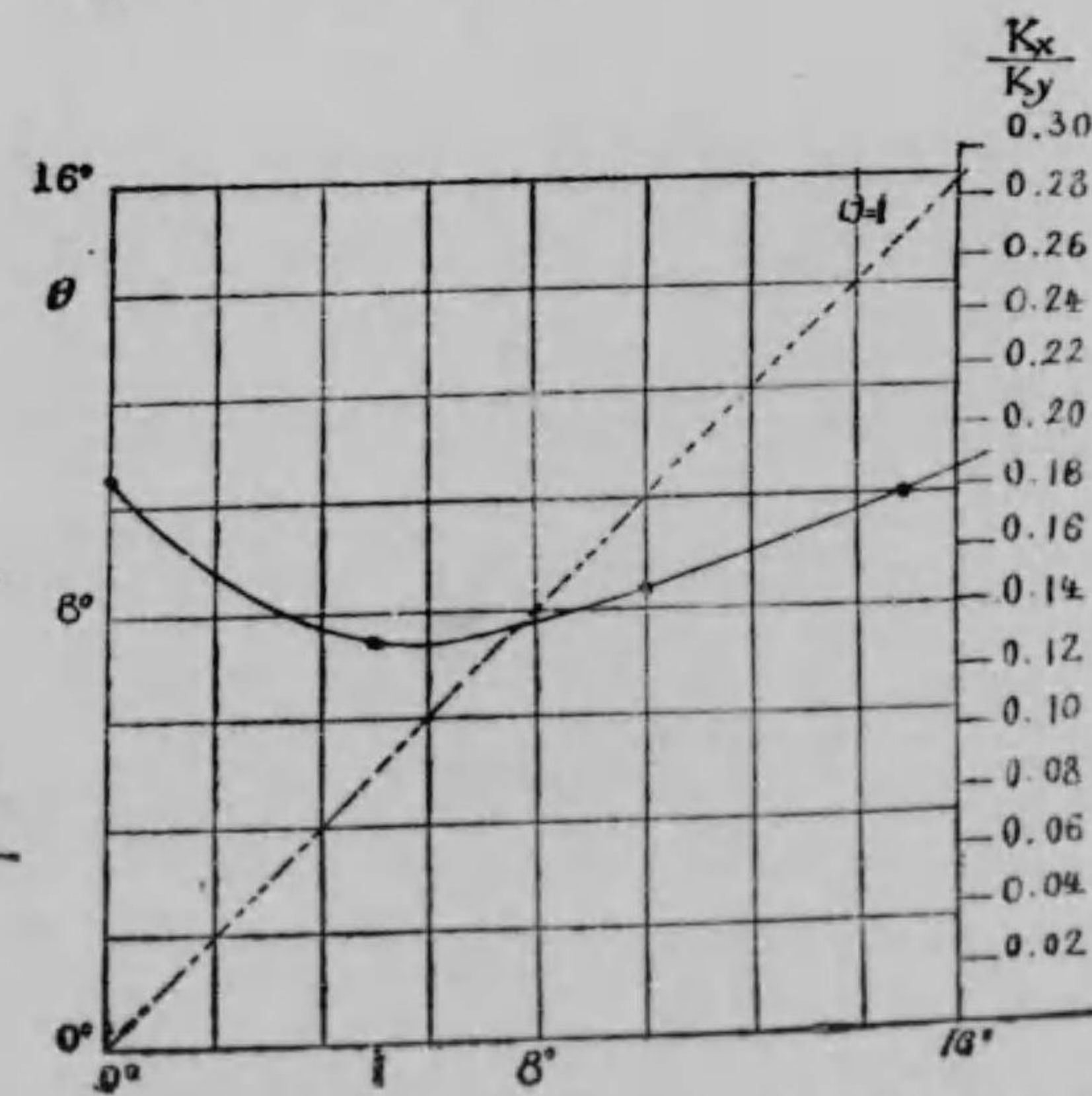
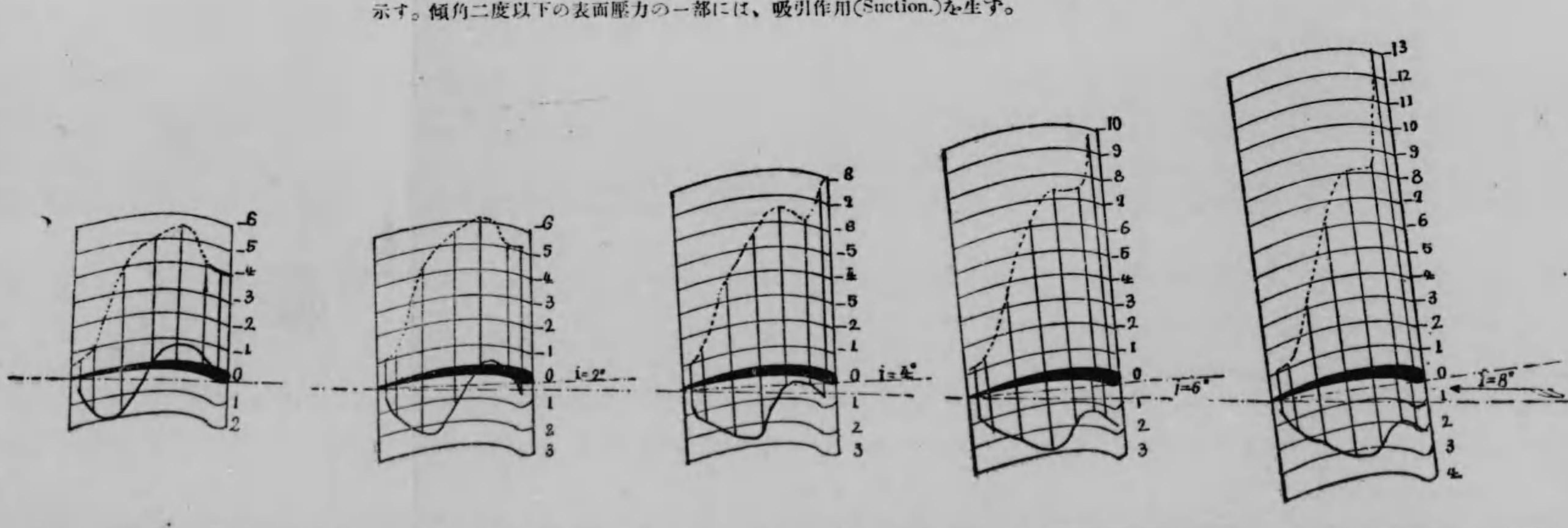


中心の位置
の中心の位置を前
て、弦の長さのL/4
を表す。
を示す。

壓 力 の 分 布

傾角0度、二度、四度、六度、八度に於ける翼面の中央線に沿ふて計れる壓力(mm. 單位)
截面の下方の實線曲線は、表面壓力(Pressure)を、上方の點線曲線は、眞空部(Vacuum.)を
示す。傾角二度以下の表面壓力の一部には、吸引作用(Suction.)を生ず。

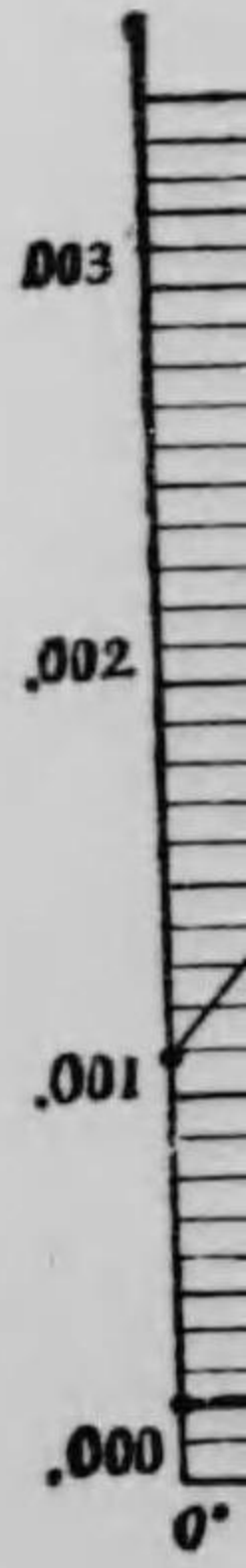
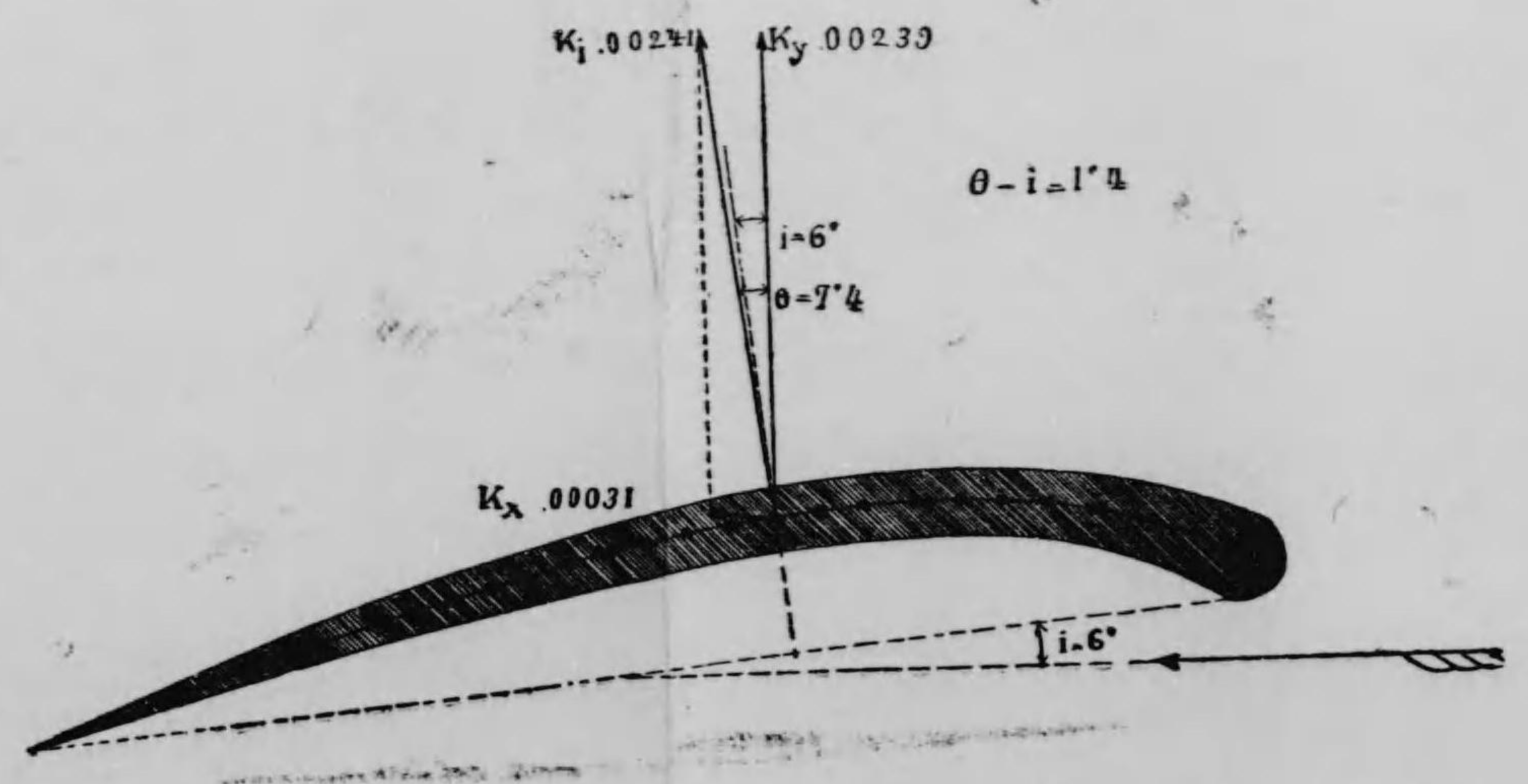
翼の能率
 θ は、反動の全量 K_i と垂線 K_y となす角度。
 i は、弦と氣流となす角度。
 $\frac{K_x}{K_y}$ は、浮力と抵抗との比。



No.9, 鳥 の 翼
(BIRD'S WING.)

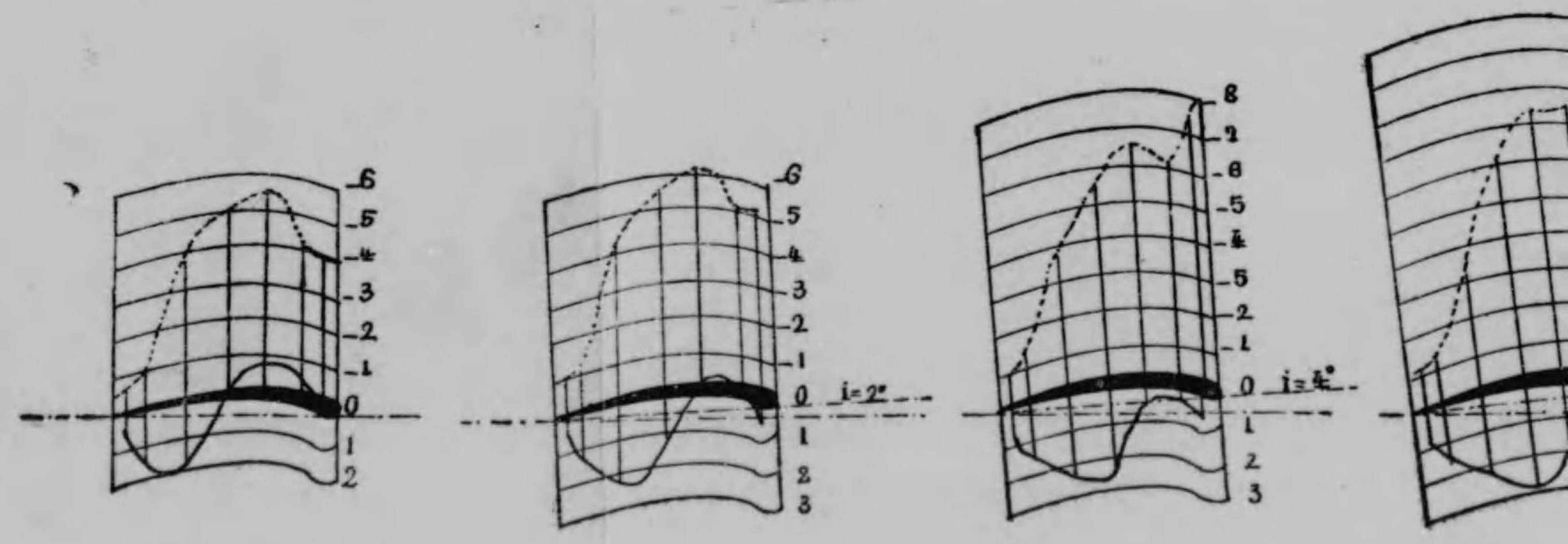
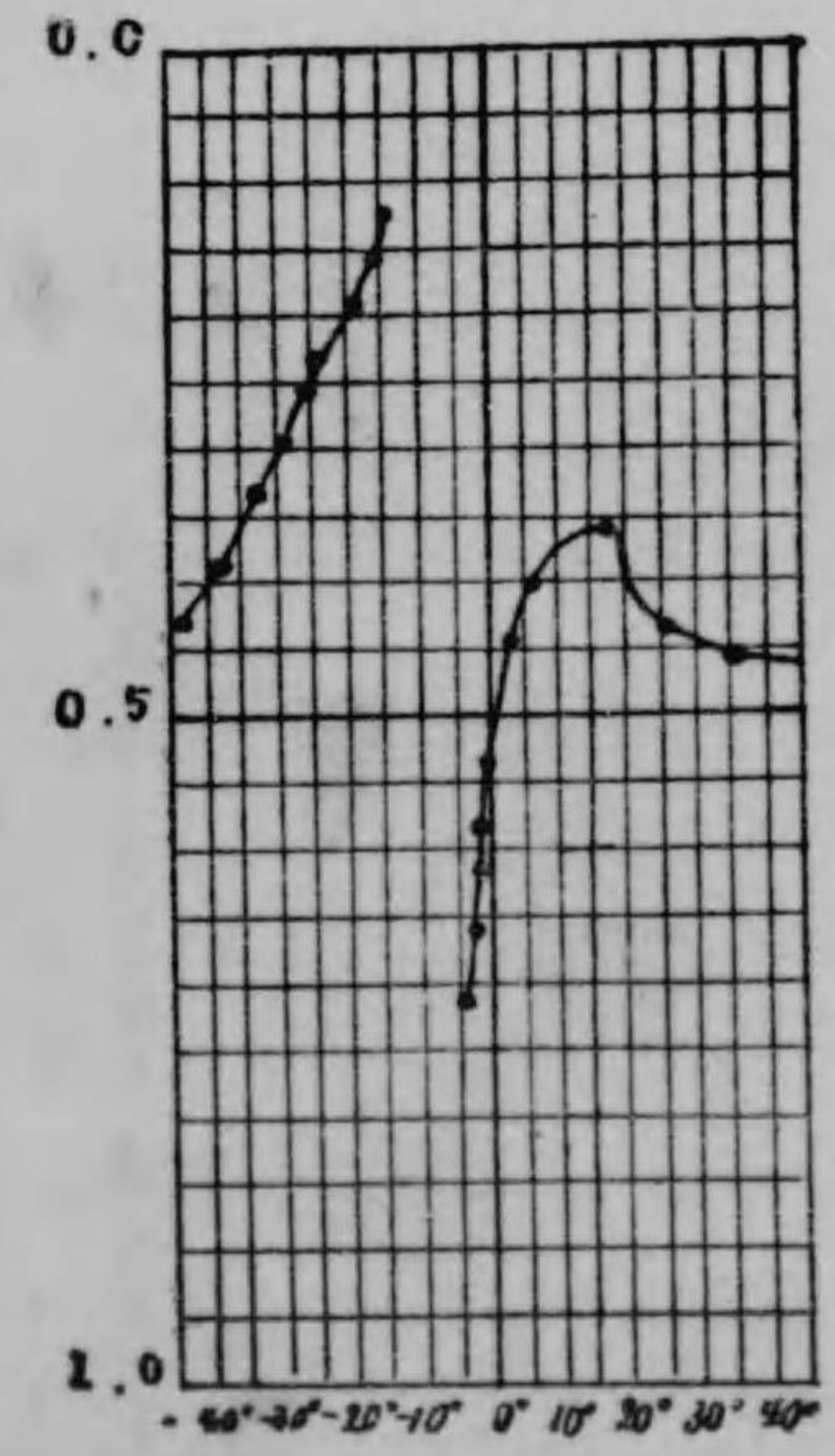
截面及傾角六度に於ける反動の單位
速度、一時間一哩、面積、一平方呎。

支持力
抵抗力
Ky は
Kx は
Ki は
各縱線

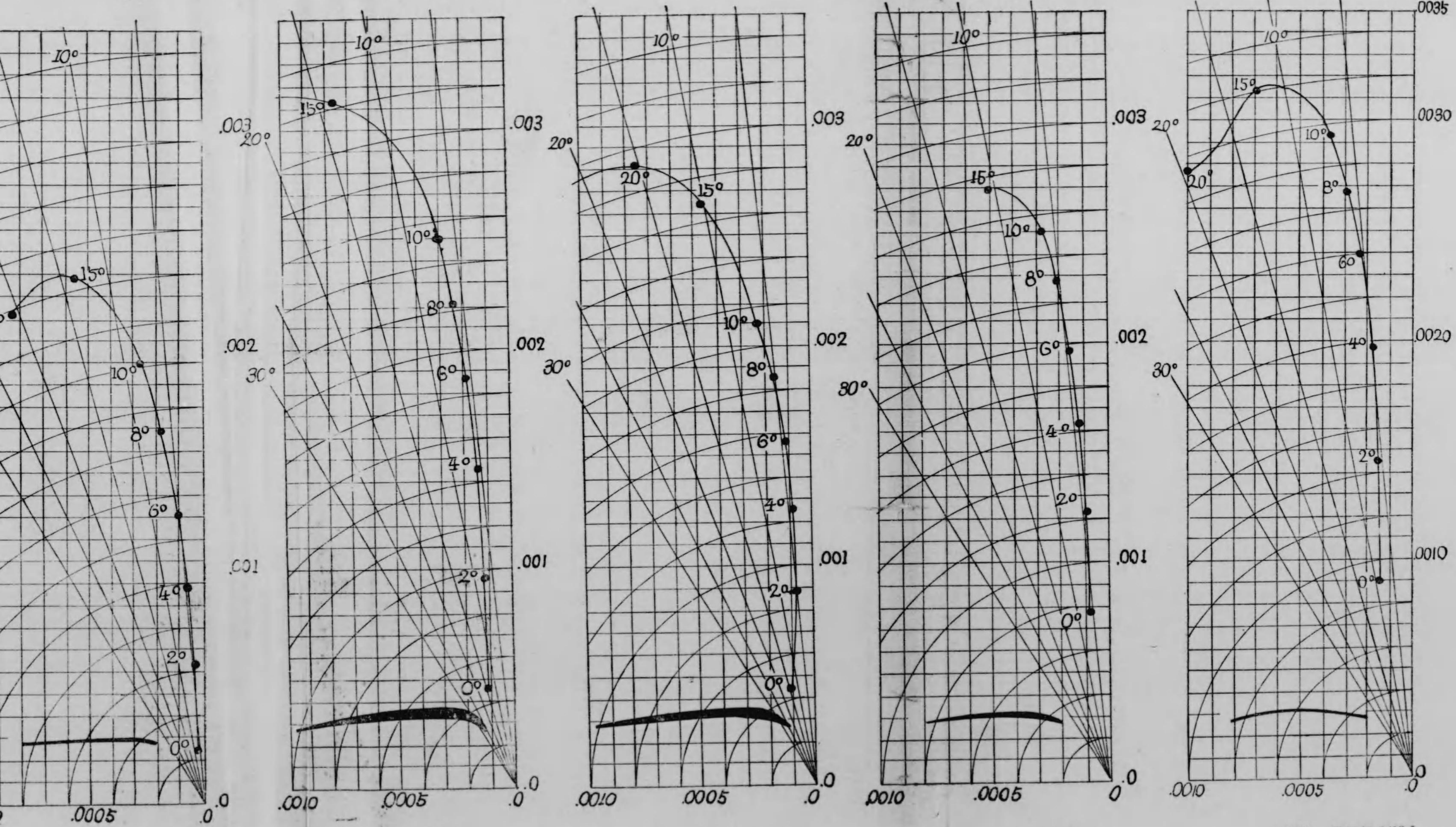


壓力の中心の位置
各横線は、壓力の中心の位置を前
行線より起算して、弦の長さの「パー
セント」にて表す。
各縦線は、傾角を示す。

壓力の分布
傾角0度、二度、四度、六度、八度に於ける翼面の中央線に沿ふて計れる壓力
(截面の下方の實線曲線は、表面壓力(Pressure)を、上方の點線曲線は、眞空部
を示す。傾角二度以下の表面壓力の一部には、吸引作用(Suction)を生ず。



極 線 圖 一 覽 表
(TABLE F POLAR DIAGRAMS)



モリス、ファルマン式翼
(M. Farman wing.)

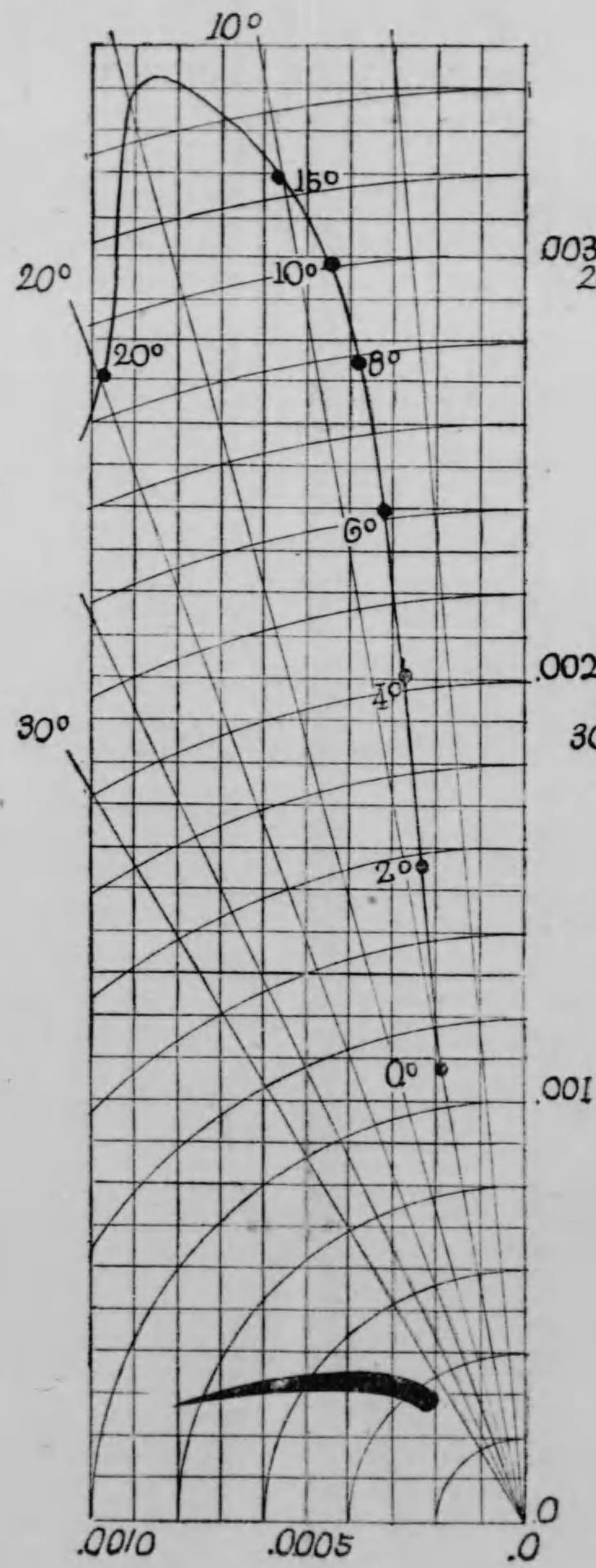
ブレリオ十一號翼
(Bleriot No. XI.)

ブレリオ十一號 "a" 翼
(Bleriot No. XI.)

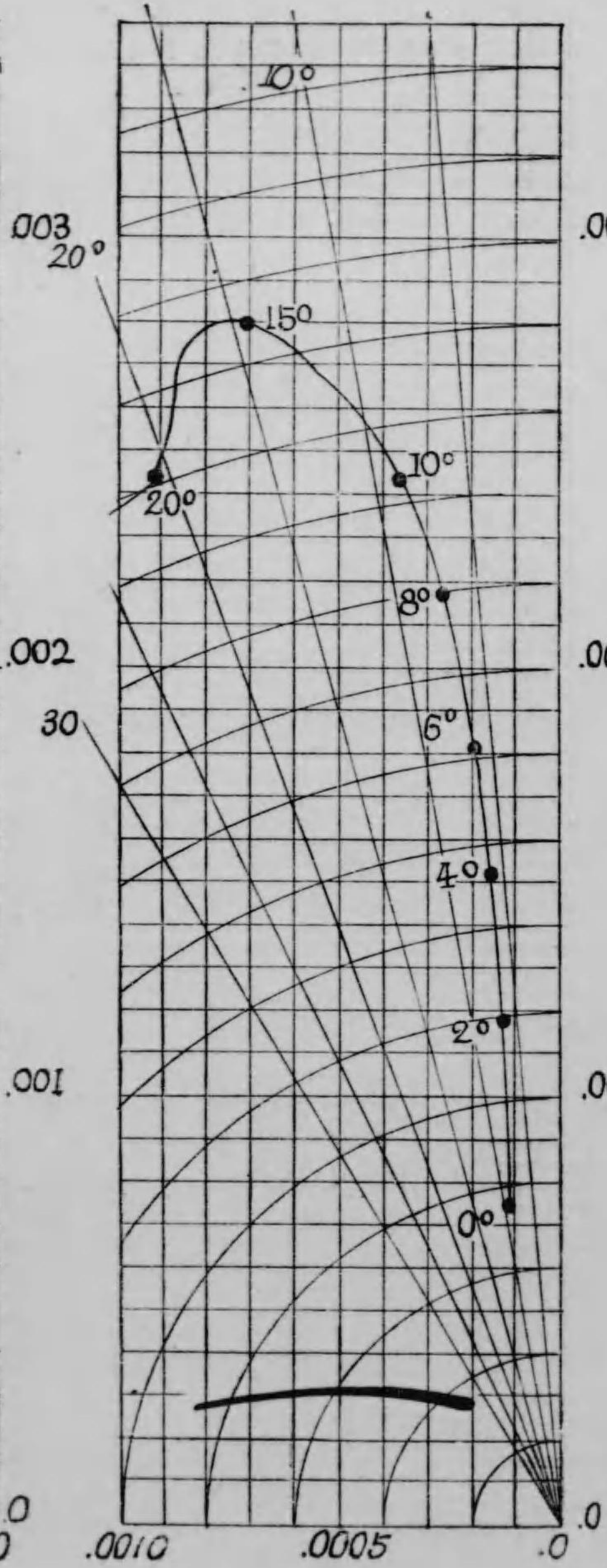
ブレゲ式翼
(Breguet wing.)

圓形弧、最深部 1/13.5
(Circular Camber 1/13.5)

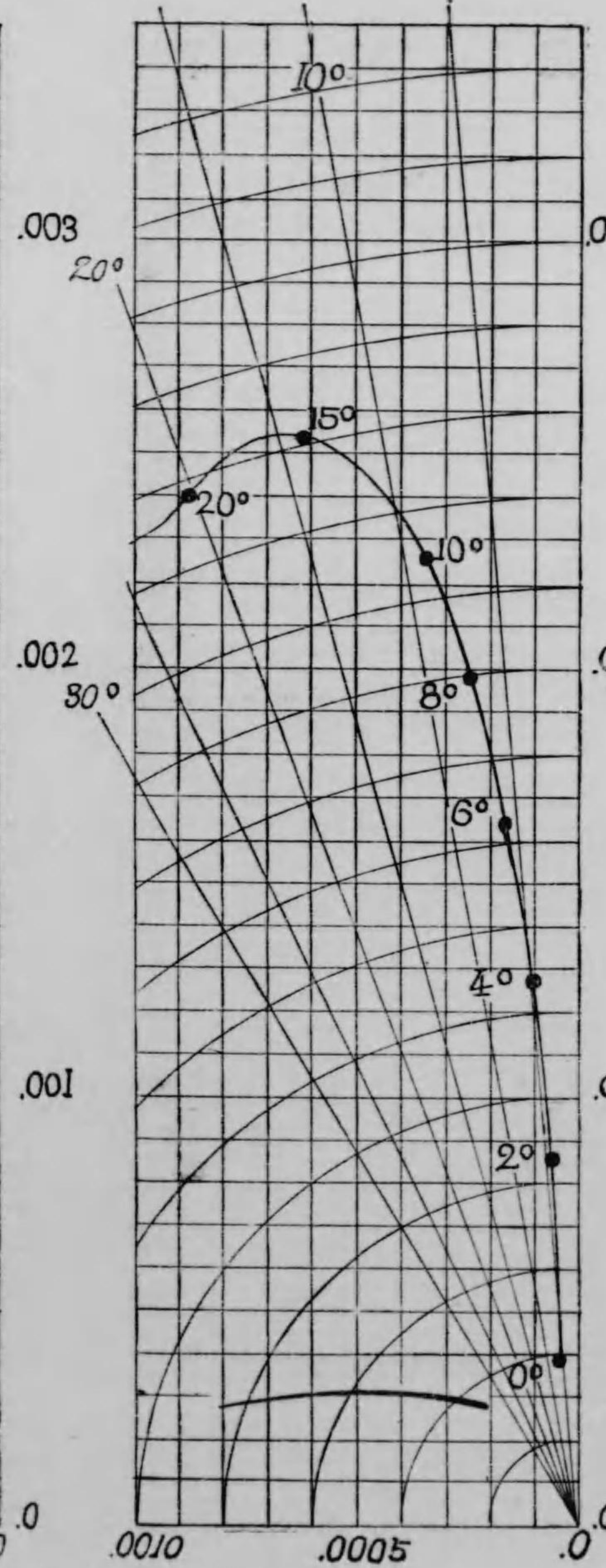
極 線 圖 一 覽 表
(TABLE F IOLAR DIAGRAMS)



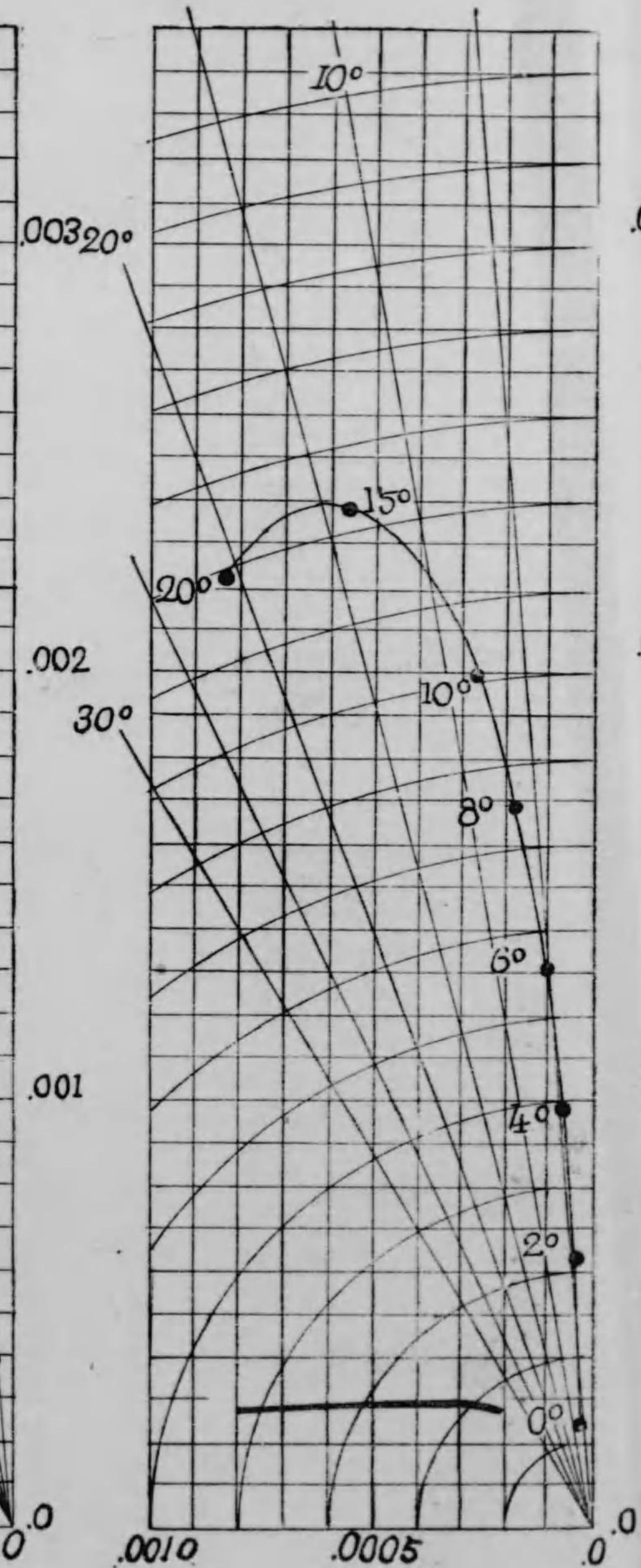
鳥 の 翼
(Bsrl's wing.)



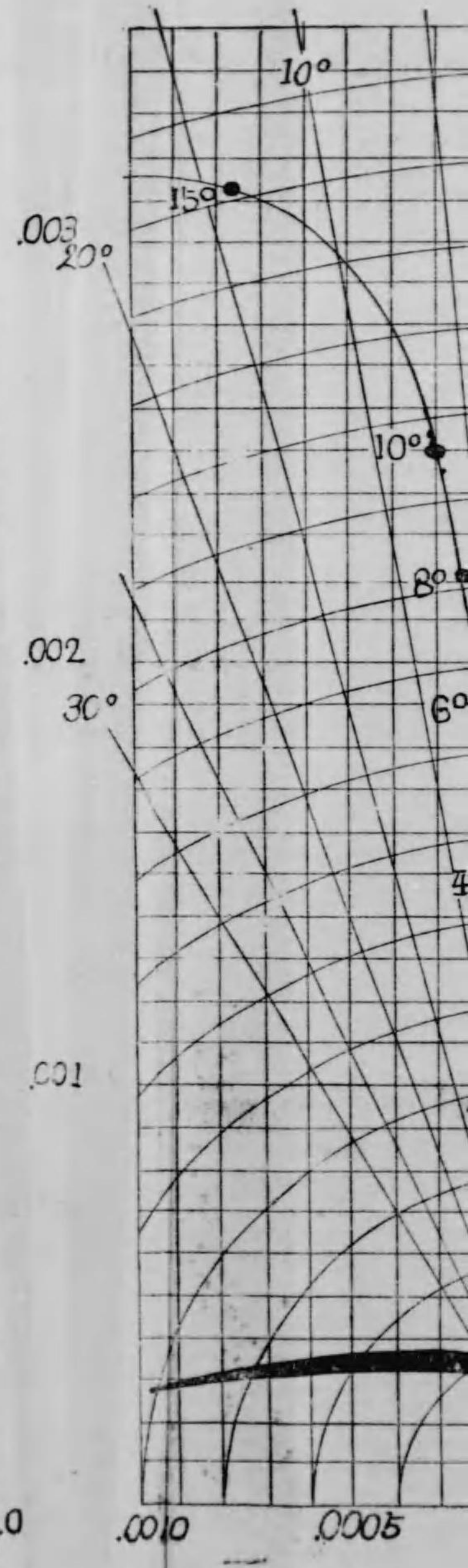
「ライド」式翼
(Wright wing.)



「ヴァザン」式翼
(Vois'n wing.)



「モーリス、ファルマン」式翼
(M. Farman wing.)



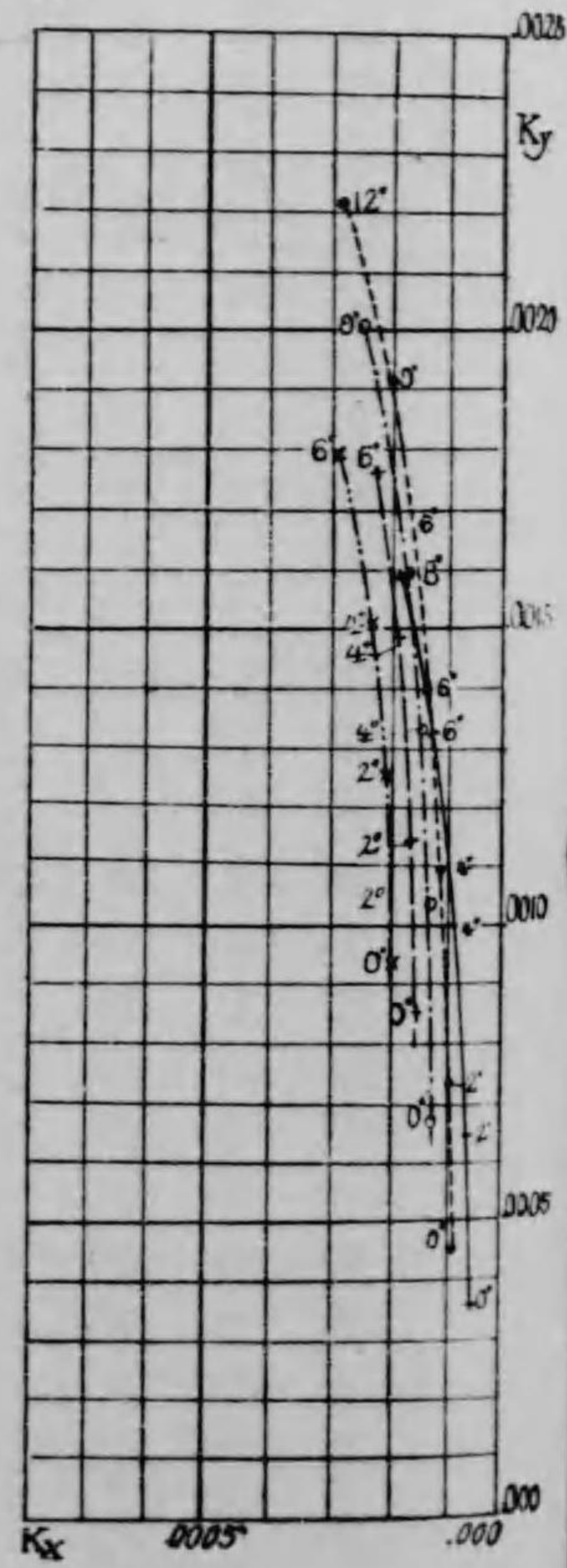
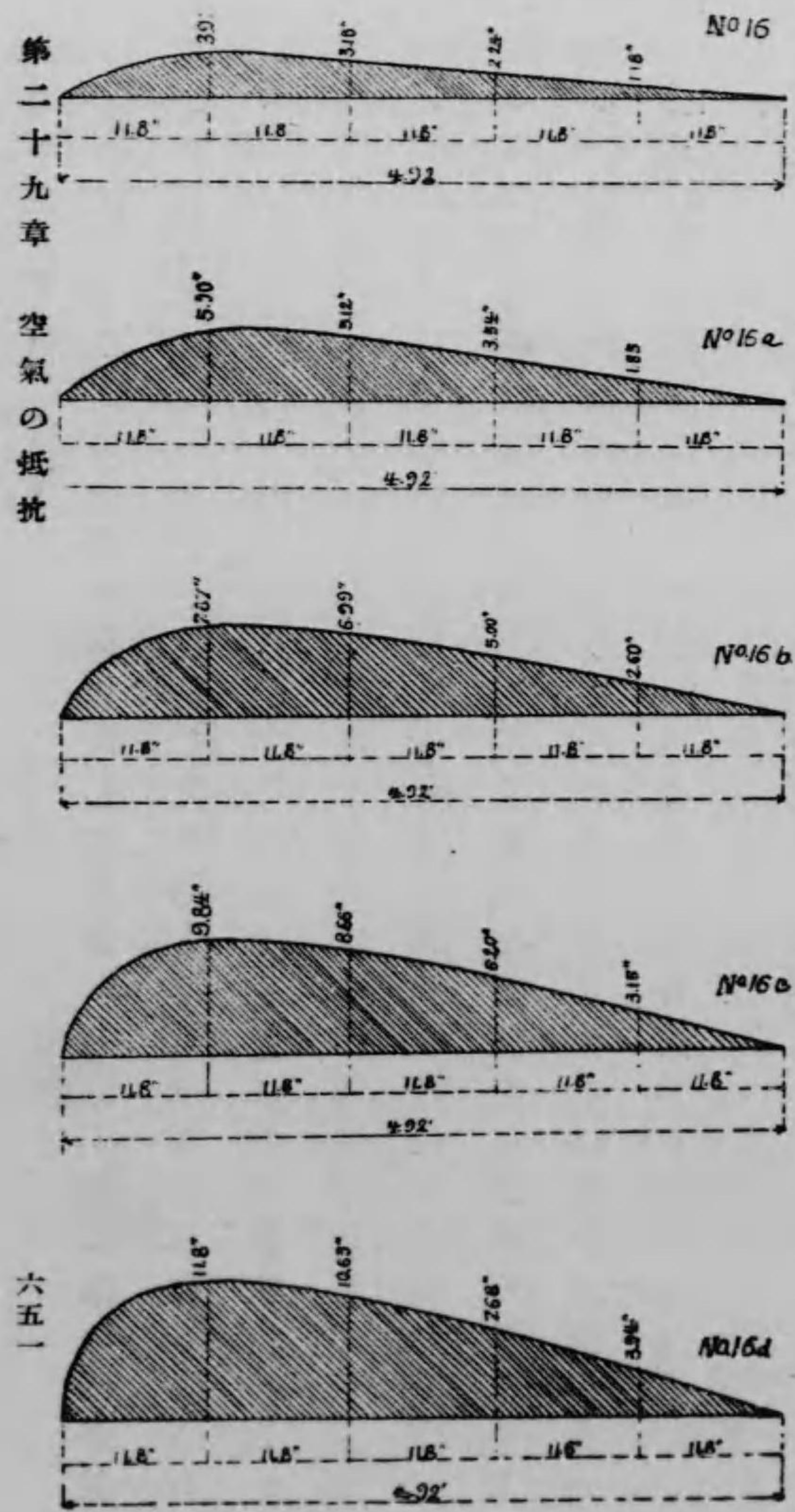
「ブレリオ」第十一号
(Bleriot No. XI)

かを探究する。若し、翼の厚さを増加しても、其能率を失はなければ、翼の構造を堅固にする上に於て非常な利益がある。

第三百二十四圖に於て、 $N_{0.8a}$ 、及び $N_{0.8b}$ 、は新月形翼 ($N_{0.8}$) の最も厚い部分を、それら及び γ に増加した時の浮力及び抵抗力を示したもので、翼の断面の中央線は、 $N_{0.8}$ と同じく、最深部 $\frac{1}{13.5}$ である。今此二翼の浮力及び抵抗力を $N_{0.8}$ の翼と比較する爲め、其曲線を重ねて見ると、例へば、浮力 0.0025 の點に於ては、 $N_{0.8}$ の翼が抵抗最も少く、 $N_{0.8a}$ は其次位に居り、 $N_{0.8b}$ は最大である。又、翼の中央線上に於ける真空部の分布は、三翼面共大約同一で、其最高部は何れも翼の最も厚い部分の附近にある。故に、此翼は、其厚さを或程度まで増加しても、其能率には差したる損失無く、之が爲めに、翼の構造を著しく堅固にすることが出来る。

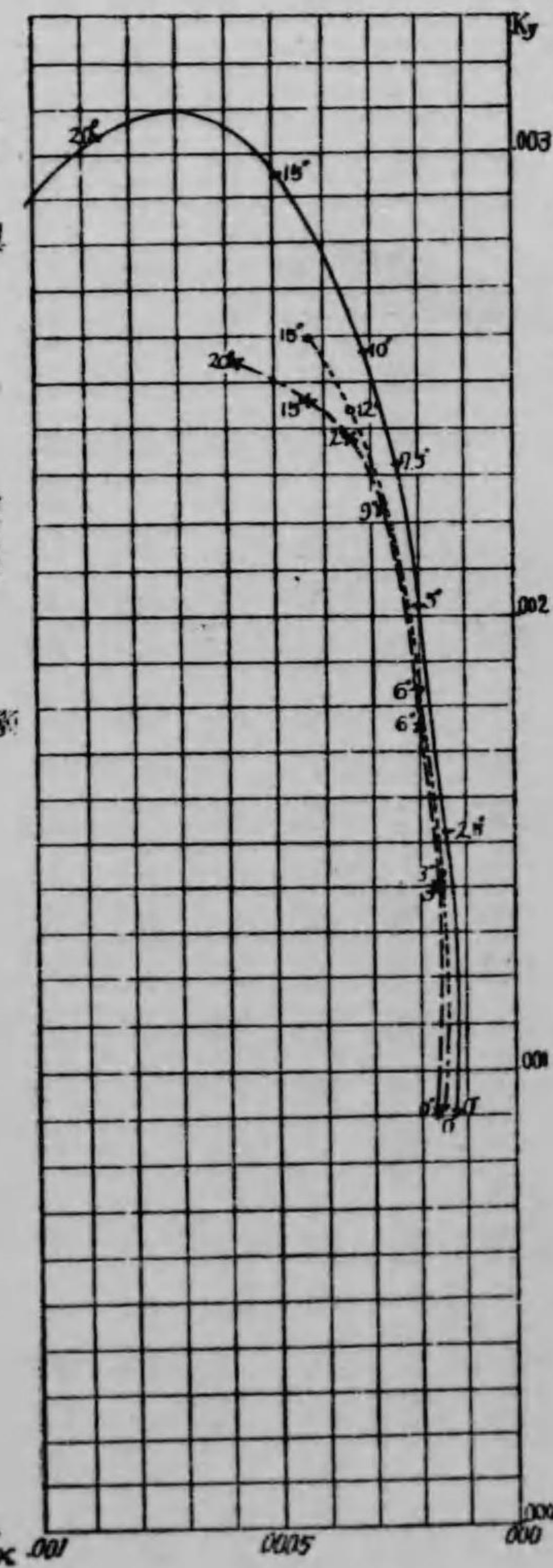
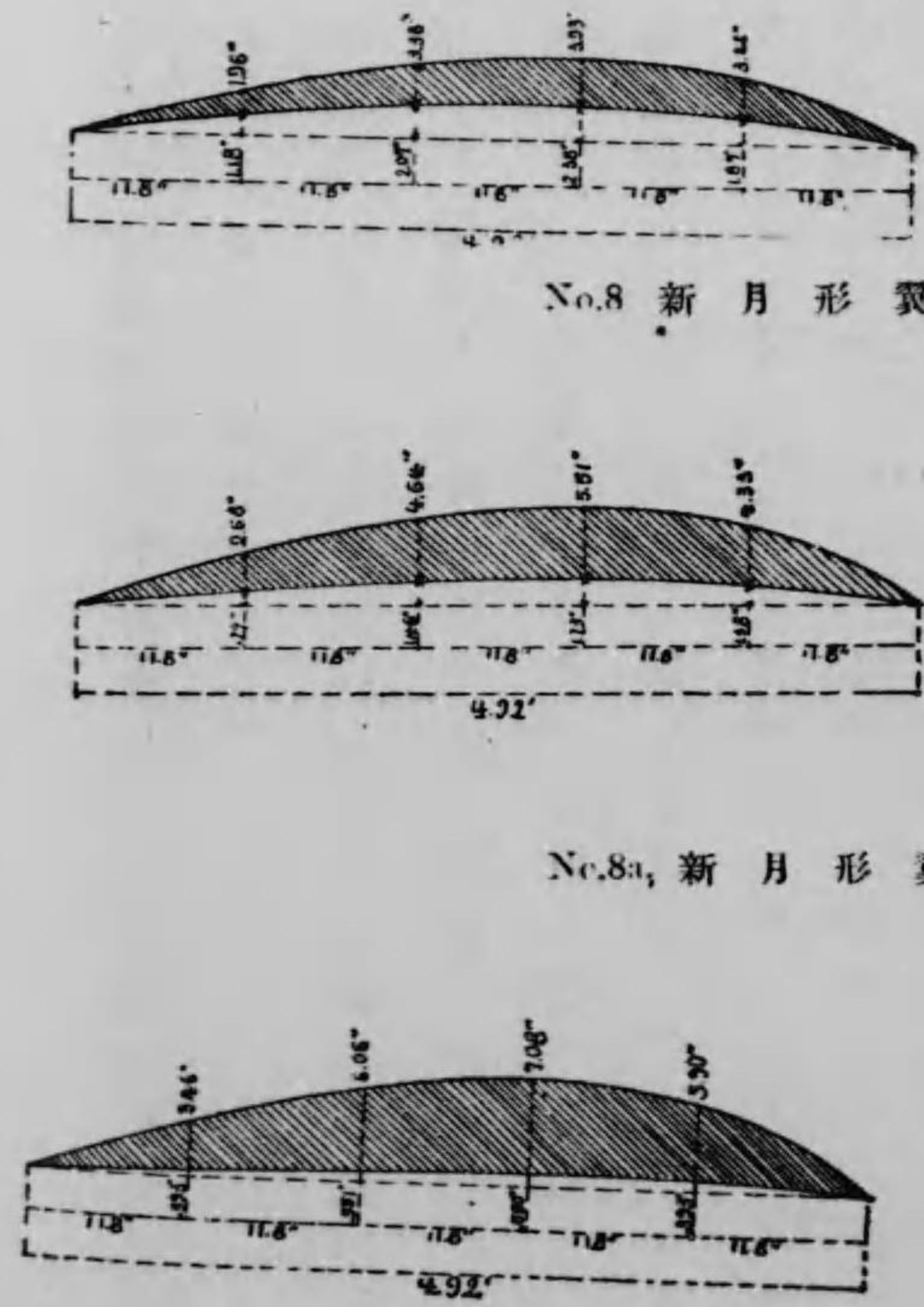
第三百二十五圖は、前と同一の方法で、下面の平面なる翼の厚さと、浮力及び抵抗力との關係を示したものである。「ドルゼウイキ」の提供に係る三個の翼の中で、浮力 0.001 (0.001) 以上に以て抵抗の最も少い翼は、其最深部が、前行椽から計つて、弦の長さの五分の一の點にある。そこで、更に研究を續けて、其最深部の位置を變へ

圖五十二百三第



- No. 16 翼
 - - -●- - No. 16a. 翼
 - · - · -●- No. 16b. 翼
 - · - · - · -●- No. 16c. 翼
 - · - · - · - · -●- No. 16d. 翼
- (呎、封度單位)

圖四十二百三第



- No. 8b, 新月形翼
 - - -●- - No. 8. 新月形翼
 - · - · -●- No. 8a, "
 - · - · - · -●- No. 8b, "
- (呎(°)吋(′)封度單位)

すに、厚さだけを增加して見る。「ポーターダイアグラム」の示す所に據れば、各翼の反動の単位を示す曲線は、殆んど皆平行して居る。即ち厚さが増せば抵抗も又増加することを示して居る。例へば、浮力 (K_y) 0.0016 に於て、最も薄い翼の抵抗 (K_x) は 0.00143 であるが、最も厚い翼の抵抗は、 0.00224 で、前者に比して約六十パーセントだけ大きい。併し、同一の傾角ならば、厚い翼は、薄い翼に比して、其浮力は遙かに大きい。此等の翼の截面は、恰も「プロペラー」の截面と同一であるから、吾人は此研究に據りて、「プロペラー」の「ハブ」に近い葉刃の厚い部分は、兩端の葉刃の薄い部分に比して、效率が少いことも解つたのである。

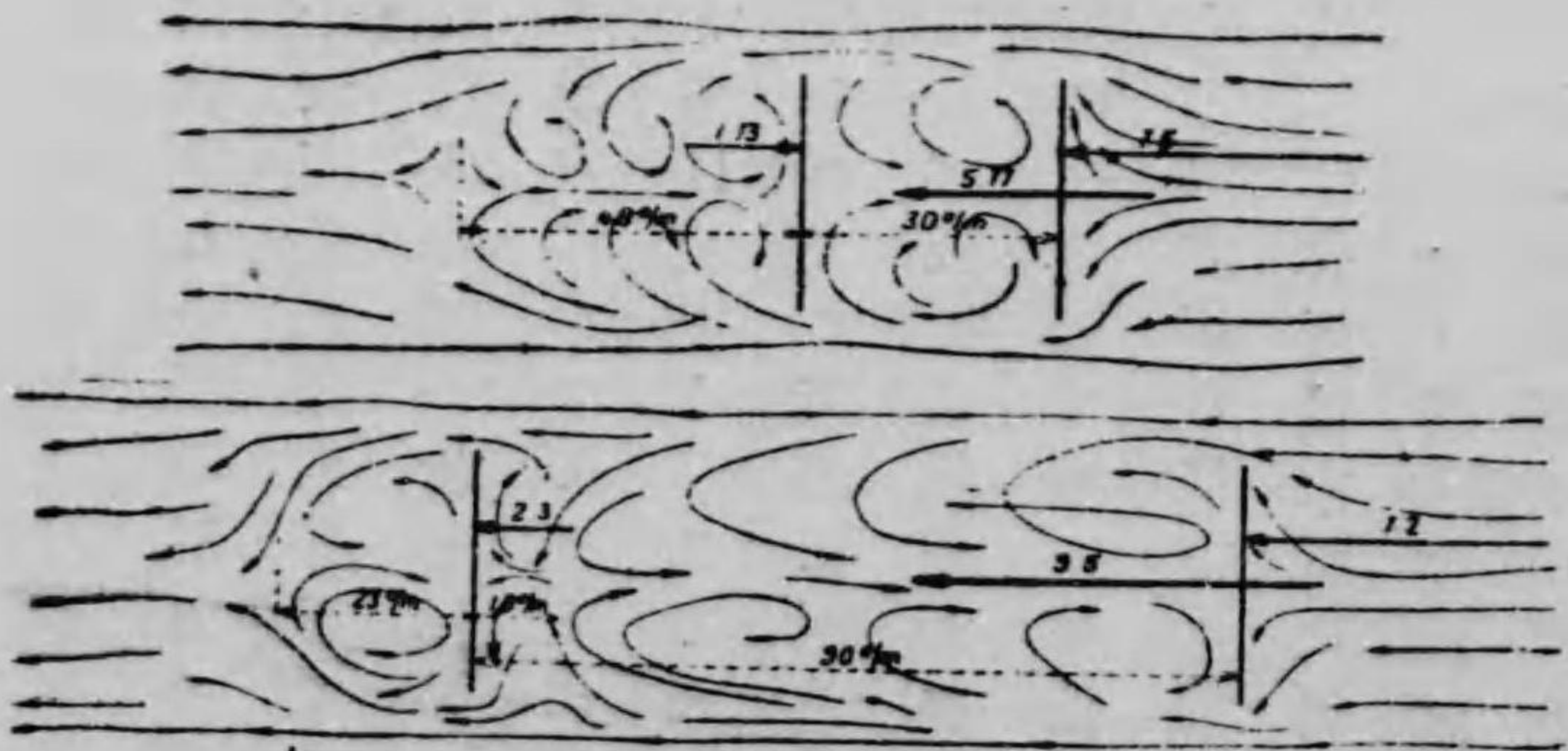
第二百二十三節 平行面 (Parallel Surfaces)

平行面と氣流 (Parallel Surface and Air Current)

凡て氣流が或る面に衝る時は、其背面には、必ず氣流線の攪亂を生じ、同時に壓力の低き部分即ち真空部 (Vacuum) を生ずるもので、其廣さや壓力の高低は、氣流の速度と面の形狀及び面と氣流となす角度とに據りて變化することは吾人の能く知

る所である。今茲に、或間隔を有する平行せる二つの面を或角度を以て、氣流に對して置く時は、前方にある一つの面に生ずる壓力には大體に於て變化は無いが、後方に位置する一面の壓力は、前方の面との間隔によりて大なる變化がある。第三百二十六圖は此原則を示す装置で、直徑三十センチメートルの二枚の圓板を直線の桿に嵌入し、其一枚を桿の一端に固定し、假りに之を「前板」と名ける。他の一枚は前板の後方にあつて、桿上に於て自由に前後に滑動する如くしてある之を假りに「後板」と名けて置く。さて此二つの平行面を、一秒時間十米突(一時間二十二哩三七)の速度を有する氣流に對し直角に置く時は、兩面の間隔が六十八センチメートル以内ならば後板は氣流の渦卷きの爲めに前方に押され、前板と殆んど接着するまで、前板に近づいて來るが、兩板の間隔が六十八センチメートル以上になると、後板は、氣流と同方面に後方に押されるものである。而して此場合に於ける兩板の壓力を見るに前板は、大體に於て變化は無いが、後板の壓力は、間隔が面の半徑と同一であれば、 1.9 倍なれば 2.6 六十八センチメートルの點なれば全く 0 である。更に間隔を大きくして、九十センチメートル即ち圓板の半徑の六倍にする

第三百二十六圖



と、茲に初めて「二三」ミリメートル、(23mm)の壓力を生ずるのである。又此場合の氣流線の状態を見るに、兩面の間隔六十八「センチメートル」以内ならば、氣流線は、桿に沿ふて前板の方に走り其背面を衝ち、後板の表面には、何等の壓力を生ずることは無いが、間隔が七十五「センチメートル」になると、氣流線は初めて、後面の表面を衝ち、茲に壓力を生ずるのである。

以上は單に平行せる二つの圓板を、氣流に對して直角に置いた場合に於ける後板の壓力の變化する原則を示したものであるが、他の凡ての平行面に於ても、又、同一の原則の支配を受けるものである。

平面複葉 (Plane Biplanes.)

平面複葉の全體の浮力は、同一面積の單葉に比し、兩葉の間隔が、面の幅の三分の二なる時は、六十五「パーセント」。(65%)三分の三即ち幅と同一なる時は、七十「パーセント」。(70%)三分の四なる時は、七十五「パーセント」。(75%)で、實際に於て、左の如く、有效支持面を失ふことになる。

- 葉隙が葉の幅の $\frac{3}{4}$ なる時は 三十五「パーセント」(35%)
- 〃 〃 $\frac{2}{3}$ なる時は 三十「パーセント」(30%)
- 葉隙が葉の幅の $\frac{1}{2}$ なる時は 二十五「パーセント」(25%)

彎曲面複葉 (Biplanes with Curved Surface.)

圓弧 $\frac{1}{3.5}$ の彎曲面複葉の全體の浮力は、同一面積の單葉に比し、それと、〇・七四 (74%) 〇・七七 (77%) 〇・八一 (82%) で、即ち左の如く、有效支持面を失ふことになる。

- 葉隙が弦の $\frac{2}{3}$ なる時は、二十六「パーセント」(26%) (第三百二十七圖参照)
- 〃 〃 $\frac{3}{4}$ なる時は、二十三「パーセント」(23%)
- 〃 〃 $\frac{4}{5}$ なる時は、十八「パーセント」(18%)

彎曲面複葉が、同一面積の單葉に比し、全體の浮力の減少する度合は、傾角六度よ

り十度の點が最も多く、六度以下になると、其減少率は、急に低下する。例へば、傾角三度ならば浮力の減少は、葉隙の場合に於て、僅に、十パーセント(10%)であるが如きである。

複葉面に於ける抵抗力の減少率を決定することは、少しく面倒な仕事である、それは、係數 K_x は元來極めて少量のものであるからである。然し兩葉を支持する支柱面には、可なりの抵抗を生ずるものであるから、此支柱の抵抗 R_x は、第二百九十六圖の左側にある圓柱の係數 0.00245 を用ひて計算する。第二十四表は此方法に據り算出したる K_x の價値を示す。

表 四十二 第一 圓弧 1.3:5 の複曲複葉に於ける K_x の價値

種別	傾角	1°	3°	6°	9°	15°	20°
單葉 (曲率 1:3.5 面比 6)		.000147	.000163	.000237	.000339	.000653	.000830
複葉 (葉隙 3)		.000155	.000171	.000208	.002277	.000857	.000857
複葉 (" 3)		.000156	.000180	.000228	.000306	.000571	.000898
複葉 (" 3)		.000163	.000184	.000241	.000326	.000612	.000838

梯形複葉 (Staggered Biplanes.)

梯形複葉とは、複葉に於ける上下兩葉の重りが、同一の垂線上にあらずして、上翼が下翼よりも前方に突出し、又は、下翼が上翼よりも前方に

彎曲面複葉、曲率最深

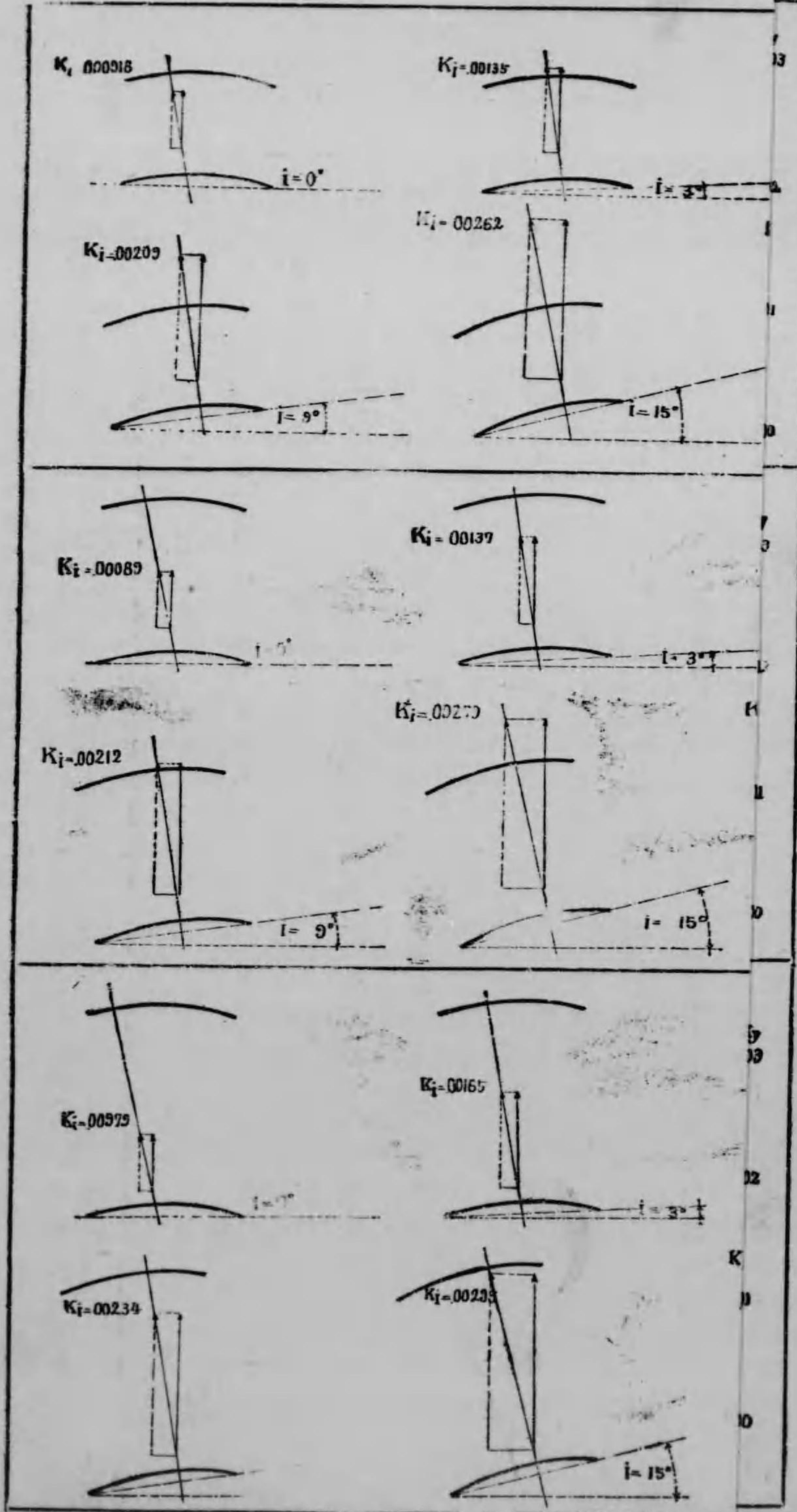
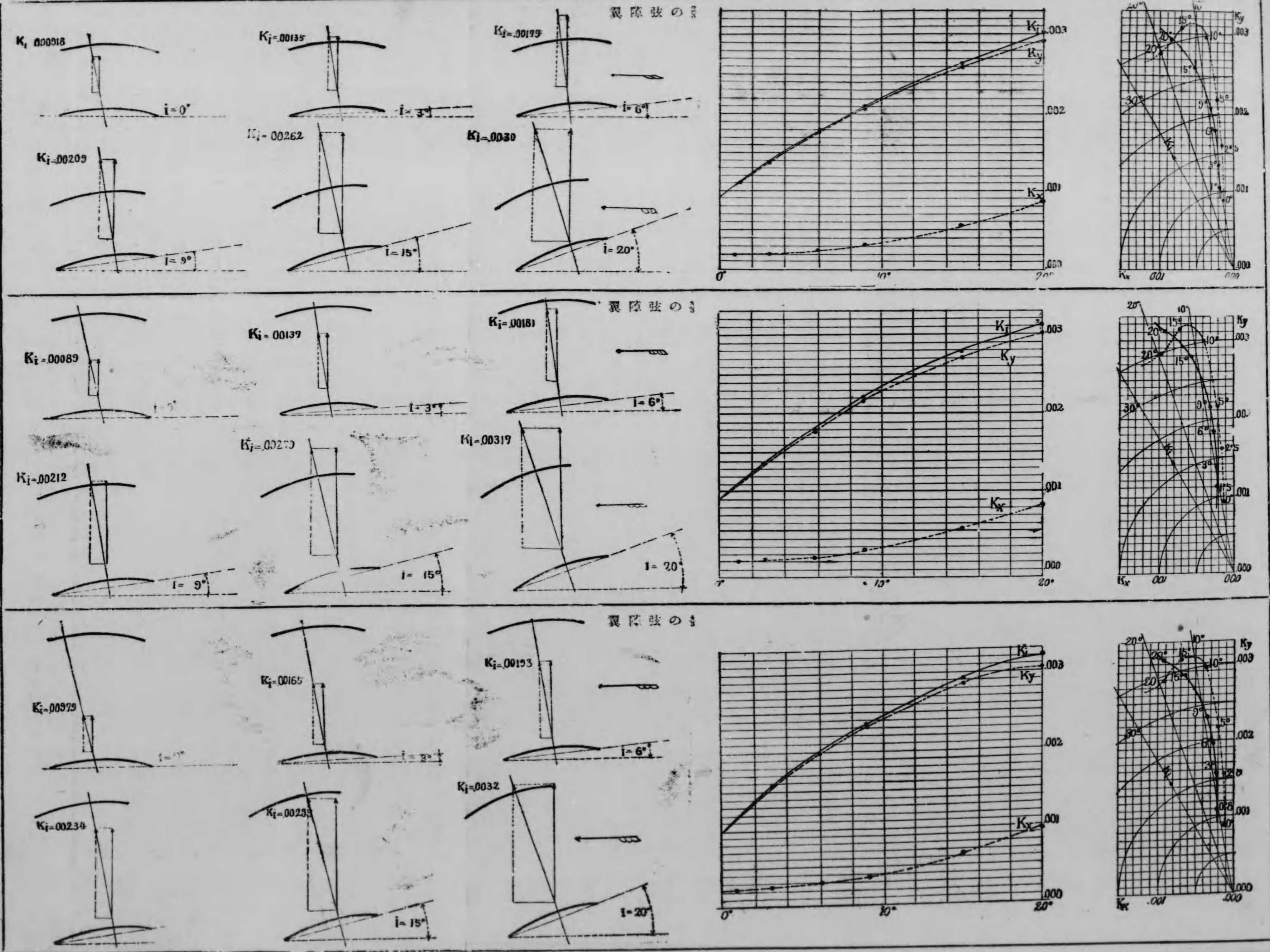
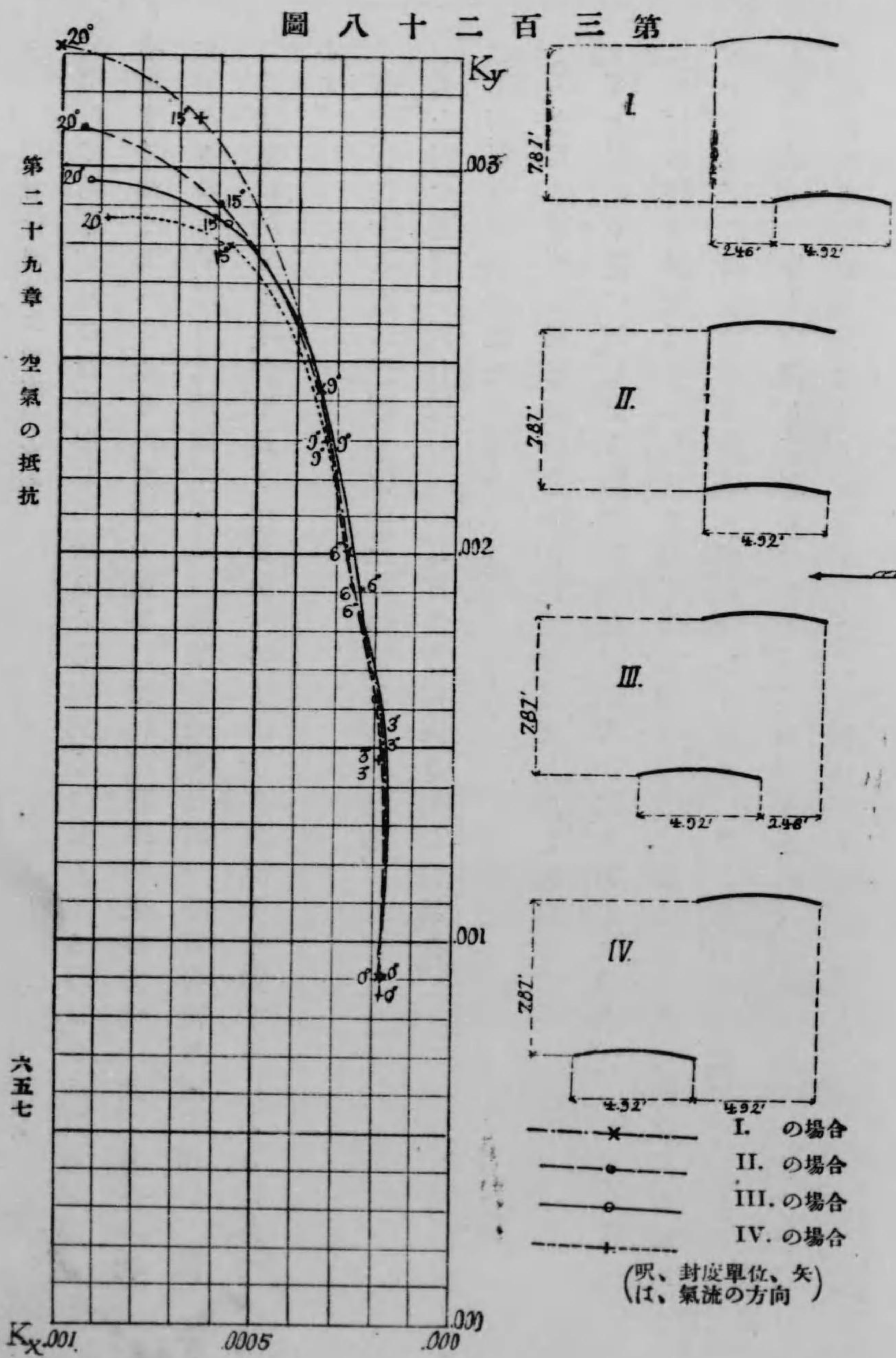


圖 七 十 二 百 三 第

彎曲面複葉、曲率最深部 $\frac{1}{13.5}$ (BPLANES WITH CURVED SURFACES. CAMBER $\frac{1}{13.5}$)





突出して兩翼が互に梯形をして居ること、斯くの如くする時は、多少翼の能率を増加する如く考へらるるが、實驗の結果に據れば、翼の前後の安定に於て多少の利益があるのみで、浮力及抵抗は、普通の複葉と殆んど同一で何等得る所も無い。故に、複葉型に於て、能率を増加すべき唯一の手段は、其翼隙を増加するにあるのみである。

第三百二十八圖は、翼隙が弦の三分の四なる複葉の、

I. 上翼を下翼に對し、弦の半分だけ後方に突き出した場合。

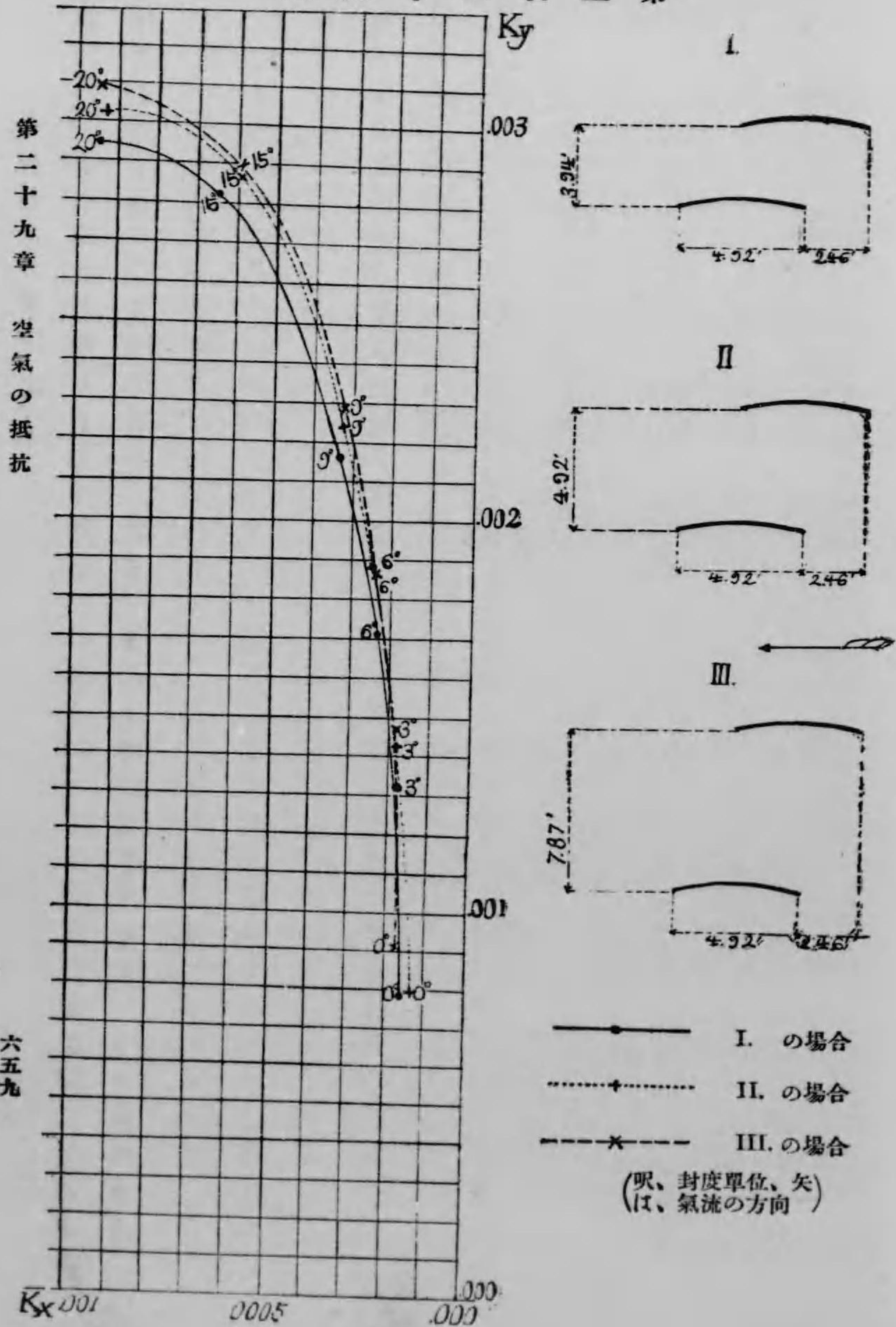
II. 兩翼を垂直に重ねた場合。

III. 上翼を下翼に對し、弦の半分だけ前方に突き出した場合。

IV. 上翼を下翼に對し、弦と同じ長さだけ前方に突き出した場合。

に於ける浮力及抵抗を示したもので、浮力約〇・〇〇二五(0.0025)之に相當する傾角約十度以下に於ては、各曲線は大約合一して居る。然し、傾角が十度以上になると、上翼が前方に多く突出して居る翼が、能率の増加を示して居るが、斯くの如き大きな傾角は、普通の飛行に於て使用することは例外である。

圖九十二百三第



第三百二十九圖は、上翼を下翼に對し、弦の二分の一だけ前方に突き出し、其翼隙だけを、

I. 弦の三分の二。

II. 弦の三分の三。

III. 弦の三分の四。

に變へた場合の、浮力及び抵抗を示したもので、各翼の反動の單位は、大約皆同一である。

第七編 翼の撰擇及排置

(Wing Selection and Arrangement.)

第三十章 代表的翼面 (Representative Wings)

第二百二十四節 概論 (Introduction)

吾人が前編に於て研究せる空氣動力の原理、及び空氣の抵抗に關する一切の理論は、直に之を飛行機の翼に應用することが出来る。

今日の飛行機の翼には、一般に彎曲翼カウドラインが使用されて居るが、其彎曲面も、設計者に據りて一々其形狀を異にし、或者は圓弧を、或者は拋物線形曲線を、或者は圓弧と平面を繼ぎ合せたものを、或者は上記三者を適宜に組み合せたるものをそれぞれ使用して居る。又、翼が極めて厚いのかあるかと思へば、反對に薄いのがある。更に曲率の大小に至つては實に千差萬別で、其最深部の位置の如きも、弦コイルの中央附近にあるのもあり、前行椽附近にあるのもありと云ふやうに決して一様でない。其他

の部分も、細密に點検して見れば、外見は全然同一のやうでも、或部分に於て必ず若干の相違があるもので、従つて、翼の面に生ずる浮力及び抵抗にも多大の相違があるものである。前述の如き千差萬別の飛行機の翼の浮力及び抵抗力を、全然理論上から算出決定することは、今日の數學の程度では不幸にして出来ないから、先づ實驗の結果を基礎とせねばならぬ。

吾人が今日までに知り得たる、世界に於ける主なる航空實驗所に於て發表せられたる、飛行機の翼に關する實驗報告は極めて多數で、殊に、佛國の「エツフェル」、英國の「ナシヨナル・フイヂカル・ラボラトリ」、米國の「マツサチユーセツツ工科大学等の實驗所に於て發表されたものは、最も正確なるもので、吾人が翼を撰擇するに當りて、如何なる飛行機には、如何なる翼を使用すればよいかを最も明瞭に示して居る。「エツフェル」氏の發表せる翼面は其數實に七十六の多きに達して居る。吾人が常に呼ぶ所の「エツフェル」第何號翼と云ふのは即ち之を指すのである。今日の軍用飛行機の翼には、多くの「エツフェル」翼が使用されて居る。「エツフェル」第三十二號の如きは高速度の飛行機の翼として有名なるものである。

英國の「ナシヨナル・フイヂカル・ラボラトリ」の發表せるもの内、「R.A.F. 3」及び「R.A.F. 6」の如きは最も能率の良い翼で、英國は勿論世界に於ける主なる飛行機の翼に使用されて居る。

米國の「U.S.A. 翼」は、米國陸軍「シグナル・コープス」飛行部に於て設計され、「マツサチユーセツツ」工科大学の風洞に於て實驗されたもので、其能率は、「エツフェル」翼及び「R.A.F. 翼」に比して敢て遜色が無いと謂はれて居る。

獨逸の航空實驗所に於ける翼の研究も又極めて價值あるもので、「フォツケル」翼の如き其一である。

飛行機の性能を決定するものは云ふまでもなく翼である。故に翼の研究に向つては最も綿密なる注意を拂はねばならぬ。過去數年間の實驗の結果に於て、飛行機の翼の型式の種類は漸次に減少され、現行の翼は僅々十數種に過ぎない。そして之等の翼は航空界に於ける所謂制式翼(Standard wings)として取扱はれて居る。吾人は、現行飛行機の翼の性能を最も明瞭に理解せんが爲めに、茲に代表的翼面として左の八個を撰んだ。

Eiffel No. 31
 Eiffel No. 32
 Eiffel No. 36
 Eiffel No. 53
 R. A. F.-3
 R. A. F.-6
 U. S. A. 3
 U. S. A. 6

此等の翼の性能を決定すべき完全正確なる資料は、第二十五表、乃至第二十九表及び第三百三十圖、第三百三十一圖、第三百三十二圖に示してある。

第二百二十五節 翼の撰擇 (Wing Selection.)

翼の撰擇に於て第一に考慮すべき要件は、其能率の最も高いものを撰ぶことであるが、或る翼は、小角度に於て、浮力係数の少ない點に於て其能率が最高であり、或

る翼は、大角度に於て、浮力係数の大きい點に於て其能率が最高であると云ふやうに決して一様では無いから、重い爆彈投下用の飛行機に使用して極めて能率の好良なる翼も、輕快なる高速度の追撃機の翼には不適當である。故に「最良の翼」なるものは、唯々其目的に向つて使用する飛行機に據りて決定されるものである。左に撰擇上の主要條件を説明する。

翼の截面 (Wing Section)

翼の截面は、一般に其下面(直接氣流に衝る一面)の曲率及び上面(背面の真空部を生ずる一面)の曲率、又は、翼の厚さを、弦の長さの分數又は小數を以て表はされる。此方法は翼の正確なる截面を製圖するに最も便利で、吾人は任意の尺度スケールに於て與へられたる任意の翼の截面を最も正確に畫くことが出来る。若し翼の弦上任意の點に於て、上面及び下面の曲率を小數又は分數を以て表はされて居る時は、翼の厚さは、上面曲率より下面曲率を減じたものである。又、下面曲率及び翼の厚さを弦の長さの小數又は分數にて示されて居る時は、上面曲率は、勿論、下面曲率に厚さを加へたものである。第二十五表は上記の八個の代表的翼面の截面を示すもの

で、下面曲率及び翼の厚さを弦の長さの小数を以て表はしてある。例へば、エツフェル第三十二號の前行椽より三分(0.3000)の點に於ける下面曲率は、弦の長さの〇・〇二九三(0.0293)で、厚さは弦の長さの〇・〇五〇(0.050)であるが如きである。

吾人が前編に於て研究せる如く、翼の能率は、直接氣流に衝る下面の形状よりも、真空部を生ずる上面(背面)の形状に據りて大なる變化を來たすものであるから、翼の下面に曲率を與へることは、空氣動力學上、餘り重大なる問題ではない。若し、下面曲率を〇・〇六にする時は、翼の能率の増加は僅かに十七パーセントで、此僅少なる能率の増加を得んが爲めに、翼は著しく脆弱なものになつて了ふ。更に、適度の曲率を有する翼は、其厚さを或程度まで増加しても、其能率には大なる損失なく、構造を堅固にすることの出来ることも、吾人の既に研究せる所である。(第百二十二節參照)故に、翼の截面は、可成厚いものを撰ぶべきである。

翼の能率 L/D

翼の能率とは、其浮力と抵抗との比のことで、 K_x/K_y 又は K_y/K_x を以て表はされる。前者は翼の浮力係数を以て抵抗係数を除したもので、エツフェル氏は此記方を用

ひて居る。後者は、抵抗係数を以て浮力係数を除したもので、英米に於て用ひられて居る記方である。更に、 K_y は浮力係數、 K_x は抵抗係數であるから、一般に L/D なる記號を使用する。

此 L/D の價値は、翼の傾角の變化に伴ふて變化し、或傾角に於て其最高點に達し、それより傾角を大きくしても、小さくしても、其價値は減少する。故に、或る翼の L/D の價値の最高點に相當する傾角は、翼が最少の抵抗に於て最大の浮力を以て飛行し得る角度であるから、一般に、此角度を以て正規飛行の傾角とするのである。例へば、第二十表により、エツフェル第三十二號の L/D の最高點は、速度六十七哩一一、傾角三度に於て、一八・二〇(18.20)で、之より傾角が大きくなつても、又、小さくなくても L/D の價値は減少する。又、R.A.F.6(第二十八表)の L/D の最高點は、傾角四度に於て一六・五八(16.58)、U.S.A.6(第二十九表)は、傾角二度に於て一七・一五(17.15)であるから、之等の翼の正規飛行の傾角は、それぞれ、三度、四度及び二度であるが如きである。

翼を撰ぶに當りては、第一に此 L/D の價値の大なるものを撰ぶことは勿論であ

るが更に大切なことは翼の L/D の最高點に於ける浮力係數 Ky の價値で、

一 L/D の最高點に相當する浮力係數 Ky の價値の小なる翼は小なる翼面と強馬力の發動機とを以て、高速度の飛行が出来るから、輕き斥候機又は追撃機の翼に採用し、

二 L/D の最高點に相當する Ky の價値の大なる翼は與へられたる荷量に於て最少の翼面を以て飛行することが出来るから、重い爆彈投下機又は戦闘機の翼に採用すべきである。

例へば、エツフェル第三十二號の L/D の最高點一八・二〇(18.20)に相當する浮力係數 Ky の價値は、第二十六表に示す通り〇・〇〇一〇〇四(0.001004)又 $R.A.F.3$ は L/D の最高點一五・六〇(15.60)に於て、〇・〇〇一九六三(0.001963)(第二十八表)であるから、前者は高速度の輕き追撃機の翼に適し、後者は低速度又は中間速度の重き戦闘機又は水上飛行機の翼に適して居るが如きである。

L/D の價値に就いても一つ大切な事は、 L/D の最高部に相當する傾角の範圍の成るべく廣いもの即ち、 L/D 曲線の頂部の扁平なるものを撰ぶことで、斯くの如き

翼は最有効傾角の範圍が廣いから、最も有利な飛行をすることが出来る。

最高浮力係數 (Maximum Ky)

翼の浮力係數 Ky は、傾角と共に變化し、或る一つの傾角に於て其最高點に達し、それより傾角が大きくなつても、又、小さくなつても、其價値は減少する。一般に此 Ky の最大なる場合の傾角を「ストールング・アングル」(Stalling Angle) 又は「バールポイント」(Barble Point) と呼んで居る。若し傾角が此點よりも大きくなると Ky の價値は急に低下し、飛行機は操縦に必要な速度を失ひ所謂「ストールング」の状態になつて落下する。此現象は、 Ky 曲線が「バールポイント」附近に於て尖つて居る翼に於て殊に甚だしい。反對に、「バールポイント」附近に於て扁平なる曲線の翼、例へば $R.A.F.3$ の如きは、此危険は殆んど無い。(第三百三十一圖参照)

Ky の價値の最大なる翼は、其點に於て速度が最小であるから、低速度を要す。着陸の場合に安全である。若し Ky の最高點又は單に Ky の好良なる點が L/D の最高點又は好良なる點と一致する時は、翼は、飛行機に最有効の昇騰速度を附與するものであるから、昇騰速度の迅速機敏なるを要する飛行機、又は、重き荷量を要する

飛行機には、此條件に適合する翼を撰ぶべきである。更に、 K_y の最高點は成るべく大きい傾角に於て起る如き翼を撰ぶことが必要で、斯くの如き翼を有する飛行機は最も廣い範圍の速度變換の自由を有するものである。(第二十六表乃至二十九表及び第三百三十一圖參照)

壓力の中心の位置の移動 (Center of Pressure Movement.)

翼面に於ける壓力の中心の位置は、飛行機の縦軸的安定を決定するもので、殊に小角度の場合に於て大切である。第三百三十二圖の壓力の中心の位置を示す曲線に據りて見れば、一般の翼は、其傾角が小さくなれば、壓力の中心の位置は尾行縁の方に移り、ますます傾角を小さくする如く働き、傾角が大きくなれば、壓力の中心の位置は前行縁の方に移つて、ますます傾角を大きくする如く働くから、理論上から謂へば縦の安定は不良である。更に、此等の翼の小角度及び負角(マイナス・アングル)に於ける壓力の中心の位置の移動は一層劇しいから、小角度に於ける安定は一層不良である。斯の如き翼を有する飛行機の安定を保持せんが爲めには、比較的大なる昇降舵又は安定翼面を備へて置かねばならぬ。故に、翼を撰擇するに當りては、壓力の中心

の位置の移動の最小且緩徐なるものを撰ばねばならぬ。若し、エツフェル第三十二號の如く、壓力の中心の位置の移動の極めて少ない翼ならば、一般の飛行傾角なる負角二度(マイナス)乃至正角二十度(プラス)に於て、最小の操縦翼面又は、殆んど操縦翼面を使用せずして飛行することが出来る。そして、萬一「アクシデント」の爲めに、昇降舵が操縦不可能に陥つても、飛行機は自動的安定に據り最も安全に着陸し得るものである。(第三百三十二圖參照)

更に、翼面に生ずる壓力の分布の平靜なるものを撰ぶことも又大切なことで斯くの如き翼は、翼の構材の排置に非常に好都合である。(第二百二十一節、新月形翼參照)

構造上の條件 (Structural Considerations.)

飛行機の翼は云ふまでも無く機全體の重量を支へて居る部分であるから、飛行機のあらゆる飛行状態に於ける荷重を安全に負擔し得る強度即ち適度の安全係數(Factor of Safety)を有つて居らねばならぬ。此安全係數とは構材を破壊する力と、構材の負擔する荷重との比のことで、例へば三千封度の壓力を加へて初めて切斷

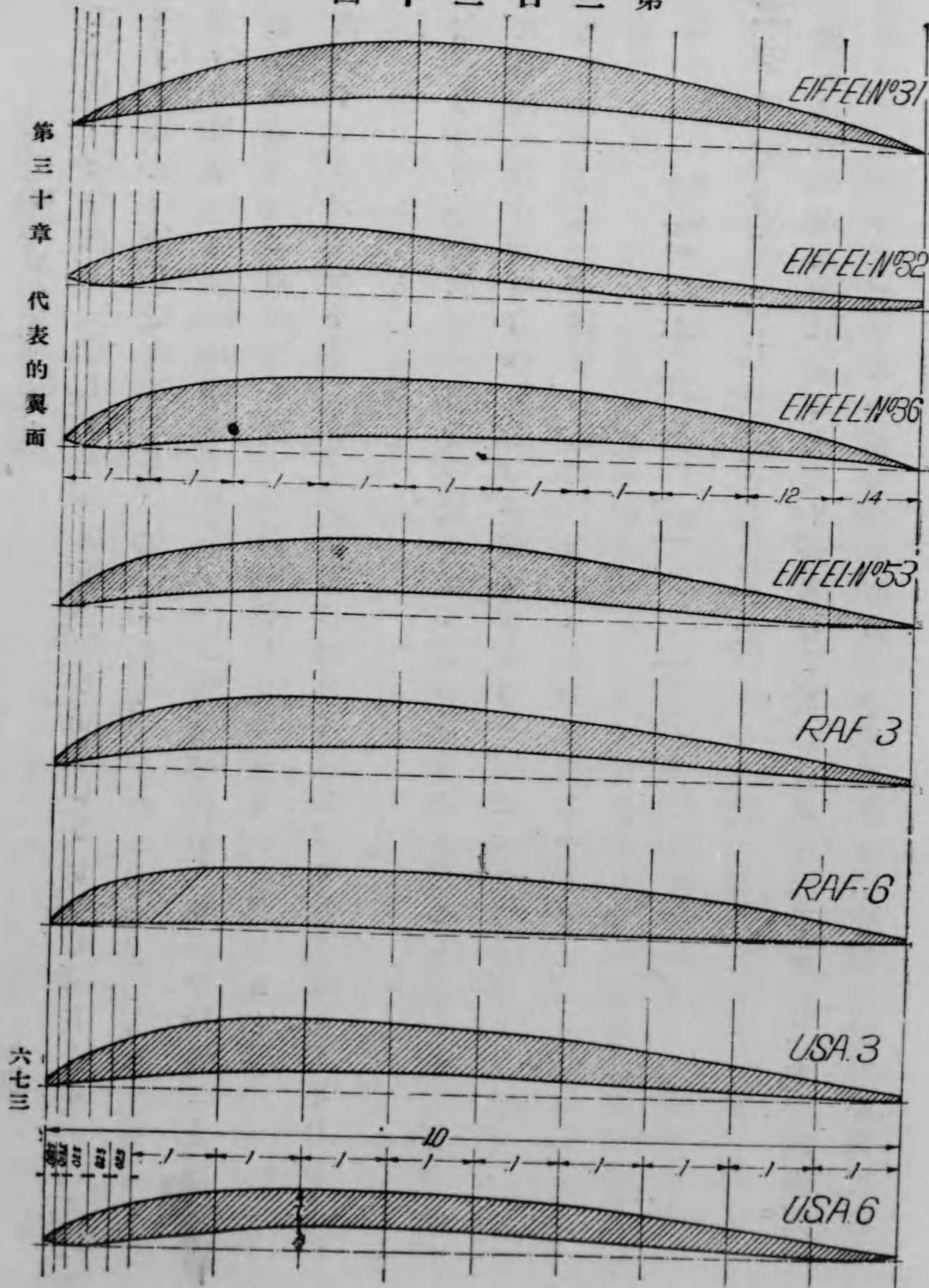
するだけの強さを有つて居る針金が僅かに三百封度の重量を支へて居る場合には、其針金の安全係数は $\frac{3000}{300} = 10$ 即ち一〇〇〇であるが如きである。飛行機の翼の安全係数は、機の性能に據りて一様ではないが、一般に五〇〇以上で、米國陸軍の要求は構材の品質により六〇〇又は七〇〇以上である。又獨逸の「フツケル」三葉の翼は約四五〇である。截面の厚い翼は、其翼梁 (Wing Spar) を厚くすることが出来るから、従つて翼の安全係数を大きくすることが出来る。一般に、翼梁の強度は、其厚さを二倍にすれば、四倍に増加するが、其幅を二倍に増加したげでは、單に二倍に増加するのみで、兩者の場合共其重量の増加の割合は同一である。故に、成し得れば、翼の截面は、成るべく厚いものを選び、必要である。厚い翼は、翼のみの能率は概して低いが、構材を著しく堅固にする利益があるから、組み立てたる飛行機全體の能率は反つて高くなる。

概括 (To Sum Up)

以上説明せる撰擇上の要件を約言すれば左の如くなる。

- 一、L/Dの價値の最も好良なるものを選び、

圖 十三百三第



第三十章 代表的翼面

六七三

代表的翼の截面 (Representative Wing Sections.)

- 二、 L/D の最高點に相當する Ky の價値の最も好良なるものを選びよ。
- 三、 Ky の價値の最も好良なるものを選びよ。
- 四、 Ky の價値の最高點に相當する L/D の價値の好良なるものを選びよ。
- 五、 Ky の最高點に相當する翼の傾角の最も大なるものを選びよ。
- 六、バールポイント(Burble Point)附近に於ける浮力係數 Ky 曲線の扁平なるものを選びよ。

- 七、壓力の中心の位置の移動の最小なるものを選びよ。
- 八、翼面に於ける壓力の分布の平靜なるものを選びよ。
- 九、構材を適度に堅固になし得べき厚きものを選びよ。

第二百二十六節 「エツフェル」翼 (Eiffel Wings)

「エツフェル」第三十一號 (Eiffel No. 31)

此翼は、吾人が前編に於て委しく研究して置いた新月形翼(第二百二十一節参照)の進歩したもので、「エツフェル」翼の内で、壓力の分布の最も平靜なる翼で、小角度に於

ける浮力は頗る高い。浮力係數 Ky の最高價は、傾角十五度に於て 0.00317 である。

壓力の中心の位置の移動は、概して緩徐で、傾角負角一度(1°)に於て前行椽より六分の點で、それより傾角が大きくなるに従つて次第に前行椽の方に近き、十五度に於て三分三厘の點に達し、更に傾角が大きくなると、壓力の中心の位置は後退して六十四度に於て四分六厘の點に來る。

此翼は、 L/D の好良なる範圍に於て Ky の價値が高いから、重い飛行機の翼に適して居る。(第二十五表、第二十六表、第三百三十圖、第三百三十一圖、第三百三十二圖参照)

「エツフェル」第三十一號 (Eiffel No. 32)

截面 此翼の下面曲率の最深部は、弦の 0.300 の點に於て 0.0293 、最厚部は、前行椽より二分の點に於て 0.0507 、尾行椽の厚さは 0.0067 で、前行椽及び尾行椽には、それぞれ 0.0100 及び 0.0033 の反りを有つて居る。此翼の截面に於て最も注意すべきは、翼の後半部が上方に

表 七 十 二 第
「エツフェル」第三十二號翼

傾角	-4°	-2°	-1°	0°	1°	2°	4°	6°	8°	12°	16°	18°	20°
壓力													
K _x	.0001115	.0000735	.0000765	.0000747	.0000785	.0000843	.0001059	.0001305	.0001741	.000324	.000710	.000846	.000956
K _y	-.000242	.000159	.000378	.000591	.000768	.001011	.001467	.001894	.002250	.002732	.032908	.002761	.00642
L/D	2.2	4.9	7.9	10.2	12.0	13.9	14.5	12.9	8.4	4.1	3.3	2.8	
C.P.	.330	.327	.320	.318	.310	.305	.304	.308	.335	.357	.370	.378	

備考。K_x は抵抗(Drift)の係数。K_y は浮力(Lift)の係数。C.P. の前行線より計りたる壓力の中心の位置を、弦の長さの數にて示したるもの。L/D は浮力係数を抵抗係数にて除したるもの。計算單位、哩、平方呎、時。試験風速一時間三十哩。空氣の密度、.07608 lbs/cu. ft. 試験機型 18"×3"(54平方吋)表中太き數字は K_y 及び L/D の最高部を示す。(M.I.T.)

反つて居ることである。

L/D 此翼は安定の好良なると、L/D の高きことに於て、殆んど他の翼を凌駕して居る。「エツフェル」氏の報告に據れば浮力係数 K_y の價値は、翼の面積と氣流の速度

とに關係なく大約一定であるが、抵抗係数 K_x の價値は、氣流の速度が増加するに従つて減少し其結果 L/D の價値はますます大きくなる。即ち、第二十六表に於て見るが如く、速度二十二哩三七に於ては、L/D の價値の最高點は、一三・一六(13.16)であるが風速が四十四哩七四になると、L/D は増加して一六・一〇(16.10)となる。更に、風速が六十七哩一一に増加すると、L/D は一八・二〇(18.20)に増加する。此現象は、氣流の速度が増加するに従つて L/D の價値はますます大きくなることを示すもので、「エツフェル」第三十二號は高速度の場合に於て特に其能率が良いことが解る。(第二十六表参照)又 M.I.T. の實驗に據れば、「エツフェル」第三十二號の L/D の價値は、風速三十哩に於て一四・五(14.5)で、「エツフェル」氏の二十二哩三七に於ける一三・一六(13.16)に比して稍々相違して居るが、此相違は風速及び模型の大きさに基因するもので、「エツフェル」第三十二號の能率の好良なることを證明するものである。(第二十七表参照)

L/D の最高價一八・二〇(18.20)に相當する浮力係数 K_y は 〇・〇〇一〇〇四 (0.001004) で、R.A.F. 3 の 〇・〇〇一〇九六三(0.001963) の 〇・〇〇一〇九一九 (0.001919) に比して遙かに

少量であるから、此翼は、強馬力の發動機を有する軽き高速度の飛行機の翼に適して居る。

最高浮力係數(Maximum Ky)浮力係數Kyの最高價は「エツフェル」氏自身の實驗に據れば傾角十五度に於て 0.00266 であるが、M i Tの實驗に據れば傾角十六度に於て 0.00298 で、之を「U.S.A.6」の傾角十四度に於ける 0.00298 に比較すると僅かに低く、此點に於けるL/Dは「エツフェル」第三十二號の $6.10(6.20)$ 及び $6.00(6.00)$ (M i Tの 4.10)なるに比し「U.S.A.6」は $7.37(7.37)$ である。(第三百三十一圖參照)

壓力の中心の位置の移動 壓力の中心の位置の移動は極めて平靜である。第二十六表第二十七表及び第三百三十二圖に就いて、之を見るに、壓力の中心は、負角二度に於て前行椽より $0.330(0.330)$ の位置にあり、傾角六度に於て、最も前方に進みて $0.304(0.304)$ の點に達し、傾角二十度に於て、僅かに後退して $0.378(0.378)$ の點に來る。即ち、一般の飛行傾角に於ては、壓力の中心の位置は、大約一定不變である。

構造上の條件 此翼は、尾行椽の方が薄くなつて居るから、後部の翼梁は是非共前部の翼梁に接近させねばならぬ。故に構造上に於て少しく不便で、且、其強度も「R.A.F.6」の如き厚いものに比して著しく劣つて居る。

「エツフェル」第三十六號 (Eiffel No. 36.)

此翼は「エツフェル」翼の内でも最も厚い翼で、其最厚部は前行椽より三分の點に於て、 $0.0733(0.0733)$ で、「R.A.F.6」の $0.068(0.068)$ に比して少しく厚い。下面曲率の最深部は、前行椽より五分乃至六分の點に於て、 $0.1133(0.0233)$ で、「R.A.F.6」の $0.008(0.008)$ に比し遙かに大きい。

此翼は、其構造を堅固にすることの出来る代りに、L/D及びKyの價値は「エツフェル」第三十二號に比して著しく低いが、然し、大體から謂へば、好良なるL/Dの價値に於て、好良なるKyを有つて居るから、中間速度の軍用飛行機に多く使用されて居る。第二十五表及び第二十六表參照性能を示す曲線は、圖の混雜を恐れて之を省略したり。

「エツフェル」第五十三號 (Eiffel No. 53)

此翼は有名なる「ニューポール」(Neuport)翼で、専ら高速度の飛行機に使用されて居る。翼の截面は、第二十五表及び第三百三十圖に示す如く、適度に厚く、其最厚部は前行椽より三分乃至四分の點に於て $0.06(0.06)$ である。又、下面曲率の最深部は最厚部と同一點に於て $0.028(0.028)$ である。

L/Dの最高價は、傾角三度に於て一四・四〇(14.40)で、之に相當する浮力係數 K_y は $0.00144(0.00144)$ である。

Kyの最高價値は、傾角十五度に於て $0.00283(0.00283)$ で、第三十一號よりも少しく低く、第三十二號よりも少しく高い。

壓力の中心の位置は、 0 度に於て $0.53(0.53)$ で、それより傾角が大きくなるに従つて漸次に前行椽の方に近き、十九度半に於て $0.33(0.33)$ の位置に達し、それより傾角が大きくなると、再び尾行椽の方へ移つて三十一度に於て $0.40(0.40)$ の位置に來る。即ち、一般の飛行傾角たる 0 度乃至十五度に於ては、其移動は 0.53 乃至 $0.33(0.33-0.33)$ であるから概して平靜である。(第二十五表、第二十六表、及び第三百三十圖參照、性能を示す曲線は、圖の混雜を恐れて省略したり。學者自ら試む

表 五 十 二 第

翼の厚さ及び曲率

翼の 種別 前行り 線の 距離	EIFFEL-No.31		EIFFEL-No.32		EIFFEL-No.36		EIFFEL-No.53		R. A. F.-3		R. A. F.-6		U. S. A. 3		U. S. A. 6	
	A	t	A	t	A	t	A	t	A	t	A	t	A	t	A	t
0	0	0	0.0100	0	—	0	0	0	0	0.008	0	0.005	0	0.0074	0.0072	0
0.0125	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0.0013	0.0174	0.0008	0.0169
0.0250	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0.030	0	0.032	0.0030	0.0234	0	0.0239
0.0500	—	—	—	—	—	—	—	—	0.009	0.035	0.002	0.042	0.0052	0.0329	0.00086	0.0340
0.0750	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0.0030	0.0410	0.0032	0.0409
0.1000	0.0213	0.0333	0.0067	0.0467	0.0033	0.0627	0.0140	0.0480	0.016	0.048	0.004	0.056	0.0115	0.0433	0.0063	0.0450
0.2000	0.030	0.0527	0.0227	0.0507	0.0100	0.0700	0.0307	0.0573	0.024	0.00	0.007	0.067	0.0137	0.0633	0.0187	0.0493
0.3000	0.0447	0.0653	0.0293	0.0500	0.0180	0.0733	0.0280	0.0600	0.029	0.059	0.008	0.068	0.0230	0.0638	0.0277	0.0493
0.4000	0.0473	0.0667	0.0273	0.0453	0.0220	0.0713	0.0280	0.0300	0.032	0.053	0.007	0.06	0.0250	0.0594	0.0290	0.0446
0.5000	0.0467	0.0660	0.0200	0.0387	0.0233	0.0660	0.0267	0.0533	0.031	0.047	0.005	0.066	0.0233	0.0542	0.0252	0.0433
0.6000	0.0413	0.0573	0.0113	0.0333	0.0233	0.0600	0.0207	0.0533	0.026	0.043	0.004	0.061	0.0178	0.0510	0.0193	0.0410
0.7000	0.0333	0.0480	0.0053	0.0280	0.0200	0.0600	0.0133	0.0447	0.021	0.035	0.003	0.054	0.0115	0.0442	0.0132	0.0359
0.8000	0.240	0.0340	0.0027	0.0207	0.0167	0.0367	0.0060	0.0340	0.014	0.027	0.002	0.042	0.0063	0.0345	0.0072	0.0280
0.9000	0.0133	0.0200	0	0.0153	0.0100	0.0213	0.0013	0.0133	0.008	0.016	0.001	0.026	0.0033	0.0206	0.0012	0.0189
1.0000	0	0	0.0033	0.0067	0	0	0	0	0	0.007	0	0.005	0	0.0069	0.0029	0

備考' A は翼の下面(直接風に衝る方の面)の曲率、t は、翼の厚さを弦の長さの小数にて表したるもの。
 表中太き数字は曲率及び厚さの最大部を示す。* エツフェル No. 36 に限り尾行線に近き=区分は、12及び14(第三百三十圖参照)
 翼比は總べて 6:1。

表 六 十 二 第

「エツフェル」翼(Eiffel Wings.)

翼	圧 力	速 度		傾									角		
		秒、米突 單 位	一時間、哩 單 位	-15°	-10°	-5°	-3°	0°	3°	6°	9°	10°	12°	15°	
EIFFEL No. 31	Kx	(20 及び 25m/s)	(44.74 及び 55.96m/s)	—	—	—	.000145	.000124	.000139	.000194	.000273	—	.000379	.000441	
	Ky			—	—	—	.000416	.0119	.00182	.00137	.00273	—	.00298	.00317	
	L/D			—	—	—	2.88	9.61	13.10	12.2	10.00	—	8.33	7.19	
EIFFEL No. 32	Kx	10	22.37	—	—	—	—	.0000579	.0000816	.000120	.000183	—	.000271	.000428	
		20	44.74	—	—	—	—	.0000326	.0000628	.0000983	.000177	—	.000272	.000428	
		30	67.11	—	—	—	—	.0000270	.0000551	.0000971	.000171	—	.000265	.000441	
	Ky	10	22.37	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
		20	44.74	—	—	—	—	.000428	.001004	.00153	.00205	—	.00237	.0266	
		30	67.11	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	L/D	10	22.37	—	—	—	—	7.40	12.30	13.16	11.00	—	8.74	6.20	
		20	44.74	—	—	—	—	13.13	16.00	16.10	11.58	—	8.71	6.20	
		30	67.11	—	—	—	—	15.85	15.20	16.30	12.00	—	8.94	6.00	
EIFFEL No. 36	Kx	(20 及び 25)	(44.74 及び 55.93)	.000443	.000269	.000153	—	.0000645	.0000972	.000119	—	.000237	—	.000330	
	Ky			.000100	.000796	.000234	—	.0000857	.00140	.00193	—	.00233	—	.0283	
	L/D			—	—	—	—	13.30	14.40	13.67	—	9.82	—	6.58	
EIFFEL No. 53	K	(20 及び 24)	(44.74 及び 53.69)	—	—	—	—	.0000967	.000103	.000155	.000220	—	—	—	
	Ky			—	—	—	—	.000573	.00144	.00198	.00247	—	—	—	
	L/D			—	—	—	—	9.02	14.00	12.77	11.23	—	—	—	
翼の中心の位置(Center of Pressure.)															
EIFFEL No. 31	傾 角	-1°		1°	3.5°	8°	15°	18°	26°	64°					
	前行縁よりの距離。	0.60	0.53	0.46	0.40	0.33	0.33	0.40	0.46						
EIFFEL No. 32	傾 角	-73.4°	-32.9°	-14.4°	-11.9°	-10.4°	-9.4°	-5.1°	-4.4°	-2.9°	11.6°	8.1°	66.6°		
	前行縁よりの距離。	0.47	0.40	0.33	0.27	0.20	0.07	0.47	0.40	0.33	0.33	0.40	0.47		
EIFFEL No. 36	傾 角	-25°	-10°	-8.5°	-7.5°	-7°	-2°	-0.5°	1°	6°	13.5°	17°	21.5°	43.5°	
	前行縁よりの距離。	0.31	0.25	0.19	0.13	0.06	0.75	0.50	0.44	0.38	0.31	0.31	0.38	0.44	
EIFFEL No. 53	傾 角	0°		1°	3.5°	9.5°	19.5°	31°							
	前行縁よりの距離。	0.53	0.47	0.40	0.33	0.33	0.40								

備考、Kx及びKyは、抵抗及び浮力の単位を封度にて表したるもの。L/Dは浮力係数を抵抗係数にて除したるもの。表中太き数字はKy及びL/Dの最高部を示す。エツフェル第三十二號のL/Dは風速と共に増大することに注意すべし。(EIFFEL)

270)

第二百二十七節

R·A·F·翼 (R.A.F. Wings)

R·F·A 第三號 (R.A.F.-3)

截面 此翼の截面は、第三百三十圖に示す如く、「エツフェル」第五十三號に似て居るが、弦の中央より後部が稍々薄くなつて居る。下面曲率の最深部は、前行椽より四分の點に於て 0.032 (0.032) で、最厚部は、前行椽より二分の點に於て 0.060 (0.060) である。そして、前行椽及び尾行椽には、それぞれ 0.008 (0.008) 及び 0.007 (0.007) の厚さを有つて居る。

L/D 此翼の **L/D** の最高價値は傾角四度に於て 15.6 (15.6) で、之に相當する浮力係數 **Ky** の價値は 0.001963 (0.001963) である。第三百三十二圖の曲線に據れば、**L/D** の價値の變化は、傾角一度乃至八度に於て 13.2 乃至 15.6 ($13.2-15.6$) で頗る平靜であるから、最有效傾角の範圍が廣い。

最高浮力係數 浮力係數 **Ky** の最高價は、傾角十四度乃至十五度に於て 0.003

四八一(0.03:81)で吾人が茲に撰出せる翼面の内で最も高い。又「パールポイント」以上の傾角に於けるKyの減少も極めて緩徐であるから、操縦者が其傾角を「パールポイント」以上に大きくしても、他の一般の翼の如く急に危険なる「ストーリング」の状態に陥ることは無い。(第百二十四節参照)

此翼は、最高浮力係数Kyに相當する傾角の範圍が廣いから、低速度に於ける操縦が著しく容易である。更に、此翼は好良なるLDに於てKyの價値は高いから、中間速度の爆彈投下機又は、水上飛行機其他の重い荷量を要する飛行機の翼に適して居る。

壓力の中心の位置の移動 壓力の中心の位置の移動状態は、第三百三十二圖及び第二十八表に示す如く、傾角二度乃至二十度に於て0.435乃至0.290(0.435-0.290)で概して平靜であるが、二度以下の小角度に於ては、其移動は頗る激しく0.435(0.435)より0.785(0.785)に後退する。故に、此翼は、傾角二度以上に於ては、其安定は好良であるが、二度以下殊に小角度の負角になると、其安定は著しく悪くなる。

構造上の條件 此翼は、全部を通じて適度に厚く出来て居るから、翼の構材は充分に堅牢にすることが出来る。

R.A.F.第六號(R.A.F.-5)

此翼は現行飛行機の翼の内で殆んど完全に近い所謂萬用向きの翼で、中間級の總ての飛行機の翼に使用されて居る。

截面 截面は、第二十五表及び第三百三十圖に於て見るが如く、全部を通じて最も厚く、其最厚部は前行椽より三分乃至四分の點に於て0.068(0.068)で「エツフェル第三十六號」を除くの外、他の何れの翼よりも厚い。前行椽及び尾行椽には各々0.005(0.005)の厚さがある。下面曲率は極めて小さく、其最深部は前行椽より三分の點に於て、僅かに0.008(0.008)で、吾人が茲に撰出せる他の何れの翼よりも小さい。

LD LDの最高價値は傾角四度に於て一六五八(1658)で、R.A.F.3よりも高い、然し、傾角五度半乃至七度附近に於ては、LDは急に低下して、R.A.F.3よりも低くなる。又、七度以上十四度以下に於ては、R.A.F.3よりも高くなり、それ以上の傾角

になると、又々前者より低くなる。(第三百三十二圖参照)

最高浮力係数 最高浮力 K_y は、傾角十六度に於て 0.003045 で「R・A・F・3」の傾角十四度乃至十五度に於ける 0.003481 に比して著しく低い。然し「パールポイント」附近に於ける浮力の變化は「R・A・F・3」と同じく頗る平靜であることは、曲線の示す通りである。

壓力の中心の位置の移動 壓力の中心の位置は、大體に於て「R・A・F・3」よりも稍々前方にあるが、其移動状態は傾角八度乃至十六度に於て、前者に比して稍々平靜である。小角度に於ける壓力の中心の位置の移動は、前者と同じく急劇である。

構造上の條件 構造上より見たる「R・A・F・6」翼は、現行飛行機の翼の内でも理想的に近いもので、翼の截面は第三百三十圖に於て見るが如く全體に互つて厚く出來て居るから、任意の點に於て、適度の厚い構材を使用することが出来る。此點に於て「R・A・F・6」は殆んど優越的の翼である。

第二百二十八節

U.S.A.翼 (U.S.A. Wings)

「ユー、エス、エー」第二號 (U.S.A. 2)

截面 上面の曲率は「R・A・F・3」と大約同一であるが、下面の曲率が同じでないから、大體に於て「R・A・F・3」よりも厚く出來て居る。下面曲率の最深部は、前行椽より四分の點に於て 0.0250 (0.0250) で、最厚部は、前行椽より三分の點に於て 0.0638 (0.0638) である。前行椽及び尾行椽の厚さは、それぞれ 0.0074 (0.0074) 及び 0.0069 (0.0069) である。

L/D の最高價は、傾角五度に於て 16.18 (16.18) で之に相當する K_y の價値は 0.001919 (0.001919) である。一般の飛行傾角に於ける **L/D** 及び之に相當する K_y の價値は、曲線の示す通り好良である。

最高浮力係数 K_y の最高價値は、傾角十四度に於て 0.00324 (0.00324) で「R・A・F・3」の 0.003481 (0.003481) を除くの外、茲に撰出せる他の他れの翼よりも高い。「パールポイント」以上の傾角に於ける浮力の變化は、「R・A・F・6」及び「R・A・F・3」に比して稍々急劇である。

壓力の中心の位置の移動 壓力の中心の位置は、傾角三度乃至二十度に於て、 $0.$

二〇乃至〇三〇の間を移動し、此範圍内に於ては、一般に、他の翼よりも著しく前方にあるが、其移動状態の平靜なることは曲線の示す通りである。又小角度及び負角に於ける移動状態は、他の翼と殆んど同一である。

構造上の條件 此翼は全部を通じて適度に厚く出来て居るから、構造上の要求は殆んど充されて居る。「U.S.A.3」は大體に於て能率が好良で、且、構造の堅牢なる翼で、M.I.T.の發表する所に據れば、「R.A.F.6」より稍々優れて居る。故に、此翼は、「R.A.F.6」と同じく、中間級の總ての飛行機の翼に適して居る。

「ユー、エス、エー」第六號 (U.S.A.6)

截面 此翼の截面は、第三百三十圖に於て見る如く、稍々薄く出来て居るが、之を「エツフェル」第三十二號に比較して見ると、尾行椽の方が著しく厚くなつて居る。そして、其最も厚い部分は、前行椽より二分の點に於て〇〇四九三(0.0493)である。前行椽及び尾行椽の厚さは〇で、〇〇〇七二(0.0072)及び〇〇〇二九(0.0029)の反りを有つて居る。下面曲率の最深部は前行椽より四分の點に於て〇〇二九〇(0.0290)である。

L/D L/Dの最高價値は、「エツフェル」第三十二號の高速の場合を除くの外、他の何れの翼よりも高く、傾角二度に於て一七・一五(17.15)である。又、一度乃至六度に於けるL/Dの價値は、大約一六・〇〇乃至一七・〇〇(16.00—17.00)で、最有效果傾角の範圍が廣い。

最高浮力 Kyの最高價値は、傾角十四度に於て〇〇〇二九八〇(0.002980)で、「パールポイント」以上の傾角に於けるKyの變化は、「R.A.F.翼」に比して稍々急劇であるが、大體に於て、機を危険なる「ストリーミング」に導く程甚だしく無い。

此翼は、好良なるL/Dの價値に於てKyの價値は好良であるから、小角度を以て、飛行する高速の飛行機の翼に適して居る。

壓力の中心の位置の移動 壓力の中心の位置は、傾角十四度以下に於ては、「R.A.F.3」と殆んど同一で、十四度以上になると、前者よりも少しく後方に移動する。小角度及び負角に於ける移動状態は、他の翼よりも稍々急劇である。

構造上の條件 高速の飛行機の翼は、能率の要求上、其厚さは理想的に増加することの困難なることは吾人の既に知れる所である。「エツフェル」第三十二號の

如き能率の高い翼も、其構造上の要求から見れば頗る不利益な翼である。「U.S.A. 6」は、此缺點を出來得るだけ除去せんとして設計されたもので、其能率を失ふことなくして、翼の厚さを著しく増加して居る。此點から見れば、「U.S.A. 6」は「エツフェル第三十二號」に優つて居る。

第二百二十九節

代表的翼面の比較 (Comparison of

Representative Wings.)

吾人は前數節に於て、代表的翼の各個の性能を調べたが、之等の翼の性能を比較研究することも又趣味ある問題である。然しながら、實驗せる模形の大きさ、氣流の速度、空氣の密度及び實驗装置が全然同一でなければ、嚴密なる比較研究は不可能である。第三百三十一圖及び第三百三十二圖の曲線は、「エツフェル第三十二號」の高速の場合及び「エツフェル第三十一號」を除くの外全部 M i T の風洞に於て同一の尺度スケールの模形及び同一速度の氣流を使用して嚴密に實驗せる結果に據り製圖したもので、各種の翼の性能の比較を最も明瞭に示して居る。M i T の曲線に據

表 八 十 二 第

R. A. F. 翼

翼	壓力	傾																角															
		-4°	-2°	-1°	0°	1°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	14.5°	15°	16°	18°	20°															
R.A.F.-3	K _x	.000175	.000125	.000103	.000101	.000109	.000105	.000126	.000159	.000207	—	.000315	.000378	.000405	.000425	.000465	.000598	.000908															
	K _y	.000082	.000061	.0000379	.0001110	.0001314	.0001554	.0001963	.0002369	.0002777	—	.0003439	.003481	.003481	.003481	.003472	.003406	.003376															
	$\frac{L}{D}$	”	4.5	8.0	11.0	13.2	14.9	15.6	14.9	13.4	—	10.9	9.2	8.6	8.2	7.4	5.7	3.7															
	C.P.	”	.785	.620	.523	.470	.435	.385	.352	.332	—	.315	.298	.293	.290	.295	.328	.382															
R.A.F.-6	K _x	.000133	.000090	.000081	.000077	.000069	.000068	.000090	.000128	.000167	.000207	.000255	.000321	—	—	.000434	.000696	.000887															
	K _y	-.000400	.000072	.0000285	.0000571	.0000821	.0001072	.0001477	.0001873	.0002268	.000263	.0002882	.0003018	—	—	.003045	.002987	.002571															
	$\frac{L}{D}$	-3.45	0.92	3.40	7.20	12.10	15.75	15.58	14.14	13.69	12.92	11.18	9.28	—	—	6.92	4.48	3.20															
	C.P.	”	”	.682	.522	.445	.401	.360	.328	.310	.298	.289	.292	—	—	.300	.319	.360															

備考。K_x は、抵抗(Drift)の係数。K_y は、浮力(Lift)の係数。C.P. は、前行線より計りたる壓力の中心の位置を、弦の長さの小数にて示したるもの。L/Dは、浮力係数を抵抗係数にて除したるもの。試験風速、一時間三十哩。空氣の密度 .07608 lbs./cu. ft. 試験模型 18"×3" (54平方吋) 表中太き數字は、K_y 及び L/D の最高部を示す。計算單位、哩、平方呎、時。(M.I.T.)

表 九 十 二 第

U. S. A. 翼

翼	壓力	傾 角																	
		-4°	-2°	-1°	0°	1°	2°	3°	4°	5°	8°	10°	12°	13°	14°	15°	16°	18°	20°
U.S.A. 3	Kx	.000189	.0001052	.0000815	.0000835	.0000856	.0000889	.0000899	.0001073	.0001189	.0001823	.000229	.0002890	.0003142	.0003410	.0003780	.0004460	.0006620	.0008570
	Ky	-.000506	.000420	.000692	.000928	.001123	.001310	.001508	.001704	.001919	.002520	.002905	.003160	.003235	.003240	.003215	.003155	.003125	.002890
	L/D	-3.19	3.99	8.29	11.10	13.10	14.75	16.16	15.88	16.13	13.82	12.70	11.15	10.39	9.50	8.50	7.02	4.73	3.37
	C.P.	"	.676	.482	.403	.333	.323	.295	.289	.260	.239	.229	.208	.201	.197	.197	.197	.236	.266
U.S.A. 6	Kx	.0001395	.0000793	.0000671	.0000650	.0000663	.0000733	.0000858	.0001976	.0001121	.0001665	.0002160	.0002320	.0003269	.0004050	.0005300	.0006380	.0007900	.0009000
	Ky	-.000276	.000272	.000367	.000845	.001057	.001255	.001455	.001662	.001846	.002115	.00255	.002861	.002910	.002980	.002960	.002900	.002790	.002585
	L/D	-1.98	3.43	8.46	13.00	15.88	17.15	16.98	17.05	16.48	14.59	12.27	10.15	8.91	7.37	5.58	4.55	3.53	2.88
	C.P.	"	.910	.600	.498	.458	.439	.402	.383	.365	.322	.306	.310	.310	.310	.328	.316	.365	.388

備考。Kx は、抵抗(Drift)の係数。Kyは、浮力(Lift)の係数。C.P. は、前行線より計りたる壓力の中心の位置を、弦の長さの小數にて示したるもの。
 L/D は、浮力係数 Ky を抵抗係数 Kx にて除したるもの。計算單位、哩、平方呎、時。試験風速、一時間三十哩。空氣の密度、.07608 lbs/cu. ft. 試験模型、眞鍮、18"×3"(51平方吋、)表中太き數字は Ky 及び L/D の最高部を示す。
 (M.I.T.)

れば「エツフェル第三十二號」の L/D は著しく低いが、然し K_x の價値は、翼の弦の長さ L (呎) 及び氣流の速度 V (秒呎) の積即ち LV に比例して變化し、 LV の價値が大きくなるに従つて K_x の價値は減少するものであるから、 $M_i T$ の風洞に於て、三十哩の風速より得たる曲線は、寧ろ「エツフェル第三十二號」の能率の好良なることを證明するものである。更に、他の何れの翼も、速度の増加に伴ふて「エツフェル第三十二號」の如く、著しく能率が増加するや否やは今日の所では不明である。

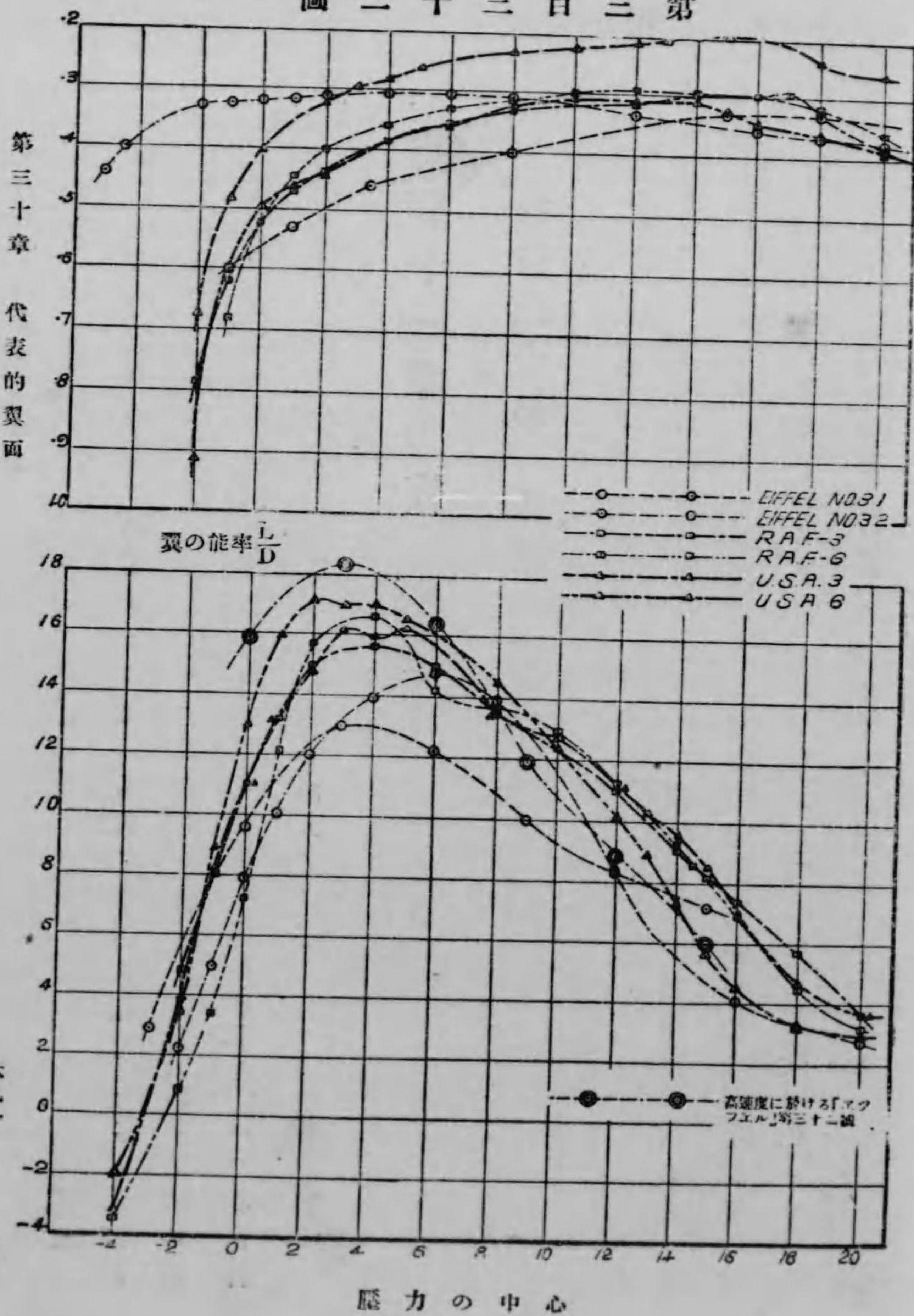
以上の研究を約言すれば、大約左の如くなる。

- 一、「エツフェル第三十二號」は、高速度の翼に最も適當で、殊に、壓力の中心の位置の移動の少ない點に於て全く優越的の翼である。
- 二、「エツフェル第五十三號」は、高速度の飛行機の翼に適して居る。
- 三、「U.S.A. 6」は、高速度の飛行機の翼に適し、且、構材を堅固に爲し得る點に於て優越的である。

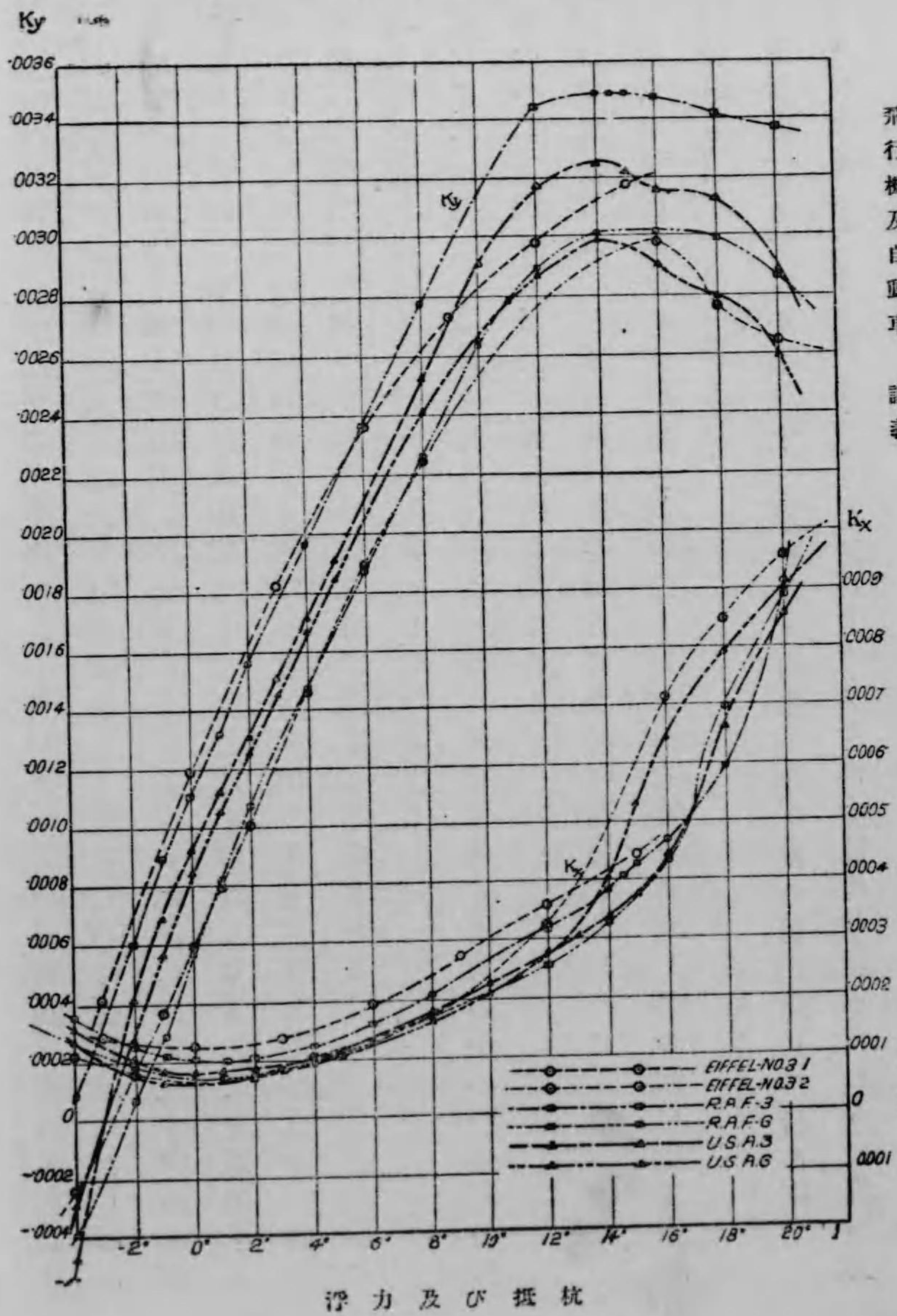
四、「R.A.F. 3」「エツフェル第三十一號」は、重き荷量の飛行機の翼に適して居る。

五、「エツフェル第三十六號」「R.A.F. 6」及び「U.S.A. 3」は、中間級の總べての飛行機の翼

圖二十三第百三第



圖一十三第百三第



に適して居る。

吾人は茲に代表的翼の研究を結了するに先だち、尙二つの大切なことを記憶して置かねばならぬ。それは、本章に於て研究することを省略したが、エツフェル第三十七號 (Eiffel No 37) の L/D の價値は二〇・四(2.4)なることと、U.S.A. 4 翼の最高浮力係数は〇・〇〇三六一五 (0.003615) なることとである。

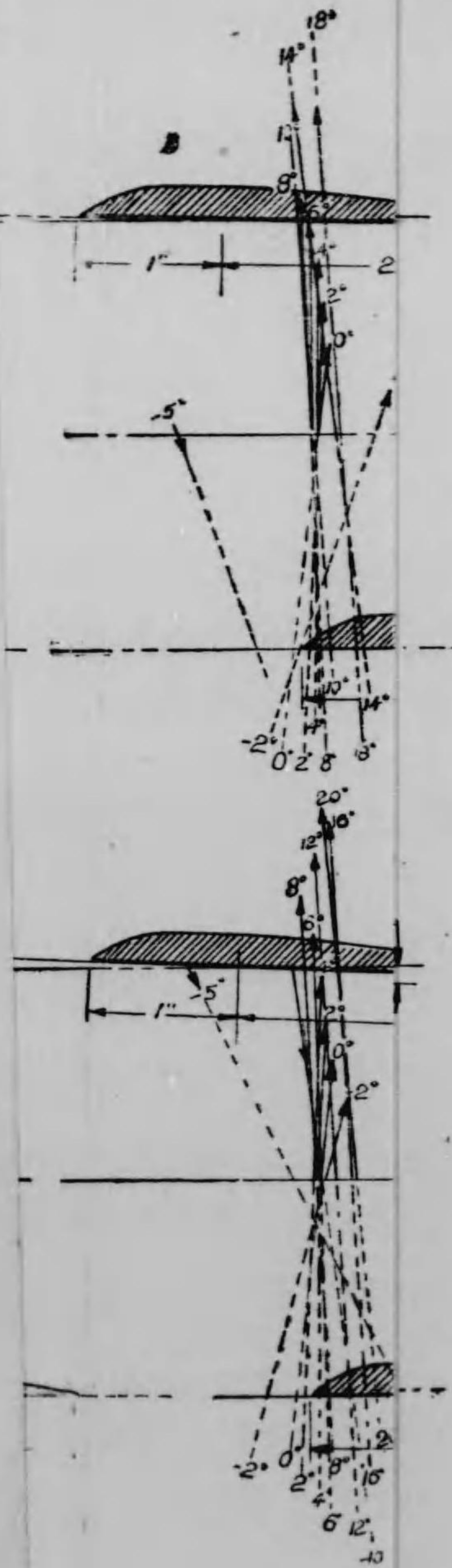
第三十一章 複葉 (Biplane.)

第三百三十節 複葉の性能 (Biplane Characteristics.)

複葉の利益 (Advantages of the Biplane.)

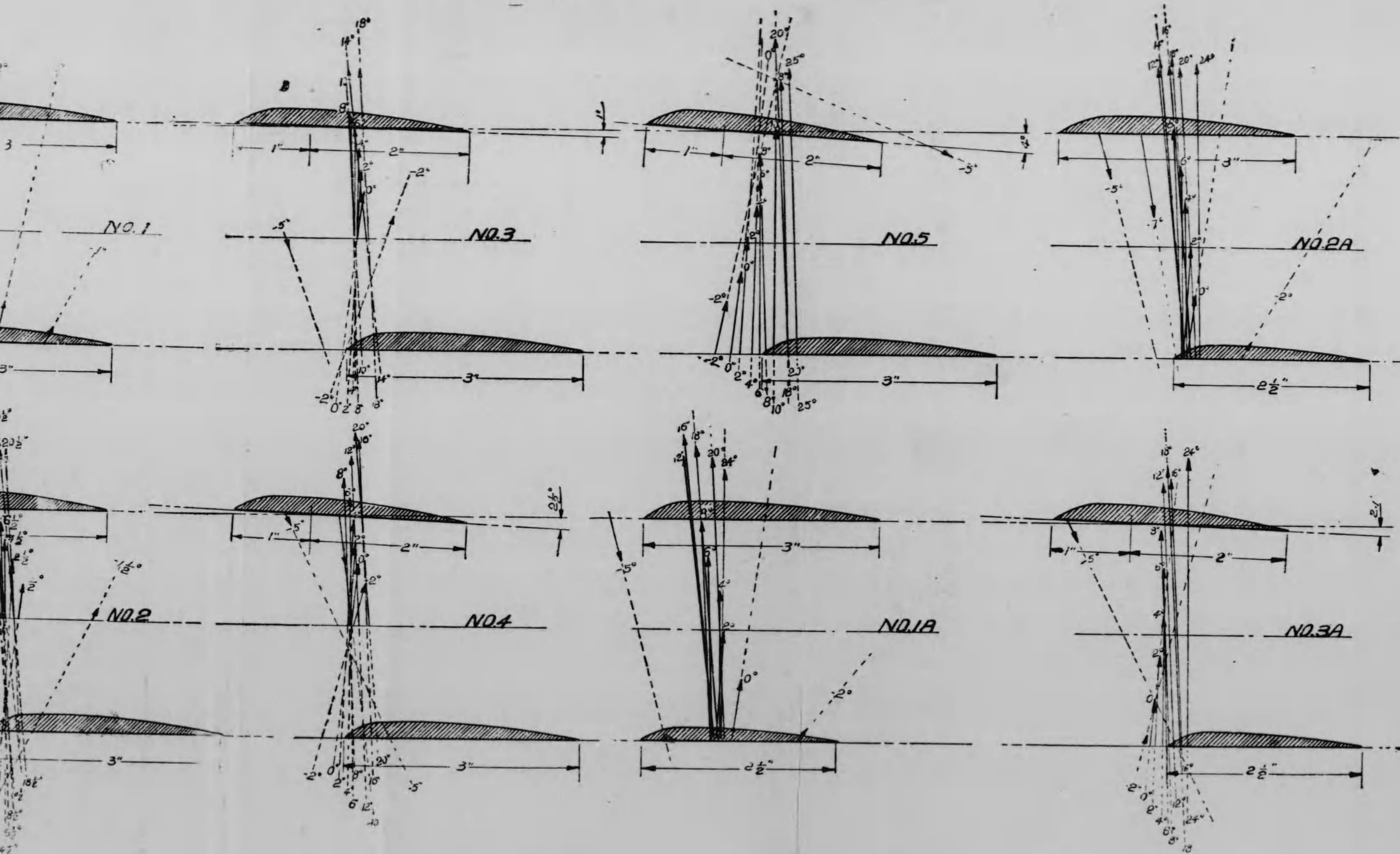
空氣動力學上より見たる複葉は、同一面積の單葉に比して其能率の劣ることは、吾人の既に研究せる所である。(第二百二十三節參照)單葉型の建造上最も困難とする點は、一枚の浮揚面を堅固に緊張すること、殊に大形になるに従つてますます甚だしくなる。然るに、複葉型に於ては、二枚の浮揚面を上下に重ねるのであるか

圖 三 十

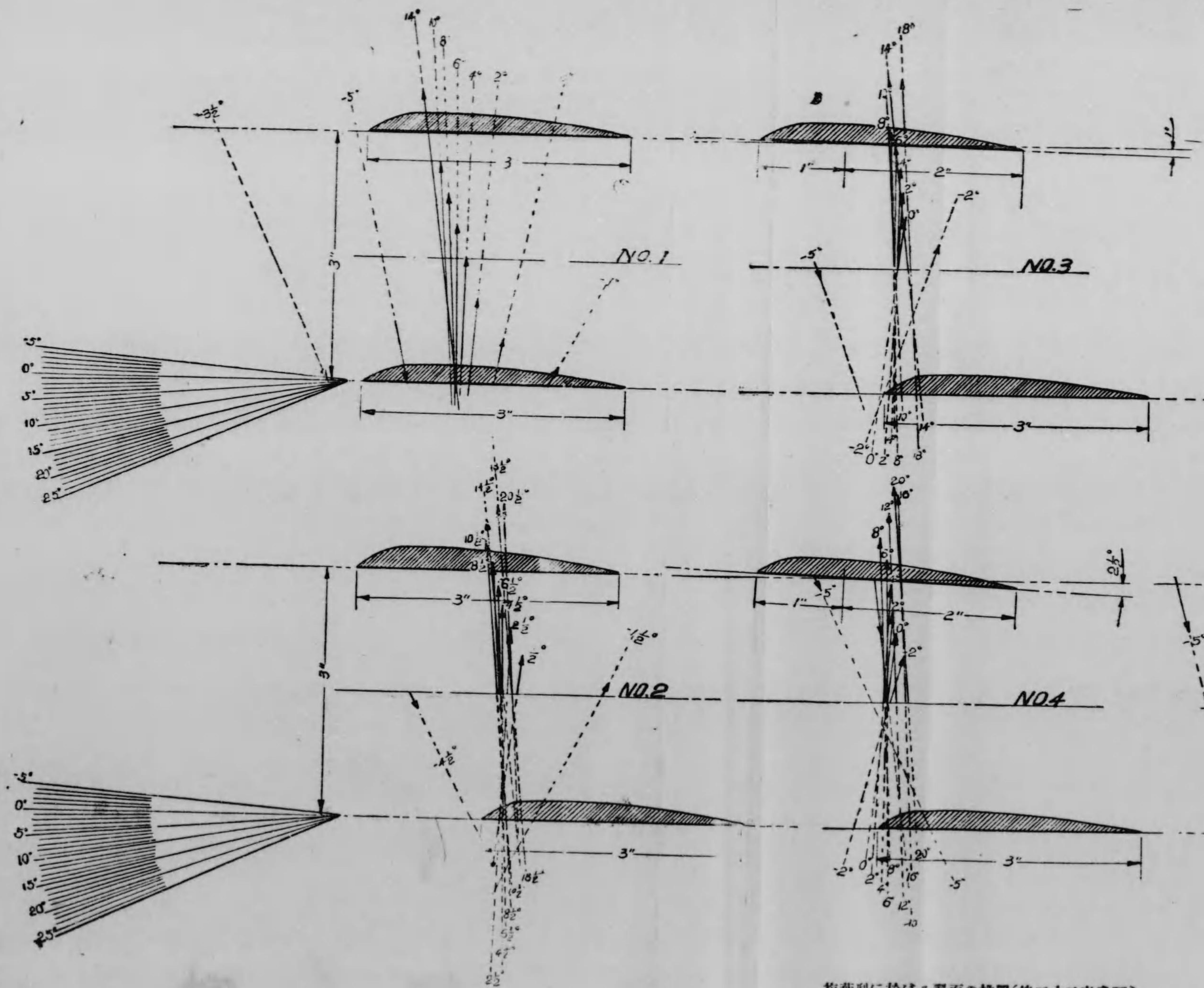


複葉型に於け

圖 三 十 三 百 三 第



複葉型に於ける翼面の排置(第三十二表参照)



複葉型に於ける翼面の配置(第三十二表参照)

ら、單葉型の如き構造上の困難は殆んど無く、翼の構造を簡單にし、且つ、機全體の構造を堅固にすることが出来る。故に、此利益は單葉に對する能率の損失を償ふて餘りあるもので、殊に大型になるに従つて、其利益は著しくなる。更に、複葉の利益とする點は、翼面の排置法によりて

- 一、機^の縱^の自^動的^安定^を良^くし。
- 二、^二バ^ープ^ルポ^イン^ト附^近に^於ける^{Ky}曲^線を^扁平^にし。
- 三、搭^乗者^の視^界を^廣く^する。

ことで、此等の利益は、勿論、單葉に於ては得て望むべからざるものである。

壓力の混合 (Interference.)

吾人が第百二十三節に於て知れる如く、二枚の浮揚面を重ねる時は、之に衝る氣流の壓力は、兩翼の中間に於て混合し、下翼は、上翼の爲めに其背面の眞空部を妨碍されて其浮力を減じ、上翼は、下翼の爲めに其表面の壓力の部分を妨碍されて其浮力を殺減される。翼面に生ずる全體の浮力は、其表面壓力よりも、背面に生ずる眞空部によりて、大なる變化を來たすものであることも、又吾人の既に研究せる所で

ある。(第百十九節「壓力の分布」參照)さて、複葉の場合には、上記の如く、下翼は背面の真空部を、上翼は表面の壓力の部分を互に妨碍されるから、下翼の浮力を失ふ度合は、上翼に比して遙かに大きい。

翼隙比 (Gap-Chord Ratio.)

複葉の上下の垂直的間隔を翼隙(Wing Gap)と呼び、一般に、弦の長さとの比を以て表はされる。例へば、翼隙一・〇〇(1.00)と云へば、上下兩翼の垂直的間隔は弦の長さと同じで、又、一・五〇(1.50)と云へば、弦の長さの一倍半であるが如きである。

複葉の能率は、其翼隙の大きいもの程好良であることも、吾人の能く知る所である。(第百二十三節參照)然しながら、此翼隙も餘りに大きくなると、機柱や張線の抵抗の増加率が、浮力の増加率よりも大きくなつて、反て機全體の能率を減ずるから、翼隙比は飛行機の性能によつて、一定の制限を超へない程度に定めねばならぬ。一般に、高速度の飛行機に於ては、抵抗が機速度に最も大なる關係を有つて居るから、其翼隙比は大約〇・八〇(0.80)で、重い荷量の低速度の飛行機は、抵抗には大なる關係を及ぼさぬから、大約一・〇〇乃至一・二〇(1.00—1.20)である。

浮力 K_y 及 L/D の減少率 (Reduction Rate for K_y and L/D)

單葉と同一面積の複葉に於ける K_x と L/D の減少率は、勿論、翼の截面と翼隙比とに據りて變化するもので、之等は一々實驗の結果を待つて始めて知り得べきものである。第三十表は、N.P.L.の實驗の結果を示したもので、單葉と同一截面及び面積の複葉の浮力及び能率を表して居る。此表を使用して複葉の K_y 及び L/D の價値を求めんには、表の各翼隙比に相當する係數を、風洞試驗によりて得たる單葉の價値に乗すればよい。(係數 K_z の價値は單葉と大約同一である。)

表 十 三 第

翼 隙 比	0.40	0.80	1.00	1.20	1.60
K_y の減少係數	0.61	0.76	0.81	0.86	0.89
L/D の減少係數	0.75	0.79	0.81	0.84	0.88

浮力の分布 (Distribution of Lifting Forces.)

「ハンサカー」博士の M.I.T. の風洞に於て實驗せる所に據れば、複葉の上下兩翼に

於ける浮力の分布は、翼を垂直に重ねた場合に其翼隙比一・二〇(1.20)に於て第三十一表の如くである。

表一十三第
複葉に於ける浮力の分布

傾角	浮力の比	
	上翼	下翼
0°	62%	38%
2°	55%	45%
4°	54%	46%
8°	53%	47%
12°	54%	46%

一般に、複葉の全體の浮力の大約五十五パーセント(55%)が上翼に働くもので、此價値は、ザーム博士を初め、多くの航空學者に據りて認定されて居る。

第三百三十一節 翼の排置及び安定(Wing Setting and Stability.)

飛行機の平衡及び安定は、飛行機自身の有する自動的安定即ち「靜的安定」と、動力に據りて得らるゝ、動的安定の二要素に據りて得らるゝもので、靜的安定の好良なる飛行機は、動的安定も又從つて容易に得られるから吾人は先づ、機の自動的安定の好良なるものを第一に撰ばねばならぬ。

複葉型にありては、上下兩翼の排置に據りて、僅少の能率を失ふのみで多大の安

定を得ることが出來ると共に、搭乗者に大なる視界を與ふことを得るもので、殊に視界の大なるを要する戦闘機にありては此排置法が最も大切なる條件となる。複葉型飛行機の靜的安定は、

一、尾行椽の上反(Reversed Curvature at the Trailing Edge.)

二、梯形(Stagger.)

三、不等角(Décalage.)

等によりて得らるゝもので、ハンサー博士はM.I.Tの風洞に於て、種々の排置に於ける複葉に就き實驗を行ひ、左の如き斷案を得た。

一、複葉は翼面の排置によりて僅少の能率の損失を以て多大の機の縦の靜的安定(Longitudinal Static Stability.)を得らるゝこと

二、安定的排置法によりて「パーブルポイント」附近に於ける浮力曲線を扁平にすることが出來、從つて最高浮力に相當する傾角の範圍を増大することが出來る。

第二百二十五節最高浮力の項參照)

第三百三十二節 梯形及不等角に於ける實驗の結果

(Results of Experiments on Stagger and Decalage Arrangements)

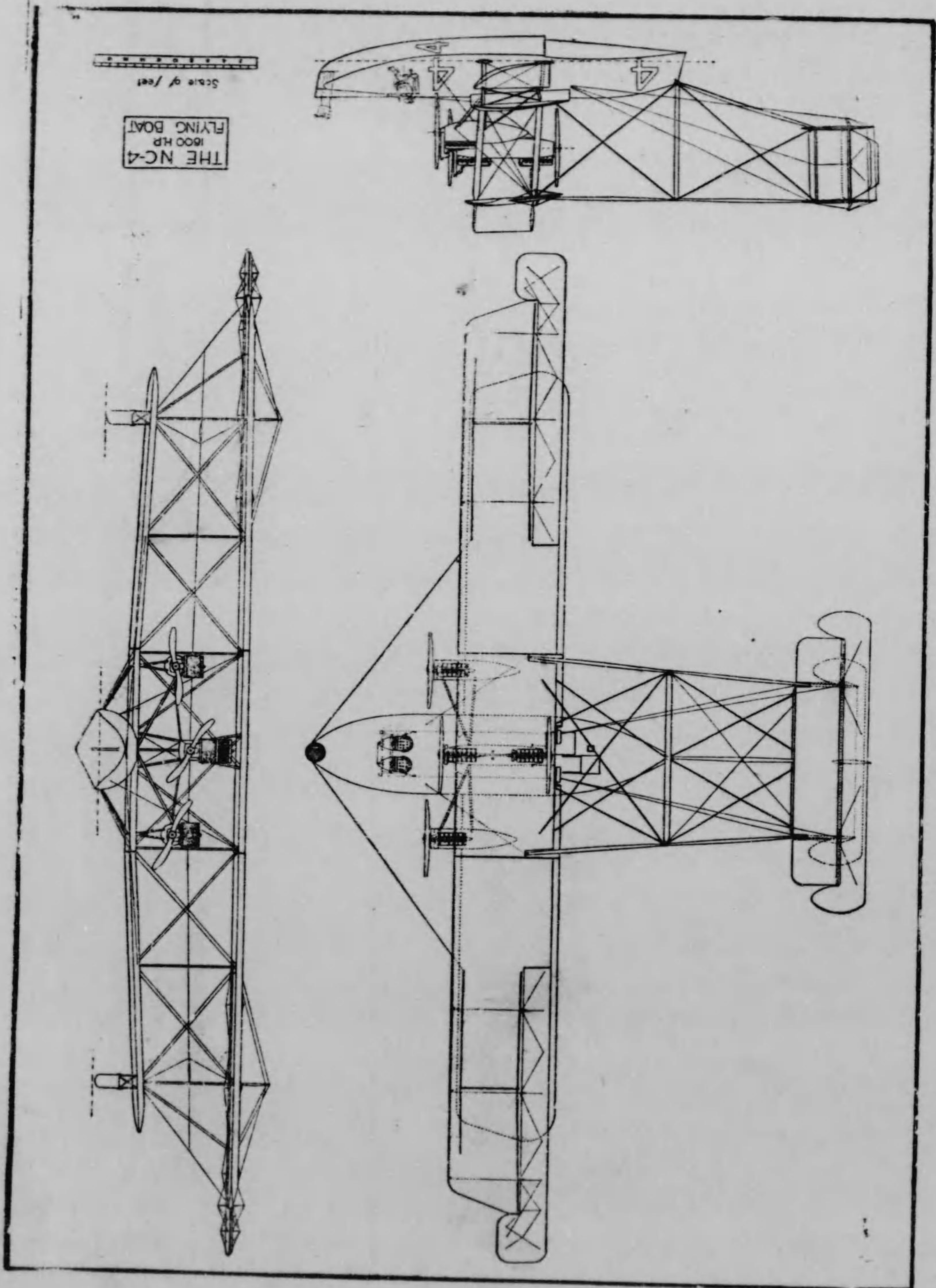
第三百三十三圖及び第三十二表は、M i T に於て實驗せる種々の排置に於ける複葉の安定及び能率を示すもので、第三百三十二圖は、各種の排置と共に種々の傾角に於ける氣流の壓力の全量の位置及び方向を活徑 (Vector) を以て示してある。此全壓力の位置は、即ち、機の縦の自動的安定を決定するもので、其理論は頗る複雑なものであるから、茲には左の主要條件を記すに止めて置く。

- 一、單に梯形のみの排置法は、複葉の能率を好良にし、且、浮力曲線の「バンプルポイント」を扁平にする。壓力の中心の位置は、前方に移動するが、安定の増加の度合は僅少である。
- 二、複葉の下翼を上翼より小さくしても、別に安定の度合は増加しないが、能率は少しく増加し、「バンプルポイント」は扁平となる。
- 三、梯形と共に、不等角 (Decalage) を大きくする時は、安定の度は大きくなるが、能率は

欠

欠

圖六十三百三第



(21°) に於て、L/D の最高價値の約四「パーセント」(1%) の損失を以て好良なる安定を得らるゝ。

(b) 配置法第三 A (Setting No. 3 A) 梯形五十「パーセント」(50%) 不等角二度一 (21°) 下翼の弦の長さ上翼の八十五「パーセント」(85%) なる時に、L/D の最高價の約四「パーセント」(4%) の損失を以て好良なる安定を得らるる。

第三十二章 三葉飛行機 (Triplane.)

第三百二十三節 三葉型の特點 (Advantages of the Triplane.)

一般に飛行機の翼面の各單位 (例へば一平方呎) の負擔する重量即ち翼の荷量 (Load) を同一に保ちて、機の重量を増加せんが爲めには、翼面は重量の増加と同一の比例を以て増加せねばならぬ。特に大型の飛行機に於て、其着陸速度を増加せざらんが爲に、翼の荷量を約五封度内外に保つ如くする時は、機が大型になるに従つて翼面はますます大きくなる。翼面が大きくなるに従つて構造上の困難の増

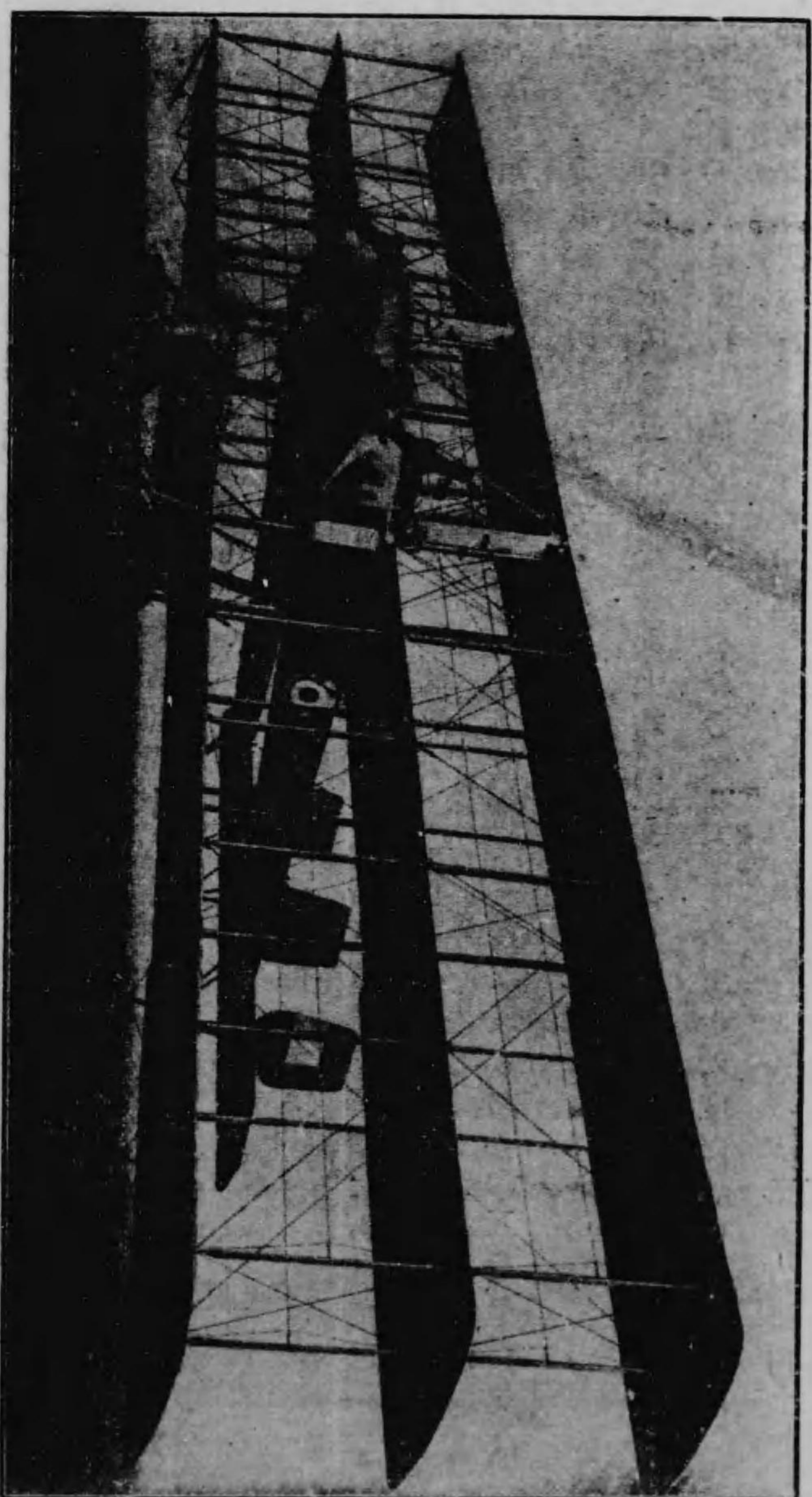
加することは、吾人が前節に於て知れる所である。故に、飛行機が或る制限以上の大型のものになると、従つて翼面は著しく大きくなつて、其翼長約八十五呎以上になると、二枚の浮揚面を使用するのみにては、構造を堅固にする上に於て非常に困難である。そこで、此二枚の浮揚面に代ふるに同一面積の三枚の浮揚面を以てする時は、構造上の困難を除去し得ることは、恰も單葉に對する複葉の場合と同一である。

實驗の結果に據れば、三葉型は、大なる能率の損失なくして、複葉に比して、其構造を著しく堅牢にすることが出来るから、重い大型のもの、例へば海上飛行機(Seaplane)の如きものに適すると共に、構造の極めて堅牢なるを要する高速度の飛行機に適して居る。

第三百三十四節 三葉飛行機の能率 (Efficiency of the Triplane.)

「ハンサカー」博士(Dr. J. C. Hansaker)は、M.I.Tの風洞に於て「R.A.F.6」の翼比六・三、翼隙比一・二〇の模型を使用して、單葉及び複葉に對する能率の比較研究を行ひ、左

圖 九 十 三 百 三 第



「カプロニ」三葉飛行機(Caproni Triplane.)
此機は、翼長百三十呎を有し、數噸の荷物を積載することを得。
此飛行機は、四百馬力の發動機三基を有す。
此飛行機は、一噸の荷物を積み、一基の發動機を全く停止して、一萬四千呎の高空に昇騰せし「レコンコード」を有す。

の結論を得た。

一、傾角十六度に於ては、其最高浮力は複葉も三葉も大約同一であるが、小角度に於ては、三葉の浮力は著しく減少する。
 二、小なる傾角十二度以下に於ては、抵抗係數 K_x の價値は、單葉、複葉、及び三葉の三つの場合共大なる差違はないが、大なる傾角十六度附近に於ては、三葉の抵抗係數は、單葉及び複葉の場合よりも低い。

三、傾角〇度以上に於ては、浮力係數は、勿論單葉が優越的である。

四、小なる傾角に於て高速度の場合には、 L/D の最高價値は、三葉型にありては、一二・八(12.8)であるが、複葉型は、一三・八(13.8)單葉型は一七・〇(17.0)である。

五、大なる傾角十六度に於ては、 L/D の最高價値は、三葉は最も高く六・五(6.5)で、複葉は五六(5.6)單葉は四・五(4.5)である。

六、壓力の中心の位置は、三つの場合共大約同一である。

第三十三表は、單、複、三葉の三つの場合の、傾角〇度乃至十六度に於ける K_y 及び L/D の實際の價値及び、單葉と比較せる價値を示すもので、例へば、三葉の傾角二度

表 三 十 三 第

傾 角	單 葉		複 葉		三 葉	
	K_y 實價	%	K_y 實價	單葉との比 %	K_y 實價	單葉との比 %
0°	.000486	1.00	.000432	88.8	.000404	83.0
2°	.001030	1.00	.000864	83.8	.001776	75.4
4°	.001450	1.00	.001230	85.4	.001090	75.7
8°	.002180	1.00	.001860	85.2	.001690	77.4
12°	.002780	1.00	.002440	87.6	.002260	81.2
16°	.002770	1.00	.002730	98.5	.002670	96.4
	L/D 實價	%	L/D 實價	單葉との比 %	L/D 實價	單葉との比 %
0°	8.6	1.00	6.3	73.2	6.1	70.8
2°	16.3	1.00	12.2	74.7	11.4	69.8
4°	16.8	1.00	12.8	82.0	12.8	76.1
8°	13.8	1.00	11.3	81.9	11.1	80.4
12°	10.0	1.00	9.5	95.0	8.9	89.0
16°	4.5	1.00	5.6	124.0	6.5	145.0

表 四 十 三 第

傾角	浮 力			L/D		
	上翼	中翼	下翼	上翼	中翼	下翼
0°	2.68	1.0	1.82	3.63	1.0	2.30
2°	2.14	1.0	1.76	3.18	1.0	2.13
4°	1.91	1.0	1.64	2.59	1.0	1.69
8°	1.56	1.0	1.36	1.49	1.0	1.37
12°	1.56	1.0	1.31	1.30	1.0	1.34
16°	1.49	1.0	1.20	1.22	1.0	1.17

三葉飛行機の全體の荷量が、上、中、下の三枚の翼に如何に分配されるかに就いて、ハンサカー博士は、實驗に據り左の結

(Distribution of Load upon the Three wings of the Triplane)

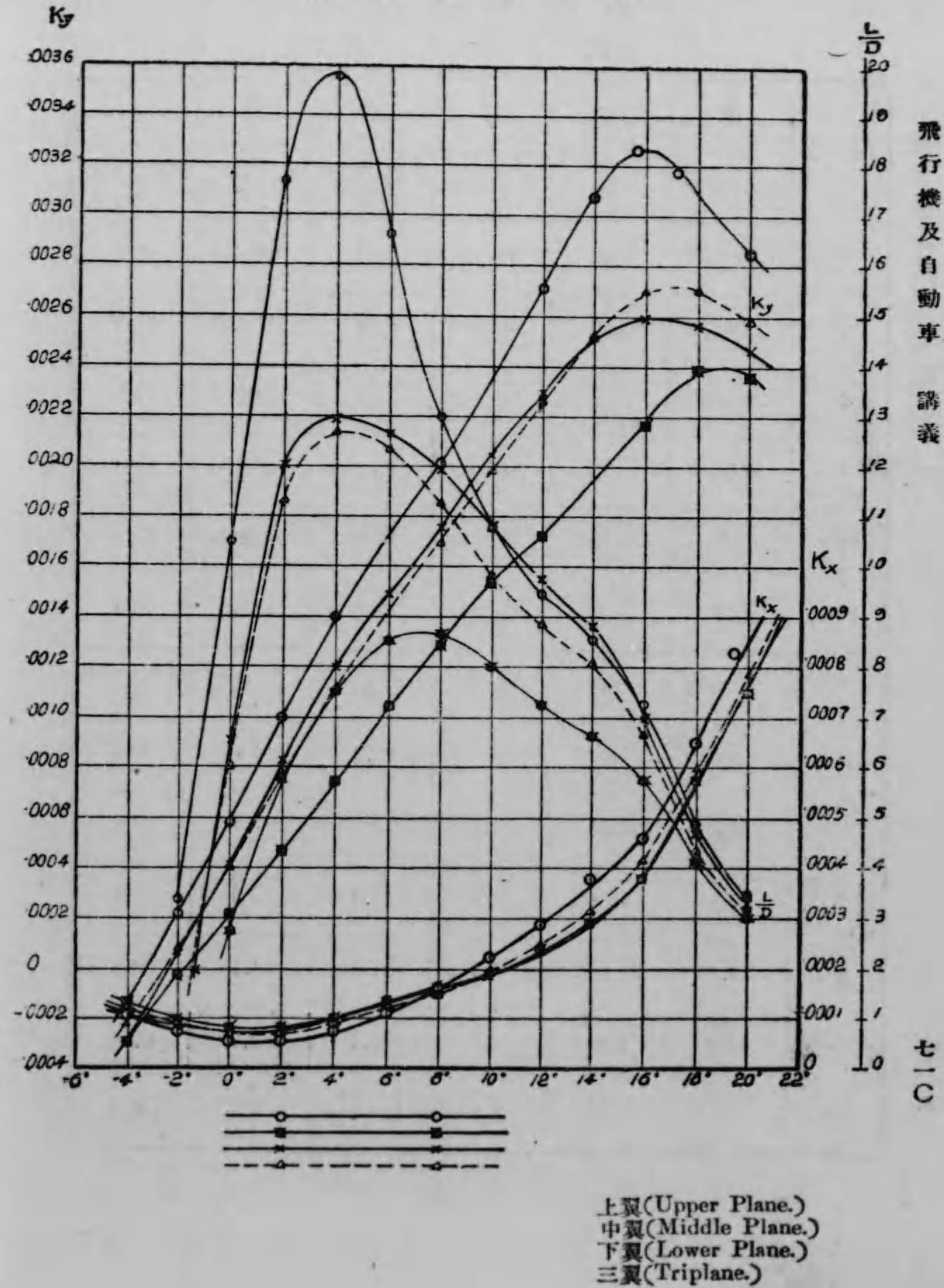
ける荷量の分布

第三百三十五節 三葉に於

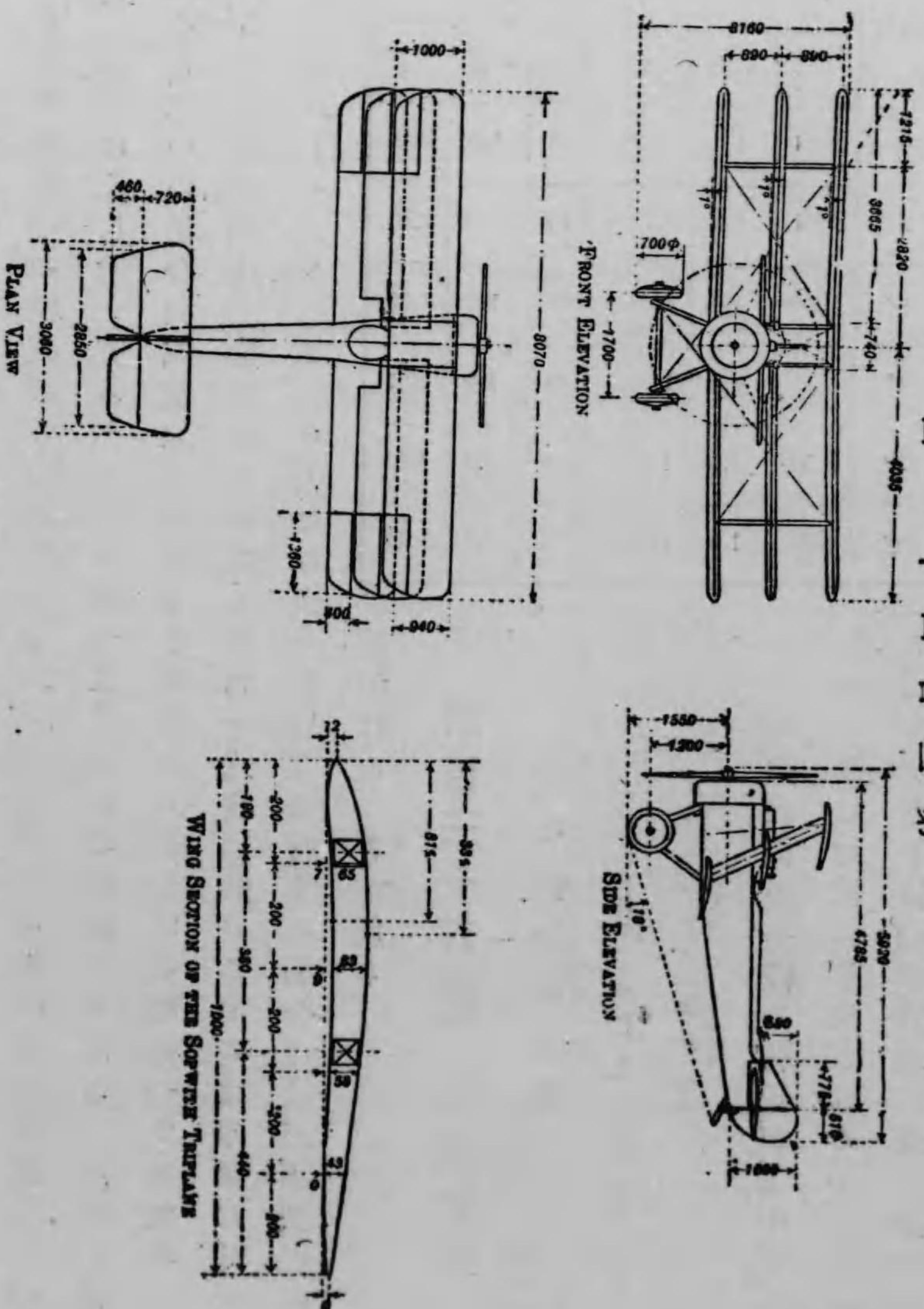
越的なることが解る。

に於ける浮力係數 K_y の價値は 0.000776 (0.000776) で、單葉の浮力係數 0.001033 (0.001033) に比し七十五「パーセント」四 (75.4%) であるが如きである。此表に據つて見ると、三つの場合共四度以上になると傾角が大きくなるに従つて其能率は減少するが、其減少率は三葉が最も少なく、傾角十六度に於ける能率は單葉に比して百四十五「パーセント」 (145%) で、大なる傾角を以て飛行する場合には三葉型の優

圖 十 四 百 三 第

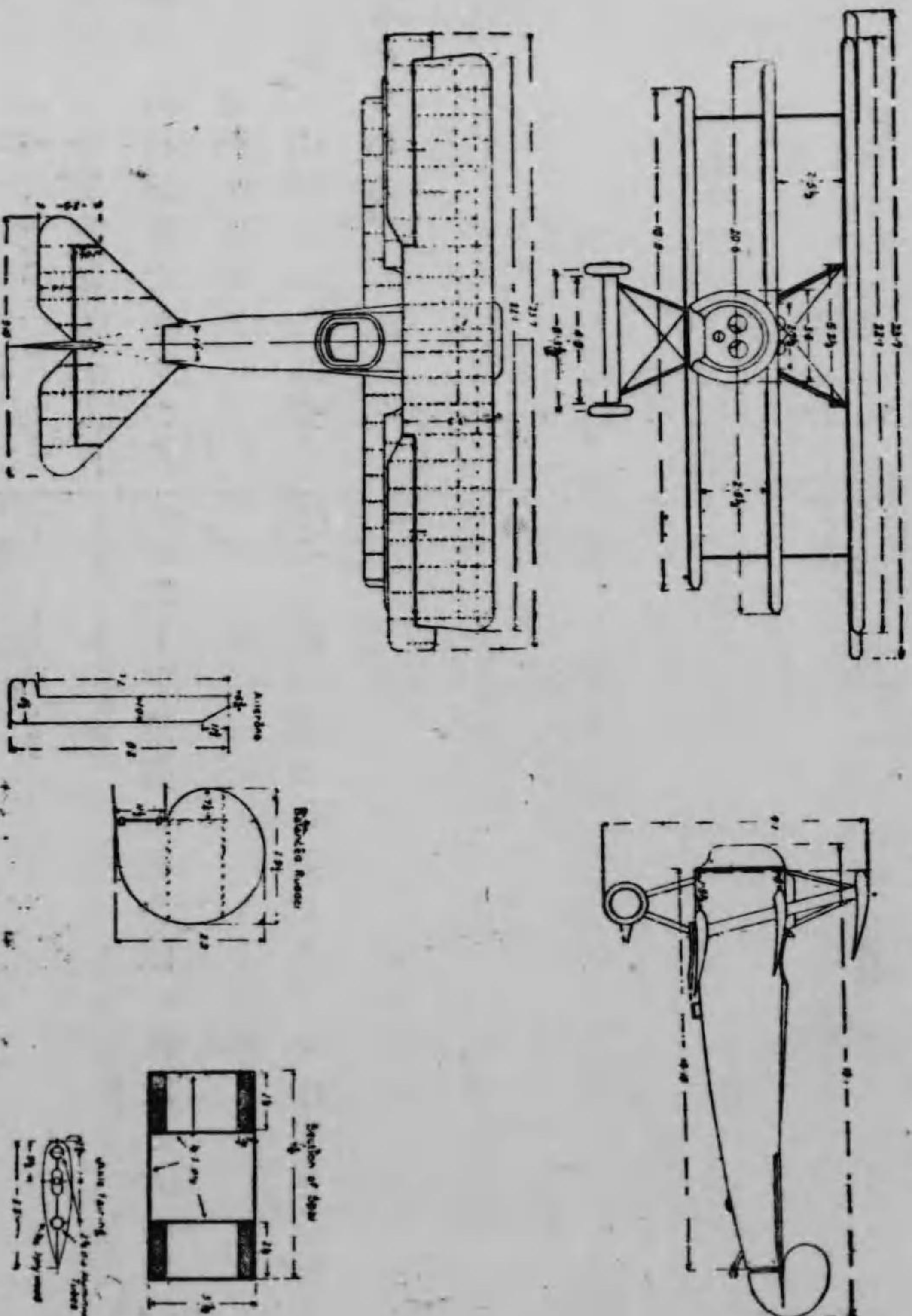


圖一十四百三第



ソッピース「三葉飛行機」(Sopwith Triplane) Printed in "Flight" (1917) courtesy of FLIGHT.

圖二十四百三第



「フオッカー」三葉飛行機 (Fokker Triplane) (published by British Air Ministry.)

論を得た。

一、上翼は、三翼の中で最も有効である。

二、中翼は能率最も低し。

三、下翼は、三枚を合せたるもの、即ち三葉飛行機全體の係數と大約同一である。(第 三百四十圖參照)

第三十四表は、三葉飛行機の三枚の翼の K_y 及び L/D を、中翼を單位として示したものである。

第八編 飛行機の性能 (Characteristics of the Aeroplane.)

第三十三章 速度 (Speed.)

第三百三十六節 基本公式 (Basic Formula.)

飛行機が空中を飛行する場合には、其翼面には二つの作用が現はれる。其一は、翼を上方に垂直的に押し上げる力即ち浮力 (Lift) で、他は、翼を氣流と同方向に押す力即ち抵抗 (Drag) である。

さて飛行機を空中に支持して居るが爲めには、其翼面に生ずる垂直的浮力は、恰も飛行機の重量と等しくなければならぬ譯である。今、飛行機の全體の重量を Q を以て表し、翼の支持力即ち浮力を R_y を以て表はす時は、飛行に必要な條件は、

$$Q = R_y$$

である。而して

$$R_y = K_y S V^2$$

なるを以て、更に左の如き公式を得ることが出来る。

$$Q = K_y S V^2 \dots \dots \dots \text{I.}$$

式中、Qは飛行機の飛行中の重量

Kyは翼の浮力係数

Sは翼の面積

Vは飛行機の種類

此公式に據つて見ると、飛行機を空中に支持せんが爲めには、飛行機自身の前進作用に據りて生ずる氣流の壓力が飛行機を垂直的に上方に押し上げる力と、飛行機の重量とは全く等量なるを要する。換言すれば飛行機の重量Qは、翼の浮力係数Kyと翼の面積S、及び飛行機自身の速度の自乗V²との相乗積と等量なることが必要である。

第三百三十七節

水平飛行の速度 (Speed in Horizontal Flight.)

公式(I)に於て見るが如く、飛行機の水平飛行に必要な根本の條件は

$$Q = K_y S V^2$$

なるを以て、吾人は此公式より推究して、飛行機の水平飛行に必要な速度は左の公式を以て表はすことが出来る。

$$V = \sqrt{\frac{Q}{K_y S}} \dots \dots \dots \text{II.}$$

式中、Vは飛行機の水平飛行の速度

Sは翼の面積

Kyは翼の浮力係数

Qは飛行機の全部の重量

注意 浮力係数Kyの價値は、翼の形狀及截面と傾角とによりて變化す。

即ち此公式に據つて見ると、飛行機の水平飛行の速度は、飛行機の重量Qを、翼の浮力係数Kyと面積Sとの相乗積を以て除し、更に之を平方に開いたものである。吾人は公式(II)に就いて研究すべき重要な問題がある。それは、公式(II)を組成するKy、S及びQの三要素の價値の變化に伴ふ速度Vの價値の變化で、大略左記の如き

ものである。

一、Ky 及び S の二要素の價値を同一に保ち、Q の價値のみを變化する場合。
 二、Q 及び S の價値を同一に保ち、Ky の價値のみを變化する場合。
 三、Ky 及び Q の價値を同一に保ち、S の價値のみを變化する場合。
 吾人は之等の諸問題を最も明瞭に且實際的に理解せんが爲めに、便宜上左の諸條件を基礎として計算を試みる。(第三十五表及び第三百四十三圖第三百四十四圖參照。)

- 一、飛行機の重量。Q、二千四百八十封度(2480 lbs.)
- 二、翼の截面。「R.A.F.6」
- 三、翼の排置。複葉翼隙一・二〇(1.20)梯形〇、不等角〇。反角〇。
- 四、翼の面積。S、四百平方呎(400 sq. feet) 翼比六。
- 五、翼の荷量。六封度二〇(6.2 lbs)
- 六、前面抵抗等量平面。S 十六平方呎7(16.7 sq. feet)又は、
機體全部の抵抗 $R = 0.050V^2$

七、發動機有效馬力。一分間千三百八十廻轉に於て二百十五馬力。(215 HP.)

八、「プロペラー」直徑。「ドローン」型第十一號九呎。(9 feet.)

九、「プロペラー」效率。V_{nD} の價値より「エツフェル」氏の曲線を使用して算出す。

十、總ての計算は海面に於ける空氣の密度を基準とす。

第三百三十八節 傾角の變化に據る速度の變化

(Variation in the Speed Caused by Change of Angle of Incidence.)

公式(II)

$$V = \sqrt{\frac{Q}{K_y S}}$$

を調べて見ると、與へられたる飛行機の重量 Q、翼面 S、を同一に保つ時は、速度 V は單に Ky の價値の變化に伴ふて變化するのみであることを發見する。そして此 Ky の價値を變化させるものは、云ふまでもなく翼の傾角であるから、飛行機の水平飛行の速度は、其翼面及び重量を變化しなれば、單に傾角の變化によりて變化するのみである。第三十五表に就いて之を見るに、例へば、傾角一度(1°)の浮力係數 Ky の

價値は、 0.0000706 (0.000706) であるから之に相當する速度 V は、公式 II に従ひ

$$V = \sqrt{\frac{2481}{0.000706 \times 400}} = 91 \text{ miles.}$$
 となり、傾角十六度 (16°) の浮力係數 K_y の價値は、 0.0002618 (0.002618) であるか
 ら之に相當する速度 V は、

$$V = \sqrt{\frac{2480}{0.002618 \times 400}} = 48.6 \text{ miles.}$$

となる。其他の傾角に相當する速度は、同一の方法により容易に算出することが
 出来る。(第三十五表參照)

速度曲線「バールポイント」(Speed Curve, Barble Point.)

吾人は第三十五表の速度 V の價値を、第三百四十三圖及び第三百四十四圖に示
 すが如き曲線 V を以て表はすことが出来る。此曲線に就いて見ると、速度の最高
 價は傾角負角一度 (-1°) に相當する百五十九哩で、最低價値は傾角十六度 (16°) に相
 當する四十八哩六である。此最低速度四十八哩六に相當する傾角十六度 (16°) は
 翼の浮力係數の最も高い點であるから此點を「バールポイント」と稱へる。此「バ
 ールポイント」に達するまでは、傾角が大きくなるに従つて翼の浮力係數は大き

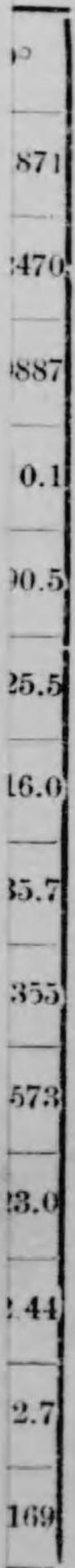


表 五 十 三 第

飛行機の性能

翼の截面 R. A. F. 6., 翼面積 S=400 平方呎., 全部の重量 2480 封度. 翼面の荷量 6.2 封度., 前面抵抗等量平面 s=16.7 平方呎., 發動機有效馬力一分間 1380 廻轉に於て 215., 「プロペラー」(CANT PROP) 直径 9 呎.

傾 角		-1°	0°	1°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°
浮力係数 Ky	単葉	.000285	.000571	.000821	.001072	.001477	.001873	.002268	.002634	.00288	.003015	.003045	.002987	.002871
	複葉 翼 率 比 1.25	.000245	.000491	.000706	.000922	.001276	.001611	.001951	.002265	.0 2480	.002595	.002518	.002570	.02470
抵抗係数 Kx		.000081	.000077	.000069	.000068	.000090	.000128	.000167	.000207	.000255	.0 032	.000434	.000698	.000887
速度 $V = \sqrt{\frac{R}{Ky \cdot s}}$		159.0	112.8	94.0	82.2	70.0	62.0	56.4	52.2	50.0	49.0	48.6	49.1	40.1
翼の抵抗 $R_x = K_x S V^2$		819.1	391.9	243.9	183.8	176.4	196.8	212.5	225.6	255.0	308.3	410.0	673.2	890.5
機體の抵抗 $R = 0.002sV = 0.050V^2$		1264.1	636.2	441.8	337.9	245.0	192.2	159.1	136.3	125.0	120.0	118.1	120.6	125.5
全部の抵抗 $R' = T = R_x + R$		2083.2	1028.1	685.7	521.7	421.4	389.0	371.6	361.9	380.0	428.3	528.1	793.8	1016.0
必要動力 $P_u = \frac{V T}{375}$		883.3	309.3	172.0	114.4	78.5	64.3	55.9	50.4	50.7	55.9	68.5	103.6	135.7
$\frac{V}{nD}$ の値		—	—	.670	.585	.498	.440	.400	.370	.354	.348	.345	.340	.355
「プロペラー」効率 η		—	—	.800	.763	.710	.663	.625	.590	.572	.563	.556	.564	.573
「プロペラー」馬力 P_p		—	—	172.0	164.0	152.5	142.3	134.0	127.0	123.0	121.0	120.0	121.0	123.0
滑走飛行勾配 $N = \frac{Q}{T}$		1.19	2.42	3.62	4.76	5.90	6.38	6.68	6.86	6.54	5.81	4.71	3.13	2.44
餘分の馬力 $P_e = \frac{Q V a}{33000}$		—	—	0	49.6	74.0	78.0	78.1	76.6	72.3	65.1	51.5	17.4	-12.7
昇騰速度 $V_d = \frac{P_e \times 33000}{Q}$		—	—	0	661	985	1038	1040	1020	962	866	685	233	-169

くなるから、速度は反對に小さくなる。更に傾角が大きくなつて「パーブルポイント」を超へて來ると、翼の浮力係数は次第に小さくなるから速度は再び増加して來る。傾角と速度との關係を約言すれば左の如くなる。飛行機の速度は、其翼の浮力係数の價値の最小なる傾角に於て最高で、浮力係数の價値の最大なる傾角に於て最低である。

最後に、種々の傾角に於ける速度に就いて推究すれば、飛行機が與へられたる一の傾角を以て空中を前進し、其翼面に於て恰も飛行機の重量に等しき垂直的浮力を得んが爲めには、其傾角に相當する唯々一つの速度が必要であることが明瞭になつて來る。例へば、第三十五表に據り、傾角十二度に相當する速度は五十哩で之が推進に必要な動力は五十馬力七であるが、若し此傾角を十二度に固定して少しも變化させないとすれば、假令へ動力を如何に變化して見ても、飛行機の機道が上方又は下方に傾くだけで、機の速度には少しも變りはないことを發見する。(次節参照)故に、與へられたる飛行機の水平飛行に於て、與へられたる一つの傾角には、之に相當する唯々一つの速度があるのみである。

第三百三十九節 速度と動力 (Speed and Power)

吾人は更に、飛行機の水平飛行に於ける動力と速度との關係に就いて調べて見ねばならぬ。さて、發動機より生ずる動力は、飛行機の水平飛行に於て如何なる役目をするかと云ふに、之には色々六ヶしい原則があるが約言すれば左の如くなる。

發動機の動力は、飛行機が自身の重さで地面に向つて下降する動作を防ぎ止める爲めに、飛行機を後方から推し又は前方から牽いて、其機道を水平に保持するにある。

實驗に據れば、水平飛行中に於て、若し操縦者が昇降舵の位置を變へずに、(即ち翼の傾角を變へずに) 開閉器スハツチを開いて發動機の運轉を停止する時は、飛行機は直に滑走飛行に移り、或る勾配の機道を以て地面に向つて下降して來る。此場合の機速度は

水平飛行の場合と全く同一である。

今、發動機は全然停止して居つて、飛行機には何等の動力をも供給して居らぬのに、滑走飛行の速度が全く水平飛行の速度と同一なる譯は、單に傾角なる一要素が其速度を制限するからである。更に、滑走飛行中の機の平衡状態及び氣流(飛行機自身の下降より生ずる)と翼との角度も水平飛行の場合と全く同一である。

吾人は更に、滑走飛行中の飛行機に就いて推究を試みる。滑走飛行中に於て、操縦者が昇降舵の位置を依然之の通りにして置いて、(即ち翼の傾角を變へずに) 再び發動機を始動して漸次に其動力を増加する時は、機道は次第に上方に傾き再び水平線に復する。更に動力を増せば機道は水平線より上方に傾く。之等の場合に於ける飛行機の速度は前と少しも變りはない。之に據つて見ると、
動力の作用は、飛行機の速度には直接關係なく、唯飛行機の重力に打ち勝つて、機道を水平に保持するにある。
ことが解る。

吾人は更に推究を續ける、今、水平飛行の際に、操縦者が翼の傾角を變へずに、(即ち昇降舵の位置を變へずに) 發動機の動力を増加する時は、機は上昇の姿勢を執る、

此場合の速度は矢張り前の通りで少しも變りはない、

そこで、今度は、昇降舵を動かして(翼の傾角を變へて)機道が水平になる如くする時は、機速度は増加して来る。例へば、第三十五表に據り、傾角十度(10°)を以て水平飛行をするとすれば、其速度は五十二哩二で、之に要する動力は五十馬力四であるが、發動機の氣喉瓣を開いて其動力を例へば百十四馬力四に増加しても、若し昇降舵の位置即ち翼の傾角が依然として變りなければ、機は増加した動力に伴ふて、一分間に六百六十一呎昇騰するだけで機速度には少しも變りはない。此時若し昇降舵を動かして翼の傾角を例へば二度(2°)に減する時は、機速度は増加して八十二哩二となる。故に、動力を變化して機の水平速度を變化せんが爲めには、同時に、昇降舵を動かして翼の傾角をも變へねばならぬ。即ち、動力は機速度に精密に適合せねばならぬ。動力と速度との關係を約言すれば左の如くなる。
 動力は傾角なる媒介者を通じて、初めて機速度に影響を及ぼすものである。

第四百十節 速度變換範圍 (Speed Range)

與へられたる飛行機速度變換範圍は、第三十五表及び第三百四十三圖第三百四十四圖の曲線より推究して容易に之を知ることが出来る。即ち、與へられたる飛行機は、必要動力曲線 P_u と、「プロペラ」馬力曲線 P_p と交叉する二點に相當する速度を以て水平飛行を爲し得るもので、従つて、若し動力を變化すれば二曲線の交叉せる内部の任意の點に相當する速度を以て飛行することが出来る。一般に、二曲線の交叉點の一つは機の最高速度で、他は最低速度であるが、若し、飛行機が高馬力の發動機を備へて、居り、且、「プロペラ」の效率が好良であれば二本の曲線は機の速度の最低の場合に於ても尙交叉しないことがある。斯くの如き飛行機は、「ストーリングアングル」(第百二十五節「最高浮力係數」の項参照)の場合に於ても尙昇騰の餘力を有つて居る。

さて、第三百四十三圖及び第三百四十四圖の曲線に就いて見ると、飛行に必要な發動機の動力の曲線 P_u と、飛行に利用し得べき「プロペラ」馬力の曲線 P_p とは、速度九十四哩の點に於て交叉して居るから此飛行機の最高速度は一時間九十四哩で、之に相當する翼の傾角は一度(1°)である。更に、二曲線の他端は速度四十九哩五

の點に於て交叉して居るから、發動機の氣喉全開に於ける機の最低水平速度は四十九哩五で、之に相當する傾角は約十九度である。然しながら、吾人の撰定せる飛行機にありては、其最低速度は傾角十六度に相當する四十八哩六で、此點に於て二曲線は交叉して居らぬから、此飛行機は「ストリーングアングル」以上の傾角に於ても尙昇騰の餘力を有つて居る。(第三十五表及び第三百四十三圖第三百四十四圖参照)

吾人は上述の原理に従ひ、與へられたる飛行機の世界速度變換範圍を極めて精密に算出することが出来る。即ち吾人の撰定せる飛行機の世界速度變換範圍は、最低四十八哩六乃至最高九十四哩である。動力に就いては、第三十五章に於て詳述する。

第四百十一節 重量及び翼面の速度に及ぼす影響

(Effect of Value of Aeroplane's Weight and Wing Surface on its Speed.)

公式(II)

$$V = \sqrt{\frac{Q}{K_y S}}$$

に於て、 K_y の價値を變化せしむるに(即ち傾角を變化せしむる)重量 Q 又は翼面 S の價値を變化する時は、速度 V の價値も又従つて變化する、それが如何に變るか云へば、速度 V の價値は翼の荷量(Wing Loading)の平方根に比例して變化する。

翼の荷量とは、翼の單位面積の支持する重量即ち $\frac{Q}{S}$ のことで、其平方根は $\sqrt{\frac{Q}{S}}$ である。故に與へられたる飛行機の世界速度 V の價値は $\sqrt{\frac{Q}{S}}$ に比例して變化する。例へば第三十五表に據り、傾角十二度に相當する速度は、

$$V = \sqrt{\frac{Q}{K_y S}} = \sqrt{\frac{2480}{0.00248 \times 400}} = 50 \text{ miles.}$$

であるが、若し S 及び K_y を變化せしむるに、 Q の價値を四倍に増加する時は、

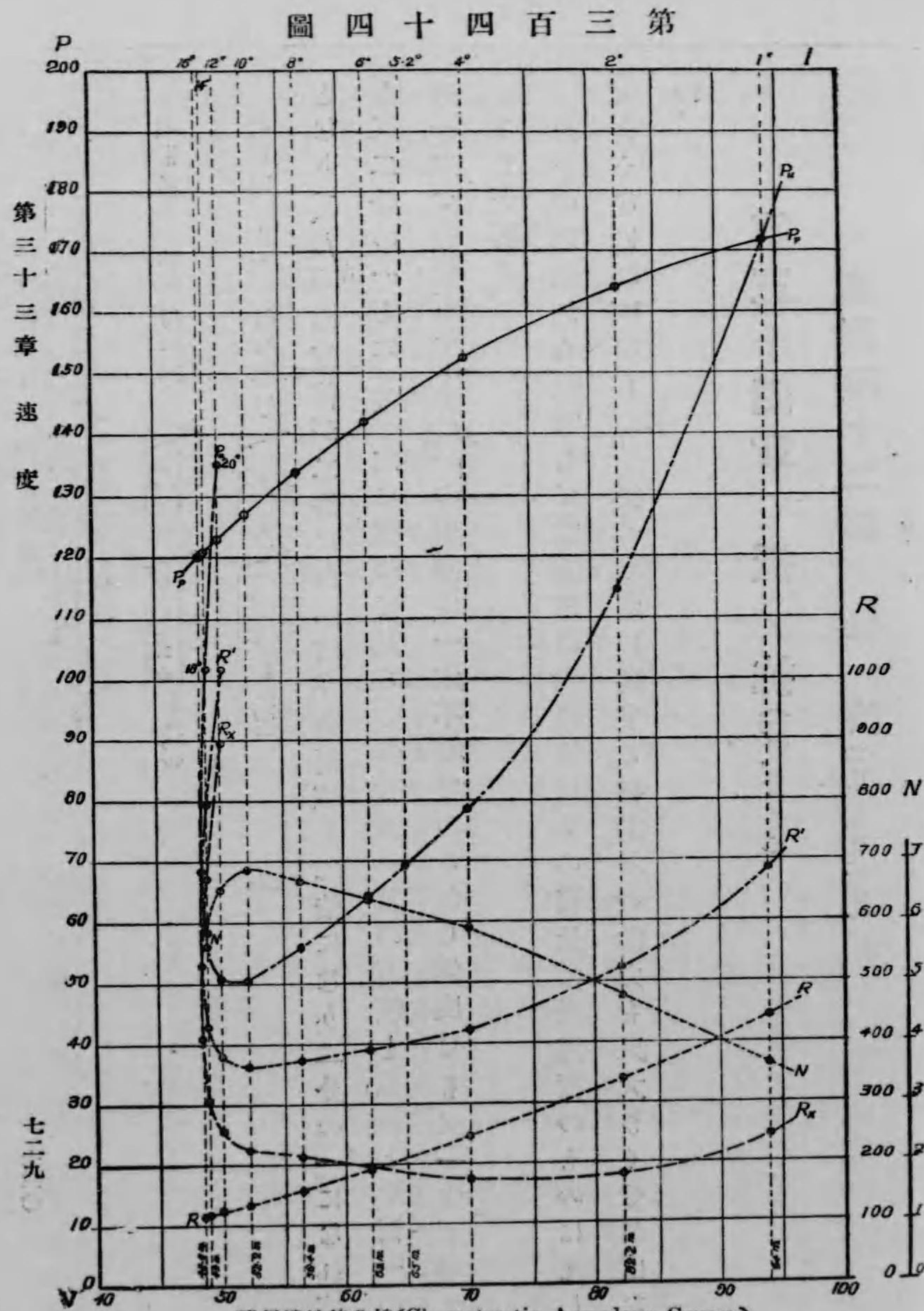
$$V = \sqrt{\frac{2480 \times 4}{0.00248 \times 400}} = 100 \text{ miles.}$$

となりて V の價値は前の二倍となる。今度は、 Q 及び K_y の價値を同一に保ち S の價値を四分の一に減ずると、

$$V = \sqrt{\frac{2480}{0.00248 \times 100}} = 100 \text{ miles.}$$

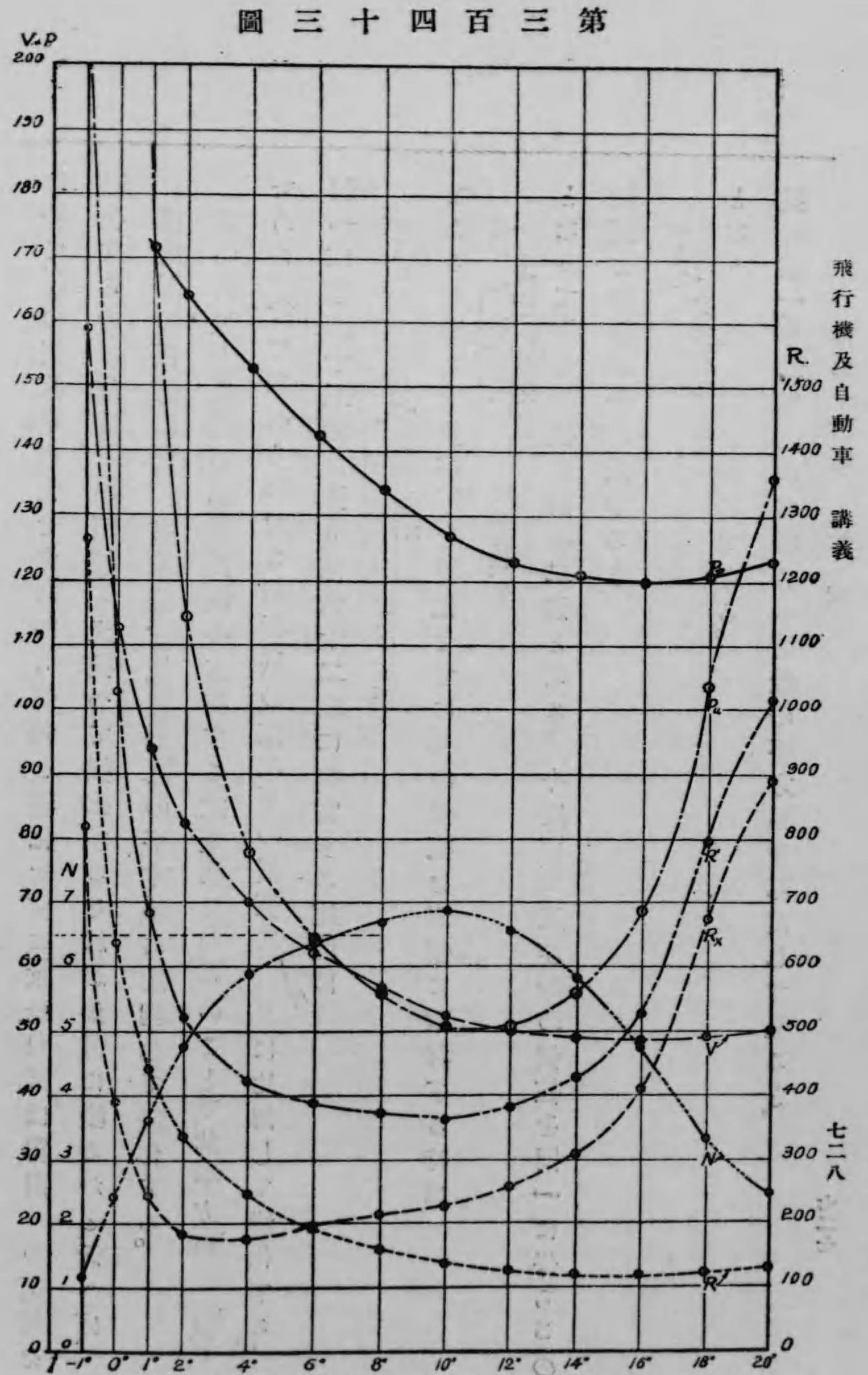
となり答數は前と同じである。

更に第一、第二、第三の各場合の荷量の平方根を算出して見ると、



第三十三章
速度

七二九



飛行機及自動車
講義

七二八

$$V = 50 \text{ miles なる時の } \sqrt{\frac{Q}{S}} = \sqrt{\frac{2480}{400}} = 2.49$$

$$V = 100 \text{ miles なる時の } \sqrt{\frac{Q}{S}} = \sqrt{\frac{2480 \times 4}{100}} = 4.98$$

$$V = 100 \text{ miles なる時の } \sqrt{\frac{Q}{S}} = \sqrt{\frac{2480}{100}} = 4.98$$

となりて、 $\sqrt{\frac{Q}{S}}$ の値が二倍になれば V の値も二倍になり、二分の一になれば V も又二分の一となる。之に據つて見ると、飛行機の翼の面積と重量とを同一の比例を以て變化しても $\sqrt{\frac{Q}{S}}$ の値は一定不變であるから速度 V も又一定不變であることが解る。

以上の原則から推究して、高速度の飛行機は、翼の荷量は低速度のものに比して大きくなければならぬ。従つて之に要する發動機の動力も又大きくせねばならぬ。

第三十四章 抵抗 (Resistance,)

第四百十二節 概論 (Introduction,)

飛行機が飛行する場合には、其翼面には、翼を垂直的に上方に押し上げる力即ち浮力と、翼を氣流と同方向に押す力即ち抵抗力との二つの作用の現はれることは吾人の既に研究せる所である。

さて、飛行機が單に翼のみで飛行することが出来れば、氣流の反動も單に上記の二つのみであるから飛行は極めて容易であるが、實際に於ては、飛行機は翼の外に、翼を取り付ける主體、翼を支持する機柱、針金、金具、發動機、放熱器、着陸水装置等があつて初めて飛行することが出来るので、翼のみにては不幸にして飛行することは出来ない。故に、飛行機の飛行中の抵抗の全量乃ち飛行機の前進を妨げる力は、翼ばかりの時よりも遙かに多くなるのである。

飛行機の抵抗は左の三種に區別することが出来る。

一、翼の抵抗。(Drift of wing.)

二、翼以外の凡ての部分に生ずる抵抗。(Structure or Body Resistance.)

三、摩擦抵抗。(Frictional Resistance.)

右の内(三)の摩擦抵抗は(一)及び(二)の内に包括されて居ると見ても差支へないか

ら、極めて精密なる計算を要する場合には、主として操縦翼面、龍骨面等に就いて計算するが、一般の場合には之を省略してもよい。

第四百十三節 翼の抵抗 (Drift of Wing)

翼の抵抗は、翼面に必要なる浮力を生せんが爲めに費さるゝ一つの力であつて如何に巧妙に設計せられたる翼と雖も、此抵抗なる犠牲的反動力を消費せず必要なる浮力を要求することは不可能である。故に吾人は、此抵抗を能動抵抗 (Active Resistance) と呼んで居る。翼の抵抗を算出する公式左の如し。

$$R_x = K_x S V^2 \dots \dots \dots \text{I}$$

式中、 R_x は翼の抵抗。

K_x は翼の抵抗係數。

S は翼の面積。

V は速度。

又は、

$$R_x = \left(\frac{K_x}{K_y} \right) Q \dots \dots \dots \text{II}$$

$$R_x = Q + \frac{L}{D} \dots \dots \dots \text{III}$$

式中、 Q は飛行機の重量。

$\frac{L}{D}$ は翼の或る傾角に於ける浮力係數と抵抗係數との比。

翼の抵抗計算の實例

例一。左の翼面の抵抗を公式 (I) により計算せよ。

翼截面、R.A.F.6 翼比六、面積四百平方呎、垂直複葉、翼隙比一・二〇。傾角四度。

答。百七十六封度四。

解。第三十五表により。

$$K_x = 0.00009$$

$$S = 400$$

$$V = 70$$

なるを以て、

$$R_x = K_x S V^2 = 0.00009 \times 400 \times 70 \times 70 = 176.6 \text{ lbs.}$$

例二。左の翼の抵抗を公式(III)により計算せよ。

翼截面「R.A.F.6」翼比六、翼面四百平方呎、傾角十二度、機の重量二千四百八十封度。
答。二百五十五封度。

解。傾角十二度に相當する浮力係數及抵抗係數の比は、第三十五表により、

$$\frac{L}{D} = \frac{0.002480}{0.000255} = 9.75$$

$$Q = 2480$$

なるを以て、

$$R_x = Q \div \frac{L}{D} = \frac{2480}{9.75} = 255 \text{ lbs.}$$

抵抗曲線 (Drift Curve.)

吾人は公式(I)又は(II)を使用して與へられたる翼の任意の傾角に於ける抵抗を極めて容易に算出することが出来る。斯くの如くにして算出したる種々の傾角に於ける抵抗の價値を、曲線 R_x を以て表はす。(第三百四十三圖及び第三百四十四圖參照)吾人の撰定せる飛行機の翼の抵抗は、曲線の示す通りで、其最低價値は傾角四度(4°)速度七十哩に於て百七十六封度四である。

第四百四十四節 前面抵抗 (Head Resistance.)

翼以外の總て氣流に衝る機體各部に生ずる抵抗は、前節に説明せる能動抵抗とは全く其性質を異にし、之に據りて何等の浮力をも生ずることはないから、此抵抗は前者と判然區別して受動抵抗 (Passive Resistance) 又は前面抵抗 (Head Resistance) と稱へる。更に、此抵抗は機體に生ずる抵抗であるから、構材又は機體抵抗 (Structure or Body Resistance) とも呼んで居る。

現行飛行機を組成する機體其他の部分に生ずる前面抵抗に就いては、第二十章第百十五節に於て、吾人の詳細に研究せる所である。

前面抵抗算出公式其一。

吾人若し、前面抵抗を生ずべき面、即ち、翼以外の氣流に衝る機體其他の凡ての部分の面を、一つの正方形平面に換算する時は、吾人は其面を、前面抵抗等量平面 (Equivalent Area for Head Resistance) と稱へる。今此平面を小 S を以て表はす時は、前面抵抗算出の公式は、第百十五節に示したる公式(I)に従ひ左の如くすることが出来る

$$R = 0.003S V^2 \dots \dots \dots \text{I.}$$

式中、R、は前面抵抗の全量。

0.003は固定係数。

S、は前面抵抗等量平面。

V、は機 の 速度。

前面抵抗算出公式其二。

吾人若し、機體全部の抵抗係数を算出し得て、其係数をKbを以て表はす時は、前面抵抗算出公式は左の如くすることが出来る。

$$R = KbV^2 \dots \dots \dots \text{II.}$$

前面抵抗計算の實例 (Example for Head Resistance Calculation.)

前面抵抗と滑り氣流

前面抵抗の計算に於て大切なことは、牽引式トラックの飛行機に於ては、「プロペラー」の「滑り氣流」の爲めに、其氣流の衝る部分の抵抗を増加すること、此増加率の計算は、今日の處ではさして面倒な問題となつて居らぬ。英國の計算によれば、「滑り氣流」の

速度の増加率は二十八「パーセント」四(28.4%)で、米國の計算によれば、大約十五「パーセント」(15%)である。故に、吾人が實地に計算する場合には、

「プロペラー」の氣流に衝る部分の關係的氣流の速度の増加率は約二十「パーセント」(20%)で、其部分の抵抗の増加率は約四十四「パーセント」(44%)とすれば大した間違ひはない。

も一つの方法は、全部の抵抗に、滑り氣流より生ずる増加率約十「パーセント」(10%)を加ふること、此方法も敢て精密とは言ひ難いが、前記の方法に比して遙かに簡単で、且、實地飛行の試験と大約一致して居る。

左に前面抵抗計算の實例を示す。

「BE2」の抵抗

第三十六表は、「ローヤル・エヤクラフト・アクトリ」(R. A. F.)及びN.P.L.に於て、精密に計算したもので、機體の「プロペラー」の氣流に衝る部分の抵抗は滑り氣流より生ずる増加率を加へてある。試験せる氣流の速度は、一時間六十哩又は一秒間八十八呎「滑り氣流」の速度は一秒間二十五呎で、其結果、氣流の速度の増加率は二十

表七十三第

機名	カーチス ¹ , 二席., 1893 lbs. 牽引式., 90 H.P.	マーティン ¹ , 1800 lbs. Lルノ-770H.P.	M.I.T., 1850 lbs. 複葉 牽引式., 90H.P.
機體、放熱器、機室、 防風板等 (L滑り氣流 ¹ の速 度15%を加ふ。)	39.5%	30.0%	37.0%
尾翼、方向舵、張線、 針金、平衡翼。	10.5%	18.8%	15.6%
着陸輪全部。	17.5%	14.2%	16.3%
翼張線、機柱、針金、 金具。	28.5%	14.8%	27.6%
Lエルローン ¹ 又はLフ ラップ ¹ Lブーレー ¹	4.0%	22.2%	3.5%
前面抵抗。 (R=封度單位) (V=時、哩、單位)	$R=0.035V^2$	$R=0.042V^2$	$R=0.032V^2$
速度一時間六十哩に 於ける抵抗。	126 lbs.	151 lbs.	115 lbs.

表八十三第

型	重量 封度單位	發動機力	抵抗係數 V in m.p.h.	L滑り氣流 ¹ の増 加率10%を加へ たる係數。	速度六十 哩に於ける 抵抗。
複葉牽引 式搜索 機	2300	120 h.p.	$R=.04V^2$	$.44V^2$	153 lbs.
同上	2885	125 h.p.	$R=.0485V^2$	$.0530V^3$	193 lbs.

の増加率は三十二パーセント(32%)である。
第三十八表は、M.I.T.の學生の設計せるもので、各部の抵抗は最も注意して計算したものである。
與へられたる飛行機の設計に於て、前面抵抗を綿密に算出することは頗る複雑な仕事である

表六十三第

L B. E. 2¹の前面抵抗
(Q=1650 lbs./ S=372 sqfec, 發動機 70 H. P, 複葉⁹)

部	分	試験所	抵抗(封度單位)
機柱	8本-6'0"×1 1/4"	N.P.L.	4.2
	4本-4'0"×1 1/4"	N.P.L.	1.4
	6本-3'0"×1 1/4"	N.P.L.	1.6
			7.2
翼	2-20' Lケーブ ¹	N.P.L.	29.5
	70-12G.H.T. Lワイヤ ¹	N.P.L.	5.6
	52-緊張線		3.0
			38.1
昇降舵及方向舵			2.0
機體、操縦者及同乗者			40.0
軸			2.0
主樑及軸			1.0
後機			.5
車輪			3.5
翼、樑、針金、靜音器、其他			10.0
			59.0
L滑り氣流 ¹ に衝る部分			
機體			40.0
4-4'0" 機柱			1.4
2/3-3'0" 機柱			.8
50'-Lケーブ ¹			6.7
30'-H.T. Lワイヤ ¹			2.4
方向舵及昇降舵			2.0
後部機			.5
金具			2.0
			51.8
滑り氣流の増加率 65%を加へて			91.5
増加			35.7
合計			140.0

八パーセント(8%)の抵抗の増加率は約六十五パーセント(65%)である。
其他の飛行機の抵抗第三十七表は、米國製練習機の各部に於ける抵抗の分布を示したもので、滑り氣流の速度は、飛行機の速度に十五パーセント(15%)を加へたもので、プロペラの氣流に衝たる、部分の抵抗

から、茲には此等の實地計算を省略し、單に上述の例に倣つて、吾人の撰定せる飛行機の前面抵抗の係數 K_b の價値を 0.050 として計算を進める。故に公式 (II) は左の如くなる。

$$R = 0.050V^2$$

更に、公式 (I) の S の價値は

$$\frac{0.50}{0.003} = 16.7 \text{ sqfeet. となる。}$$

前面抵抗曲線 (Head Resistance Curve.)

第三百四十三圖及び第三百四十四圖の曲線 R は、公式 (I) 又は (II) に據りて算出せる前面抵抗又は機體の抵抗を示したもので、其最低價値は百十八封度一で翼の傾角は最低速度に相當する十六度である。

第四百十五節 飛行機全部の抵抗 (Total Resistance of The

Aeroplane.)

飛行機の飛行中に生ずる全部の抵抗は、翼の抵抗 R_x と、機體の抵抗 R との和であ

るから、左の公式を以て表はすことが出来る。

$$R' = R_x + R \dots \dots \dots \text{I.}$$

然るに

$$R_x = K_x S V^2$$

$$R = 0.003_s V^2$$

なるを以て公式 (I) は左の如き形にすることが出来る。

$$R' = \left(K_x + \frac{0.003_s}{S} \right) Q \dots \dots \dots \text{II.}$$

此公式は

K_y 翼の浮力係數。

K_x 翼の抵抗係數。

S 翼の面積。

s 前面抵抗等量平面。

0.003 固定係數。

Q. 飛行機の重量。

の六要素から出来て居る、そして、與へられたる翼の K_y 及び K_x は傾角と共に變化するものであり、 0.003 は一定不變のものであるから、吾人は公式 (II) に據り與へられたる飛行機の

- 一、傾角。
- 二、重量。
- 三、翼面。
- 四、前面抵抗等量平面。

の内の任意要素の價値を變化して、之に伴ふ抵抗の價値の變化を容易に知ることが出来る。
更に、

$$R_x = K_x S V^2$$

$$R = K_b V^2$$

なるを以て公式 (I) は又左の如き形にすることが出来る。

$$R' = (K_x S + K_b) V^2 \dots \dots \dots \text{III.}$$

全部の抵抗曲線 (Total Resistance Curve.)

第三百四十三圖及び第三百四十四圖の曲線 R' は公式 (I) (II) 又は (III) を使用して計算したる全部の抵抗を示したもので、其最低價値は、速度五十二哩、傾角十度に於て、三百六十一封度九である。

第四百四十六節 推力 (Thrust.)

飛行機の飛行中に生ずる抵抗は、即ち飛行機の前進を妨碍する力である。故に、飛行機が飛行せんが爲めには、其前進を妨碍する力に打ち勝つて進むだけの力を有つて居らねばならぬ。發動機及び「プロペラー」は、乃ち飛行機に其力を附與するもので、之を推力と稱へる。推力は、氣流の作用及び反動が同一なる原則に従ひ、飛行機の全部の抵抗と等量のもので、左の如く言ひ表はすことが出来る。

推力は其量に於て抵抗と同一で、作用は正反對である。
故に前節の公式 (I) (II) (III) はそれ／＼左の如くなる。