

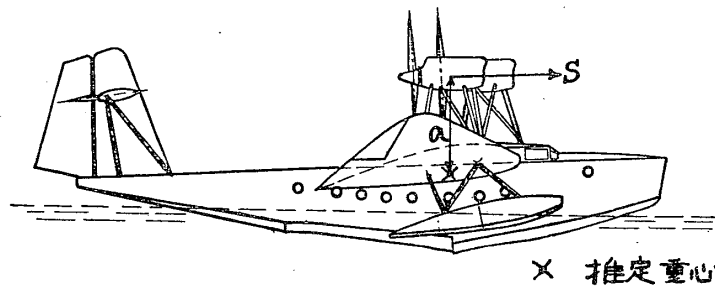
## 推力モーメント及プロペラ後流の 飛行機縦安定に及ぼす影響に就て

横濱高等工業學校教授 近 藤 政 市

發動機，プロペラ及水平尾翼を艇體又は胴體より相當上の方に配置した飛行艇及飛行機（例へばロールバツハ，サボイア）に於ては，縦モーメントの釣合及安定の見地より，推力モーメント及プロペラ後流の影響に就て，特別の考慮が必要である。本文は斯かる飛行艇及飛行機に就て，推力モーメント及プロペラ後流の問題を考究したものであつて，§1 では推力モーメントを全機モーメントの釣合及安定の點より考察し，§2 及 §3 ではプロペラ後流による氣流方向の變化角度及岐點壓増加量の計算式を出してゐる。

### §1a 推力モーメントの大きさ及全機モーメントの釣合。

縦モーメントの釣合及安定を論ずる際には，プロペラ推力  $S$  (kg) の重心のまわりのモーメント即推力モーメント  $Sa$  (kgm) (但し  $a$  は重心と推力軸間の垂直距離 (m)) は，普通の陸上機に於ては， $S$  も小さく亦  $a$  も小さいこの理由の下に，主翼モーメント及尾翼モーメントに比較して無視してゐる。然し，此處で取扱ふ型の飛行艇及飛行機では推力軸が重心より相當高い所にある爲に，推力モーメント  $Sa$  は相當の大ききなり之を無視し得ざるものである（第1圖）。又普通の飛行機でも，推力モーメントがきの程度のものか當つてみるにも便



第 1 圖

利であるから，この推力モーメントの計算法を考へて置く必要がある。元來，推力  $S$  は主翼及尾翼にはたらく空氣力と異り，岐點壓  $q$  に比例せず，又氣流との相對關係のみで決定されず，發動機に關係してゐる爲に，推力モーメントを無視し得ざる場合飛行機全體のモーメントの釣合及安定の論議には特別の考慮を要する。

$G$ : 全備重量 (kg),       $F$ : 主翼面積 ( $m^2$ ),       $S$ : 推 力 (kg),

- $N_e$ : 發動機出馬力 (Ps),  
 $c_u, c_w$ : 全機の揚力及抗力係数,  
 $\eta$ : プロペラ効率 (60%, 70% 等常數を假定す),  
 $\gamma$ : 空氣比重 (kg/m<sup>3</sup>),  
 $v$ : 飛行速度 (m/s),       $w$ : 上昇速度 (m/s),  
 $\varphi$ : 飛行経路の水平線をなす角 (rad), 上向きのをき正,  
 $z$ : 高度  $z$  (km) なることを表はす示數

とすれば,

$$\text{推力 } S = c_w \frac{\gamma_z}{2g} F v_z^2 + G \varphi_z = c_w \frac{\gamma_z}{2g} F v_z^2 + G \frac{w_z}{v_z}$$

重心より推力軸線迄の距離  $a$  (m) は推力軸が重心よりも上方にあることを正とし, 頭重 (nose heavy) のモーメントを正とすれば

$$\text{推力モーメント } M_s \text{ (kgm)} = Sa = \left( c_w \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2 F + G \frac{w_z}{v_z} \right) a$$

普通, 釣合及安定を論ずるにはモーメントを  $q = \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2$  で割つた係数を用いるから

$$\begin{aligned} \text{推力モーメント係数 (m}^3\text{)} &= \frac{M_s}{q} = \left\{ c_w F + \left( G / \frac{\gamma_z}{2g} v_z^2 \right) \frac{w_z}{v_z} \right\} a \\ &= \left\{ c_w F + c_u F \frac{w_z}{v_z} \right\} a \\ &= Fa \left( c_w + c_u \frac{w_z}{v_z} \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{爰で} \quad w_z &= \frac{75\eta N_{ez}}{G} - \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2g}{\gamma_z} \cdot \left( \frac{c_w^2}{c_u^3} \right)} \\ v_z &= \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2g}{\gamma_z} \cdot \frac{1}{c_u}} \end{aligned}$$

故に推力モーメント係数は飛行高度  $z$  (km), 發動機出馬力  $N_{ez}$  (Ps) 及迎角  $\alpha$  (度) によつて變化するこゝが分る。

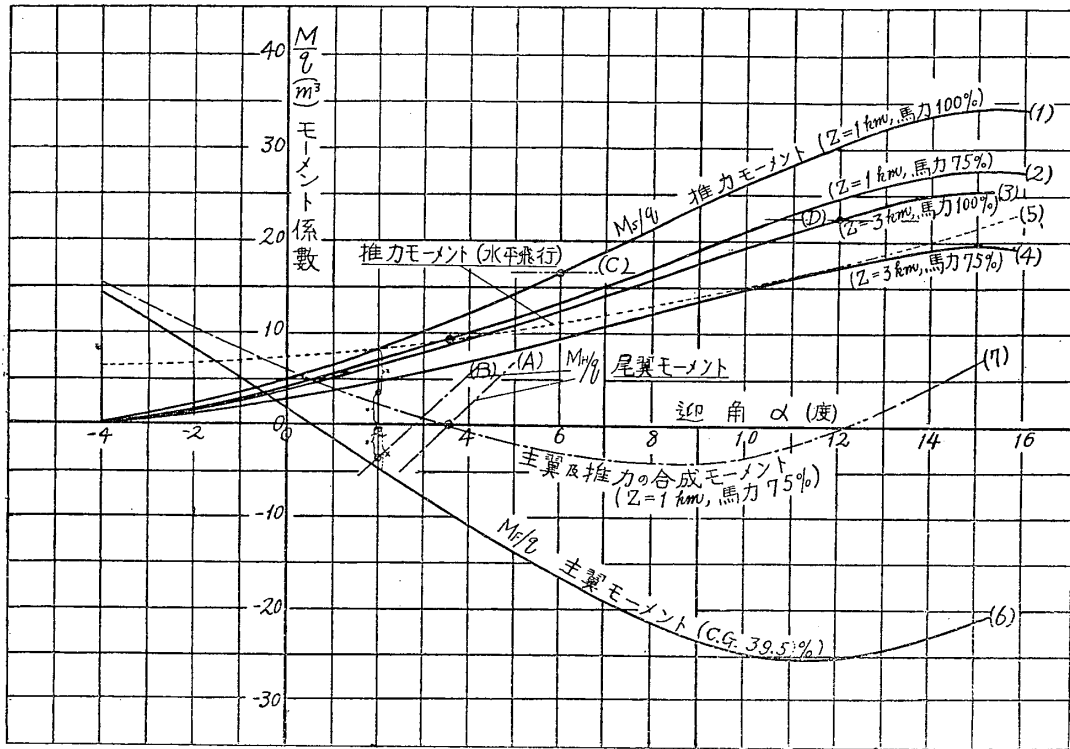
尙水平飛行時の推力モーメント係数は, この特別の場合で, 水平飛行をなし得る様に發動機出馬力を加減した場合であつて, その

$$\text{推力モーメント係数 (m}^3\text{)} = \frac{M_s}{q} = Fac_w$$

と與へられ, 迎角  $\alpha$  のみに關係し, 高度には無關係である。

第2圖は或飛行艇<sup>1)</sup> (附表第1参照, 地上總馬力=705(Ps), プロペラ効率  $\eta=60\%$ , 重心より推力軸間距離  $a=1.60$  (m)) に就て, 推力モーメント係数を迎角に對して畫いたもので

1) 本校造船工學科航空專修生高須孔武君の卒業設計。數値計算も主として同君による。



第 2 圖 各種モーメントの釣合及安定圖

ある。右上りの實線 (1), (2), (3), (4) は夫々高度  $z=1$  (km), 3 (km); 發動機出馬力 100% 及 75% (發動機出馬力は高度  $z$  により W. S. Diehl の式  $N_{az}/N_{a0}=(\gamma_z^2/\gamma_0)^{1.305}$  で遞減するものと假定) のときの推力モーメント係数を, 點線 (5) は水平飛行時の推力モーメント係数を示す。

これ等の線圖は偶々ケーニツヒ推力圖 (König's tractive force diagram) に似たものを作ることになつて, 點線 (5) より上の範圍は推力に餘裕ありて上昇飛行を示し, 點線 (5) の垂直距離をその迎角の  $c_a$  で割れば上昇角に比例した數値が出る。點線 (5) より下の範圍は推力過少にして下降飛行を示し, 點線 (5) の垂直距離を其處の  $c_a$  で割つたものは下降角に比例した數値になる。點線 (5) と實線との交點は推力に過不足なくして水平飛行を示す。例へば實線 (2) と點線 (5) との交點は  $\alpha=3.5^\circ$  に相當し,  $z=1$  (km) の高度にて發動機出馬力を 75% に絞れば  $\alpha=3.5^\circ$  にて水平飛行をなすべきものなることを示す。尙實線 (4) と點線 (5) とは  $\alpha=11\sim 12^\circ$  附近で接觸してゐるが, これは發動機出馬力を 75% に絞るときは上昇限度が 3 (km) なることを示し,  $\alpha=11^\circ\sim 12^\circ$  は最速上昇迎角と一致せることを見る。

主翼モーメント係數  $M_x/q$  は曲線 (6) にて示す。これは次に説明する如く,  $z=1$  km, 出馬力 75% のとき  $\alpha=3.5^\circ$  にて尾翼モーメントの助け無くして全機モーメントを釣合はし

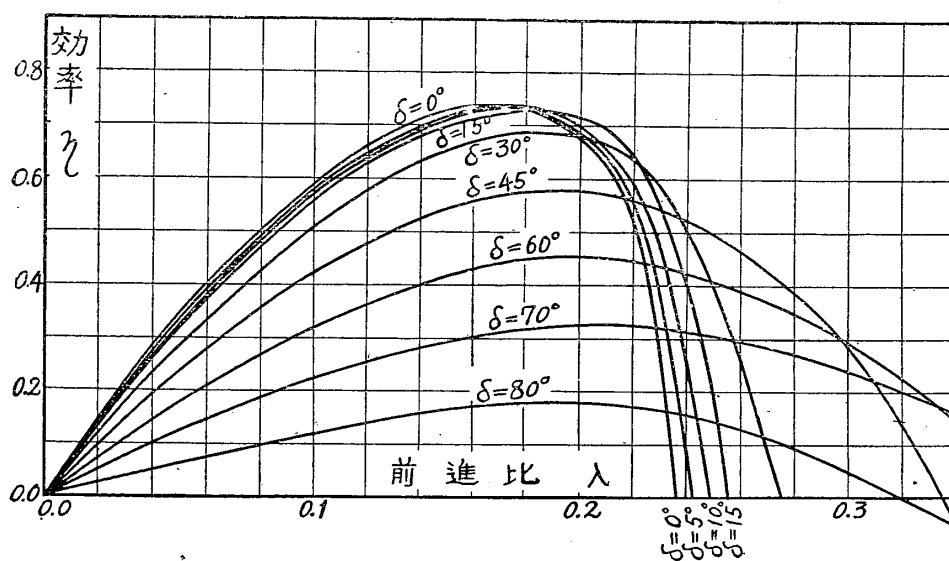
める爲に、重心位置を加減した結果の  $M_H/q$  曲線である。

主翼モーメント(6)と推力モーメント(2) ( $z=1$  km, 出馬力 75%) を合成したものを曲線(7)に示す。これを見るに、推力モーメントはモーメント釣合の見地より(安定のことは後述 §1b), 甚だ重視されるべきものなるここを知る。又有害抵抗モーメントを無視すれば,  $z=1$  km の高度を出馬力 75% で飛ぶとき, 全機モーメントは尾翼モーメント  $M_H/q$  の助けなくしても,  $\alpha=3.5^\circ$  及  $\alpha=12.2^\circ$  にて釣合を保つことを見る。尾翼モーメント  $M_H/q$  曲線が(A)の如くなる様, 尾翼を設計及調整しておくにすれば(尾翼モーメントの傾斜は後述安定の所論よりして主翼モーメントの傾斜より若干急なるを要す),  $z=1$  km, 出馬力 100% にて水平飛行をなす爲には ( $\alpha=2^\circ$ ), 尾翼モーメント曲線が(B)の如くなる様下げ舵を取るべきものなるここが分る。

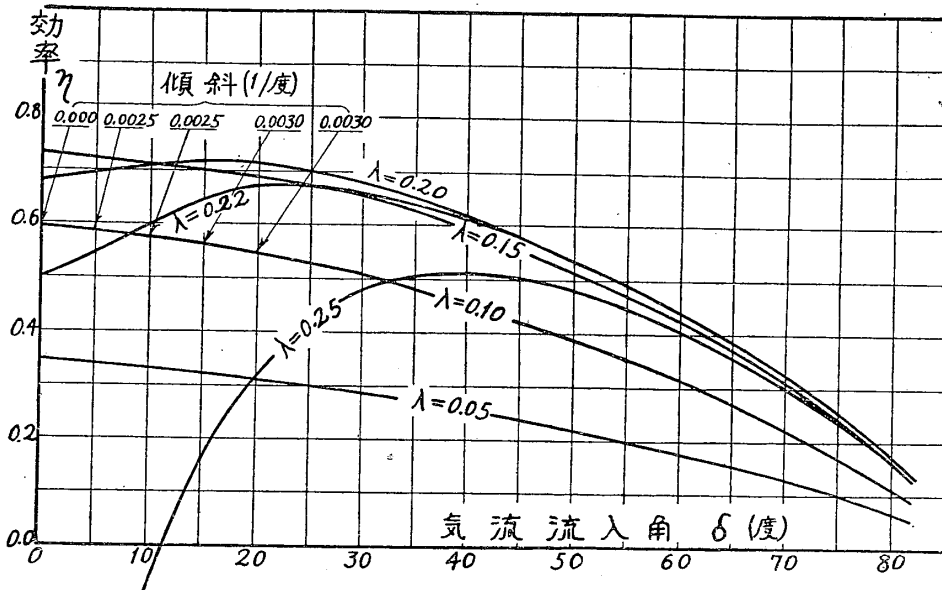
### §1b 推力モーメントの静的安定度

推力モーメントの安定度は、後述の理由により §1a の  $M_s/q \sim \alpha$  曲線の傾斜では與へられない爲に,  $M_s/q \sim \alpha$  曲線は安定の見地よりは餘り役立たない。これは主翼モーメント曲線, 尾翼モーメント曲線と大いに異なる點である。上記  $M_s$  の算出には飛行機の力の釣合式を用いて、 $M_s$  の大きさを與へるには十分であるが、迎角變化に伴ふ  $M_s$  の變化に就ては別途に考へねばならぬ。その變化の原因は迎角變化の結果, プロペラ圓板流入氣流方向が變化し, 流入氣流がプロペラ軸に對し斜めに當るここにある。

流入氣流がプロペラ軸に斜めに當る時のプロペラ特性の模型實驗の結果は, Z.F.M., 1929,



第3圖(a) プロペラ効率  $\eta$  と前進比  $\lambda = v/u$  との関係(流入角  $\delta$  をパラメーターとして)



第3圖(b) プロペラ効率 $\eta$ と流入角 $\delta$ との関係(前進比 $\lambda=v/u$ をパラメーターとして)

Heft 23 に發表されてゐる。その一例を第3圖に示す。この結果を見るに効率 $\eta$ はその前進比 $\lambda=v/u$  ( $u$ : プロペラ周速速度 (m/s)) 及流入氣流角度 $\delta$ で變化するが、 $\lambda$ が小さいときは、 $\eta$ は $\delta$ の増加と共に減少の傾向にあり、その割合は $\delta$ が大きいとき甚だしく $\delta$ の小さいときは少ない。 $\lambda$ が大きいときは、 $\eta$ は $\delta$ の増加と共に始め増加し後減少するの傾向を示す。實際プロペラの働いてゐるのは $\lambda$ の小さい處であつて、第3圖のプロペラでは $\lambda=0.1$  ( $\eta=60\%$ ) 附近でである。

元來、靜的安定では全機のモーメントが釣合つて定常飛行をなせる迎角に於て、迎角のみ僅かに變化し、他の飛行狀況は不變を考へて議論するのであるから、推力モーメントの安定度計算の際にも、發動機出力、プロペラ回轉數、飛行速度従つて前進比 $\lambda$ は不變を考へる。唯プロペラ圓板への流入氣流の方向變化の影響だけが問題になる。故に今の場合、 $\lambda=0.1$ に於ける $\eta$ 曲線の流入角 $\delta$  (推力軸の主翼弦に對する取附角を $\kappa$ とせば $\delta=\kappa+\alpha$ である)に對する傾斜 $\partial\eta/\partial\delta$ は推力モーメントの $\alpha$ に對する變化度 $\partial M_p/\partial\alpha$ 即推力モーメントの安定度を與へるものである。

處が實際の場合、 $\partial\eta/\partial\delta$ は第3圖にて分る通り $\delta$ の絶對値の小さい範圍では(0.0025~0.0035)/deg程度であつて、推力モーメントの安定度は $\delta$ が正のときは極僅かに不安定、 $\delta$ が負のときは極僅かに安定であるを云へる。然しその安定度はモーメント係數曲線圖(第2圖)には傾斜をなつては全然表はれざる程小さいものであつて、安定判斷に必要な推力モーメント曲線は、§1aの推力モーメント曲線上、安定を論ぜんとする相當迎角點に於て、水平線として表はすことが出来る。第2圖の(C)線は $z=1$  km、馬力100%、 $\alpha=6^\circ$ で飛行するこ

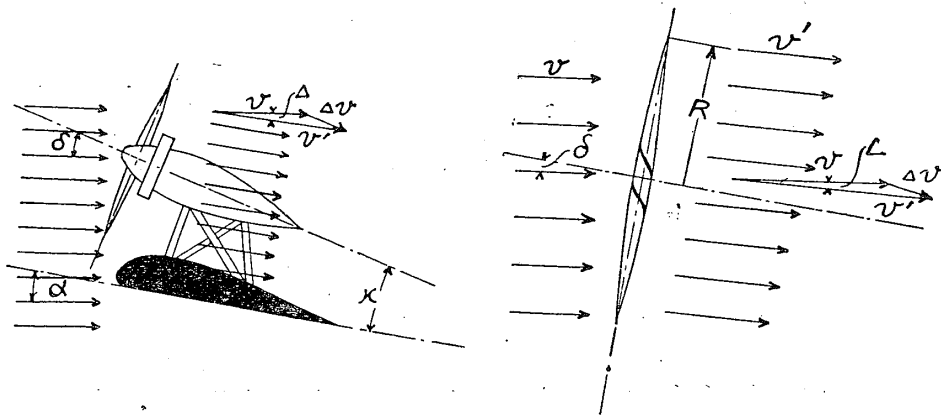
き、(D)線は  $z=3$  km, 馬力 100%,  $\alpha=12^\circ$  (最速上昇迎角) で飛行するとき, 夫々安定判断に必要な推力モーメント曲線である。

實際問題として, 推力モーメントは, 釣合の見地からは重視すべきであるがその安定度は零を見做してよいから, 安定の見地からは, 全然無視してよいこの結論を得る。

## §2 プロペラによる尾翼附近気流方向の變化。

尾翼の作用を良好ならしめる爲, 普通の尾翼はプロペラ後流 (slip stream) 中に配置するのであるが, 飛行機が相當大きな迎角にて飛行してゐるときは, 飛行方向とプロペラ軸, 従つてプロペラ圓板に流入する氣流方向とプロペラ軸とは一致しない結果, プロペラ圓板を通過した氣流はプロペラ軸の方向へ或角度だけ曲げられ, 尾翼附近の氣流は主翼洗流の下向氣流 (downwash) と同様に, 或方向變化を受ける筈である。尾翼モーメントの計算には, 通常, 主翼洗流による氣流方向の變化のみを考へ, プロペラによる氣流方向の變化は考慮してゐない様である。普通の陸上機の如く, 胴體前部に發動機を有するものでは, プロペラによる氣流方向の變化は, 胴體に妨げらるゝ故翼洗流に比較して無視して差支へない。しかし, 尾翼をプロペラ後流中に配置する様特に意を用いたもの, 殊に單葉水上機でプロペラ及尾翼を主翼弦よりはるか上方に配置せるものに於ては, 尾翼附近の氣流は主翼洗流による方向變化よりも, プロペラ後流による方向變化の影響を餘計に受けるものと思はれる。尙最近 F. See-wald が實物飛行實驗報告 (Z.F.M., 1931, Heft 13) の中で, プロペラ圓板流入氣流の方向とプロペラ軸との角  $\delta$  が小さい間は, プロペラ後流はプロペラ軸の方向を向いてゐるを考へてよいと云つてゐる處から見ても, プロペラ後流の方向變化は相當重視しなければいけないと思はれる。

こゝではプロペラによる氣流方向變化の略算式を運動量理論を基礎として出してみた。



第 4 圖

- $\alpha$ : 翼弦の迎角(度),
- $\kappa$ : プロペラ軸が翼弦をなす角(度), 翼弦より迎角大なるこき正さす。
- $\delta = \alpha + \kappa$ : プロペラ軸を流入氣流のなす角(度),
- $v$ : 飛行速度 (m/s),                       $R$ : プロペラ半径 (m)

速度  $v$  なる流入氣流がプロペラの爲に軸方向に  $\Delta v$  だけ増加して  $v'$  になつたこきする。  $v$  と  $v'$  の間の角  $\Delta$  がプロペラによる氣流方向の變化量を示す (第4圖)。

プロペラ圓板流入空氣量

$$M = \pi R^2 \frac{\gamma}{g} v \cos \delta$$

プロペラ推力は流入空氣の運動量の増加に等しこ置き

$$S = M \Delta v = \pi R^2 N \frac{\gamma}{g} v \cos \delta \Delta v$$

爰に  $N$  は裝備せるプロペラ數を示す (串型配置を考へず)。

$$\therefore \frac{\Delta v}{v} = \frac{S}{\pi R^2 N \frac{\gamma}{g} v^2 \cos \delta} = \frac{SF}{2\pi R^2 N G \cos \delta} \cdot c_w$$

$S$  は前 § の如く  $S = c_w \frac{\gamma}{2g} F v^2 + G \frac{w}{v}$  にて各高度, 各發動機馬力, 各迎角に對して計算出来るから,  $\Delta v/v$  も各高度, 各發動機馬力, 各迎角に應じて計算出来る。特別の場合として水平飛行をしてゐるこきは

$$S = c_w \frac{\gamma}{2g} F v^2$$

$$\therefore \frac{\Delta v}{v} = \frac{F}{2\pi R^2 N \cos \delta} \cdot c_w, \text{ このこきは } \alpha \text{ のみに關係してゐる。}$$

$\Delta v/v$  が分れば, 氣流方向の變化  $\Delta$  は

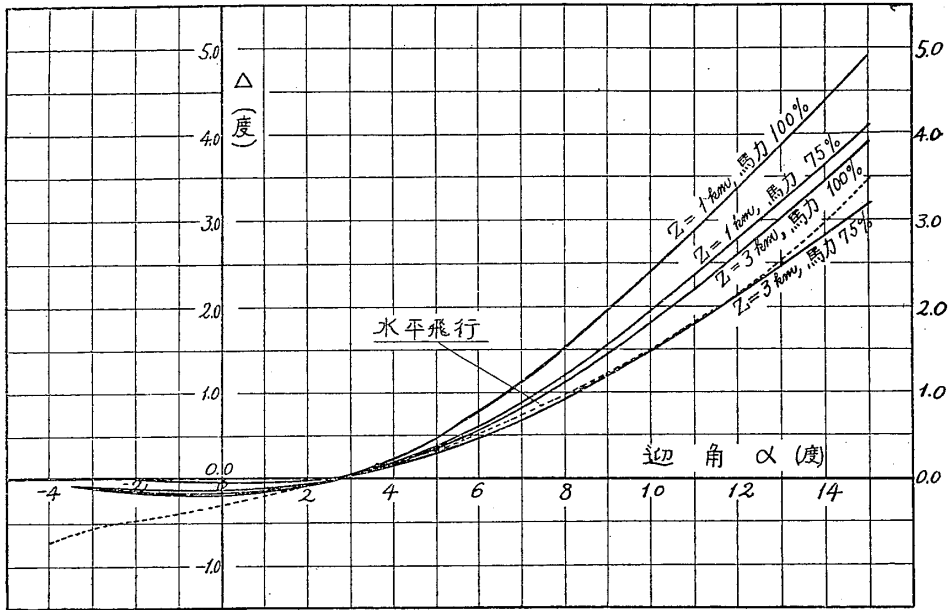
$$\Delta = \tan^{-1} \frac{\Delta v \sin \delta}{v + \Delta v \cos \delta} = \tan^{-1} \frac{\frac{\Delta v}{v} \sin \delta}{1 + \frac{\Delta v}{v} \cos \delta}$$

$\delta$  が相當小さいこきは

$$\Delta = \tan^{-1} \frac{\frac{\Delta v}{v}}{1 + \frac{\Delta v}{v}} \cdot \delta = \frac{\frac{\Delta v}{v}}{1 + \frac{\Delta v}{v}} \cdot \delta \text{ (rad),}$$

$$\text{爰に } \delta = \alpha + \kappa \text{ (rad).}$$

この式を用いて, 前例の飛行艇に就て, 高度  $z=1 \text{ km}, 3 \text{ km}$ ; 發動機馬力 100%, 75% に於ける  $\Delta$  を計算し (附表第2), 迎角に對して畫けば第5圖の如し。尙水平飛行時 (各迎

第5圖 プロペラによる氣流方向變化の角度  $\Delta$ 

角で水平飛行をなし得る様發動機馬力を調整せる飛行)の  $\Delta$  も同圖に點線を以て示す。

この結果を見るに  $\Delta$  は迎角  $10^\circ$  のとき  $2^\circ$  前後、迎角  $15^\circ$  のとき  $3\sim 5^\circ$  であつて、主翼洗流による方向變化と同程度のものであることが分る。この飛行艇はプロペラ軸と翼弦のなす角  $\kappa = -2.85^\circ$  なる故  $\alpha = 2.85^\circ$  の處にて  $\Delta = 0$  なるを見る。尙水平飛行時の  $\Delta$  曲線(點線)が  $z = 3$  km, 發動機馬力 75% の  $\Delta$  曲線と  $\alpha = 11^\circ \sim 12^\circ$  で接觸してゐるのは、發動機出馬力 75% のときこの飛行機の上昇限度が 3 km なることを意味してゐるのである。

### §3 プロペラ後流中の岐點壓

尾翼は普通プロペラ後流中に配置されてゐる故、尾翼モーメントの計算には、その岐點壓を知る必要であるが、この方面の系統的な實驗結果は見當らぬ様である。(一例は Z. F. M., 1929. Heft 20 にある)。こゝで前§の結果を利用して後流中の岐點壓  $q_H$  を算出してみる。

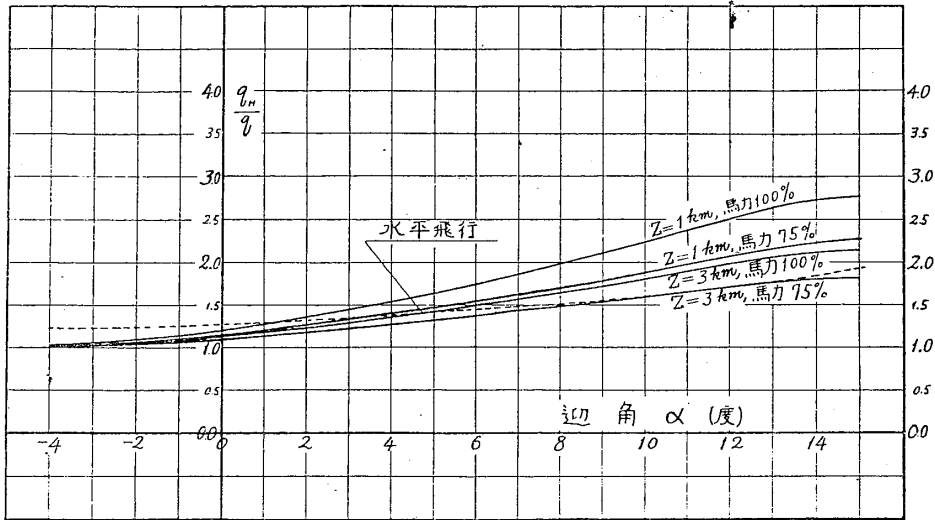
主翼の處の岐點壓を  $q$  とすれば

$$\frac{q_H}{q} = \left(\frac{v'}{v}\right)^2 = \left(\frac{v + \Delta v}{v}\right)^2 = \left(1 + \frac{\Delta v}{v}\right)^2$$

$\Delta v/v$  が相當小さいならば

$$q_H/q = 1 + 2\frac{\Delta v}{v}$$





第6圖 プロペラ後流中の岐點壓  $q_H$  (主翼岐點壓  $q$  との比にて)

但し前 § の如く 
$$\frac{\Delta v}{v} = \frac{SF}{2\pi R^2 N G \cos \delta} \cdot C_a$$

水平飛行時は 
$$\frac{\Delta v}{v} = \frac{F}{2\pi R^2 N \cos \delta} \cdot C_w$$

故に  $q_H/q$  も各高度，各發動機馬力に應じて迎角に對して計算することが出来る。前例に於て高度  $z=1$  km, 3 km; 發動機馬力 100%, 75% に於ける  $q_H/q$  を計算し (附表第 2), 迎角に對して第 6 圖に示す。點線は水平飛行時の  $q_H/q$  を示す。

$q_H/q$  の値は 1 より最大 2.8 に達するが，迎角  $5^\circ$  のさき 1.5 前後，迎角  $10^\circ$  のさき 2.0 前後である。これ等の値は高度高き程，馬力の小さき程遞減するこは勿論である。この計算結果は前記 Z.F.M., 1929. Heft 20 の實驗結果が略  $q_H/q=1.0$  乃至 2.6 なるに一致してゐる。

附 言：—

以上の計算ではプロペラ効率  $\eta$  は飛行狀況の如何に關せず，一定=60% と假定してあるから，前述の所論は，迎角の餘り大きな處及餘り小さい處では妥當性を缺く懼れがある。

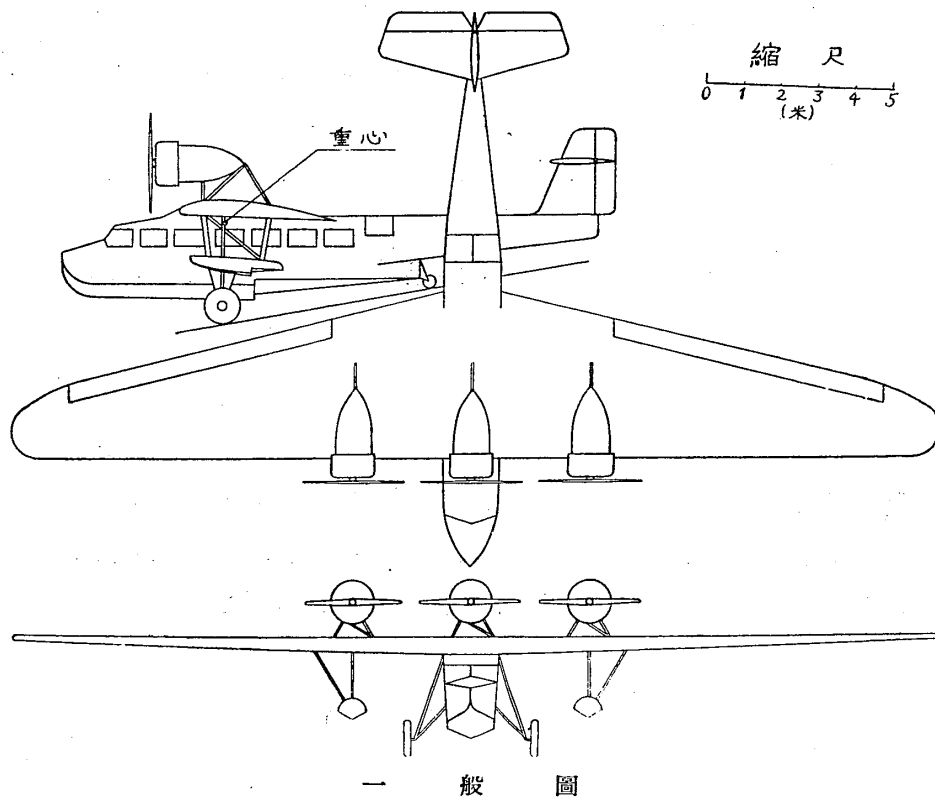
終りに，小川所員の御助言に對し謝意を表する次第であります。

(横濱高工造船工學科航空學教室)

附表 計算例

水陸兩用飛行艇<sup>2)</sup>

全備重量	$G=4,700 \text{ kg}$
翼面積	$F=78.5 \text{ m}^2$
翼型	U. S. A. 35 B
翼幅	$b=25.00 \text{ m}$
平均翼弦長	$t_m=3.14 \text{ m}$
有害抵抗係數	$c_{us}=0.041$
發動機總馬力	地上にて $N_{e0}=235 \times 3=705 \text{ (Ps)}$
	高度 $z=1 \text{ km}$ にて $N_{e1}=206 \times 3=618 \text{ (Ps)}$
	高度 $z=3 \text{ km}$ にて $N_{e3}=159 \times 3=477 \text{ (Ps)}$
重心位置	主翼前縁より平均翼弦長の 39.5% 後方
重心と推力軸間距離	$a=1.60 \text{ m}$
プロペラ半径	$R=1.37 \text{ m}$
プロペラ數	$N=3$
プロペラ效率	$\eta=0.60$
プロペラ軸が翼弦をなす角	$\kappa=-2.85^\circ$



一般圖

2) 1)と同じ。

附表第1

高度  $z=1$  km, 發動機出馬力 100% のときの推力モーメント計算表

$$N_{e1}=618 \text{ (Ps)}, \quad \gamma_1=1.112 \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

迎角 $\alpha$ (度)	揚力係数 $C_u$	抗力係数 $C_w$	上昇速度 $w_1$ (m/s)	飛行速度 $v_1$ (m/s)	上昇角 $\varphi_1 = \frac{w_1}{v_1}$	推力モーメント係数 $\frac{M_s}{q}$ (m <sup>3</sup> )
-4	0.082	0.050	-66.68	113.5	-0.588	0.25
-3	0.160	0.051	-19.98	81.3	-0.245	1.51
-2	0.235	0.053	-9.18	67.1	-0.137	2.64
-1	0.313	0.055	-4.23	58.2	-0.073	4.02
0	0.383	0.058	-2.30	52.6	-0.044	5.15
1	0.465	0.061	-0.34	47.7	-0.007	7.30
2	0.541	0.065	0.62	44.1	0.014	9.05
3	0.618	0.070	1.22	41.4	0.029	11.0
4	0.692	0.075	1.70	39.1	0.043	13.2
5	0.770	0.082	1.98	37.0	0.053	15.4
6	0.846	0.088	2.24	35.4	0.063	17.7
7	0.923	0.095	2.46	33.8	0.073	20.7
8	1.000	0.103	2.57	32.5	0.079	22.8
9	1.072	0.111	2.68	31.4	0.085	25.4
10	1.140	0.119	2.74	30.4	0.090	27.8
11	1.204	0.128	2.79	29.6	0.094	30.3
12	1.265	0.137	2.79	28.9	0.097	32.6
13	1.325	0.148	2.76	28.2	0.098	35.0
14	1.367	0.159	2.69	27.8	0.097	36.6
15	1.375	0.175	2.41	27.7	0.087	36.9

他の高度及出馬力の場合のものは省略す。

## 附表第2

高度  $z=1$  km, 發動機出馬力 100% のときプロペラ後流  
 による氣流方向變化角度及岐點壓計算表  
 $\kappa = -2.85^\circ$ ,  $\gamma_1 = 1.112$  (kg/m<sup>3</sup>)

迎角 $\alpha$ (度)	揚力係数 $C_n$	抵抗力係数 $C_w$	推力 $S$ (kg)	プロペラ圓板 への流入角 $\delta = \alpha - 2.85$ (度)	$\frac{\Delta v}{v}$	氣流方向 變化 $\Delta$ (度)	岐點壓 $q_n/q$
-4	0.082	0.050	114	-6.85	0.0044	-0.03	1.01
-3	0.160	0.051	327	-5.85	0.0250	-0.14	1.05
-2	0.235	0.053	415	-4.85	0.0460	-0.22	1.09
-1	0.313	0.055	489	-3.85	0.0724	-0.27	1.15
0	0.383	0.058	507	-2.85	0.0925	-0.24	1.20
1	0.465	0.061	585	-1.85	0.1285	-0.22	1.28
2	0.541	0.065	631	-0.85	0.1612	-0.12	1.35
3	0.618	0.070	675	0.15	0.1973	0.03	1.43
4	0.692	0.075	723	1.15	0.2363	0.22	1.53
5	0.770	0.082	754	2.15	0.2742	0.48	1.62
6	0.846	0.088	788	3.15	0.3150	0.75	1.74
7	0.923	0.095	825	4.15	0.3610	1.10	1.85
8	1.000	0.103	858	5.15	0.4064	1.50	1.99
9	1.072	0.111	887	6.15	0.4514	1.90	2.10
10	1.140	0.119	915	7.15	0.497	2.37	2.25
11	1.204	0.128	940	8.15	0.540	2.87	2.37
12	1.265	0.137	966	9.15	0.585	3.38	2.53
13	1.325	0.148	994	10.15	0.624	3.91	2.62
14	1.367	0.159	1002	11.15	0.659	4.42	2.76
15	1.375	0.175	1009	12.15	0.670	4.85	2.79

他の高度及出馬力のもは省略す。

以上