

(昭和 34 年 11 月造船協会秋季講演会において講演)

翼型における空気吸込み並びに逸流現象

正員 西山 哲 男*

Air-drawing and Flow Separation Characteristics of a
Shallowly Submerged Hydrofoil SectionBy Tetsuo Nishiyama, *Member*

Abstract

NACA 4412 and ogival section (thickness 12%) were held stationary in an open flume containing streaming water. The air drawing and flow separation phenomena were observed and the pressure distribution were measured at several different submergence depth, speed and angle of attack.

In § 2, the observed phenomena were described for the inception of air-drawing, occurrence of flow separation and form of cavity.

In § 3, the necessary and adequate condition is considered for occurrence of flow separation due to the air-drawing, and the surface tension and stalling is enumerated.

In § 4, the effect of the flow separation on the pressure distribution, lift and drag of the hydrofoil section is examined, and also comparison is made with Green's discontinuous flow theory.

In § 5, the scale effect on the flow separation due to air-drawing is examined and the critical Weber number is determined for the NACA 4412 and ogival section.

In § 6, the criterion is proposed for the occurrence of flow separation and the concrete example is shown.

1. 緒 言

水と空気との接壤があつて初めて起り得る特有な現象として、重力に基づく造波現象とともに、空気吸込みおよびそれによる逸流の発生が挙げられよう。

Reynolds⁽¹⁾を創めとして今日まで、推進器⁽²⁾⁻⁽⁶⁾、舵⁽⁷⁾および水中翼⁽⁸⁾等の空気吸込み現象ないし逸流現象に関連して数多くの研究が見られるが、その取扱いの対象となつたものとしては

- a. 翼幅が水平な場合に翼端よりの自由渦の核の低圧部分が空気の導入管的役目をなすことに起因するもの
- b. 翼幅が垂直な場合に大気圧以下の圧力を持つ死水領域が直接大気に接触している事に起因するもの

が先ず挙げられるであろう。しかしながら、浅い深度における翼型の失速特性に関する実験中上記型式とは全く異なつた型式の空気吸込現象およびそれに依る逸流現象の存在することが判明した。すなわち、純然たる2次元翼型であつて、自由渦も発生せず、また死水領域が直接大気に触れる事がなくとも依然空気を吸込み遂には逸流をも発生するのである。

従来、翼型に関してかかる現象を取扱つた研究は見当らず、僅か球の場合⁽⁹⁾に少し触れてある程度であること且つその上これが翼における空気吸込みおよび逸流現象の最も基本的な型式とも考えられたので、かかる事情より先ず詳細な観察と、これに基づいて、その本質的性格を検討考察を加えて、発生条件を明らかにした。さらに模型実験の立場より縮率影響、実用上の要求より逸流発生 of 判定法にまで触れる事ができた。

今後、さらに微視的観察とより精密な考察に依り本質的解明の徹底を期さねばならぬが、差し当り以上の結果を取り纏めて、基礎的研究の極めて数少いこの方面の研究に寄与あらん事を念願したものである。

原稿受付 昭和 34 年 7 月 10 日

* 東北大学工学部

2. 空気吸込現象並びに逸流現象の観察

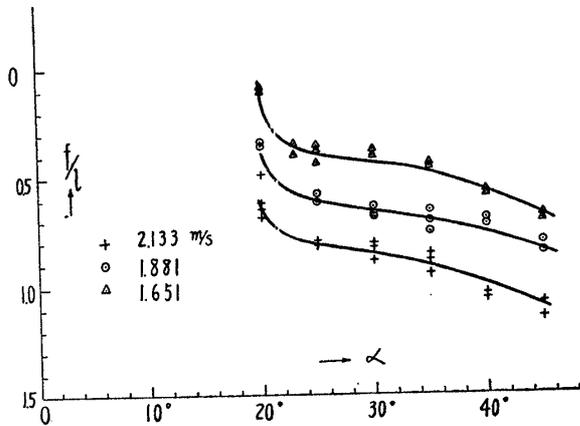
実験装置およびその方法に関しては既述⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾の通りである。供試模型は次の2種で、いずれも弦長(l)は100% 耗であり

- Aerofoil section — NACA 4412
- Ogival section — 12% 厚弦比

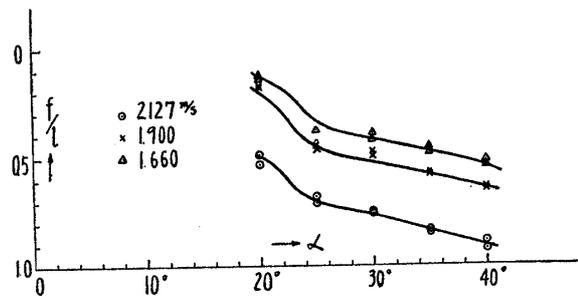
且つ圧力測定孔は前者にのみ穿たれ、後者には無い。

2.1 気泡浸入開始

翼型の迎角を一定に保ちつつ、没水深度(f -静水面より翼弦長中心までの垂直距離)を減少せしめるときに、迎角がほぼ失速角以上になると水面より空気が気泡の形で翼型の後流領域に浸入し、これが翼型背面附近にまで到達する前に主流に流され、再び次の気泡が浸入して同様なことが繰返された。これが空気浸入開始であつて浸入瞬間には特有音が発生し浸入域の水面はむしろ大気に押されて水側へ凹み極めて不安定であつた。第1, 2 図にはそれ々 Aerofoil および Ogival section の空気浸入開始の臨界曲線を示してある。



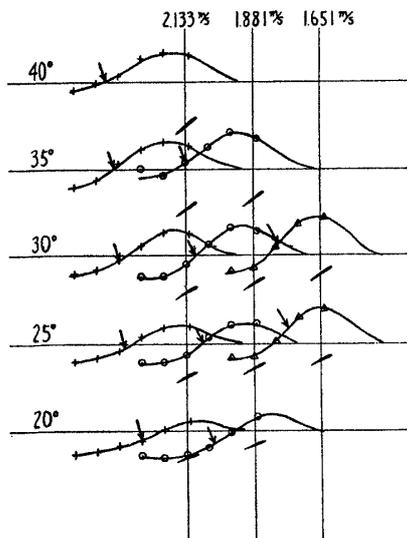
第1図 空気吸込開始の臨界曲線 (Aerofoil section)



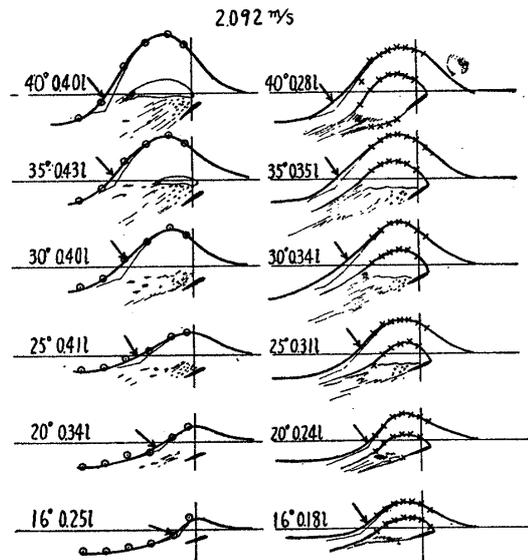
第2図 空気吸込開始の臨界曲線 (Ogival section)

これ等の結果より失速角かまたはそれ以上の大迎角においてのみ見られること、および Ogival section は Aerofoil section より空気吸込みを起し難い性質を有している事が判る。

さらに第3図には第1図に対応する浸入開始時の水面擾乱と翼型との相対位置および浸入箇所を示してある。



第3図 空気浸入開始時の水面擾乱 (矢印は空気浸入箇所)



第4図 逸流発生直前および直後における水面擾乱 (矢印は空気浸入箇所)

2.2 逸流の発生

気泡浸入時の没水深度よりさらに水面に接近すると気泡浸入の頻度が増し、同時に翼型直後にまで気泡が到達するに至るが、一方気泡の1部は主流に押し流されるので気泡の供給が増加するにともない翼型の後流領域の気泡数が増加して該部分は乳白色を呈するに至る。さらに没水深度が小さくなるや気泡同志が衝突崩壊して次第に気泡の大きさも増大し逐には空気溜りが翼型直後の後流領域に浮遊するに至る。この空気溜りは位置および大きさ共に不安定で絶えず翼型前縁近辺にまで移動するが、丁度空気溜りが前縁に接触した瞬間に逸流が発生し翼背面は大気に掩われるようになる。第4図には Aerofoil section に対する逸流発生直前および直後における水面擾乱、気泡浸入位置および気泡の運動領域を示してある。

2.3 空洞形状

逸流発生後に構成される空洞内は大気圧に等しく空洞を囲む自由流線は翼型の極く近辺では比較的安定であつたが、後方になるにつれて不安定且碎散的傾向をおびていたため境界が明確でなかつた。第5図に見る如く空洞形状は鉛直線を軸とする抛物線と見なしてよく Bernoulli の定理より次式で与える事ができる。

$$-\rho gy + \frac{1}{2} \rho AV_0^2 = \text{const.} \quad ; \quad A \text{ 常数} \quad (1)$$

ただし、自由流線上任意点の水面よりの深さ y 、流速を V_0 とする。したがつて上式は変形すると次式のごとくなる。

$$-\frac{y}{l} + \frac{1}{2} AF_i^2 \left(\frac{V_0}{c} \right) = \text{const.} \quad ; \quad F_i = c/\sqrt{gl} \quad (2)$$

これより空洞形状は F_i 数に依り決ることが判り、第5図より明らかである。

3. 空気吸込みによる逸流発生条件

観察結果に基づいて逸流発生条件について考察を加えた。これは特にその防止対策を立ておよび発生を予知するという実用上重要な意義を持つからである。

3.1 表面張力

空気が浸入する以上は水流中に大気圧以下の低圧領域の存在が必要である。すなわち一般に水面を境界として空気側 (P_a) および水側 (P) の圧力関係は次式で与えられる⁽¹²⁾。

$$P_a - P = T \frac{\partial^2 \eta}{\partial x^2} \quad (2)$$

ただし η は水面の変位置

したがつて空気が浸入するためには次式が成立する必要がある。

$$P_a - P \geq 0 \quad \text{したがつて} \quad \frac{\partial^2 \eta}{\partial x^2} \geq 0 \quad (3)$$

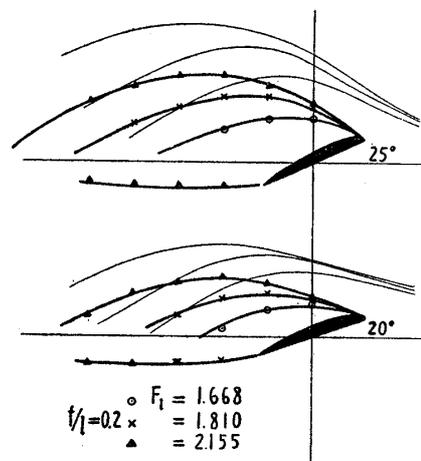
すなわち水面は上方に凹である必要がある。換言すれば水面が凹のところでは大気圧との平衡が破れ空気の浸入が開始され得る可能性を持つていと言えよう。

一般に浅い深度において翼型が正の迎角を持つ以上翼背面直上は水位が増加(上に凸)し、翼型直後では水位が低下(上に凹)するから空気浸入箇所は翼型直後の水面と言えらる。事実この結論は第3, 4図より明らかであつて空気浸入箇所では特有な“水しぶき”が立つたのでこれに基づいて観測されたものである。

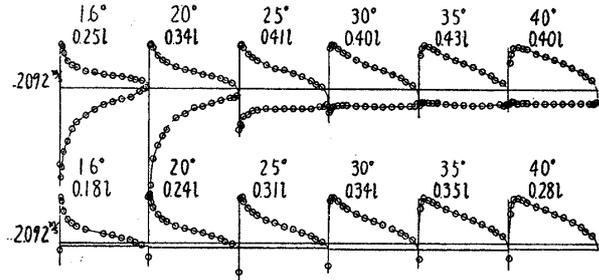
このように空気が浸入するかしないかの極どいところでは水面擾乱の局所的凹凸が極めて重大なる役割を演じ、これはもつぱら表面張力に由来するものであると言えよう。

3.2 翼型の失速

一度、浸入した空気が翼型直後の死水領域まで吸込まれ、さらに逸流が発生するためには別の条件を考える必要がある。観測の結果、失速と密接な関係があることが判つたので逸流発生直前および直後の翼型の圧力分布を測定しこれを第6図に示してある。これは第4図の水面擾乱に対応するものである。



第5図 空洞形状 (太線は空洞形状, 細線は水面形状を示す)



第6図 逸流発生直前および直後の圧力分布 ($C_p - \alpha/l$)

浸入した空気が翼型背面近辺にまで吸込まれるためには翼型の表面圧力自体が大気圧以下でなければならぬ事は勿論であるが、死水領域が深さの方向にある程度の大きさを持つ必要がある。従つてこのためには翼型が失速を起せばよい。第4図より明かなごとく、失速が乱流剝離の形で表われる程度の迎角では死水領域の深さが比較的小さいため極端に小さな没水深度に至つて初めて逸流の発生を見るのに反し、前縁直後の層流剝離の形で表われる程度の迎角では死水領域の深さが大きいために前者に比し大

なる没水深度ですでに逸流の発生を見るのは明かに上記の考察を裏付けるものであろう。

逸流の発生を見るには浸入する空気量がかかなり大となる必要がある。このためには空気浸入の条件下にある翼型後方の水面凹部自体に翼型の死水領域の上端部分が接近する程度にまで翼型の没水深度が小さくなればよい。

以上要するに吸込まれた空気が翼型背面附近にまで到達しさらに逸流が発生するためには翼型が失速を起し、その大気圧以下の死水領域が後方の水面凹部に近接すればよいと言えよう。

したがつて空気吸込みに依る逸流発生条件として必要にして且充分なことは第1に翼型後方の水面に局所的凹部が発生し、第2に該部分に失速を起した翼型の死水領域（大気圧以下）が接近することである。

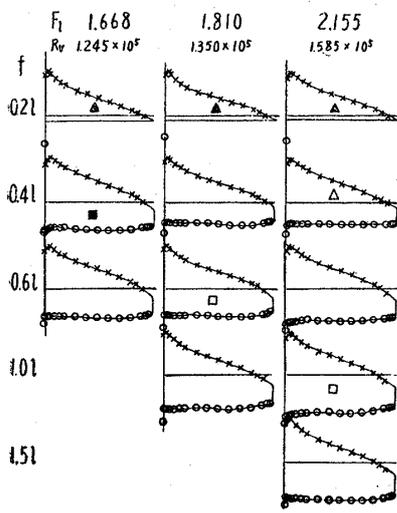
4. 空気吸込み並びに逸流発生後の翼型特性

空気吸込みおよび逸流発生が翼型特性におよぼす悪影響の程度を明かにするために考察を加えた。

4.1 圧力分布

第7図には空気吸込み直前直後、逸流発生直前直後の測定圧力分布の一例を示してある。

没水深度の減少と共に翼型背面上を通過する流量の減少に依り圧力増加（絶対値は小）が見られる程度で、空



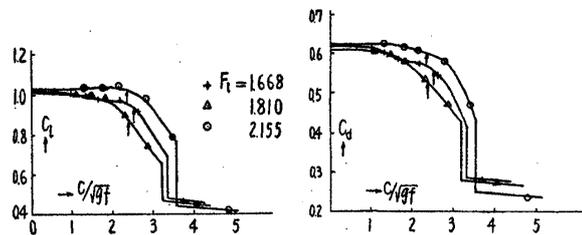
第7図 迎角 30°における圧力分布 ($C_p - \alpha/2$)
 空気吸込開始直前□ 直後■
 逸流発生直前△ 直後▲

気吸込開始後直ちには、それ自体に依り顕著な変動は見られない。然し乍ら逸流発生と同時に翼型背面は大気圧下にあり、不連続的に発生前担つていた負圧の大部分を瞬時に失うことになる。かかる状態では翼型正面だけが水に接し、同一姿勢にある平板と考へてよい。

4.2 揚力および抗力

第8図には第7図に対応する揚力および抗力を示してある。

翼型直後の死水領域に空気浸入が見られても、直ちに変動がなく、



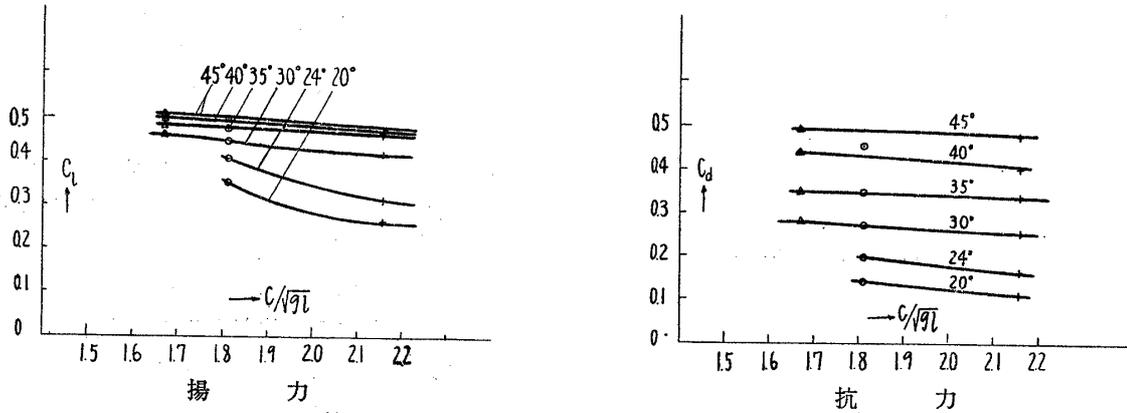
第8図 迎角 30°における揚力および抗力 (矢印は空気吸込開始を示す)

さらに没水深度が小となり、空気吸込みが盛んになると漸次揚力抗力ともに減少し始める。そして逸流発生と同時に揚力、抗力共に不連続的に激減するに至る。逸流発生下では無限遠流体中の揚力、抗力の約 1/2~1/3 程度にまでそれ々低下することより、浅い深度における翼型の特性を確保するには逸流発生の防止が重要性を持つに至ることが明かとなる。

逸流発生下において同一没水深度、迎角では空洞形状は F_1 数の増加と共に終局値に漸近することが判つた。これに対応して揚力、抗力も F_1 数に無関係となる漸近値が存在する。第9図には逸流発生後の特性変動を F_1

数に対して示してあるが、これより F_i 数が約 2.5 以上あれば先ず無関係と見てよいであろう。

したがって NACA 4412 翼型に逸流発生後の揚力、抗力に対する縮率影響を無くするには F_i 数を 2.5 以上に保てばよく、これは通常の水槽試験では越えることのできる量であることは幸なことであると言えよう。



第9図 逸流発生後の特性 ($f=0.21$)

4.3 不連続流理論との対比

逸流発生後の空洞を形成する境界面は速度一定の不連続面であるから、一種の不連続流理論の範疇に属すると見てよくかかる場合に対しては既に Green の厳密解⁽¹⁸⁾がある。すなわち逸流発生下における平板に働く直圧力 (N) は次式で与えられる。

$$\frac{\rho c^2 l}{2N} = b(b - \sqrt{b^2 - 1}) + \frac{b}{\pi \sin \alpha} \left\{ 2a + (ab - 1) \log \frac{b-1}{b+1} \right\} \quad (4)$$

ただし

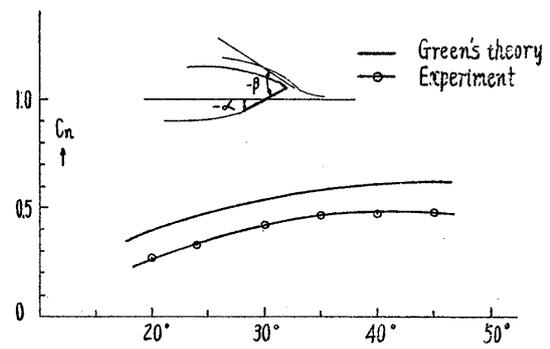
$$a = \cos \alpha, \quad e^{-i\beta} = \frac{1 - ab + \sqrt{(1-a^2)(1-b^2)}}{a-b} \quad (5)$$

逸流の方向 β に対する必然性は Green の理論では説明できないので、 β は実験中に測定して計算する必要がある。比較のため $F_i=2.155$, $f=0.21$ の状態で各迎角に対応する β を測定して計算した結果を第 10 図に示してある。

全体として実験値は理論値に比し小さく約 80% 程度である。この相異の原因としては次の点

- a. 翼型であるため、平板とは異なり逸流点は前縁ではなく、僅か後方に存在すること
- b. 逸流方向 β の測定の際は平均値を採っていること
- c. 不連続流理論の対象となるには流速が未だ不充分であること

等を挙げることができよう。かかる事情を併慮すれば理論はかなり良い近似値を与えると見てよいであろう。



第10図 不連続流理論との対比

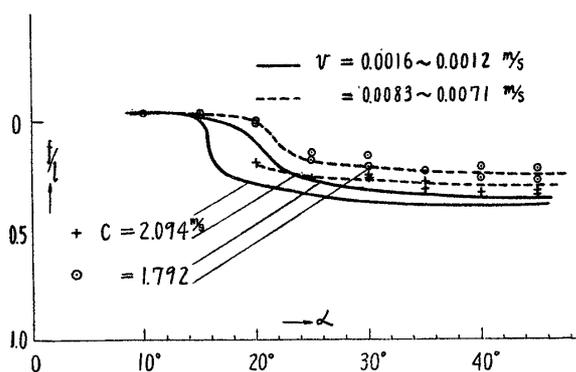
5. 空気吸込みに依る逸流発生におよぼす縮率影響

実験の結果、逸流発生には縮率影響が存在することが判明したので、これに関しさらに詳細な実験を行なった。これは特に模型実験より実物へ換算する場合極めて重要であるからである。

5.1 逸流発生履歴

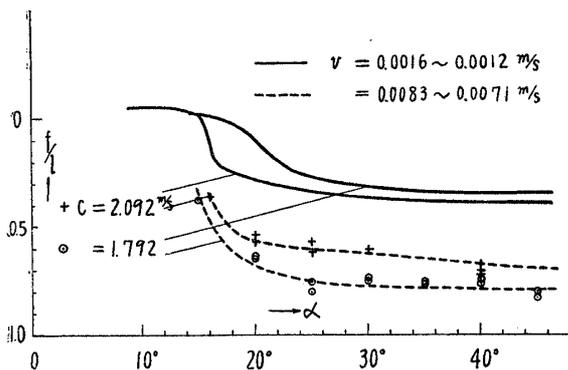
同一迎角において没水深度を小さくせしめる速度、即ち水面への接近速度に依り逸流発生時機にかなりの相異があつた。第 11 図に示すごとく接近速度を大にする程逸流発生時機がおくることが判る。これは接近速度が大であるために空気浸入量もこれに追従できず時間的におくれがあるためと解される。

したがって逸流を正確に発生するには、できるだけ接近速度を小さくして各没水深度毎に翼型の圧力分布に応じた空気吸込みを行ない定常的平衡を充分保つようにする必要がある。逸流発生時機としては、かかる状態に基



第11図 逸流発生におよぼす接近速度の影響 (Aerofoil section)

- a. Aerofoil section では逸流消滅時機が主流の流速に依りかなり変化があるのに反し, Ogival section では余り変化しない
- b. Aerofoil section では逸流消滅時機が没水深度の可成り大なる迄おくれるに反し, Ogival section では消滅が早い
- c. 逸流発生と逸流消滅との時機に Aerofoil section ではかなり間隔があるのに, Ogival section では僅かな間隔しかない。



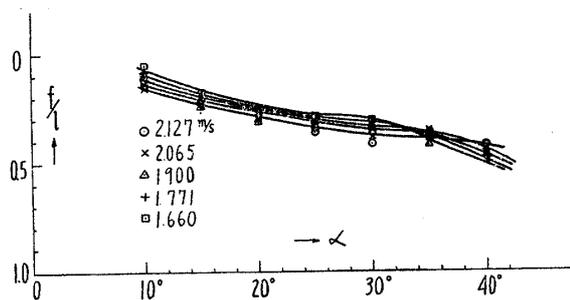
第12図 逸流消滅におよぼす離間速度の影響 (Aerofoil section)

づいて決定すべきであろう。

5.2 逸流消滅の履歴

同一迎角において逸流を発生させた後, 没水深度を大にせしめる速度, 即ち水面よりの離間速度に依り逸流消滅の時機にかなりの相異が見られた。第12図に示す如く離間速度を大にする程消滅時機がおくれることが判る。これは離間速度が大であるため空洞内にある空気の流れ量がこれに追従できず時間的おくれがあるためである。第13図には Ogival section 対する逸流消滅曲線を示してある。

これを第12図の Aerofoil section に対するものと比較することに依り次のことが判る。

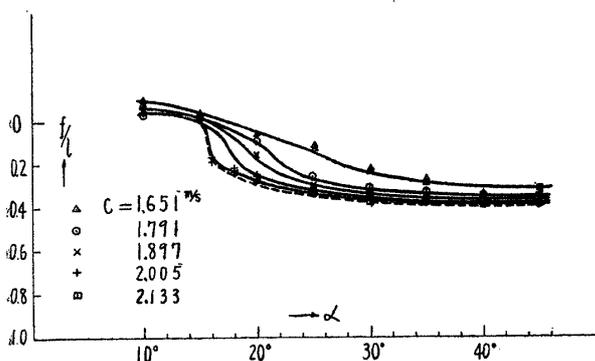


第13図 逸流消滅曲線 (Ogival section)

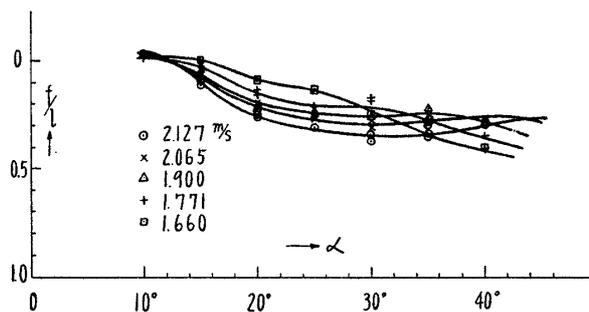
逸流消滅の立場から Aerofoil section より Ogival section の方が消滅し易いという点で優れていることが判る。

5.3 縮率影響

水面への接近速度をできるだけ小に保持して逸流発生時機を観察測定した結果第14, 15図を得た。翼型のいかに関係せず主流の速度が大になる程逸流発生臨界没水深度は漸近値に接近する傾向が見られる。



第14図 逸流発生曲線 (Aerofoil section)



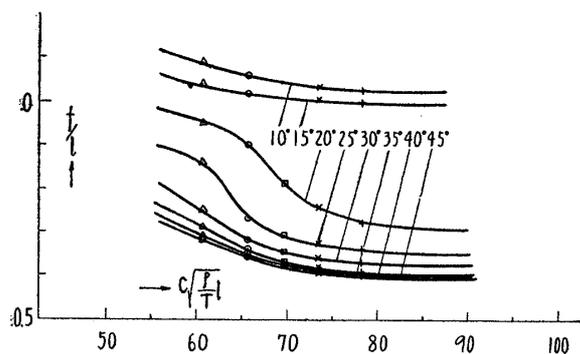
第15図 逸流発生曲線 (Ogival section)

Ogival section の迎角 35° 以上では逆に逸流が流速の低い程発生し易くなるのは翼型直上の対称擾乱が前方へ碎けて堰返される形となるためである。逸流発生の場合より Ogival section, Aerofoil section の両者を比較することにより次のことが判る。

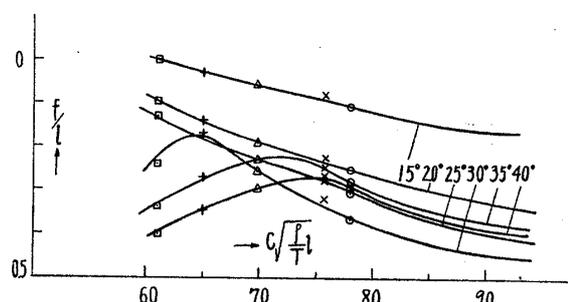
a. 乱流剥離をする程度の迎角およびそれ以下の迎角では Ogival section の方が僅かながら早く逸流発生を見るが先ず大差がない

b. 層流剥離をする程度の迎角——本格的な失速——では Aerofoil section の方が早く逸流発生を見るしたがつて本格的な失速状態では逸流を発生し難いという点で Ogival section の方が優れていると言えよう。これは水中翼に関し従来⁽¹⁴⁾の推論を確定づけるものであり同時に船用推進器の空気吸込み現象に関してなされた翼型の影響⁽¹⁵⁾とも全く同一結果でもある。

既述のごとく空気を吸込んで逸流の発生を見るか否かの極どいところでは表面張力が重大なる役割を演ずることより第 14~15 図の結果を慣性力と表面張力との比即ち, Weber 数で整理すると第 16~17 図を得る。



第 16 図 逸流発生によぼす Weber 数の影響(Aerofoil section)



第 17 図 逸流発生におよぼす Weber 数の影響(Ogival section)

Aerofoil section では失速が乱流剥離かまたは層流剥離かの何れかにより異なつた傾向を持ち, 20° , 24° の迎角で Weber 数の小さいところでは前者, 大きいところでは後者の混合した傾向を持つことおよび Weber 数が 80 以上では逸流発生の際没水深度は Weber 数に無関係となることが明らかとなる。

一方 Ogival section では Weber 数の小さいところで不規則な変動をしているのは既述のごとく堰返されたことによる散乱に起因するもので, これを除けば Aerofoil section の層流剥離の場合と同様の傾向を持つことおよび Weber 数が 100 以上では逸流発生の際没水深度は Weber 数に無関係となることが判る。

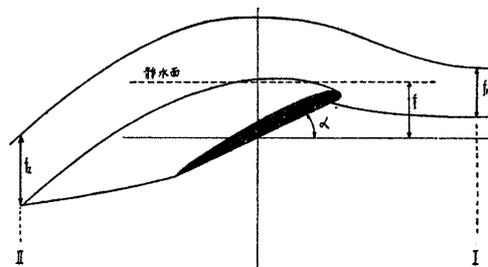
Aerofoil section および Ogival section の上記臨界 Weber 数の相異はそれ々の臨界 Reynolds 数の相異⁽¹⁵⁾に対応するものであつてこれに依り理解できよう。

一方, 実物翼型の Weber 数はこれよりはるかに大であるから模型実験で縮率影響を逃れるためには NACA 4412 翼型では 80, 欠円翼型 (厚弦比 12%) では 100 以上の Weber 数で空気吸込みに依る逸流発生を判定をすればよい事になる。通常の水槽実験では Weber 数を 80 または 100 以上に保つことは比較的容易なことでありこの点幸なことであると言えよう。

なお第 14 図には臨界 Weber 数に対応する臨界没水深度の終局値を点線で示してある。

6. 逸流発生に対する判定の一方法

逸流発生後の翼型の前縁附近の岐点を通る一本の流線と水面間を通過する流体について考える。充分前方および空洞後端部の断面を I, II で示し, suffix にそれ々 1, 2 を附して区別することにする。静圧に依る断面に生ずる力は断面 I では明かに (6) で与えることができる。一方断面 II では水面と空洞間に狭まれ, 共に自由表面であり, いずれも大気圧下にある。従つて定常状態で空洞形状が拋物線である限り断面 II 静圧は (1) より大気圧であるからこれにより生ずる力は (7) で与えることができる。



第 18 図 記 号

圧力

$$p_1 = \int_0^{f_1} (p_a + \rho gh) dh ds = \left(p_a + \frac{1}{2} \rho g f_1 \right) f_1 ds \quad (6)$$

$$p_2 = \int_0^{f_2} p_a dh ds = p_2 f_2 ds \quad (7)$$

運動量

$$M_1 = \rho V_1^2 f_1 ds \quad (8)$$

$$M_2 = \rho V_2^2 f_2 ds \quad (9)$$

連続

$$V_1 f_1 ds = V_2 f_2 ds \quad (10)$$

ただし ds は翼幅方向の微小長さ (爾後簡単のため、単位長さにとることにする)

一方、逸流を生ずる瞬間には、現象的には既述のごとく死水領域内に既に十分に空気が浸入していることが必要であるが、力学的には流体が翼型に力をおよぼしその反力として逸流が形成されると考えられるから、この翼型よりの反力は I, II 両断面間に囲まれた流体に働く外力となる。この反力は前縁より逸流点までの翼型背面の微小領域に分布していると考えられる。従つてこの反力を R とするとき平衡方程式として次式を得る。

$$R = (p_1 - p_2) + (M_1 - M_2) \quad (11)$$

(6) (7) (8) および (9) を (11) へ代入することにより次式を得る

$$R = p_a (f_1 - f_2) + \frac{1}{2} \rho g f_1^2 + \rho (V_1^2 f_1 - V_2^2 f_2) \quad (11')$$

しかるに多数の逸流を写真観測により検討した結果実用上次のように判定してよいことが判つた。

$$f_1 \approx f_2 \quad (12)$$

したがつて (10) より

$$V_1 \approx V_2 \quad (13)$$

よつて (11') より次式を得る。

$$R = \frac{1}{2} \rho g f_1^2 \approx \frac{1}{2} \rho g f^2 \quad (14)$$

すなわち逸流発生下では運動量変化に基づく力と静圧差に基づく力との和が翼型の反力と釣合つているが、実用上は後者が主動的であると言える。

一方、この反力は薄翼理論における前縁背後に発生する吸引力に極めて類似しているものと考えられるものであつて、これは迎角の 2 乗に比例すること⁽¹⁶⁾を併慮して次式で近似する。

$$R = \frac{1}{2} \rho c^2 l \times Q \alpha^2 \quad (15)$$

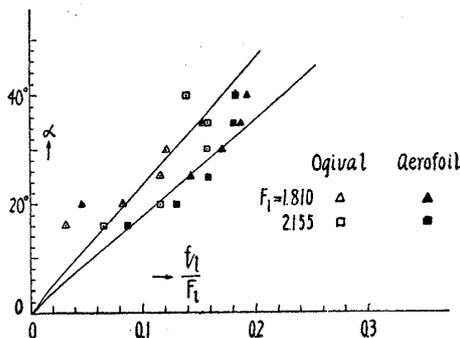
ただし Q は翼型前縁形状により決る常数

したがつて (14) (15) より次式を得る。

$$\alpha = A \frac{f l}{F_l} \quad \text{in radian} \quad (16)$$

$$\text{ただし } A = \sqrt{\frac{1}{Q}} \quad (17)$$

上式は逸流発生後の没水深度、迎角および Froude 数の関係を示すものであるが、逸流の発生は漸次的なものではなく、不連続的に瞬間に行われるから逸流発生後の力学的関係は発生瞬間にも成立すると考えて差支えない。従つて (16) は逸流発生瞬間における臨界値を与える判定式と見てよいであろう。



第 19 図 逸流発生時の判定線

検証のため第 14~15 図より逸流発生時機を読みとり (16) により整理し直したものを第 19 図に示してある。迎角 16°, 20° 程度の乱流剥離に依る失速領域および 35°, 40° 程度の堰返しに依る水面擾乱の大なる領域はとも角として層流剥離による本格的失速領域に対しては先ず原点を通る直線上にあると見てよく (16) が一応成立していると思ふのであろう。

平均直線を引くとき常数はそれ々次のごとく与えられる。

$$A = 3.0 \quad \text{NACA 4412}$$

$$4.0 \quad \text{欠円翼型 (厚弦比 12\%)}$$

したがつて要求される作働条件が与えられると第 19 図中ではこれ

に対応する座標が決まるから、これが上記直線より下側にあるか、上側にあるかに依るそれ々逸流の未発生かまたは既に発生下にあるかのいずれかが判定できることになる。

Ogival section に対する直線が Aerofoil section に対するそれより上側にある事は同一作働状態では逸流発生に関する限り Ogival section が発生し難いことを意味しこの点よりも既述のことが明らかとなるであろう。

7. 結 言

以上、多岐に亘る観測および測定圧力分布に基づいて、浅い深度にある翼型に見られる空気吸込み現象およびそれによる逸流現象についてその本質的性格を明かにしたが、その主要な点を列挙すれば次のごとくなる。

- (1) 翼型に見られる空気吸込現象および逸流現象の現象上の特徴を明かにし、
- (2) その発生条件を検討した結果、翼型の失速と水面における表面張力が関係することを帰納した。
- (3) 逸流発生が翼型特性におよぼす悪影響の程度を明かにし、
- (4) 逸流発生に対する縮率影響を論じて、模型実験の参考に供し、
- (5) また逸流発生の一判定法を提示した。

なお、本実験に使用した供試翼型は2種であつて、今後さらに多種に亘る翼型に関する実験資料の集積に依り検証は勿論一般性を持たせる事が将来の課題として残されよう。

最後に、本実験装置の設置、翼型の製作等に特別なる御配慮を戴き、且つ本研究を通して御指導と御理解を賜わつた沼知福三郎教授並びに淵沢定敏教授衷心より感謝の意を表わす次第であります。

参 考 文 献

- (1) Reynolds "On the effect of immersion on screw propellers" T. I. N. A. 1874.
- (2) 八代 準 "推進器の水中没入深度と性能について" 造船協会会報 41 号 昭和 2 年
- (3) Kempf "The influence of viscosity on thrust and torque of a propeller working near the surface" T. I. N. A. 1934.
- (4) Keary "The effect of immersion on propellers" Trans. N. E. C. vol. XLVIII
- (5) 青山貞一郎 "翼形状の異なる推進器の浅深度における模型実験" 造船協会会報 62 号 昭和 13 年
- (6) 志波久光 "Air-drawing of marine propellers" No. 9. Rep. of Transp. Tech. Res. Inst. 1953
- (7) 赤崎 繁 "舵の空気吸込みについて" 造船協会会報 63 号 和昭 13 年
- (8) Ramsen "An experimental hydrodynamic investigation of the inception of vortex ventilation" NACA TN 3903 1957.
- (9) 徳川武定, 大津義徳および鬼頭史城 "水中を進行する球, 紡錘及び類似形体の抵抗に関する実験" 造船協会々報 61 号 昭和 13 年
- (10) 西山哲男 "円柱に働らく流体力におよぼす没水深度の影響" 造船協会論文集 104 号 昭和 34 年 2 月
- (11) 西山哲男 "浅い深度における翼型の特性" 造船協会論文集 105 号 昭和 34 年 7 月
- (12) Lamb "Hydrodynamics" 6th. Ed. 1932 455 頁
- (13) Green "Note on the gliding of a plate on the surface of a stream" Proc. Camb. Phil. Soc. 32 1936
- (14) Tinney "Experimental and analytical studies of dihedral hydrofoils" St. Anthony Falls Hydraulic Lab. Proj. Rep. No. 41. 1954.
- (15) Gutche "Versuche über die Profileigenschaften der Blattschnitte von Schiffsschrauben und ihr Einfluss auf deren Entwurf und Auswertung" Mitteilungen der Preussischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin 1933.
- (16) Grammel "Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges" 1917