

(昭和 54 年 11 月 日本造船学会秋季講演会において講演)

粘性影響を考慮した二次元翼型の翼特性の研究

正員 泉 田 泰 弘* 正員 田 宮 真**
正員 加 藤 洋 治*** 前 田 正 二***

Viscous Effects on the Characteristics of Two-Dimensional Hydrofoils

by Yasuhiro Izumida, *Member* Shin Tamiya, *Member*
Hiroharu Kato, *Member* Masatugu Maeda

Summary

In this paper, the authors investigate viscous effects on the characteristics of two-dimensional hydrofoils.

The pressure distribution on a foil section in non-cavitating flow should be considered before its cavitation characteristics study. Theoretical results which neglect viscous effects do not always agree with experimental ones, especially at a high angle of attack or at thin hydrofoils. Moreover, recently Arakeri et al. reported that laminar separation bubble played an important roll on the cavitation inception.

From these considerations, it is very important to study on the viscous effects of the foil sections—especially on the mechanism of separation bubble. Separation bubble is classified into two types. One is called “short bubble” which can reattach to hydrofoil surface (non-burst type). The other is called “long-bubble” which can’t reattach to the foil (burst type).

The authors investigated their nature and mechanism in detail, and verified the effects of separation bubbles on the hydrofoil characteristics. An empirical classification method of the separation was proposed, which can be used to evaluate the viscous effect of any hydrofoil sections. Then, experiments were performed to support this empirical method on 5 hydrofoil sections. A good agreement between empirical method and experiments was obtained.

1 緒 言

翼型に発生するキャビテーションの研究を行うに際して、第一に考えねばならないのは翼表面圧力分布であるが、粘性影響を無視したポテンシャル理論では実測値を十分に説明しきれぬ場合が多い。また、最近 Arakeri²⁾らは、キャビテーションの初生に層流剥離現象が大きな影響を与えることを報告している。

このような観点から本論文では、未知の部分が多いキャビテーションの機構を解明するための基礎資料を得るという意味も含めて、粘性影響、特に層流剥離現象を考慮した翼特性を明らかにすることを試みた。

なお、本論文と参考文献 1)「二次元翼型に発生するキャビテーションの研究」とは、キャビテーションに関する一連の研究であり、本論文は参考文献 1)の基礎資料たる内容を持つ。

翼背面の圧力上昇領域における層流境界層の剥離は、その下流部に剥離領域を形成する。この領域は剥離泡 (separation bubble) と呼ばれ翼型に発生する失速現象に重要な役割を演じることが知られている。Gault³⁾, McCullough⁴⁾らは、数多くの翼型に対して詳細な実験を行い失速現象が主として 3 種類の型に分類できることを示し、これに及ぼす層流剥離泡の挙動と種類に関して詳しい報告を行っている。本研究においては、あまり大きな迎え角を取り扱わないので、巨視的な揚力の失速という現象はさほど重要とはいえないが、失速するに到るまでの層流剥離泡の挙動が微視的な翼表面圧力分布に与える影響を知ることはポテンシャル理論で説明しきれぬ粘性の影響を理解するという意味で非常に重要である。

層流剥離泡の挙動に着目すると、翼先端付近で剥離した剥離泡がすぐ再付着できるか否かで次のように翼型を分類できることがわかる。

- (1) 再付着できる (non burst type)
- (2) 再付着できない (burst type)

(1) では、層流剥離泡が圧力分布に与える影響は、剥

* 日本鋼管 (株) 津研究所

** 筑波大学構造工学系

*** 東京大学工学部

離泡が存在するごく近くの局所的なものに止まり、圧力分布は理論値と相似形状を保つ。これに対して (2) では、負圧面先端での圧力分布のピークが壊れ圧力分布は理論値とまるで異なる平坦な形状を示す。

任意翼型をこの2つの型に分類する方法としては、Gault³⁾ の判定図、Owen-Klanfer の判定式、あるいは油膜法を用いて実験的に確かめるといった方法があり、これらの方法により任意の翼型の分類が可能である。

本研究では、(1), (2) それぞれの型に属する特徴ある翼特性を持つ5種の翼型に対し、表面圧力分布の測定、油膜法による翼表面流場の可視化といった実験を行い上述の分類法の妥当性を確認した。

さらに non-burst type の翼型に対しては、その圧力分布形状が理論値と相似形状を保つという点に着目して、Pinkerton⁵⁾ の手法を用いて粘性影響の修正計算を行い実測値との比較を行った。

実験した5種の翼型の中には MAU 翼型の $0.6R$ 断面、 $0.9R$ 断面の2種の翼型も含まれており、本研究の結果は直接プロペラ翼面上の流場の考察に応用できる。

2 層流剥離泡

2.1 層流剥離泡の挙動

層流剥離泡の挙動に関して、Ward⁶⁾ は Fig. 2.1 を用いて次のような説明を与えている。

- (1) 層流境界層が翼表面から接線方向に剥離する。
- (2) 剥離点の後ろに、ほぼ等圧の領域が形成される。この領域では境界層はまだ層流状態を保っている。また、この領域内の流れはよどんでいると考えられる (stagnant water)。
- (3) 剥離泡の厚みが大きくなると遷移が生じる。同時に剥離泡後部に渦が確認され、下流に向けて乱れが拡散していく。この時に圧力上昇が認められる。
- (4) 乱れがどんどん拡散していき、乱流境界層が形成され再付着する。

以上のような層流剥離泡の挙動は、層流剥離が最小圧力点近傍で起きるため剥離泡内が低圧であるという点

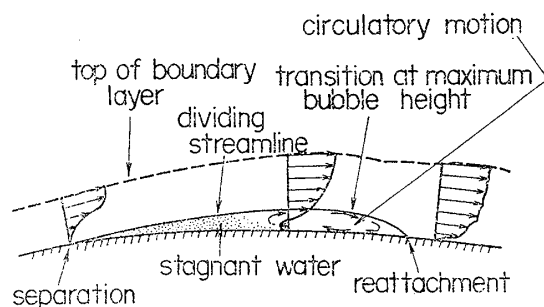


Fig. 2.1 Flow behavior of laminar separation bubble (from ref. (6))

と、剥離泡内がよどんでいるため気泡核が成長するのに十分な時間を与えるという点から、キャビテーションが初生するのに格好な条件を与えているといえよう。

2.2 層流剥離泡の分類とその性質

層流剥離泡には次の2種類が存在することが実験的に観察されており、次のような性質を持つことが報告されている。

(1) short bubble

- (i) 長さが翼長の1%程度(剥離点での排除厚さの100倍程度)であり、迎角の増加につれ短くなる傾向を持つ。
- (ii) 圧力分布には殆ど影響を与えない。

(2) long bubble

- (i) 迎角の小さいとき翼長に対して2~3%の長さを持つが、迎角の増加につれ長くなりついには伴流中に達するようになる(剥離点での排除厚さの1000倍以上)。
- (ii) 圧力分布に大きな影響を与える。特に翼先端付近で背面側の負圧のピークを壊し平坦な圧力分布にしてしまう。これは、薄翼によく生じる現象である。

以上の性質からもわかるように緒言で述べた再付着できる翼型に生じる剥離泡は short bubble であり、再付着できない翼型に生じるのは long bubble である。

つまり、burst 現象とは、short bubble から long bubble への遷移現象であるという見方もできる。

2.3 バースト現象について

上述したように、バースト現象を short bubble から long bubble への遷移現象と考えると、次のような機構であると説明することができる。

- (1) 迎角が増すと、翼表面からほぼ接線方向に流れが剥れ、short bubble が形成される。
- (2) さらに迎角が増すと、負圧のピークが上流に向け進み同時に層流剥離点も上流に移動する。このとき圧力上昇勾配がより急になることと、剥離点近傍の局所のレイノルズ数(例えば排除厚さに基づくもの)が増えることにより層流境界層の不安定度が増し剥離域が短くなり乱流境界層への遷移が早まる。
- (3) ついには、翼前縁近傍の曲率の大きな所に剥離点が進む。ここで剥離泡の長さが一定とすると Fig. 2.2 を用いて次のような説明でバースト現象を理解することができる。バーストとは翼表面に再付着できないという現象であるから剥離泡の翼表面からの最大高さが高ければ高いほど再付着することが困難である。そこで、Fig. 2.2 のように剥離泡が翼表面から接線方向にかつ同じ長さで曲

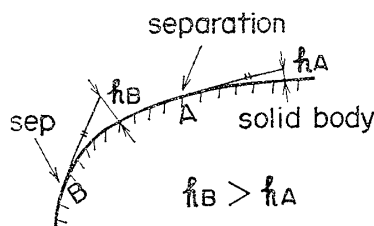


Fig. 2.2 Burst of short bubble

率の異なる位置から生じたと考えると、明らかに曲率の大きな位置 (図中 B) で生じる方が翼表面からの最大高さが高く ($h_B > h_A$) 再付着しにくくなる。

実際には、(2) で述べたように剥離泡が上流に進むとその長さが短くなるのでバーストは緩和される方向に向かうが、十分に曲率が大きくなると前者の効果が後者を上まわり、バーストが生じ long-bubble が形成され则认为られる。

このような議論から考えると任意翼型に及ぼす粘性の影響を明らかにするという問題は、結局は与えられた流速、迎角等の作動条件において翼型にいずれの型の剥離泡が生じるかを判定する問題に帰することができる。

以下では、この問題に的を絞って論じていく。

3 任意翼型に生じる剥離泡の分類法

3.1 Gault の判定法

Gault は、260 種にもわたる翼型に対して実験結果を整理することにより、任意翼型を失速* という立場から分類すると次の 3 種類に分類できることを示した。

(1) Trailing-edge stall type

レイノルズ数が高いため翼先端付近で剥離せずに、遷移してしまい乱流境界層となり後端付近で乱流剥離する。あるいは、層流剥離が生じてもうすぐ再付着して、常に short bubble を形成し乱流となり剥離する。

いずれの場合も失速は乱流剥離点が前方へ移動することにより生じ、揚力曲線は緩やかに減少する。

この失速は翼前縁での曲率が小さくない翼型に特徴的である。

(2) Leading-edge stall type

迎角が小さい間は翼先端付近での層流剥離はすぐ再付着でき short bubble にとどまる。しかし、迎角が大きくなると short bubble が再付着できずに long-bubble が形成される (バースト現象)。この現象により失速が生じ揚力曲線は急激に下降する。

(3) Thin-aerofoil stall type

薄い翼型に特徴的な現象で、翼先端が鋭いために、迎角が比較的小さくとも先端に急な圧力勾配が生じ、

* ここでは、「失速」とは揚力曲線の最初のピークであると定義する。

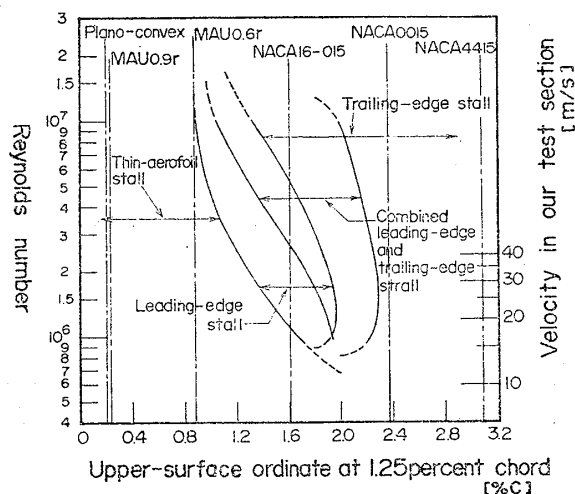


Fig. 3.1 Gault's correlation for stalling characteristics (from ref. (3))

ここで剥離が起きるが、すぐ下流で再付着できずに long bubble が形成され、さらに下流で再付着する。

この再付着点は迎角の増大につれ下流に進み、ちょうど翼後端に一致したとき失速する。

さらに、Gault は失速現象が翼弦長を用いたレイノルズ数と翼先端から 1.25% コード位置での翼上面座標とに相関を持つことを見出した。これを図示したのが Fig. 3.1 である。

この図により、任意翼型に生じる失速は分類され、同時に最も重要な問題である、どちらの型の剥離泡が生じるかを推定する問題についても今迄考察してきたことから手がかりを得ることができる。

さて、失速現象にレイノルズ数が影響を与えることは容易に理解できるが、1.25% コード位置での翼上面座標がどのような影響を与えるかについては明解でない。

このことについて考えてみると、バースト現象をさらに良く理解することができ、Gault の判定図の持つ意味も一層良くわかるようになる。

Gault の判定図 (Fig. 3.1) によると、(1) (T. E. stall) の型の翼型では 1.25% コード位置での翼上面座

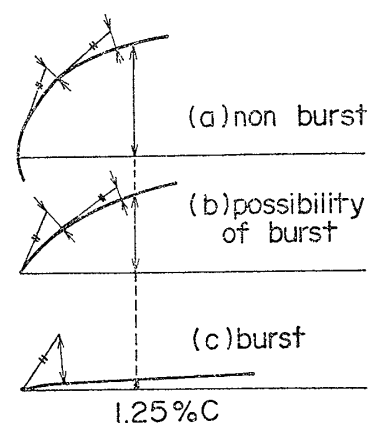


Fig. 3.2 Classification of burst

標が大きい。つまり翼前縁の曲率半径が大きく、剥離点が翼前縁に達しても、あたかも円周上を動くようなものであり翼面からの剥離泡の高さは変らずパーストは生じない (Fig. 3.2 (a))。

ところが (2) (L. E. stall) の型の翼型では、前縁曲率半径が小さくなるため、剥離点が前方に進んだときに (1) と比べ相対的に剥離泡の高さが高くなり、パーストが生じると考えられる (Fig. 3.2 (b))。

さらに、(3) (Thin aerofoil stall) の型の翼型では、翼先端が薄く剥離が前端でおきることと相まって、非常に強いパーストが生じ、常に long bubble が観察されることになる (Fig. 3.2 (c))。

上記の考察から、Gault の判定図よりわかることは、Trailing-edge stall type には、その前縁曲率が大きいため迎角の大小にかかわらず層流剥離が生じれば常に short bubble が形成され、Thin-aerofoil stall type では、迎角が少しくと翼先端で剥離が生じるため、強いパーストが生じ常に long-bubble が形成されるという2点である。Leading-edge stall type では、迎角の大小によりパーストが生じるので、この図表からはどちらの型の剥離泡が生じるかを判定することはできない。

3.2 Owen-Klanfer の判定式

Owen と Klanfer は、剥離泡を分類する方法として、剥離点での排除厚さに基づく局所のレイノルズ数を用いて実験的に次のような結果を示した。

$$\left. \begin{array}{l} \text{short bubble : } (R\delta)_s > 500 \\ \text{long bubble : } (R\delta)_s < 500 \end{array} \right\} \quad (3.1)$$

ただし、 $R\delta = U\delta/\nu$

U = 境界層外端流速

δ = 排除厚さ

ν = 動粘性係数

英小文字 s は剥離点を意味する

後に、Crabtree⁷⁾ は、Thwaites の手法により境界層計算を行った結果と比較して、パーストが生じるときの

$(R\delta)_s$ の値が 450~550 となることを示し、理論的に剥離泡を分類する方法を導入した。

Gault の判定図、Owen-Klanfer の判定式を用いれば、大部分の翼型に生じる剥離泡は分類することができる。

特に (3.1) 式は境界層計算に基づけば迎角の影響も含んでいるので有効であると考えられる。

しかし、以上の二つの手法を用いても推測できない (Owen-Klanfer の判定式で $(R\delta)_s = 450 \sim 550$ 場合は、実験的に油膜法等を用いて翼表面流場の可視化を試みなければならない。

4 層流剥離泡の翼表面圧力分布に及ぼす影響

2章、3章では層流剥離泡について様々な角度から考察を試みてきたが本章では、具体的に層流剥離泡が微視的な翼表面圧力分布にどのような影響を与えるかについて、McCullough⁴⁾ らが Gault の分類に基づき翼型を選び、その表面圧力分布と揚力を測定した結果を参考に考えていくこととする。

ここでは、McCullough の行った実験のうち、代表的な3種類の翼型について検討することとする。翼型は Gault の分類に基づき次のように区別される。

- (1) Trailing-edge stall type...NACA 66₃-018
- (2) Leading-edge stall type...NACA 63-009
- (3) Thin aerofoil stall type...Double Wedge

以上の翼型の翼形状と表面圧力分布測定結果を、Fig. 4.1 (a)~(c) にそれぞれ示してある。

3.1 節で説明したように NACA 66₃-018 翼型には、short bubble が生じることがわかっている。そこで、Fig. 4.1 (a) をみると、失速前 (図中実線)、失速時 (図中一点鎖線)、失速後 (図中点線) と迎角が増加するにつれ、圧力分布曲線は負圧側に上昇していき、失速すると乱流剥離点が前方へ移動することにより後端部での圧力分布の平坦部が次第に前方へ伸展していく様子が良くわ

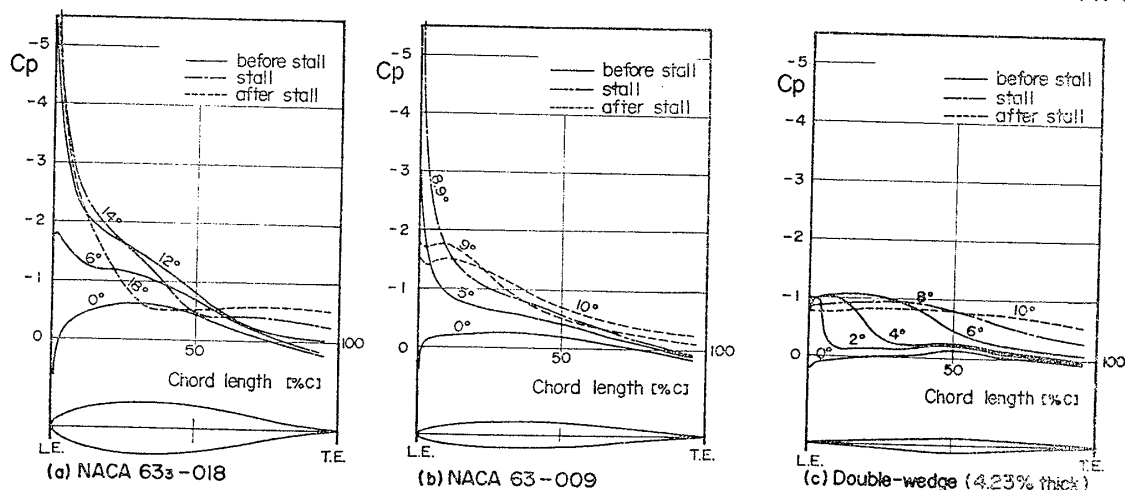


Fig. 4.1 Measured pressure distribution for various types of stall (from. ref (4))

かる。

ここで着目すべきは、以上の過程において常に翼先端の負圧のピークが保たれているという点である。

ところが、Double-Wedge 翼型 (Fig. 4.1 (c)) では、鋭い先端を持つため理論的には迎角がつくと圧力は先端で負に発散し高いピークを持つはずであるが、実際には先端剥離が生じるためそのようなピークは存在しないばかりでなく、long-bubble が形成されることにより、剥離泡の存在する等圧領域が迎角の増大につれ下流に伸展し、ついには翼長をも越え伴流にまで達していることが示されており、Fig. 4.1 (a) との対比で、二つの型の剥離泡が表面圧力分布に与える影響を良く理解することができる。

さらに、NACA 63-009 (Fig. 4.1(b)) では、失速する迄は、NACA 66₃-018 と同様に、short-bubble が存在していると考えられるが、失速と同時にバーストが起こり long-bubble が形成されることを示している。

5 翼特性に関する実験と考察

前章までに述べてきた任意翼型に生じる剥離泡の分類法と、翼特性に及ぼす影響とを実験的に確認するために、本論文では5種類の翼型に対し、まず表面圧力分布の測定を行い、さらに剥離泡の挙動を明らかにするための翼表面流場の可視化を行った。

5.1 試験装置

実験は東京大学船舶工学科の特殊空洞水槽 (ベンチュリー型キャビテーションタンネル) で行った。

試験部は、縦 120 mm、横 25 mm の矩形断面であり試験翼は流路上下壁に対し中央部にセットした。

また、翼表面の圧力測定孔による表面圧力分布測定の他に、レーザ流速計を用いて翼面上の流速を測定しベルヌイの式が成り立つとして圧力分布を計算した。

使用したレーザ流速計の要目および配置を Table 5.1,

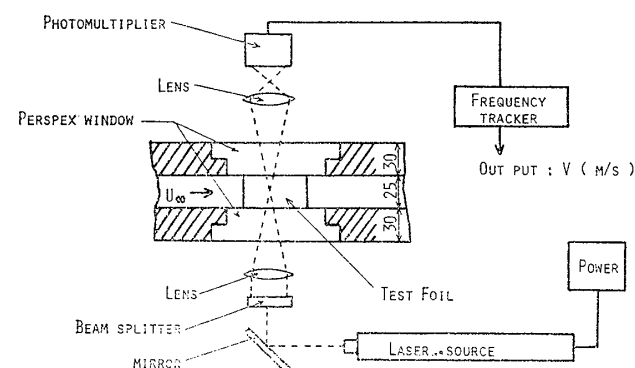


Fig. 5.1 Schematic diagram of L. D. V.

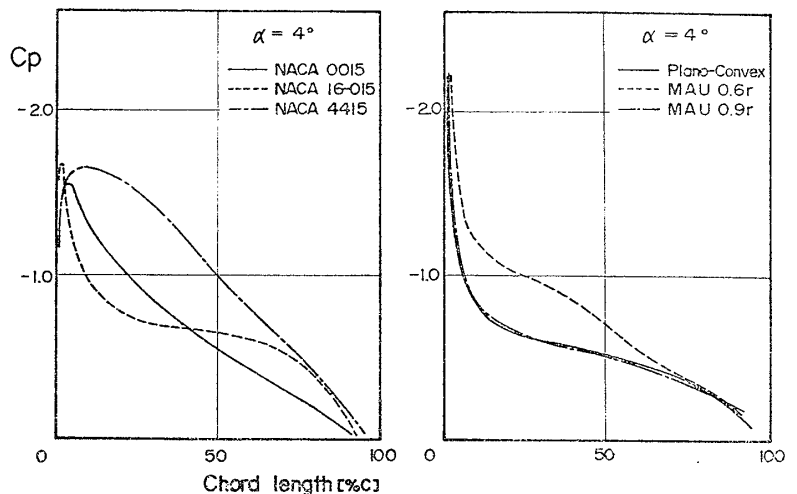


Fig. 5.2 Comparison of pressure distribution among 6-types foil sections

Fig. 5.1 に示す。本実験では、収束レンズは焦点距離 200 mm のものを、受光レンズは 100 mm のものを用いている。レーザ光をミラーで 90° 曲げているのは実験装置の配置上の問題によるもので本質的に意味はない。レーザ光の光軸方向を翼曲面の接線方向に合わせ、常に翼面の接線方向の流速を測定している。翼面近くの位置から翼面に直角方向にレーザ流速計をトラバースすると翼面からわずかに離れた点 (普通 0.2~0.5 mm) で、流速の測定値は最大となる。この流速をもって翼面の流速とした。

5.2 供試翼

供試翼型は、キャビテーションに及ぼす翼特性の影響を研究するという立場から、特徴ある圧力分布を持つ6種類の翼型が選ばれた。各翼型の迎角 4° での圧力分布の比較を Fig. 5.2 に示す。このうち円弧翼については、MAU 0.9r 翼型とほとんど形状、圧力分布共に等しいので翼特性に関する実験は割愛した。

翼寸法は、各翼型共、コード長さ 60 mm、スパン長さ 25 mm でアスペクト比は 0.417 であり、これが流れの2次元性を保ちうるほぼ最小の値である。

Table 5.1 Principal items of L. D. V.

1. Laser	15 mW He-Ne Laser	
2. Measurement range	Lens focus	Velocity range
	100 mm	0~70 m/s
	200 mm	0~150 m/s
	600 mm	0~350 m/s
3. Photo multiplier	aperture 250 $\mu\phi$ frequency response 100MHz	
4. Maker	KANOMAX	

Table 5.2 Calculated value of $(R\delta)_s$

WING SECTION	attack angle	$(R\delta)_s = (U\delta/U)_s$				
		0°	2°	4°	6°	8°
NACA0015	T.E. stall	2430	2300	2032	1613	1221
4415	"	2217	2220	2287	2374	2366
16-015	L.E. stall	1715	1870	2072	463	523
MAU0.6r	Thinairfoil	620	56	78	33	39
0.9r	"	726	72	63	119	156

NACA 翼型については、最大翼厚を等しくし最小圧力点位置、キャンパーの有無による圧力分布形状の差異

がキャビテーションに与える影響を調べようとしたものである。

また、MAU 翼型については薄翼であるということから生じる翼厚の影響とキャビテーション研究の一つの目標であるプロペラへの応用を考えたものである。

なお、本論文で直接取り上げない円弧翼については、Meijer の実験との比較を目的としたものである。

迎角の取り方は、NACA 翼型に対しては首尾線を基準線に選び、MAU 翼型では基線（フェース面）を基準

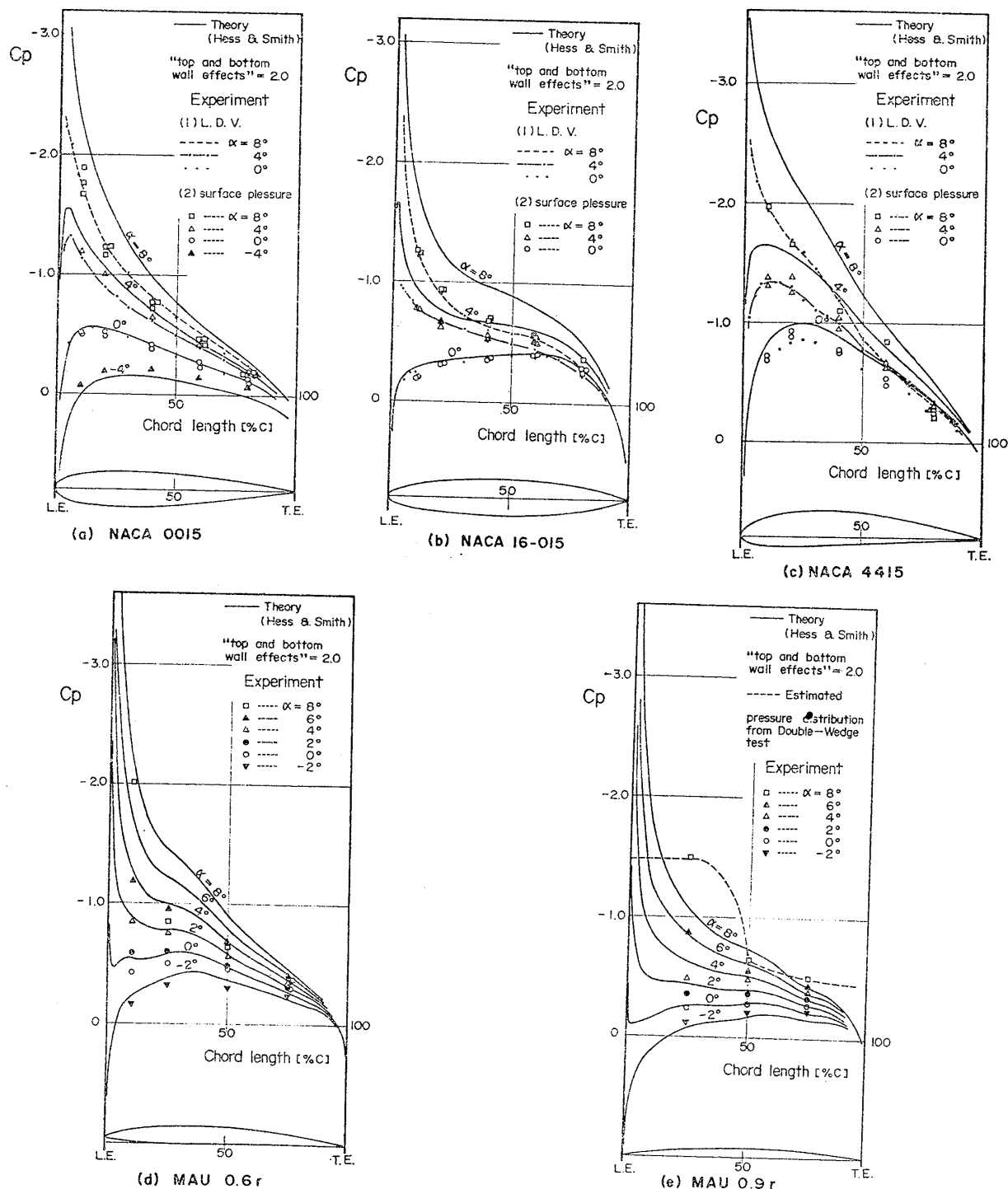


Fig. 5.3 Comparison between calculated and measured pressure distribution at 5-types foil sections

線に選んでいる。MAU 翼型の 0° の状態は首尾線を基準線として計算すると、 $0.9r$ 翼型で 0.18° 、 $0.6r$ 翼型で 1.47° である。

各翼型での粘性影響を知る第一の目安として、前出の Gault の判定図 (Fig. 3.1) にそれぞれの値が示してある。この場合 1.25% コード位置での翼上面座標とは常に首尾線からの距離をとる。

Table 5.2 には、Owen-Klanfer の判定式による値を境界層の近似計算法により計算した結果を示した。

5.3 表面圧力分布測定

測定を行った流速 (U_∞) の範囲は、5 m/s ($Rn=3 \times 10^5$) ~ 35 m/s ($Rn=2.1 \times 10^6$) であり、静圧 (P_∞) はキャビテーションが発生しないよう充分高くした。

測定結果を上下壁影響を考慮した Hess & Smith の手法による計算結果と共に Fig. 5.3 (a)~(e) に示す。

これらの図から以下の結果を得る。

- (1) レーザ流速計による測定は圧力測定孔による測定結果と良い一致を示す。本実験のように同じ翼型を用いてキャビテーション試験を行う場合には、翼表面にキャビテーションの発生する可能性

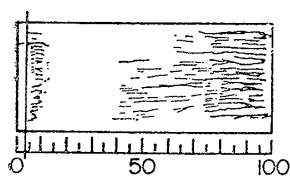
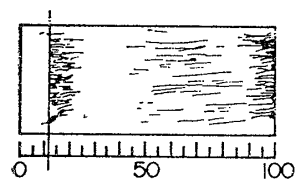
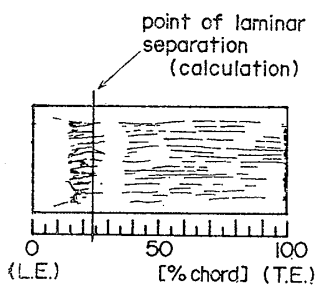
を持つ穴を開けずにすみ、また任意の位置の測定ができるという点で有用であるといえる。

- (2) NACA 翼型は、Table 5.2 に示されるように 16-015 翼型の迎角 (α) $6^\circ, 8^\circ$ の場合を除いてすべて、non-burst type であるが、圧力分布の測定結果も理論値とほぼ相似形状を保ち、short bubble を伴う non-burst type の典型的な傾向を示している。また、圧力分布から考えると 16-015 翼型の $6^\circ, 8^\circ$ の状態もすべて non-burst type 的であるといえよう。

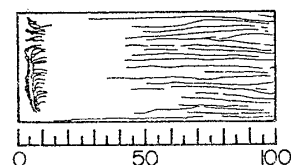
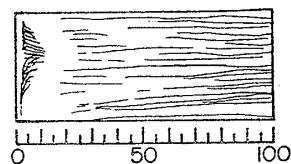
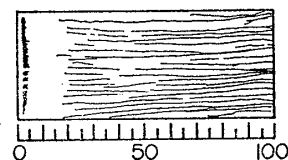
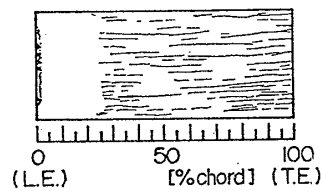
- (3) MAU 翼型では、予想されるように迎角 0° の場合を除いてすべて、burst type の傾向を示し、圧力分布は理論値から予測できない値を示す。翼前縁での測定を細かく行えば、さらにこの傾向をはっきりと示せると思われる。

Fig. 5.3 (e) の図中に示した破線は、burst type の典型的な翼型である Double-Wedge の測定結果 (Fig. 4.1 (c)) から推定して書き入れたものである。

このように MAU 翼型に対して Gault の判定法は有効であると考えられる。そして MAU 翼型は、 $0.6r$ より大きい半径位置においては、きわめて広いレイノル



(a) NACA 0015



(b) MAU 0.9r

Fig. 5.4 Flow observation by oil film method

ズ数の範囲にわたり Thin aerofoil type (Fig. 3.1) である。

ふつう模型プロペラ翼面のレイノルズ数は 10^6 程度であり、実船のそれは 3×10^7 にも達すると思われるが、レイノルズ数によって剥離のタイプが変化しないのは、好都合であるといえる。

5.4 翼表面流場の可視化

油膜法を用いて可視化を行った1例を Fig. 5.4 (a), (b) に示す。Fig. 5.4 (a) は NACA 0015 翼型での実験結果であるが、迎角の増加につれ剥離泡が上流に向け移動し、かつ長さが短くなる short bubble の性状を良く示している。

一方, MAU 0.9r 翼型 (Fig. 5.4 (b)) では、翼先端に生じた剥離泡が迎角の増加につれ、下流に伸展していく long-bubble の様子を表わしている。

これらの図を参考に NACA 16-015 (L.E. stall type) の実験結果を調べてみると $\alpha = 8^\circ$ の状態でバーストが生じ翼先端に短い long-bubble が生じていると推測することができる。ただし、先に述べたように圧力分布への影響は小さい。

このように、Gault の判定図、Owen-Klanfer の判定式、油膜法等を適宜用いることにより、任意翼型を non-burst type, burst type に分類することが可能であり、このことにより、任意翼型に及ぼす粘性の影響を正しく把握することができる。

5.5 non-burst type での圧力分布に及ぼす粘性影響の修正法

non-burst type の翼型では、後端での乱流剥離が圧力分布形状に大きな影響を与えるまでは、圧力分布は理論値と相似な形状を保つ。Pinkerton⁵⁾ はこの性状に着目して循環を実験で求められた揚力から定め、後端での

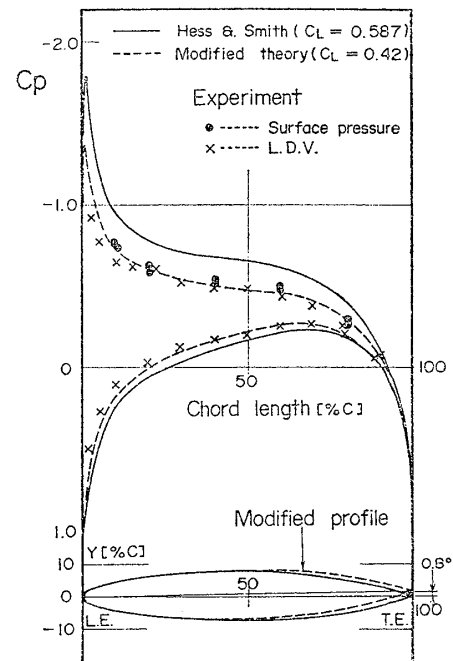


Fig. 5.5 Modified pressure distribution compared with experiments (NACA 16-015, $\alpha = 4^\circ$)

Kutta の条件を満足するように翼型を変形させるという方法を考案し、実験値との非常に良い一致が得られることを示した。この手法を NACA 16-015 翼型の $\alpha = 4^\circ$ の場合に適用した例を Fig. 5.5 に示す。

実験から得られた揚力係数を使って修正すれば、計算値は実験値と非常に良い一致を示す。変形された翼型は図中に破線で示してあるが、相対的に 0.8° 迎角が減じ、翼背面のみに着目すると翼の厚みを後端部に近い程増す効果をもたらした定性的に境界層厚みを翼厚みに加えた効果を示している。non-burst type の各翼型に対し、同様の修正を施し、実験値と比較した結果を Fig. 5.6 に示す。

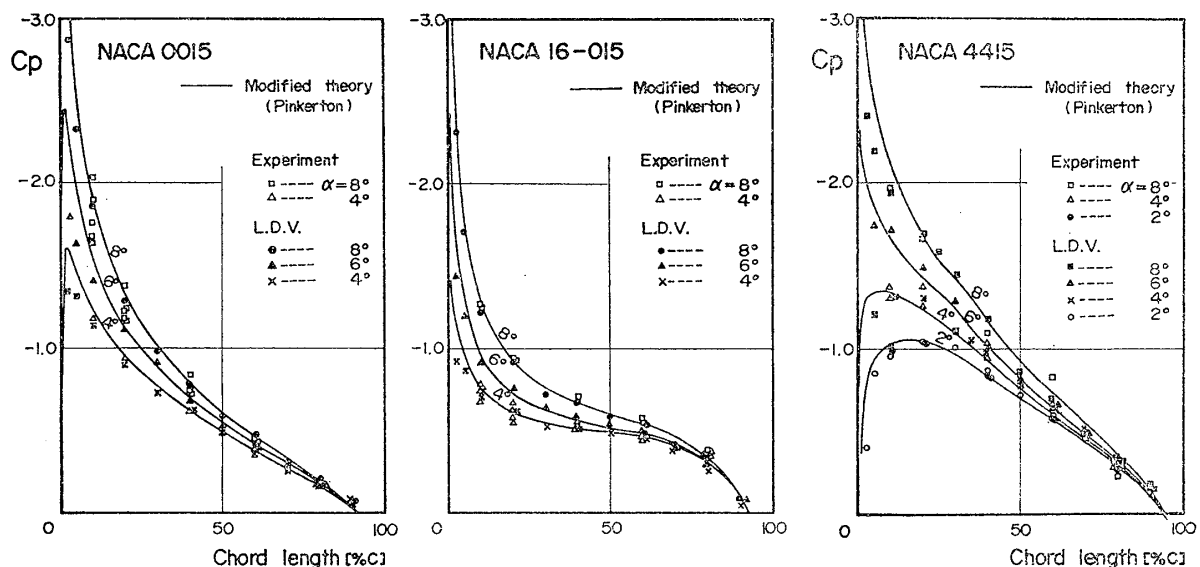


Fig. 5.6 Modified pressure distribution compared with experiments at non-burst type hydrofoils

すが、いずれも良い一致を示している。

6 結 言

著者らは、任意翼型の表面圧力分布に及ぼす粘性の影響について詳細な考察を試みた結果、層流剥離泡の挙動が重要な役割を演じることを明らかにした。

さらに、剥離した境界層が再付着できるか、できないかで剥離泡が特徴的な挙動を示すことに着目した。そして、任意翼型を圧力分布に与える剥離泡の影響という立場から分類することを試み、Gault の判定図、Owen-Klanfer の判定式等が有効であることを実験から確かめた。

結論を以下に示す。

(1) 層流剥離泡が再付着できない現象をバースト現象と呼び、翼型をこれにより二つに分類することができる。

(a) non-burst type

short bubble が形成され、圧力分布形状には大きな影響を与えず、後端での乱流剥離により圧力分布は理論値と相似形状を保ちながら変化する。

(b) burst type

long bubble が形成され、圧力分布は理論から予測できない形状を示す。

(2) 任意の翼型は、Gault の判定図、Owen-Klanfer の判定式、油膜法等を用いて上記の二つの型に分類することができる。Gault の判定図については、取り扱いが簡便で実用的であるが、失速という立場からの分類であるため、迎角の影響が含まれないという欠点を持つ。

一方、Owen-Klanfer の判定式の場合には、境界層計算を行う必要があるが、理論的に分類が可能であるという点で優れているといえよう。

(3) non-burst type の翼型は実際の揚力がわかれば、理論的に粘性影響を修正することができる。

burst type の翼型では翼表面上の圧力分布、特に前縁付近で詳細な実測を行うことが必要である。

謝 辞

本研究は東京大学船舶工学科において、著者の一人の修士論文の一部として行なわれた。

実験にあたり、同学科高速力学研究室、小村隆士助手、宮永大技官に多大の御助力をいただいた。また本研究に用いた試験翼型等については日本造船研究協会 (SR 174)、三井造船 (株) から御援助をいただいた。ここに記して関係各位に厚く感謝の意を表する。

本論文の数値計算には、東京大学大型計算機センターの HITAC 8700/8800 を使用した。

参 考 文 献

- 1) 泉田, 田宮, 加藤, 山口: 二次元翼型に発生するキャピテーションの研究, 日本造船学会論文集, 146 号 (1979).
- 2) Arakeri, V.H., Acosta, A.J.: Viscous Effects in the Inception of Cavitation on Axisymmetric Bodies, *J. of Fluid Engineering*, (1973).
- 3) Gault, D.E.: A Correlation of Low-Speed Aerofoil-Section Stalling Characteristics with Reynolds Number and Aerofoil Geometry, T.N. 3963 N.A.C.A., (1957).
- 4) McCullough, G.B., Gault, D.E.: Examples of Three Representative Types of Aerofoil-Section Stall at Low Speed, T.N. 2502 N.A.C.A., (1951).
- 5) Pinkerton, R.M.: Calculated and Measured Pressure Distributions over the Midspan Section of the N.A.C.A. 4412 Aerofoil, T.R. No. 563 N.A.C.A., (1936).
- 6) Ward, J.W.: The Behaviour and Effects of Laminar Separation Bubbles on Aerofoils in Incompressible Flow, *J. of the Royal Aeronautical Society*, Vol.67 (1963).
- 7) Crabtree, L.F.: The Formation of Regions of Separated Flow on Wing Surface., PART II. Laminar Separation Bubbles and the Mechanism of Leading Edge Stall, R & M. 3122 (1959).
- 8) Abbott, I.H., Von Doenhoff, A.E.: *Theory of Wing Sections*, Dover Books on Engineering Physics (1958).