

(昭和 60 年 5 月 日本造船学会春季講演会において講演)

スラット付翼のキャビテーション抑制効果に 対する境界層特性の影響

正員 井 上 俊 司* 正員 加 藤 洋 治**
正員 山 口 一**

The Effect of a Slat on Boundary Layer Characteristics and
Cavitation of the Main Foil

by Shunji Inoue, *Member* Hiroharu Kato, *Member*
Hajime Yamaguchi, *Member*

Summary

It is known that the cavitation is dependent upon the boundary layer characteristics. Therefore, it is considered that cavitation can be controlled by controlling the boundary layer.

This paper deals with a SLAT-FOIL combination, main foil and upstream slat. The slat is one of the boundary layer control methods for foil sections.

Firstly, the authors designed the SLAT-FOILs to increase the pressure at the laminar separation point as high as possible, and verified the cavitation suppression effect by cavitation tunnel tests.

Secondly, the authors studied the interaction between the wake of the slat and the boundary layer on the main foil, and found that when the wake of the slat merged into the boundary layer on the main foil, it accelerated turbulent transition. If the pressure of the turbulent transition point was high enough, the cavitation was remarkably suppressed.

In conclusion, two methods of the cavitation control (suppression) can be suggested, those are as follows.

1. A slat can change the pressure distribution on the foil. As the result of increase of the pressure at the laminar separation point, the incipient cavitation number of sheet type cavitation can be decreased.

2. When a slat is near the foil, the wake of the slat is mixed into the boundary layer on the main foil, which accelerates turbulent transition. If the pressure on the transition point is high enough, the incipient cavitation number is remarkably decreased.

記 号 表

C : 翼弦長
 C_p : 圧力係数 $C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2}$
 C_{ps} : 層流剝離点での圧力係数
 C_{ptr} : 乱流遷移点での圧力係数
 P : 局所圧力
 P_v : 流体の蒸気圧

P_∞ : 無限遠静圧
 R_e : 主翼弦長を代表長さにとったレイノルズ数
 $R_{e(SLAT)}$: スラット翼弦長を代表長さにとったレイノルズ数
 u : 境界層内流速
 U : 境界層外部流速
 V : 一様流速
 X : 主翼首尾線上座標軸
 Y : X 軸に垂直な座標軸
 Y_{SLAT} : スラット位置
 α : 主翼の迎角
 α_{SLAT} : 主翼首尾線に対するスラットの角度

* 三菱重工業(株)長崎造船所
(研究当時, 東京大学大学院工学系研究科)

** 東京大学工学部

ρ : 流体密度

$$\sigma : \text{キャビテーション数} \sigma = \frac{P_{\infty} - P_v}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

σ_i : 初生キャビテーション数

1 序 論

翼型などの物体表面に発生するキャビテーションの発生機構に関して境界層の挙動が重要であることが広く認識されている。すなわち、境界層特性を制御することによってキャビテーションの発生を制御できると考えられる。

本研究は、境界層制御法の中で特にスラット付翼を取り上げ、境界層特性およびキャビテーション抑制効果を調査したものである。ここでスラット付翼とは、スラット（前縁補助翼）と主翼の二翼で構成される翼型である。

層流境界層が剝離して剝離泡を形成している場合、剝離泡内の循環流中に捕えられた気泡核は成長に必要な時間を与えられて、そこで成長し、可視的なシートキャビテーションとなる。そのとき、初生キャビテーション数 σ_i は下記のように近似できる^{1)~4)}。

$$\sigma_i = -C_{ps}$$

C_{ps} : 層流剝離点での圧力係数

そこで、まず著者らは、スラットの効果によって層流剝離点を下流に移動させ、そこでの圧力を上げれば、キャビテーションが抑制できると考えた。その思想でスロット翼を設計し実験を行ったところ、キャビテーションの発生を抑制することができたが、スラットと主翼が接近している場合、層流剝離点での圧力上昇以上にキャビテーション抑制効果の著しいことがわかった。そこで、この場合には、スラット後流の攪乱によって主翼境界層が乱流遷移しているのではないかと考えた。

流れが層流剝離を起こす前に乱流遷移を起こす場合、乱流遷移での大きな圧力変動⁵⁾がキャビテーション発生のきっかけとなる。そのとき、 σ_i は下記の式で近似できる^{6), 7)}。

$$\sigma_i = -C_{ptr}$$

C_{ptr} : 乱流遷移点での圧力係数

したがって、層流剝離している翼型に対し、最小圧力点より十分上流の高圧部で強制乱流遷移させることができれば、層流剝離しなくなる効果に加えて、乱流遷移点での圧力が高いことにより、キャビテーションの発生は著しく抑制されることになる。事実、著者らの研究室では、軸対称体の前縁附近に設けたスリットから水を吹き出し乱流遷移を促進させるとキャビテーションの発生が抑制される効果があることを見出ししている⁸⁾。しかし、一方では、強制乱流遷移させることによってキャビテー

ションが出やすくなるという実験結果⁹⁾もある。

そこで、著者らは、今回実験を行ったスラット付翼について、層流剝離および乱流遷移の両面から調べることを試みた。本研究の主題は、スラット付翼のキャビテーション抑制効果およびそれに対する境界層特性の影響を調べることである。

2 層流剝離点での圧力上昇によるキャビテーション抑制効果

2.1 スラット位置の決定

主翼、スラット共に NACA 0015 翼型¹⁰⁾を用いた。スラットの翼弦長は主翼の翼弦長の 1/5 とした。翼表面の圧力分布の計算は二次元揚力体における Hess-Smith の方法¹¹⁾により、層流剝離の判定は Thwaites の方法¹²⁾により行った。スラット位置を表示する座標系を Fig. 1 に示す。本図において×印を付けた位置にスラットの翼弦中点を置いた場合の検討を行った。

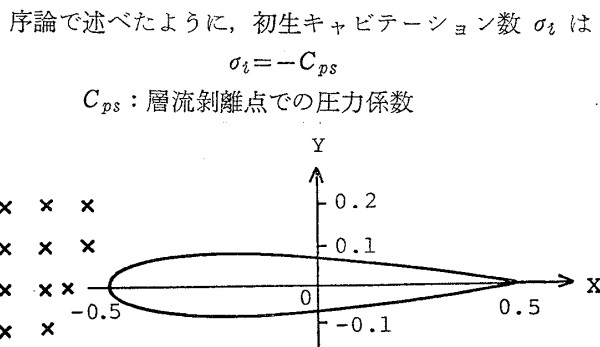


Fig. 1 Position of slat for calculation

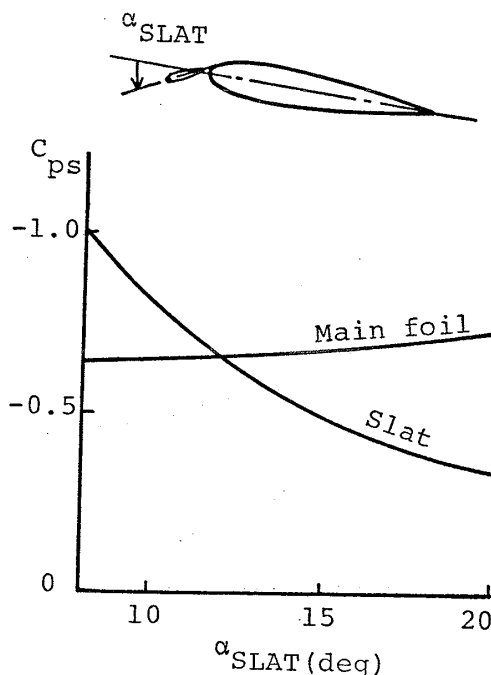


Fig. 2 Relation between α_{SLAT} and C_{ps}
($\alpha = 4^\circ$, Slat position : $(-0.6, 0.0)$)

と考えて良いことにより、ここでは C_{ps} に注目して議論を進める。すなわち、 C_{ps} を上げることができればキャビテーションが発生しにくくなると考える。まず、主翼迎角を 4° に保って、主翼首尾線に対するスラットの角度 α_{SLAT} を変化させた時の C_{ps} の変化の例を Fig. 2 に示す。

Fig. 2 における主翼の C_{ps} とスラットの C_{ps} の交点の α_{SLAT} を、そのスラット位置での最適 α_{SLAT} とした。なぜなら、主翼かスラットのどちらかの C_{ps} が低ければ、より大きなキャビテーション数 σ で、主翼かスラットのどちらかにキャビテーションを生じると考えられるからである。このような計算を前述のスラット位置

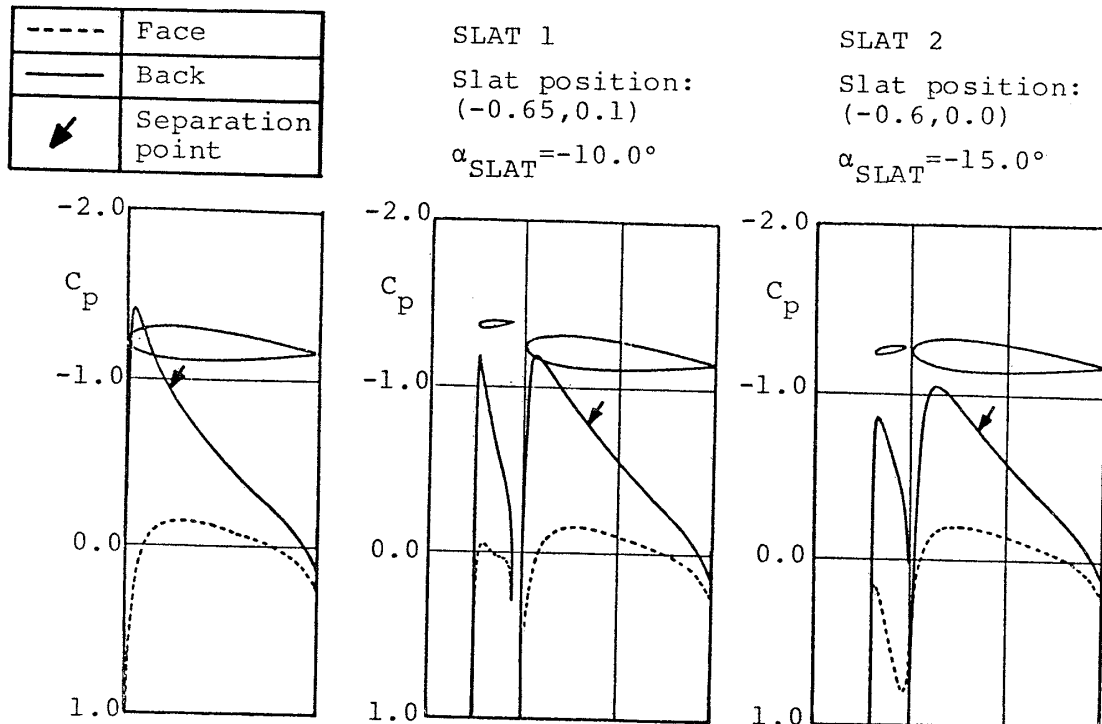


Fig. 3 Variation of pressure distribution ($\alpha=4^\circ$)

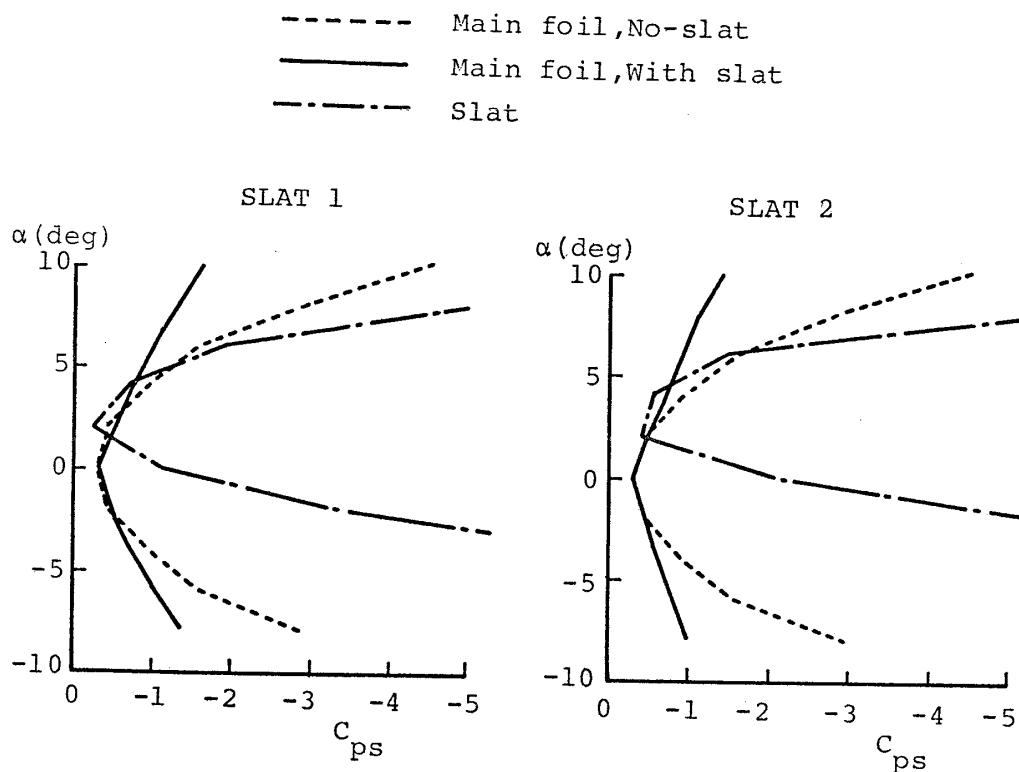
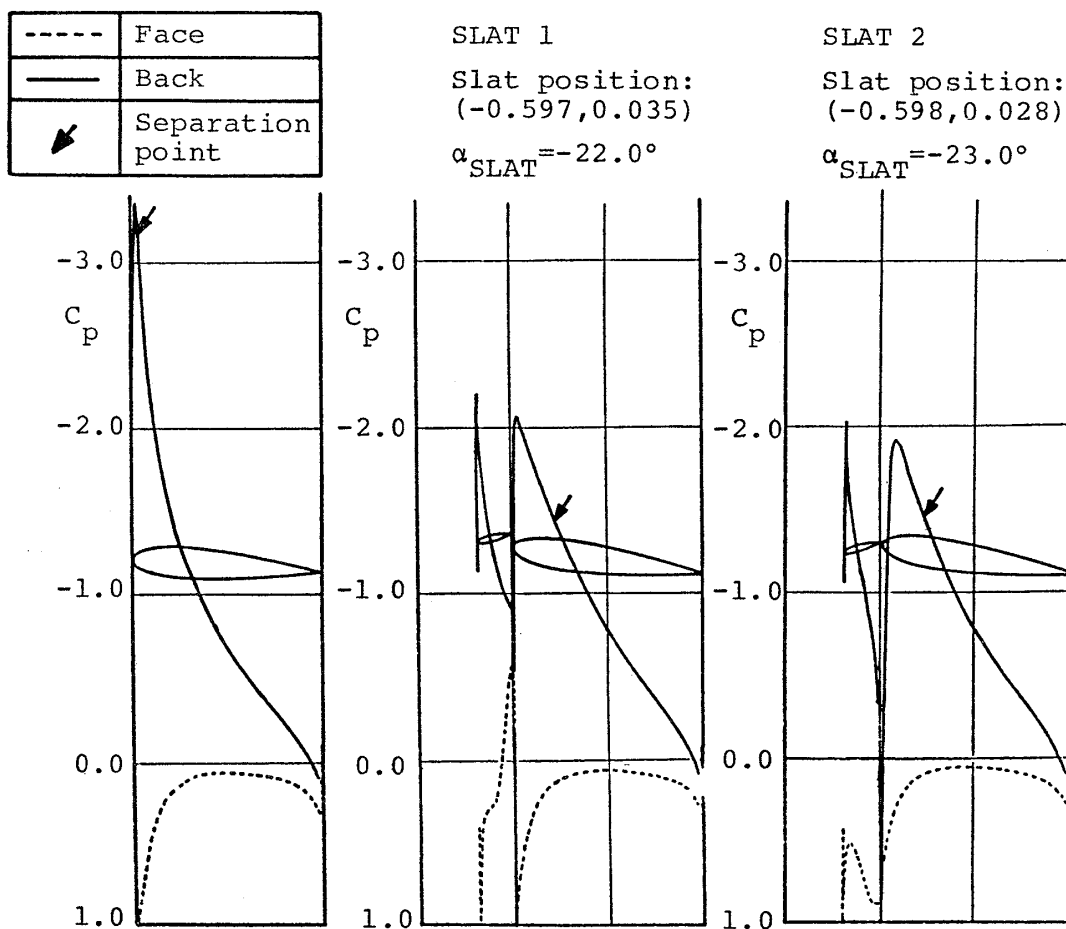
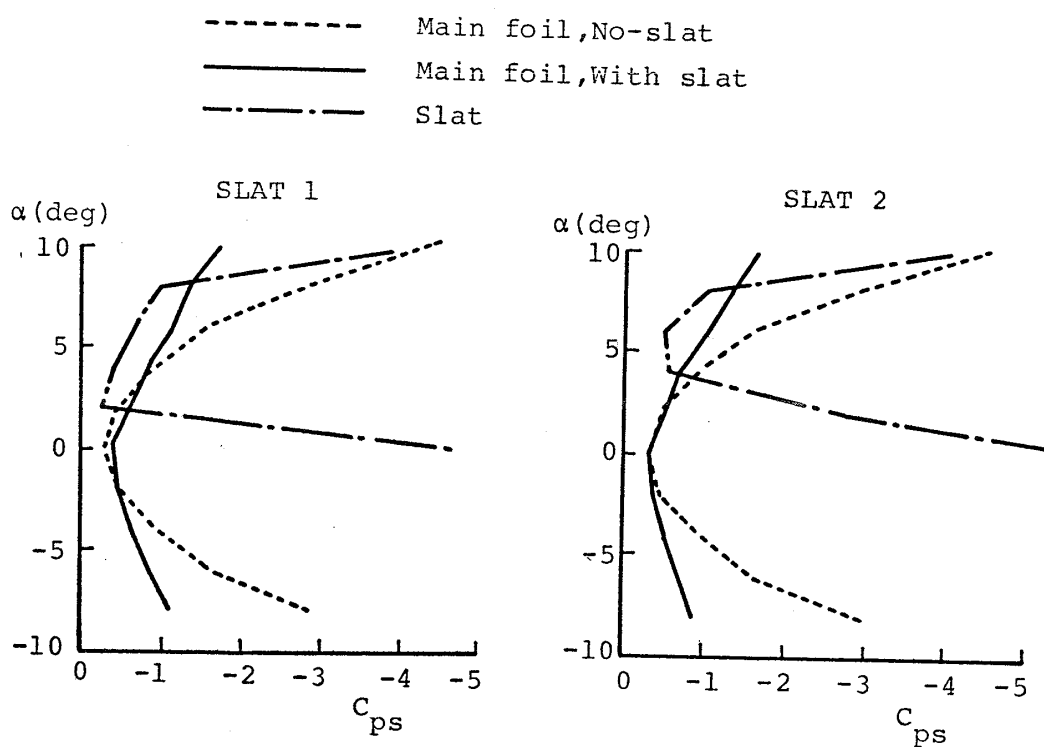


Fig. 4 Pressure envelopes ($\alpha=4^\circ$)

Fig. 5 Variation of pressure distribution ($\alpha=8^\circ$)Fig. 6 Pressure envelopes ($\alpha=8^\circ$)

で行った結果比較的效果が顕著である位置を2点選び、SLAT 1, SLAT 2 とした。その圧力分布を Fig. 3 に示す。スラットの効果によって圧力分布が変化し、負圧のピークが低く抑えられている。それにつれて層流剝離点での圧力が上昇している。

次に、スラットと主翼の相互位置関係を固定し、翼全体の迎角 α を変えた場合の C_{ps} の変化を Fig. 4 に示す。これは、いわゆるバケット図と呼ばれるもので曲線が左にある方がキャビテーションを発生しにくいと考えることができる。SLAT 1 の場合 $3^\circ \sim 5^\circ$, SLAT 2 の場合 $2^\circ \sim 6^\circ$ の範囲でスラット付翼の方が通常の単独翼に比べて C_{ps} が高く、したがってキャビテーションが発生しにくい。

同様の手法によって主翼迎角を 8° として設計したスラット付翼の、圧力分布を Fig. 5 に、 α と C_{ps} の関係を Fig. 6 に示す。主翼迎角 4° で設計したものより C_{ps} の上昇が大きく、広い範囲の迎角に対してキャビテーションを発生しにくくなっている。

2.2 実験 (第1段階)

前節で設計したスラット付翼のキャビテーション試験を行った。実験は東京大学特殊空洞水槽 (高速キャビテーショントンネル) で行った。トンネルの試験部断面は

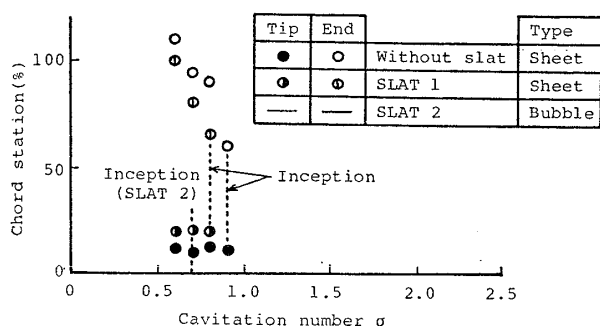


Fig. 7-1 Variation of cavity-tip and cavity-end as a function of cavitation number σ ($\alpha=4^\circ$, $U=15$ m/s, NACA 0015 hydrofoil)

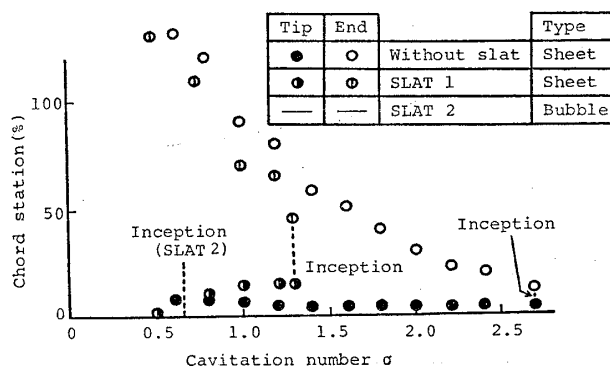


Fig. 7-2 Variation of cavity-tip and cavity-end as a function of cavitation number σ ($\alpha=8^\circ$, $U=15$ m/s, NACA 0015 hydrofoil)

120 mm \times 25 mm である。主翼の翼弦長を 60 mm, 幅 25 mm として、流速は 15 m/s とした。

各条件における σ_i , キャビティ前縁および後縁位置の比較を Fig. 7-1 ~ Fig. 7-2 に示す。主翼迎角 4° , 8° 共にスラットなし, SLAT 1, SLAT 2 の順に σ_i が低く、スラットによるキャビテーション抑制効果が認められる。ただし、SLAT 2 の場合、バブル・キャビテーションが発生したため、キャビティ前縁・後縁位置は示さ

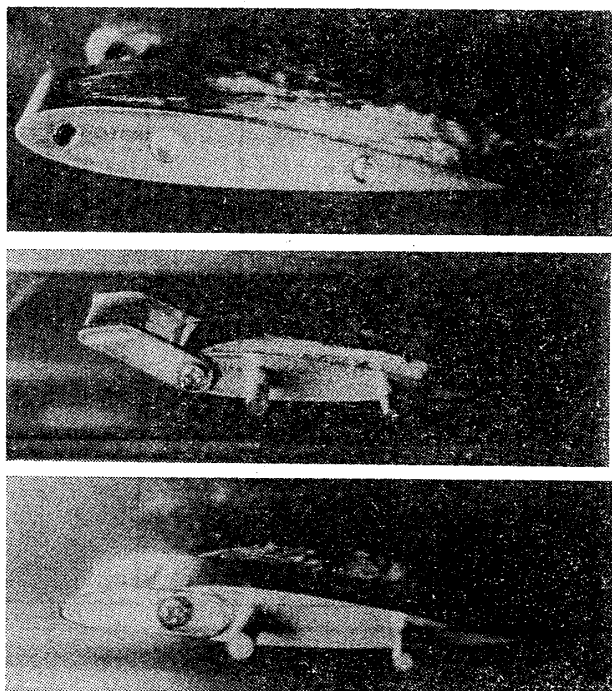


Fig. 8 Comparison of cavitation ($\alpha=4^\circ$, $\sigma=0.7$)

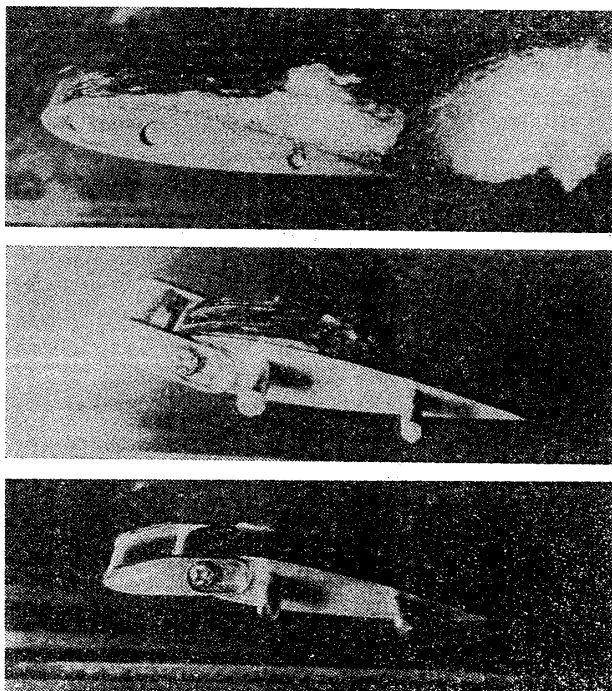


Fig. 9 Comparison of cavitation ($\alpha=8^\circ$, $\sigma=1.2$)

ず、 σ_i のみを示した。Fig. 7-1 と Fig. 7-2 の比較より、主翼迎角を 8° として設計したものの方がスラットの効果が顕著であるといえる。次に、キャビティの様子を Fig. 8~Fig. 9 に示す。通常の単独翼の場合に比べてキャビティの前縁が後退し、長さが短くなっている。なお、スラットを固定するステーからはキャビテーションが発生している。

単独翼の場合または SLAT 1 の場合の、キャビティ前縁は層流剝離点の理論推定値とほぼ一致し、 σ_i も理論計算上の $-C_{ps}$ とほぼ一致する。これらの場合、層流剝離がキャビテーション発生のかきかけになっていると考えられる。そして、SLAT 1 の場合、層流剝離点を後退させて剝離点の圧力を上げることによってキャビテーションを抑制したと考えてよい。

それに対し、SLAT 2 の場合に発生するキャビテーションはバブルキャビテーションであり、 σ_i も理論計算値と比べて著しく低い。そこで、SLAT 2 の場合、スラット後流と主翼境界層の干渉が問題になっていると考えた。すなわち、序論でも述べたように、スラット後流の攪乱によって主翼境界層が強制乱流遷移を起こし、しかも遷移点が圧力の高い所であればキャビテーションは発生しにくくなることがあると考えられる。

次章では、スラット後流が主翼境界層に及ぼす影響について実験を行う。

3 強制乱流遷移によるキャビテーション抑制効果

3.1 実験（第2段階）の概要

前節に示した実験（第1段階）の考察で、“スラット後流の攪乱によって主翼境界層が強制乱流遷移を起こし、そのため、キャビテーションが発生しにくくなる”という提案を行った。そこで、これを検証するために、さらに詳細な実験を行うことにした。

本章では、スラットの位置を連続的に変化させることができる翼型を使用して、スラットと主翼の位置関係が主翼のキャビテーションおよび境界層に及ぼす影響を調べた。乱流遷移という現象は実験的に捕えることが比較的困難であるので、いくつかの実験方法を用いて多角的に調査した。

3.2 実験（第2段階）設備と供試翼

実験は、東京大学 TE 型キャビテーションタンネルに新たに設計製作した翼型用試験胴を装着して行った。タンネルの試験胴断面は、 $120\text{mm} \times 50\text{mm}$ である。レーザー・ドップラ・流速計による測定結果によると、試験体を取り付けないときの流速の偏りは最大 $\pm 0.5\%$ 程度、乱れ度は平均 0.3% 程度である。供試翼は前章と同じ NACA 0015 翼型とし、翼弦長は、主翼が 80mm 、

スラットが 16mm 、幅は両翼ともに 50mm で、前章の翼型より一まわり大きい。しかし、流速を 10m/s 程度としたので、レイノルズ数は前章の実験とはほぼ等しい。

前章で述べた実験により主翼迎角が 8° の場合にキャビテーション抑制効果が顕著であることがわかったので本章で述べる実験では主翼迎角が 8° の場合のみ行った。スラットの中心は、主翼前縁の 10% コード長さだけ前で上下に可動である。座標系を Fig. 10 に示す。スラット位置は、スラット中心の Y 座標を主翼の翼弦長で無次元化したもの Y_{SLAT} で示す。スラットの迎角は、前章で述べた手法によって $Y_{\text{SLAT}} = -0.02$ で最適化して設計し、主翼の首尾線に対する迎角 α_{SLAT} を 22° とした。 Y_{SLAT} が変化しても、試験体の構造上、スラットの迎角は変えることはできない。

Y_{SLAT} の変化によって圧力分布が変化することが考えられる。しかし、ポテンシャル流計算によると Fig. 11

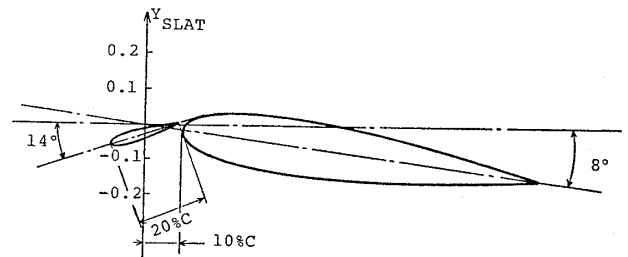


Fig. 10 coordinate system of test model

Calculation	With slat	C_p	Separation point
	Without slat		
Measurement	With slat	■	▲
	Without slat	▲	

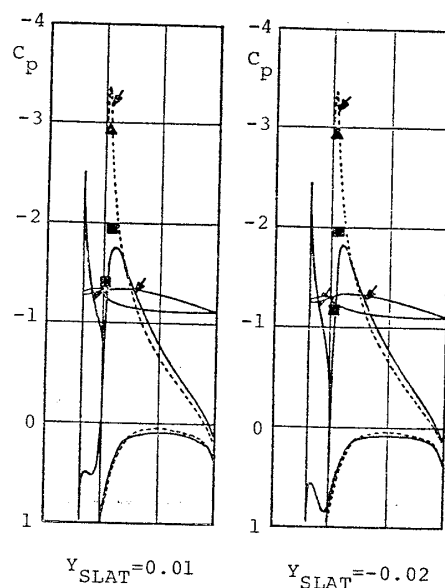


Fig. 11 Variation of pressure distribution on NACA 0015 hydrofoil ($\alpha = 8^\circ$)

に示すように、 $Y_{SLAT}=0.01 \sim -0.02$ では、ほとんど圧力分布に差がなく、したがって、実験条件としては、スラット後流と主翼の距離のみが異なると考えてよい。なお、Fig. 11 には、圧力分布を翼面の圧力測定孔を用いて測定した値を併せて示しているが、計算値と実測値はほぼ一致し、実測値においても、 $Y_{SLAT}=0.01 \sim -0.02$ の差はほとんどない。そこで、 $Y_{SLAT}=0.01, -0.02$ の2点で詳しくキャビテーション観察を行い、さらに、 $Y_{SLAT}=0.01 \sim -0.14$ でスラット位置を連続的に変化した実験も行った。

3.3 実験（第2段階）結果

まず、キャビテーション数 σ とキャビティ前縁および後縁位置の関係を Fig. 12 に示す。 $Y_{SLAT}=0.01$ の場

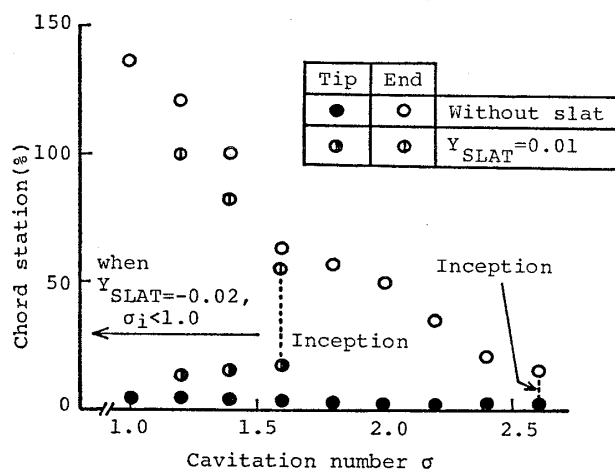


Fig. 12 Variation of cavity-tip and cavity-end as a function of cavitation number σ ($\alpha=8^\circ$, $U=10\text{m/s}$, NACA 0015 hydrofoil)

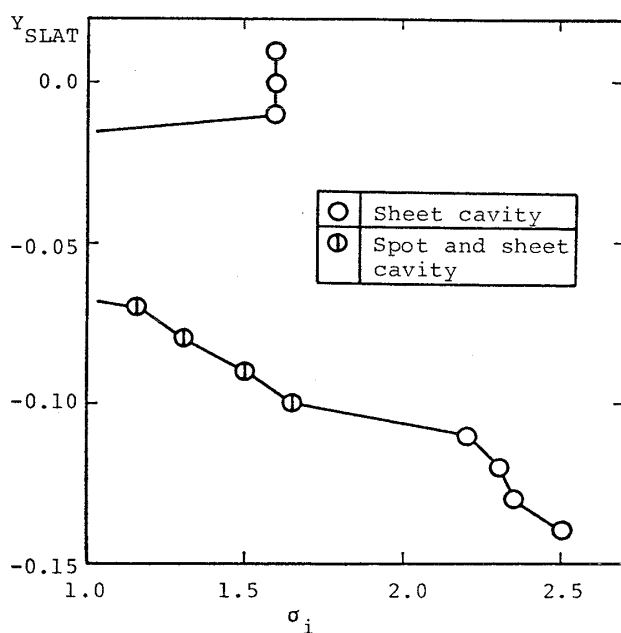


Fig. 13 Variation of σ_j vs. Y_{SLAT} ($\alpha=8^\circ$, $R_e=8 \times 10^5$)

合、キャビティ前縁位置は約 20%C である。これは、Fig. 11 に示した理論計算の層流剥離点 (25%C) にほぼ一致している。さらに、 $\sigma_i=1.6$ は、キャビティ前縁における理論計算上の $-C_p (=1.5)$ と良く一致している。これらの事実は、層流剥離がキャビテーション発生のかきかけになっていることを示唆している。これに対して、 $Y_{SLAT}=-0.02$ の場合、トンネル性能の限界の $\sigma=1.0$ までキャビテーション数を下げても、キャビテーションは発生しない。

次に、 $Y_{SLAT}=0.01 \sim -0.14$ でスラット位置を連続的に変化した時の σ_i の変化を Fig. 13 に示す。 $Y_{SLAT}=-0.02 \sim -0.06$ では σ を 1.0 以下にしてもキャビテーションが発生せず、 $Y_{SLAT}=-0.07 \sim -0.10$ ではスポット状もしくは前縁が不揃いなシート・キャビテーションが発生する。すなわち、この範囲ではスラットの後流が主翼の境界層に影響し、その特性が変化して層流剥離が消滅し、キャビテーションが抑制されたものと考えられる。

これ以後は、境界層特性を調査するために行った実験について報告する。実験項目は次の通りである。

- (i) 油膜法試験
- (ii) 翼面圧力変動測定

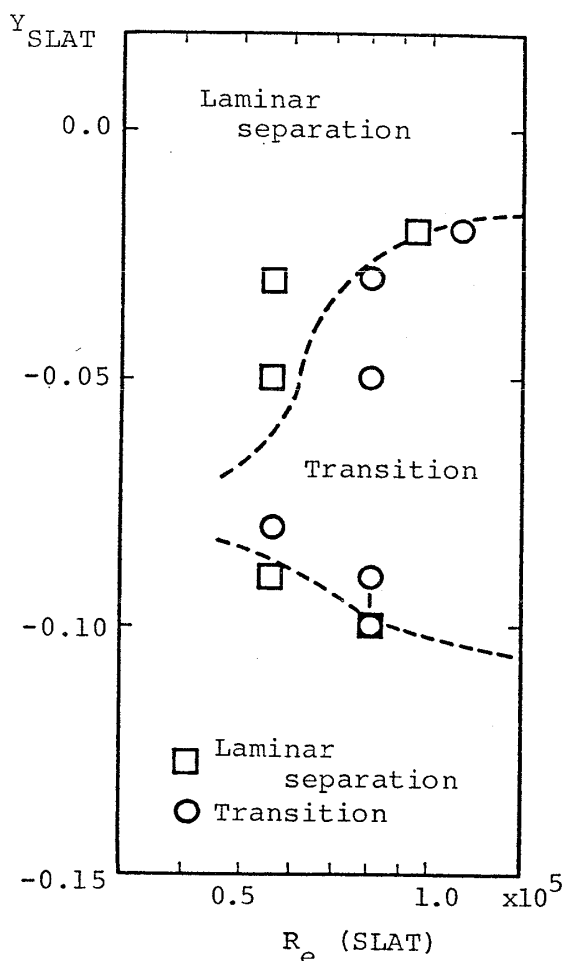
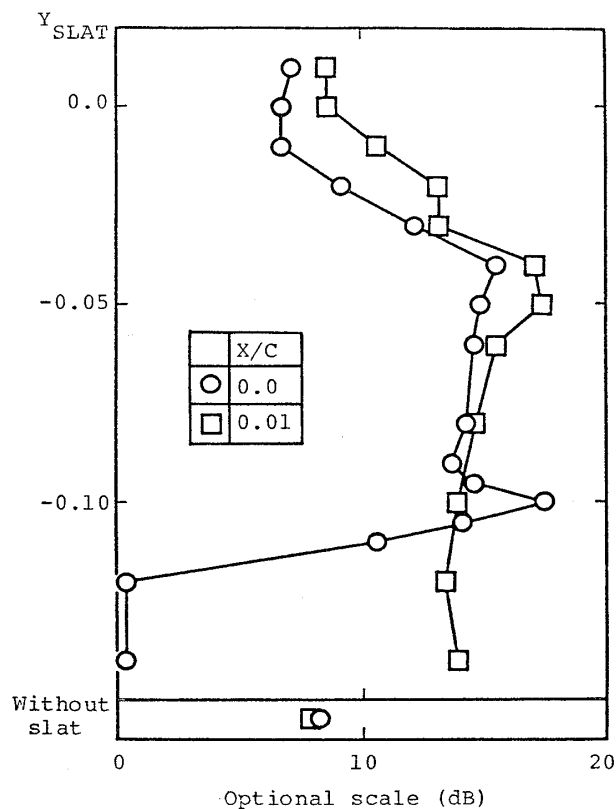
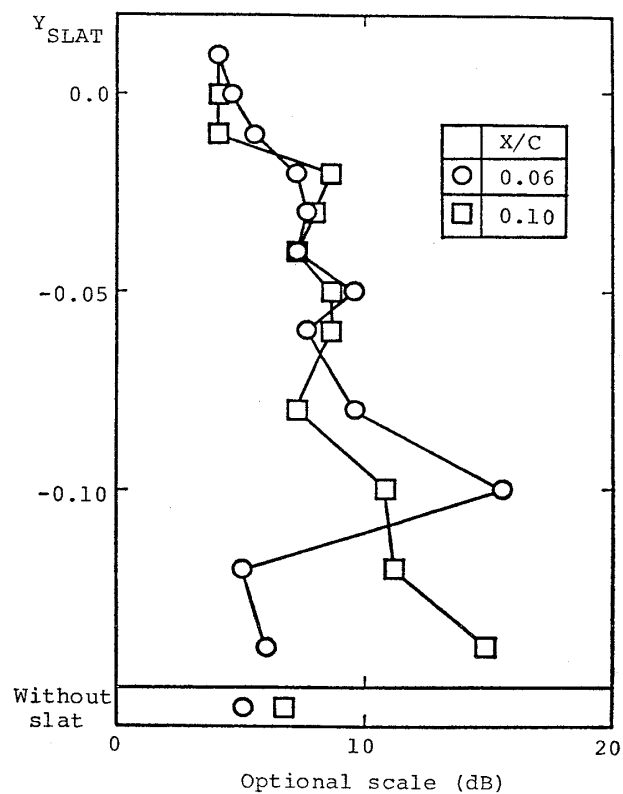
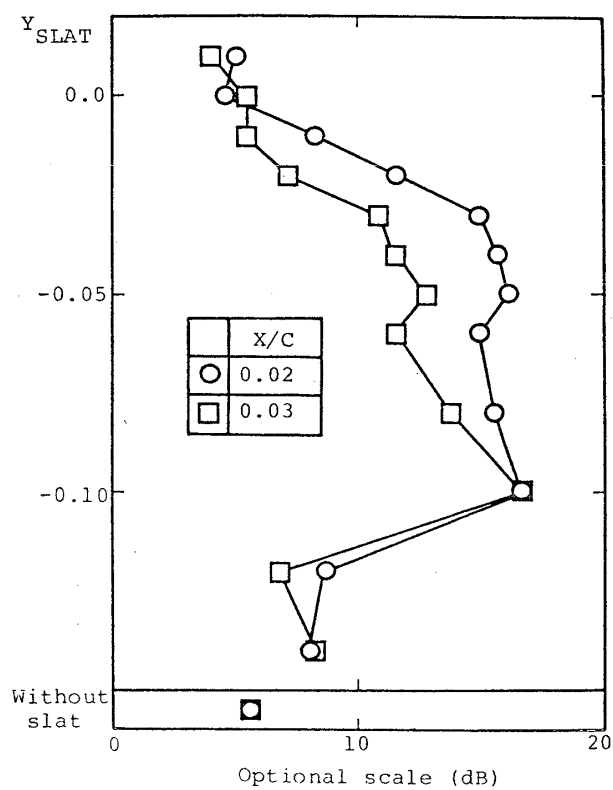
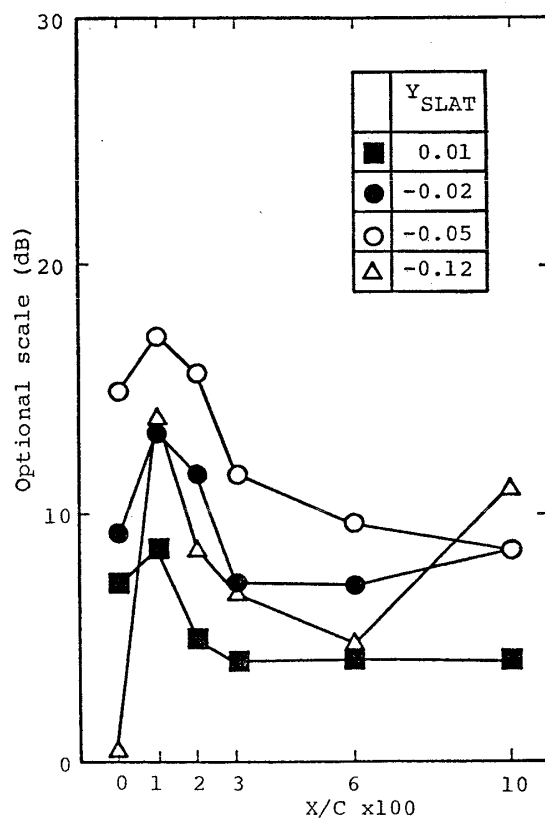


Fig. 14 Results of oil-film test ($\alpha=8^\circ$)

Fig. 15 Over all level of pressure turbulence ($R_e=8 \times 10^5$)Fig. 17 Over all level of pressure turbulence ($R_e=8 \times 10^5$)Fig. 16 Over all level of pressure turbulence ($R_e=8 \times 10^5$)Fig. 18 Pressure turbulence distribution ($R_e=8 \times 10^5$)

(iii) 境界層速度分布測定

まず、油膜法による流れの可視化を行い、主翼面上の層流剥離の有無を調べた。機械油にグリースを混ぜて適当な粘度を持たせ着色剤としてカーボンを加えたものを翼表面に塗り、流れの中に置き、油が流れずに残った部分を剥離泡として判定した。 Y_{SLAT} とレイノルズ数 $Re(SLAT)$ (スラットの翼弦長を代表長さにとったレイノルズ数)をパラメータとした判定結果を Fig. 14 に示す。キャビテーション観察を行った $Re(SLAT)=1.6 \times 10^5$ では、 $Y_{SLAT}=-0.02 \sim -0.10$ で乱流遷移を起し層流剥離泡が消失している。 $Y_{SLAT}=-0.02 \sim -0.10$ という条件は、 σ_i が低下した条件と一致する。

次に、主翼背面の静圧変動を測定した。翼背面の6ヶ所(0, 1, 2, 3, 6, 10% C)に $\phi 0.5\text{mm}$ の穴を開け、導管を通じてタンネル外部に取り出し、水を媒体として測定した。

測定にはハイドロフォンを用い、その出力はFFT解析器により処理した。

各コード位置での、スラット位置の変化に対する圧力変動の変化を Fig. 15~Fig. 17 に示す。横軸はFFT解析器により得られる変動圧力のOver All値をdB表示したものである。これは任意目盛であり、絶対値は議論の対象とせず、相対的な変化のみに注目する。0% Cでの値を見ると、 $Y_{SLAT}=-0.02 \sim -0.11$ で圧力変動が大きくなっていることから、スラットがこの範囲にある時には、その後流が主翼に当たっていると考えられる。圧力変動が $Y_{SLAT}=-0.05$ と $Y_{SLAT}=-0.10$ の2条件で極大値となることは、スラット後流内の乱れの流れに対して垂直方向の分布が、2ヶ所の極大値を持つためと考えられる。

スラット後流は、スラット正面とスラット背面の2つの境界層が翼面を離脱して生成されそれぞれに乱れの極大点があるためである。

さて、次に、流れ方向の変動の変化の例を Fig. 18 に示す。3~10% Cでの圧力変動に注目すると、3つのグループに分けることができる。すなわち、

- (1) 9dB 以下の低いレベルを保つ
($Y_{SLAT}=0.01 \sim -0.01$)
- (2) 10dB 近くまたはそれ以上の高いレベルを保つ
($Y_{SLAT}=-0.02 \sim -0.10$)
- (3) 急激に約 10dB 以上になる
($Y_{SLAT}=-0.12 \sim -0.14$)

このことは、(1)は層流、(2)は乱流、(3)は層流剥離および再付着と考えることができ、キャビテーション観察および油膜法試験の結果と互いにうまく説明がつく。一方、スラットなしの場合には、常に低いレベルを保っていることから、層流であると考えられる。

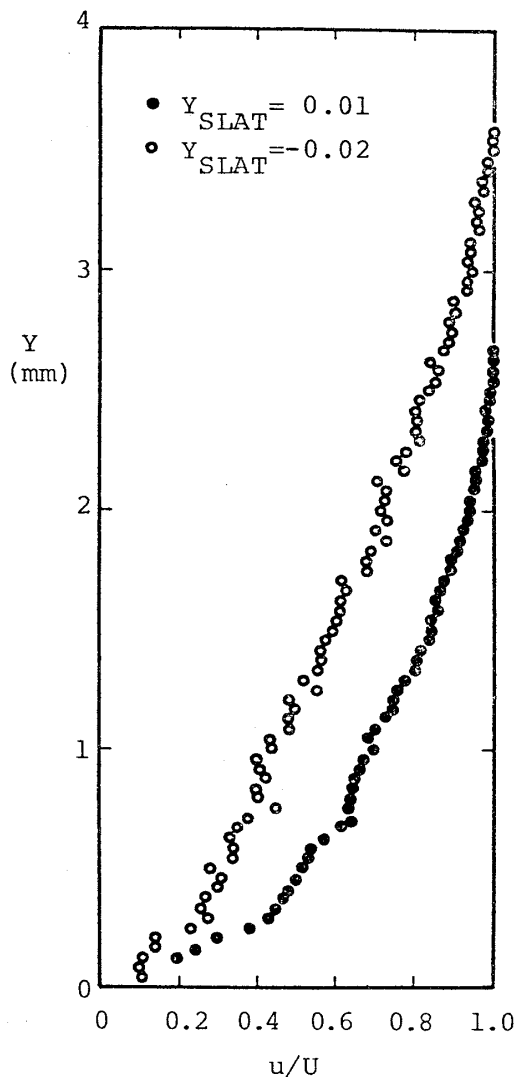


Fig. 19 Velocity profile in the boundary layer on the trailing edge of NACA 0015 hydrofoil with slat ($U=10\text{m/s}$, Chord L. (main)=80mm, Chord L. (slat)=16 mm, $\alpha=8^\circ$)

次に、主翼後縁上下面の境界層速度分布を測定した。レーザ・ドップラ流速計を微動装置でトラバースすることによって行った。結果を Fig. 19 に示す。 $Y_{SLAT}=0.01$ と $Y_{SLAT}=-0.02$ は翼まわりの圧力分布はほとんど等しいから、境界層の発達の差はスラット後流の影響の差であると考えてよい。 $Y_{SLAT}=-0.02$ の方が乱流遷移点が上流にあることが考えられる。 $Y_{SLAT}=-0.02$ の場合、運動量厚が約1.5倍に増大しているので、 $Y_{SLAT}=0.01$ に比べて翼抗力が増大していると考えられる。これは、キャビテーションを抑制したことの代償とも言えるものであろう。なお、翼上面の速度分布は両者ともほとんど等しい。

本章の諸結果をまとめるとスラットが各位置にある場合の主翼境界層の挙動は Fig. 20 のように推測できる。すなわち、 $Y_{SLAT} \geq -0.01$ および $Y_{SLAT} \leq -0.11$ で

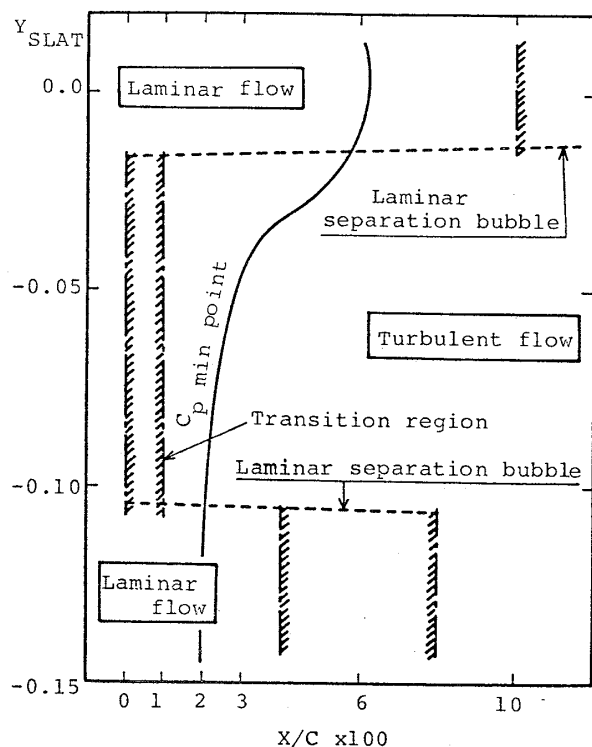


Fig. 20 Effect of slat

は、最小圧力点より下流で層流剥離を起こしているのに対し、 $Y_{SLAT} = -0.02 \sim -0.10$ では、スラット後流が主翼に当たる $0 \sim 1\%C$ (最小圧力点より上流の圧力上昇域) で乱流遷移を起こし層流剥離泡が消失している。

4 結 言

スラット付翼のシート・キャビテーションおよび境界

層特性について、実験による調査を行った。

まず、スラットによって主翼まわりの圧力分布を変えて、層流剥離点での圧力を上げるという方法を提案し、シート・キャビテーション抑制効果の検証実験を行った。そして、層流剥離点での圧力上昇分だけ初生キャビテーション数が上昇し、シート・キャビテーションが発生しにくくなることを確かめた。しかし、スラットと主翼が接近している場合、シート・キャビテーションの発生は著しく抑制され、層流剥離点での圧力上昇だけでは説明がつかなかった。

そこで、スラットと主翼が接近している場合について詳細な調査を行ったところ、圧力分布の変化のみでは説明がつかない変化が、キャビテーションおよび境界層特性の両者に現われた、すなわち、

- (1) 初生キャビテーション数 σ_i の低下
- (2) 層流剥離泡の消失
- (3) 境界層内圧力変動の増加
- (4) 翼後縁での運動量厚の増加

である。これらの現象は、スラット後流の攪乱によって主翼境界層が $1\%C$ 付近で強制乱流遷移しているためであると考えられる。

以上をまとめると、Fig. 21 に示すようにスラット付翼のキャビテーション発生が抑制される機構として、次の2種類があることが結論づけられる。すなわち、

- (1) スラットによって翼まわりの圧力分布を変えて、層流剥離点での圧力を上げることによって、シート・キャビテーションの初生キャビテーショ

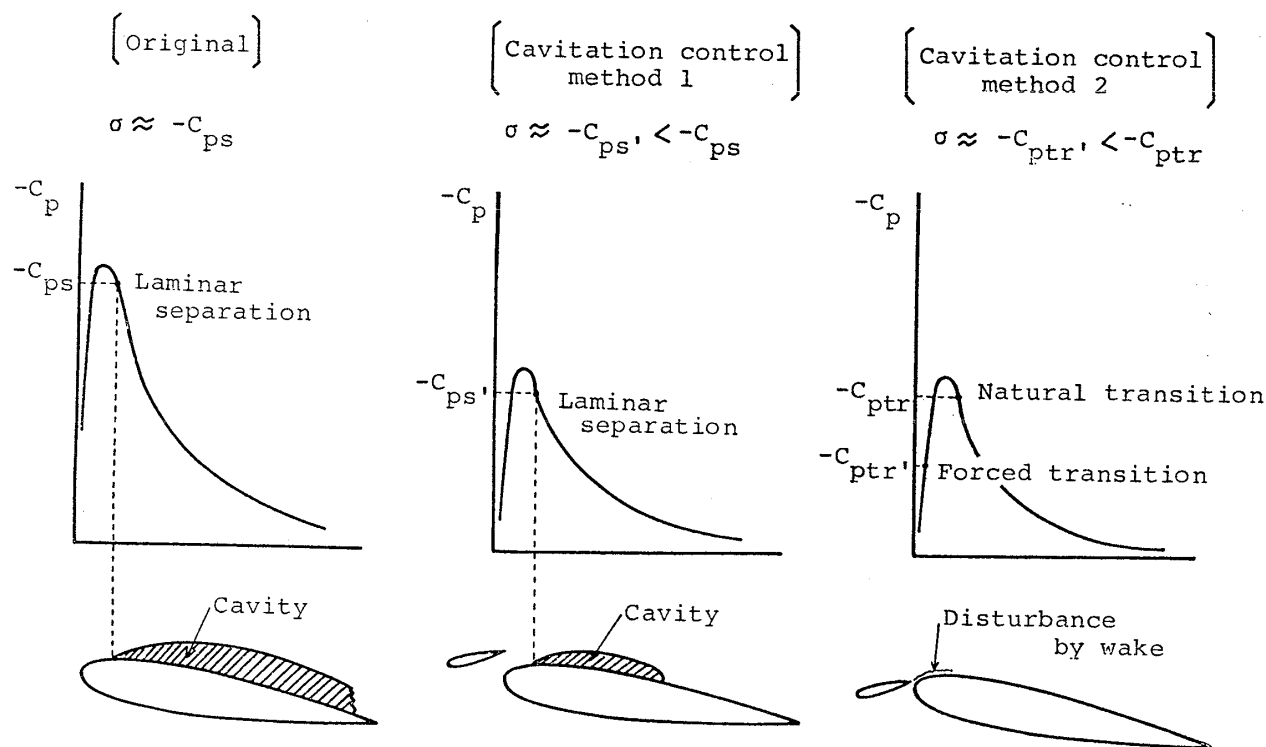


Fig. 21 Concept of cavitation control method

ン数を低下させることができる。

- (2) スラット後流を主翼境界層の加速域に当てることによって、主翼境界層が乱流遷移を起こし、しかも、乱流遷移点での圧力が高ければ、シート・キャビテーションの発生を抑え、ひいては、初生キャビテーション数を著しく低下させることができる。

本研究の遂行にあたり、東京大学工学部船舶工学科高速力学研究室の皆様から、数々の御教示、御協力を賜った。また、本研究の一部は、東京大学大学院工学系研究科・弓削康平氏と共同で行ったものである。これらの諸氏に心から感謝の意を表す。

本研究の一部は、文部省科学研究費の補助を受けた。関係各位に謝意を表す。

なお、本研究の数値計算には、東京大学大型計算機センターの HITAC M-280 H/200H を使用した。

参 考 文 献

- 1) Arakeri, V. H. and Acosta, A. J.: Viscous Effects in the Inception of Cavitation on Axisymmetric Bodies, *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 95 (1973).
- 2) Casey, M. V.: The Inception of Attached Cavitation from Laminar Separation Bubble on Hydrofoils, *Conf. Cavitation*, Edinburgh, IMechE (1974).
- 3) Arakeri, V. h.: Viscous Effects on the Position of Cavitation Separation from Smooth Bodies, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 68 (1975).
- 4) 泉田泰弘, 他: 二次元翼に発生するキャビテーションの研究, 日本造船学会論文集, 第 146 号 (1975).
- 5) Huang, T. T.: Cavitation Inception Observation on Six Axisymmetric Headforms, *Int. Sym. on Cavitation Inception*, ASME (1979).
- 6) Arakeri, V. H. and Acosta, A. j.: Viscous Effects in the Inception of Cavitation, *Int. symp. on Cavitation Inception*, ASME (1979).
- 7) Oossanen, P. van: Method for the Assessment of the Cavitation Performance of Marine Propellers, *Int. shipbuilding Progress*, Vol. 23, No. 260 (1975).
- 8) 加藤洋治, 他: 吹き出しによるシートキャビテーションの制御, 日本造船学会論文集, 第 150 号 (1981).
- 9) Huang, T. T. and Peterson, F. B.: Influence of Viscous Effects on Model/Full-Scale Cavitation Scaling, *Journal of Ship Research*, Vol. 20, No. 4 (1976).
- 10) Jacobs, E. N. and Ward, K. E. and Pinkerton, R. M.: The Characteristics of 78 Related Airfoil Section from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel, *NACA TR 460* (1933).
- 11) Hess, J. L. and Smith, A. M. O.: Cavitation of Potential Flow About Arbitrary Bodies, *Progress in Aeronautical Science*, Vol. 8 (1966).
- 12) Curle, N. and Skan, S. V.: Approximate Method for Predicting Separation Properties of Laminar Boundary Layers, *Aeronautical Quarterly*, Vol. 8 (1957).
- 13) 井上俊司, 弓削康平: 二次元翼のキャビテーションに及ぼす前縁補助翼の影響, 東京大学工学部船舶工学科卒業論文 (1982).
- 14) 井上俊司: スロット翼の境界層特性およびキャビテーション抑制効果に関する研究, 東京大学工学部船舶工学科 修士論文 (1984).