

UDC 533. 69  
629. 13. 014

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-110

## 二次元スラットおよびスロツテッドフラップの 実験的研究 (1)

犬丸矩夫・北村清美・川幡長勝

1967年 8 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 二次元スラットおよびスロッチッドフラップの 実験的研究 (I)\*

犬丸矩夫\*\*・北村清美\*\*・川幡長勝\*\*

## 概 要

航空機の高揚力装置として、スラットおよびスロッチッドフラップは実用の歴史も古く、航空機の離着陸性能の向上に欠くことができない。この研究ではスラットおよびスロッチッドフラップについて、なるべく多様な形態配置を系統的にあたえて、設計上の資料をうるとともに、フラップの機能に関する理論解析あるいは実証的研究の手がかりを得ようとした。この第1報では、約11種類の形態について最大揚力係数の測定結果を示した。さらに最大揚力係数の増加について、翼弦の延長、キャンバの増加、スロットによる境界層制御の三つの効果がそれぞれどのような寄与をもつかを考察した。

## 1. ま え が き

二次元翼におけるフラップ、スラットの効果は、航空機の設計上重要な問題である。しかしこれを推定する理論的手法はプレーンフラップのごとき単一翼を除いては一般に有効な手段となり得ず、フラップ、スラットの形状配置について普遍的な見通しを与えるに至っていない。フラップの設計に際してはこれまでに集積された個々のデータを参照し、各種のフラップに関する設計資料（たとえば文献<sup>1)</sup>）によっておおその目標を定めたのち、風洞試験によって実証的な確認と改良をすすめているのが現状である。この研究は、スラットおよびスロッチッドフラップによる最大揚力係数の増加について多様な形状配置を与えてなるべく系統的なデータを提供するとともに、できればフラップの機能に関して理論解析あるいは実証的研究の手がかりを得ることを目的とした。

## 2. 記 号

$\alpha$ : 迎 角  
 $C$ : 翼弦長  
 $C'$ : 延長された翼弦長  
 $C_f$ : フラップ弦長  
 $C_s$ : 最前方フラップの弦長  
 $C_L$ : 揚力係数 ( $C$  基準)  
 $C'_L$ : 揚力係数 ( $C'$  基準)

$C_{Lw}$ : 基本翼型揚力係数

$V_{( )}$ : ペーン種別記号

$F_{( )}$ : フラップ種別記号

$S_{( )}$ : スラット種別記号

$\delta_{( )}$ : 角度変位

$a$ : 二次元揚力係数傾斜

## 3. 供試模型、使用風洞および計測方法

模型は翼幅 500mm、翼弦長は（フラップ上げで）300mm および 266.5mm の 2 種類とし、二次元性を保たせるため直径 1.2m の端板（翼断面弦長の約 4 倍）をつけた（図 1 および図 2）。

測定に使用した翼型は、NACA 65<sub>3</sub>-418 および現在航技研を中心として計画中の STOL 機用として設計された翼型を用いた。前者については NACA TN 1071（文献<sup>2)</sup>）に同様の実験結果が示されているので、これと同様のダブルスロッチッドフラップを標準のペーンおよびフラップ（前述の記号で  $V_0$ ,  $F_0$ ）とし、文献との比較をまず行ない、つぎにこれと異なったフラップの形態について  $C_{Lmax}$  を大きくするように最適配置を求めた。この場合フラップの角度はほぼ一定（文献<sup>2)</sup>におけるフラップ弦線の変角 65°）にあわせた。後者については角度にあまりとらわれないで試験を進めた。

65<sub>3</sub>-418 においては ペーンおよびフラップを配置する場合、端板に四角の孔をあけ、その内側にガイドレールを設けて上下、前後および回転を含めて自由に設定できるようにした（図 3）。試験するとき気流を乱

\* 昭和42年6月7日受付

\*\* STOL 班

さないため、孔の空白部分につめ物をし、また端板平面からの凹凸のないように整形した(図3参照)。

STOL 用翼型についてはベーン、フラップを主翼下面の取付金具で支持し、任意の位置に固定できるようにした。この場合、取付金具の抵抗に対する修正はしていない。

翼型座標および実験に使用した各種スラット、フラップの座標を表1.a から表1.n までに示す。使用風洞は東京大学宇宙航空研究所3m低速風洞、風速は22.5ないし25m/sで測定した。レイノルズ数は $4.3 \sim 5.0 \times 10^5$ の程度である。測定方法は風洞に付属したスラット天秤を用い、端板を水平に置いて測定した。このため、図2のごとく模型位置は風洞中心より少し上方にある。(写真は圧力分布およびウェーク測定中の状況を示す。) 計測はXYレコーダで機体軸での分力をアナログで記録し、これを読み取って風軸に換算した。測定は端板および支柱を含めて行ない、別に端板と支柱のみの測定を行なってその寄与を差し引いた。

#### 4. 測定項目および測定結果

計測は主として  $C_{Lmax}$  のみに注目し、実験の条件からいって、 $\alpha$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  は明確な境界壁修正を加えることが困難なため、測定の主目的からは省いた。したがって、記載したデータにおける迎角 $\alpha$ はすべて未修正の実験値である。この理由についてはさらに考察のところで述べる。

実験は表2に示すように No.1 から No.11 までの11形態について測定した。形態 No.1 から No.9まではフラップ角度  $\delta_f$  をほぼ一定にして、 $C_{Lmax}$  を最大にするように最適配置を求めた。最適配置を探るについては、最初に適当と思われる配置で試験し、次に、前後、上下にフラップを移動させ、 $C_{Lmax}$  の値が最適値より0.1程度低い値を示す点が少なくとも前後、上下にあるような位置を求めるように努力した。もちろんこの最適値を探る操作は厳密なものではない。各形態でのフラップ、スラットの配置明細を表3に示す。表3のなかで  $\Delta x$ 、 $\Delta y$  は図4に示された配置からの移動量を示す。図4では各形態での実験値のうちで  $C_{Lmax}$  の最大を示した配置を記した。測定結果を図5に示し、各形態で得られた  $C_{Lmax}$  の最大値をまとめて表2に示した。なお、実験番号の中でとびはなれて低い  $C_{Lmax}$  を示すものは図5に入れてない場合がある。

#### 5. 考 察

##### 5.1 NACA TN 1071 のデータとの比較

測定の条件からいって、この実験での測定精度が

NACA のデータに比べて劣るのはやむをえない。図6に今回の測定と NACA における測定との比較を示す。NACA の測定レイノルズ数はいずれも今回の測定レイノルズ数より大きく、しかも使用された風洞は二次元低乱変圧風洞(TDT) および二次元低乱風洞(LTT) である(文献<sup>2)</sup>)。図6のなかで三角形の記号は NACA で、前縁にカーボランダムグレインをはりつけて乱流境界層への速かな遷移をはかった結果である。NACA と同一配置(配置誤差は $\pm 0.5\text{mm}$ 程度と見られる)での測定結果を比べると(形態1.No.1)まず見かけ上の失速迎角が大きいがわかる。これは開放型気流での測定であるから当然である。ここで迎角 $\alpha$ に境界壁修正を行なえば実験値は NACA の結果に近づく傾向にある。しかし、本実験の目的とするとこころはフラップの配置形態による  $C_{Lmax}$  の変動であって、測定は主として失速前後で行なわれ、大きいフラップ角での揚力非線形部分で行なわれているから、不確かな迎角の修正はあえて行なわなかった。

次に、 $C_{Lmax}$  の値について比べる。図6で見られるように同一配置で(レイノルズ数は異なる) NACA の結果とは0.2程度の差がある。この実験で実験番号 No.2 の場合は No.1 の場合からフラップ位置を3.5mm後方へ移動させただけであるが、 $C_{Lmax}$  は大幅に改善されると同時に(低レイノルズ数であるにかかわらず) NACA のデータより大きい  $C_{Lmax}$  の値を示す。この測定の条件から  $C_{Lmax}$  が完全な二次元での値より大きくなることはあり得ない。したがって、NACA TN 1071ではNo.1を最適配置としているが、この例で見ると最適配置はレイノルズ数によっても変化するのかもしれない。さらに、NACA のデータで示された最適配置そのものが(ベーンとフラップの相対位置を自由に変えうるものとすれば)すべての可能な配置の中で最適であるか否かにも疑問が残る。この実験での翼幅方向の揚力分布の一様性、すなわち二次元性は二次元風洞ではないからもちろん完全ではない。これを確認するために、単一翼型で翼幅方向に圧力分布の変化を調べた。その結果は前縁から7%Cの上面で大迎角( $15^\circ$ )のとき翼幅中央部300mmの範囲内で圧力係数の変動が $\pm 8\%$ 程度、40%C以後では $\pm 5\%$ 以下であった。翼幅方向の揚力分布としてはやはり中央部が高く翼端が低くなっているようである。したがってこの実験で得られた  $C_{Lmax}$  の絶対値は、理想状態に比べて小さめに出ていると考えてよい。厳密に考えれば以上の条件に加えて、風洞の気流の乱れの影響、風洞中心に対する模型の偏心、開放型気流に伴う気流

の吹きこぼれの影響等も考慮しなくてはならない。しかし、実験の目的からみてここではとりあげない。以上の考慮から、この実験結果については主として、フラップの形態配置による最大揚力係数の相対的な変化に注目する。

## 5.2 フラップの形態配置についての一般的傾向

形態1 (基準形態) はNACA TN 107 の形態で配置を移動させたものである。形態2~4に示すものは基準形態のペーンはそのまま、メインフラップの形をそれぞれ寸度を2倍にして形はそのままのもの (形態2)、弦長、翼厚分布は等しくキャンバを2倍にしたもの (形態3)、弦長、キャンバは等しく翼厚を1/2にしたもの (形態4) で、これらについても最適配置を求めた。

形態2は翼弦延長の効果がきいているので $C_{Lmax}$  3.59を示し最大であるが、延長された翼弦 $C'$ を基準にすれば形態1~4の4種のうちで最も低い値 ( $C'_{Lmax}$ ) を示す (表2)。一般に、メインフラップの弦長を大きくして翼弦延長効果を増加すれば $C_{Lmax}$ の絶対値は大きくなるが、フラップとしての効率はあまりよくないようである。一般にメインフラップの厚さの変化は $C_{Lmax}$ にあまり影響しないが、キャンバをあまり大きくするのは有害と考えられる。

形態5は基準形態のペーンをそのままに、メインフラップを同じもう一つのペーンと小さい第3フラップに分割してトリブルスロットにしたものである。 $C_{Lmax}$ は3.40であって、 $C'_{Lmax}$ は最高の値を示す。

形態6は基準形態のフラップとペーンをふくめた外形を一体に整形して、シングルスロットにしたものである。 $C_{Lmax}$ ,  $C'_{Lmax}$ ともに低下する。一般にスロットの数が増加するほどフラップ効果として有効なことが推論できる。この極限はベネシャンブラインドフラップであるが、Wenzinger, Harris等 (文献<sup>3), 4)</sup>によれば必ずしも良い結果を得てはいない。フラップ翼素のキャンバを増加すればもっとよくなる可能性があるといっているが、その後の報告はないようである。

形態7から形態9までは基準形態のメインフラップをそのままにしてペーンを中型ペーン、大型でキャンバの大きいペーン、および大型薄翼ペーンに取りかえたものである。これらのペーンは形態3, 4, 5で使用したメインフラップをそのまま転用した。中型ペーンではかなりの値を示すが大型ペーンは特に $C'_{Lmax}$ において著しく劣ることがわかる。したがってペーンをあまり大きくすることには疑問がある。フラップの配

置が $C_{Lmax}$ に及ぼす効果は実験結果をみればかなり大きいことがわかる。しかし、この最適配置は先に述べたようにレイノルズ数によっても異なることが考えられるうえ、厳密な意味での最適配置をもとめることは一つの形態についてもきわめて困難かつ労力を要する。この実験での最適配置も厳密なものではなく、およそその $C_{Lmax}$ の値の模索にとどまるものである。

一般的にいえば、フラップの配置形態は多くの翼素をなだらかに後方でまろくふくらむように、配列した形態が望ましく、スロットの形状はやはり常識的に自然な収斂形であることが望ましい。しかし表2に見られるとおり、 $C'_{Lmax}$ についていえば3.0を超えるものはなく、総合してこれまでより卓越した値は得られなかった。

## 5.3 フラップによる揚力増加の機構

フラップの揚力増加の機構は便宜上次の3種に分けて考えることができる。i) 翼弦延長の効果、ii) キャンバの効果、iii) スロットの効果。もしフラップによる揚力増加を論ずるさい、修正された翼弦を用いて、 $JC'_L$ の形をとればi)の翼弦延長の効果を取り除いたことになる。Young (文献<sup>5)</sup>) は、まず薄翼理論により

$$JC'_L = \lambda_1 a \delta_f \quad (1)$$

(ここで $\lambda_1$ は $C_f/C'$ の関数で計算により求められる) が成立することから、同様の関係がプレーンフラップまたはそのたのフラップにも成立するものと考え

$$JC'_L = \lambda_1 \lambda_2 \quad (2)$$

とおき、この $\lambda_2$ を実験的に求めた。(この場合縦横比6を基準として求めている。) プレーンフラップおよびシングルスロットフラップに対するこの $\lambda_2$ の曲線を図7に示す。ここでYoungの集録した結果を調べると、 $JC_L$ と $JC_{Lmax}$ は多少の差はあっても大差ないので、 $JC'_L$ の代りに $JC'_{Lmax}$ についても(2)式のような関係が得られるものと仮定する。Youngは $\lambda_2$ を求める場合に、フラップ弦長と、フラップ角度を変数とし、さらに多重フラップの性能を統計的に求めている。しかし、ここでプレーンフラップについてはスロットの効果がなく、キャンバの効果のみであることに注目すれば、便宜上 $\lambda_2$ を

$$\lambda_2 = \lambda_p \cdot \lambda_s \quad (3)$$

とかくことができる。ここに $\lambda_p$ はプレーンフラップでの $\lambda_2$ の値であり、 $\lambda_s$ はスロットの効果を示すものとする。

さてここで考えを新たにして、フラップの揚力増加は上記 i), ii), iii) の効果が相加されるものと考え、たとえば $JC_{Lmax}$ については

$$\Delta C_{Lmax} = (\Delta C_{Lmax})_e + (\Delta C_{Lmax})_c + (\Delta C_{Lmax})_s$$

と表わされるものとする。添字  $e, c, s$  はそれぞれ翼弦延長, キャンパ, スロットの効果を示す。ここで,  $(\Delta C_{Lmax})_e$  は次のようにして表わされる。ある迎角でのもとの翼型の揚力係数を  $C_{Lw}$ , 翼弦の延長のみによる揚力増加を  $(\Delta C_L)_e$  とする。ここで翼弦延長によるキャンパ変化の効果は生じないものとしているから, 翼弦延長後の揚力係数 (延長された弦長  $C'$  を基準として)  $C'_L$  は  $C_{Lw}$  に等しいと考えてよい。しかるに  $C'_L C' = C_L C$  であるから,

$$C'_L = C_L \frac{C}{C'} = [C_{Lw} + (\Delta C_L)_e] \frac{C}{C'} = C_{Lw}$$

すなわち,

$$(\Delta C_L)_e = C_{Lw} \left( \frac{C'}{C} - 1 \right)$$

したがって, さきに述べた仮定により

$$(\Delta C_{Lmax})_e = C_{Lwmax} \left( \frac{C'}{C} - 1 \right) \quad (4)$$

と表わすことができる。次に,  $(\Delta C_{Lmax})_c, (\Delta C_{Lmax})_s$  は (2), (3) 式を考慮して次のように表わされる。

$$(\Delta C_{Lmax})_c = \lambda_1 \lambda_p (C'/C) \quad (5)$$

$$(\Delta C_{Lmax})_s = \lambda_1 \lambda_p (C'/C) (\lambda_s - 1) \quad (6)$$

ここで  $\lambda_s$  はスロットの効果を表わす新しい係数で,  $\lambda_s$  が 1 以下であればスロットが有害に作用していることを示す。

図 7 に今回の実験値から求めた  $\lambda_2 (= \lambda_p \lambda_s)$  の値を示す。ただしこの場合,  $C_{Lwmax}$  は実験値を参照して 1.19 とした。(別の実験によりレイノルズ数が  $0.39 \times 10^6$  で 1.13,  $0.59 \times 10^6$  で 1.24 を得ている。) 大型ベーンおよび大型フラップを除いて, フラップ角が大きいにもかかわらず  $\lambda_2$  はかなり大きい値を示しスロットの効果があることを示している。 $\lambda_p$  の正しい値がきまれば, さきに述べた揚力増加の三つの寄与が評価できるであろう。しかしこれまでの仮定と方法を考慮に入れると, Young のプレーンフラップでの統計値を応用して (4), (5), (6) 式による揚力増加の評価を進めるには今後統計的資料の増加と  $\lambda_p$  についての立ち入った議論が必要と考えられる。次に  $\lambda_s$  について考えると, スロットの効果は一種の境界層制御と考えられるから, スロットの位置, 形状がパラメータになるであろう。たとえばスロットの全フラップに対する位置を横軸に,  $C_s/C_f$  であらわし実験的に求めた  $\lambda_s$  を縦軸にとったものとする。一般的傾向としては  $C_s/C_f$  の両端で  $\lambda_s$  はシングルスロットの値をとり, 中間である最大値をとるであろう。しかし, このような曲線を統計的に求めるには現在のデータでは不足である。もち

ろんデータが増加してもフラップの形状配置によるばらつきはどうしても避け得ないであろうが, データの多数の集積が可能な範囲を推定するには役立つと思われる。

一般に後縁, スロテッドフラップを下げた場合, フラップ上の圧力分布は迎角に対して鈍感である。これは迎角をかえてもフラップの周りの流れがあまり大きく変化しないことを示している。この事は Flügge-Lotz (文献<sup>6)</sup>) が理想流体の計算で示しているが, ファウラーフラップで実験してみても認めることができる。したがって, 多くの翼素からなるフラップをひとまとめにして考えることはスロットの間を吹き抜ける空気量が大きくない限りそれほどの無理はないであろう, したがって (3) 式のようにひとまとめのフラップ面上の剥離を防ぐためにいくつかのスロットを設けたと考える取扱いも今後試みてよいと考えられる。

#### 5.4 スラットの効果

スラットの効果についてはまだ系統的なデータを得ていないので一般的傾向を指摘できないが, 65s-418 および STOL 用翼型でいずれも (フラップおよび 23 ~ 25% のスラットをつけて)  $C_{Lmax} 4.0$  を得た (この場合も  $C'_{Lmax}$  ではやはり 3.0 以下である。) 65s-418 においてスラットによる  $C_{Lmax}$  増加の寄与は  $\Delta C_{Lmax} \approx 0.65$  の程度である。これはたとえば Moss (文献<sup>7)</sup>) の実験値と比較してもほぼ同程度の効果である。STOL 用翼型における 3 種のスラット配置でみれば, 常識どおりスロットの出口の幅がかなり狭く, かつ, 主翼前縁と円滑につながる形がよいようである。

#### 5.5 フラップと翼の失速

フラップと翼の失速の機構は構成する翼素の数が増加するほど複雑になる。たとえば失速の原因がフラップ上面の剥離か, 主翼上面の剥離かという問題がある。一般に多くの翼素からなるフラップと翼の失速は何段かの階段状になる可能性がある。たとえば, 図 6 形態 1 No. 1 および No. 2 においては (気流糸で観察すると) 失速の原因がベーンの機能消失によって生じるのが見られる。したがってこの場合 (主翼の揚力したがって主翼をめぐる循環はベーンの剥離で一挙に減少するが) 主翼上面の剥離は起こっていない。迎角をさらに増加すると揚力は一時わずかに増加する (図 6,  $\alpha = 12^\circ \sim 17^\circ$ )。この場合主翼の圧力分布を調べると, 前縁ピークが迎角によりわずかに増加するのが見られる。しかし, この状態は長く続かず, さらに迎角を増加すると主翼上面が剥離し, (揚力はさらに急低下し) 完全な失速状態に落ち込むと同時に, 主翼上の圧

力分布は前縁から後縁までほぼ平坦になる。ベーンの機能消失(この部分で主流が曲らず大きく吹き抜けが生じる)と同時にそれまで見られたフラップ上の気流の乱れが改善され、上面に付着した流れが観察されることがある。このほかに次のような種々の複雑な変化が見られることがある。たとえば、負迎角で揚力曲線が非線形性を示し、ある迎角まで急激な揚力増加を生じることがある(たとえば図6, NACA のデータ)。また、ある迎角で揚力曲線に不連続な現象が起こりうる(たとえば図6 形態1, No. 2,  $\alpha=0^\circ\sim4^\circ$ )。しかもこの現象の再現性が必ずしも確実でない。以上に見られるような現象を解明するためには、翼およびフラップ上面の境界層の挙動について確実な知見を得る必要が認められる。

## 6. あ と が き

いくつかのスロテッドフラップについて、最大揚力係数を得るための最適配置を探り、得られた結果についてその効果を考察した。この形式のフラップは必然的に多くの翼素からなり、現象を支配するパラメータが多くて複雑である。したがって今後さらにデータを集積して統計的处理を試みるとともに、翼上面の境界層の発達の間からも考察を加える予定である。

おわりにこの研究は、STOL 研究班長高木廣治氏の指導と支持を得て行なわれたこと、および測定については大木雄造氏の助力を得て行なわれたことを付記して深く謝意を表します。

また、この試験のための風洞の借用および計測について各種の援助をいただいた、東京大学宇宙航空研究所のかたがたの御厚意に深く謝意を表します。

## 文 献

- 1) R. A. S. Data Sheet, Aerodynamics 1957.
- 2) J. H. Quinn; Wind-Tunnel Investigation of Boundary-Layer Control by Suction on the NACA 65<sub>3</sub>-418,  $a=1.0$  Airfoil Section with a 0.29-Airfoil-Chord Double Slotted Flap, NACA TN 1071, 1946.
- 3) Wenzinger, Harris; Preliminary Wind-Tunnel Investigation of NACA 23012 Airfoil with Various Arrangements of Venetian Blind Flaps, NACA Rep. 689, 1940.
- 4) Roggallo, Spano; Wind-Tunnel Investigation of NACA 23012 Airfoil with 30% Chord Venetian Blind Flap, NACA Rep. 742, 1942.
- 5) A. D. Young; The Aerodynamic Characteristics of Flaps, R & M, 2622, 1953.
- 6) Flügge-Lotz, Ginzle; Die Ebene Strömung um ein Geknicktes Profil mit Spalt, Ing. Arch. 1940.
- 7) G. F. Moss; Systematic Wind-Tunnel Tests with Slats on a 10 per cent Thick Symmetrical Wing Section, R & M. 2705, 1952.

表 1.a 65<sub>3</sub>-418 翼 型 (a=1.0)

%C			
Upper Surface		Lower Surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0.	0.	0.	0.
0.278	1.418	0.772	-1.218
0.503	1.729	0.997	-1.449
0.973	2.209	1.527	-1.781
2.181	3.104	2.819	-2.360
4.639	4.481	5.361	-3.217
7.123	5.566	7.877	-3.870
9.619	6.478	10.381	-4.410
14.636	7.942	15.364	-5.250
19.671	9.061	20.329	-5.877
24.716	9.914	25.284	-6.334
29.763	10.536	30.232	-6.648
34.825	10.944	35.175	-6.824
39.884	11.140	40.116	-6.856
44.943	11.090	45.057	-6.711
50.000	10.774	50.000	-6.362
55.051	10.198	54.949	-5.818
60.094	9.408	59.906	-5.124
65.126	8.454	64.874	-4.334
70.146	7.368	69.854	-3.480
75.154	6.183	74.846	-2.603
80.147	4.927	79.853	-1.743
85.127	3.638	84.873	-0.946
90.092	2.350	89.908	-0.282
95.046	1.120	94.954	0.144
100.000	0	100.000	0
L. E. radius; 1.96			
Slope of radius through L. E. ; 0.168			

表 1.b 65<sub>3</sub>-418, Vane (NACA TN 1071):  $V_0$

% $C_v$			
Upper Surface		Lower Surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	10.95		
5.2394	20.042	5.2394	0
11.779	24.208	11.779	-2.7516
18.328	26.413	18.328	-2.5914
24.868	27.827	24.868	-0.3958
31.417	31.200	31.417	2.0449
37.957	28.477	37.957	4.504
44.506	27.723	44.506	6.804
51.046	26.649	51.046	8.773
57.595	24.604	57.595	10.290
64.135	22.484	64.135	11.044
70.675	19.845	70.675	10.865
77.224	16.755	77.224	9.819
83.764	12.590	83.764	7.8496
90.313	7.850	90.313	5.1828
96.8526	2.827	96.8526	1.7056
100.000	0	100.000	0

回転中心位置

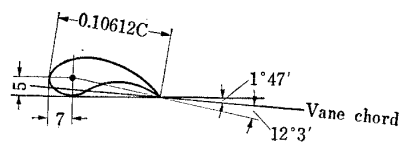




表 1. c 65<sub>3</sub>-418 Flap (NACA TN 1071):  $F_0$ 

% $C_f$			
Upper Surface		Lower Surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	-0.5901		
0.94668	2.8316	0.94668	-4.1263
2.71268	5.3065	2.71268	-5.5442
5.6631	8.0192	5.6631	-6.6055
11.5597	11.555	11.5597	-7.0768
17.4563	13.9158	17.4563	-6.7202
23.3486	15.0959	35.7785	-4.0202
29.2452	15.4483	57.1574	-1.2014
35.1418	15.0959	78.5735	0.61131
41.0384	14.1493	100.000	0.000
57.9385	9.9762		
78.9735	4.7504		
100.000	0		

回転中心座標

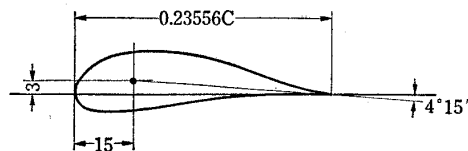


表 1.e 65<sub>2</sub>-418, Flap (Camber×2) :  $F_2$

% $C_f$		
Station	Upper	Lower
0	5.00	5.00
2.5	11.20	-0.10
5.0	14.20	-1.15
7.5	16.60	-1.25
10.0	18.60	-0.95
15.0	21.75	0.50
20.0	23.50	1.90
30.0	24.85	4.35
40.0	23.70	5.70
50.0	20.50	6.10
60.0	16.60	5.90
70.0	12.40	5.35
80.0	8.30	4.20
90.0	4.15	2.20
100.0	0	0

回転中心位置

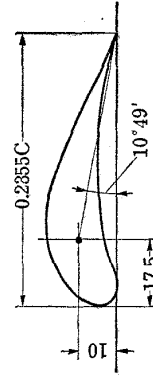


表 1.d 65<sub>2</sub>-418, Flap (Chord×2) :  $F_1$

% $C_f$		
Station	Upper	Lower
0	2.39	2.39
2.5	7.60	-2.43
5.0	10.03	-3.59
7.5	11.78	-4.06
10.0	13.20	-4.31
15.0	15.46	-4.27
20.0	16.83	-3.97
30.0	17.57	-2.75
40.0	16.30	-1.48
50.0	13.77	-0.51
60.0	10.77	0.36
70.0	7.86	1.01
80.0	5.11	1.20
90.0	2.43	0.28
100.0	0	0

回転中心位置

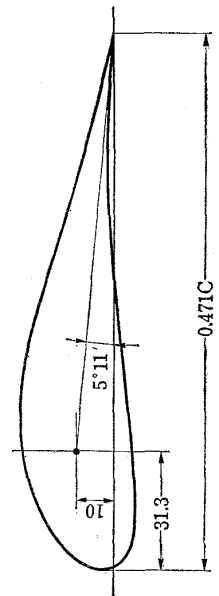
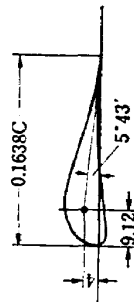


表 1.g 65<sub>3</sub>-418 Flap:  $F_4$ 

% $C_f$			
Station	Upper	Lower	
0	2.992	2.992	
2.5	10.3817	-1.5351	
5	13.1298	-2.4428	
10	16.5496	-2.5038	
15	18.4733	-1.8321	
20	18.2977	-1.3740	
30	18.5649	-0.3664	
40	16.0916	0.6107	
50	13.3741	1.2214	
60	10.9924	1.7099	
70	8.4886	1.8321	
80	5.7710	1.4657	
90	2.9618	0.8855	
100	0	0	

回転中心位置

表 1.f 65<sub>3</sub>-418, Flap (Thickness  $\times \frac{1}{2}$ ):  $F_3$ 

% $C$		
Station	Upper	Lower
0	0.40	0.40
2.5	4.00	-1.30
5.0	5.65	-1.25
7.5	7.10	-1.00
10.0	8.40	-0.60
15.0	10.35	0.50
20.0	11.60	1.05
30.0	12.45	2.15
40.0	11.80	2.80
50.0	10.15	3.05
60.0	8.05	2.95
70.0	6.05	2.60
80.0	4.05	1.90
90.0	2.00	1.00
100.0	0	0

回転中心位置

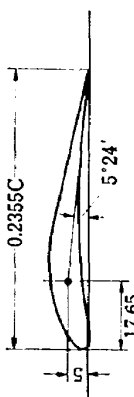


表 1.h 65<sub>3</sub>-418, Flap :  $F_5$ 

% $C_f$		
Station	Upper	Lower
0	0	0
2	5.0157	-3.5737
3.5	7.0220	-4.3887
5	8.6834	-4.7022
7	10.5956	-4.7335
10	12.8997	-4.1536
15	15.6427	-4.1348
20	17.2102	-2.2257
25	18.0878	-1.4420
30	18.4953	-0.7837
40	18.0094	0.3135
50	16.3010	1.2069
60	13.6364	1.7868
70	10.1411	2.0690
80	6.8960	2.0376
90	3.6207	1.3166
100	0	0

回転中心位置

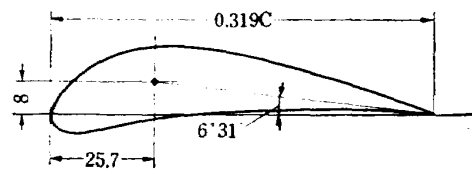
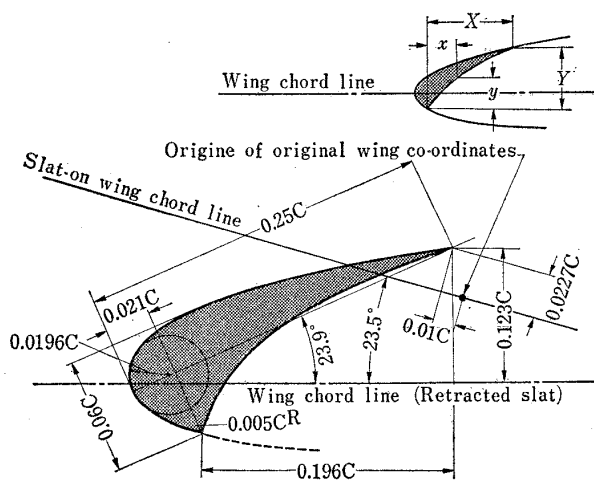


表 1.i 65<sub>8</sub>-418 Slat: S<sub>1</sub>

Station	Upper	Lower
$x/x$		$y/y$
0.	主翼 (65 <sub>8</sub> -418)	0
0.1	"	0.305
0.2	"	0.460
0.3	"	0.570
0.4	"	0.660
0.5	"	0.735
0.6	"	0.800
0.7	"	0.860
0.8	"	0.910
0.9	"	0.960
1.0	"	1.000

表 1.j STOL 用翼型

% C		
Station	Upper	Lower
0	0	0
1.25	2.36	-1.81
2.5	3.28	-2.50
5.0	4.63	-3.42
7.5	5.62	-3.92
10.0	6.43	-4.31
15.0	7.64	-4.88
20.0	8.57	-5.25
25.0	9.24	-5.53
30.0	9.71	-5.71
40.0	10.15	-5.78
50.0	10.08	-5.57
60.0	9.34	-4.95
70.0	8.10	-4.08
80.0	6.25	-2.92
90.0	3.58	-1.62
95.0	1.95	-0.92
100.0	0.16	-0.16



Max. Thickness 16% C

 $C_{li}=0.3$ 

L. E. R=2.2% C

表 1.1 STOL 翼型 Vane :  $V_1$

% C			
Station	Upper	Lower	
-0.36	1.00	1.00	
0	2.52	0	
1.0	3.80	-0.42	
2.0	4.36	0.16	
3.0	4.72	0.80	
4.0	4.86	1.34	
5.0	4.80	1.60	
7.0	4.50	1.80	
9.0	3.90	1.70	
11.0	3.04	1.36	
13.0	1.96	0.90	
15.0	0.60	0.24	
16.0	0	0	



表 1.k STOL 翼型 Slat :  $S_2$

% C		
Station	Upper	Lower
0	0	0
1.25	2.46	-1.9
2.30	3.16	-2.5
2.60	3.36	-1.52
4.00	4.16	0.66
5.00	4.60	1.50
7.50	5.60	3.38
10.10	6.64	4.80
15.04	7.60	6.70
20.00	8.26	8.16
23.00	8.90	8.90

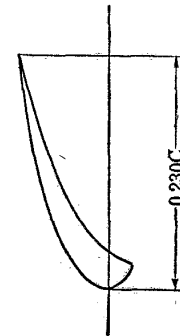


表 1.n STOL 翼型 Flap (No2) :  $F_7$ 

% C	Station	Upper	Lower
	0	0	0
	0.5	1.48	-1.24
	1.0	2.08	-1.58
	2.0	2.64	-1.84
	3.0	2.94	-1.76
	4.0	2.92	-1.66
	6.0	2.66	-1.32
	8.0	2.10	-1.00
	10.0	1.44	-0.68
	14.0	0.76	-0.04
	12.0	0	0

表 1.m STOL 翼型 Flap (No.1) :  $F_6$ 

% C	Station	Upper	Lower
	-0.40	-1.20	-1.20
	0	0	-2.36
	2.0	1.80	-3.44
	4.0	2.80	-3.76
	6.0	3.50	-3.80
	9.0	4.20	-3.68
	12.0	4.56	-3.36
	15.0	4.48	-3.00
	18.0	4.24	-2.00
	20.0	3.96	0.60
	21.0	3.88	1.70
	22.0	3.68	2.88
	23.5	3.40	3.40



表 2 測 定 内 容 総 括

形態 No.	形 態					$\delta_f$	V (m/s)	$R_e$ $\times 10^{-5}$	$C_{Lmax}$	$C'_{Lmax}$	記 事
	SLAT	WING	FLAP-1	FLAP-2	FLAP-3						
1	な し	65 <sub>3</sub> -418	V <sub>0</sub>	F <sub>0</sub>	なし	69°15'	25.9	4.9	3.22	2.79	(2)
2	"	"	"	F <sub>1</sub>	"	68°30'	25.5	4.3	3.59	2.60	(15)
3	"	"	"	F <sub>2</sub>	"	74°4'	"	"	3.05	2.61	(21)
4	"	"	"	F <sub>3</sub>	"	68°39'	"	"	3.16	2.78	(29)
5	"	"	"	V <sub>0</sub>	F <sub>4</sub>	70°43'	"	"	3.40	2.92	(40)
6	"	"	F <sub>5</sub>	なし	なし	68°1'	"	"	2.74	2.45	(41)
7	"	"	F <sub>4</sub>	F <sub>0</sub>	"	69°15'	"	"	3.20	2.62	(47)
8	"	"	F <sub>2</sub>	F <sub>0</sub>	"	69°15'	"	"	2.89	2.14	(55)
9	"	"	F <sub>3</sub>	F <sub>0</sub>	"	69°15'	"	"	3.00	2.31	(63)
10	Sl-1	"	V <sub>0</sub>	V <sub>0</sub>	F <sub>4</sub>	70°43'	"	"	4.00	2.84	(67)
11	Sl-2	STOL	V <sub>1</sub>	F <sub>6</sub>	F <sub>7</sub>	60°~116°	25.0	5.0	4.00	2.60	(75)

 (注) 記事欄の ( ) は最高  $C_{Lmax}$  を得られた実験番号。

表 3 測定形態配置明細

形 態 No.	V <sub>0</sub>			F <sub>0</sub>		
	$\delta$	x	y	$\delta$	x	y
1	33°3'	2.0	-5.4	69°15'	27.0	26.0
実 験 番 号	V <sub>0</sub>			F <sub>0</sub>		
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
1	33°3'	0	0	69°15'	-3.5	0
2	"	0	0	"	0	0
3	"	"	"	"	3.0	"
4	"	"	"	"	-1.5	"
5	"	"	"	"	1.5	"
6	"	-4.0	"	"	-4.0	"
7	"	-4.5	-1.4	"	-4.0	-1.0
8	"	-4.5	0.6	"	-4.0	1.0
9	"	-2.0	2.1	"	-2.0	2.1
10	"	-2.0	0.1	"	-2.0	0.1
11	"	2.0	0.1	"	2.0	0.1
12	"	-0.5	-1.3	"	-0.5	-1.9
13	"	"	1.1	"	-0.5	1.1



形 態		$V_0$		$F_1$		
No.	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
2	33°3'	2.0	-5.5	68°30'	30.0	36.0
実 験 号		$V_0$		$F_1$		
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
15	33°3'	0	0	68°30'	0	0
16	"	"	"	"	7.0	"
17	"	"	"	"	4.0	2.5
18	"	"	"	"	4.0	-2.5

形 態		$V_0$		$F_2$		
No.	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
3	33°3'	2	-5.5	74°4'	34	25
実 験 号		$V_0$		$F_2$		
	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
19	33°3'	0	0	74°4'	3	0
20	"	"	"	"	-6	0
21	"	"	"	"	0	0
22	"	"	"	"	0	-2
23	"	"	"	"	0	0
24	"	"	"	"	2	2

形 態 No.	$V_0$			$F_3$		
	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
4	33°3'	2.0	-5.5	68°39'	36.0	25.0
実 験 号 番 号	$V_0$			$F_3$		
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
25	33°3'	0	0	68°39'	-2.0	-2.0
26	"	"	"	"	-4.0	-2.0
27	"	"	"	"	-2.0	0
28	"	"	"	"	-0.0	2.0
29	"	"	"	"	0	0
30	"	"	"	"	2.0	0

形 態 No.	$V_0$			$V_0$			$F_4$		
	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
5	33°3'	2.0	-5.5	52°3'	33	15	70°43'	51.0	45.0
実 験 号 番 号	$V_0$			$V_0$			$F_4$		
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
31	33°3'	0	0	52°3'	-4.0	4.0	70°43'	-7.0	4.0
32	"	"	"	"	"	"	"	-4.0	4.0
33	"	"	"	"	"	"	"	-4.0	2.0
34	"	"	"	"	-6.0	2.0	"	-6.0	2.0
35	"	"	"	"	-6.0	0	"	-6.0	0
36	"	"	"	"	-4.0	2.0	"	-4.0	2.0
37	"	"	"	"	-2.0	2.0	"	-2.0	2.0
38	"	"	"	"	-4.0	0	"	-4.0	0
39	"	"	"	"	-2.0	0	"	-2.0	0
40	"	"	"	"	0	0	"	0	0

形態		$F_5$	
No.	$\delta$	$x$	$y$
6	68°1'	14	11

実験号		$F_5$	
	$\delta$	$x$	$y$
41	68°1'	0	0
42	"	3	0
43	"	0	3
44	"	-2	0
45	"	-2	0

形態	$F_4$			$F_0$		
	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
7	26°43'	3.0	-3.0	69°15'	46	34

実験号	$F_4$			$F_0$		
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
46	26°43'	-2.0	0	69°15'	-2	0
47	"	0	0	"	0	0
48	"	2	0	"	2	0
49	"	0	2	"	0	2
50	"	"	0	"	0	2
51	"	"	"	"	-2	0
52	"	"	"	"	2	0

形 態		$F_2$		$F_0$		
No.	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
8	$30^\circ$	3	-1	$69^\circ 15'$	55	48
実 験 号	$F_2$		$F_0$			
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
53	$30^\circ$	3	3	$69^\circ 15'$	0	0
54	"	0	2	"	0	0
55	"	0	0	"	0	0
56	"	0	0	"	0	-2
57	"	0	0	"	1	-2
58	"	7	3	"	4	1

形 態		$F_3$		$F_0$		
No.	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
9	$24^\circ 39'$	10	-4	$69^\circ 15'$	59.2	37.0
実 験 号	$F_3$		$F_0$			
	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
59	$24^\circ 39'$	4	2	$69^\circ 15'$	4	2
60	"	2	0	"	2	0
61	"	"	-2	"	"	-2
62	"	"	0	"	"	0
63	"	0	0	"	0	0
64	"	-2	"	"	-2.0	0
65	"	"	"	"	0	0
66	"	"	"	"	-4.0	-1

形 態	$V_0$			$V_0$			$F_4$		
No.	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$	$\delta$	$x$	$y$
10	33°3'	2.0	-5.5	52°3'	29.0	15.0	70°43'	47.0	45.0
実 験 号	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta$	$\Delta x$	$\Delta y$
67	33°3'	0	0	52°3'	0	0	70°43'	0	0

Slat  $S_1$  付き

形 態 No. 11	$S_2$		$V_1$		$F_6$			$E_7$		
実験 番号	$\delta_{S_2}$	$\delta_{V_1}$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta_{F_6}$	$\Delta x$	$\Delta y$	$\delta_{E_7}$	$\Delta x$	$\Delta y$
68	27°	35°	-4.1	-1.4	60°	-7.5	+3.7	60°	-8.1	+2.0
69	"	51.5°	+5.5	-3.0	79.5°	-7.0	+8.5	79.5°	-25.5	+15.0
70	23°	"	"	"	"	"	"	"	"	"
71	"	41.5°	+3.0	-2.0	76.0°	-5.5	-1.0	116.0°	-16.5	+6.0
72	5°	47.5°	0	-3.0	71.5°	-13.0	-2.0	71.5°	-23.0	+3.5
73	"	46.0°	-0.5	-4.5	67.0°	-5.0	+6.5	67.0°	-12.5	+10.0
74	"	29.0°	0	-1.0	60.0°	0	-1.0	60.0°	-1.5	-1.0
75	"	33.5°	0	0	59.5°	0	0	59.5°	0	0
76	"	32.0°	0	-1.0	56.5°	0	0	56.5°	+2.5	-1.5

 $\Delta x$ ,  $\Delta y$  は前縁位置の移動を示す。(単位mm)

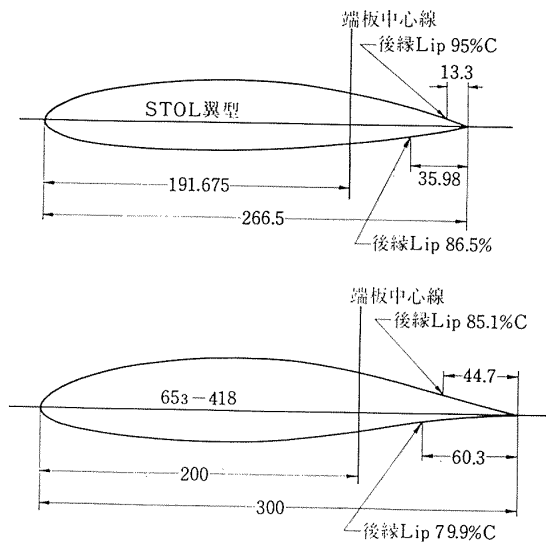


図 1 供試模型翼型 (単位mm)

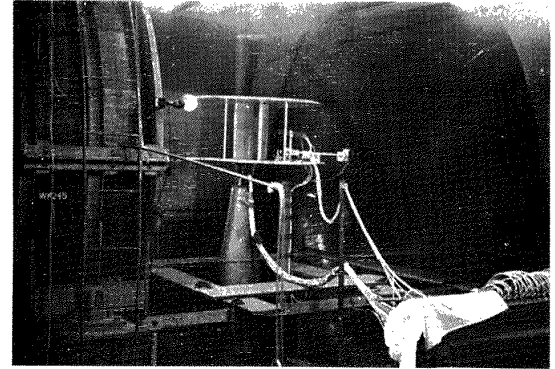


図 2. b 模型配置

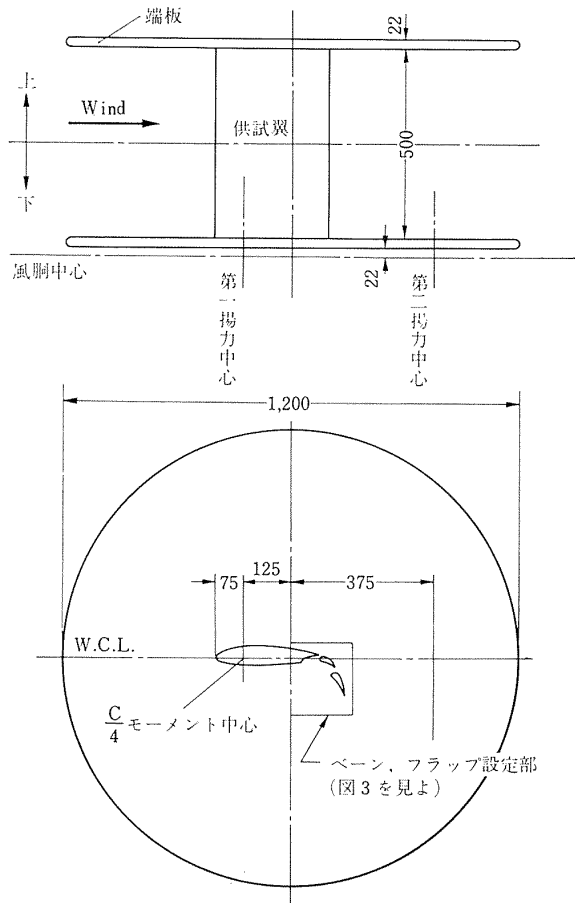


図 2. a 模型配置 (単位mm)

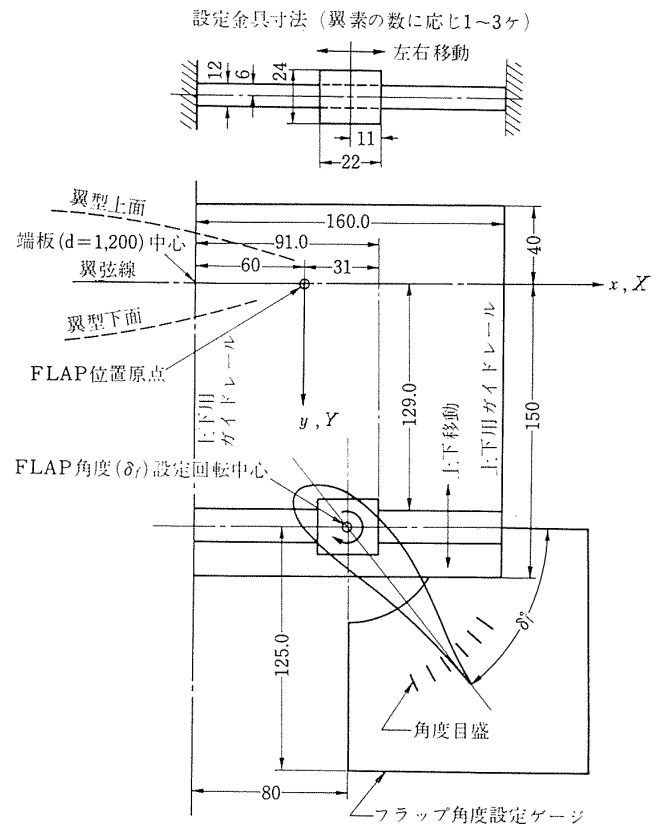


図 3 ペーンフラップの設定(NACA 65s-418)  
(単位mm)

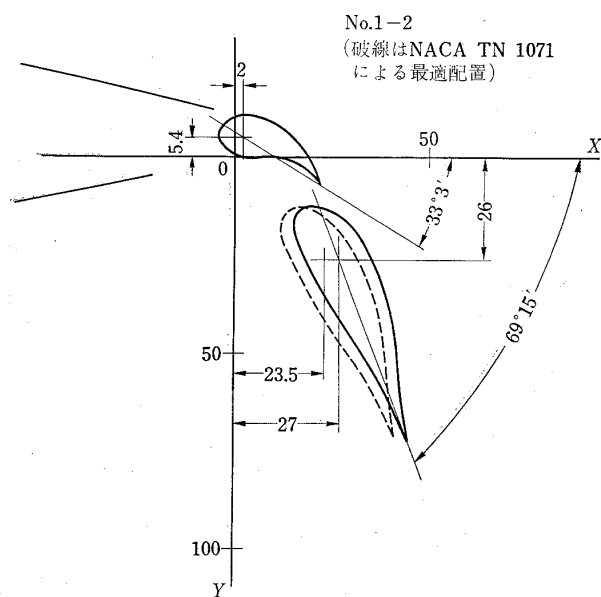


図 4.a フラップ最適配置 (形態1)

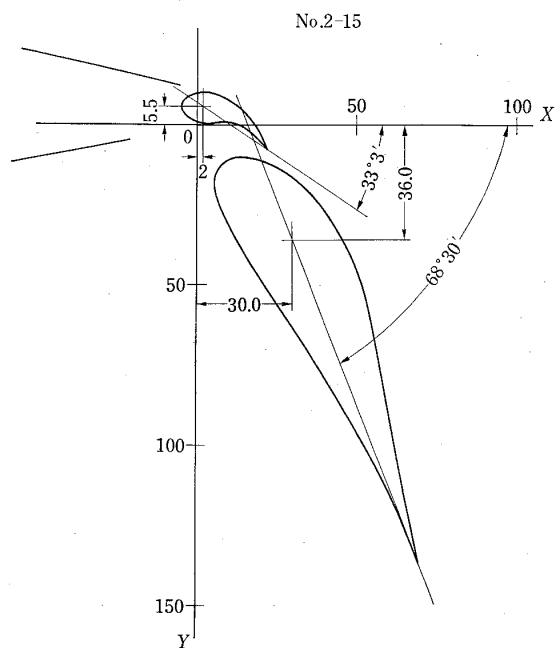


図 4.b フラップ最適配置 (形態2)

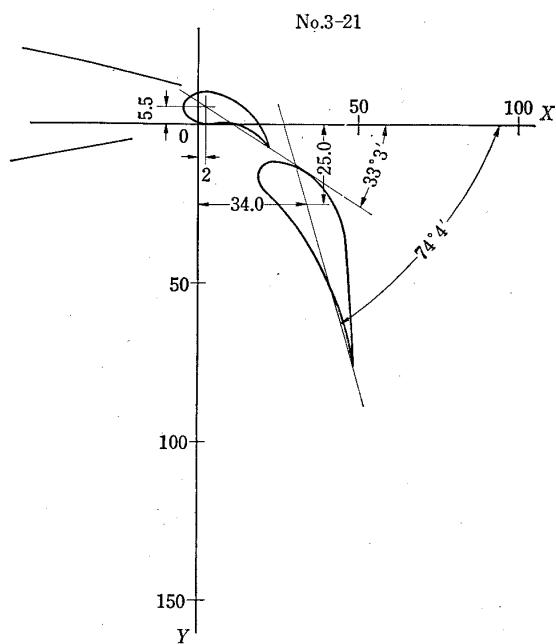


図 4.c フラップ最適配置 (形態3)

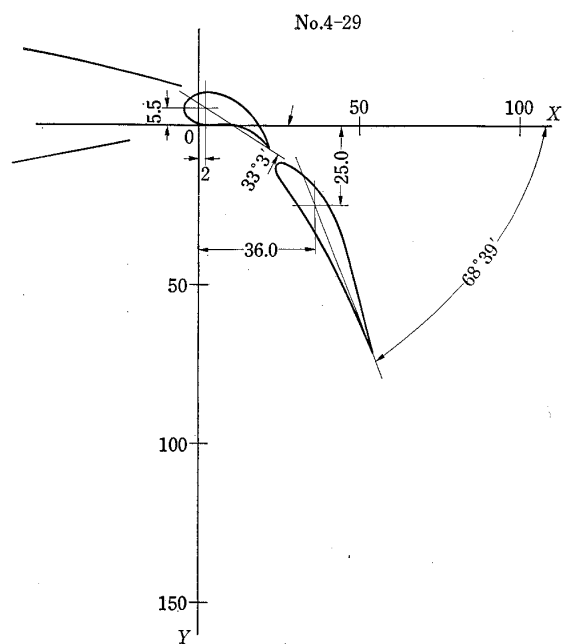


図 4.d フラップ最適配置 (形態4)

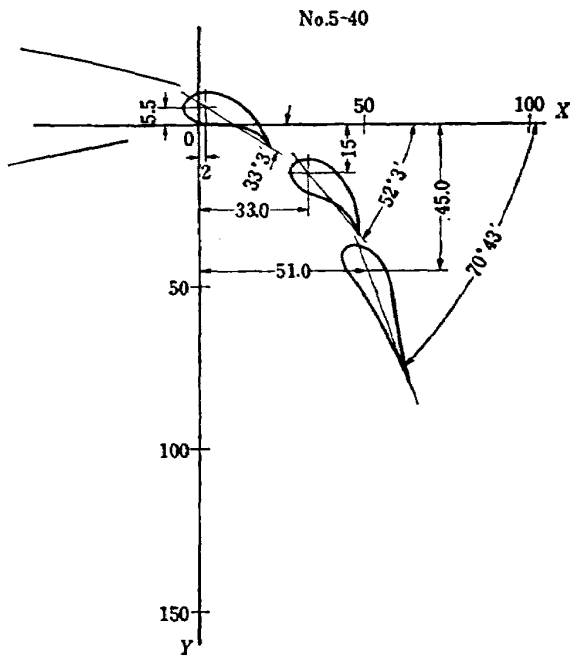


図 4.e フラップ最適配置 (形態5)

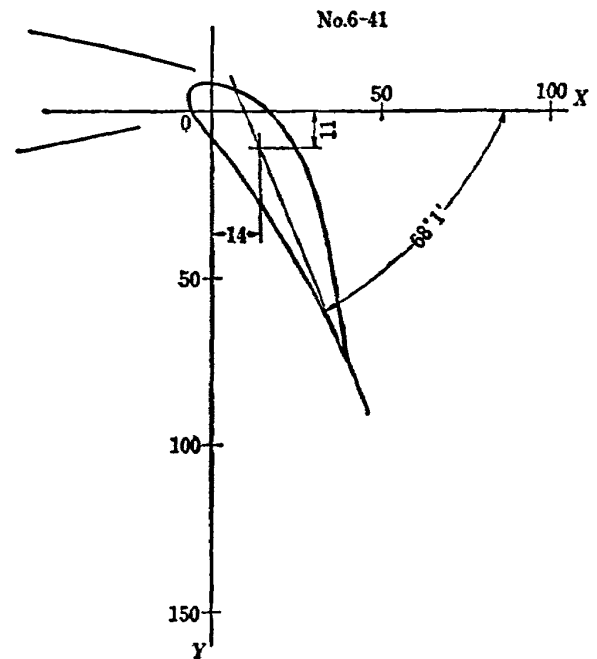


図 4.f フラップ最適配置 (形態6)

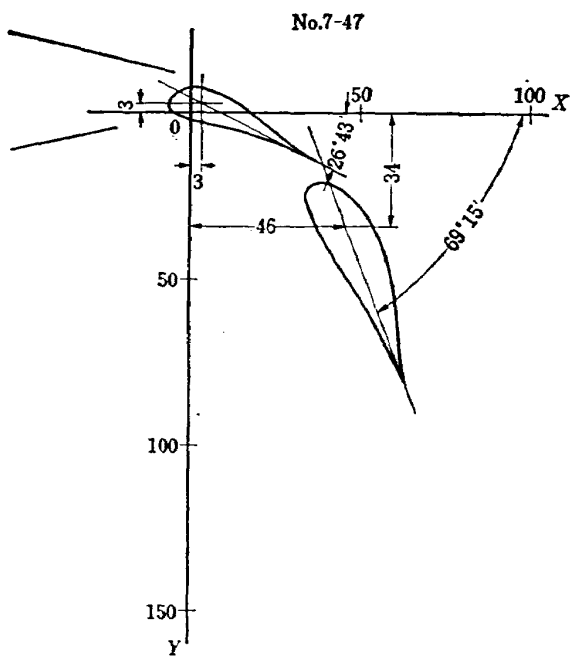


図 4.g フラップ最適配置 (形態7)

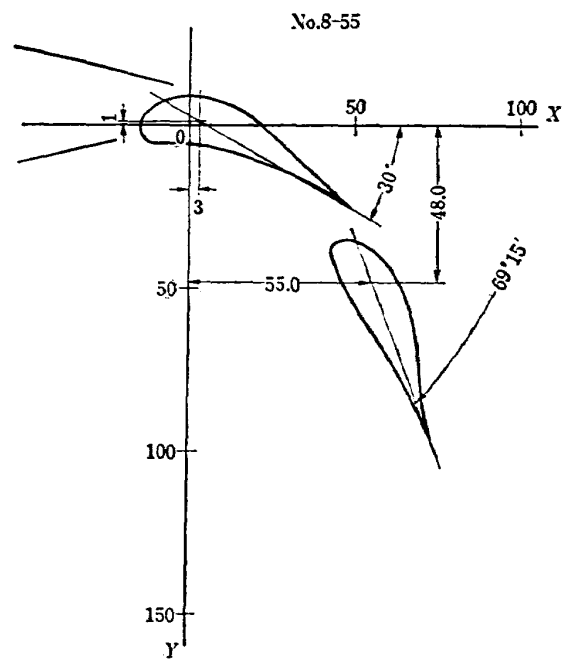


図 4.h フラップ最適配置 (形態8)



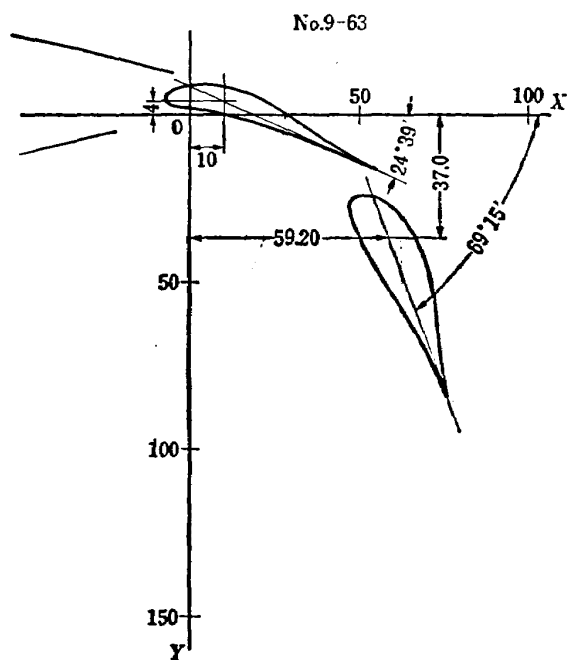


図 4.i フラップ最適配置 (形態9)

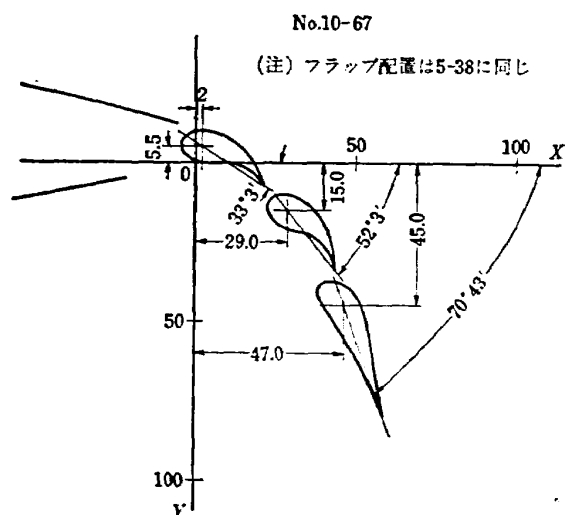
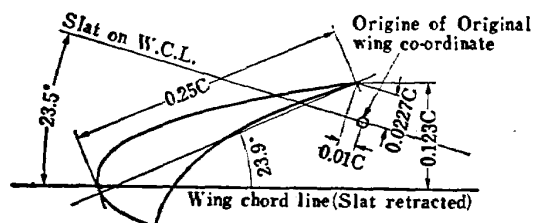


図 4.j スラットフラップ配置 (形態10)

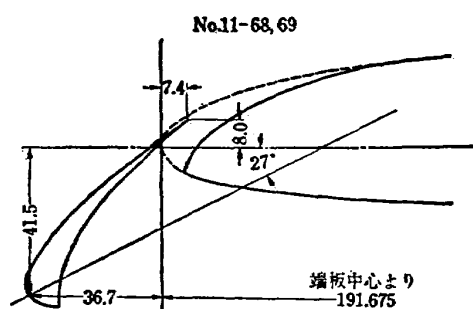


図 4.k スラット配置 (形態11)

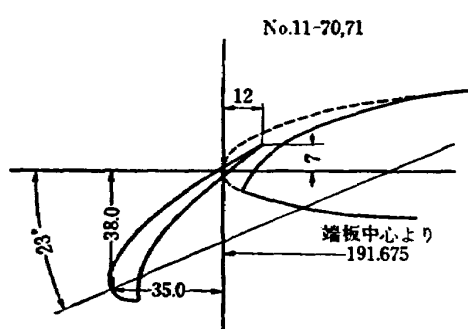


図 4.l スラット配置 (形態11)

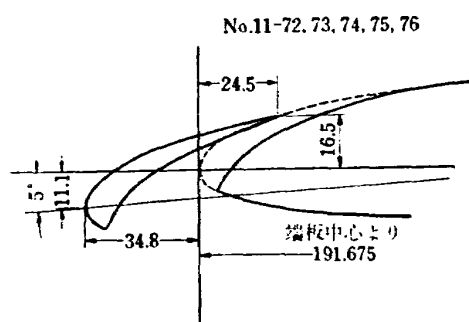


図 4.m スラット配置 (形態11)

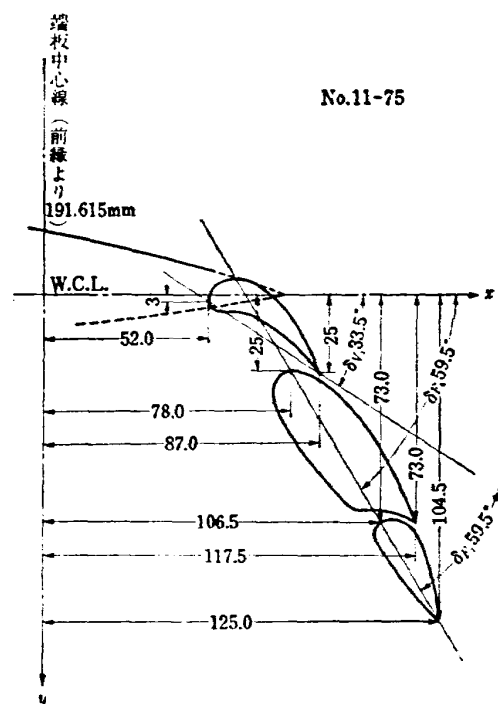


図 4.n フラップ配置 (形態11)

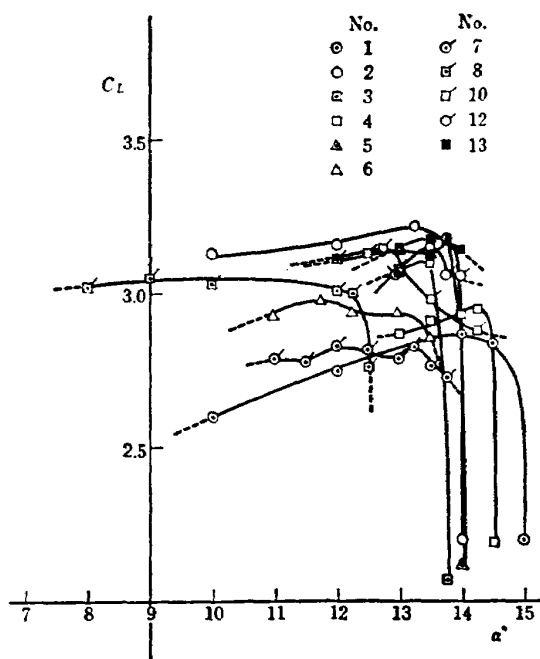


図 5.a 測定結果 (形態1)

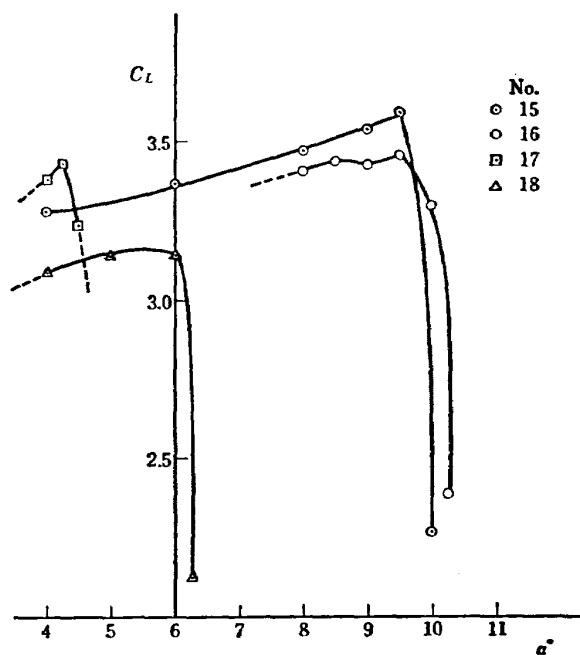


図 5.b 測定結果 (形態2)

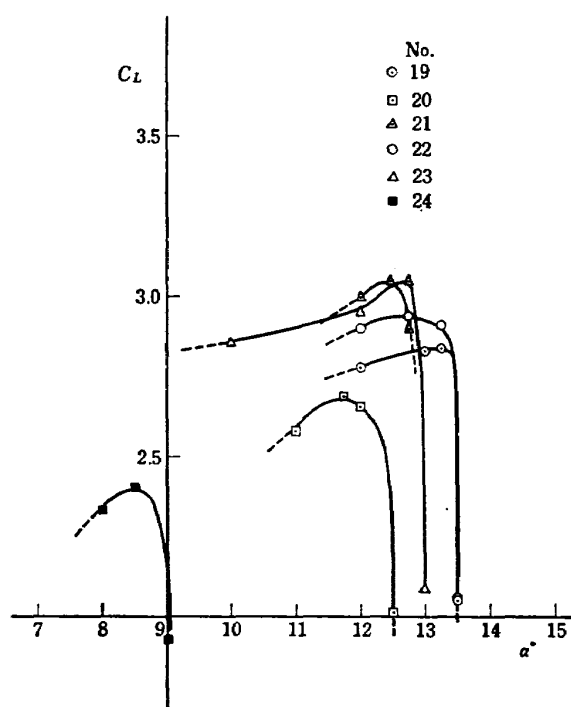


図 5.c 測定結果 (形態3)

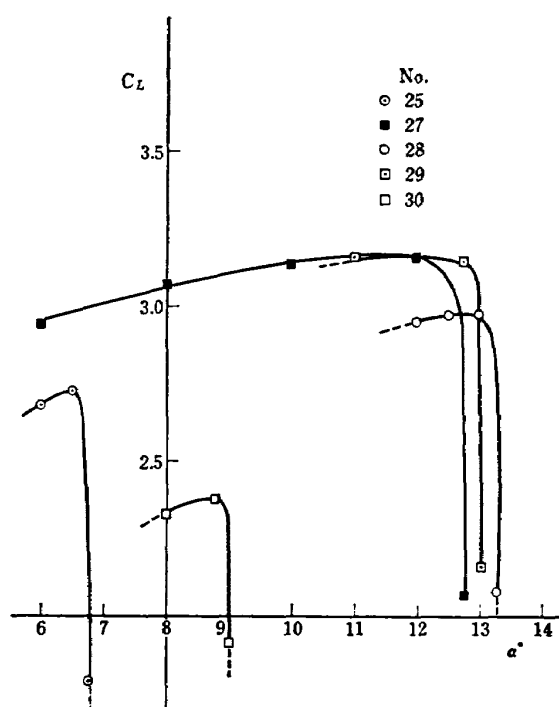


図 5.d 測定結果 (形態4)

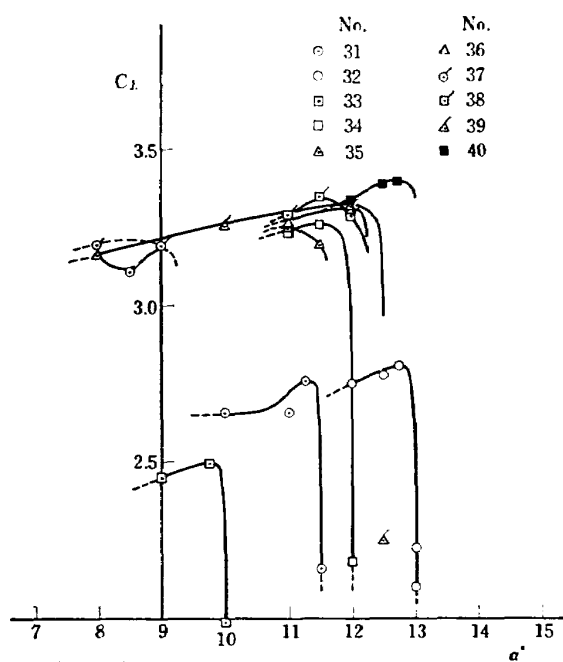


図 5.e 測定結果 (形態5)

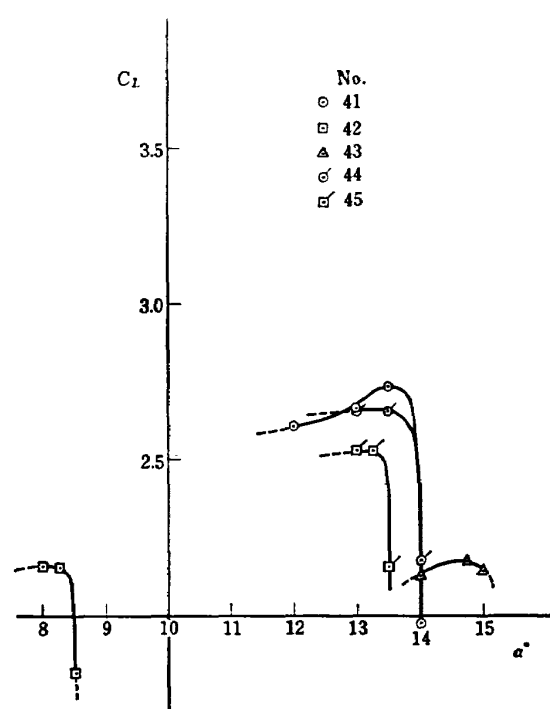


図 5.f 測定結果 (形態6)

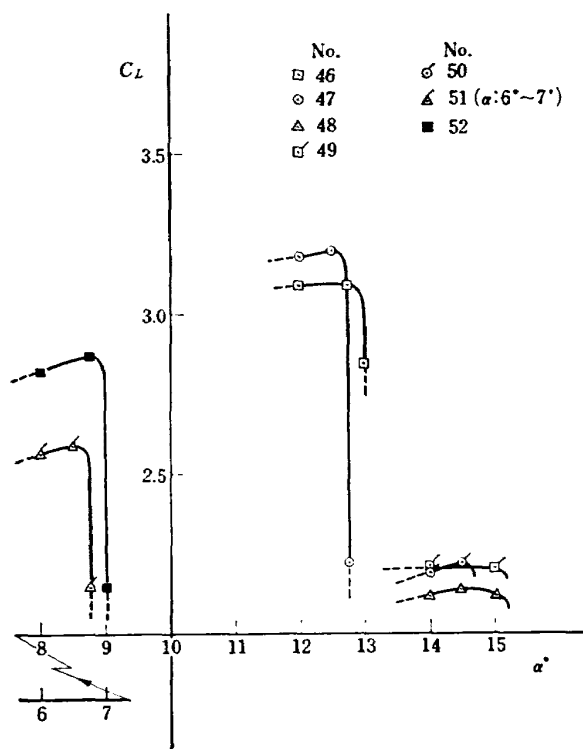


図 5.g 測定結果 (形態7)

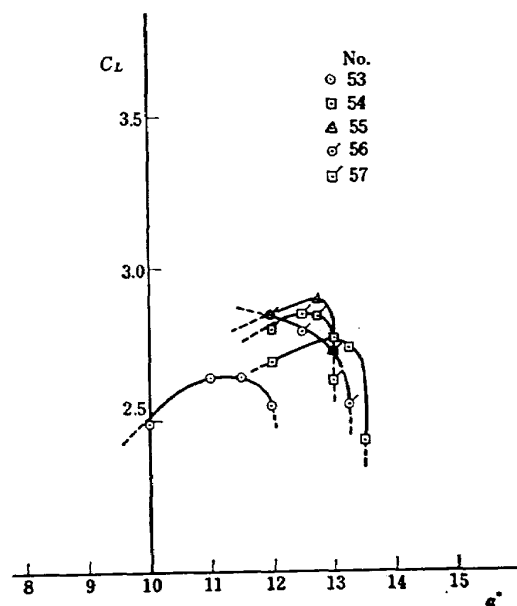


図 5.h 測定結果 (形態8)

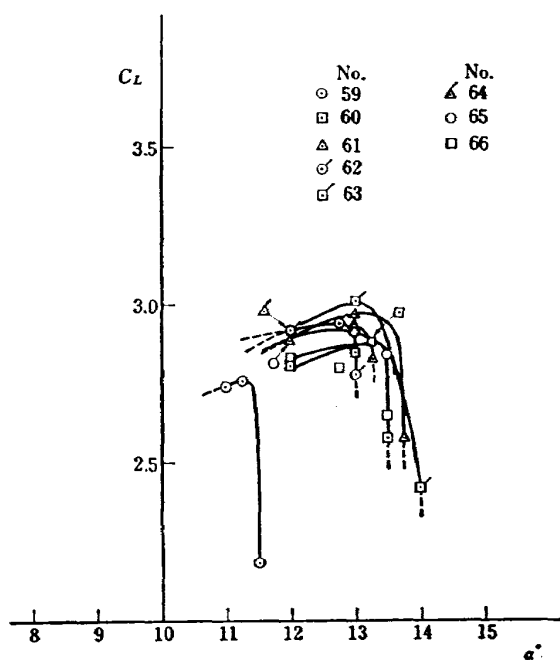


図 5.i 測定結果 (形態9)

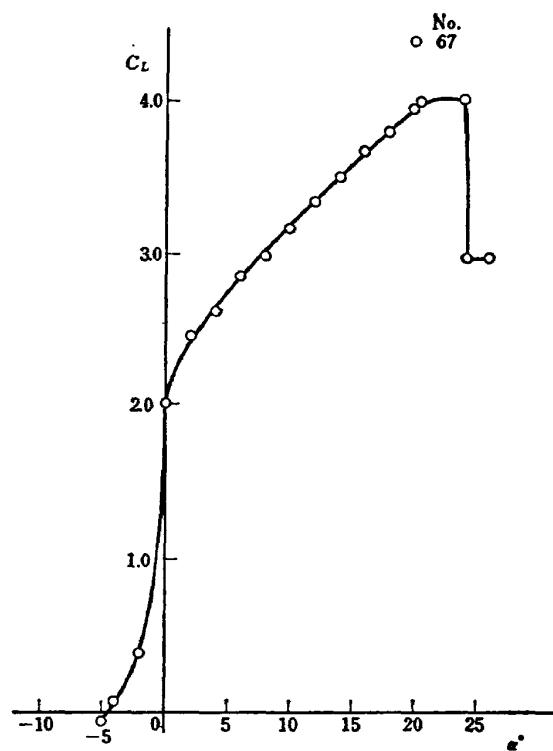


図 5.j 測定結果 (形態10)

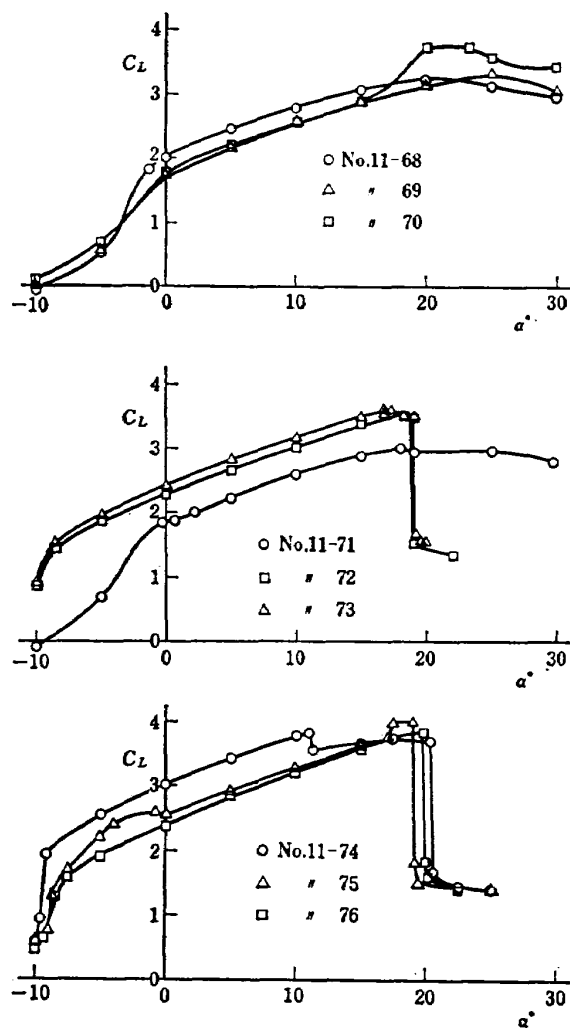
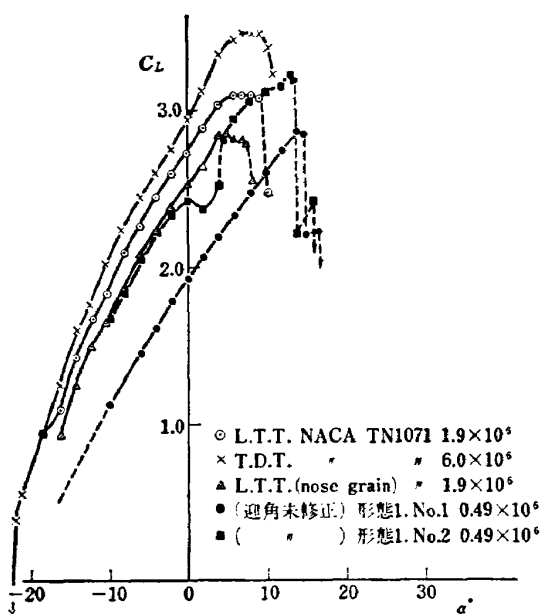
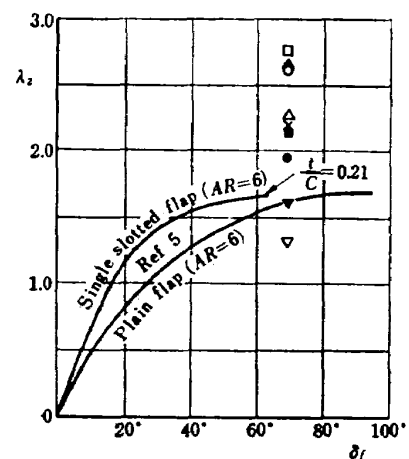


図 5.k 測定結果 (形態11)

図 6 65<sub>3</sub>-418 Double Slotted Flap 揚力係数比較  
 $\delta_f = 65^\circ$ 

記号	形態 NO.	形態	記号	形態 NO.	形態	記号	形態 NO.	形態
○	1	基準ダブルスロット	△	4	フラップ翼厚 $\times \frac{1}{2}$	×	7	中型ベーン
●	2	フラップ chord $\times 2$	□	5	トリプルスロット	▽	8	大型camberベーン
△	3	" camber $\times 2$	■	6	シングルスロット	▼	9	大型薄翼ベーン

図 7  $\lambda_2$  (実験値より)

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平 木 一, 清 水 福 寿 橋 本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年2月	樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 三 好 甫, 高 橋 利 之 能 美 力, 板 垣 芳 雄 鳥 海 良 三, 佐 藤 保 子
TM- 4	18cm×20cm 超音速風洞について	1962年5月	長 州 秀 夫, 伝 田 幸 雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年8月	細 川 巖
TM- 6	18cm×18cm 遷音速風洞整備試験	1962年8月	橋 本 登, 井 上 政 一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹 内 和 之, 山 根 皓 三 郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼ す実験的研究	1962年9月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58使用 法について	1963年2月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永 井 文 雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹 中 幸 彦, 小 川 鉦 一 林 洋 一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年3月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年3月	中 井 暎 一, 小 原 瑛 鳥 海 良 三, 安 藤 泰 勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年4月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 高 木 俊 朗, 橋 本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年6月	鳥 崎 忠 雄, 松 木 正 勝 山 中 竜 夫, 藤 井 昭 一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年6月	小 野 幸 一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年6月	新 井 忠, 原 亘 利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年7月	高 木 廣 治, 谷 喬 斎 藤 秀 夫, 新 井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第I報)	1963年9月	竹 内 和 之, 飯 田 宗 四 郎 北 谷 虔 勇, 中 井 治 夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永 井 文 雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年1月	高 橋 利 之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年1月	橋 爪 宏, 中 井 暎 一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風速洞試 験	1964年1月	谷 喬, 原 亘 利 神 原 盛 三, 外 立 政 隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年2月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 安 藤 泰 勝, 高 木 俊 朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年3月	小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政 文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1963年3月	河 崎 俊 夫, 竹 内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛 田 健 二, 高 橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎 並 敬 之, 山 本 稀 義

TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木廣治, 斎藤秀夫 石原久蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石井孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治 滝沢 実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関昌次, 田寺木一 泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果	1964年12月	大塚貞吉, 鈴木邦男 松本 宏, 石井浅五郎 広木 強, 山中国雅
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内和之, 藤枝郭俊
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	幸尾治朗, 岡 遠一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木 一, 橋本 登 林 二識, 吉永 崇 山口富夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡 遠一 照井祐之, 鎌田幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井暎一, 塙 武敏 泉 日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷 喬, 高島一明 原 亘利, 近藤洋史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	板垣芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾我国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジンの空気取入口実験 (I)	1965年9月	近藤 博, 増田惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原 亘利, 高島一明 関根英夫, 中 正夫 戸川保子
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	広末健一, 矢沢健司 塚野雄吉, 田村征一 佐野四郎, 能村 実 別府信宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川幸一
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪 光山敏雄

TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤 隆, 堀内 正司 中村 浩子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原 動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺 木一, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田 健二, 清水 福寿 吉永 崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑 浄治, 桜井 善雄 三浦 雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川 勇壮, 森 幹彦 中野 佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田 慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	植崎 哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原 久蔵, 斎藤 秀夫 外立 政隆, 榊原 盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲 秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤 博, 増田 惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村 敦宏 佐野 四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野 幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷 光栄, 畑山 茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸 矩夫, 岡部 祐二郎 北村 清美, 川幡 長勝 木村 友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井 忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 養田 光弘 山崎 紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山 耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 昇 五味 光男
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野 政明, 孤岡 一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 楯 篤志



TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭, 山原康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畑浄治, 円居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信 五代富文, 伊藤克彌 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙 武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井暎一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風胴天秤について	1967年5月	高島 一明, 榊原盛三 原 亘利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験(II)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 伴, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子

注：欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料110号

昭和42年8月発行

発行所	航空宇宙技術研究所 東京都調布市深大寺町1880 電話武蔵野三鷹(0422)44-9171 (代表)
印刷所	一誠社綜合印刷株式会社 東京都武蔵野市御殿山1-6-10

---

