

UDC 533.69:
629.13.014

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-140

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 (II)

犬丸矩夫・北村清美

1968 年 7 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 (II)*

犬 丸 矩 夫**・北 村 清 美**

概 要

前縁スラットおよび後縁フラップによる最大揚力係数の増加について、第一報 (NAL TM 110) にひきつづいて約 50 形態で試験し、その結果を検討した。さらに最大揚力係数の増加の機構につき、今回の実験結果を使用して第一報に述べた取り扱い方法を適用し、統計的な観点から検討を加えた。

1. ま え が き

フラップおよびスラットの効果を調べるについては、周知のように、レイノルズ数、気流の乱れ、あるいは二次元性などの実験の条件のみならず、構成される翼素の形状配置など現象を支配する要素がきわめて多い。したがって、普遍的で定量的な効果の推定は実験的にもなかなか難しいことを前回の報告(文献¹⁾)にも述べた。このような制約を考えに入れながら、前回の報告では予備的研究として約 11 種類の形態でのフラップとスラットによる最大揚力係数の増加を測定し、その検討結果を示した。今回はひき続いて約50形態での同様な測定をおこない統計的資料を収集した。さらに、この資料を用いて、フラップおよびスラットの効果について幾つかの仮定のもとで統計的な整理を試みるとともに、その意味を検討した。

2. 記 号

- α : 迎角
- α_s : 失速迎角
- C : 翼弦長 (フラップ上げの状態)
- C' : 延長された翼弦長 (付図 1 参照)
- C_a : フラップを構成する翼素の弦長
- C_f : フラップの総合的弦長
- C_L, C_L' : 揚力係数実験値 (それぞれ C, C' を基準とする。)
- C_{L_0}, C_{L_0}' : 揚力係数二次元値 (同上)
- C_{L_w} : 基本翼型二次元揚力係数
- C_{LS} : スラット弦長 (付図 1 参照)

δ_f : フラップ角度 (付図 1 参照)

δ_{fc} : 最後方フラップ角度 (同上)

δ_{LS} : スラット角度 (同上)

C_v : ベーン弦長

3. 供試模型, 使用風洞および計算方法

使用した模型は翼幅 500 mm, 翼弦長 $C=300$ mm とし、両端に直径 1 m の円形端板を取り付けた。測定に使用した翼型は前回の実験と同様 NACA 65₃-418 ($a=1.0$) を使用した。また、実験値を比較するために文献²⁾に記載されたダブルスロッチッドフラップ (以後は基準フラップと称する) についての試験をまゝおこなった。つぎに、今回使用する翼素としてはスラットを 3 種 (付表 1), フラップを 3 種 (クラーク Y 翼型, 翼弦長は 20, 30, 40% C の 3 種), およびベーン 7 種 (弦長 5% C から 35% C まで 5% おきに 7 種, いずれも付表 1) を用いた。翼素と基本翼の結合には付図 2 に示すような支持金具を用いた。なおフラップと組み合わせる場合の後縁リップの位置は、基準フラップでは前回と同様であるが今回の翼素を使用するとき上面を 95% C とし、下面はフラップの長さに応じて 60% C から 80% C までとした。また、使用するフラップ (もちろんベーンを含む) を収納しうるように、主翼後方約 60% C 以後は内部を空洞にした。

使用した風洞は東京大学宇宙航空研究所の 2m 低速風洞で、風速は 25 m/sec を標準として測定した。したがって測定レイノルズ数は $Re \approx 0.5 \times 10^6$ の程度となる。

計測器は風洞設備の手動天秤を用い、模型を端板を含めて一体にワイヤで吊り、三分力を測定した。測定の目的はそれぞれの動翼配置形態における最大揚力係

* 昭和43年 5 月 1 日受付

** 新型航空機部

数 $C_{L\max}$ の限界を探ることであって、このためにそれぞれの形態について約 5 回以上翼素の相対的位置を変えて $C_{L\max}$ の最大値を探るよう努力した。

4. 測定した形態と測定結果

測定する形態は付表に示すように約 50 形態（フラップ角の変化を含めて）を選んだ。すなわち、最初に基準フラップをつけた状態でスラットを変化させてスラットだけの効果を、つぎにスラットをつけないでフラップを取り替えてフラップだけの効果を調べた。最後にスラットとフラップを併用した場合の効果をしらべた。

スラットの組み合わせは、前縁単一スラットと二重スラットについて弦長比をいろいろ変えておこなった。また、フラップの組み合わせは翼素を 3 枚まで、すなわちトリプルスロットッドフラップまでおこない、ダブルスロット以上の複合フラップでは、翼素弦長の総和が 55% C になるように選んだ。最後にフラップとスラットを併用するときは、スラットまたはフラップの組み合わせのなかで翼素の数に応じて $C_{L\max}$ が最高であった形態を選んで組み合わせた。

前回と同様な基本翼型を用いた理由は、まず第一に NACA の低乱二次元測定値（文献²⁾、吸込による境界層制御を含む）と比較できることである。さらにこの種の翼型では後縁失速の傾向が強いとされており（文献³⁾）、後縁フラップの効果を調べるのに都合のよいこと、および前回の実験とのつながりを考慮した結果である。また多重フラップを実際に用いるには、それらを収納するために比較的厚い翼型が必要であろう。フラップにクラーク Y 翼型を用いたのは、前回の実験で後端の翼素（主フラップ）のキャンバの効果があまり認められなかったこととあわせて、下面が直線的な点を利用して単純化をはかったものである。ペーンの形状は付図 3 に示すように、翼内への収納を考えて過大な矢高を避けたうえで NACA の修正 4 字系列の矢高と翼厚分布の組み合わせによる約 14 種の翼型をつくり、付表 2 の組み合わせにおいて主翼内に収まるものを選んだ。また、スラットの形状は一般に実用されている形を参考にしてきめた（付図 4）。

測定結果は実験の条件から考えてもちろん二次元性が完全でない。さらに前回の報告で述べたように目的が $C_{L\max}$ のフラップ形態による変動であるから、迎角その他の境界修正は行なわず、測定結果としては $C_{L\max}$ にのみ注目した。なお測定データから $C_{L\max}$ を求める場合に、端板および吊線の効果は差し引いて

あるがフラップ取付金具の効果はそのまま含まれている。測定したデータは多量であるから、測定結果として各形態について得られた最高の $C_{L\max}$ について選び、付表 3 にまとめて示した。

5. 測定結果に対する考察

この項では測定結果をそのまま考察して、つぎに統計的整理を試みるための基礎となる諸条件および諸傾向について考察する。

5.1 測定における二次元性およびレイノルズ数の効果

今回の実験で得た翼型ならびに基準フラップでの測定結果を図 1 に示す。比較のために文献²⁾ のデータをあわせて示した。翼型での揚力係数傾斜 $C_{L\alpha}$ は NACA の二次元値 0.107 (1/deg) に対して実験値 0.0795 (1/deg) であって、実験値に通常の境界壁修正を行なってもこの差はほとんど縮まらない。これは実験のように小さい翼に大きい端板を取り付けても有効縦横比がそれほど大きくはならないことを示している。翼型での無揚力角はほとんど完全に一致しているので、 $C_{L\alpha}$ を二次元値に一致させるように迎角を修正することができる（すなわち $\Delta\alpha = kC_L$ として揚力に比例した迎角修正を加える）。その結果は図中の破線のようになる。当然に揚力非線形部分では差があらわれる。基準フラップの実験値に翼型と同じ修正（すなわち翼型の場合と同じ k を用いて揚力に比例した迎角修正を加える）を行えば、図中に同じく破線で示すように $C_{L\alpha}$ はわりあい合っているが絶対値にかなりのずれが見られる。この原因の一つとしてフラップの配置が NACA の場合と完全に一致していないこと、さらに付け加えるならばフラップ角が大きいときは低い迎角でもすでに揚力がかなり非線形的であること等が考えられる。

つぎに、最大揚力係数 $C_{L\max}$ は翼巾方向の揚力分布の二次元性が不完全であることから当然二次元値 $C_{L\max}$ より低めに測られることになる。また最大揚力係数はレイノルズ数の効果を著しく受けるので、これら二種類の効果が複合されて実験値にあらわれる。ここで翼型およびフラップ下げ状態での $C_{L\max}$ に対するレイノルズ数効果を調べるとたとえば、図 2 のようになる（文献^{4),5)} による）。図をみればレイノルズ数の効果が翼型およびフラップによってかなり異なり、一般的な推定は困難なことがわかる。したがって、測定値 $C_{L\max}$ を異なるレイノルズ数での二次元値、たとえば文献²⁾ の測定値 $C_{L\max}$ と比較するにはある仮定を設けて修正を加える必要がある。ここではこのため

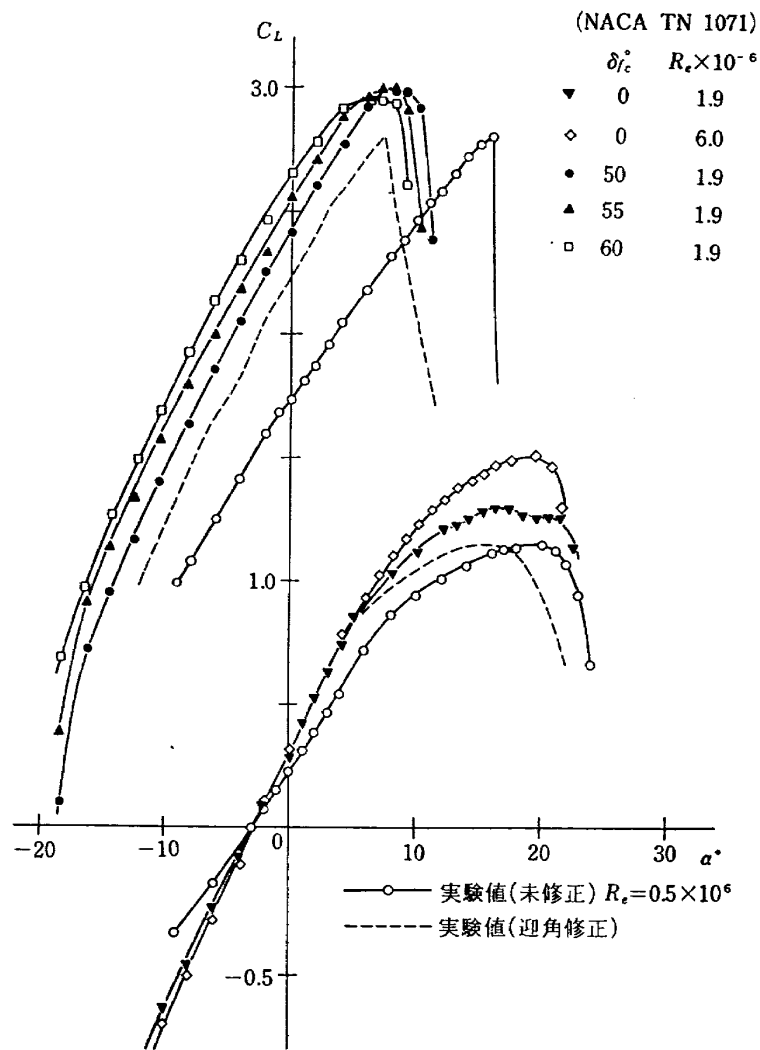


図 1 基準翼型および基準フラップ特性

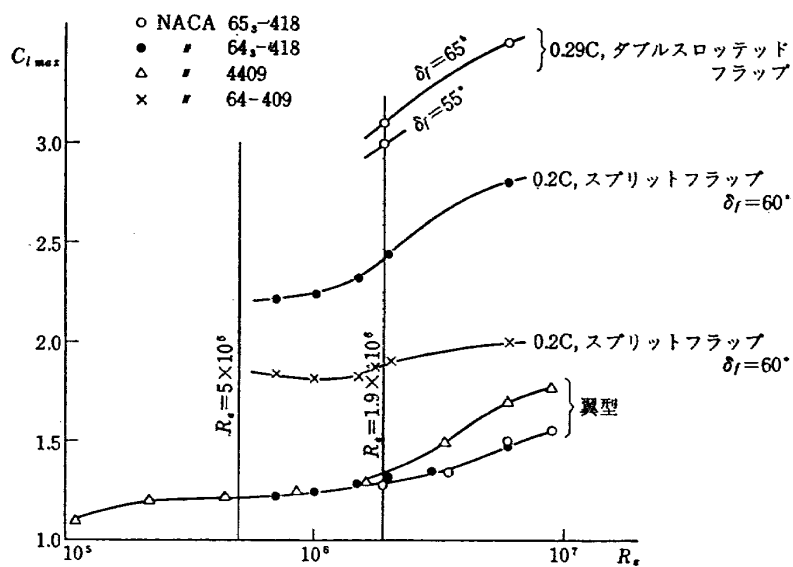


図 2 $C_{L \max}$ に対するレイノルズ数の効果

きさに達しながら (レイノルズ数が増加して, 二次元値に換算を行なえば6に近づく), 有効弦長で測った $C_{L' \max}$ についてみれば 3.0 を超えていないことである。この事実は過去に報告された二次元実験値を調べてもほとんど成立している。図3および図4にこの例を示す (文献⁵⁾ より算出した。ただしこの場合付図1のようなフラップ配置での正確な C' の値を算出し難いので C' を翼素弦長の和として算出した)。すなわち, 翼素の数または長さを増加して機械的に翼弦を延長すれば原理上 $C_{L \max}$ はいくらでも大きくできるが, スロットの効果による $C_{L' \max}$ の増加にはおのずから限界が存在するであろう。スロットの配置形状をうまく行なえばもっと大きい値を得る可能性はあるが, 平均的あるいは統計的にみればレイノルズ数 10^6 の付近では $C_{L' \max}$ の限界が 3.0 あるいはせいぜい 3.5 以下とみなしても今のところ無理はなさそうである。

5.3 フラップによる $\Delta C_{L \max}$ と ΔC_L

迎角による揚力変化が直線的な部分, すなわち揚力線形部分ではたとえば Young (文献⁶⁾) が示しているように, 薄翼理論の援用と実験値の統計的処理によってフラップによる揚力増加の推定がある程度可能であ

る。前回の報告 (文献¹⁾) ではこの直線部分での揚力増加と $C_{L \max}$ の増加とが等しいと仮定して $C_{L \max}$ の増加の機構を検討した。この仮定を確かめるため, ここで実験値からフラップによる $C_{L \max}$ の増加 $\Delta C_{L \max}$ と, 揚力線形部分 (ここでは $\alpha=10^\circ$ とした) での増加 $\Delta C_L (\alpha=10^\circ)$ を求めて図示すれば図5が得られる。ただし図を求める場合に, フラップ付き翼では翼弦延長による見かけ上の $C_{L\alpha}$ 増加があるから, 図中に示すように翼型単独の揚力線形部分を修正したうえで迎角 10° まで延長して求めている。すなわち, 翼型の C_L に C'/C を乗じて修正してある。翼型の $C_{L \max}$ についても同様に有効弦長 C' を用いて修正してある。図5にみられるように, $\Delta C_{L \max} \approx \Delta C_L$, すなわち上述の仮定は大過なしとみなしてよいであろう。

フラップ角が大きいときは低い迎角で揚力非線形とみられる例があり, 図5の α を 0° にとると, ばらつきは図5より大きくなる。また前縁スラットを付けた形態では ΔC_L に比べて $\Delta C_{L \max}$ が極めて大きくなるので仮定は成立しない。この原因はスラットによって前縁部の流れが改善されるとともに失速角が大幅に増加し, 揚力曲線が高迎角まで引き伸ばされるため

$$10^{-6} R_e = 3.5 \sim 14.0$$

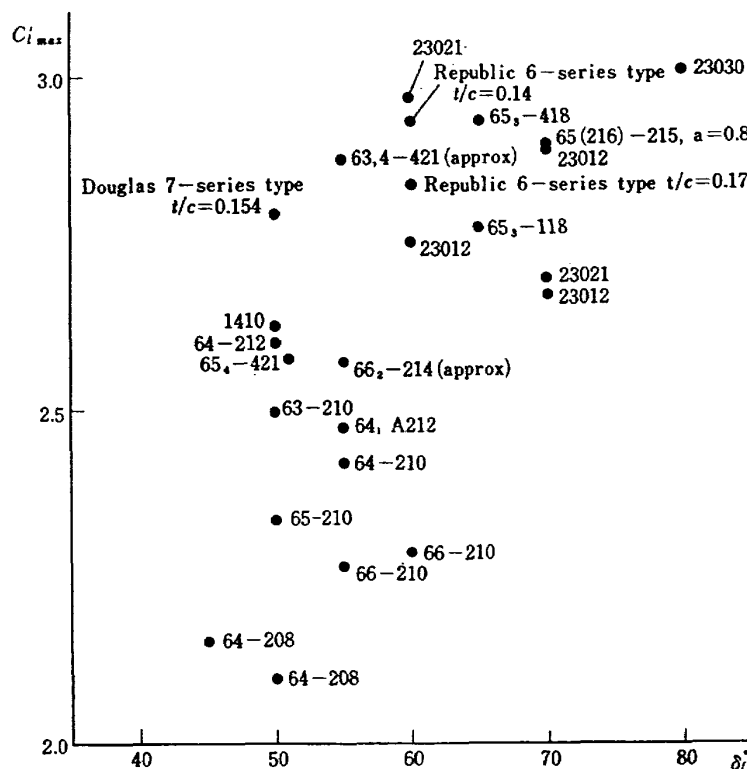
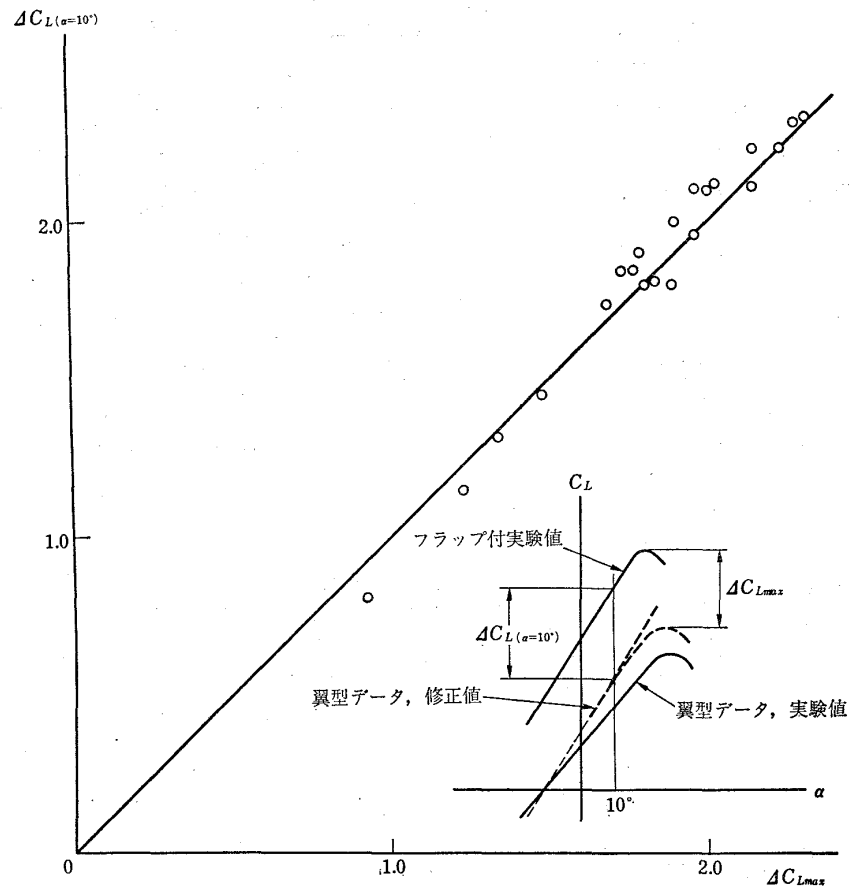


図4 $C_{L' \max}$ 統計 (ダブルスロッチッドフラップ, 文献⁵⁾)

図 5 $\Delta C_L(\alpha=10^\circ) \sim \Delta C_{L \max}$

あろう。すなわちこれは前縁スラットの作用の特徴を示していると思われる(付表 3, α_s 参照)。

5.4 フラップとスラットの効果の重畳

さきにみられたように、スラットを取り付けると失速迎角が増加しその結果 $C_{L \max}$ が増加するが、最大揚力増加について、スラットとフラップを組み合わせたときにその効果が加算的であるかどうかといった問題がある。これを調べるために実験結果のなかでフラップとスラットを組み合わせたときの(付表 2, 形態 No. 28~33) 基本翼型からの $C_{L \max}$ または $C'_{L \max}$ の増加分を Δ とし、スラットとフラップの個々の増加分の和を Σ とおいて図示すれば、図 6 のようになる。ただしスラットによる増加分は基準フラップ装着状態での差をとってある(付表 2, 形態 No. 01~09 より)。図からすれば、フラップとスラットの 2 種の効果の重畳が、大体において加法的とみなしてよいと思われる(この実験では Σ のうちでスラットの寄与は、 $C_{L \max}$ について 30%~40%, $C'_{L \max}$ については 15%~35% の程度である)。 $C_{L \max}$ を規制するものは現象的には主として境界層の発達と剥離であろうから、この面からながめるかぎり現象ははなはだ複雑である。しかし、うえの事実は揚力増加について前縁

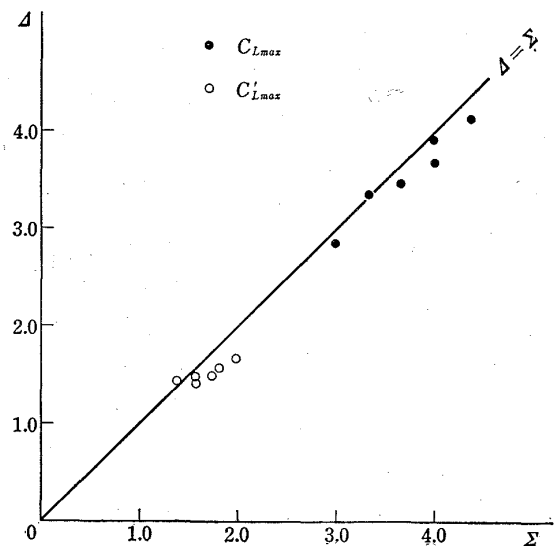


図 6 スラットとフラップの効果の重ね合わせ

スラットの付近の寄与と後縁フラップの付近の寄与とが比較的独立していることを予想させるものである。

6. 統計的整理の試み

前項に述べた諸条件を考慮したうえで、以下に実験値に対する統計的な整理を試みる。ここで統計的とは、個々の形態での詳しい形状配置等を含む多数のパラメ

タあるいは個性をある程度無視することを意味する。

6.1 フラップによる揚力増加の機構

前回の報告(文献¹⁾)の中で、フラップによる揚力増加の機構を3種の寄与に分類し、これらの寄与が加算的であると考えた取り扱いを示した。それによれば3種の寄与は翼弦延長効果 $(\Delta C_{l \max})_e$ 、キャンバ効果 $(\Delta C_{l \max})_c$ 、およびスロットの効果 $(\Delta C_{l \max})_s$ であって次式であらわされる。

$$(\Delta C_{l \max}) = (\Delta C_{l \max})_e + (\Delta C_{l \max})_c + (\Delta C_{l \max})_s \quad (2)$$

$$(\Delta C_{l \max})_e = C_{lw \max} \left(\frac{C'}{C} - 1 \right) \quad (3)$$

$$(\Delta C_{l \max})_c = \lambda_1 \lambda_p \left(\frac{C'}{C} \right) \quad (4)$$

$$(\Delta C_{l \max})_s = \lambda_1 \lambda_p (\lambda_s - 1) \left(\frac{C'}{C} \right) \quad (5)$$

ここで λ_1 は Young (文献⁶⁾) により薄翼理論から導かれた係数で (C_f/C') で定まる関数(図7)。 λ_p は実験的にあらかじめ決められるべき係数でプレーンフラップの効果を表わし、Young の λ_2 に相当するフラップ角で定まる関数。 λ_s は新たに導入された係数でスロットの効果を表わし、 λ_s が1以下であればスロットが有害に作用することを示す。また、この取り扱いの前提となっている仮定を5.3ですでに確かめておいた。

さてこのような関係式を認めたうえで、 λ_1 、 λ_p 、 $C_{lw \max}$ 、 C'/C が既知であれば実験値 $\Delta C_{l \max}$ からスロットの効果が逆算される。同時に3種の寄与のうちでおのおのが占める割合(これを η_e 、 η_c 、 η_s とする)を比較することができる。ただし、この中で翼弦延長

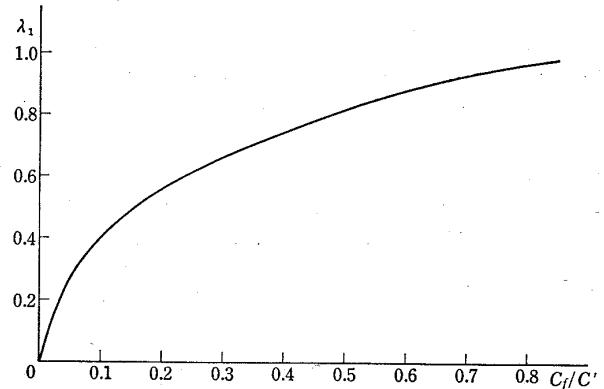


図7 $C_f/C' \sim \lambda_1$ (Young, R & M 2622)

の効果はむしろ機械的なものであるから、空力的な問題はキャンバ効果とスロット効果にあって、この2種の効果がフラップの形態配置でどのような影響を受けるかが重要であろう。ここで η_e 、 η_c 、 η_s は次式で定義される。

$$\eta_e = (\Delta C_{l \max})_e / (\Delta C_{l \max}) \quad (6)$$

$$\eta_c = (\Delta C_{l \max})_c / (\Delta C_{l \max}) \quad (7)$$

$$\eta_s = (\Delta C_{l \max})_s / (\Delta C_{l \max}) \quad (8)$$

6.2 プレーンフラップの効果 λ_p について

うえに述べたように、実験値を整理してスロットの効果を算出するためには λ_p が既知でなくてはならない。 λ_p はすなわちプレーンフラップの効果であるから、プレーンフラップの二次元試験値を参照すればよい。図8に文献⁵⁾のデータから算出した λ_p の例を示す。算出に際して λ_1 は第7図を用いた。図および文献⁵⁾にみられるように λ_p は翼型、レイノルズ数、フラップ弦長比などの影響によりかなり幅広いばらつき

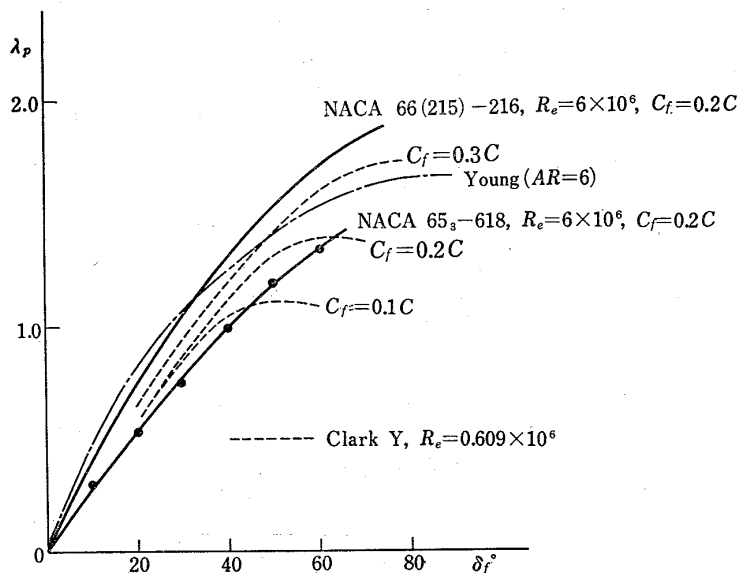


図8 プレーンフラップの効果, λ_p

を示す。したがって実験値を整理する場合、特に異なる翼型での比較をしようとするならば、本来これらのパラメタを一致させなくてはならない。また細かくいえば翼弦延長の行なわれるときはそれによる形状変化をも考慮すべきであろう。一方で Young(文献⁶⁾) はプレーンおよびスプリットフラップの λ_p について翼型にかかわらず統計的に同じ曲線を与えている。これを同じく図 8 に示す。Young の示した統計値についてはばらつきの程度も基礎データも明白でないが、この数値がアスペクト比 6 に相当することを考えるといくらか過大ではないかと思われる。事実 Young の値を二次元値に換算してシングルスロテッドフラップのデータに適用すれば、スロットの効果が負になる例が多数でてくる。すなわちスロットが有害であるという傾向が多く示される。したがって λ_p の数値について入念な検討が必要である。

今回の実験値を整理するにあたり、残念ながら基本翼型 (NACA 65₃-418) でのプレーンフラップの効果の資料がないので、これに近いものとして図に示された NACA 65₃-618 の λ_p をそのまま用いることにした。実験値はすべて同一の基本翼型であるから、実験値相互の比較においてはまず問題はないであろうと考えられる。

6.3 統計的整理とその結果の検討

このたび測定した実験値を 6.1 で述べた方法にしたがって整理した。そのさい、まず 5.1 で述べた二次元値への換算を行ない比較のための標準レイノルズ数を 1.9×10^6 とした ($K=0.93$, $d=0.06$)。つぎに 6.2 で説明した λ_p を用いて η_e , η_c , η_s を算出した。その結果を付表 4 に示す。比較のために文献³⁾ の結果から算出した値を付け加えた。以下にこの結果をもとに整理と検討を加える。

(1) 最初に有効翼弦長 C' を用いた二次元値 $C'_{i\max}$ とフラップ角 δ_f の関連を図 9 に示す。シングルスロットに対するダブルあるいはトリプルスロットの優越性が統計的にみて明らかであるが、特に 50° 以上の大きいフラップ角度でトリプルスロットの有効なことがわかる。これに反してシングルスロットでは、大角度で極度に劣化してプレーンフラップとの差がなくなる。さらにレイノルズ数の効果を知るために図中に文献³⁾ の結果を入れた(矢印)。文献³⁾ の値はレイノルズ数 6×10^6 でフラップの最適配置を求めた結果であるが、レイノルズ数によって最適配置が異なることがはっきり示されている。また、さきに述べたように $C_{i\max}$ はなかなか 3.0 を超えない。

(2) このようにフラップの種類によって $C'_{i\max}$ の

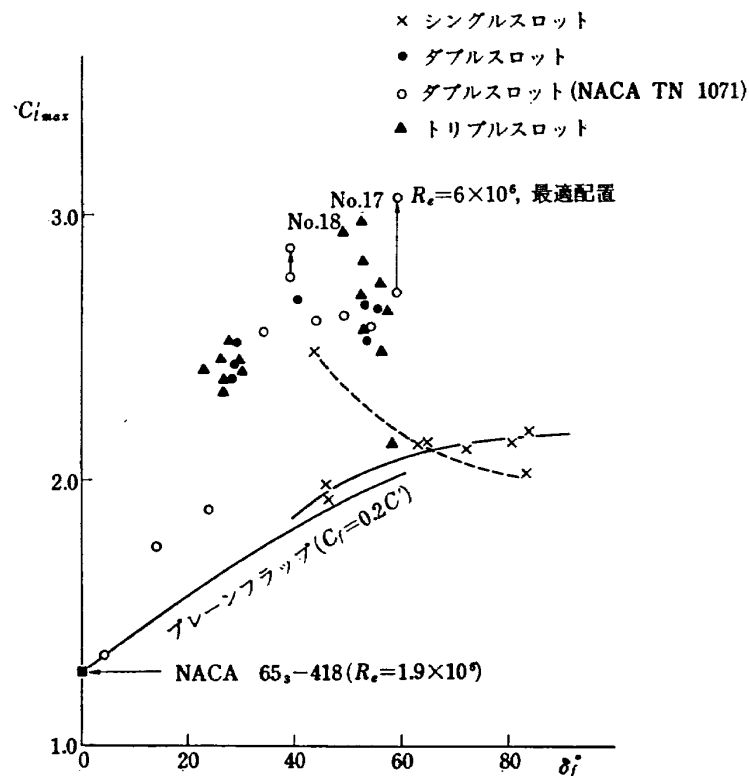


図 9 $C'_{i\max} \sim \delta_f$

幅広い変化がみられるが、これを支配するのは主としてスロッチの効果 η_s であろう。 η_s がフラップの種類とフラップ角でどのように変化するかをみるために、縦軸に (η_s/η_c) をとり横軸に δ_f をとって図 10 に示す。統計的にみて (η_s/η_c) はフラップ角の増加とともに減少している。またスロッチの数が増加すれば

増加の傾向にある。このような傾向は物理的に考えても当然であろう。図中の文献²⁾ のデータはダブルスロッチとしては高い値を示しているが換算や整理上の不正確さを考えれば細かい議論はできにくい。翼素あるいはスロッチの形状配置を適当にすれば η_s はさらに増加するであろう。しかし統計的にみる限りおのずか

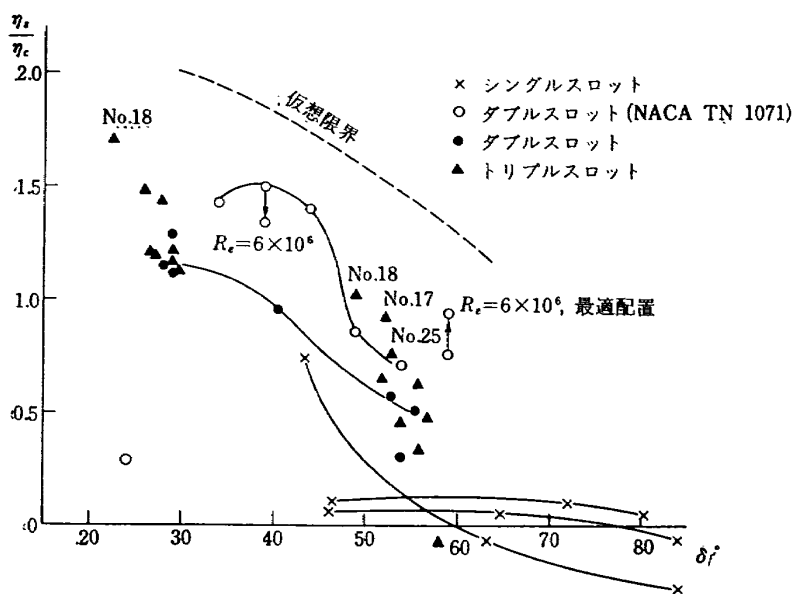
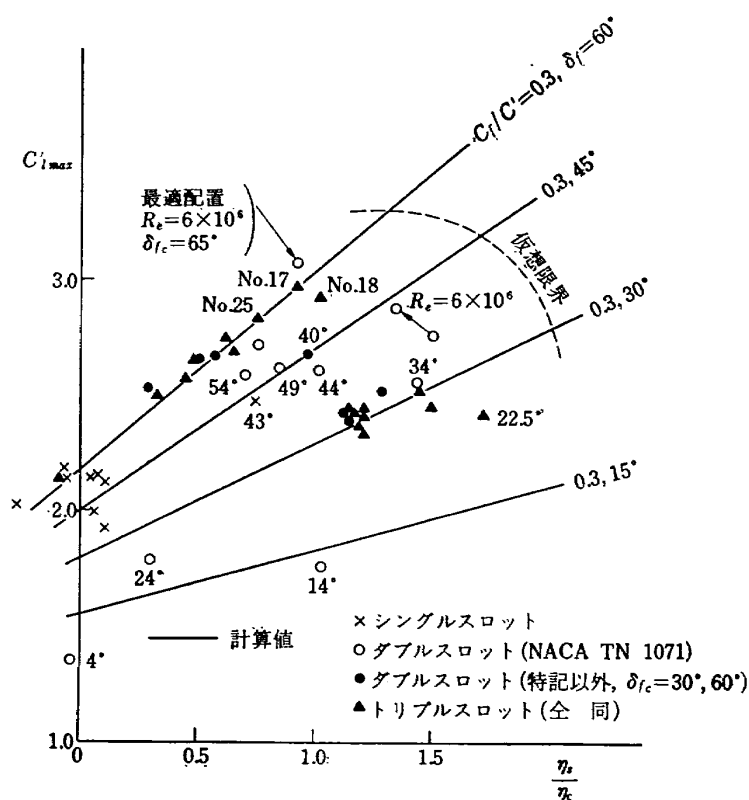


図 10 スロッチの効果とフラップ角度


 図 11 スロッチの効果と $C_{l'_{max}}$

ら限界があるであろう。ここであえて図に示すような仮想的限界線を置いてみる。そしてこれが $C_{l'max}$ にどのように反映されるかを次に調べてみる。

(3) 図 11 は縦軸に $C_{l'max}$ を、横軸に (η_s/η_c) をとったものである。 $C_{l'max}$ には翼弦延長効果は含まれないから、 C_f/C' および δ_f が定まれば $C_{l'max}$ と (η_s/η_c) は相互に一意的に定まり図上で例示するような直線となる。実験値は C_f/C' および δ_f にばらつきがあるので完全には直線にのらないが、 δ_{fc} (後端フラップの角度、付図 1 参照) であらわして 30° および 60° の実験点は大体において図示の直線に沿って散らばっている。さらに図上で大きいフラップ角でのトリプルスロットの優越性がみられる。ここで前に述べた (η_s/η_c) の仮想的限界線を入れると図中破線の範囲が得られる。すなわち、 (η_s/η_c) で規制される $C_{l'max}$ の限界がみられる。この限界を図 10, 11 について実験点の散らばりとともにながめれば、 $C_{l'max}$ において 3.5 あるいは 4.0 に達するような増加を望むことが現在までのデータを統計的にみればかなり困難であることが予想される。たとえば図中で $\delta_f=60^\circ$ の場合に $C_{l'max}$ 4.0 の付近に達するためには (η_s/η_c) で 2.0 程度が必要であって、これは現在の統計的なばらつきの範囲からみて 2 倍以上のスロット効果を必要とする。もし図のような限界線が統計的にかなりの信頼度をもって指定できれば、 $C_{l'max}$ の最大値をうるためのフラップ角度およびフラップ弦長比に見当をつけることができる。しかし統計的にこの限界を定めるには、まだデータ不足であろう。またデータの数が増加するだけではうえの限界は決定的とはならないと考えられる。すなわち、これを行なうためには何等かの理論的なうらづけが必要と思われる。

(4) これまでの結果から、揚力増大のためにはスロットの数が多い方がよいことは認めてよいであろう。しかし翼素の配置形状については一般的傾向が不明である。ここでフラップ全体を構成する翼素のなかで弦長最大のものが C_f に占める割合を $(C_a/C_f)_{max}$ であらわし、 (η_s/η_c) に対する効果をしらべる。図 12 に $\delta_{fc}=30^\circ$ の場合を、図 13 に $\delta_{fc}=60^\circ$ の場合を示す、フラップ角が小さく 30° くらいでは $(C_a/C_f)_{max}$ による (η_s/η_c) の変化が明確でない。しかしフラップ角 60° ではたとえば図中破線のような散らばりの範囲をとれば、これから一つの傾向をくみとることができる。すなわち、スロットの数をなるべく多く、構成する翼素弦長はなるべく平均化すれば $(C_a/C_f)_{max}$ は小さくなって、 (η_s/η_c) いいかえればスロットの効果が増大

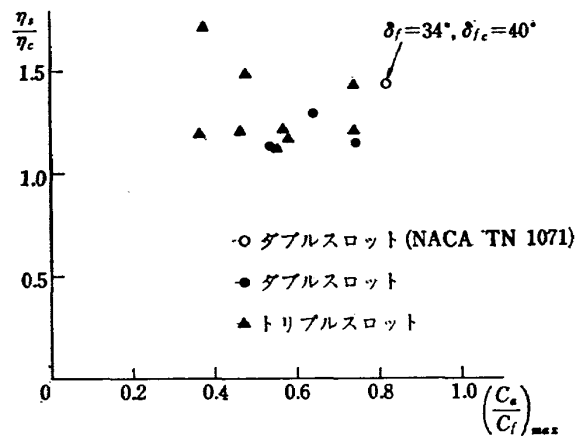


図 12 スロット効果と翼素の弦長 ($\delta_{fc}=30^\circ$)

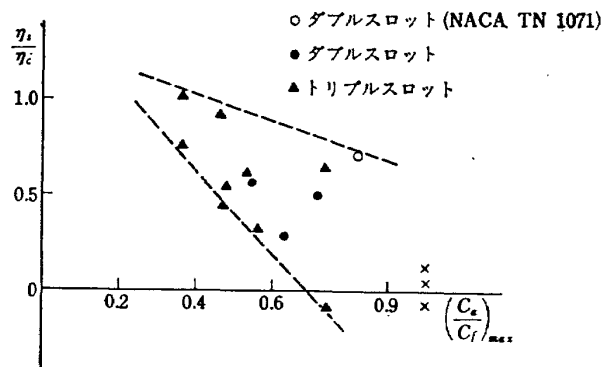


図 13 スロットの効果と翼素の弦長 ($\delta_{fc}=60^\circ$)

するとともにそのばらつきも小さくなるといえるであろう。事実トリプルスロットフラップの実験形態 9 種のなかで特に C_{Lmax} 3.9 以上を示した形態は付表 2 の形態 No. 17, 18, 25 であって、翼素弦長の組み合わせが (合計 55% C のうちで) それぞれ (10, 25, 20% C), (15, 20, 20% C), および (20, 15, 20% C) であった。翼素弦長 30% C 以上のものを含む形態はいずれもよい値を得られなかった。このような傾向も、スロットを境界層制御の立場からながめれば当然の傾向と思われる。

(5) 最後に前縁スラットの効果であるが、スラットとフラップの効果がそれぞれ加算的であることはすでに 5.4 で述べた。スラットの形態、角度による効果については、すでに G.F. Moss (文献 7) のより詳細で具体的な報告がある。したがって、ここでは単に実験結果をその角度と弦長を両軸にとり図 14 に示すにとどめる。図からみれば C_{LS}/C' を一定とすれば δ_{LS} があまり大きくても、小さくてもよい結果が得られず、適当な角度が必要である。データがさらに多数集積されれば、フラップについて述べたのと同様な考え方で統計的に処理することができるであろう。

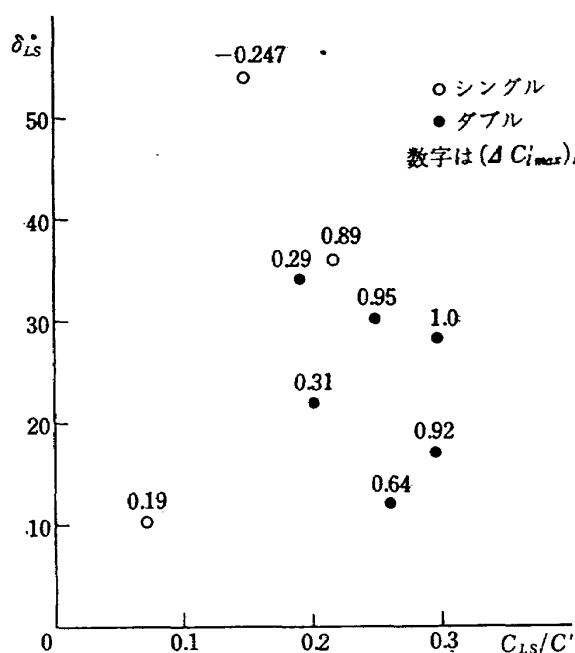


図 14 スラットの角度と弦長比

7. ま と め

今回の実験では前縁スラットおよび後縁フラップについてなるべく多様な形態 (約 50 種) のもとで最大揚力係数を測定し、できるだけ大きい $C_{L \max}$ を得るように努力した。その結果二次元最大揚力係数 $C_{L \max}$ (標準レイノルズ数 1.9×10^6 に換算して) の値としては、スラットとフラップの併用により 5.75 (レイノルズ数を増加すれば 6.0 に近づくであろう) の程度を得た。しかし翼弦延長効果を除き、有効弦長 C' で整理すればいずれも $C'_{L \max} \approx 3$ の付近にとどまった。過去の各種のデータも整理してみればだいたい同じ程度の限界を示しているようである。したがって翼弦延長による揚力係数増加は原理上いくらでも可能であるが、有効弦長について測った揚力係数 C'_L はその大幅な増加におのずから限度のあることが認められる。

つぎに、この限界について所見を得るためにある仮定のもとで実験値を整理し、キャンパおよびスロットの効果を量的に比較した。その結果スロットの効果がフラップ角の増大に応じて相対的に減少するのがみられ、スロットの效果に統計的にみてある限界のあることが推測された。またこの限界を広げるためにはスロットの数の増加と構成翼素弦長の比較的な均分化が有効であろうと推察された。

今回の実験条件とデータの絶対量からみて $C_{L \max}$ の限界を決めることはできないが、今後ともデータの集積だけから限界を推定することは危険であろう。し

たがって $C'_{L \max}$ の限界をしらべるには今後境界層の挙動を考慮にいたれた問題への接近が必要と考えられる。

この実験は日本飛行機 (株) 技術部の協力を得て実施された。模型の製作、風洞試験、とくに $C_{L \max}$ を求めるための実験は同社山県庸二、渡辺晃両技師のご努力によってはじめて有用なデータを得ることができたものである。ここに厚くお礼申上げる。

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ご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ご厚意に深く謝意を表します。

おわりに、この実験は新型航空機部高木廣治室長の指導と支持によっておこなわれたことを記し深く謝意を表します。

文 献

- 1) 犬丸, 北村, 川幡; 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 (I), 航技研資料 (TM-110), 1967.
- 2) J.H. Quinn; Wind-Tunnel Investigation of Boundary-Layer Control by Suction on the NACA 65-418, $a=1.0$ Airfoil Section with a 0.29-Airfoil Chord Double Slotted Flap. NACA TN 1071, 1946.
- 3) 山名正男, 中口 博; 飛行機設計論, 養賢堂, 1968.
- 4) E.N. Jacobs, A. Sherman; Airfoil Characteristics as affected by Variations of the Reynolds Number, NACA Rep. 586.
- 5) J.F. Cahill; Summary of Section Data on Trailing High-Lift Devices, NACA Rep. 938.
- 6) A.D. Young; The Aerodynamic Characteristics of Flaps, ARC R&M 2622, 1953.
- 7) G.F. Moss; Systematic Wind-Tunnel Tests with Slat on a 10 percent Thick Symmetrical Wing Section, ARC R&M 2705, 1952.

付表 1 (a) ペ ー ン 座 標

ペ ー ン (5% C)

$x \%$	y_u	y_l
-1.0	0.074	0.020
0	0.104	0.
1.25	0.127	-0.0090
2.5	0.149	-0.0154
5.0	0.174	-0.0214
7.5	0.195	-0.0210
10	0.212	-0.0220
15	0.238	-0.0110
20	0.258	0.0090
25	0.273	0.0328
30	0.282	0.0508
40	0.286	0.0740
50	0.272	0.0804
60	0.226	0.0788
70	0.205	0.0700
80	0.153	0.0534
90	0.086	0.0294
95	0.047	0.0142
100	0.002	0.002
$R_{LE}=5.829\%C_v$ $\tan \theta=0.9000$		

ペ ー ン (10% C)

$x\%$	y_u	y_l
-1.0	0.038	0.038
0	0.083	0.
1.25	0.106	-0.010
2.5	0.122	-0.014
5.0	0.148	-0.019
7.5	0.171	-0.019
10	0.187	-0.016
15	0.214	-0.002
20	0.234	0.019
25	0.249	0.024
30	0.258	0.058
40	0.262	0.078
50	0.249	0.083
60	0.225	0.080
70	0.188	0.071
80	0.140	0.055
90	0.077	0.030
95	0.042	0.015
100	-0.002	-0.002
$R_{LE}=4.407\%C_v$ $\tan \theta=0.8500$		

ペ ー ン (15% C)

$x \%$	y_u	y_l
-1.0	—	—
0.	0.043	0
1.25	0.069	-0.008
2.5	0.086	-0.015
5.0	0.111	-0.017
7.5	0.131	-0.016
10	0.147	-0.013
15	0.173	0.001
20	0.187	0.017
25	0.197	0.033
30	0.203	0.045
40	0.202	0.057
50	0.171	0.059
60	0.171	0.057
70	0.142	0.049
80	0.104	0.037
90	0.058	0.020
95	0.031	0.010
100	-0.001	-0.001
$R_{LE}=2.820\%C_v$ $\tan \theta=0.69333$		

ペ ー ン (20% C)

$x \%$	y_u	y_l
-1.0	—	—
0	0.043	0.
1.25	0.069	-0.008
2.5	0.086	-0.015
5.0	0.111	-0.017
7.5	0.131	-0.016
10	0.147	-0.013
15	0.173	0.001
20	0.187	0.017
25	0.197	0.033
30	0.203	0.045
40	0.202	0.057
50	0.191	0.059
60	0.171	0.057
70	0.142	0.049
80	0.104	0.037
90	0.058	0.020
95	0.031	0.010
100	-0.001	-0.001
$R_{LE}=2.820\%C_v$ $\tan \theta=0.69333$		

付表 1 (a) ベー ン 座 標 (つづき)

ベー ン (25% C)

$x \%$	y_u	y_l
-1.0	—	—
0	0.027	0
1.25	0.054	-0.011
2.5	0.068	-0.015
5.0	0.090	-0.018
7.5	0.107	-0.017
10	0.121	-0.015
15	0.141	-0.003
20	0.153	0.009
25	0.162	0.020
30	0.167	0.028
40	0.164	0.035
50	0.153	0.037
60	0.135	0.035
70	0.111	0.032
80	0.082	0.024
90	0.045	0.013
95	0.024	0.006
100	-0.001	-0.001
$R_{LE}=2.1597\%C_v$ $\tan \theta=0.57143$		

ベー ン (30% C)

$x \%$	y_u	y_l
-1.0	—	—
0	0.026	0.
1.25	0.054	-0.011
2.5	0.068	-0.017
5.0	0.086	-0.022
7.5	0.099	-0.023
10	0.108	-0.018
15	0.121	-0.002
20	0.130	0.011
25	0.136	0.019
30	0.137	0.023
40	0.131	0.026
50	0.120	0.027
60	0.105	0.025
70	0.085	0.022
80	0.061	0.016
90	0.033	0.009
95	0.018	0.004
100	-0.001	-0.001
$R_{LE}=1.5867\%C_v$ $\tan \theta=0.53333$		

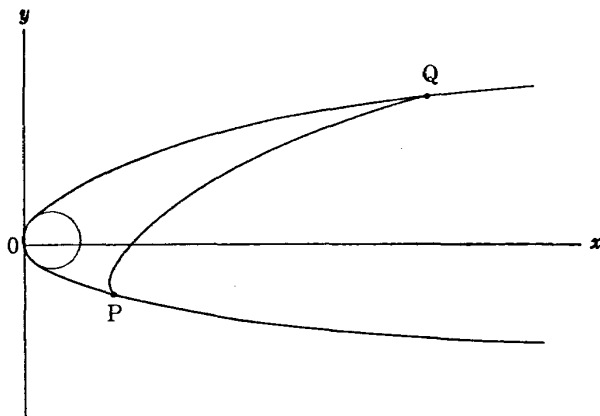
ベー ン (35% C)

$x \%$	y_u	y_l
-1.0	—	—
0	0.027	0
1.25	0.054	-0.011
2.5	0.068	-0.015
5.0	0.090	-0.018
7.5	0.107	-0.017
10	0.121	-0.015
15	0.141	-0.003
20	0.153	0.009
25	0.162	0.020
30	0.167	0.028
40	0.164	0.035
50	0.153	0.037
60	0.135	0.035
70	0.111	0.032
80	0.082	0.024
90	0.045	0.013
95	0.024	0.006
100	-0.001	-0.001
$R_{LE}=2.1597\%C_v$ $\tan \theta=0.57143$		

付表 1 (b) スラット座標

x %	y_{10} %	y_{20} %	y_{30} %
2.0	0.66		
3.0	1.98		
4.0	3.03	-0.55	
5.0	3.90	0.75	
6.0	4.68	1.80	-1.95
7.0	5.36	2.69	0.40
8.0		3.48	0.65
9.0		4.21	1.56
10.0		4.87	2.33
12.0		6.05	3.70
14.0		7.10	4.91
16.0		7.96	5.99
18.0			6.91
20.0			7.75
22.0			8.52
24.0			9.20
26.0			9.80

slat	10%	20%	30%
x_P	1.67	3.75	6.0
y_P	-1.85	-2.72	-3.4
x_Q	7.80	17.9	28.1
y_Q	5.83	8.7	10.35



付表 2 測定形態 (翼素の組合せ)

 数字は翼素弦長 % C

種 別	形態 N_0	第 1 スラット	第 2 スラット	第 1 ペーン	第 2 ペーン	フラップ	δ_{fc}
基 本 翼 型	00						0
基 準 フ ラ ッ プ	00			10.1		23.6	53.8
シングルスラット	01	10		10.1		23.6	53.8
	02	20		10.1		23.6	53.8
	03	30		10.1		23.6	53.8
ダブルスラット	04	10	20	10.1		23.6	53.8
	05	10	30	10.1		23.6	53.8
	06	20	10	10.1		23.6	53.8
	07	20	30	10.1		23.6	53.8
	08	30	10	10.1		23.6	53.8
	09	30	20	10.1		23.6	53.8
シングルスロット	10					20	40
	10					20	60
	10					20	80
	11					30	40
	11					30	60
	11					30	80
	12					40	40
	12					40	60
	12					40	80
ダブルスロット	13			35		20	30
	13			35		20	60
	14			25		30	30
	14			25		30	60
	15			15		40	30
	15			15		40	40
トリプルスロット	15			15		40	60
	17			10	25	20	30
	17			10	25	20	60
	18			15	20	20	30
	18			15	20	20	60
	19			25	10	20	30
	19			25	10	20	60
	20			5	20	30	30
	20			5	20	30	60
	21			10	15	30	30
	21			10	15	30	60
	22			15	10	30	30
	22			15	10	30	60
	23			5	10	40	30
	23			5	10	40	60
	25			20	15	20	30
	25			20	15	20	60
	27			10	5	40	30
	27			10	5	40	60
スラット + フラップ	28	30				40	40
	29	30	20			40	40
	30	30			25	30	60
	31	30	20		25	30	60
	32	30		15	20	20	60
	33	30	20	15	20	20	60

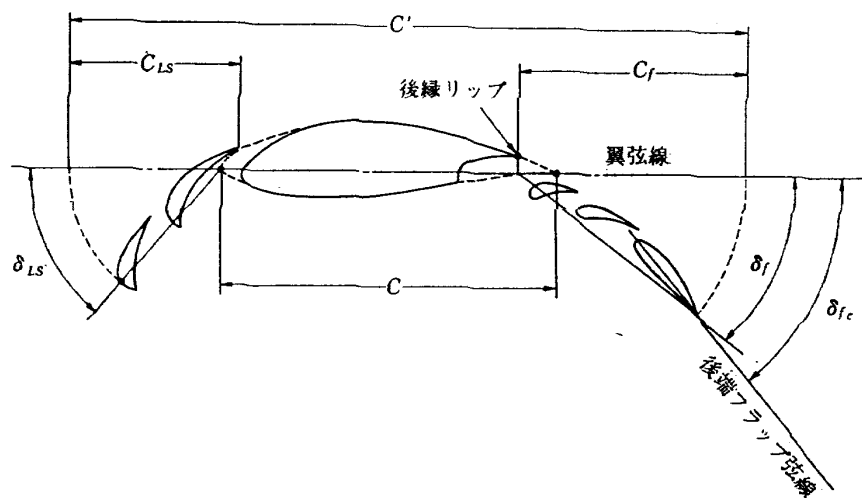
付表 3 測定結果総括

$$R_e = 0.5 \times 10^6$$

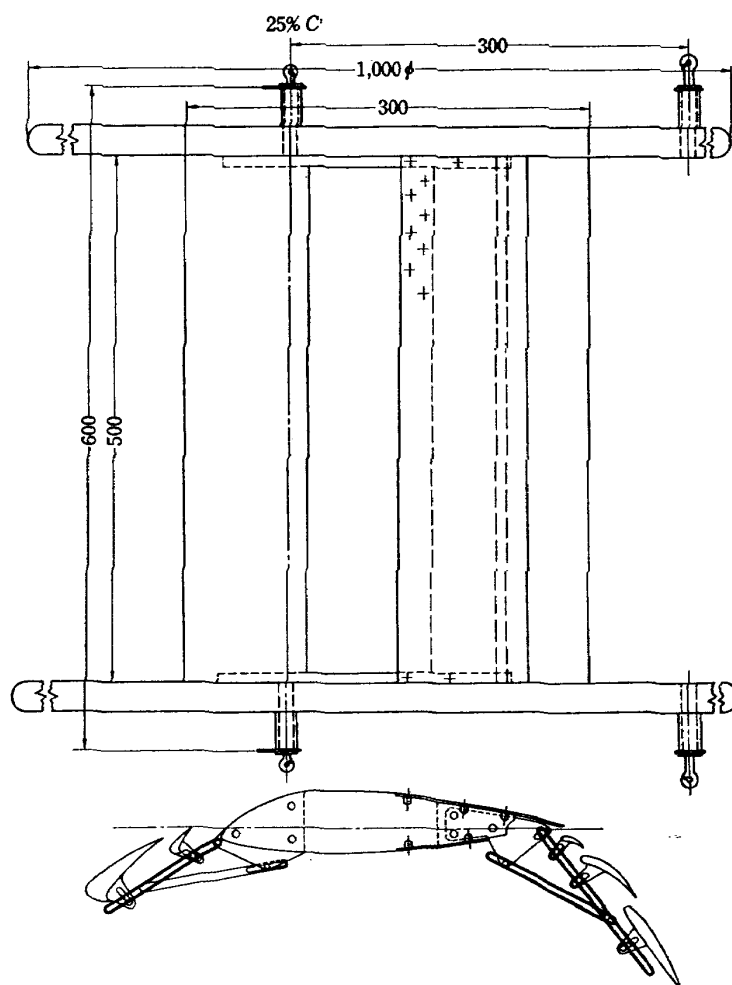
種 別	形態 N_0	δ_{fc}	δ_f	C'/C	C_f/C	C_{LS}/C	δ_{LS}	$C_{L\max}$	$C_{L'\max}$	α_s
	00	0	0	1.00	0	0	0	1.140	1.140	20
	00	53.8	48.1	1.157	0.307	0	0	2.737	2.365	16
シングルスラット	01	53.8	48.1	1.219	0.307	0.079	10.4	2.952	2.422	15.5
	02	53.8	48.1	1.325	0.307	0.203	54.0	2.433	1.836	21
	03	53.8	48.1	1.380	0.307	0.282	35.8	3.882	2.813	31
ダブルスラット	04	53.8	48.1	1.370	0.307	0.262	34.4	3.108	2.268	29
	05	53.8	48.1	1.474	0.307	0.367	30.2	4.025	2.732	33
	06	53.8	48.1	1.406	0.307	0.286	22.2	3.139	2.232	21
	07	53.8	48.1	1.563	0.307	0.466	16.9	4.070	2.604	32
	08	53.8	48.1	1.498	0.307	0.391	12.0	3.629	2.423	25
	09	53.8	48.1	1.594	0.307	0.477	28.3	4.220	2.648	32
シングルスロツ テッドフラップ	10	40	46.4	1.147	0.197			1.992	1.737	16
	10	60	72.0	1.145	0.195			2.188	1.911	15
	10	80	80.3	1.155	0.205			2.244	1.943	15
	11	40	45.9	1.237	0.287			2.219	1.793	14
	11	60	64.7	1.253	0.303			2.441	1.948	15
	11	80	83.9	1.259	0.309			2.482	1.971	15
	12	40	43.4	1.330	0.380			2.990	2.248	13
	12	60	63.1	1.346	0.396			2.586	1.920	13.5
	12	80	83.2	1.362	0.412			2.489	1.827	13
ダブルスロツ テッドフラップ	13	30	29.0	1.499	0.549			3.342	2.230	16
	13	60	53.7	1.535	0.537			3.529	2.299	12
	14	30	28.8	1.527	0.577			3.355	2.197	16
	14	60	52.9	1.506	0.529			3.655	2.426	11
	15	30	28.0	1.502	0.552			3.247	2.050	14
	15	40	40.5	1.489	0.539			3.622	2.430	13
	15	60	55.3	1.512	0.553			3.640	2.407	11
トリプルスロツ テッドフラップ	17	30	26.2	1.465	0.515			3.204	2.130	16
	17	60	52.2	1.472	0.552			3.994	2.713	12
	18	30	22.5	1.482	0.532			3.244	2.079	16
	18	60	49.0	1.490	0.540			3.994	2.681	12
	19	30	26.0	1.476	0.526			3.287	2.060	16
	19	60	53.8	1.518	0.568			3.556	2.342	13
	20	30	29.5	1.488	0.538			3.268	2.057	16
	20	60	57.1	1.485	0.535			3.578	2.409	12
	21	30	28.8	1.462	0.512			3.200	2.138	16
	21	60	56.0	1.506	0.556			3.426	2.274	11
	22	30	29.1	1.467	0.517			3.263	2.089	16
	22	60	55.8	1.478	0.528			3.702	2.504	12
	23	30	27.8	1.481	0.531			3.392	1.990	15
	23	60	51.9	1.484	0.534			3.646	2.457	12
	25	30	27.0	1.499	0.549			3.229	2.067	16
	25	60	53.0	1.510	0.560			3.905	2.586	11
	27	30	28.8	1.474	0.524			3.253	2.207	16
	27	60	58.2	1.483	0.533			2.866	2.353	13
スラット +フラップ	28	40	44.5	1.560	0.387	0.282	35.4	3.991	2.558	28
	29	40	44.5	1.775	0.387	0.477	28.5	4.539	2.557	33
	30	60	52.9	1.729	0.556	0.282	35.4	4.586	2.652	24
	31	60	52.9	1.944	0.556	0.477	28.5	5.062	2.603	30
	32	60	49.0	1.713	0.540	0.282	35.4	4.823	2.815	25
	33	60	44.0	1.928	0.540	0.477	28.5	5.246	2.721	31

付表 4 $C_{l\max}$ および η 標準レイノルズ数 1.9×10^6

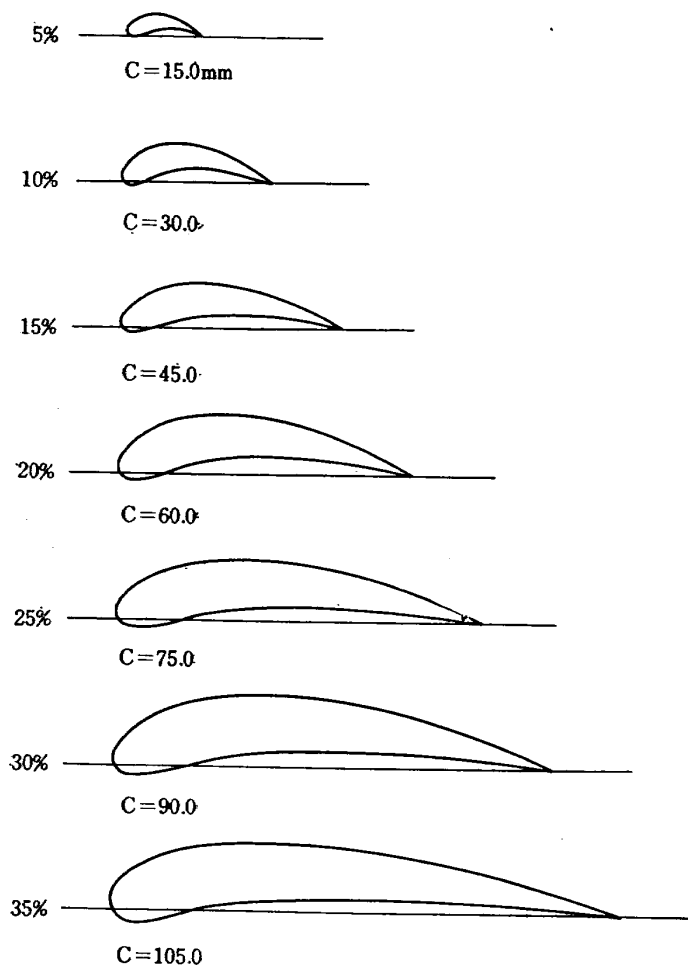
種 別	形態No.	δ_{fc}	δ_f	$C_{l\max}$	$C_{l'\max}$	η_e	η_c	η_s	η_s/η_c
シングルスロテッド フラップ	10	40	46.4	2.21	1.93	0.203	0.719	0.078	0.108
	10	60	72.0	2.43	2.12	0.162	0.760	0.078	0.103
	10	80	80.3	2.47	2.14	0.167	0.790	0.043	0.054
	11	40	45.9	2.45	1.99	0.258	0.696	0.046	0.066
	11	60	64.7	2.70	2.15	0.214	0.749	0.037	0.049
	11	80	83.9	2.75	2.18	0.226	0.828	-0.054	-0.065
	12	40	43.4	3.30	2.48	0.209	0.454	0.337	0.742
	12	60	63.1	2.86	2.13	0.280	0.770	-0.050	-0.065
	12	80	83.2	2.77	2.03	0.311	0.949	-0.260	-0.274
ダブルスロテッド フラップ	13	30	29.0	3.77	2.52	0.257	0.324	0.419	1.29
	13	60	53.7	3.90	2.53	0.262	0.573	0.165	0.29
	14	30	28.8	3.70	2.42	0.279	0.340	0.381	1.12
	14	60	52.9	4.02	2.67	0.236	0.487	0.277	0.57
	15	30	28.0	3.59	2.39	0.278	0.336	0.386	1.15
	15	40	40.5	3.99	2.68	0.231	0.391	0.378	0.97
	15	60	55.3	4.01	2.65	0.240	0.506	0.254	0.50
ダブルスロテッド フラップ (NACA TN 1071)		20	14	2.00	1.76	0.25	0.37	0.38	1.03
		30	24	2.04	1.79	0.24	0.59	0.17	0.29
		40	34	2.92	2.56	0.11	0.37	0.52	1.43
		45	39	3.16	2.77	0.10	0.36	0.54	1.50
		50	44	2.97	2.61	0.11	0.44	0.45	1.02
		55	49	2.98	2.62	0.11	0.48	0.41	0.85
		60	54	2.95	2.59	0.11	0.52	0.37	0.71
		65	59	3.10	2.72	0.10	0.51	0.39	0.76
トリプルスロテッド フラップ	17	30	26.3	3.43	2.34	0.277	0.327	0.396	1.21
	17	60	52.2	4.39	2.98	0.194	0.418	0.388	0.93
	18	30	22.5	3.58	2.42	0.268	0.270	0.462	1.71
	18	60	49.0	4.39	2.94	0.202	0.396	0.402	1.02
	19	30	26.0	3.63	2.46	0.259	0.298	0.443	1.49
	19	60	53.8	3.91	2.58	0.252	0.517	0.231	0.45
	20	30	29.5	3.62	2.43	0.268	0.346	0.386	1.12
	20	60	57.1	3.94	2.65	0.233	0.517	0.250	0.48
	21	30	28.8	3.53	2.42	0.263	0.339	0.398	1.17
	21	60	56.0	3.77	2.50	0.260	0.556	0.184	0.33
	22	30	29.1	3.60	2.45	0.258	0.335	0.407	1.21
	22	60	55.8	4.07	2.75	0.219	0.481	0.300	0.62
	23	30	27.8	3.74	2.53	0.250	0.307	0.443	1.44
	23	60	51.9	4.01	2.70	0.227	0.468	0.305	0.65
	25	30	27.0	3.57	2.38	0.279	0.328	0.393	1.20
	25	60	53.0	4.29	2.84	0.217	0.444	0.339	0.76
フラップ + スラット	27	30	28.8	3.59	2.44	0.263	0.334	0.403	1.21
	27	60	58.2	3.17	2.14	0.327	0.730	-0.057	-0.08
	28	40	44.5	4.39	2.82				
	29	40	44.5	4.99	2.81				
	30	60	52.9	5.04	2.92				
	31	60	52.9	5.56	2.86				
	32	60	49.0	5.28	3.08				
	33	60	49.0	5.75	2.98				



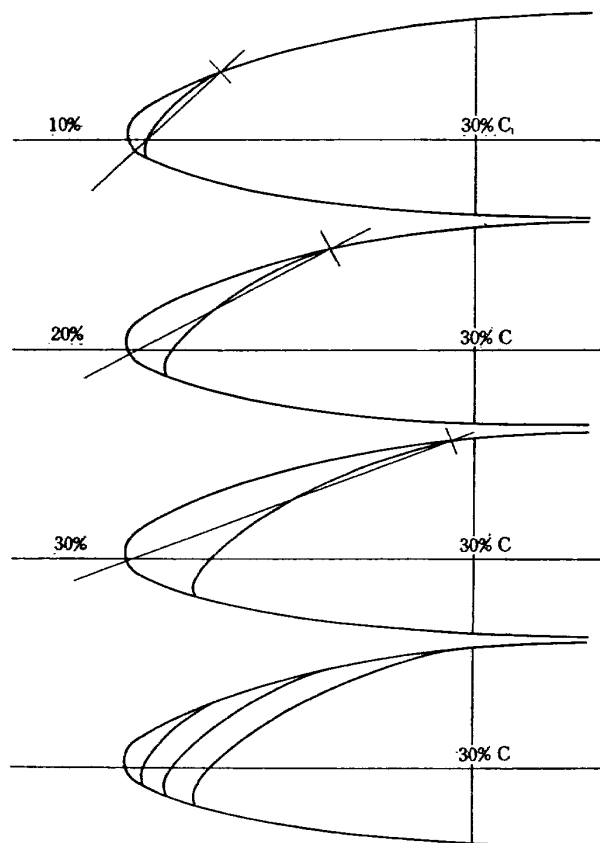
付図 1 配置, 記号



付図 2 模型概略図



付図 3 ベーン翼断面形状



付図 4 スラット翼断面形状

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 洲 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洞試験	1964年 1 月	谷 喬, 原 亘 利 榑 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	1964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 淨 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抗抵について	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 崇 林 二 識, 吉 永 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空気取入口の実験 (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	檜崎哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の超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, 柳原盛三 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, 蓑田光弘 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, 菰岡一洋
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, 相原康彦

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 信弥 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	埴武敏, 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洞天秤について	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 侔, 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
TM-110	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)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風洞ベブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II) 一計測設備一	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸 卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上 力, 真柳光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥俣澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川鉦一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤克弥 西村久男
TM-123	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 古関昌次 田寺木一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田孝男 峯岸正勝, 菊地孝 太田幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原 亘利

TM-125	航技研 1 m×1 m 吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年 2 月	石原久蔵, 原 亘利 榊原盛三, 関根英夫
TR-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年 4 月	飯田宗四郎, 猿本光明 斎藤信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年 4 月	近藤 博, 大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験 (Ⅲ)	1968年 5 月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄, 古川 昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年 5 月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年 5 月	竹中幸彦, 斎藤浩一 古田敏康, 川島矩郎 三本木茂夫, 小川 鉰一 越出慎一, 朝田洋雄 熊倉郁夫, 大竹 邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験	1968年 5 月	斎藤秀夫, 石原久蔵 原 亘利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年 5 月	小川 鉰一, 遠藤修司
TM-136	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年 5 月	中井暎一, 飯田宗四郎 高木俊朗, 安藤泰勝 菊地孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年 5 月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年 6 月	塙 武敏, 越出慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年 6 月	竹内和之, 野原利雄 飯田宗四郎

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140号

昭和43年7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) 182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
