

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-142

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 (III)

犬丸 矩夫・高橋 侔

1968 年 7 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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, 菅原晃昇 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	埜武敏, 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, 柳原盛三 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	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	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)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克己
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(I)	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, 松崎良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンパー 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	ペ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

# 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 (Ⅲ)\*

犬丸 矩夫\*\*・高橋 伴\*\*

## 概 要

フラップのような後縁高揚力装置を有する翼について、単純化された仮定のもとで揚力の限界を計算することを試みた。またその結果を各種の実験値と比較した。その結果として、高揚力を得るためには、後縁のみならず前縁高揚力装置が必然的に重要となることが推論された。

### 1. ま え が き

この研究の第1報および第2報(文献<sup>1),2)</sup>では、スロッチッドフラップによる最大揚力係数の増加をできるだけ多様な形態について測定し、これを整理することによって統計的な観点から最大揚力係数の限界を調査した。その結果、この問題について調べるにはさらに翼面上の境界層の面からの接近が必要であることを述べた。したがって、ここではポテンシャル流の実現といった仮想的な限界にとどまらず、ある仮定のもとで境界層を考慮してより実際の揚力係数の限界を調査し、境界層制御を含めた後縁高揚力装置のうける空気力学的な制約を検討した。

### 2. 記 号

$C_L$ : 二次元揚力係数(前後縁を結ぶ有効弦長で無次元化した値)  
 $C_Q$ : 境界層吸込における流量係数  
 $c$ : 有効翼弦長  
 $c_p$ : 圧力係数  
 $u$ : 流速  
 $u_\infty$ : 自由流速  
 $u_s$ : 前縁 Suction Peak における流速  
 $\alpha$ : 迎角  
 $\alpha_s$ : 失速迎角  
 $\theta$ : 境界層運動量厚さ  
 $\delta^*$ : 同上 排除厚さ  
 $H$ : Shape Factor ( $\delta^*/\theta$ )  
 $H_s$ : 同上のはく離指示値

$K$ : Shape Factor ( $\frac{\theta^2}{\nu} \frac{du}{dx}$ )

$Re$ : レイノルズ数(翼弦長による)

$Re_\theta$ : 運動量厚さを用いたレイノルズ数

$P_r$ : 前縁最大負圧点から  $\Delta C_s$  だけ下流の点の圧力

$P_s$ : 前縁部の最大負圧

$\Delta C_s$ : 前縁最大負圧点からの距離

$\sigma$ : 圧力回復係数(図12)

$\delta_f$ : フラップ角

$\nu$ : 動粘性係数

### 3. 問題を取り扱うための仮定

ここで問題を簡単化するために次の仮定をおく。

- (a) フラップ付き翼の圧力分布は、流れに剝離のない場合フラップを含みこれに外形のほぼ等しい単一の翼型の圧力分布と大差ないものとする。すなわち、スロットを気流が吹抜けることから起る変化は小さいものとする。また境界層の厚さが圧力分布に及ぼす影響は無視する。すなわち圧力分布はポテンシャル流として求める。
- (b) スロットはそれより後方のフラップ面上の気流のはく離を防止する完全な境界層制御として、働いているものとみなす。このため翼の失速はスロットリップよりも前方での翼面上の気流のはく離によって引きおこされるものとする。
- (c) 失速は大迎角でおこるから、境界層の乱流への遷移は前縁の高い負圧の頂点(Suction Peak)の付近で生じかつ完了するものと仮定する。したがってこの点から後方の境界層は乱流として取り扱

\* 昭和43年6月21日受付

\*\* 新型航空機部

う。もちろん実際には現象はこのように簡単ではない。しかし遷移点を明確に推定することは現在では困難であって、加えて前縁部に Bubble を生じる可能性もあることを考慮すれば、問題を簡単化するためにこのような仮定をおくことは止むを得ないことである。

以上のような仮定をおくことは、フラップ付き翼あるいは境界層制御をした翼を極限まで簡単化したものと考えてよいであろう。

#### 4. 計算の方法

計算の方法としては、まず第一にフラップを含む単一翼型の圧力分布を求めなければならない。つぎにこの圧力分布を用いて前縁岐点から負圧のピークまでを層流、それ以後を乱流として境界層を計算する。圧力分布はこの場合、Theodorsen の方法で第 8 近似まで求めた。翼型の座標は特に前縁付近で精密さを要求されるから、前縁から 15% c までを解析的曲線(前縁半径による円弧と 3 本の三次曲線をつなぎ合わせた)で置きかえて座標を明確にするとともに、座標点を 1% c まででは 0.1% c おきに 2.5% c まででは 0.25% c おきについて 15% まででは 0.5% おきにとった。15% c 以後は後縁まで 5% c おきにとった。

層流境界層は計算された圧力分布を用いて岐点から前縁ピークまで Holstein & Bohlen の方法(文献<sup>3)</sup>)で求めた。ただしこの計算では仮定により前縁ピーク点が層流境界層の終端であるから、この点で層流の Shape Factor  $K=0$  ( $K = \frac{\theta^2}{\nu} \frac{du}{dx}$ ) であって、 $\delta^*/\theta = 2.554$  とした。これ以後の境界層は乱流として Truckenbrodt(文献<sup>4)</sup>)の方法によった。

これらの計算はすべて大型電子計算機を用い、各迎角、各フラップ角で翼型全体の揚力係数、翼面上の境界層の Shape Factor  $H$  を計算し、計算は翼面上のどこかで  $H$  がはく離指示値  $H_c$  (ここでは 2.4 とした)に達するまで行なった。

#### 5. 翼型での境界層の計算の実測値との比較

つぎに、このような計算をフラップ付き翼に適用する前にまず通常の翼型について適用し、結果を実験と比較してみる。von Doenhoff & Tetervin(文献<sup>5)</sup>)は翼型 NACA 65(216)-222 について  $\alpha=10.1^\circ$  の速度分布と運動量厚さおよび  $H$  を測定している。まず速度分布について同じ条件で計算と実験を比較すると図 1 のようになる。この場合実測では翼型上面後方では

く離が生じていて必然的に速度分布は計算と合わない。また境界層計算のために最も重要な前縁付近の速度分布も測定値がない。しかし前縁部より後の速度勾配は比較的よく合っている。つぎに運動量厚さと  $H$  をそれぞれ比較すると図 2, 3 のようになる。

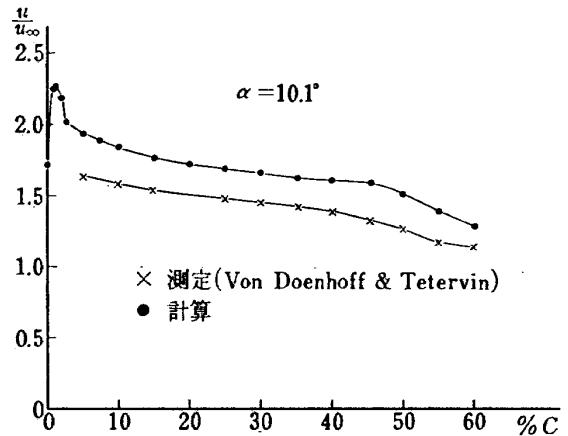


図 1 翼型上面の速度分布 NACA 65(216)-222

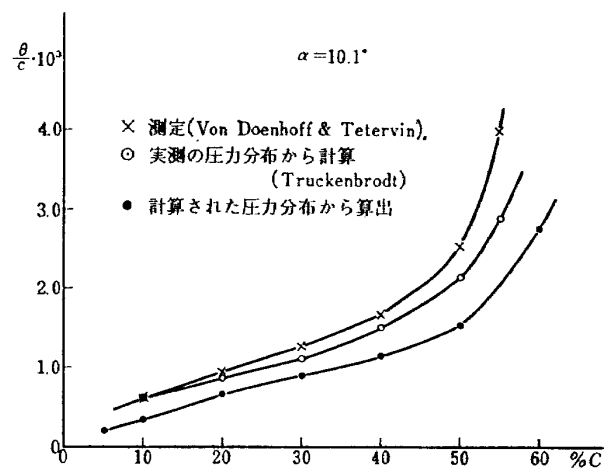


図 2 翼型上面の境界層運動量厚さ NACA 65(216)-222

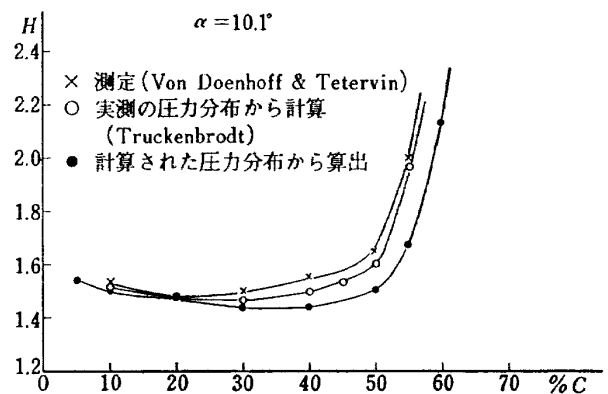


図 3 翼型上面の境界層  $H = \delta^*/\theta$  NACA 65(216)-222

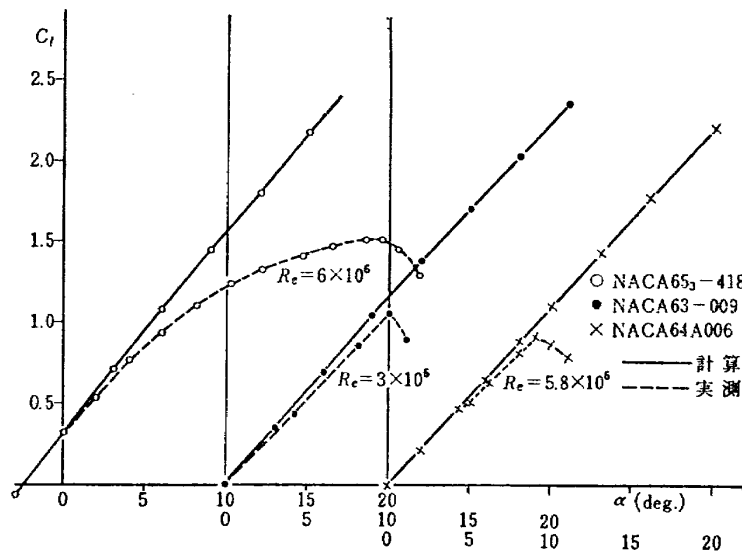


図4 ポテンシャル流による計算と実測の比較  $Cl \sim \alpha$

これを見ると  $\theta$  と  $H$  については定性的に傾向の一致があり、 $H$  の値もはく離限界を定めるうえで計算値を用いても過大な誤差は生じないように見える。図中には実測された速度分布と  $\theta$  の初期値から求めた Truckenbrodt の計算結果をあわせて示した。結局さきに述べた境界層の計算を単一翼型へ適用することは(精度はともかくとして)現象の解明のためには大過ないとしてよいであろう。

### 6. 翼型の揚力係数と失速の型

ここで翼型の圧力分布については揚力係数と迎角との関係を調べてみる。図4にポテンシャル流による計算と二次元実測値とを比較して示す。ポテンシャル流の計算ではもちろん失速はあらわれない。翼型の失速に関する典型的な例として図に示す3種について調べた(文献<sup>6),7)</sup>より)。

NACA 63-009 では低い迎角で急激な失速を生じ、それまでは計算と比較的よく一致する。これは前縁失速とみなしてよいであろう。この場合揚力傾斜の幾分の不一致は翼面上の境界層の厚さの影響であろう。したがってたとえば Spence あるいは Preston (文献<sup>8),9)</sup>の方法による修正をおこなえば一致はさらによくなるであろう。

NACA 65<sub>3</sub>-418 では計算値と実測値との間のなだらかな離反が見られる。失速ははなはだゆるやかである。これは典型的な後縁失速であって、別にわれわれの行なった圧力分布測定の結果もこの事実を明らかに示している。

NACA 64 A 006 では低い迎角で曲線の不連続的な

変化が見られて、その後はなだらかに失速に至る。これはいわゆる薄翼失速と考えられ、その場合は高迎角で翼上面に long bubble が生じていると思われる(文献<sup>10)</sup>参照)。

結局、一般に言われる失速の三つの型のうちで前縁失速のものは失速の近くまで比較的計算値に近いと考えられる。その他の型の失速をする翼については、部分的にはく離を起こした状態での圧力再配分が推定できないかぎり理論的な接近は困難である。

### 7. 翼型における失速迎角の推定

これまでの結果からみれば、揚力の線形部分では実測と計算は比較的によく一致する。このため前縁失速の場合は先に提案した計算法を適用して境界層を考慮した失速迎角および揚力係数の上限を近似的に求めることができそうである。そこで実例について確かめてみる。

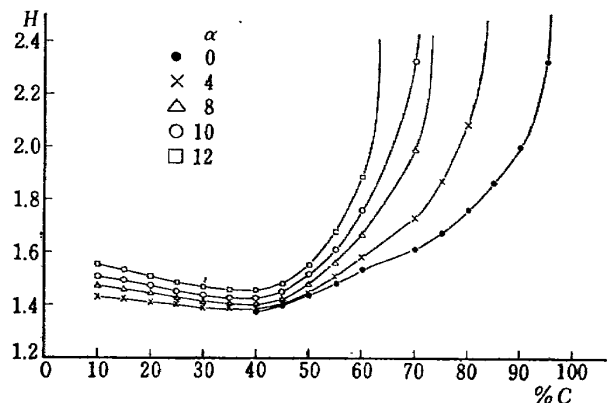


図5  $H$  の迎角による変化 (NACA65<sub>3</sub>-418,  $Re=2.6 \times 10^6$ )

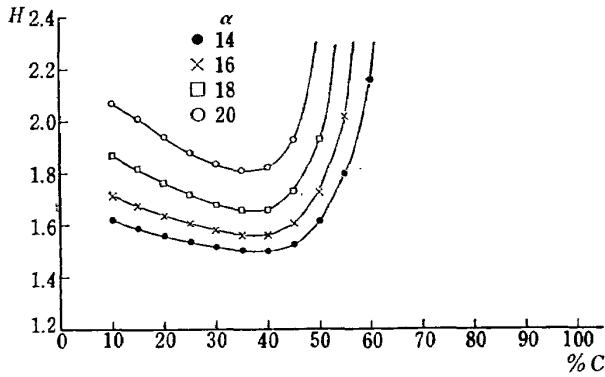


図 6 H の迎角による変化  
(NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re=2.6 \times 10^6$ )

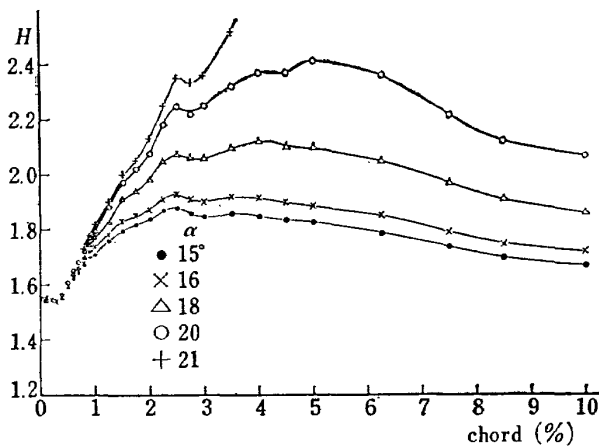


図 7 H の迎角による変化  
(NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re=2.6 \times 10^6$ )  
前縁の付近

(a) まず NACA 65<sub>3</sub>-418 ( $\delta_f=0$ ) の翼型について各迎角での翼上面に沿った  $H$  の変化を図 5, 6, に示す。ただし計算上のレイノルズ数は  $Re=2.6 \times 10^6$  である。前縁部の急な負の圧力勾配によってこの部分に  $H$  の山ができて迎角とともに成長するのがみられる。また乱流境界層のはく離点での  $H$  すなわち  $H_s$  を 2.4 ないし 1.8 とするとき、 $\alpha=0^\circ$  ですでに後縁はく離が始まっていることがわかる。そして迎角の増加とともに後縁はく離点が前進する傾向がみてとれる。しかし部分的なはく離を生じると揚力は非線形的となり、圧力分布はポテンシャル流での計算と一致なくなるから、境界層の計算をこれ以上進めて失速迎角を推定することはできない。ここで同じ翼型についての Quinn<sup>7)</sup> の実験のように翼上面の適当な場所の吸込みによる境界層制御が完全であれば、先に述べた計算によって  $H_s$  に達するはく離点が吸込位置より前方に来ないかぎり失速は生じないであろう。Quinn は 45% c に吸込みを設けて  $C_q=0.024$  まで実験した。この結果を図 8 に示す。図 6 から 45% c で  $H_s=2.4$  に達す

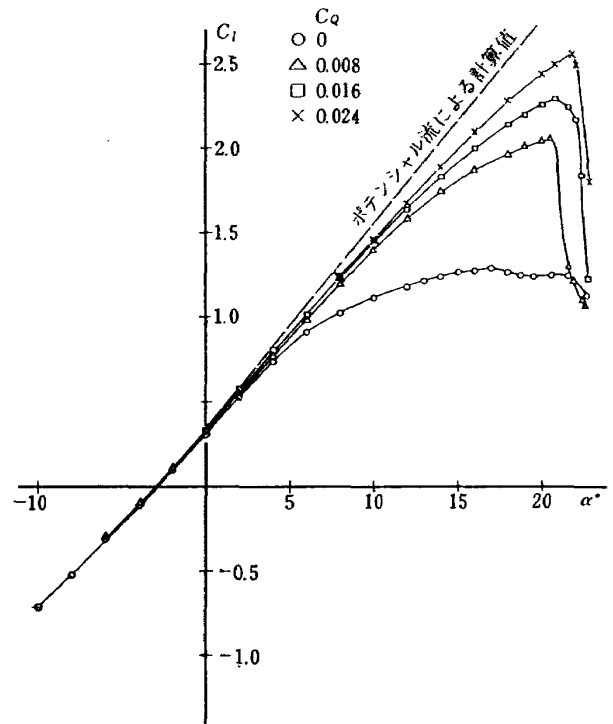


図 8 境界層吸込 (45%C) による  $C_l$  の変化  
(NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re=1.9 \times 10^6$ , Quinn)

る迎角を読みとると  $\alpha_s \approx 22^\circ$  の程度であり、図 8 における実験値  $\alpha_s=22^\circ$  と大体一致している。ただし実験値は  $Re=1.9 \times 10^6$  であって、さらに  $C_q$  の増加によって  $\alpha_s$  も増加するから上のようなよい一致はむしろ偶然とみてよいであろう。一方で前縁部の  $H$  の山も迎角とともに増加して図 7 で見られるように  $\alpha_s \approx 20 \sim 21^\circ$  で  $H_s=2.4$  に達する。つぎにこのようにして推定された  $\alpha_s$  に応じる計算上の揚力係数  $C_{l \max}$  は 2.8~2.9 の程度に達するのに対して、実験での  $C_{l \max}$  は 2.55 の程度を示す。すなわち実験での吸込みは完全な境界層制御ではないからこの差が示されたもので、これが完全になればなるほど実験における揚力直線部分は延長されて計算値に近づくと思われる。

(b) つぎに異なった翼型 NACA 63-009 について同じような試みを行なう。この場合失速の型は前縁失速であった。図 9, 10 に  $H$  の変化を示す。図をみれば前縁付近で  $H$  がまず  $H_s$  に達し、前縁失速の傾向が強いことがわかる。さらに計算上では ( $Re=2.6 \times 10^6$ )  $\alpha_s \approx 7 \sim 8^\circ$  で  $C_{l \max} \approx 0.8 \sim 0.9$  となる。これに対して実測値 ( $Re=3 \times 10^6$ ) は図 4 にみられるように  $\alpha_s \approx 10^\circ$ ,  $C_{l \max} \approx 1.05$  を示している。このような差が何に原因するかを考えてみるに、計算上仮定された乱流への遷移点の位置 (計算では前縁負圧の plak の位置が一つの要素であると思われる。たとえば仮にこ

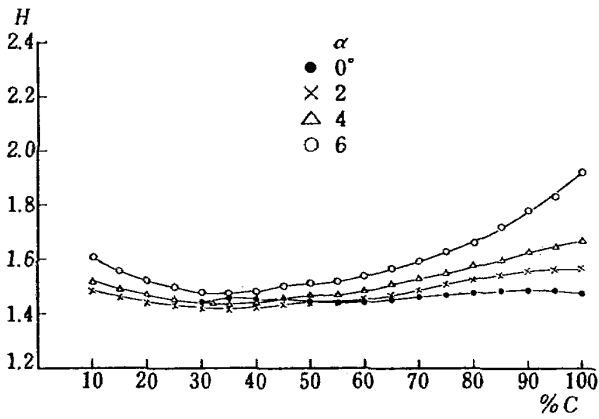


図 9 H の迎角による変化 (NACA 63-009,  $Re=2.6 \times 10^6$ )

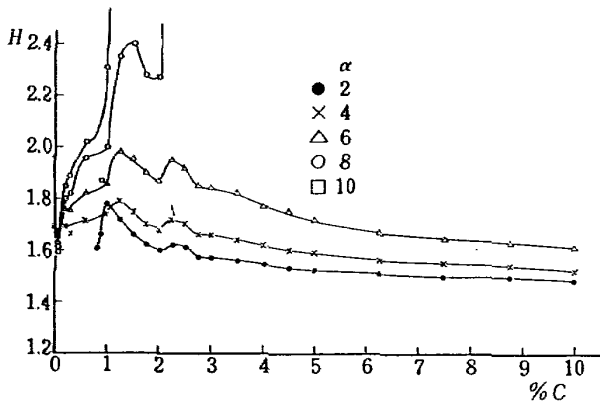


図 10 H の迎角による変化 (NACA 63-009,  $Re=2.6 \times 10^6$ ) 前縁付近

の位置を  $(1-C_p)$  であらわした前縁 peak 値の 90% に低下した位置に仮定すれば、乱流境界層の発達がそれだけ遅れるにともない計算上の  $\alpha_s$  は  $2 \sim 3^\circ$  の増加が見られて実験値と合ってくる。前縁付近では文献<sup>10)</sup>に谷教授によって詳細な検討が加えられているように、層流はく離や乱流への遷移にかかわる複雑な現象が生じているから、このような現象からおこる計算上の誤差は避けることができない。すなわち先の計算を適用するについては、このような誤差の存在を十分に考慮に入れる必要がある。

(c) ここで前縁付近の状況およびレイノルズ数の効果をもう少し立ち入って調べてみる。一般に前縁部分には Bubble の存在が考えられるが、Short Bubble については全体的な圧力分布に大きな影響がないと考えてよい。ただし Bubble の前後の境界層の変化は量的に明らかでない。試みに谷-Owen の Criterion および Crabtree の Criterion を NACA 65<sub>3</sub>-418 の翼型の計算結果に適用してみると図 11, 12 のようにな

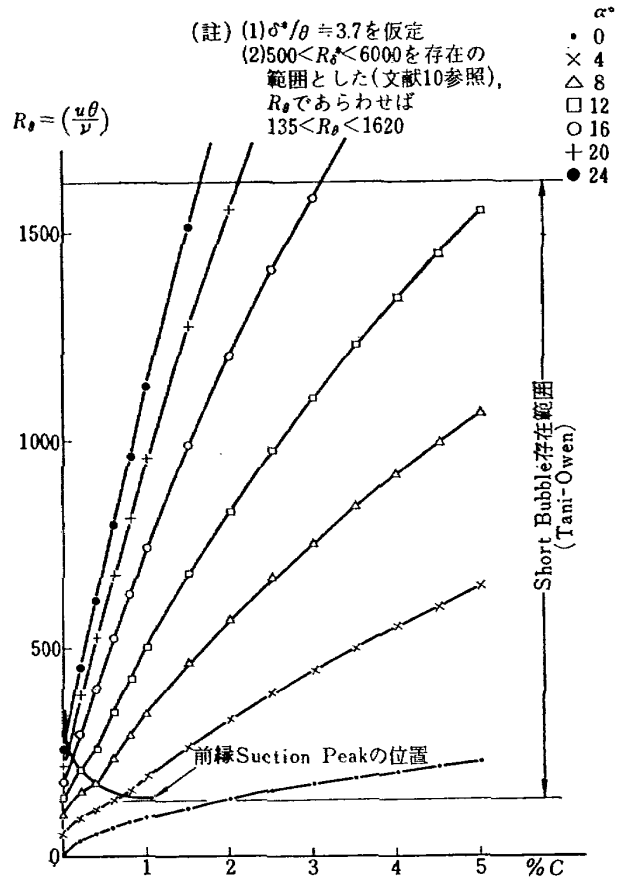


図 11  $Re_\theta$  の変化 (NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re=2.6 \times 10^6$ )

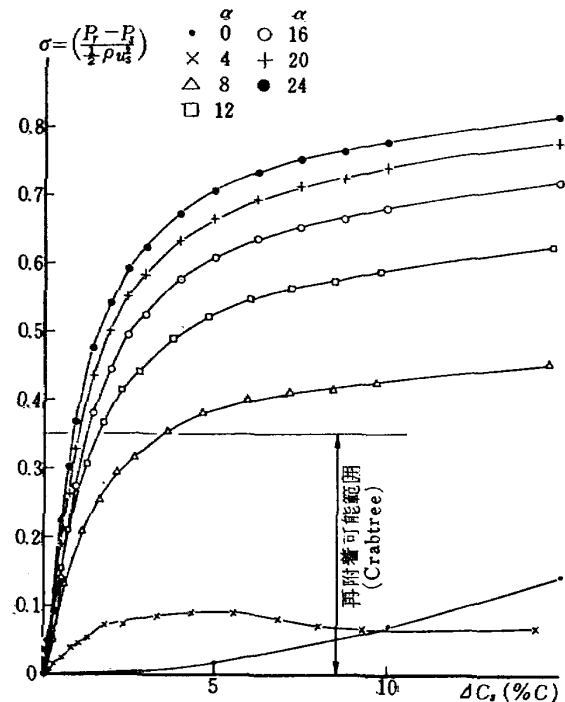


図 12  $\sigma$  の変化 (NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re=2.6 \times 10^6$ )

る(文献<sup>10</sup>参照)\*。図をみると低迎角から高迎角にわたって前縁に Short Bubble の存在が予想される。ここで図 12 に示す  $\Delta C_s$  は前縁 Peak から後方へ測った距離(%c)であって、 $\sigma$  は前縁 Peak とそれから  $\Delta C_s$  だけ離れた点との圧力差を前縁 Peak での動圧で無次元化した値である。結局われわれの計算では Short Bubble の影響を小さいものとして無視したことになる。

いわゆる Long Bubble の存在する場合については、これの生成が揚力非線形部分をとまなうことを考えれば、われわれの計算の適用外としなくてはならない。要するにこれまでの仮定と計算は、その特性が前縁失速に近いか、または理想的な境界層制御(理想的なフラップもこれに近いとみなす。)によって失速付近まで揚力直線部を有する翼型の場合に、粗い近似で  $C_{l \max}$  の上限を調べるものと考えてよいであろう。

最後にレイノルズ数の効果を考える。レイノルズ数が増加すれば計算上境界層は薄くなり  $H$  も低くなる。迎角をとった場合に生じる前縁部の  $H$  の山の高さも同様に低くなる。たとえば一つの計算例では 45% c での完全な吸込みの場合に  $Re=2.6 \times 10^6$  に比べて  $Re=1 \times 10^7$  では  $\alpha_s$  に  $2 \sim 3^\circ$  の増加が見込まれた。しかるに Quinn の実験例を見ると同一の  $C_Q$  において、 $Re=1.9 \times 10^6$  と  $Re=6 \times 10^6$  を比べると、 $\alpha_s$  と  $C_{l \max}$  はともにレイノルズ数増加にかかわらずわずかの減少がみられる。これが何によるかは不明であるが  $C_{l \max}$  の近くの揚力非線形部分の複雑さを暗示しているとも見られる。

## 8. フラップ付き翼の風速分布と揚力係数

これまでフラップなしの基本翼型について計算の適

用結果とその限界を確めた。そこでこれまでの結果を考慮にいれながらフラップ付き翼について計算を適用する。まずここで風速分布と揚力係数を求めるのであるが、実験との比較のため基本翼型としては NACA 65<sub>3</sub>-418 を採用する。

(a) 最初の仮定により、フラップを下げたときはこのフラップを含んで一つの翼型を作る。この場合、フラップと翼の間の継ぎめはなるべくなだらかでしかもフラップ付き翼の外形に忠実になるようにする。この報告ではフラップと境界層吸込みの効果を測定した Quinn の実験(文献<sup>7)</sup>)を利用して、ペーンとフラップの形状配置をこれと同一にした。基本翼弦長とフラップの弦長の比は 29% c である。例として  $\delta_f=50^\circ$  の場合の単一翼の外形を図 13 に示す。またこの場合の風速分布の例を図 14 に示す。

図 14 にみられるように、フラップの曲がりの部分で風速分布に山ができて、この山がフラップによる揚力増加に主要な寄与をもつ。また同時にこの部分の風速分布が迎角によってはあまり変わらないことがわかる。スロットを有するフラップについては文献<sup>11)</sup>でも述べたように Flügge-Lotz & Ginzler の計算があり実験値ともよく合っていて同じような傾向が認められる。ファウラーフラップの測定結果を眺めても失速の生じない範囲ではフラップ上の圧力分布の迎角による変化は少ない。このような事実は、フラップによる揚力増加が迎角によってあまり変化しないことと対応して考えられる。

(b) つぎに揚力係数の迎角による変化であるが、最初に仮定されたようにスロットを吹抜ける空気量が少なく吸込みなどの境界層制御の作用が完全であるほど風速分布は計算値に近づき、計算された揚力係数に近づくとであろう。また、実際のフラップではスロットの

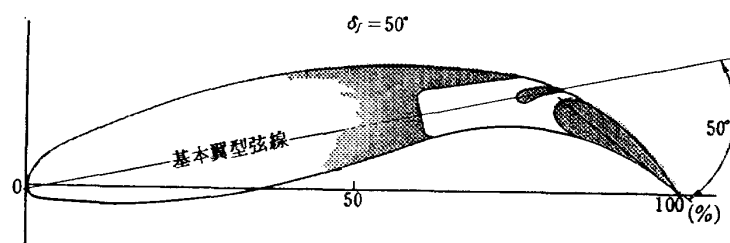


図 13 フラップを含む単一翼型 (NACA 65<sub>3</sub>-418, 0.29 ダブルスロテッドフラップ)

\* これらの Criterion のうち、前者は Short Bubble の存在範囲を、層流はく離点における境界層厚さを用いたレイノルズ数であらわしたものであり、後者は層流はく離後に再付着するための圧力回復係数の限度を示すものである。



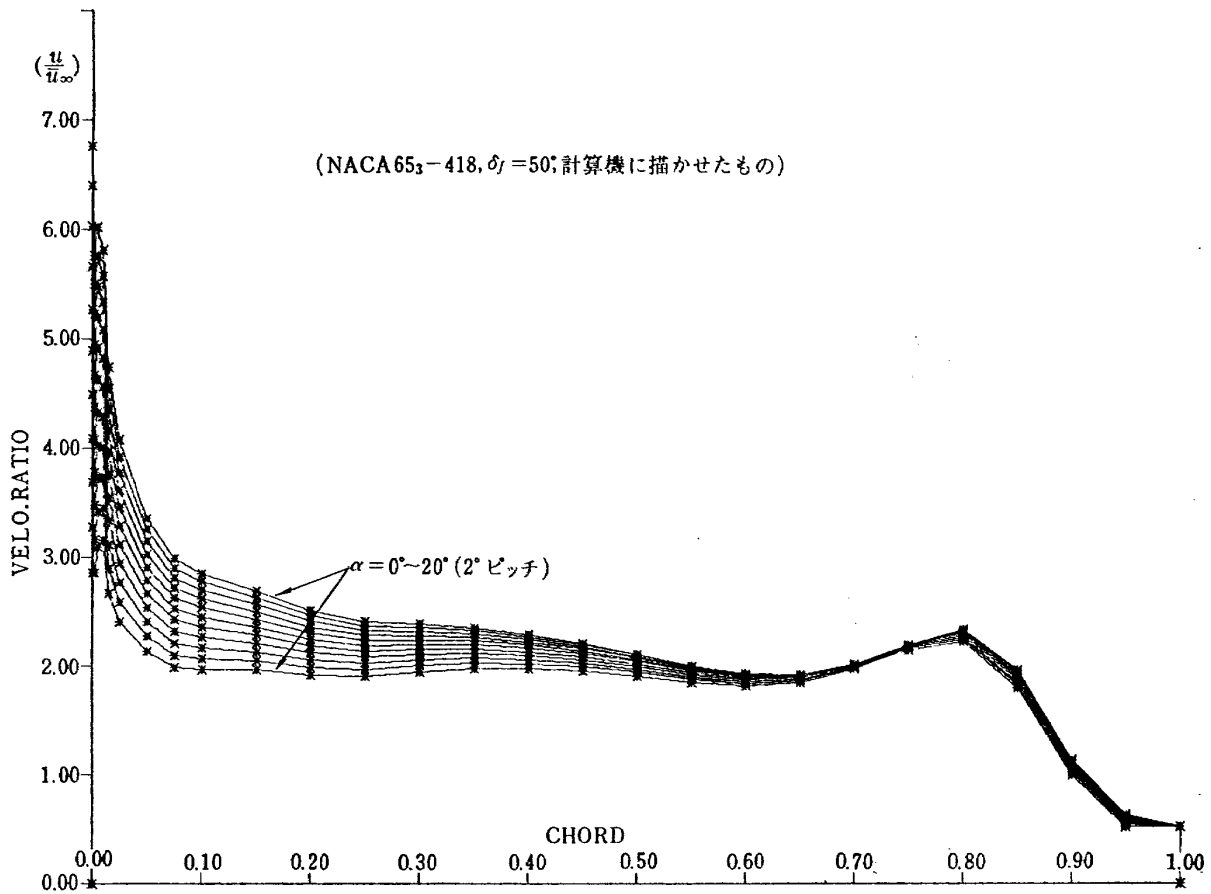


図 14 フラップ下げにおける速度分布の例 (翼上面)

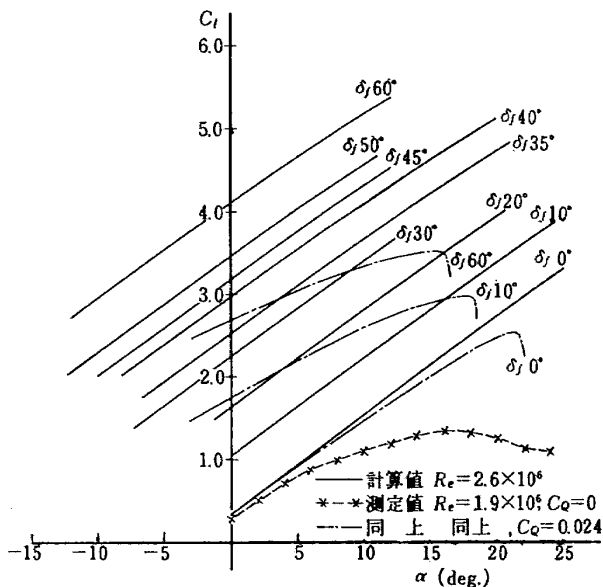


図 15 フラップを下げたときの  $C_l-\alpha$

吹抜けの影響があるから揚力係数の勾配は計算値より減じるであろう。図 15 に計算上の揚力曲線と Quinn (文献 7) の 45% c での吸込みによる実験結果とを比較して示す。フラップ角  $\delta_f=0^\circ$  では計算値との差が比較的少ない。そしてまえにのべたように両者の差は

吸込みによる境界層制御の不完全さによるものであろう。しかしフラップ角が増加し、現実にスロットが作用をはじめると、スロットを吹き抜ける空気量が増加し有効迎角は減少するために図中  $\delta_f=30^\circ$  あるいは  $60^\circ$  の場合のようにはなはだしい隔離が生じる。すなわち、われわれの置いた仮定がフラップあるいは境界層制御の理想的な場合としてはじめて意味をもつことがわかる。

### 9. フラップ付き翼の $C_{l \max}$ の限界

これまでの結果を考えに入れると、フラップ付き翼にわれわれの計算を適用して  $\alpha_s$  および  $C_{l \max}$  を求めた場合、これは境界層を考慮したときの  $C_{l \max}$  の上限を探る試みとして意味をもつと思われる。したがってここでは翼型 NACA 65<sub>s</sub>-418 を基本とし、Quinn の実験した (同じ翼型) につけたフラップを例にとり、このような限界を求める。

(a) フラップの角度  $42.5^\circ$  の場合を例にとり、各迎角で速度分布および  $H$  の値が翼弦上の位置に応じてどのように変わるかを計算すれば図 16, 17, 18 が得られる。一般にフラップ翼では図 14, 16 に見られるよ

うにフラップの曲がるところで圧力分布に低圧の山ができるため、この増速部分で  $H$  の値が低下する。このため図 17 に見られるように  $H$  の分布には、前後縁の中間部に  $H$  の山ができる(図では 60%C 付近)。ここで後縁フラップの境界層制御を完全なものと仮定

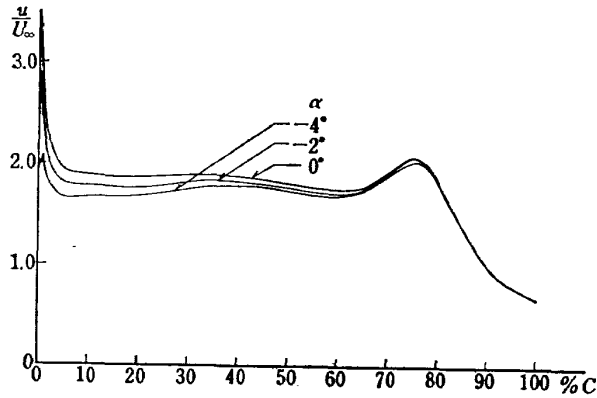


図 16 速度分布  
(NACA 65<sub>3</sub>-418,  $\delta_f = 42.5^\circ$ ,  $Re = 2.6 \times 10^6$ )

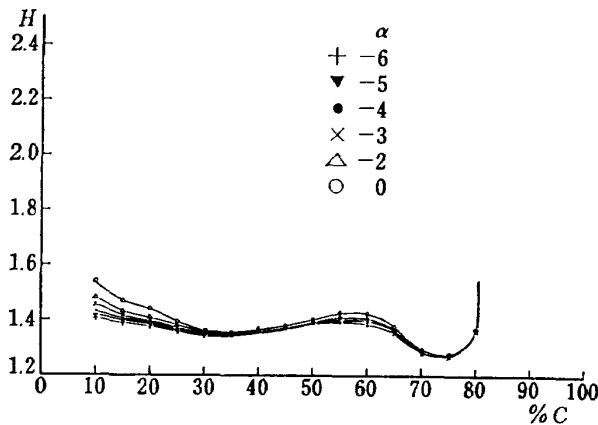


図 17  $H$  の迎角による変化  
(NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re = 2.6 \times 10^6$ ,  $\delta_f = 42.5^\circ$ )

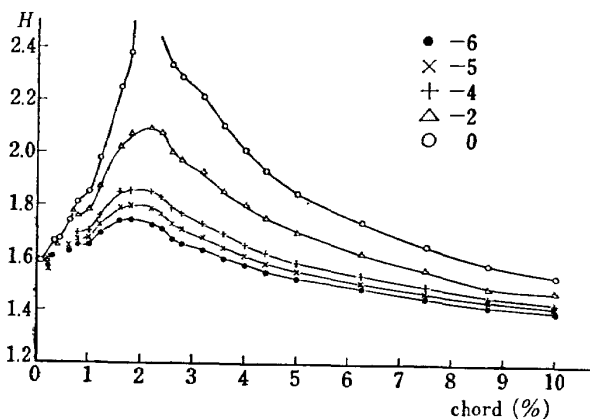


図 18  $H$  の迎角による変化  
(NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re = 2.6 \times 10^6$ ,  $\delta_f = 42.5^\circ$ )  
前縁付近

すれば、計算上図 17 のようにフラップの上面(図では 80% C 以後)で  $H$  がはく離を指示しても実際上の問題にはならない。したがって、フラップ翼の失速を考えるときには前縁付近の急な減速部に生じる  $H$  の山(図 18 参照)と、上に述べた中間部(フラップ付け根より前方)の比較的ゆるい減速による  $H$  の山(これらの山の高さは、いずれも迎角の増加に伴って成長する)とのいずれがまず気流のはく離値に達するかが問題となる。

(b) この問題について図 19 に計算結果を示す。フラップ角が小さいときは前縁部よりも中間部の方が  $H$  の値が大きくて先ずはく離に至る。フラップ角がある値以上では前縁の方が優越して前縁からはく離が支配的となる。図 19 はこれを示すものであって失速迎角  $\alpha_s$  としては  $H = 2.4$  に達する迎角と  $H = 1.8$  に達する迎角とを平行して示した。

また、図中点線は 70% C ではく離を生じる迎角であって、この図からみるとはく離を指示する  $H$  の値を  $H = 2.4$  とすればフラップ角  $15^\circ$  以上では前縁からはく離によって失速が支配されるものと予想される。J.K. Wimpres (文献<sup>12)</sup>)によれば一般に実験的事実として、高揚力を実現するために後縁フラップの能力を強化すれば代って前縁部分に問題が生じるとしている。さらに、フラップ翼の実験をおこなうと一般に失速が急激である例が多い。Quinn の実験結果(文

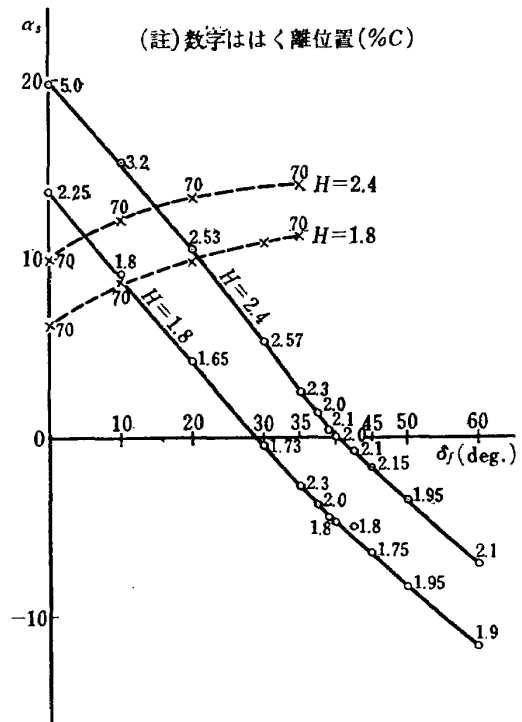


図 19  $\delta_f - \alpha_s$  (NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re = 2.6 \times 10^6$ )

献<sup>7)</sup>もこの例にもれない。このような事実は図 19 に示された傾向をうらづけるものと考えられる。

(c) つぎに遷移点の位置の影響を調べてみる。これまでの計算は前縁ピーク的位置で遷移が完了するものとしていたが、遷移点を仮に  $(1-C_p)$  の値でピーク値の 90% の位置まで遅れるものとして計算すれば図 20 のようになる。フラップ角が小さいときはこれにより  $\alpha_s$  が増加するがフラップ角  $30^\circ$  以上では殆ど変化がない。結局  $\alpha_s$  を増加するには特に大きいフラップ角においては前縁の圧力勾配を緩和するか、あるいは吹出しによる積極的な境界層制御が必要となる。前縁に short bubble が存在するときには、これが自動的に圧力勾配の緩和に寄与している可能性がある。

ついで特定のフラップ角でのレイノルズ数の効果を計算すると、 $\alpha_s$  については図 21 のようになる。レイノルズ数の増加にともない  $\alpha_s$  がかなり大幅に増加することが計算からもしれる。

(d) ここではく離点における  $H$  を 2.4 として  $\alpha_s$  から図 15 を用いて  $C_{l\max}$  を推定すれば図 22 のようになる。これまで述べた計算方法によるかぎりでは、前縁部での失速の限界は  $C_{l\max}$  であらわしてフラップ角にはあまり拘らない。図に示すようにレイノルズ

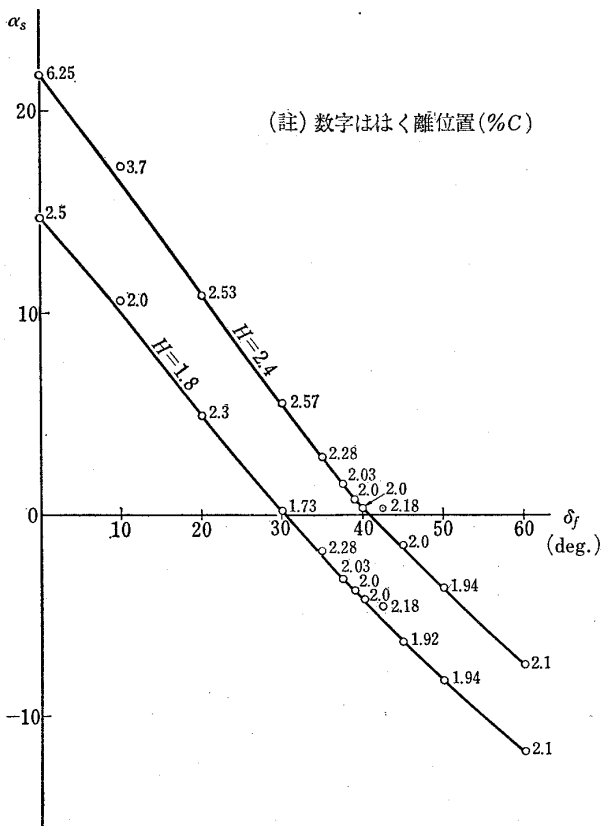


図 20  $\delta_f - \alpha_s$   
(遷移点の変化, NACA 65<sub>3</sub>-418,  $Re\ 2.6 \times 10^6$ )

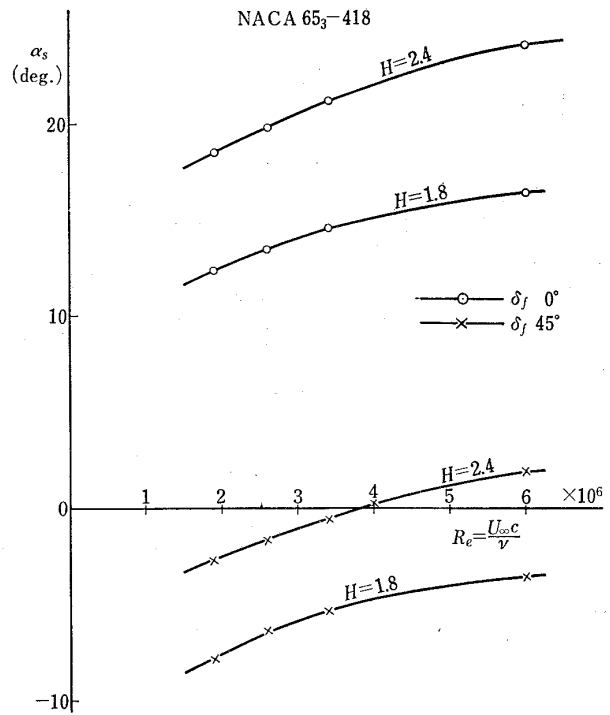


図 21 レイノルズ数と失速迎角 (前縁失速)

数  $2.6 \times 10^6$  での計算結果は  $C_{l\max} \approx 3.0$  の付近に留まっている。レイノルズ数を増加すればたとえば図中の点線で示すように  $Re = 6 \times 10^6$  で 3.5 の付近が計算上の  $C_{l\max}$  の限界となる。この揚力限界は常識的な翼型、たとえば Joukowski の対称翼型のポテンシャル流での  $C_{l\max}$  限界約  $2\pi$  に比べて、はるかに下まわっている。つぎに後縁部分 70% C 以後を完全な境界層制御と考えて、70% C の付近から失速がはじまる場合の  $C_{l\max}$  限界線は、図に見られるようにフラップ角  $0^\circ$  での約 1.5 からフラップ角の増加に伴って増大し、フラップ角  $15 \sim 20^\circ$  で前縁失速による限界を超えて 4.0 以上にまでなる。したがってなんらかの方法で前縁失速を防ぐことができれば  $C_{l\max}$  の限界は原理上この曲線に沿ってフラップ角の増加とともに大幅に増大するであろう。これが実現できれば後縁の高揚力装置の能力を有効に生かすことができよう。逆にこのような意味での前縁高揚力装置をもたないときは、大きいフラップ角で前縁はく離が支配的となって、Wimpress (文献<sup>11)</sup>) の述べているように前縁部に主として問題が生じるものと考えられる。

(e) ここで Quinn (文献<sup>7)</sup>) がおこなった 45% C での境界層吸込みの実験結果を図 22 にあわせて示した。フラップ角の小さいときは明らかに後方での失速限界を超えて、計算上の前縁失速の限界に近づいている。ただし一方では、大きいフラップにおいて計算上の限界線を超えている。しかしフラップ角の増加に比

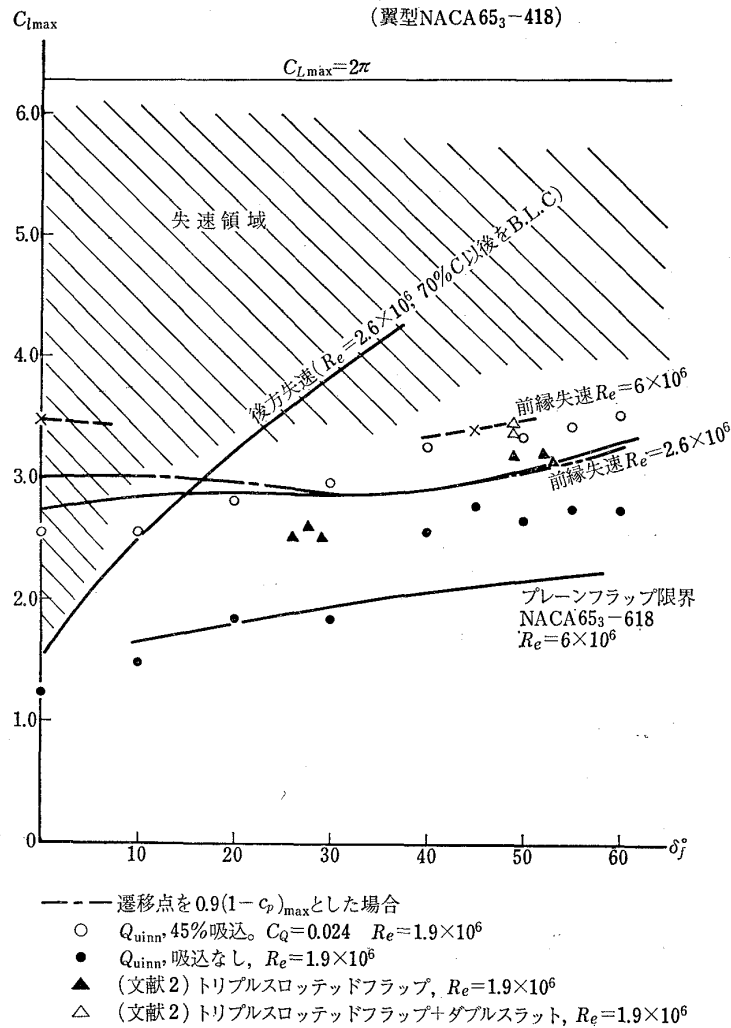


図 21 境界層を考慮した  $C_{l\max}$  の限界 (翼型 NACA 65<sub>3</sub>-418)

べて  $C_{l\max}$  の値が飽和する傾向は計算による限界線とよく似ている。フラップ角の大きいときの計算と実験の間のずれについては、いろいろの原因が考えられる。まず第一に境界層の発達に関する計算法そのものの有する誤差がかなり存在するであろう。つぎに前縁に Bubble が生じる場合の計算とのずれが考えられる。さらに現実のフラップが気流のかんりの吹抜けを許しているために起こる計算上の仮定との相違があげられる。したがって計算上の限界線にはかなりの幅で誤差を認めなくてはならない。これを認めたくえでな境界層を考慮した実際的な  $C_{l\max}$  の限界が図 22 の斜線で示された概括的な失速領域の下限付近にあることが想像される。この報告の第 II 報で得られた実験例と統計的処理の結果、および Quinn の吸込みによる実験結果をみてもこの想定が成立する。

おわりに、吸込みのような境界層制御を有しないフラップ翼 (翼型はいずれも NACA 65<sub>3</sub>-418) の実験値

を図 22 にあわせて示す。Quinn によるダブルスロットドフラップの結果を黒丸で示し、第 II 報 (文献 2) のトリプルスロットドフラップの中でよい成績を得た例を黒三角で示した (前後縁を結ぶ有効弦長で無次元化した値を示す)。また第 II 報で前縁にダブルスラットを付けた場合の結果を白三角で示してある。さらに参考のために第 II 報で統計的処理の手がかりとしたプレーンフラップの実験値を示した。以上を比較して眺めれば、トリプルスロットの形態で得られた第 II 報の実験値はかなり実限可能な限界に近づいているように思われる。

## 10. 結 論

(a) きわめて単純化された仮定のもとに、既知の境界層の計算法を適用してフラップのような後縁高揚力装置を有する翼型の最大揚力係数を推算することを試みた。さらに計算結果を各種の実験値と比較した。こ

の結果からみればフラップ角度がある程度以上増加したとき、前縁の Suction Peak の部分での境界層のはく離が最大揚力の限界を支配すると考えられる。これから推せば、後縁高揚力装置の効果を必要以上に高めても揚力の増大には限度があつて、現在の水準より大幅な最大揚力の増加を得ようとすれば必然的に前縁 Peak の部分ではく離防止が要求される。通常の前縁スラットをこの観点からみると、スラットの後方の境界層制御としては十分に作用しても依然としてスラット上面に前縁 Peak が存在しているから、この部分の境界層制御としては直接的手段になっていない。

(b) フラップのような後縁高揚力装置を付けた翼の最大揚力係数の限界は依然としてその絶対値を断定するまでに至っていない。ここで示された単純化されたモデルによる計算値は、大きいフラップ角では吸込みなどの実験値より幾分下まわっている。しかし、このような計算値および実験値がいずれも  $C_{l \max} \approx 3.0 \sim 4.0$  (前後縁を結ぶ有効弦長であらわして) の付近にあつて、さらに Quinn の吸込みによる実験が計算された限界とおよそ同様な定性的傾向を有することを考慮すれば、前縁失速による実際的な限界がレイノルズ数  $2 \times 10^6$  の程度では  $C_{l \max} < 3.5 \sim 4.0$  と予想して無理はないように思われる。後縁フラップによる高揚力の実現は以上の結果からみて大勢としては現在すでにかなり限度に近づいているとみることができる。後縁高揚力装置の性能向上の限界について、これ以上よりの確な見とおしを得るためには、失速付近での Bubble, 境界層および部分的にはく離した領域等、複雑な問題を含んだ流れの空力的機構の解明と理論の精密化を進めることが今後とも必要である。

## 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) 犬丸, 北村; 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), 航技研資料 (TM-140) 1968.
- 3) H. Schlichting; Boundary Layer Theory, p. 243, 1960, McGraw-hill.
- 4) Von E. Truckenbrodt; Ein Quadraturverfahren zur Berechnung der laminaren und turbulenten Reibungsschicht bei ebener und rotationssymmetrischer Strömung, Ing. Arch., 1952.
- 5) A.E. von Doenhoff & N. Tetervin; Determination of General Relations for the Behavior of Turbulent Boundary Layers, NACA

Rep. 772.

- 6) I.H. Abbott, A.E. von Doenhoff, L.S. Stivers; Summary of Airfoil Data, NACA Rep. 824, 1945.
- 7) 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.
- 8) D.A. Spence; Prediction of the Characteristics of Two-Dimensional Aerofoils. J.Ae.S. Vol. 21, No. 9, 1954.
- 9) J.H. Preston; The Calculation of Lift Taking Account of the Boundary Layer, R & M. 2725, 1953.
- 10) I. Tani; Low-Speed Flows Involving Bubble Separations, Progress in Aero. Sci. Vol. 5, 1964.
- 11) J.K. Wimpres; Shortening the Takeoff and Landing Distances of High Speed Aircraft, AGARD Rep. 501, 1965.

TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥岨澄男
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, 小川敏一, 朝田洋文, 豊原恒彦, 五代富克, 湯沢克宜, 伊藤藤彦, 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	中井映一, 古関昌次, 田寺木一, 高木俊朗, 安峯岸正勝, 菊地孝男, 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 1m×1m 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
TM-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, 藪田光弘, 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, 齊藤浩一, 古田敏康, 川島矩郎, 三本木茂夫, 小川敏一, 越出慎一, 熊倉郁夫, 大朝田洋文, 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	齊藤秀夫, 石原久蔵, 原根英夫, 野田順一
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川敏一, 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	中井映一, 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	埴武敏, 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
TM-140	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	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤博, 坂口一, 八山優, 高森晋

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142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