

〔連載〕温故知新（先人の教え）～低速の翼に関する話題～

## 温故知新（先人の教え）～低速の翼に関する話題～ 第2回 翼型の失速タイプに関する考察

宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

吉 田 憲 司\*

### Consideration on Stall Characteristics with Reynolds Number and Airfoil Geometry

\*Kenji Yoshida, Aviation Technology Directorate, JAXA

\*E-mail : yoshida.kenji@jaxa.jp

#### 1 はじめに

前回<sup>1)</sup>は翼型の揚力特性に対する粘性の影響の物理的な機構について、これまでに得られた多くの研究成果に基づいてその説明を試みた。大きな剥離の無い翼型まわりの流れについては、翼面上に発達する境界層の後縁から後流（wake）への渦度流束の保存則によって、後縁における上下面の境界層外縁での速度に対してある条件が課せられる。特に有限の後縁角を持つ場合には境界層内の流線の曲がりに応じて生じる境界層厚さ方向の圧力勾配を考慮することで定量的に精密化されること（Taylorの条件）が示され、そのような理論的な手法の一つとしてSpenceの方法を紹介した。

しかし、迎角が大きくなって失速付近になると、翼面上には大きい剥離域が存在するようになるため、Spenceの方法のようなpotential flowへの境界層補正という理論的な取り扱いでは定量的には有効ではなくなる。但し、定性的な議論に限るのであれば、前回紹介した剥離点でのHowarthの条件を用いた解析法がある。また剥離域を伴った翼型の圧力分布を少しでも定量的に精度よく予測する試みとしては、剥離域を自由流線理論でモデル化する方法<sup>2,3)</sup>や剥離域の圧力（背圧）と剥離点との相関に実験データを用いる半経験的手法<sup>4)</sup>、さらに剥離域を適当な湧き出し分布を仮定して模擬する方法<sup>5)</sup>などが提案されてきた。しかし、それらのいずれもモデルの普遍性の点では課題が残るため、理論的アプローチとして完成されたものとは言い難い。従って、翼型の最大揚力や失速特性を高い精度で予測するには、やはり実験的な手法に頼るのが最も有用と考える状況が続いてきた。

現在はCFD技術が大いに発達しており、当然のことな

がらCFDによる最大揚力及び失速特性の解析も多く試みられている<sup>6)</sup>。しかし、RANS解析の場合は用いる乱流モデルの特性と精度に起因して、後述するような翼型の3つの失速タイプの現象を正しく予測できない場合があり、特に層流剥離泡の崩壊予測や自然遷移、乱流剥離点などの定量的な予測においては今なお課題が存在していると考えられる。最近では、LESやDNSによる解析も試みられ<sup>7)</sup>、その複雑な現象を支配する物理量の時間空間的な変動データも得られ、現象の真の理解に近づきつつあり、今後の研究の進展に期待が持たれている。但し、実用的な観点からは、翼弦長基準のRe数が $10^7$ 前後で確実に3つの失速タイプを識別でき、かつ翼型の最大揚力の定量的な予測を可能とするためには、まだ多くの検討が必要との印象を著者は持っている。

そこで、今回は現在でも定量的な予測が容易ではない翼型の失速特性、特にそのRe数依存性と失速タイプの分類について、これまでの実験的研究を通して得られた知見、特に物理的機構についてその概要を紹介する。また合わせて最大揚力のRe数依存性に関する興味深い特徴にも触れ、将来のLES及びDNS解析の検討対象としての挑戦課題を提起することも試みたい。

#### 2 3つの失速タイプとその物理的機構

##### 2.1 3つの失速タイプの空気力学的な説明

低速での2次元翼（翼型）の空力特性については、NACA（NASAの前身）が系統的な検討を行い、膨大なデータ集としてまとめている<sup>8)</sup>。特に翼型の失速については、まず1933～1934年にMelville Jonesはその過程を観察して、後縁から流れの剥離が始まる形態が1つと、前

縁から剥離が始まる形態が2つの合計3つに分けられることを提案した。その後、1951年にMcCullough等はこれらの失速形態を持つ代表的な翼型の圧力分布と揚力特性について詳しい測定を行い、後縁失速タイプ、前縁失速タイプ、薄翼失速タイプの3つを定義した<sup>9)</sup>。図1に各失速タイプを有する代表的な翼型の揚力特性とその流れ場の支配要因の特徴を模式図で示す。図中の記号 SB, LB, TS はそれぞれ short bubble, long bubble, turbulent separation を表す。

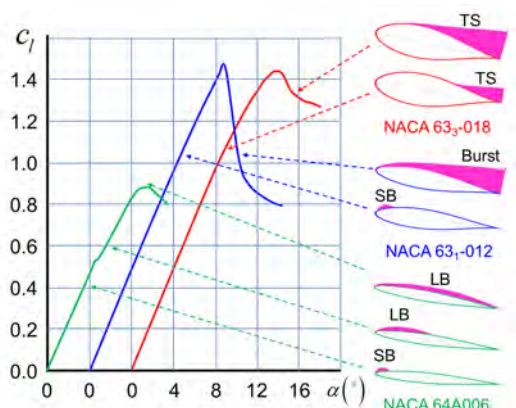


図1  $5.8 \times 10^6$  の  $Re$  数における3つの失速タイプと流れ場の概要 (文献9を基に作成)

この3つの失速タイプは概ね翼型の厚み比  $t/c$  で分類され、薄翼失速はその名が示すように概ね  $t/c \leq 6\sim 9\%$ 、前縁失速は  $6\sim 9\% \leq t/c \leq 12\sim 15\%$ 、後縁失速は  $12\sim 15\% \leq t/c$  が対応している。これらの3つの失速タイプの物理的機構は以下の通りである<sup>9-11)</sup>。

### ① 薄翼失速 (Thin-Airfoil Stall) タイプ

図1のNACA64A006翼型で示されるように、一般に翼が薄いと迎角  $\alpha$  を取った場合、前縁近傍の非常に狭い領域に急加速とその直後の急減速が生じ、圧力分布として急峻な山を持つ形 (suction peak) が現れ、この急減速 (強い逆圧力勾配) で層流剥離が生じる。低迎角ではその剥離後に再付着して、いわゆる短い層流剥離泡 (short bubble: SB) を形成し、迎角の増加と共に再付着位置が前方に移動して剥離泡長が短くなる。ところが、ある迎角  $\alpha_i$  を超えると再付着位置が一気に後方に移動して、いわゆる長い層流剥離泡 (long bubble: LB) に変遷し、その後は迎角の増加とともに再付着点は後方に移動して、今度は剥離泡長が長くなる。このSBからLBへの変遷において揚力傾斜は僅かに減少するため、直線的な揚力特性は  $\alpha_i$  で折れることが特徴となる。図1では約  $4.5^\circ$  付近にそれが見られる。またLBの再付着点が後縁を超えたあたりで失速が生じ (図1の約  $9^\circ$  付近)、失速後の揚力減少は緩慢となる。

尚、層流剥離泡が存在するための条件として、層流剥離点  $x_{LS}$  での境界層外縁速度  $u_e$  と排除厚  $\delta^*$  を用いたレイ

ノルズ数  $(R_{\delta^*})_{LS}$  に関して以下の関係式が経験的に見出されている (Tani-Owen-Klanfer の判定条件<sup>12)</sup>)。

$$(R_{\delta^*})_{LS} = \left( \frac{u_e \delta^*}{\nu} \right)_{LS} \geq 500 \sim 550 \quad (1)$$

この式の物理的な意味と導出過程については、Tani の明らかな説明<sup>13)</sup>のあることを付記しておく。

### ② 前縁失速 (leading-edge stall) タイプ

図1のNACA63-012翼型で示されるように、翼厚比が薄翼失速の翼型よりも大きくなると、まず比較的小さい迎角では薄翼失速の翼型と同様に、前縁近傍で層流剥離泡が発生し、迎角の増加と共に剥離点の前方移動と剥離泡長の縮小が生じ、揚力は線形的に単調に増加する。そして、ある迎角で再付着しなくなること、一気に翼上面に大規模な剥離域が生じ、急激に揚力が失われる。その迎角 (失速角) は図1から約  $13^\circ$  付近であることがわかる。つまり、この種の翼型ではSBがLBに変遷することなく、再付着不可能な状態、つまり層流剥離泡の崩壊 (bubble burst: BB) に移行することで急失速が生じるというものである。尚、最大揚力の点では3つの失速タイプの中で最も大きくなる。

### ③ 後縁失速 (trailing-edge stall) タイプ

図1のNACA63-018翼型で示されるように、いわゆる比較的厚めの翼型では、前縁曲率がそれほど大きくないため、前縁近傍の加速とその後の減速はそれほど急にはならず、suction peakは生じない。そのため、最低圧力点以降の減速域において層流剥離の前に自然遷移が生じ、乱流境界層に変わることが知られている。乱流境界層は層流境界層に比べて逆圧力勾配下での剥離への耐性が強くなることから、迎角の増加に対して境界層が付着状態で維持されることになり揚力が増加する。但し、乱流境界層は層流境界層より厚くなるため、境界層の存在が外側の速度分布へ与える影響は大きくなり (前回の粘性補正に相当)、揚力傾斜は漸減する傾向となる。そして、更に迎角が増加すると後縁近傍から乱流剥離が生じ (後縁剥離)、その後方の圧力回復が失われることにより揚力傾斜はますます減少し、剥離領域が翼弦長の中央付近まで前進したあたりから揚力が減少し始める (失速)。更に迎角が増加すると乱流剥離点はより前進し、それに応じて揚力が更に減少する。但し、乱流剥離点の前方移動の傾向は一般に緩やかであるため、最大揚力近傍の揚力変化も緩慢となるのが特徴である。

## 2.2 翼型の失速形態のレイノルズ数変化

上述の通り、失速タイプを特徴づける主要なパラメタは翼厚比  $t/c$  であり、またそれは前縁近傍の曲率 (あるいは前縁半径) の大きさと直結している。今、前縁半径の大小に関連する物理量として、前縁から  $1.25c$  翼弦長位置での無次元上面座標 ( $y_{0.0125c}/c$ ) を取ると、3つの失速タイ



ブと翼弦長基準レイノルズ数  $Re_c$  との関係が図 2 のようにまとめられることが見い出されている<sup>14)</sup>。これは NACA が系統的に進めた膨大な翼型データ (約 700 種類) の風洞試験結果を Gault が分析、整理したものである。Gault によれば、 $y_{0.0125c}/c$  の選定にはそれほど物理的な根拠はないものの、キャンバーのある非対称翼型も含めて高迎角での前縁近傍の流れ場を特徴付けるパラメタとしては前縁に近い上面であることと、NACA 翼型座標データ表<sup>8)</sup>において容易に算出できる点が大きな理由だったようである。尚、このデータ群には前縁失速タイプの翼型で条件が変わると後縁失速タイプになるものも見い出されており、それを混合失速タイプと分類している。図 2 にはその存在範囲も示されている。

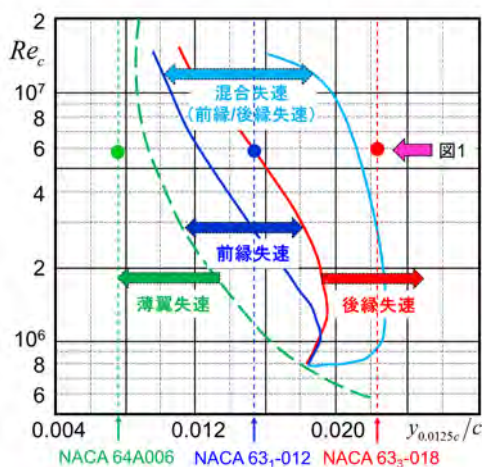


図 2 翼型の失速タイプの  $Re$  数依存性 (文献 9, 11 を基に作成)

筆者の個人的見解として、この識別図は航空機設計者にとって非常に貴重な成果であると考えている。まず翼型まわりの流れを支配する物理的要因として、層流及び乱流境界層、層流剥離、再付着、bubble burst、自然遷移、剥離領域が、その外側の流れ場と干渉して翼面上の圧力分布を形成する。そして、前縁近傍の suction peak の大きさ、その後の逆圧力勾配の大きさ、後縁近傍の圧力回復量の大小などが翼型の揚力及び抵抗特性に強く関係する。図 2 はそれらの物理的要因が如何に  $Re$  数の影響を受けて 3 つの失速タイプを現出させ、それらの  $Re$  数依存性を支配しているかを示しており、真に貴重な成果であると考えられるからである。

また図 2 から読み取れることとして、総じて  $Re$  数の増加は「薄翼失速→前縁失速→後縁失速」の順に失速タイプを変えて行くことがわかる。これは  $Re$  数の増加が境界層厚とその成長率を直接支配することから、Tani-Owen-Klanfer の判定条件をみても定性的には理解できることである。しかしながら、層流剥離泡の burst や剥離領域と外側の流れ場との干渉などの現象が複雑であることから、何らかの解析ツールによって失速タイプの  $Re$  数依存性

を定量的に予測することは未だに困難で、未解決であると言える。航空機設計において、この解決は今後の大きな研究課題として残っていることを強調しておきたい。

尚、上記の説明はこれまでの実験的研究を基にした分析結果を定性的に記述したものであるが、もし「層流剥離泡の 2 形態 (SB, LB) の識別、その崩壊 (BB) の有無、自然遷移 (Tr) の発生条件、乱流剥離 (TS) の  $Re$  数挙動」といった境界層の諸特性が翼型上の圧力分布 ( $C_p$ ) と如何に関係しているかを理論的に関連付けられれば、図 2 の特徴を定性的には予測することも可能なのではないかと考えられる。そこで、特に剥離の影響を無視した失速前の付着流だけに限定すれば、各翼型に起因する  $C_p$  分布は potential flow 理論で特徴付けられ、それを基に境界層理論を使って上記の境界層の諸特性が理論的に予測できるものと考えられる。そこで、その分析を試みた筆者の検討結果について第 4 節で簡単に紹介したい。

### 3 最大揚力の $Re$ 数効果に関する考察

#### 3.1 一般的な特徴

翼型の失速特性とは、最大揚力後の揚力の減少の仕方によって分類されることは言うまでもなく、その特性の実験以外での予測が困難な事情は最大揚力の予測が困難であることと同義と言える。先の失速タイプの予測のみならず、最大揚力及びその  $Re$  数効果の予測も重要な研究課題である。現時点、これについても風洞試験に頼らざるを得ないが、その傾向を分類すると概ね図 3 のような知見が得られている<sup>15)</sup>。

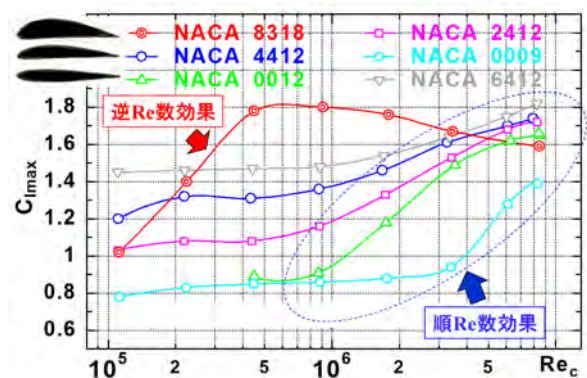


図 3 翼型の最大揚力係数の  $Re$  数依存性 (文献 15 を基に作成)

図 3 からわかるように、一般に最大揚力は  $Re$  数の増加とともに増大する (順  $Re$  数効果)。但し、NACA8318 翼型はある  $Re$  数から漸減する傾向を有している (逆  $Re$  数効果と呼ばれる) が、これについては後述する。この最大揚力が増加する現象は、 $Re$  数の増加が境界層を薄くしてその外側への影響を弱めるため、流れ場的には粘性の影響のない渦無し流れの状態に近づくため、翼型の空力特性 (例えば、揚力傾斜など) が非粘性型に理想化されて

行く傾向を反映している。また翼厚の違いに応じて  $Re$  数の増加とともに最大揚力の増加率が異なっているのは、まさに層流剥離泡の存在によって乱流剥離の抑制具合が異なる状況に対応しているものと考えられる。一方、比較的低い  $Re$  数で最大揚力がほぼ一定であるのは、同一の圧力勾配においては境界層理論に基づく限り層流剥離点（翼弦位置）は  $Re$  数に依存しないという事実を反映しているためと解釈される。

文献16によると、図4に示されるように翼型の最大揚力を支配する層流剥離などの  $Re$  数変化に応じた挙動は、円柱の抵抗に関する  $Re$  数変化と対比できることが示されている。この説明は Tani が以前に行った最大揚力の  $Re$  数効果について分析した内容<sup>17)</sup>に基づいている。具体的には以下のようなものである。

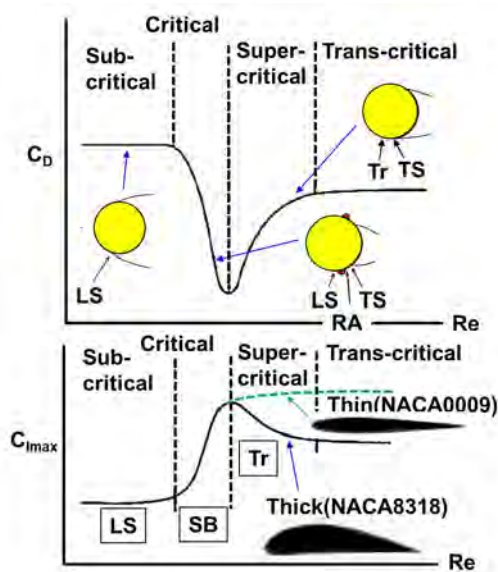


図4 翼型の  $C_{max}$  の  $Re$  数効果の定性的説明  
(文献 16, 17 を基に作成)

まず円柱の抵抗の  $Re$  数依存性としては、低い  $Re$  数では層流剥離 (laminar separation: LS) 後の再付着が生じないため広い伴流領域が作られる。この層流剥離点は  $Re$  数に依存しないので固定されるため、その結果、伴流域の幅も一定となって抵抗が一定となることが理解できる。次に  $Re$  数が増加すると、再付着 (reattachment: RA) が生じて層流剥離泡が形成されるようになり、再付着後は乱流境界層になってしばらく付着し続けてから乱流剥離して伴流を形成するようになる。乱流境界層は同一の逆圧力勾配の領域において層流境界層より剥離に対する耐性が強いので、乱流剥離点はかなり下流まで遅れる。これにより、伴流の幅が狭くなることで抵抗は大幅に減少する。この最も抵抗が下がったときの  $Re$  数が臨界  $Re$  数である。さらに  $Re$  数が増加すると層流剥離の前に境界層が自然遷移するため、層流剥離泡が存在していた時ほど乱流剥離点は後退しなくなり、その結果として乱流剥離

点がわずかに上流に移動することで伴流の幅が漸増し、結果として抵抗も漸増することになる。

これに対して翼型の最大揚力の  $Re$  数挙動は円柱の抵抗特性をちょうど逆さまにしたような傾向を示すと Tani は推測した<sup>16,17)</sup>。まず低い  $Re$  数では層流剥離点の位置が  $Re$  数に依らないことから剥離領域が一定となり最大揚力も一定となる。さらに  $Re$  数を上げると層流剥離泡が形成されるので乱流剥離点が後退するため、最大揚力が急激に増加すると考えられる。これは薄翼失速及び前縁失速タイプに共通である。また前縁失速タイプでは揚力傾斜の増大と bubble burst までの迎角が増加することによって最大揚力がさらに増加することになる。その後は層流剥離の前に自然遷移が生じ、遷移点が  $Re$  数の増加とともに前方に移動すれば、円柱の抵抗が最小値から漸増したように最大揚力は漸減するものと推測される（図4の実線）。これは逆  $Re$  数効果と呼ばれる。しかしながら、比較的薄い翼型では suction peak が生じ、その後の逆圧力勾配はかなり強くなるので、一般に層流剥離点はほぼ最低圧力点の直ぐ下流となるので、その前に例え自然遷移が生じてても  $Re$  数の増加に伴って最低圧力点まで遷移点が前進する余地はない。よって、最大揚力の漸減は見られず、ほぼ飽和状態（一定値）になるものと予想される（図4の破線）。これは順  $Re$  数効果に相当する。

尚、この逆  $Re$  数効果を示す翼型の代表例が図4に示されている NACA8318 翼型であり、文献 18 では NACA 9324 翼型も同様の傾向を示すことが見出されている。これらの翼型に共通するのは、いずれも翼厚比  $t/c$  が大きく ( $t/c=0.18$  と  $0.24$ )、キャンバー高  $f$  も大きい ( $f/c=0.08$  と  $0.09$ ) ことである。これは前縁近傍の曲率が小さいことを意味し、高迎角での最低圧力の値そのものがそれほど低くならず、かつその下流の逆圧力勾配もそれほど大きくならない。すると、層流剥離点より上流で生じた自然遷移点が  $Re$  数の増加に伴って最低圧力点（翼弦位置）まで前進できる余地が生まれ、その結果、乱流境界層が厚くなって乱流剥離点もわずかに前進することから剥離域が漸増して最大揚力が減少することになると解釈できる。これはまさに円柱の抵抗における最小値以降の傾向と逆さまに対比される状況が現出していると見なせる。この逆  $Re$  数効果の物理的説明は Tani によって文献17で述べられているが、ほとんどの教科書では触れられていないようなので、ここであえて紹介させて頂いた。このように翼型の最大揚力の  $Re$  数効果は非常に複雑な現象の結果として生じるため、現在においてもその予測は定量的に困難である。今後この問題を解決するためには、少なくとも上記の物理的機構を定量的に高い精度で予測できる何らかの手法の開発が必要と考える。

### 3.2 逆 $Re$ 数効果を示す翼型の識別に関する考察



上述の通り、翼型の最大揚力の逆  $Re$  数効果は、最低圧力の翼弦位置とその圧力の大きさ、その後の逆圧力勾配の強さと自然遷移点及び乱流剥離点の  $Re$  数挙動との相関がわかれば定性的には判定が可能と推察される。そこで、上記の Tani の説明をもう少し具体的な物理量の関わりによって理解することを通して、逆  $Re$  数効果を示す翼型の識別法について何らかの知見の得られる可能性が考えられる。そこで、以前に著者が試みた検討例<sup>18)</sup>を紹介させて頂く。

ここでは、定性的な考察の観点から、物理量の関わり具合として主要な要因のみが明確になるように、翼型に依存する圧力分布において境界層特性がどのように振舞うかという視点で分析を行うことにした。そのため、翼型の圧力分布の解析には通常の potential flow 理論に基づく Imai の方法<sup>19)</sup>を用い、境界層特性の推定には実験データに基づく標準的な積分法<sup>20, 21)</sup>として、層流境界層には Thwaites の方法、遷移点予測には Michel の判定法を用いた。NACA8318 翼型の分析結果の一例を図 5 に示す。

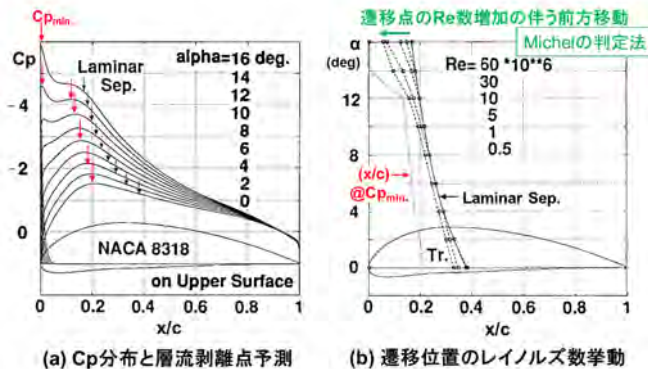


図5 NACA8318 翼型の層流剥離点と遷移点の予測<sup>18)</sup>

図5(a)はNACA8318翼型の各迎角における圧力分布を示す。境界層理論によれば層流剥離点（図中の Laminar Sep. ↓）は  $Re$  数に依存しないため、翼型が与えられると層流剥離点は自動的に決まる。通常はその前に自然遷移が発生するか、あるいは層流剥離後に再付着して SB が形成され、極一部で圧力分布がずれる可能性はあるが、bubble が burst しない限り SB の存在は圧力分布に局所的な影響しか与えない。よって、その定性的傾向は potential flow 理論による解に非常に近いものと考えられる。

このような圧力分布において、自然遷移点の各  $Re$  数における推定位置をまとめたものが図 5(b)である。図より、翼型と迎角のみに依存する最低圧力点（図中の  $C_{pmin}$  ↓）と上記の層流剥離点の翼弦位置の間が広いほど、その間で発生する自然遷移点の移動量が大きくなり得るため、先述の最大揚力に対する逆  $Re$  数効果の発生余地が存在することを意味し、NACA8318 翼型はこの数値解析においても確かに高  $Re$  数で遷移点の前方移動が起きることが理解できる。もちろん、それにより乱流境界層が

厚くなり、乱流剥離点が前方に移動して、結果として最大揚力が減少することまでをこの解析法の中で予測することはできないため、あくまでも逆  $Re$  数効果の発生条件が整っていると言えるに過ぎない。

しかし、NACA8318 翼型の風洞試験結果とこの解析結果との相関を頼りに同様の考察を通して、遷移点の最小圧力点に向かう前方移動の可能性のある翼型を識別することは可能なのではないかと推測される。そこで、キャンバーと厚みが異なる NACA 4 字翼型<sup>8)</sup>について同様の解析を行い、最大揚力の逆  $Re$  数効果を示す条件が整っている翼型を整理（識別）した結果が図 6 である<sup>18)</sup>。これより、一般に翼厚比  $t/c$  が大きくなるにつれて、またキャンバーが最大になる翼弦位置  $x_m/c$  が大きくなるほど、最小圧力点以降の圧力回復のための逆圧力勾配が弱くなるため、上述の  $Re$  数の増加に伴う遷移点の前方移動の余地が広がることから、逆  $Re$  数効果の発生可能性が高まるものと推測される。図 6 でハッチングした範囲（境界）がそれに対応する翼型である。

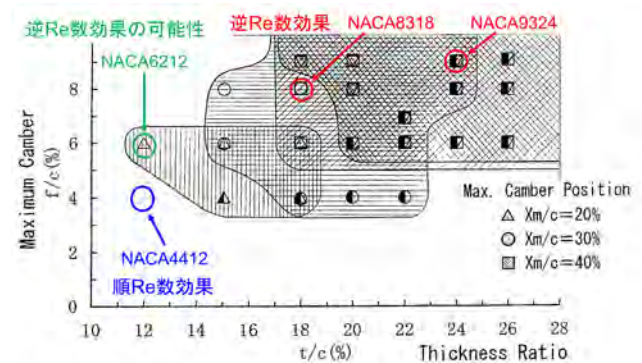


図6 逆  $Re$  数効果が予測される NACA 4 字系翼型の分類<sup>18)</sup>

今、この識別図から逆  $Re$  数効果を示す可能性のある翼型として最も厚み比の小さい翼型は NACA6212 翼型であることが予想される。そこで、その妥当性を確認するために筆者らは風洞試験を試みた<sup>18)</sup>。本試験では翼弦長 0.3 m、翼幅 1 m の矩形翼を用いたが、翼端渦による 3 次元性の影響を極力排除する工夫として、翼弦長の 4 倍強の直径 1.3 m の円形の翼端版を取り付けた供試体を製作し、その全体の揚力特性をピラミッド型天秤で計測した（図 7 の挿入図参照）。また合わせて矩形翼の中央断面での圧力分布も計測し、その積分値としての揚力特性も参考のために算出した。本試験では NACA6212 翼型に加え、今回の試験  $Re$  数範囲（風速 10~60 m/s に相当）で明らかに順及び逆  $Re$  数効果を示す NACA4412 及び 8318 翼型の模型も加えた。試験結果を図 7 に示す。

まず、力計測結果 ( $\Delta$ ,  $\circ$ ) から NACA4412 翼型の順  $Re$  数効果、NACA8318 翼型の逆  $Re$  数効果が確認できたことから、天秤計測による検証方法は定性的には妥当であることが確認できた。この観点により、NACA6212 翼

型の結果（□）は逆  $Re$  数効果を示すことが認められた。また圧力分布計測に基づく結果（■）に対してもその定量値は異なるものの定性的には同様に逆  $Re$  数効果を示すことが確認できた。これにより、図 6 の識別図は定性的には有効であると考えられる。

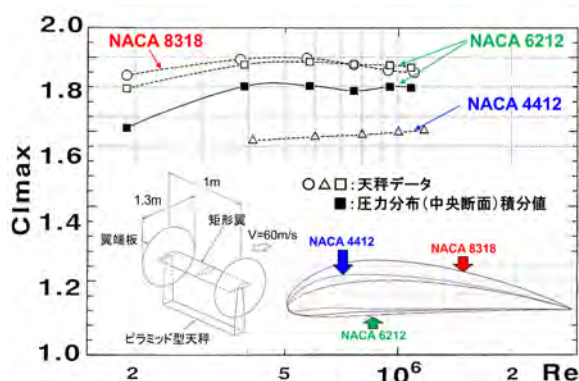


図7 逆  $Re$  数効果の識別法の実験的検証<sup>18)</sup>

#### 4 補遺

3.2 節での最大揚力の逆  $Re$  数効果の理解において、その物理的な機構、つまり流れ場を支配する各支配要因の関わり具合のみに主眼を置いた定性的な分析は potential flow 理論による圧力分布とそれを用いた境界層解析の組み合わせが有用であることが明らかになった。そこで、2.2 節の失速タイプの  $Re$  数挙動の物理的な説明に対しても定性的な議論に限るのであれば、同様の理論的な取り扱いも可能なのではないかと考えられる。ここでは 3.2 節の解析法に、さらに層流剥離泡の有無に関する Tani-Owen-Klanfer の判定法 (TOK 判定と呼称し、ここでは  $(R_{\delta^*})_{LS} = 550$  を採用) と、乱流境界層の解析に Head の積分法 (乱流剥離は形状係数  $H=2.4$  で生じると仮定)<sup>20, 21)</sup>を用いて、3 つの失速タイプの分類の可能性を調べた筆者の試みを参考までに紹介したい。

分析方針としては、最初に 3 つの失速タイプを示す代表的な翼型として NACA64A006 翼型 (薄翼失速)、NACA63<sub>1</sub>-012 翼型 (前縁失速)、NACA63<sub>3</sub>-018 翼型 (後縁失速) を取り上げ、第 1 番目の考察ポイントとして最初の 2 つの翼型の層流剥離泡の有無を TOK 条件を使って調べた。図 8(a)は NACA64A006 翼型に関する  $(R_{\delta^*})_{LS}$  の迎角特性を  $C_l$  の変化に対して示したものである。

低い迎角状態 (例えば  $C_l = 0.5$  を選定) では、 $Re_c$  が 6 million (M) であれば TOK 判定から SB が形成されることがわかる。よって、これより 6M 未満では SB が形成されない、すなわち LB に変遷する可能性が考えられ、その  $Re$  数領域ではこの翼型は薄翼失速タイプの特徴を有することがわかる。より正確には  $C_l=0.5$  で  $(R_{\delta^*})_{LS} = 550$  となる  $Re_c$  を内挿すると 5.97M と推定される。以後、この内挿値を  $(Re_c)_{TOK}$  と記すことにするが、つまりこの  $Re$  数

までは薄翼失速タイプであると見なせるものとする。このことはこの翼型が図 1 及び図 2 の  $Re_c = 5.8M$  で薄翼失速タイプであることと整合している。

次に、図 8(b)は NACA63<sub>1</sub>-012 翼型に関する同様の解析結果である。前縁失速タイプは比較的高い迎角 (例えば  $C_l = 1.4$  を選定) でも SB が形成されることが特徴であるから、図より  $Re_c = 1.5M$  であれば TOK 条件から SB が形成されることがわかる。より正確には  $(Re_c)_{TOK} = 1.39M$  と内挿されるので、これより大きい  $Re_c$  であれば、高い迎角 (揚力) 状態でも SB が形成されることがわかる。このことは、さらに迎角が増加すると SB の burst によって急激な揚力損失が発生する可能性の前提が整っていることを意味する。よって、 $Re_c \geq (Re_c)_{TOK} = 1.39M$  であれば薄翼失速タイプの特徴はなく、前縁失速タイプの可能性を示唆するものと見なせる。また、逆に言えば、 $Re_c < 1.39M$  であればこの翼型でも薄翼失速タイプの特徴を持つものと見なせる。以上より、 $(Re_c)_{TOK}$  (上記の 5.97M や 1.39M) が薄翼失速タイプの存在範囲の上限  $Re$  数に対応しているものと見なせる。

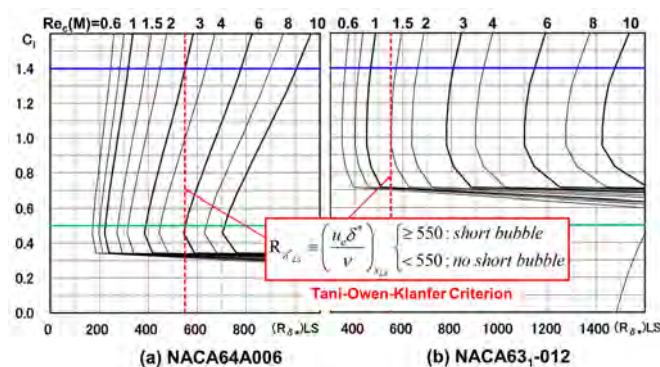


図8 層流剥離点における  $(R_{\delta^*})_{LS}$  特性

今、薄翼失速タイプの存在範囲が  $(Re_c)_{TOK}$  で予測できるとすれば、その外側の  $Re$  数範囲で一般に層流剥離泡の burst 条件に基づいて前縁失速タイプを分類できるものと考えられる。しかしながら、SB の burst は大きな剥離域の影響による大幅な圧力分布の変更を伴うことから、burst 前後の流れ場の違いを十分反映した burst 条件がこれまでに導かれてない、つまり妥当な burst 条件が確立されていないため、前縁失速タイプの分類は困難である。そこで、ここではむしろ後縁失速タイプの分類を行ってその存在範囲を求めることで、結果として残りの領域が前縁失速タイプの存在域と逆算する考え方を取った。よって、ここでの第 2 番目の考察ポイントは乱流剥離点 (turbulent separation : TS) の前方移動の挙動である。

図 9 は遷移点 (Transition : Tr) 並びに TS の迎角増加 (揚力増加と等価なため縦軸を  $C_l$  で記述) の傾向が  $Re$  数の増加 (図中の矢印の方向) に対して如何に変化するかを示す。まず各翼型の最低圧力 ( $C_{pmin}$ ) の位置と層流



剥離 (laminar separation: LS) の位置を図中に示す。これらは翼型固有で  $Re$  数に依らない。次に、 $Re$  数の増加と共に  $LS$  より前方で遷移が生じるようになる。つまり、 $C_{p,min}$  点と  $LS$  点との間で遷移点が前方に移動するようになる。この遷移の発生に伴い、その下流では乱流境界層が発達するものとして計算し、 $TS$  を推定した。また potential flow 理論に基づく高迎角での圧力分布では循環の粘性効果による減少を考慮していないので、suction peak が迎角と共に増大する結果として  $C_{p,min}$  点と  $LS$  点がほとんど一致するようになるが、その場合は  $LS$  後に直ちに乱流境界層が始まるものとして、そのような場合の  $TS$  を推算した。 $TS$  は  $Re$  数に強く依存し、一般に  $Re$  数の増加と共に発生点が後方に移動する。図中の  $TS$  の挙動は、 $TS$  発生点が迎角の増加と共に前方に移動する傾向が  $Re$  数の増加と共に緩やかになることを示しており、特に図 9(c)(d) より NACA63-012 や NACA63-018 翼型のような比較的厚めの翼型ではかなり緩やかな前方移動になる傾向が読み取れる。

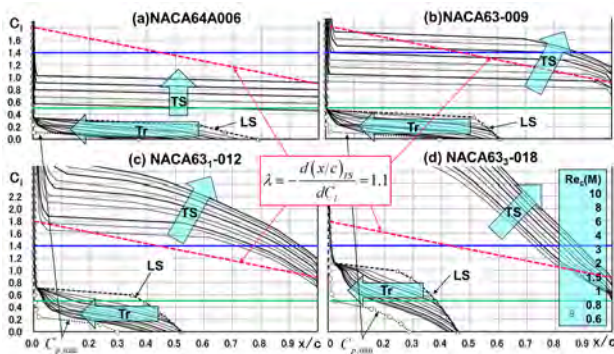


図9 遷移点及び乱流剥離点の  $Re$  数変化

そこで、ここでは  $TS$  の迎角増加（すなわち揚力増加）に伴う前進移動率を次式で定義する。

$$\lambda = -\frac{d(x/c)_{TS}}{dC_l} \quad (2)$$

まず、代表的な後縁失速タイプの NACA63-018 翼型の  $\lambda$  は、図 9(d) より  $Re_c$  に依存せずほぼ約 0.3 となる。しかし、前縁失速タイプの NACA63-012 翼型でも図 2 からわかるように高  $Re$  数では後縁失速タイプになる。図 9(c)においてこの状況を考慮するためには、 $TS$  の低及び高  $Re$  数での前進移動率の傾向から概ね  $\lambda = 1.1$  (図では見易くするために、 $x/c=0$  で  $C_l=1.8$  を通る破線で描画) あたりに関値が存在するものと考えられる。そこで、例えばこれを後縁失速タイプの判定基準に仮定してみると、図 9(a)(b) から薄翼の NACA64A006 と NACA63-009 翼型は検討した全  $Re$  数範囲で  $TS$  の緩やかな前方移動は起こらないものと見なせ、明らかに後縁失速タイプでないことがわかる。そこで、この  $\lambda$  の閾値を満足する最小の  $Re$  数を仮に  $(Re_c)_{TSR}$  と記すとすれば、それは後縁失速タイプの下限

$Re$  数に対応しているものと見しても良いものと考えた。

以上の分類法をもとに、NACA 6 シリーズの対称翼型 ( $t/c=0.06\sim0.18$ )、NACA 4 字対称翼型 ( $t/c=0.12, 0.15$ ) 及び非対称翼型 ( $t/c=0.10, 0.12, f/c=0.2, 0.4$ ) の合計 14 種類の翼型 (代表的な幾つかを図 10 に示す) を取り上げ、その圧力分布と境界層特性の解析を行った。次に、上記の方法に従って広範な  $Re$  数範囲での薄翼失速タイプと後縁失速タイプの分類結果を  $y_{0.0125c}/c$  で整理し、Gault の図 2 と重ね合わせたものが図 11 である。図より定性的な傾向は概ね予測できているものと考えられる。但し、この結果は TOK の閾値 (今回は  $(R_{\theta})_{LS}=550$ ) 及び  $TS$  の前方移動率の閾値 (今回は  $\lambda=1.1$ ) の設定に大いに依存しており、今回の設定値は結果として最も Gault の結果に近い傾向を示す閾値であったことがわかる。しかし、TOK 条件は本来 450~550 の幅があり、 $\lambda$  は他の後縁失速タイプでの更なる精査を経るべきである。さらに前縁失速タイプについても何らかの分類法を設けてこそ混合失速タイプの領域の傾向までも予測できることを考えると、今回の分析は全く予備的な検討でしかなく、今後更なる同種の詳細な分析が必要と考える。但し、SB の存在の有無、 $TS$  の前方移動の変化率こそが少なくとも薄翼失速と後縁失速タイプを特徴づける本質であることが、このような解析を通して定性的には明確に把握できる点に、本解析の意味もあるものと考えられる。

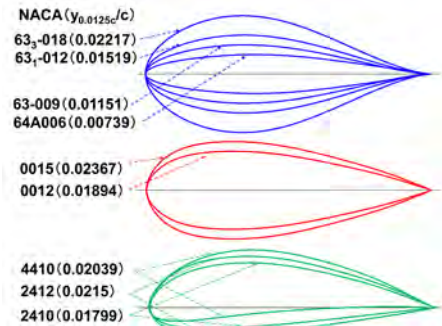


図10 失速タイプの分類に関する解析対象翼型の例

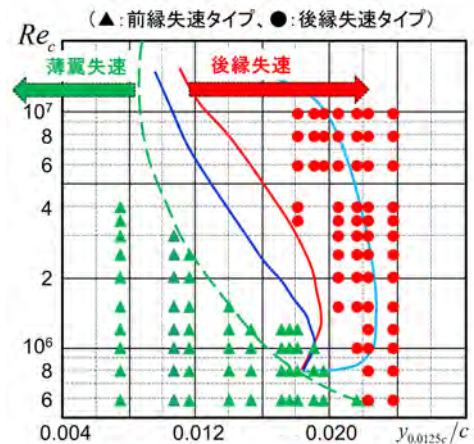


図11 失速タイプの分類に関する解析的検討

## 5 まとめ

翼型の失速タイプはこれまでの実験的研究から、主に前縁形状と  $Re$  数に依存して薄翼失速、前縁失速、後縁失速の3種類に分類されることが Gault<sup>14)</sup>によって明らかにされている。それらの違いが生じる物理的な機構は、前縁近傍での層流剥離泡の形成、その崩壊の有無、自然遷移の有無、乱流剥離の挙動にあり、それらと流れ場（圧力分布等）との複雑な干渉現象が上記の分類を生んでいる。このような現象は、通常の粘性を考慮した翼型理論や剥離のモデルを含む理論においては定量的には扱えない。また乱流モデルを用いた CFD (RANS) 解析でもそのモデルに起因して遷移と層流剥離泡の崩壊現象、さらに高  $Re$  数での乱流剥離の振る舞いを定量的に高い精度で予測することは容易ではないため、最大揚力の定量的な予測精度は高いとは言えない。

また最大揚力の  $Re$  数変化は、Tani によれば円柱の抵抗係数の変化とその大小の傾向を逆にした様相を示すことが推測されている<sup>16)</sup>。それはどちらも層流剥離泡、自然遷移、乱流剥離点の挙動からなる流れ場との干渉に基づく類似性に起因しているためである。但し、円柱と異なり翼型では最低圧力点と層流剥離点との距離が高迎角になるほど短くなり、 $Re$  数の増加と共にその間で遷移点が前方移動する余地がほとんど無くなるのが普通である。そのため、 $Re$  数の増加と共に層流剥離泡の長さが縮小して最大揚力は増加して最大値に達し、その後はわずかに漸減する傾向がある。このいわゆる順  $Re$  数効果は通常のほとんどの翼型で見られるが、比較的厚めでキャンバーの大きい翼型の場合は逆  $Re$  数効果が現れる。これは円柱のように最低圧力点以降の緩い圧力上昇勾配を持つような翼型において、層流剥離点の上流で生じた遷移点が  $Re$  数の増加と共に最低圧力点まで前方に移動する結果として、乱流剥離点も前方に移動して最大揚力の減少を生むためである。このような失速タイプの種類と最大揚力の  $Re$  数効果の現象を定量的に高い精度で予測することは今後も大きな挑戦課題であり続けるものとする。日進月歩の計算機能力の進化、更なる DNS 解析技術の向上も相まって、近い将来、本稿で紹介した失速タイプや最大揚力の  $Re$  数効果が実験無しで定量的に予測できるようになることを期待したい。

## 引用文献

- 1) 吉田憲司: 温故知新（先人の教え）～低速の翼に関する話題～第1回 粘性を考慮した翼型理論に関する考察, 日本流体力学会誌ながれ, 41 (2022) 101-108
- 2) 高橋 伴: 任意物体まわりの自由流線理論, 航空宇宙技術研究所報告 247 号, (1971)
- 3) 尾形吉和: 自由流線理論の拡張について, 航空宇宙

技術研究所報告 772 号, (1983)

- 4) 林 正徳, 遠藤栄一: 剥離を伴った任意翼型まわりの流れの計算法, 九大工学集報, 第49巻, 第5号, (1976) 665-672
- 5) 林 正徳, 遠藤栄一: 剥離を伴った多翼素翼型の性能計算法, 日本航空宇宙学会誌, 第27巻, 第304号, (1979) 26-34
- 6) 蓮池尚彦, 大山 聖, 中橋和博, 大林 茂: 2次元翼型失速限界のCFD予測, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 577, (2002) 56-63
- 7) 玉置義治, 河合宗司:  $Re_c \sim 10^7$  の翼型失速流れの LES 解析: 「富岳」を用いた高精度乱流データベースの構築, 日本流体力学会誌ながれ, 第40巻, 第2号, (2021) 95-98
- 8) Abbott, I. H., Doenhoff, A. E.: Theory of Wing Sections, (Dover, 1959) 309-687
- 9) McCullough, G. B., Gault, D. E.: Examples of Three Representative Types of Airfoil-Section Stall at low Speed, NACA TN 2502, (1951)
- 10) 李家賢一: 航空機設計法, コロナ社, (2011) 114-117
- 11) 西山哲男: 翼型学, 日刊工業新聞社, (1992) 31
- 12) Ward, J. W.: The Behavior and Effects of Laminar Separation Bubbles on Aerofoils in Incompressible Flow, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 67, (1963) 783-790
- 13) 谷 一郎: 境界層の層流剥離と遷移との関係に就いて, 日本航空學會誌, 第6巻, 第46号, (1938) 122-134
- 14) Gault, D. E.: A Correlation of Low-Speed, Airfoil-Section Stalling Characteristics with Airfoil Geometry, NACA TN 3963, (1957)
- 15) Jacobs, E. N., Sherman, A.: Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number, NACA Report No. 586, (1936)
- 16) NAL 空気力学第二部: 空気力学における諸問題 (I), 4.  $C_{Lmax}$  のレイノルズ数に対する変化 (中村正義), NAL N-16, (1973)
- 17) 谷 一郎: 応用流体力学, 岩波講座物理学シリーズ, 岩波書店, (1940) 81-84
- 18) Yoshida, K., Ogoshi, H.: Study for Reynolds Number Effect on  $C_{Lmax}$  of 2-Dimensional Airfoils, ICAS-96-2.1.2, (1996)
- 19) 今井 功: 任意翼型の理論, 日本航空學會誌, 第9巻, 第88号, (1942) 865-875
- 20) 上山和夫, 大村 稔, 谷岡忠幸: 2次元翼型の空力設計法, 三菱重工技法, Vol. 11, No. 2, (1974) 149-160
- 21) 石田洋治: 翼型の翼型抗力の計算法, 日本航空宇宙学会誌, 第19巻, 第213号, (1971) 1-7