

MIT ダイダロス原型機における低レイノルズ数翼型の設計

マーク・ドレラ

マサチューセッツ工科大学、ケンブリッジ、マサチューセッツ

長距離人力飛行機の原型ライト・イーグル号の空力翼設計に用いられた理論的根拠を示す。翼弦長のレイノルズ数 500,000、375,000、並びに 250,000 に対応して設計された 3 種類の異なる翼型が、スパン方向に沿って用いられた。翼型設計の理論的根拠を、100 万以下のレイノルズ数において典型的に発生する遷移剥離渦による損失を最小にすることに集中した。これより集中度は劣るが、構造的、製作上の制約も翼型設計の際に考慮した。設計の過程における翼型性能の予測は、全て数値シミュレーションで行った。数値計算上のモデルとして、非粘性流にはオイラー方程式を、粘性流には積分境界層方程式を用いた。総合された方程式系によって表される、強い粘性-非粘性の相互作用並びに遷移による増幅の判定によって、遷移剥離渦とそれに伴う損失の計算が可能になった。ライト・イーグル号の曳航飛行による種々の揚力係数における流れの可視化実験では、翼面上の意図した点のごく近傍で遷移が起こっていることが解った。ただし、翼端部のいくつかの翼型ではそうはならず、そこでは翼上面の流れは大部分に渡って乱流であったと思われる。滑空試験で測定された飛行機のエネルギーの時間的变化は、定量的な試験データとして用いるにはバラバラであったが、揚力係数の最大値のレベルを含んで、計算結果の基本的な傾向を充分再現している。

記号

| | |
|-------------|--|
| b | 翼幅 |
| c | 翼弦長 |
| C_D | 翼型効力係数、全機効力係数 |
| C_L | 翼型揚力係数、全機揚力係数 |
| C_M | 翼型縦揺れモーメント係数 |
| C_f | 局所摩擦係数 $= 2 \tau_{wall} / \rho u_e^2$ |
| C_p | 圧力係数 $= 2(p - p_\infty) / \rho u_\infty^2$ |
| H | 形状係数 $= \delta^* / \theta$ |
| \tilde{n} | トルミン・シュリヒティング波動中の最大増幅振幅のべき指数 |
| Re | レイノルズ数 $= \rho u_\infty c / \mu$ |
| Re_θ | 運動厚さレイノルズ数 $= \rho u_e \theta / \mu$ |
| u_e | 境界層(BE)外端速度 |
| u_{inv} | 非粘性翼型表面速度(BL なし) |
| x, y | 翼弦長方向、翼幅方向座標 |
| α | 翼型迎角 |
| δ^* | 排除厚さ $= \int (1 - u/u_e) d\eta$ |
| θ | 運動翼厚さ $= \int (u/u_e) (1 - u/u_e) d\eta$ |
| ρ | 空気密度 |
| μ | 空気粘度 |
| τ | 剪断応力 |
| ξ, η | 境界層座標 |

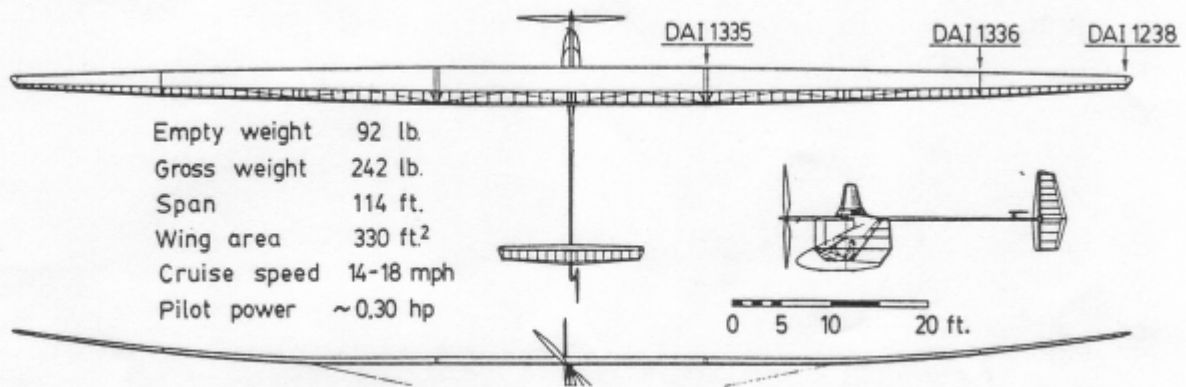
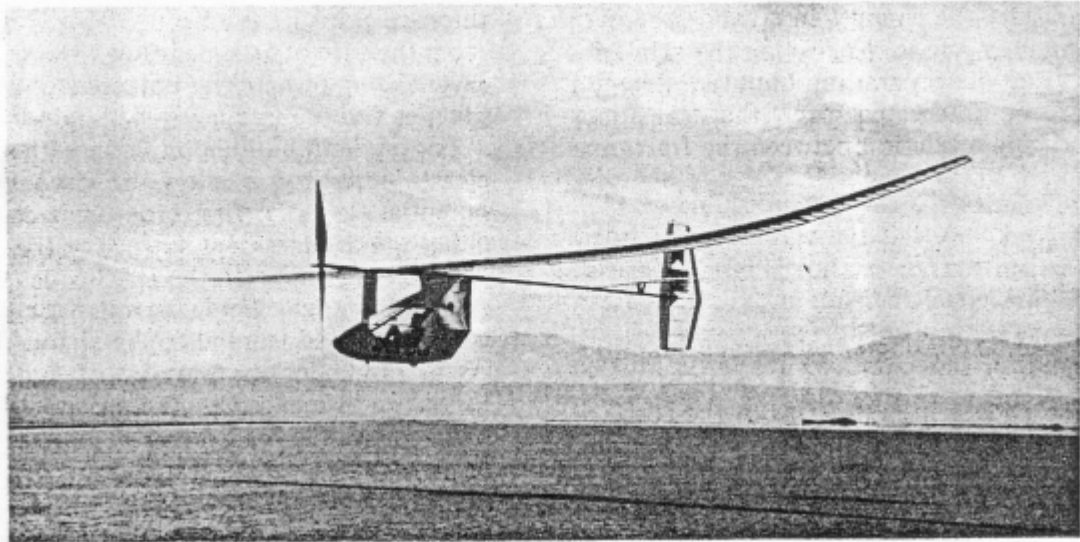


Fig. 1 The Light Eagle human-powered aircraft.

I. 結論

図 1 に示した人力飛行機ライト・イーグル号は、1987 年 1 月 23 日に 2 時間 14 分、36.4 マイル (58.58km) の国際航空連盟の閉コースの距離の世界記録を保持している。ライト・イーグル号は、1988 年のダイダロス号のクレタ島からギリシャ本土への神話を模した飛行を再現する目的で、原型機として 1986 年に組み立てられた。海面上を 69 マイル (111km) にわたり、少し早い 15mph (24.1kmph) の飛行速度は(エーゲ海の穏やかな気象の継続時間の短さに拘束されるため 15mph)、原型機の構造上の有効性と空力性能に極端な要求を追及することになった。良好なアスリートの耐久出力レベル(体重 1kg あたり 3 ワット)でも全機揚抗比 40:1、或いはそれ以上となる。これは低出力な人力飛行機に共通する大掛かりな外部張線の利用を意味している。構造上の有効性に譲歩して、1 本だけの飛行張線を用いた。

ライト・イーグル号の極端なアスペクト比(最終的に 39.4:1)と最小の胴体および尾翼面積、並びに大規模な外部張線を無くすことにより、主翼の形状抵抗を全抵抗の 40%にすることになった。これは主翼の翼型性能に高度な要求を課し、設計は多数の構造上及び製作上の束縛によって複雑になった。

人力飛行機の翼面上の流れは、いわゆる低レイノルズ領域(100 万以下)に完全に入り、その時、翼型性能は遷移によって起こる剥離渦に強く支配される。これらの剥離渦は、翼型の圧力上昇開始領域で突然の遷移を引き起こす。もし、この渦(バブル)を小さく抑えられるなら、混合による損失は理でない低い値に保つことができる。それは、しばしば機械的な遷移発生装置(突起、ワイヤ、サンドペーパー、ストリップなど)による値より小さい。迎角によってバブルは移動し、固定した遷移発生ストリップで実現

するよりも、広範囲の低効力領域を与える。低圧力側（圧力上昇の手前）では、比較的大きい渦における損失は、翼型抗力を劇的に増加させる。この理由により、遷移剥離バブルが生じる位置と大きさの制御は、低レイノルズ数翼型設計において最も重要な考察の1つになる。

ライト・イーグル号の翼型の剥離渦制御は、表面上の圧力分布を目安にして、それだけで追求された。しばしば様々な人工遷移発生装置（粗さ、ストリップ、吹き出し等）が利用でき、ある種の条件下、特にレイノルズ数が 200,000 以下の場合¹⁻³、翼型性能を改善することが示されている。これらは、大部分が層流に依存している人力飛行機の主翼にはむしろ実用的でないため、ライト・イーグル号では考慮されなかった。飛行の直前に（風が最も穏やかな明け方が典型的であるが）、このような翼では連続的に積もった露や霧を早急に拭き取らなければならないし、デリケートなスタイロフォーム/マイラーの上に設置された突出した遷移装置は、そのような作業に耐えることはできないであろう。そのような表面は、空気（吹き出し）による乱流発生装置の設置には向いていない。さらにその上、人力飛行機の作動 C_L の範囲は極めて狭く（ライト・イーグル号では約 1.0 から 1.4）、それ故、非常に精密なバブル制御は圧力分布のみによって可能である。

剥離バブル損失の他に、最大揚力係数と縦揺れモーメント係数のような他の空力的考察が翼型設計に含まれる。本論文は、種々の構造的、空力的かつ製作上の要求の間に起こる案配に重点を置きながら、低レイノルズ数翼型の設計が遭遇する様々な設計上の問題点を述べるものである。ライト・イーグル号の主翼翼型の特別な設計から見本が提示されるであろう。

II. 翼型抗力の成分

翼型の設計は、翼型抗力の最小化に強く支配される。翼型抗力は、2 つの成分：摩擦抗力と形状抗力からなる。摩擦抗力は、表面の接線方向の粘性剪断力の直接的結果として生じる。形状抗力は、非粘性のときの表面速度を変える境界層と後流の排除効果に起因し、翼型表面に垂直に作用する圧力による力の前方一様流方向への成分である。100 万以下の低レイノルズ数においては、図 2 に示すように、遷移剥離渦（バブル）が形状抵抗に大きく影響し、その影響はバブル上の低圧が前方一様流に垂直な翼型面に作用することで行われる。150,000 以下のレイノルズ数では、このバブル抗力（又は、バブル損失）は、しばしば全抗力の大部分を締める。

翼型抗力を境界層の運動量損失という言葉で表すのが有効である。翼型抗力は翼型より遙か後方でおこる全運動量の欠損 $\rho u_e^2 \theta$ に等しい。境界層と後流における $\rho u_e^2 \theta$ の流れ方向の発達は、フォン・カルマンの運動量積分方程式：

$$\frac{1}{\rho u_e^2 \theta} \frac{d(\rho u_e^2 \theta)}{d\xi} = \frac{C_f}{2\theta} - \frac{H}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} \quad (1)$$

により支配される。境界層の外端速度の勾配は、形状係数 H を係数に含んでおり、バブルの終わりにおけるように、剥離領域における圧力回復（上昇）が低い抗力を達成するのに決定的であることを意味し

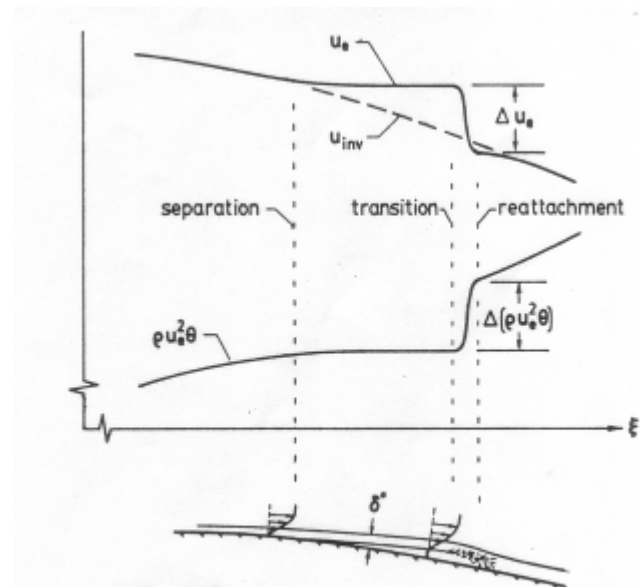


Fig. 2 Edge velocity and momentum deficit jumps at reattachment.

ている。実際、遷移～再付着領域における外端速度と運動量欠損の勾配は、あまりにも急であるので、 u_e と $\rho u_e^2 \theta$ のこの領域における変化を不連続的なジャンプと考えることができる。剥離バブルにおいては、摩擦力の項は非常に小さいので、これを無視すると、フォン・カルマンの方程式(1)式は、遷移～再付着領域上で積分できて、部分的な u_e 、 H 及び $\rho u_e^2 \theta$ のジャンプ間の関係を次のように与える：

$$\frac{\Delta(\rho u_e^2 \theta)}{\rho u_e^2 \theta} \simeq -H \frac{\Delta u_e}{u_e} \quad (2)$$

ただしここで、 $\rho u_e^2 \theta$ 、 H 及び u_e は、この領域での平均値である。

方程式(2)は、 u_e と $\rho u_e^2 \theta$ のジャンプそのものを与えるように書き直すことができ、

$$\Delta(\rho u_e^2 \theta) = -\rho u_e \delta^* \Delta u_e \quad (3)$$

乱流遷移を起こす再付着による抗力の直接的増加 $\delta(\rho u_e^2 \theta)$ は、高い勾配領域における平均的な質量の欠損 $\rho u_e \delta^*$ と外端速度のジャンプ Δu_e に、式(3)のように比例している。この欠損を小さく保つには、遷移の際の質量の欠損 $\rho u_e \delta$ を小さく保たなければならない。言い換えれば、自由剪断流の壁面からの距離はあまり大きすぎてはいけない。それは、剪断流の下流にある澱んだ流体に再付着が起こるように十分混じり合わなければならないからである。バブルの圧力抗力を通じて、翼型により空気流になされる付加的な仕事が熱となって散逸するのが、この乱流混合の物理的メカニズムである。全断面に渡る実際の圧力増加は、バブルの運動量損失の飛び値により、おそらく大きいだろう。なぜなら後者は、翼型の圧力回復領域によって常に“増幅される”からである。

バブル上の全運動量欠損の増加を減らして翼型の抗力を減少させる1つの方法は、遙か上流で強制的に遷移を起こしてバブルを短くすることである。しかし、バブルを完全に無くしてしまうと、図3に示すように、乱流摩擦抵抗が増加するので、これもまた好ましいことではない。最適位置は存在し、それは通常、層流剥離点の近傍にある。迎角によって移動することも明らかである。低抗力翼型の設計における問題は、翼型の使用範囲をできるだけ広くしながら、最適位置、或いはその近傍で遷移を達成させることである。低レイノルズ数では、遷移は剥離点を越えたところで起こるのが一般であり、このためバブル損失を制御する方法が、乱流表面摩擦を減少させるよりも重要となる。

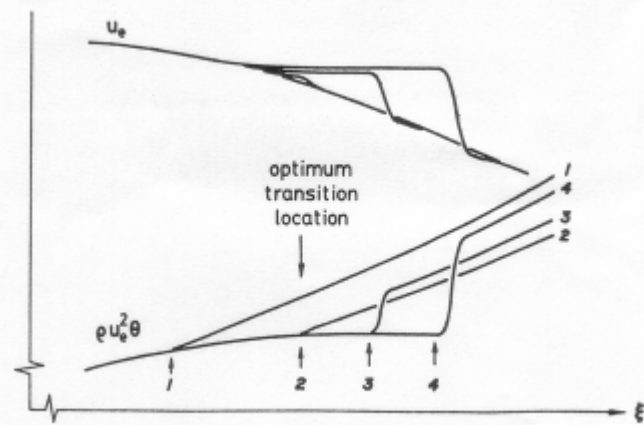


Fig. 3 Effect of transition location on bubble size and loss.

Ⅲ. 粘性-非粘性相互作用

遷移を起こす剥離バブルは、境界層方程式だけでは正確に表すことはできない。というのは、剥離剪断流の壁面からの距離を決定するのはポテンシャル流であり(近似的に δ^*)、境界層方程式ではないからである。後者は u_e をほぼ一定に保つだけである(境界層方程式は、負荷圧力勾配がどのようなであっても、それを軽減するような(自由)剪断流下部の澱んだ粘性流の強い作用を記述するだけである)。この点は、従来の境界層理論が想定している付着流の場合と完全に役割が逆転していて、(従来の場合は)そこではポテンシャル流が u_e を定め、(それに基づいて)ひいて粘性流が δ^* を定めるのであった。

剥離バブルを伴う翼型回りの流れを推定するには、ポテンシャル流に影響する粘性層を考慮するか、ライトヒル⁴による壁面からの吹き出し吸い込み概念を利用することができる。ライト・イーグル号の翼型設計に用いられた ISES では、非粘性流れにおかれた翼型形状を、排除厚さの考えで修正した。どのようにバブル損失がポテンシャル流によって影響されるかを理解する目的のためには、壁面からの吹き出しモデルを利用する方がより便利である。これらの特異点による流れ場が重ね合わされて、真の速度 u_e と非粘性時の速度 u_{inv} の速度差が求められる。平板のとき、その式は次のようになる：

$$\Delta u_{inv}(\xi) \equiv u_e(\xi) - u_{inv}(\xi) = \frac{1}{\pi} \int \frac{d(u_e \delta^*)}{ds} \frac{ds}{\xi - s} \quad (4)$$

遷移-再付着領域における外端速度の飛び値 δu_e は、その点(ξ)の Δu_e にほぼ等しく、図 2 に示唆した通りである。また、図 2 からは、与えられたバブル長さに対して、遷移-再付着での飛び値 δu_e は、非粘性速度の勾配 $du_{inv}/d\xi$ にほぼ比例するであろう。総括的な結果として、再付着点における δu_e と δ^* は、ともにバブル上の増加する非粘性圧力勾配に比例して増加し、そのためバブル損失は、この非粘性圧力勾配に強く依存すると云うことができる。

IV. 剥離バブル制御

翼型の流れにおいて、自然的な遷移は不安定なトルミン・シュリヒティング波が臨界振幅に達することがきっかけになって起こる。レイノルズ数を与えて、それが不安定性を引き起こすのに十分大きければ、最も増幅される波の増幅率は、局所的な形状係数 $H(\xi)$ に極めて強く依存し(図 4)、そして、局所的運動翼厚さ θ に逆比例し、 $\sqrt{Re_\xi}$ に逆比例する。低レイノルズ数においては、剥離流に対応する形状係数の大きな値が、翼型の弦長内で遷移を起こし、大規模な剥離を起こさないようにするのに必要であるのが通常である。現実には、全体に渡る非粘性圧力分布を十分注意深く与えれば、十分早期に遷移を起こさせることも可能である(既に述べたように、ライト・イーグル号の翼型では、人工的遷移装置は考慮されなかった)。目標は、剥離剪断流が翼型表面よりあまり遠く離れる前に遷移を生じさせることである。

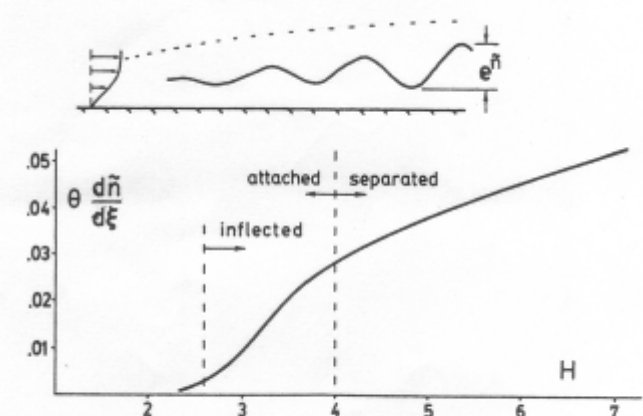


Fig. 4 Growth rate of most-amplified Tollmien-Schlichting disturbance.

ヴォートマン⁵が指摘したように、低レイノルズ数において良好な全体にわたる増幅率を獲得するのに有効なテクニックは、翼型前縁の近傍で境界層を不安定化することである。層流の“遷移の登り口”に渡って長く弱い圧力上昇を与えることで、境界層内速度分布 $(u(\xi, \eta))$ に変曲点をもたせ、流れに依然として付着したままで好ましい増幅率を持たせることができる。理想的には、層流の速度分布が形状係数 H を一定に保ち、それによって剥離を起こさずに急激な乱流の圧力上昇を開始させれば、丁度その点で遷移を起こさせることができる。ある C_L 値とレイノルズ数の基に翼型が置かれたとき、理想的な圧力分布は図 5 に示す形となるだろう。その図には、修正された圧力分布とそれに対応する極線図(ポラーカーブ)が示されている。現実には、この理想的な圧力分布は、破滅的に設計目標から外れた性能をもたらすだろう。何故なら、登り坂に沿う層流境界層は(その道筋のどこでも)剥離しそうになっているに違いないからである。それ故(その層流境界層)の α の変化に極めて敏感になっているだろう。僅かに α を増やしただけで、前縁近傍で H は実質的に増加する。そして、そのために遷移点が急速に前方に

移動して、揚力や抗力に過酷な結果をもたらす。逆に α が減少すれば、遷移点は急速に乱流の圧力領域に達して、バブル損失を急増させるだろう。そのどちらもが未成熟な遷移を引き起こすのである。

図5に示した修正圧力分布は、弓なりに徐々に乱流圧力上昇領域に繋がる遷移の登り坂を持っている。形状係数(H)は、下流に向かって徐々に増加し、遷移バブルが増加する。増幅の大部分は、登り坂の終わりとバブルにおいて生じ、そのため α の増加や表面の不完全さは、遷移点を急速に前方に移動させることは無いだろう。修正された翼型は、設計点における理想的な翼型よりも大きい抗力係数を持つが、それ以外の全ての点において明らかに優れている。

翼型の遷移の登り坂の形は、系統的に変化させて、設計目標から外れた性能をならしていくことができる。具体的には、遷移の登り坂の長さや勾配、弓なりの形を変えて、翼型作動範囲にわたってバブルの挙動とバブル損失を変化させることができる。 C_M や C_{LMAX} のような他のパラメータもまた、好ましいように、或いは、好ましくない方向に影響を受ける。次の章で述べるように、これらの係数は、翼型設計において考慮されなければならないものである。

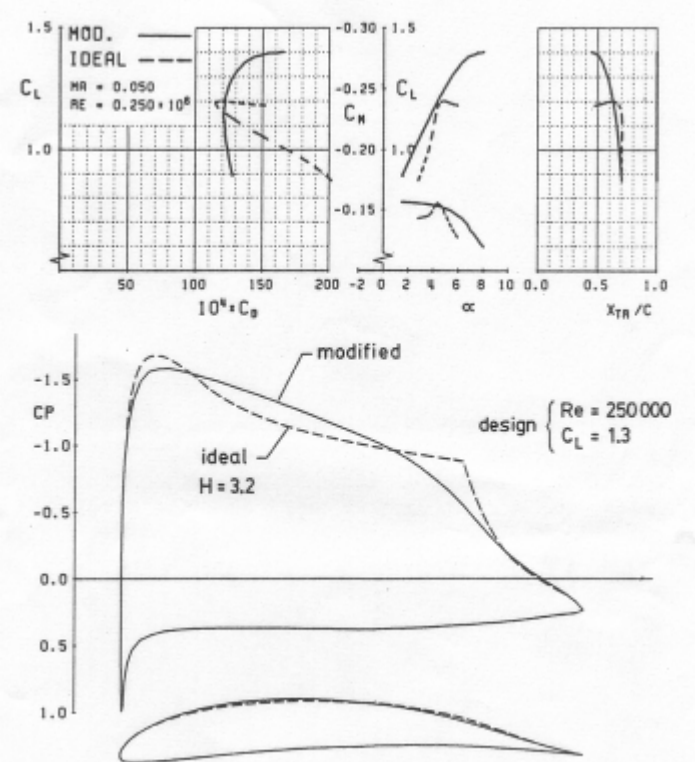


Fig. 5 Ideal and modified design pressure distributions and resulting calculated polars.

V. 翼型設計上のパラメータ

翼型設計のプロセスは、通常、航空機の全体的な性能を最大にするように狙われる。常に翼型設計は、矛盾する多くの拘束条件と諸要素によって影響を受ける。原理的には、設計問題は形式的な最大化(或いは最適化)問題として表式化でき、そこでは翼型設計上の一組のパラメータ(厚さ、キャンバー)が変数として存在する。そのような問題に対する解では、航空機の全 L/D (揚抗比)のような重要な性能値を最大にする設計パラメータの特別な組み合わせが、構造上の強度、表面の凹凸の許容誤差、製作上の容易さなどの多くの拘束条件を受けることになる。ある種のアルゴリズム(計算法又はそのソフトウェア、空力コードのようなもの)には、設計パラメータや出力の能力が含まれていて、勿論そのようなコードが要求される。このような翼型設計方法は、数学的な興味を強く起こさせるが、実用的には通常はほとんど役に立たない。最大の問題は、重要な拘束条件が、その本質性(例えば製作の容易さ)とか、充分正確なデータが欠如していること(例えば表面の凹凸の許容誤差)等により、信頼できる数値化が不可能であるという点にある。それよりも小さいが、しかし些細でない問題として、設計パラメータを適当に組み合わせたものを式として表すことである。最も一般的な集合は、翼型形状を表す 100 ないしそれ以上の $x-y$ 座標の組み合わせであるが、それを解くには多くの費用が掛かるので出来ない。

最も効果的な翼型設計のプロセスは、知識と経験を積んだ設計者が相矛盾する設計パラメータの相対的な利害について、客観的な(時には主観的な)決断を下す方法である。理想的にはそのような決断に利用できる全てのデータに基づかなければならないが、正確なデータは少ない。時折、そのようにならなくて、設計者は全く直感に頼らなければならない。

優れた設計者は、翼型を定義する全ての座標値よりも、もっと少数で適当な設計パラメータを利用する。より良い選択として、厚さやキャンバーの前縁勾配、後縁キャンバ、前縁半径、後縁角度等、特に設計者が“大まかな計画を立てる”初期段階において、少数の揺るぎない幾何学的パラメータを利用する。これらの幾何学的パラメータに加えて、空力的パラメータも重要である。何故ならそれらは、翼型表面の圧力分布特性を表わすからである。空力的パラメータを用いる利点は、それらが幾何学的なパラメータよりももっと直接的に翼型性能を担うからである。

A. 空力的パラメータ

低レイノルズ数翼型に対して支配的な空力パラメータは、寸法や平均勾配、前章で述べたような低圧力側の遷移の登り坂の弓なり型である。図 6.7 は“基本”翼型に及ぼす登り坂特性の効果を表わしている。それぞれの特性は、明らかに好悪両方の効果を翼型特性に及ぼしている。バブル損失は、小さな弓なり型を持った比較的陰しい遷移の登り坂によって減少させることができ、どの場合にもトルミン・シュリヒティング波動を増幅している。長い登り坂は、層流をより良く維持し、ひいては局所表面摩擦による抗力を小さくしている。弓なりになった遷移の登り坂は、有効迎角範囲を広げ、凹型の登り坂よりも表面の欠陥に対して耐えることができる。しかしそのためバブル損失は増加し、設計目標より大きい抗力をもたらす。また、弓なりの登り坂は、 α が増加すると前縁の圧力の尖りを遅らせるので、高い C_{LMAX} をもたらす。また、登り坂の勾配とその長さは C_{LMAX} に影響するが、その程度は僅かである。図 6.7 における登り坂の変化の比較を $Re=250,000$ で行った。一般的に、レイノルズ数が低いと、登り坂の圧力分布における相対的变化が増加し、逆もまた真である。

他の重要なパラメータとして、図 7 に示すように、下面部負荷の大きさがある。より大きな下面部負荷は、必ずより大きい C_{LMAX} と大きい最大 L/D をもたらすが、 α が減少するにつれて下面のより早い遷移を起こして α の範囲を狭める。さらに、下面部負荷を増やすと翼型の厚さを減らし、 C_M を増す結果となるが、いずれの場合も構造重量を増加させてしまうだろう。

言及しておくべきは、乱流圧力上昇領域の圧力分布のことである。与えられた翼型上での最大の圧

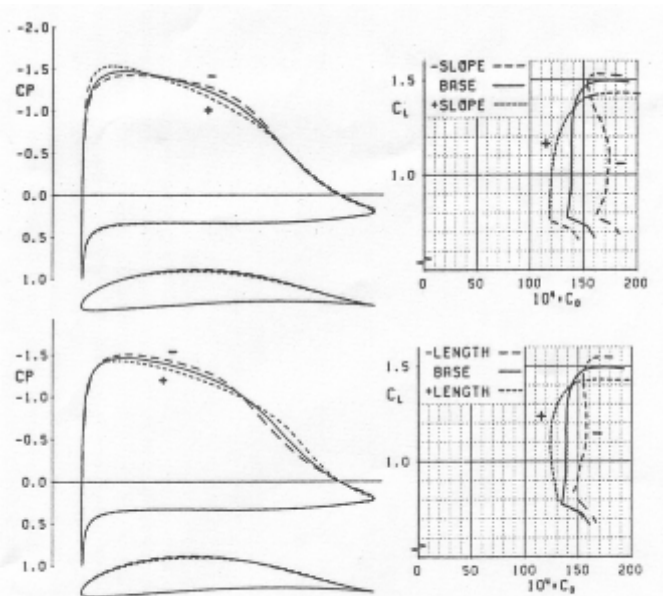


Fig. 6 Effect of transition ramp slope and length on performance: design $C_L = 1.2$, $Re = 250,000$.

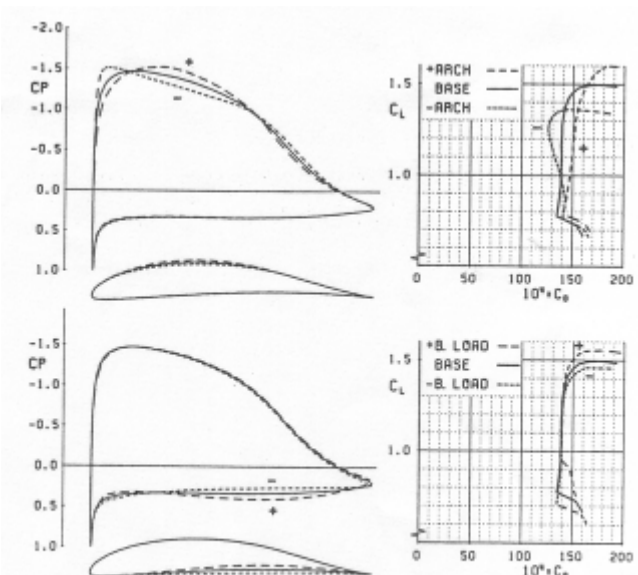


Fig. 7 Effect of transition ramp arch (design $C_L = 1.2$) and bottom loading (upper $C_p = \text{const}$) on performance: $Re = 250,000$.

力上昇は、強い凹型のストラトフォードタイプの分布が得られ、失速に近づく際、高い C_{LMAX} と最小の圧力増加に納まる。しかし、そのような急激な初期勾配を持つ分布は、バブル上で穏やかな非粘性圧力勾配を維持することとは比較にならず、かつ、殆ど尖点となる後縁を生み出すのが通常である。ライト・イーグル号の翼型では、まず構造的に実現可能な後縁角を達成するために、圧力回復のために凹部を穏やかに馴らすことが必要であった。

様々な空気力学的なパラメータの効果は、表 1 に示すように議論した。

表1 空力的設計パラメータの効果

| 下量を増加すると | 増大 | 減少 |
|----------------|----------------------------------|--------------------------|
| 登り坂の長さ | C_M | バブル損失、摩擦抗力、 |
| 登り勾配 | 表面欠陥性の低下 | C_M 、バブル損失、 C_{LMAX} |
| 登り坂の弓なり部(曲率半径) | バブル損失、 C_{LMAX} 、 α の範囲 | 表面欠陥性の低下 |
| 後部負担 | C_M 、 C_{LMAX} | 厚さ、 α の範囲 |
| 圧力回復凹部 | C_{LMAX} 、バブル損失 | 後部流の厚さ、抗力クリープ |

B. 幾何学的パラメータ

いくつかの重要度の高い幾何学的パラメータは、翼型最大厚さと後縁角、前縁半径である。表面の圧力分布が特定されれば、実際のところ、これらのパラメータは自動的に決まる。実用上、表面の圧力分布を経るよりも、これらの幾何学的パラメータを直接的に特定するほうが、より便利で生産的である。結論的に述べると、表面の圧力分布で、いくらかコントロールを失うが、この方法が翼型設計時に生じるトレードオフの一つに受け入れられるべきである。翼型厚さの最大値は、通常抗力をどこまで許すか、及び、或いは、抗力-重量間のトレードオフによって支配された。と云うのは、応力外皮翼構造が用いられるなら、翼型が主桁の高さと包括的捻り面積を決定するからである。ライト・イーグル号では、主桁は、翼の全ての捻り荷重を受け持つ比較的直径の大きい厚さの薄い炭素繊維(CF)のパイプからなり、曲げ荷重を負担する小さな炭素繊維樹脂(CFR)管を隔てて配置した(図8)。大きな捻り管の直径は、最小の肉厚と外殻の座屈条件によって制限され、翼厚の制限を受けるのではない。このようにライト・イーグル号の主翼は、空力的な要求のみで翼厚が決められる稀なケースの一つである(広い抗力バケツ)。翼型の厚さを増せば、上下面での前縁部圧力の尖りを生ずるのに必要な α の変化を増加させるだけで、抗力バケツの幅を増加させることになる。

後縁角は、図に示すように空力的観点よりも、通常、製作上の拘束が優先する。よく知られている尖点をもつ後縁は、凹部の圧力回復をもたらし、最小の形状抗力を生じるが、低レイノルズ数においては、後縁における排除効果が、どんな局所的な幾何学的詳細をも覆い隠してしまう傾向にある。いずれにしても、尖点後縁は、組み立て上殆ど不可能である。実際には、後縁角は有限値かそれとも有限の基本的寸法を隔てて、上下面が平行に作られる。その設計は、しばしば利用される主翼の工作方法によって決定される。ライト・イーグル号の場合は、後縁材に、アクリル・フォーム・カーボン繊維・アラミドファイバー・エポキシのサンドイッチ構造である。サンドイッチ構造は、平らに積層して真空の炉で焼結された。その結果、完全に鋭い後縁と 7° と云う比較的小さな後縁角が達成された。しかし、後縁材部分(後部5%翼弦)では、曲線のキャンバーは達成されていない。

前円半径は、どんな型式の翼型が検討されているかによって違ってくる。小さい前円半径は、大迎角のとき、一般的に前縁部圧力の尖りを遅らせるが、一度尖りが出現すると、大きい前縁半径のものよりも、よりきついものになる。アルミ製の一般の航空機に見られる全乱流型の翼型では、前縁の(圧力の)尖りが現れたずっと後に失速する。それ故、より大き目の前縁半径と、それに伴う弱い圧力の尖りは、そのような翼型ではより大きい C_{LMAX} 値を与える。それとは対照的に、滑空機や組み立て式手作り飛行機

は、前縁部の尖りが現れた後、直ちに失速し、層流が破壊されてしまう。そのような翼型では、前縁半径が小さい方が、より高い C_{LMAX} をもたらす。層流翼型では、一般的に小さい前縁半径の尖りの遅らせ効果、又は、大きい前縁半径のときよりも、広い抗力バケツを与える-翼型厚さを増すこと-は、通常、全抗力値を増すことになる。それ故、与えられた抗力バケツの幅に対して、より小さい前縁半径の方が小さい抗力を持つ。

小さい前縁半径の第一の問題は、それが精度の悪い工作と表面の凹凸に対してより敏感だということである。ライト・イーグル号の前縁は、低密度のポリスチレンフォームで、非常に精密に工作するのが難しいため、1.25%翼弦長の前縁半径(典型的な滑空機の翼型の2倍)が選択された。製作の容易さと表面の不完全さに対するこのような譲歩は、翼型抗力の平均値に約3%の低下をもたらすことになる。

上述の幾何学的パラメータの様々な効果を表2に総括する。

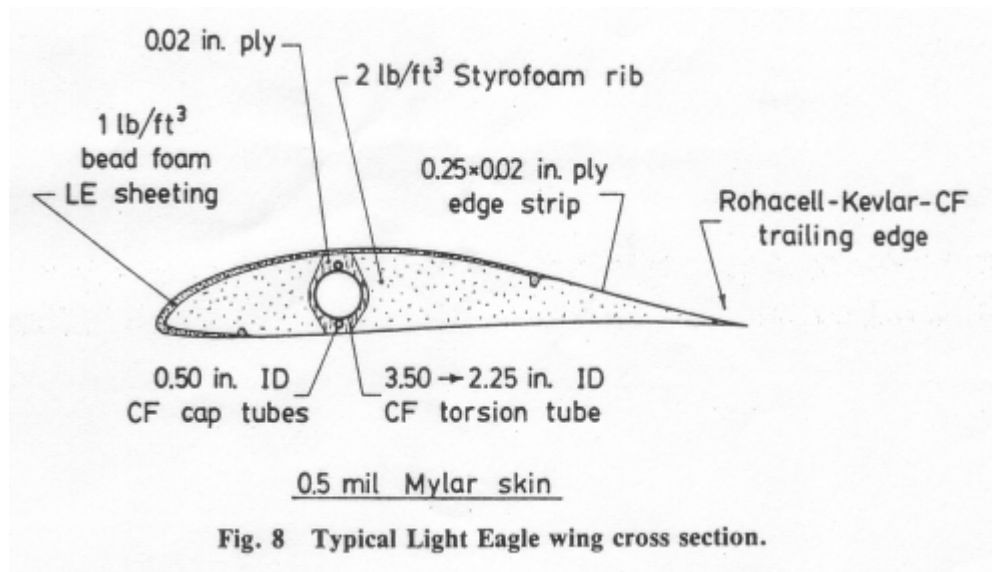


Fig. 8 Typical Light Eagle wing cross section.

表2 幾何学的設計パラメータの効果

| 下量を増加すると | 増大 | 減少 |
|----------|------------------|--------------|
| 厚さ | 抗力、 α の範囲 | 構造重量 |
| 前縁半径 | 抗力、表面不完全性の許容誤差 | α の範囲 |
| 圧力回復凹部 | 形状抗力 | C_{LMAX} |

VI. 翼型の数値設計

翼型の数値的解析法の出現に伴い、設計者は翼型設計プロセスの指針のための強力なツールを手に入れた。それは多くの計算パラメータの影響を、風洞実験によるより、もっと容易に包括的に決定できるからである。翼型の幾何学的形状が、手計算の代わりにソウトウエアを利用することによって、広範囲で、より効果的、組織的に修正できる。

翼型の幾何学的形状を入力し、その計算をするコードは、通常直接コードと呼ばれている。空力的設計パラメータが設計プロセスにおいて採用されるときには、特定の圧力分布から翼型の幾何学的形状を書き出すような逆コードが必要になる。逆コードは、しばしば設計コードと呼ばれている。そして、それは全体を纏める設計プロセスの際、逆計算より非常に多くの馴染み深い直接計算を必要とするために、適当なものとは云いがたい。逆計算の仕事を行なう多数の非圧縮性/圧縮性(コード)がある。任意の表面圧力分布を設定して、物理的に閉じた実現可能な翼型を得ることは絶対に不可能である⁶⁻⁸。理由は、その特定された圧力分布は、ライトヒル⁹が証明したように、ある種の積分拘束条件を満足しなけ

ればならないからである。それ故、これらの拘束条件が満足されるように、与えられた圧力分布を自由に修正するのが良い逆コードとなる。実際には、ほんの僅かな修正だけで足りる。

ライト・イーグル号の翼型設計プロセスでは、性能予測の全てが直接/逆の ISES コード^{8,10}によって遂行された。それは多くの遷音速ならびに低レイノルズ数翼型^{11,12}に対して有効と実証されたものである。ISES は、非粘性外部流に対しては、非定常圧縮性オイラー方程式を、境界層と後流に対しては、2-方程式型遅延散逸積分方程式を採用するゾーナル法である。粘性領域が非粘性流に与える影響は、排除厚さを考慮した表面形状により修正された。個別方程式からなる系を全体としてまとめ、それを完全ニュートン法で解いた。この解法は、困難な粘性/非粘性繰り返し法を用いなくても、制限された剥離領域を持つ流れの安定な計算を可能にする。

この ISES コード⁹は、スミスとガンベローニの方法に類似の e^9 タイプの遷移の予測方法を用いており、遷移に達するようなトルーミン・シュリヒティング¹³ 攪乱波の最大増幅波の下流への成長を表わす第一次 ODE が、粘性-非粘性全方程式系の中に、離散化されて含まれている。この計算法は、付着境界層ならびに剥離バブルの両領域において、信頼性の高い遷移予測をもたらすように思われる。¹¹

Ⅶ. ライト・イーグル号翼型

ライト・イーグル号の主翼の強いテーパした平面形により、翼弦長のレイノルズ数は翼幅に沿って本質的に変化する結果となった(540,000~180,000)。このような範囲では、一つの翼型だけでは性能が典型的に変化する。それは主として、遷移バブルのサイズと損失の変化に起因する。それ故、3つの異なるレイノルズ数(500,000、375,000、250,000)に最適の、3つの異なる翼型(DAI1335、DAI1336、DAI1238)が開発された。3つの翼型は、図1に示すライト・イーグル号の主翼が変化する中で用いられた。DAI1335は、中心パネル全体に用いられた。中間のテーパの付いたパネルの各位置では、DAI1335とDAI1336から求めた翼型を用いた。最外部の外端パネルには、翼型は、DAI1336とDAI1228から求めた翼型を用いた。これにより、各パネルを通して連続的に変化する翼型形状が得られた。

図9には、3つのライト・イーグル号の翼型に対する非粘性設計圧力分布を示している。基本的な設計戦略は、レイノルズ数の減少に伴う遷移の登り坂の長さとは後部の勾配の増加とした。これによって、低レイノルズ数になればなるほど境界層が遷移し難くなるのに対してバランスが取れることになるが、実際の翼型形状が十分正確に作られていないと、未熟な剥離と遷移の危険を侵すことになる。選ばれた実際の圧力分布は、バブル損失と、計画された製法から期待される表面精度のレベルに対する許容誤差との間の妥協となった。この妥協により、バブル損失の理由により、DAI1335は極めて穏やかな登り坂勾配を持つように設計された。これにより、理想的な登り坂に比べて、 $\approx 6\%$ の抗力の低下を招いた。3種類の登り坂の長さは、特にDAI1335では、抗力と構造重量の間の妥協の産物である。登り坂が長いとバブル損失は小さくなるが、それはまた(遷移への)臨界的なリブ間のへこみに抵抗して、ポリエステルフィルム外皮を支えるより固いフォーム材による構造重量を増加させることにもなる。更にまた、より長い登り坂は、より大きな縦揺れモーメントを生じ、主桁の捻り部材の重量を増すことにもなる。

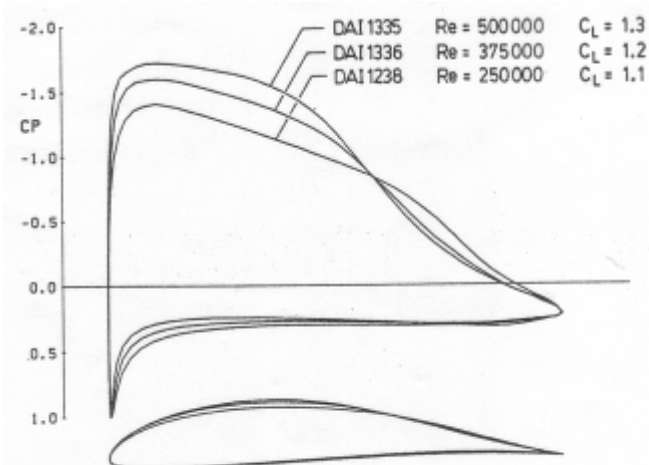


Fig. 9 Design inviscid pressure distributions for the Light Eagle airfoils.

構造上ならびに製作上の観点から、これらの3種類の翼型では、後部負荷は極めて小さくとられた。このため、後部負荷が非常に大きい場合に達成可能な値よりも低い C_{LMAX} となったが、後部表面上の流れも層流で、あまり大きくない C_M 値ならびに合理的な後縁とキャンバーが得られた。

図 10 に 3 種類の翼型に対して、ISES を使って計算された抗力ポーラと遷移位置を示す。 $\bar{n}_{CRIT}=9$ という標準的な外部攪乱パラメータの値がこれらの計算に用いられた。図 11 に DAI1335 に対する表面圧力分布の計算結果を示す。上面の圧力分布曲線における遷移バブルの効果が明らかである。

マック¹⁴は、錯乱パラメータ \bar{n}_{CRIT} におよぼす主流(境界層外のポテンシャル流のこと)の乱れの強さの影響を図式化した。しかしそれには不安定さを受けて遷移する物理的要因のどんなものでも表わし得る。振動や表面粗さのような錯乱誘起因子に対する翼型の敏感さを決定するために、 $\bar{n}_{CRIT}=4$ と $\bar{n}_{CRIT}=14$ に対してもポーラが計算された。ただし、それぞれはより強い、又は、より弱い攪乱に対応している。図 12 に DAI1335 に対する結果を示す。一般的に強い方の攪乱($\bar{n}_{CRIT}=4$)の時には、バブル損失が存在意識を持つ場合、剥離バブルにおいて早期の遷移を起こし、そのため抗力を引き下げる。高い揚力係数の場合にはバブル損失は小さい。そして強い攪乱レベルの効果は実質的に遷移点を前進させ、早期の後流剥離を引き起こすため、高い抗力と低い C_{LMAX} をもたらす。低い攪乱レベル($\bar{n}_{CRIT}=14$)はまさに反対の効果を与える。これらの計算は、典型的な低レイノルズ数翼型に付いての測定結果と一致する。

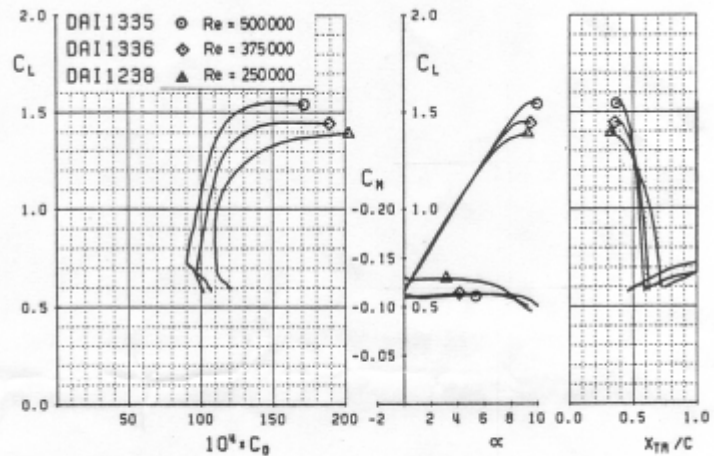


Fig. 10 Calculated operating characteristics of Light Eagle airfoils.

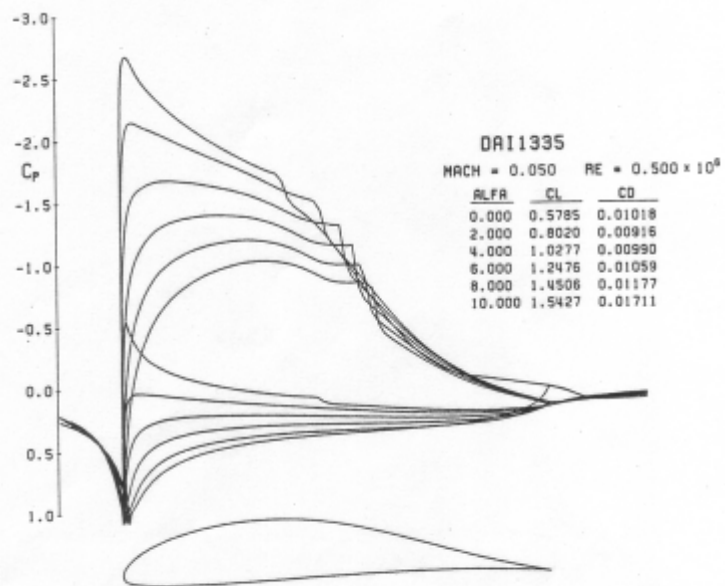


Fig. 11 Calculated viscous pressure distributions for DAI 1335 airfoil.

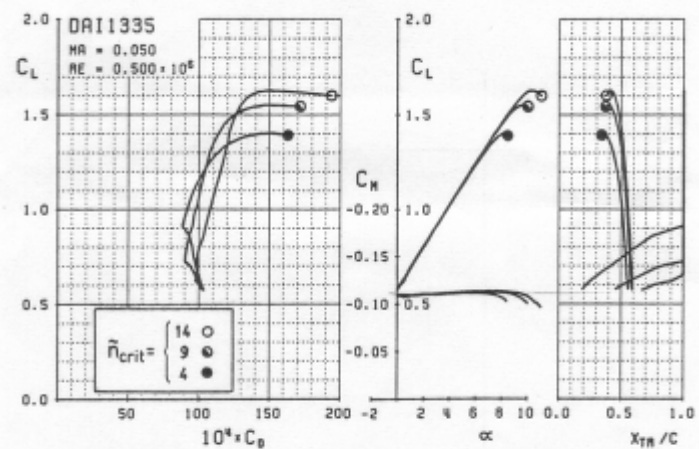


Fig. 12 Calculated DAI 1335 operating characteristics with varying disturbance parameter.

VIII. ライト・イーグル号の試験飛行の結果

ライト・イーグル号の翼型はいくつかの理由により風洞実験が行われていない。ISES コードは、以前の実験結果^{11,12}と比較して、特に設計段階での比較目的には翼型性能を評価するのに有効で、充分信頼できると判断された。設計段階での翼型を比較するために実験結果を利用することは、与えられた時間と費やすコストのために不可能であったし、実験値にはばらつきがあるため難しかっただろう。実際の翼の表面を、風洞実験用模型で複製することは事実上不可能なので、最終的なライト・イーグル号の翼型の絶対的な性能は実験的には測定されなかった。0.0005 インチ(12ミクロン)のポリエステルの覆いが飛行中の空気荷重と静的外皮張力の間で、へっこんだり膨れたりするために、ライト・イーグル号の翼の実際の外形は、意図した形状から目視でわかるくらい逸れた。さらにまた表面の粗さは、低レイノルズ数においては、翼型性能に打撃的な影響を与え(飛行試験でわかったように)、その上プラスチック外皮部を通して、様々な程度で突き出している固いフォームシートの僅かな砂状の凹凸は、縮尺模型で正確に再現することは不可能であっただろう。実物大模型での試験では、充分大きい低振動かつ低乱れ強さの風洞が無いために除外された。外部流の流れは、低レイノルズ数の翼型に非常に大きい影響を与えるものであるから、飛行時のごく低乱れの状態の環境は、風洞においてそのまま再現されなければならない。翼型性能を示す試験飛行のデータは、 C_{LMAX} の測定と翼幅に沿う遷移位置を決定するための流れの可視化からなっていた。また、全機の抗力ポーラーも高度を取るためにロープで曳航して滑空させて、全エネルギー履歴(運動と位置エネルギー)により測定され、結果はブソラリ¹⁵によって発表された。地上でのエルゴメータ(エネルギー測定器)から得られたデータと相関関係にある心拍数(心臓のエネルギー消費量)から測定されたパイロットの出力と、測定された抗力とは矛盾無く一致した。不幸にも、そのような飛行データから引き出した形状抗力の図は不確かさで波打っており、理由は、胴体ならびに尾部の抗力に対し、更に地面効果による誘導抵抗に対して修正しなければならなかったからである。更に測定された全抗力図において、約 10% のばらつきがある。沈下率が僅か 20cm/s というライト・イーグル号のような航空機に対する精密な直接的抗力測定は殆ど不可能である。±1cm/s と云うデタラメな垂直方向の気流でも、測定値に 10% のばらつきを生じるだろう。滑空試験中に支配していた、死んだように静かな条件の基でさえ、そのように小さな垂直気流は殆ど検知できない。

主翼面上の大部分は DAI1335 か、それに極めて近い翼型であるので、全翼の翼型抗力のポーラーは、DAI1335 翼型ポーラーに密接に一致しなければならない。飛行で測定された最高の C_L は 1.55 であり、この値は図 10 に示した DAI1335 のポーラーと実によく一致している。この高い値は、プロペラなしで高い高度までロープで曳航してから飛行機を滑空させて得られたものである。

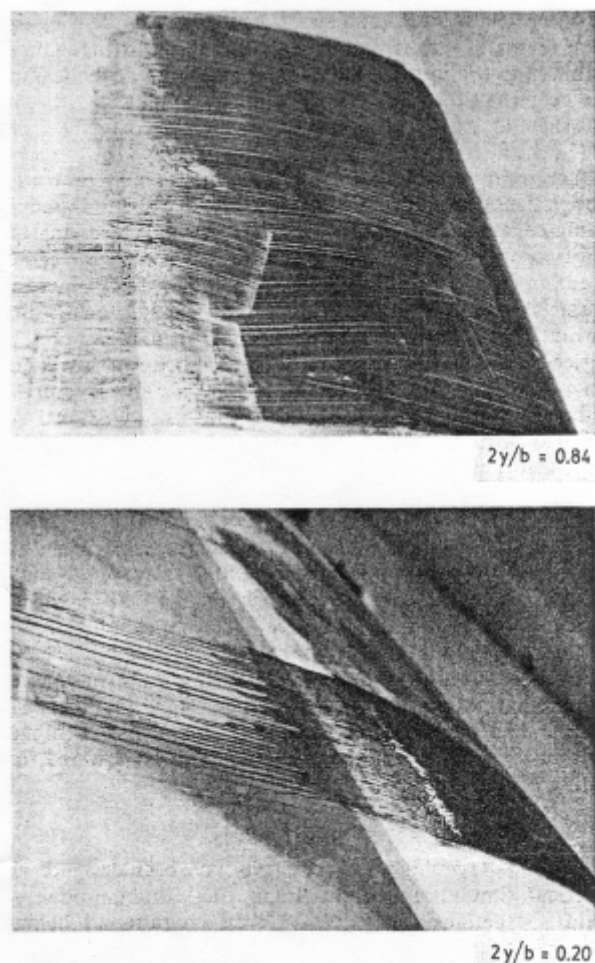


Fig. 13 Flow visualization patterns at two spanwise locations ($C_L = 1.04$).

流れの可視化試験は灯油と黒い染料の粉を混ぜた物質をスパン方向の様々な位置に塗り、数分間飛行機を一定速度でロープで曳航することで行った。充分長い時間持続された乱流の高い剪断力により、染料粉の分布の測定と写真撮影を行うために着陸した後、揚力係数が 1.04 と 1.20, 1.40 の 3 つのテストが行われた。 $C_L = 1.04$ のテストでの翼上面の流れのパターンの写真を図 13 に示す。翼の底表面では、全ての期待された揚力係数の操作において完全に層流であった。上面の 3 つのテストから得られたスパン方向の遷移線と ISES の計算から予測された遷移線を図 14 に示す。遷移が早く起こりすぎた翼端部を除いた全ての場所で、実験値と計算値は非常によく一致した。この原因は、更に内部の位置と比較して、翼端部の前縁の表面がより粗いためと考えられる。プラスチックの膜を支えるために、翼の前部 65%まで使われた粗い粒子を持つ低密度の泡状のスタイロフォームである。この粗い表面は、翼端の前縁ではその小さい前縁半径により、プラスチックの膜を強く突き出し、それが早すぎる遷移の原因になっているようだ。

他の興味深い特徴として、翼の中央部付近 ($2y/b = 0.20$) では、遷移は全く異なっており、実質的なバブル遷移が存在している傾向があるということがある。もっと外側 ($2y/b = 0.84$) で滑らかな模様から斑点模様への逆転が次第に起こる。これは“さまよう”遷移点を自然に生じる、弱いか同等の存在しないバブルを示唆する。これは、予定では DAI1336 の方がよりアグレッシブであるはずなのに、DAI1335 の方が強いバブルを持っているという事がわかった。

ライト・イーグル号のかなり初期の試験飛行プログラムで、霜や霧のために上面に悪影響が現れ、飛行機の抗力が増加した。これはパイロットに、飛行パワーの実質的な増加で感じられた。この繊細さは、広い層流領域を持つ翼型では、セール・プレーンの翼型に見られるように、典型的なライト・イーグル号の翼型にも例外なく現れた。その悪影響は、最小パワー飛行速度の増加にも影響した。これは図 12 に示したハイ・ディスタビュランスでの ISES の予想と一致した。もっと早い最適飛行速度で見られる傾向にある、より高いディスタビュランス域では、最大揚抗比 L/D での C_{LMAX} は低下する。

IX. 結論

人力飛行機ライト・イーグル号のための低レイノルズ数領域での翼型が、数値シミュレーションによって設計された。3 つの翼型の設計の理論的根拠の詳細を報告した。飛行機全体の性能を最適化するには、バブル損失の剥離を最小化することに強く左右される。強いられた構造的・製作方法のことも翼型の設計段階では十分に考慮されていなければならない。ライト・イーグル号で行われた飛行中の流れの可視化実験は、意図された位置と非常に近いところで遷移が起こっていることを示した。測定された C_{LMAX} の値も、設計した予定値に正確に一致した。滑空試験とパイロットのパワー出力(心拍数から測定された)により測定された飛行機の全体の性能は、翼型の性能から予想されたものと一致した。

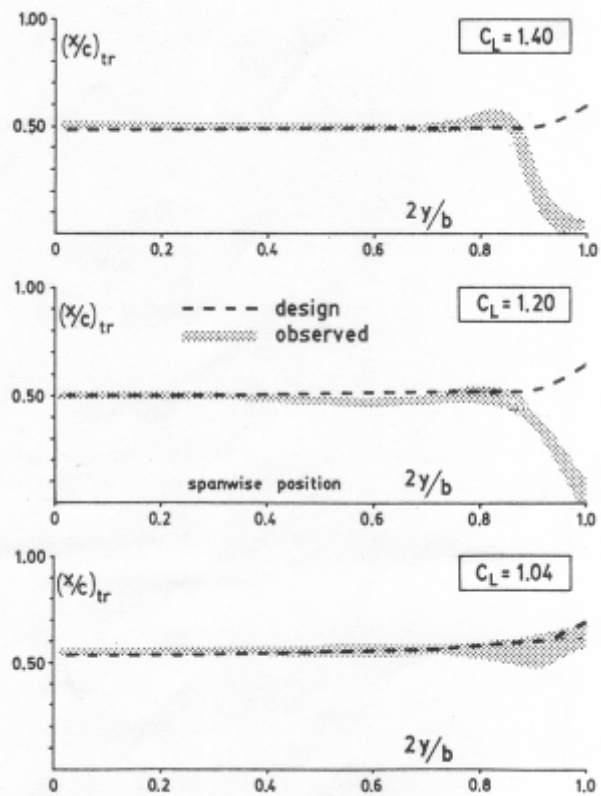


Fig. 14 Transition location results from Light Eagle flow visualization experiments.

References

- ¹Pfenninger, W., "Untersuchen über Reibungsverminderungen an Tragflügeln insbesondere mit Hilfe von Grenzschichtabsaugung," Inst. of Aero. E.T.Z., Zürich Mitteilung, No. 13, 1946.
- ²Althaus, D., "Influencing Transition on Airfoils," 17th OSTIV Congress, Paderborn, 1981.
- ³Horstmann, K.H. and Quast, A., "Drag Reduction by Means of Pneumatic Turbulators," DFVLR-FB-81-33 Rept. Braunschweig, 1982.
- ⁴Lighthill, M.J., "On Displacement Thickness," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 4, 1958, pp. 383-392.
- ⁵Wortmann, F.X., "Airfoil Design for Man Powered Aircraft," Massachusetts Inst. of Technology, Low Speed Symposium, 1974,
- ⁶Eppler, R., and Somers, D.M., "A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils," NASA TM-80210, Aug. 1980.
- ⁷Volpe, G. and Melnik, R.E., "The Design of Transonic Airfoils by a Well-Posed Inverse Method," *Proceedings of the International Conference on Inverse Design Concepts in Engineering Sciences*, Austin, TX, 1984.
- ⁸Drela, M., "Two-Dimensional Transonic Aerodynamic Design and Analysis Using the Euler Equations," Gas Turbine Laboratory Rept. 1987, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, Feb. 1986.
- ⁹Lighthill, M.J., "New Method of Two-Dimensional Aerodynamic Design," Aeronautical Research Council R&M211, June 1945.
- ¹⁰Drela, M. and Giles, M.B., "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low-Reynolds Number Airfoils," *AIAA Journal*, 1987.
- ¹¹Drela, M. and Giles, M.B., "ISES: A Two-Dimensional Viscous Aerodynamic Design and Analysis Code," AIAA Paper 87-0424, Jan. 1987.
- ¹²Smith, A.M.O. and Gamberoni, N., "Transition, Pressure Gradient, and Stability Theory," Douglas Aircraft Co., Rept. ES 26388, 1956.
- ¹³Mach, L.M., "Transition and Laminar Instability," Jet Propulsion Lab. Publication 77-15, 1977.
- ¹⁴Bussolari, S.R., Langford, J.S, and Youngren, H.H., "Flight Research with the MIT Daedalus Prototype," June 1987.