層流制御技術について*

石 田 洋 治**

Key words: Boundary layers; laminar flow control

1. 序

空力設計法の進歩と設計概念の実現を可能にする航空技術の進歩とが相まって、近年の高亜音速航空機は空力的にきわめて洗練されてきており、有害抵抗（揚力の発生に無関係な抵抗）の75%以上は外部表面に働く不可避免的な表面摩擦抵抗に起因するといわれている¹⁾。それゆえ航空機の性能を改良する（具体的には揚抗比 L/D を大きくする）試みのなかで、摩擦抵抗の減少化はとくに魅力的なものとなっている。層流制御 (laminar flow control, 略して LFC) はそのような試みのなかで最も可能性をひめたものであって、吸込みによって機体表面の境界層を積極的に制御して層流に保ち、摩擦抵抗を大幅に低減しようとする試みである。レイノルズ数が同じなら層流は乱流よりずっと小さな摩擦抵抗しかもたないからである。

LFC の実用化に際して必要な理論や製作技術は、1940年代の半ばごろにはかなりよく知られており、英国、ドイツそして米国で LFC の可能性が研究された。その集大成ともいべき実機 (X-21) プロジェクトが1960-66年に亘って米国のノースロップ社によって遂行された。この飛行試験の結果はそれまでの風洞実験等による研究成果の正しさを証明するとともに、LFC の可能性も実証した^{2), 3)}。しかしながら LFC の一般的実用化までには至らず、その後エンジンの改良や燃料費の低落その他の理由が重なって、LFC に対するニーズが低下してしまった。

近年になって燃料費が高騰し、それが航空機の直接運航費 (DOC; 燃料費, 乗員経費, 整備費等直接航空機を運航させるに要する費用) の大部分を占めるようになるにつれ⁴⁾, LFC に対する関心が復活した。ある評価によれば^{4), 5)}, 大洋横断クラスの航続距離の大きい航空機の場合, LFC による摩擦抵抗は (非 LFC 機とくらべて) 20~40% の燃料節約をもたらす, DOC に対して 8~10% の低減をもたらす。このような大幅な

性能改善を単独で可能とするものは、LFC を除いては見当たらない。この点に LFC の関心が再び高まった大きな理由があるであろう。しかも X-21 のときから見て空力理論、構造、素材、工作法などの面で格段の進歩がなされている点も、技術的な面からの LFC 研究をいっそう現実的なものになっている。もちろん現在でもなお経済的な面から LFC の実現を疑問視する向きがないわけではない⁶⁾。しかし潜在的可能性の大きな新技術を先行的に研究しておくことは決して無駄ではないであろう。

LFC に関しては多くのすぐれた解説が公表されており^{6), 7)}, 本誌でも20年前に中口⁸⁾の総括的な、また最近では久保田ら⁹⁾の簡にして要をえた解説がある。基本的な事項についてはこれらの解説につけ加えることはほとんどない。本解説ではそれゆえ、実際の LFC システムの設計を念頭において、個々の事項を設計の流れに沿って若干詳しく説明することとしたい。その際、X-21 プロジェクトの時点とくらべて進歩した点をできる限り強調することにする。対象は高亜音速ないし遷音速で飛行する後退翼航空機に限ることとする。航続距離の大きな、そのような大型輸送機に対して、LFC が最も経済的に有効であるからである¹⁰⁾。

2. LFC システムの設計手順

LFC 航空機の設計には経済性はもとより、空力、構造、エンジンなどすべてを含めた総合的検討を必要とするが、ここでは全機の一構成成分としての LFC システムをとりあげ、主にその空力設計問題について考えることにする。

第1図は LFC システムの一設計手順を示したものである。まず基本翼の設計から始まる。それに対して LFC を適用するわけである。次に基本翼上の境界層を層流に保つのに必要な吸込み量の決定が問題になる。その途中で基本翼まわりの非粘性流計算、三次元境界層計算、境界層安定計算が行われる。吸込み量が決定された後は、吸込み方式の設計に入る。これには吸込み表面、吸込みダクトおよび吸込みコンプレッサの設計などが含まれる。この吸込み方式が基本翼に適

* 昭和57年9月29日原稿受理 A Note on Laminar Flow Control Technology

** 航空宇宙技術研究所 Yoji ISHIDA

第1図 LFC 翼の一設計手順

合するかどうか検討し、具合が悪ければ修正して再設計を行う。時には基本翼から修正しなければならないことも生じる。最終的にうまく適合すれば、LFC システムの設計サイクルは終了する。

以下この設計手順に沿って個々の項目を説明することにする。

3. 基本翼の設計

基本翼としては当然のことながら高亜音速もしくは遷音速において性能のよい三次元翼を設計する必要がある。スーパークリティカル翼型の概念を基本にした三次元翼の設計がこの目的にかなうであろう。LFC を適用する場合に考慮すべき設計条件としては、後退角はあまり大きくないこと、前縁半径は小さいこと、翼面上の等圧線がスパン方向に直線となること、がまず考えられる。前二者は前縁付着線 (leading edge attachment line) に沿うスパン方向の乱流汚染 (6章参照) を、高いレイノルズ数まで抑止する上で効果があり、後者は吸込み量がスパン方向に一樣 (すなわち弦長方向吸込み量分布がスパン方向に相似) にできる点で有効である。このほかに設計点では翼面上で衝撃波が発生しないこと、LFC の機能が損われたときパフュームが発生しないことも設計条件として重要である。現在の空力理論の進歩はこれらの条件をみたとように翼を設計することをほぼ可能にしている。X-21

第2図 NASA で設計された超臨界 LFC 翼断面 (文献 36) より)

の時代にはそのような理論設計は困難であった。

現在米国では NASA の Aircraft Energy Efficiency (AEE) 計画が進行中であり、NASA、ダグラス社およびロッキード社が各自の LFC システムの研究を行っている。基本翼設計もそれぞれ特徴があるが、いずれも上記の設計条件は考慮に入れられている。第2図は NASA で設計された LFC 後退翼断面を示す^{15), 36)}。

4. 必要吸込み量の決定

基本翼が決まると次の問題は設計条件 (そして可能な非設計条件) において、翼面上の境界層を層流に保つために必要な吸込み量を決定することである。このためには吸込みのある三次元後退翼境界層の安定、不安定を含めた問題を定量的に扱うことが必要であるが、説明の便宜上まず最初に三次元境界層の不安定型について、定性的に述べることにする。

4.1 三次元後退翼境界層の不安定型 二次元境界層では主流方向に伝播する擾乱波の不安定 (TOLLMIEN-SCHLICHTING 不安定) がおもに問題になるが、三次元境界層ではこのほかに横流れ方向 (主流方向に直角な方向) に伝播する擾乱波の不安定 (横流れ不安定) と、凹状表面上の停滞した擾乱波の不安定 (TAYLOR-GÖRTLER 不安定) とが問題になる。このうち、T-G 不安定は三次元後退翼上で必ずしも常に見られるわけではない (凹状表面のない翼には見られない) が、横流れ不安定は常に観察されるものである。そこで横流れについて説明する。

後退翼では等圧線が後退しているから、気流に直角な方向に圧力勾配 $\partial p / \partial z$ ができる (第3図(a)). 境界層内では厚さ方向に圧力 p は一定であるから、この圧力勾配 $\partial p / \partial z$ は層の厚さ方向に一樣に働く。しかるに境界層内の速度は壁に近づくにつれて遅くなるから、壁に近い流れほどこの圧力勾配の影響を強く受け、層外のポテンシャル流よりも大きく曲げられる (第3図(b)). それゆえ外部流に直角方向の速度成分が現われ

第3図 後退翼における横流れの発生

第4図 横流れ速度分布 W_n の一例 (文献 17) より

第5図 波長の異なる擾乱波の、伝播方向による増幅率のちがい (文献 17) より

る。これが横流れであり、後退翼三次元境界層の大きな特徴の一つである。横流れ速度分布は第4図に示すように物体表面での0から増加して最大値に達し、境界層外縁で再び0になる。この分布形は必ず変曲点をもつので境界層内の擾乱を著しく不安定化する。この横流れに関連した不安定が横流れ不安定であって¹⁰⁾、三次元境界層固有の不安定型である。

三次元境界層では一般に擾乱は主流と横流れ方向の間のすべての方向に伝播しうる。そして擾乱の種類(振動数と波長によって特徴づけられる)によって増幅されやすい方向、されにくい方向が異なる。第5図はその一例を示す。この図は次節で述べる線形安定計算法¹⁷⁾によって計算された波長の短い擾乱と長い擾乱

の増幅率を、擾乱の伝播方向 ψ の関数としてプロットした結果である。 $\psi=0^\circ$ は主流方向に、 90° は横流れ方向に対応する。同図破線は波長の短い擾乱の場合で、 $\psi=90^\circ$ 付近に孤立的に増幅が現われており、横流れ擾乱に対応する。実線は波長の長い擾乱の場合で、 $\psi=0^\circ$ に最大増幅率をもっている。これは TOLLIEN-SCHLICHTING 波に対応していると考えられる。

なお第2図に示したような翼の場合には、翼下面の2カ所で凹状表面があり、そこでは TAYLOR-GÖRTLER 不安定が支配的になるので、その安定化を考慮する必要がある¹⁵⁾。

4.2 三次元層流境界層の安定計算 LFC は吸込みを行うことによって前節で述べたような後退翼三次元境界層に固有な不安定性を抑制して流れを層流に保とうとする試みである。吸込みにはパワーが必要であるから、与えられた設計条件で流れを層流に保つのに必要な吸込み量があらかじめ評価できればむだなエネルギーを使わなくて済むことになる。そのような評価を行うためには吸込みのある三次元境界層の安定計算を行う必要がある。

この分野でも X-21 のときからくらべると格段の進歩がなされている。X-21 プロジェクトでは安定性判定基準としては境界層の平均速度分布(流れ方向、横流れ方向とも)だけを含む経験式が使われた³⁸⁾。これらの経験式は使いやすいが適用範囲は制限される。今日では線形擾乱方程式を数値的に解く安定解析法が使われている。これには適用範囲の制限はほとんどない。

二次元境界層の場合には ORR-SOMMERFELD (O-S) 方程式と呼ばれる擾乱方程式を解き、速度や圧力の微小擾乱が増幅するか減衰するかを調べる。三次元境界層の場合も安定計算の考え方は同様であるが、擾乱成分が3個になる点が異なる。これらの擾乱方程式は、NAVIER-STOKES 方程式から導出できる¹⁰⁾。幸いなことこれらの方方程式系は、SQUIRE 変換によって二次元 O-S 方程式と形がまったく同じの、1個の式(三次元 O-S 方程式と呼ぶ)に帰着され、解析が著しく簡略化されることが知られている。この三次元 O-S

第6図 三次元擾乱の伝播方向, ψ

方程式は擾乱波面に垂直な方向（第6図の $\vec{x}$ 方向）に関する擾乱方程式になっている。この式には擾乱変数のほかに、その擾乱が存在する境界層の特性量（平均速度とその二階微分、およびレイノルズ数）が含まれている。

三次元 O-S 方程式では擾乱は三次元的に伝播する波動として数学的に記述され、与えられた境界層の中でそれが時間的または空間的にどのように増幅するかが調べられる^{21), 22)}。具体的には三次元翼面上の各点において擾乱の伝播方向をさまざまに変えて解き、増幅率が最大になる方向を求める。そして増幅率をその

方向に沿って下流側に積分していく。任意の弦長方向位置におけるこの積分値（最大増幅係数、 n_{max} ）は、次にのべる遷移判定法（ e^N 法）で必要となる。

LFC は高亜音速航空機にも適用されるので安定計算は圧縮性境界層について行う必要があるが、実用的な圧縮流安定計算コード¹⁸⁾⁻²⁰⁾の開発はあまり進んでいない。現在の実用計算はほとんど非圧縮コード^{13), 17)}に頼っている。第7図は非圧縮コードと圧縮コードの計算結果の比較³⁶⁾を示したものである。最大増幅係数 n_{max} については前者は後者より 15~40% 大きめに予測する。すなわち非圧縮コードは安全側に

第7図 非圧縮安定計算コードと圧縮安定計算コードによる増幅係数のちがひ (文献 36)より)

第8図 必要吸込み量を決定するための繰返し計算の手順 (文献 36)より)

評価しすぎるのがわかる。それゆえより正確な吸込み量の評価を行うためには、圧縮コードを使う必要があるであろう。

4.3 遷移の予知と必要吸込み量の決定 線形安定計算の結果が遷移の予知とどのように関連づけられるかは、現在なお未解決の問題であるが、実用的な方法としては e^N 法というのがある¹¹⁾。これは上述の最大増幅係数 n_{max} がある値 N に達したら遷移が生じるというもので、実験的遷移点との相関から $N=9\sim 12$ の値がしばしば使われている。

この e^N 法を使うとして具体的に吸込み量をどのように決定するかを述べる (第8図を参照のこと)。まず吸込み分布を適当に仮定して基本翼の三次元層流境界層の計算を行う。これは三次元 O-S 方程式に現われる平均速度分布を与えるのに必要である。三次元境界層の計算法については CEBECI & BRADSHAW²³⁾, BRADSHAW *et al.*²⁴⁾ の教科書を参照されたい。境界層の計算には外部流速が与えられねばならないが、今日では多くのすぐれた非粘性流計算法が利用できる¹²⁾。

境界層の計算ができれば、4.2 節の安定計算を行って弦長方向に増幅率を求めていくことができ、それを積分して最大増幅係数 n_{max} が求められる。そして e^N 法によって境界層が遷移するかどうか判定される。もし遷移を起こせばあらかじめ仮定した吸込み量を修正して再計算を行う。このようなくり返し計算により必要吸込み量が最終的に決定される。

この e^N 法と、4.2 節で述べた X-21 遷移判定法とを比べると、後者は安全側 (すなわち吸込み量を多め) に評価しすぎる³⁹⁾ ことが知られている。このことや前節で述べた圧縮性安定計算コードの代りに非圧縮コードを使うことは、吸込みに必要なエネルギーを過大に評価することにつながるの、省エネルギーの観点から好ましくない。安定計算も含めた精度のよい遷移予知法の研究が今後とも必要になるであろう。

5. 吸込み方式の設計

前章において LFC 設計に必要な理論的必要吸込み量が決定された。次の問題はこの吸込み量をいかなる方法で実現するか、つまり吸込み方式をどのように設計するかである。吸込み方式には吸込み表面、吸込みダクトおよび吸込みポンプの各システムが含まれる。吸込み方式は実際には個々の場合によって異なるから、ここでは一般的な事柄だけを述べることにする。

5.1 吸込み表面 翼表面から空気を吸い込むには、基本的には表面外皮に孔やスロットをあけてその内部に外部圧より低い圧を与えてやればよい。理論的

必要吸込み量は連続的に変化するから、翼面上必要な部分を多孔質表面でおおい、内部の負圧を場所ごとに必要な値に保つ (すなわち分布吸込みにする) のが、吸込み表面として許容粗さや吸込みパワーの点から理想的である⁸⁾。そのため LFC 研究の初期には、焼結銅板 (BRASLOW *et al.*²⁵⁾) や、Monel (商品名: ニッケルと銅の合金で耐酸性が強い) の金網 (HEAD *et al.*²⁶⁾) が分布吸込み用表面として用いられた。しかしながらこれらは部分的成功はおさめたものの、その後の主流とはならなかった。当時 (1950 年代) は必要吸込み量の評価があまり正確でなかったため、内部負圧が十分でないところが現われて、局所的な吹出しが現われたりした。またモノルの金網では、金網に小さな異物がひっかかりやすく、そこから乱流くさびが発達した。それに強度上の問題からある程度厚い表面外皮を用いなければならず、それが重量増加を招いた。さらに当時の技術ではこれらの吸込み表面を精度よく製作することは困難であった。

これらの理由から分布吸込み表面は後で述べるスロット表面にとって代わられた。しかし、近年の素材工学や製作法の進歩は、分布吸込み表面の実用化の可能性を著しく高めている。米国のダグラス社は NASA の後援の下に分布吸込み式の LFC システムの研究を行い、その結果を報告している^{27), 39), 40)}。それによれば、うすい (たとえば 0.63 mm) チタン板に電子ビームドリル工法で細い孔 (たとえば直径 0.063 mm) をたくさんあけた表面が、分布吸込み表面として空力的にも構造的にも最適である。

初期の分布吸込みが満足すべきものでなかったため LACHMANN は小さな幅の多孔質表面を翼弦方向にいくつか離散的に分布させて使う方法を考案した²⁸⁾。構造的には丈夫になったが、多孔質部分と翼部分のつなぎ目が十分滑らかにできない欠点があった。今日ではこの方式はほとんど使われていない。

X-21 プロジェクトではスロット表面による LFC システムが研究、開発された。これは非常に幅の狭いスロットを弦長方向に密な間隔であけたもので、離散的吸込みとなるが、分布吸込みに近い効果が得られる。LFC 吸込み表面としてこれまでいちばんよく研究されており⁷⁾、これからも前述の孔あき表面とともに使われると思われるので、少し詳しく述べることにする。

第9図(a)はスロット表面の代表的構造を示したものである。幅の狭いスロットの真下にプレナム室がありその底面に吸込みダクトに通じる小さな孔 (bleed hole) があけられる。この例では支流ダクトがもうけられているが、これはブリードホールからいきなりダ

第9図 (a)代表的なスロット表面の構造, (b)スロット表面の幾何形状を規定するパラメータ

クト内に吸込み空気が流入して、ダクト流と不必要な混合をおこさないようにするためである。スロット幅 s 、プレナム室の高さ h 、およびブリードホールの位置 a (第9図(b))は、吸込みによって誘起される擾乱 (それは境界層の早期遷移の要因となる) を最小にするために注意深く設計されねばならない⁷⁾。

スロットはスパン方向に直線的に (たとえば等パーセント弦長線に沿って) あけられることが多い。これは後退翼では等圧線がスパン方向に直線になるように設計されるため、吸込み量をスパン方向に一定に保つのが容易であるからである。前縁と後縁付近では横流れ不安定を抑制するために非常に多くのスロットが必要となる。翼中央部 (そこでは T-S 不安定が卓越する) ではスロットの間隔は若干大きくなる。

スロット表面を使うにせよ孔あき表面を使うにせよ、各スロット (または各孔) ごとに内部負圧を変えることが理想的であるけれども、現実的にはきわめてむずかしい。したがって実際にはいくつかのスロット (または孔) をまとめて一つのダクトに導き、そのダクトの負圧を一定に保つ方式が使われる。個々のスロット (または孔) の吸込み流量は共通のダクトに通じるブリードホールの孔径を変えて調節される。

スロット表面と孔あき表面はどちらが LFC 表面としてすぐれているかは慎重に検討すべき問題である。後者のほうが空力的にはすぐれているが、初期のころは構造、重量かつ疲労寿命の点で適当な表面素材を求めるのが困難であった。そのためその当時技術的に可能であったスロット表面が多用され、X-21 プロジェクトで実機テストに供された。スロット表面は 1976 年から始まった NASA の AEE 計画においても、NASA 自身やロッキード社によって研究されている。しかし、より性能を高めるためには非常に幅の狭い

(たとえば 0.076 mm) スロットを、きわめて高い許容公差でスパン方向にあける必要があるが、今日でもその製作は容易でない。その他の困難さもいくつか指摘され始めている⁴⁰⁾。これはすでに述べたように、チタンの薄板に電子ビームドリル加工により無数の細かい孔をあける技術が進歩してきて、構造、重量および疲労寿命の点ですぐれた孔あき表面が実用的になってきたため、相対的にスロット表面の重要性が下がってきたことの反映であろう。NASA は 1983 年に、Jetstar 機を使って、スロット表面と孔あき表面を用いた LFC グローブをそれぞれ左翼と右翼にとりつけ、性能の比較をすることになっている。

5.2 吸込みダクトの設計 吸込み表面から吸い込まれた空気は翼内部に配置されたダクトを通して吸込みポンプに導かれ、大気に放出される。それに必要なパワーを抵抗係数に換算した値を吸込み抵抗 C_{Ds} と呼ぶ。第10図はある LFC 翼の全弦長層流が実現されたときの全抵抗係数 $C_{D\infty} (=C_{Dw} + C_{Ds})$ を示したものであるが、ウェーク抵抗 (通常の意味の翼抵抗) と吸込み抵抗 C_{Ds} をくらべると、後者が圧倒的に大きいことがわかる。したがって C_{Ds} 、すなわち吸込みパワーを最小に保つことは、LFC 翼の成功にとって必要不可欠である。吸込みパワーは全吸込みシステムにおける全圧損失に比例するといつてよい。したがって吸込みダクトの設計は、この全圧損失を最小にすることを目標とするものでなければならない。

吸込み空気は翼表面のスロットまたは孔を通してプレナム室に入り、ブリードホールを通して細い一次ダクトに流れ込む。その後細いダクトの流れがより太い

第10図 30° 後退角 LFC 翼の抵抗係数の一例
 $C_{D\infty} (=C_{Dw} + C_{Ds})$: 全抵抗; C_{Dw} : ウェーク抵抗; C_{Ds} : 吸込み抵抗

第11図 吸込み系における種々の全圧損失

第12図 曲りダクトにおける全圧損失

ダクトにまとめられ、吸込みポンプに達する。全圧損失を小さくするためには、この吸込み空気を空力的にできるだけきれいな形に流すことが必要である。具体的には、スロット (または孔) からプリナム室に入るときの混合による損失、ブリードホールからダクトへ流れ込むときの噴出空気とダクト流との混合による損失、ダクト内の流れの摩擦抵抗による損失 (第11図)、ダクトが翼幅方向から弦長方向 (またはその逆) に曲がる場合の二次流れや剥離による損失 (第12図) などがおもな全圧損失要因と考えられる。混合による損失を小さくするためには、たとえば支流ダクト (第9図) を設けたり、斜めにブリードホール (第11図) をあけることが考えられる。ダクト内の摩擦抵抗は避けられないが、ダクト壁をなめらかにしたり、ダクト形状を適当なものにすることにより、その値を小さくすることはできるであろう。またダクトの曲りによる損失を小さくするには、曲り自体をできるだけ緩かにすることや、ダクト内に曲り羽根を設けるなどの手段が考えられる。

吸込みダクトの設計は、主翼の構造によって左右されるが、LFC にとって重要な問題であり、より積極的な研究がのぞまれる。

6. LFC 技術の諸問題

前章まで LFC の空力設計に関する、主として理論面の基本概念について説明した。本章では LFC の実用化に際してそうぐうする技術的問題点を述べ、それに対する対策について述べることにする。

LFC の実用化におけるいちばん大きな技術的問題は、LFC を働かせたにもかかわらず、航空機が運航中に経験するいろいろな外部擾乱によって層流境界層

が早めに遷移してしまうことに対する対策である。そのような外部擾乱としては、低空飛行時に経験する翼前縁領域への昆虫の死がいの付着^{29),30)}、高空飛行時に (気象条件次第で) 経験する翼前縁付近での着氷、離着陸時に経験する滑走路から飛ばされた小石などの翼下面への衝突による損傷、などがある。前二者は前縁付近の粗さとして層流境界層を容易に遷移させてしまう。後者は小石の衝突が翼表面をいため、LFC の機能を部分的に破壊するので、そこが擾乱発生源となり境界層を遷移させる。

着氷に対する対策は従来どおり防水装置を取り付けることである。ただ LFC 翼の場合には前縁付近に吸込み装置を取り付けねばならないため、構造が若干複雑になり設計もむずかしくなる。

昆虫の死がいの付着に対する対策はいくつか考案されている。ボーイング社¹⁶⁾は前縁付着線にスリットをあけ、そこから (昆虫などが衝突するおそれのある低空飛行のときだけ) 高圧空気や水を吹出させる方法や、低温物質 (たとえば液体窒素 LN_2) で前縁付近を冷却 (-15°C) し、翼表面に霜を発生させる方法を提唱している。これらはその原理は明白であるけれども、実用化のためにはさまざまな運航条件を想定して試験を行う必要がある。一方、ダグラス社⁴⁰⁾は前縁フラップに似た前縁防護装置を使う方法を提唱している。この装置は高揚力装置も兼ねることができ、使用しないときは翼下面に収納される。ただし、この場合には翼下面には LFC を施すことはできない。ダグラス社では、翼下面は上述のように滑走中に小石などの衝突の問題があるので、LFC 化は避けたほうがよいと考えている。翼下面の LFC は、修理や維持作業が (上面よりも) ずっとむずかしいことも、翼下面 LFC 化のメリットを低下させている。ただ下面を LFC 化しない場合、LFC の効果が減じるのではないかという恐れがある。ダグラス社の評価⁴⁰⁾によれば、上、下面とも 70% コードまで吸込みを行った場合と、上面のみ 85% コードまで吸込みを行った場合とでは、後者は前者より翼型抗力 C_d にして約 30% 大きくなる。し

かしの C_d の若干の増加によるペナルティは、LFC システムの簡略化、翼構造の効率化、翼揚力システムの改良等により十分補えるとしている。翼の両表面を LFC 化することが必ずしも必要ではないという考えは現実的で、注目に値する。X-21 LFC 機では翼上下面にスロット吸込みが施された。LFC に対する考え方に変化が見られることがわかる。

航空機の運航中に経験する外部擾乱のほかにもいくつかの擾乱源がある。音響擾乱（ノイズ）は境界層内の T-S 波を励起して早期遷移の要因となるので、できるだけ除くようにしなければならない⁷⁾。ノイズ源としてはジェット排気、機体の振動などの外部ノイズと、ダクト内に発生する内部ノイズがある。ジェットノイズについては、ノイズ自体を弱くすることのほかに、エンジンを主翼からできるだけ離す（たとえばリヤエンジンにする）などの処置がとられる。内部ノイズではダクト内に定在波ができる場合が厳しい。これを防ぐためダクトの端に吸音材を貼ることが行われる。なお、許容ノイズレベルは 100~110 dB であるといわれている¹⁶⁾。

翼表面の不完全さも、上述の昆虫、氷の付着による粗さとは別の粗さとして境界層の遷移を促進する要素となる。これらには表面の段差、すき間、波状凹凸などがある。その許容レベルは実機大の翼において数ミリ以下である。このレベルを実現することは、現在の設計、技術水準からみてそれほど困難ではないであろう。

レイノルズ数が高くなるにつれて、LFC の実現はそれだけきびしくなる。適度なレイノルズ数では問題にならなかったことが、層流境界層に対する大きな擾乱としてクローズアップされるからである。そのようなものとしては、吸込み誘導擾乱、前縁付着線に沿う乱流汚染などがある。前者はスロット（または孔）から吸い込まれた空気がプリナム室で不安定となることから生じるものであり、後者は前縁付着線境界層の不安定化による乱れや、翼胴結合部付近の乱れが前縁に沿ってスパン方向に広がっていく現象である。プリナム室内の流れ模様は第13図に示すようにきわめて複雑であり、スロットレイノルズ数が100を越えると不安定になり変動を始める⁷⁾。その変動が圧力波として外部境界層に伝わっていくわけである。それを防止するにはプリナム室を浅くすること、ブリードホールの位置（スロットに相対的な位置）を適当に選ぶことが効果的である⁷⁾。

前縁付着線に沿う乱流汚染を防止するためには、前縁付着線流れの運動量厚レイノルズ数 $Re_{\theta,1}$ が100以下であるようにする必要がある。この $Re_{\theta,1}$ の値

第13図 プレナム室内の渦模様

④ $h=s$, ⑤ $h=1.6s$, ⑥ $h=1.5$; ④と⑤はスロットをはさんで対称的に2列の孔が, ⑥は1列の孔のみが配置されている (文献7)より)

では境界層は安定であるからである。 $Re_{\theta,1}$ は近似的に

$$Re_{\theta,1} \propto \frac{\sin \Lambda}{\sqrt{\cos \Lambda}} \sqrt{\frac{U_\infty R_0}{\nu}}$$

(ただし、 Λ は後退角、 U_∞ は一様流速、 R_0 は前縁半径、 ν は動粘性係数)と書ける³²⁾。したがって、 $Re_{\theta,1}$ を小さくするためには後退角 Λ 、前縁半径 R_0 、単位レイノルズ数 U_∞/ν をそれぞれ小さくすればよい。しかし、設計条件によってはこれらの条件を必ずしも満たすことはできないから、別的手段で $Re_{\theta,1}$ を小さくする必要がある。これまでに使われた手段は三つある。前縁境界層吸込み³¹⁾ (弦長方向に切ったスロットを、狭い間隔で前縁に沿ってスパン方向にならべたもの)、前縁フェンス⁷⁾ (前縁に沿うスパン方向流れをさえぎるように弦長方向に立てられたフェンス。ただし、下流側では剝離を防ぐため吸込みを行う) および前縁バルジ^{33), 34)} (翼胴結合部近くの前縁にとりつけられたこぶ状の突起) である。後二者は翼胴結合部から前縁に沿って伝播してくる乱れをさえぎることに重点がおかれている。

なお、吸込み誘導擾乱や前縁付着線乱流汚染は、高いレイノルズ数で問題となる現象であり、LFC の有効レイノルズ数の上限を決めるのに寄与するだけである。したがって運航時のレイノルズ数で問題とならない限り、これらに必要な以上の対策を講ずることは得策ではないであろう。

7. 過去の実績と現状

前章まで LFC の基本設計概念や、実用化に際しての技術的問題点とその対策について述べてきたが、そのような努力をした結果、はたして LFC はどの程度抵抗減少に効果があるか、をこれまでの試験結果から具体的数値を見てみることにする。

第14図は、X-21 プロジェクト以前の LFC 翼の最小抵抗係数 $C_{b,0}$ を翼弦長レイノルズ数に対してプロ

第14図 LFC 翼の全抵抗係数 C_D 。(文献 1)より)

ットした結果であり、比較のため乱流平板と層流平板の抵抗係数が示されている。F 94 と Vampire のデータは実機試験（ただし、翼にグローブをはめたもの）で、残りは風洞試験データである。実機試験では臨界レイノルズ数は約 35×10^6 であり、風洞試験では気流の擾乱を小さくすれば、約 30×10^6 であることがわかる。後退角のない翼 (F 94) と 30° 後退翼をくらべると、前者のほうが臨界レイノルズ数が若干高い。これは後退翼境界層のほうで横流れ不安定のため、より不安定性が強いことによる。Vampire の C_D は若干高い。乱流平板翼の抵抗はこれら各 LFC 翼のそれより 3~10 倍も高い。しかし層流平板翼の値までは下がらない。この図には示していないが、LFC の有無によって抵抗がいかに変わるかを見ると、Vampire では LFC がある場合には、ない場合の 70~80% の抵抗減となり、BRASLOW *et al.*²⁵⁾ の風洞試験では C_D が 0.0045 から 0.0017 まで減少した、との報告がある。

LFC 研究の歴史のなかで唯一の LFC 機である X-21 では、臨界レイノルズ数は 47.3×10^6 まで増加し、そのときの翼抵抗係数（吸込み抵抗を含む）は 0.0008 であった。この機体では翼の上下面にそれぞれ 120 個のスロットを用いて吸込みを行うとともに、前縁に沿う乱流汚染を防止するための前縁フェンスを用いている。またエンジンは後部胴体にパイロンで吊り下げて、エンジンノイズが翼境界層に大きな効果を与えないように配慮している。全機の抵抗係数は吸込みなしのときの $C_D = 0.0220$ から 0.0179 まで減少した。 L/D にして 15.2 から 18.8 に増え、航続距離にすると 11% の増加となった。（ただし、これらの数値は全

翼面積の 78% が層流化されている場合である。層流化がさらに広がれば当然これらの数値も変わる³⁵⁾。）

X-21 プロジェクト以後は表立った研究開発は行われなかったが、1976 年に NASA は AEE 計画をスタートさせ、NASA、ボーイング社、ダグラス社およびロッキード社が 1990 年代に実用化の目標をおいて研究開発を再開した。巡航マッハ数 0.8、航続距離 10,000~12,000 km、巡航高度 12,000 m、乗客数 200~400 人を想定して、各社が独自のアイデアで設計研究を行っている。NASA は第 2 図に示したようなスーパークリティカル翼を基本にしたスロット表面翼を設計し、風洞試験によりその性能を確認している。模型（構造、素材）、風洞試験法³⁷⁾、空力設計法のすべてに最新の知識、技術を駆使している³⁶⁾。ボーイング社、ロッキード社はスロット表面による LFC 方式を、ダグラス社は孔あき表面方式を採用している。ロッキード社とダグラス社の LFC システムは、1983 年に NASA の Jetstar 機をとりつけて、実機（ただし、グローブとして）試験を行い、その性能を比較することにしている。アメリカ以外では、組織だった研究開発の動きはいまのところ見られない。

8. む す び

LFC は若干の盛衰はあったものの、すでに 40 年以上の間研究開発が続けられており、これまでに述べたように技術的には多くの問題が解決されてきた。これからの理論的空力設計法の進歩や、革新的な素材、製作法の開発等を考えると、LFC の技術はますます信頼性が向上するであろうと期待される。現在、経済性の点で通常の航空機に劣っているが、石油燃料の高騰が続けば、LFC 航空機は現実性を増すであろう。逆に石油事情が好転すれば、LFC に対する関心はうすれるであろう。しかし、LFC に限らず省エネルギー技術については、短期的な社会情勢によって左右されるべきでなく、長期的観点から絶え間のない研究開発を推進すべきであろう。三次元境界層の安定問題という流れの基礎物理にかかわる問題から、LFC システムの設計という工学的な問題まで含んだ LFC 研究の多様さは、研究者、技術者にとって魅力ある対象であると思われる。わが国でも独自の LFC 技術が開発されることを期待したい。

本稿の執筆をすすめて下さった第 14 期会誌編集委員長、神谷信彦博士および発表の機会を与えていただいた学会編集理事の方々に心から感謝の意を表する。

参考文献

- 1) ANTONATOS, P. P.: Laminar Flow Control-Concepts and Applications, *Astronautics & Aeronautics*, Vol. 4, No. 7 (1966), pp. 32-36.
- 2) KOSIN, R. E.: Laminar Flow Control by Suction as Applied to the X-21A Airplane, *J. Aircraft*, Vol. 2, No. 5 (1965), pp. 384-390.
- 3) MAGLIERI, D. J. and DOLLYHIGH, S. M.: We Have Just Begin to Create Efficient Transport Aircraft, *Astronautics & Aeronautics*, Vol. 20, No. 1 (1982), pp. 26-38.
- 4) MURACA, R. J.: Laminar Flow Control Overview, NASA CP-2036 (1978), pp. 349-356.
- 5) POPE, G. G.: Prospects for Reducing the Fuel Consumption of Civil Aircraft, *Aeronautical J.*, Vol. 83, No. 824 (1979), pp. 287-295.
- 6) LACHMAN, G. V. (ed.): *Boundary Layer and Flow Control*, Vol. 2, Pergamon Press, London (1961).
- 7) PFENNINGER, W.: Laminar Flow Control, Laminarization, AGARD-R-654 (1977), pp. 3.1-3.75.
- 8) 中口 博: Laminar Flow Control, 日本航空宇宙学会誌, 第10巻, 第107号 (1962), pp. 377-389.
- 9) 久保田弘敏, 久野哲郎, 越岡康弘: 空気力学から見た CTOL の可能性について, 日本航空宇宙学会誌, 第29巻, 第325号 (1981), pp. 71-78.
- 10) STUART, J. T.: *Hydrodynamic Stability*, Laminar Boundary Layer, Rosenhead, L., ed., Oxford (1963), pp. 492-579.
- 11) JAFFE, N. A., OKAMURA, T. T. and SMITH, A. M. O.: Determination of Amplification Factors and Their Application to Predicting Transition, *AIAA J.*, Vol. 8, No. 2 (1970), pp. 301-308.
- 12) 海老原正夫: 亜音速および超音速航空機のための空力計算法の現況—非粘性流の場合—, 航空宇宙技術研究所技術資料 N-27 (1979).
- 13) SROKOWSKI, A. J. and ORSZAG, S. A.: Mass Flow Requirements for LFC Wing Design, *AIAA Paper 77-1222* (1977).
- 14) HEFNER, J. N. and BUSHNELL, D. M.: An Overview of Concepts for Aircraft Drag Reduction, AGARD-R-654 (1977), pp. 1.1-1.30.
- 15) PFENNINGER, W., REED, H. L. and DAGENHART, J. R.: Design Considerations of Advanced Supercritical Low Drag Suction Airfoil, *Prog. Astronautics and Aeronautics*, Vol. 72 (G. R. Hough, ed.), AIAA (1980), pp. 249-271.
- 16) GRATZER, L. B. and GEORGE-FALVY, D.: Application of Laminar Flow Control Technology to Long Range Transport Design, NASA CP-2036 (1978), pp. 409-448.
- 17) DAGENHART, J. R.: Amplified Crossflow Disturbances in the Laminar Boundary Layer on Swept Wings with Suction, NASA Tech. Paper 1902(1981).
- 18) MACK, L. M.: On the Stability of the Boundary Layer on a Transonic Swept Wing, *AIAA Paper 79-0264* (1979).
- 19) LEKOUDES, S. G.: Stability of Three-Dimensional Compressible Boundary Layers Over Wings with Suction, *AIAA Paper 79-0265* (1979).
- 20) BROWN, B.: Exact Solution of the Stability Equations for Laminar Boundary Layers in Compressible Flow, *Boundary Layer and Flow Control*, Vol. 2 (G. V. LACHMANN, ed.), Pergamon, London (1962), pp. 1033-1048.
- 21) BROWN, B.: A Stability Criterion for Three-Dimensional Laminar Boundary Layers, *Boundary Layer and Flow Control*, Vol. 2 (G. V. LACHMANN, ed.), Pergamon, London (1961), pp. 913-923.
- 22) CEBECI, T. and KELLER, H. B.: Stability Calculations for a Rotating Disk, AGARD-CP-224 (1977), pp. 7.1-7.9.
- 23) CEBECI, T. and BRADSHAW, P.: *Momentum Transfer in Boundary Layers*, Chapter 9, Hemisphere Washington (1977).
- 24) BRADSHAW, P., CEBECI, T. and WHITELAW, J. H.: *Engineering Calculation Methods for Turbulent Flow*, Academic Press, London (1981).
- 25) BRASLOW, A. L., BURROWS, D. L., TETERVIN, N. and VISCONTI, F.: Experimental and Theoretical Studies of Area Suction for the Control of the Laminar Boundary Layer on an NACA 64 A 010 Airfoil, NACA Report 1025 (1951).
- 26) HEAD, M. R., JOHNSON, D. and COXON, N.: Flight Experiments on Boundary-Layer Control for Low Drag, *ARC R&M 3025* (1957).
- 27) PEARCE, W. E.: Application of Porous Materials for Laminar Flow Control, NASA CP-2036 (1978), pp. 497-512.
- 28) GREGORY, N.: Research on Suction Surfaces for Laminar Flow, *Boundary Layer and Flow Control*, Vol. 2 (G. V. LACHMANN, ed.), Pergamon, London (1961), pp. 924-960.
- 29) PETERSON, J. B., Jr. and FISHER, D. F.: Flight Investigation of Insect Contamination and Its Alleviation, NASA CP-2036 (1978), pp. 357-374.
- 30) COLEMAN, W. S.: Roughness Due to Insects, *Boundary Layer and Flow Control*, Vol. 2 (G. V. LACHMANN, ed.), Pergamon, London (1961), pp. 682-747.
- 31) PFENNINGER, W. and BACON, J. W., Jr.: Amplified Laminar Boundary Layer Oscillations and Transition at the Front Attachment Line of a 45° Swept Flat-Nosed Wing with and without Boundary Layer Suction, *Viscous Drag Reduction* (C. S. Wells, ed.), Plenum Press, New York (1969), pp. 85-105.
- 32) BEASLEY, J. A.: Calculation of the Laminar Boundary Layer and Prediction of Transition on a Sheared Wing, *ARC R&M 3787* (1976).
- 33) GASTER, M.: On the Flow along Swept Leading Edges, *The Aero. Quart.*, Vol. XVIII (1967), pp. 165-184.
- 34) GASTER, M.: A Simple Device for Preventing Turbulent Contamination on Swept Leading Edges, *J. Roy. Aero. Soc.*, Vol. 69, No. 659 (1965), pp. 788-789.
- 35) WHITE, R. C., SUDDERTH, R. W. and WHELDON, W. G.: Laminar Flow Control on the X-21, *Astronautics & Aeronautics*, Vol. 4, No. 7 (1966), pp. 38-43.
- 36) HARVEY, W. D. and PRIDE, J. D.: The NASA Langley Laminar Flow Control Airfoil Experiment, *AIAA Paper 82-0567* (1982).
- 37) NEWMAN, P. A., ANDERSON, E. C. and PETERSON, J. B.: Numerical Design of the Contoured Wind Tunnel Liner for the NASA Swept-wing LFC Test, *AIAA Paper 82-0568* (1982).

- 38) NENNI, J. P. and GLUYAS, G. L.: Aerodynamic Design and Analysis of an LFC Surface, *Astronautic & Aeronautics*, Vol. 4, No. 7 (1966), pp. 52-57.
- 39) THELANDER, J. A., ALLEN, J. B. and WELGE, H. R.: Aerodynamic Development of Laminar Flow

Control on Swept Wing Using Distributed Suction through Porous Surfaces, *Proc. 13th ICAS* (1982), pp. 182-189.

- 40) PEARCE, W. E.: Progress at Douglas on Laminar Flow Control Applied to Commercial Transport Aircraft, *Proc. 13th ICAS* (1982), pp. 811-817.

一 解 説

角 柱 の ま わ り の 流 れ*

高 野 暉**・新 井 勲**
松 坂 正 芳**

Key words: Boundary layers; viscous flows; bluff bodies

1. ま え が き

高層ビル、送電線鉄塔、大型クレーン等に働く風圧荷重、それらの建造物への周辺建造物、丘陵、森林等によって誘起される乱気流の影響等の建築設計上の問題、ビル付近に発生する大気汚染物の後流による拡散、ビル周辺の地面近くの高い乱気流の歩行者を含む地上物件への影響等の環境工学上の問題、あるいは、空港滑走路近くにある高い管理塔、空港ビル、大型ハンガー、さらには空港周辺の山地や森林によって誘起される平均風速の局所的急変、大規模な渦の離着陸時の小型機、VSTOL、ヘリコプタに対する影響等の航空工学上の問題等、きわめて広い分野にわたる工学の実践問題に関連して、円柱や角柱のまわりの流れについて多くの研究が行われてきている。一方、その形状が簡単であることから、剝離、渦の放出機構、後流の構造等の流れの微細にまで至る空気力学的特性に関する基本的問題として、実験的あるいは数値解析的な研究も続けられている。

円柱や角柱(柱状物体)のような下流側に大きな剝離領域一後流を伴う、いわゆる bluff body の抗力、表面圧力分布、後流の構造等についての研究は、二次元形状についてのものが多いが、地表面上の建造物のような実際問題をシミュレートした実験、すなわち、地面上におかれた円柱や角柱のまわりの三次元流れについての風洞による実験的研究も多く行われている^{1)~3)}。また、複数の柱状物体が配列されている場合には、とくにその間隔が小さいと、物体単独の場合と

はまったく異なった流れの様相を呈し、異常な圧力分布、空気力を生ずる。このような気流の干渉の問題もビル群等の実際問題に関連して、複数円柱⁴⁾、複数角柱についての研究も行われている。

本稿では、円柱のまわりの流れについては割愛し、角柱のまわりの流れの挙動、それに伴う角柱の空気力学的特性について、その概略を述べる。まず、二次元角柱、地面板上におかれた三次元角柱それぞれが1本だけの場合、つづいて2本の角柱が配列されている場合について記すが、これらについて、従来の代表的な研究結果を紹介するとともに、著者らの行った実験結果について概略する。一般に、柱状物体の空気力学的特性は、それにあたる主流の乱れの強さはもちろん、その表面の粗さ、とくに角柱の場合にはその角の丸味によって著しく変わるが(たとえば文献1)参照)、ここでは表面は滑かで角は十分に鋭い角柱を取り扱う。二次元の場合には一般的に長方形断面の角柱を考えるが、三次元の場合には複雑さを避けるために正方形断面の角柱に限定する。また、建造物の振動に関連して、非定常流一円柱や角柱のフラッターの問題も重要であるが、ここでは触れないことにする。

2. 二次元単独角柱

二次元角柱の風洞実験は、ふつう十分に長い角柱の両端に十分に大きな平板(端板一風洞壁で代用することもある)をつけて行われる。単独角柱の場合については、角柱表面の圧力分布、角柱に働く空気力の測定、後流内の平均流速、乱れ強さ、放出渦の周期等の測定、さらに可視化による流れの観察等詳細にわたる多くの実験的研究が行われている。

一辺が一樣流に平行におかれた角柱の場合、その縦横比によって剝離流、後流の様相が顕著に変わり、したがって、その空気力学的特性も縦横比によって変化

* 昭和57年10月18日、第14回流体力学講演会にて講演。
昭和58年1月22日原稿受理 Flow around Rectangular Cylinders

** 東京大学工学部航空学科 Akira TAKANO, Isao ARAI and Masayoshi MATSUZAKA