- for Laminar Flow Control, NASA CP-2036 (1978), pp. 375-394.
- 23) KRAMER, J. J.: Planning a New Era in Air Transport Efficiency, *Astronautics & Aeronautics* (July/Aug. 1978), pp. 26-28.
 - 24) Boeing Commercial Airplane Co.: Evaluation of Laminar Flow Control System Concepts for Subsonic Commercial Transport Aircraft, Final Rept., NASA CR-158976 (1978).
 - 25) ALLISON, D. O. and DAGENHART, J. R.: Design of a Laminar-Flow-Control Supercritical Airfoil for a Swept Wing, NASA CP-2036 (1978), pp. 395-408.
 - 26) GREGORY, N., STUART, J. T. and WALKER, W. S.: On the Stability of Three-Dimensional Boundary Layers with Application to the Flow due to a Rotating Disk, *Phil. Trans. Royal Soc. London, Series A*, Vol. 248, No. 943 (1955), pp. 155-199.
 - 27) KAUPS, K. and CEBECI, T.: Compressible Laminar Boundary Layers with Suction on Swept and Tapered Wings, *J. Aircraft*, Vol. 14, No. 7 (1977), pp. 661-667.
 - 28) SROKOWSKI, A. J. and ORSZAG, S. A.: Mass Requirements for LFC Wing Design, AIAA Paper 77-1222 (1977).
 - 29) ORSZAG, S. A.: Advanced Stability Theory Analyses for Laminar Flow Control, NASA CR-3233 (1980).
 - 30) LEONARD, R. W.: Airframes and Aerodynamics (Planning a New Era in Air Transport Efficiency), *Astronautics & Aeronautics* (July/Aug. 1978), pp. 38-46.
 - 31) RESHOTKO, E.: Drag Reduction by Cooling in Hydrogen-Fueled Aircraft, *J. Aircraft*, Vol. 16, No. 9 (1979), pp. 584-590.
 - 32) LEES, L.: The Stability of the Laminar Boundary Layer in a Compressible Fluid, NACA Report 876 (1947).
 - 33) BOEHMAN, L. I. and MARISCALCO, M. G.: The Stability of Highly Cooled Compressible Laminar Boundary Layers, AFFDL-TR-76-148 (1976).
 - 34) TRUCKENBRODT, E.: Ein Quadraturverfahren zur Berechnung der laminaren und turbulenten Reibungsschicht bei ebener und rotationssymmetrischer Strömung, *Ingenieur-Archiv*, Bd. 20 (1952), pp. 211-228.
 - 35) THEISEN, J. G., BREWER, G. D. and MIRANDA, L. R.: Laminar Flow Stabilization by Surface Cooling on Hydrogen Fueled Aircraft, AIAA Paper 79-1863 (1979).
 - 36) RESHOTKO, E.: Private Communication (May, 1980).
 - 37) NAGEL, A. L.: Studies of Advanced Transport Aircraft, NASA CP-2036 (1978), pp. 951-982.
 - 38) WHITCOMB, R. T.: A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets, NASA TN D-8260 (1976).
 - 39) FLECHNER, S. G., JACOBS, P. F. and WHITCOMB, R. T.: A High Subsonic Speed Wind-Tunnel Investigation of Winglets on a Representative Second-Generation Jet Transport Wing, NASA TN D-8264 (1976).
 - 40) JACOBS, P. F., FLECHNER, S. G. and MONTOYA, L. C.: Effect of Winglets on a First-Generation Jet Transport Wing, I-NASA TN D-8473 (1977), II-NASA TN D-8474 (1977), III-NASA TN D-8478 (1978).
 - 41) HEYSON, H. H., RIEBE, G. D. and FULTON, C. L.: Theoretical Parametric Study of the Relative Advantages of Winglets and Wing-Tip Extensions, NASA TP-1020 (1977).
 - 42) FLECHNER, S. G. and JACOBS, P. F.: Experimental Results of Winglets on First, Second, and Third Generation Jet Transports, NASA CP-2036 (1978), pp. 553-569.
 - 43) TOLL, T. A.: Parametric Study of Variation in Cargo-Airplane Performance Related to Progression from Current to Spanloader Designs, NASA TP-1625 (1980).
 - 44) 堀之内茂, 猪野寛二: FA 300 におけるウィングレットの研究, 第17回飛行機シンポジウム講演集(1979), pp. 96-99.

高迎角の空気力学とこれからの航空機*

柴 田 眞**

本稿は、日本航空宇宙学会第11期年会講演会のシンポジウム“空気力学とこれからの航空機”において、「CTOLの可能性について(その2)」として講演された内容をまとめたものである。講演の概要はすでに前刷集に掲載されているので、今回学会誌の特集号のた

めにまとめるにあたり、表題を上記のようにより具体的なものに改めるとともに、前刷集で省略した事項をできるだけ追加するよう努めた。

この特集号の他の記事で、代替燃料や輸送効率の向上といった面からのCTOL可能性や、超音速巡航翼の空力理論の展望などがなされているので、本稿では分野を変えて、巡航状態ではなく高迎角で飛行する場合の空気力学と、それに関連したこれからのCTOLの可能性を主題として取り扱っている。

* 昭和55年4月8日、日本航空宇宙学会第11期年会シンポジウムにて講演。昭和55年7月16日原稿受理 High Angle of Attack Aerodynamics and Advanced Aircraft

** 川崎重工(株)岐阜工場 Makoto SHIBATA

1. 高迎角の空気力学と航空機の設計

高迎角の空気力学が問題となる飛行領域は、離着陸、高G機動、失速からスピンのかけての運動などである。そして航空機の高迎角特性を支配するものは、そのときに働く空気力と機体の質量分布であって、質量分布は質量が胴体に集中しているか、または主翼にも分散されているかなどが問題になる。

一方、高迎角での飛行状態の空気力学の特徴は、流れが剥離に近づいているか、剥離していることといえる。そして従来の空力設計は、剥離を可能な限り遅らせ、流れが剥れだしたらそれは本来無秩序なものであるから、機体にできるだけ悪影響のないようにしておくといういわば消極的なものであった。それに対し最近の設計ではより積極的に、制御された剥離を活用するという方向に進歩してきている。このためには、細長い胴体や翼面から発生する渦を研究し、利用しなければならない。

1.1 前部胴体からの剥離渦 前胴からの剥離流に関しては、1971年に発表されたTHOMSONとMORRISONによる論文¹⁾が、実験とそれに基づく基礎的な考え方、理論を含み、いちばん基本的なものと思われる。ここで明らかとされたのは、迎角が大きくなると横滑り角が零であっても、左右非対称な剥離を原因とし、前胴に働く横方向の空気力が、垂直方向と同程度となりうるということである。航空機の揚力面は主翼と水平尾翼があるが、横方向は垂直尾翼しかなく、前胴に働く空気力は、全機の方安定に大きな影響をもつことになる。現代の航空機は相対的に胴体が大きく、非対称剥離をはじめ胴体まわりのさまざまな流れの現象が、多くの設計上の課題を提供している。

胴体まわりの空気流を変えると機体特性がいかに変わるかの一例として、コンコルドの小さなストレークとそれが作り出す渦、さらにその効果を第1図に示す²⁾。操縦席部分の側面に取りつけられた面積 0.4 m^2 の小さな板から出る渦は、機体横滑り時に風上側の胴体側面に吸引力を生じ、その結果この機体の離着陸姿勢時の方向安定を大幅に改善している。

同様な板は、ダグラス DC-9 旅客機の胴体を延長した型である -50 および -80 型機にも装備されている。-50 型機の場合、当初の -10 型機に比べて主翼面積は 7% しか増えていないのに、全長は 28% も延長されている。この結果、胴体に働く空気力が相対的に大きくなったので、このような工夫が必要となったものであろう。

またジェット練習機のようなさらに高迎角まで飛行する機体では、この種のストレークを実際に装備する

第1図 Concorde 方向安定の改善²⁾

か、あるいは少なくとも装備することを検討するのがふつうである。第2図はフランスと西ドイツが共同開発したアルファ・ジェット機の2種類の機首形状を示す。フランス空軍用のものは練習機型であるので、先端の丸い機首形状とし、さらに機首ストレークが装着されている。その一方で西ドイツ空軍用の攻撃機型は、機首先端がとがっている。このような同一機種でも、空力特性に対する配慮から、機首形状が変わってくることもある。

なお、これらの機首ストレークの作用は、コンコルドの場合のようにそこから発生する渦流によって説明されることもあるが、胴体側面における高迎角時の剥離位置をそこで固定し、胴体断面内に横方向の力を生じさせるような循環の発生を防ぐという面からの見方が適切である場合もある。

1.2 後退翼前縁からの剥離渦 後退角のきつい前縁から安定した渦が発生し、揚力の非線型の増加がおこることが実験的に知られて、もう約 30 年が経過した。その頃すでに、コンベアの三角翼戦闘機やフランスのミラージュの原型となる機体が開発されていたのであるから、超音速時代をむかえつつあった当時の航空技術界の先取性が感じられる。研究は実機の開発と相前後して進められたが、それは実験的研究と、理論

第2図 Alpha Jet 機首形状の比較
(a) フランス 練習機型, (b) 西ドイツ 攻撃機型

第3図 ストレークの揚力係数に対する効果例⁴⁾

的に揚力の非線形的増加を説明し計算する試みの二つに分けられる。後者はさまざまなものがあつたが現在では、15年ほど前に Polhamus が提案した前縁 suction analogy³⁾が、この現象に対しいちばん基本的な考え方と思われ、平易でもあり設計上よく用いられるようになっている。

前縁剥離渦による揚力の非線形的増加を、スレンダー一翼機では運動性の改善や、離着陸性能の向上に利用していることはよく知られている。またカナード機も類似の現象を利用しているといえる。これらについては設計上数多くのアイデアが生まれており、すでに忘れられかけている実験機も決して少なくない。最近では主翼自身は、運動性能などからスレンダーにできなくとも、ストレークを組み合わせる形でこの渦の活用をはかることが多く、第3図に一例として RAE の風試結果を示す⁴⁾。

2. 高迎角の空気力学の研究について

前章で高迎角の空気力学が、実際の航空機にどう利用されているかを示したので、次に設計の立場から、今後の研究にどういうことを期待するかを述べる。

2.1 理論に期待するもの まず設計上の思考に理論がどう役立つかを、主翼ストレークの設計に対する前縁 suction analogy を例にとり示してみる。この

第4図 薄翼理論と前縁 Suction Analogy
(a) 薄翼理論, (b) 前縁 Suction Analogy

理論は要約すれば、薄翼理論の前縁に働く無限大と零の積の極限値である有限な力 C_s が、前縁剥離渦が存在するときは翼弦方向に働くのではなく、翼弦に直角に C_{N_v} として働くという考え方である (第4図)。前縁 suction analogy では、翼弦に垂直な力は、ポテンシャル流による力 C_{N_p} と前縁渦の存在することによる力 C_{N_v} との和である $C_{N_{p+v}}$ で表われ、後者の C_{N_v} が迎角とともに発達する前縁渦の作用によって揚力の非線形的な増加が起きる原因と説明される。また薄翼理論では揚力成分だけが得られるが、この場合は粘性を無視しても抗力成分が生じる。これよりただちに前縁を下に曲げれば、前縁渦による空気が前方をむくので、抗力が減少するであろうと想像できる。ところがこうすると小迎角時に下面で流れが剥離し、零揚力抵抗の増加などの悪影響がでる場合は、第5図に示すようにこの部分を、主翼に対して取付角をつける。

第5図 ストレークの抵抗減少

第6図 ストレーク前縁キャンバによる揚抗比の改善

この方法による抵抗減少は著しく、当社の岐阜工場の2.5m風洞による試験結果の一例を第6図に示すが全機の最良揚抗比が約8%程度も向上している。実際にはこのキャンバと取付角関係だけでなく、その他に翼厚分布なども含め、最適な組合せを追求し線図を決める。Northrop社の技術者の話では、YF-17の場合で150枚のストレークを風試したという。形状の一例として、YF-17から発達して現在開発中のF-18L

と、F-5系の最新型であるE型の場合を第7図に示す。このF-18Lは実機ではなくモックアップであるが、現在飛行試験中のF/A-18とほぼ同一の形状をしており、実に複雑な曲面でストレーク設計をまとめている。

ストレークの設計では、まず平面形に関してストレーク幅、先端位置、前縁後退角の値やその変化を決め、さらに断面形に関して前述のようにキャンバをはじめとして前縁半径や翼厚分布を、最適にしていかなければならない。さらにストレークの取付方法を主翼や胴体、さらに空気取入口に対してどうするかもむずかしい問題である。このように設計パラメータが多く、検討すべきケース数はかなりの数になる。しかも現在はまだ風試にたよる傾向が強く、多くの費用と日時を要する。したがってまず、この風試ケースを減少するのに役立つような理論が期待される。この場合、上記の定性的な理論の効用、すなわち物理現象の理解、整理に役立つという面のほかに、当然定量的な計算結果も期待される。そして設計では前縁剝離渦単独ではなく、機体の他の部分に対する影響が問題になることも多いので、これら干渉問題が平易に扱えるものが望まれる。

2.2 各種の試験について 航空機の高迎角特性のための試験に関しては、1977年にCHAMBERSとGRAFTONが報告書⁵⁾を出していて、それをもとに整理すると第1表のようになる。機体運動を含めた研究は一般にかなり高価な設備、計測装置、模型を必要とする。一方、安定した剝離渦の研究では、必ずしもレイノルズ数をかせぐ必要はなく、簡単な小風洞や水槽での試験も数多い。

したがって在来の風洞設備の有効利用がまず大切なのであるが、ストラット型の天秤はふつう迎角が40°前後までで、しかも高迎角では干渉によりデータが不

第7図 ストレーク形状の実例
(a) F-18L (mock-up), (b) F-5E

第1表 高迎角特性研究のための試験一覧

① 基礎的な風洞(水槽)試験	
— 胴体まわりの剝離流の研究	
— 前縁からの剝離流の研究	
② 航空機計画段階の試験	
全機高迎角風洞試験	
… 機体基礎形の決定	
… 操縦方式の研究	
③ 機体運動を含めた試験	
— ロータリィ・バランス試験	… 風洞内自由飛行
— 動的模型を用いる手法	… 戸外のラジコン模型
— シミュレータ試験	… スピン風試

第8図 高迎角風洞試験の支持方法

正確となる問題がある。そのため迎角 90° までの試験をすることができる支持装置などの投資が必要である。先年、当社の岐阜工場に設置された高迎角支持装置は、模型の尾部から挿入するスティング2種類と、背部から挿入する2種類の合計4本のスティングを取り変えて用いることにより、全迎角範囲を適切に試験できるようになっている。第8図は、模型の背部から曲り角 i_0 をもったスティングを挿入してある状態を示す。必要な迎角と横滑り角は、支持装置の上下運動、ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ を組み合わせて、常に風洞計測部の中心位置において得られるようになっている。

また設計を進めていくためには、機体のまわりの流れの様子全体像をつかむこと、すなわちいまの場合には渦を空間的に追跡するのが有効であるが、これには多くの時間と経費、さらに器用さが必要とされる。この面ではレーザー流速計はまだ高価であり、従来のヨーメータ計測や流れの可視化技術の発展によって、風洞占有時間の短縮、計測人員の減少などが実現するよう期待する。

3. これからの航空機の高迎角設計

通常運航中の旅客機でも、失速したり、異常姿勢に入ることは絶無ではない。その場合、機体の動特性、高迎角特性などがある程度以上よく、かつパイロットが特殊飛行の訓練を受けていると、大事故にいたらず

第9図 高迎角特性を重視した練習機の構想例

何とか姿勢を回復できる場合も多い。したがってこれからは、安全性の見地からも、設計においては高迎角特性がより詳細に検討され、またパイロット養成では、特殊飛行、高迎角飛行課目が強化されるようになるだろう。

今後輸送機の胴体は、長く太く、また特殊な形状となる傾向が続く、高迎角特性にとり好ましくない方向にいくと予想される。この場合、何らかの方法で特性が改善できれば、そのぶんだけ機体形状を巡航に適したものとし、性能向上がはかれるので、さまざまな設計上の工夫が盛んになろう。第1図に示したコンコードの方向安定の改善を、仮に垂直尾翼で確保しようとすれば、巨大な面積となり著しい経済性の低下を招いたにちがいない。

高運動性の機体ではより積極的に、できるだけ高迎角まで機体の制御を保つ設計になると予想される。そして良好な高迎角特性が得られると、それを活用する新しい任務運動が開発されるわけである。現用機でもすでに迎角 30° 以上で機体全体をエア・ブレーキとした急減速などが可能であるといわれているが、今後さらに進歩していくであろう。MBB 社の話によれば、西ドイツの計画機 TKF 90 は、高迎角特性を重視している一例である。設計の目標は、低速域での迎角制限を事実上なくし、通常の失速後も、たんに飛ばすだけでなく運動のできる機体を目指している。この場合機体は CCV であるから空力的安定は必須ではないが、制御のための舵効は必要であり、制御された剝離を活用する新型式の舵面も漸次登場しよう。この限界をさらに越えると、V/STOL に近づき、ハリアーなどにみられる反動力制御の領域となる。

また一般に実用機では、失速しないか、失速してもさらに迎角を増すことなく回復し、スピンに入らなければよい。これに対し曲技機とか練習機では、積極的にスピンに入れられ、また回復できなければならないので、高迎角設計がより重要である。高迎角特性を重視し、筆者が試みに描いてみたジェット練習機を第9図に示す。現時点ではやや急進的と思われるであろうが、高迎角時でも空気が当たる位置にある垂直尾翼

第10図 高迎角特性を重視した計画機
(a) オーストラリア 初級練習機, (b) 西ドイツ TKF 90 (MBB)

と一体化されたベントラル・フィン・ブーム, さらには下面に補助取入口をもつ胴体下インテイクなどが特徴である。

最後に第10図には, 外国の高迎角特性を重視した計画機の例として, オーストラリアのジェット練習機と西ドイツの TKF 90 (MBB 社案) を示す。とくに前者は, 比較的軽量の初級練習機であるにもかかわらず, 主翼ストレークや双垂直尾翼を採用しており興味深い。

4. おわりに

高迎角空気力学は, 間接的に飛行性能の向上に寄与し, また航空機の安全性の確保のためにも重要である。そして推力変向技術などと組み合わせられ, CTOL の飛行領域の拡大, 機動性の向上を推進し, これからの設計では積極的に V/STOL 能力を望まない場合でも, 技術的には CTOL と V/STOL の差は明瞭でなくなっていくであろう。このようにこれからの航空機の技術動向に関して, 高迎角空気力学は重要な分野であるにもかかわらず, わが国における研究は, 各方面でなされているとはいっても, 遷音速の研究などと比べると規模が小さいのが現状である。今後, わが国でもこの領域の研究が活発になることを期待して, 今回この問題を取りあげてみた。ただ目的を全般的な状況

のまとめにおいたので, 高迎角の空気力学そのものの展望に関しては, 著しく不十分である。近い将来この問題に関して, より優れた解説が書かれることが期待される。

なお本稿を準備するにあたり, 各方面の方々に, いろいろお世話になった。お名前は省略させていただくが, ここで厚くお礼申し上げる。

参考文献

- 1) THOMSON, K. D. and MORRISON, D. F.: The Spacing, Position and Strength of Vortices in the Wake of Slender Cylindrical Bodies at Large Incidence, *J. Fluid Mech.*, Vol. 50, Part. 4 (1971), pp. 751-783.
- 2) POISSON-QUINTON, PH.: Slender Wings for Civil and Military Aircraft, *Israel J. of Tech.*, Vol. 16 (1978), pp. 97-131.
- 3) POLHAMUS, E. C.: A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge Suction Analogy, NASA TN D-3767 (1966).
- 4) Moss, G.: Some UK Research Studies of the Use of Wing-Body Strakes on Combat Aircraft Configurations at High Angles of Attack, Paper 4 of AGARD CP-247 (1979).
- 5) CHAMBERS, J. R. and GRAFTON, S. B.: Aerodynamic Characteristics of Airplanes at High Angles of Attack, NASA TM 74097 (1977).