一特 集一

遷音速翼の空力設計例とその風試結果*1

田中康平*2・中館正顕*2
天野完一*3

Key Words: Aircraft, Wings and Airfoil Sections, Aerodynamics

1. はじめに

平均的運航区間として 500 nm 程度と、比較的短距離で用いられる 150 人乗りクラスの旅客機の主翼空力設計研究結果について述べる。このクラスの機体の運航の特徴は、B 767, B 747 等のうち、長距離機とは異なり全飛行時間のうちに巡航の区間の占める割合が低くなることにあって考えられる。したがって、第 1 図に示すようにむしろ上昇に巡航以上の比較的多くの燃料を消費する。また巡航区間が短いことから巡航速度の向上（これは空力的には抵抗発散マッハ数 M_{DD} の改善によってもたらされうる）は、短距離機の場合にはわずかな区間時間の短縮にしかつながらない。第 2 図は機体諸元を同一として空力的な努力で M_{DD} を改善した場合の 500 nm 区間飛行時間および区間消費燃料の変化を示したものであるが、 $M_{DD}=0.75 \rightarrow 0.85$ の大幅改善に対して区間飛行時間がわずか 3 分短縮されるだけである。これら二つの図から、短距離機に求め

られている性能としては遷音速を中心とした上昇時の抵抗が低いことが M_{DD} の高いこと以上に重視されるべきであると了解できる。しかしながら同一の抵抗レベルが達成できれば M_{DD} の高い翼が有利であることは明白である。ここでは亜音速抵抗レベルが低く、同時に M_{DD} も高い性能となりうる主翼形状を検討した。

2. 2 次元的設計のアプローチ

遷音速主翼空力設計の手法として現在比較的広く用いられているやり方は、良い性能の 2 次元翼型を得、これできるだけ忠実に 3 次元化し、3 次元の等圧線 (ISO-BAR) を翼根部から翼端部まで並行になるよう整形していくというものである。本質的に 2 次元翼が中心的役割を果たしている意味で、これを 2 次元的設計のアプローチと呼ぶことにする。

2 次元遷音速翼の設計においては、どのような設計圧力分布を設定するかが重要なキーポイントとなる。上面の圧力分布については衝撃波強さをコントロールすることが必要となるが、これには翼面上の局所マッハ数に対するクライテリアの使用がきわめて有効である。第 3 図に示したクライテリアは、現在までに提案されているいくつかのもの^{1,2)}の有効性を、 M_{DD} および境界層剥離の推算に実験との対応のよい粘性付フルポテンシャル 2 次元翼解析手法 (Garabedian-Korn プログラム³⁾) により確認し、得られたものである。このクライテリアは風試との対応もよく、いわゆる conventional 翼でも supercritical 翼でも有効である。上面の圧力分布設定は、したがって比較的選択範囲が狭いものとなる。これに対し下面の圧力分布にはいくつかのパターンを考えることができる。すなわち、(a) リアローディング翼、(b) フロントローディング翼、(c) フロント・アンド・リアローディング翼、(d) コンスタントローディング翼の四つが考えられる (第 4 図)。遷音速 2 次元計算によれば、リアローディングタイプは M_{DD} は高いが、後縁が薄くなる、 C_{mo} のレベルが高くなるという難点がある。 C_{mo} が高いことはトリム抵抗が大きいことを意味し、性能上不利であ

著者紹介

田中 康平 (正会員)

昭和 23 年生。昭和 46 年東京大学工学部航空学科卒業。同年富士重工業(株)入社。現在に至る。固定翼航空機の空力設計・開発に一貫して従事。

中館 正顕 (正会員)

昭和 24 年生。昭和 49 年東京大学工学部航空学科卒業。昭和 52 年同大学院修士課程修了。同年富士重工業(株)入社。現在に至る。固定翼航空機の空力設計・開発に従事。

天野 完一 前出 (p. 582)

*1 昭和 59 年 11 月 28 日、第 22 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 60 年 7 月 15 日原稿受理 Some Aerodynamic Design Study of Transonic Transport Wings

*2 富士重工業(株)宇都宮製作所 Kohei TANAKA and Masaaki NAKADATE

*3 (財)日本航空機開発協会 Kanichi AMANO

第1図 燃料消費量ブレイクダウンの比較

第2図 抵抗発散マッハ数 (M_{DD}) の改善効果 (形状パラメータ一定の場合) 第3図 局所マッハ数 (M_L) クライテリア

る。フロントローディングタイプでは逆に、 C_{mo} は低い M_{DD} がやや低くなる性質がある。両者をミックスしたフロント・アンド・リアローディングタイプは両者のメリットを残せる可能性がある。また、 C_D レベルの面では第5図に示すとおり、フロントローディング翼の場合前縁部で生ずる圧力抵抗のレベルが低く、粘性、クロスフロー等の影響で翼後半部以降の圧力回復が十分でない場合でも抵抗レベルを低く保てる可能性を有している。この面で、フロントローディン

第4図 代表的遷音速翼圧力分布形状

第5図 前縁圧力抵抗の比較

グ翼および類似の前縁形状をもつフロント・アンド・リアローディング翼は短距離機の性能上有利であると期待できる。これらの翼の形状差による性能の差を実験的に確かめるため、リアローディング、フロントローディング、フロント・アンド・リアローディングの

第6図 各翼の形状比較

第7図 各翼の代表的圧力分布 (FLO 22 計算値)

W-3: リアローディング翼, W-4: フロントローディング翼, W-7: フロント・アンド・リアローディング翼

3翼を2次元および3次元設計し高速風試を実施した。設計には、設計の時点で利用可能な限りの遷音速数値解析プログラムを使用した。2次元では微小攪乱逆解法⁴⁾、粘性付フルポテンシャル正解法³⁾、3次元では微小攪乱翼胴解析⁵⁾、フルポテンシャル翼⁶⁾、翼胴解析⁷⁾を用いて設計を進めた。得られた翼形状および圧力分布を第6図および第7図に示す。

3. 風洞試験

試験は半模型にて実施した。これはこのスタディの目的が各翼の相対的比較にあるためである。風洞は富士重工 0.61 m × 0.61 m 高速風洞を用いた。レイノル

ズ数 (MAC 基準) は約 1×10^6 である。翼形状の比較試験に先立ち半模型と全機模型の比較試験を行った。第8図に示すとおり、圧力分布および抵抗発散特性について良い一致が確認できた。第9図に3翼すなわちリアローディング翼 (W-3)、フロントローディング翼 (W-4) およびフロント・アンド・リアローディング翼 (W-7) の試験結果を示す。抵抗発散特性は予想どおりリアローディング翼 (W-3) がフロントローディング翼 (W-4) よりも有利であるが、抵抗レベル上は後者のほうが有利である。総合的にはフロント・アンド・リアローディング翼 (W-7) が有望であると判断できる。

第8図 半模型と全機模型風試結果比較

4. 3次元のアプローチ

以上の2次元発想に基づいたスタディに加えて、3次元スタディをいくつか実施した。次にこれらを説明する。

最近の数値解析プログラムはスパン方向の圧力抵抗分布を計算できる能力をもっている。計算によれば、ISO-BAR設計の翼Aは、第10図に示すとおり主翼の圧力抵抗の多くが翼根部に集まっている。これは翼根部の取付角を緩めることによって低減できるが(翼B)、たんなる振り下げの減少では外翼部の抵抗が増え、翼全体としては同レベルの抵抗となる。翼根部の抵抗の減少は、この部分の $C_{L\alpha}$ が翼全体の $C_{L\alpha}$ より

(a) $C_d \sim M$ 比較
第9図 3翼(リアローディング、フロントローディング、フロント・アンド・リアローディング) 比較高速半模型風試結果

(b) $C_L \sim C_d$ 比較

もかなり小さく、このため翼根部の圧力抵抗がローカルには $c \cdot C_L \cdot \tan i_R$ (i_R は翼根部取付角) に比例した値となって i_R および $c \cdot C_L$ を同時に減じたことが原因と考えられる。ここで i_R を減少しつつ弦長 c を延長してやれば、スパンローディングを変えることなく、したがって外翼部の抵抗増大を招くことなく $c \cdot C_L \cdot \tan i_R$ を減ずることができるはずである。翼弦長延長に伴う wetted area の増大については、翼根厚を引上げ胴体側の wetted area を減らすことでほとんどカバーできる(計算によれば、wetted area の増加は第11図の case で約0.5%にとどまる)。この翼厚比増大は翼根部前縁延長によって可能となったものである。第11図に示すとおり、得られた翼(W-8)は翼根部前縁延長しない翼(W-7)に比し計算では圧力抵抗が低下している。この翼の高速風試結果を第12図に示す。試験は半模型を用いて実施した。W-7、W-8翼は、外翼は同一形状で内翼部のみ異なっている。試験結果は計算でも予想されたとおり、翼根部前縁延長を有するW-8翼が低い抵抗を示した(第12図)。また、第12図(b)に示すとおり、翼型による差(W-3、W-4、W-7の比較)よりもむしろ3次元的なアプローチによる抵抗低減(W-7、W-8の比較)のほうが効果が大きいという結果が得られたことも興味深い。

W-8翼は亜音速抵抗の減少に効果的であったが、抵抗発散性能はW-7翼にやや劣っている。これは内翼部の厚翼化による主翼自体の断面積分布の悪化によると考えられる。W-8翼の内翼部をエリアルール整形し M_{DD} と C_D レベルの両立をはかった翼W-10をさらに設計し、結果を試験で確認した。 M_{DD} 推算の信頼性の高いFLO 30 M プログラムによる解析でも、W-7、W-8に比し明らかに性能の改善が期待された(第13図)。風試は全機特性データも取得する意味から全機模型を用いてNAL 2m x 2m 遷音速風洞で実施した。したがってここでは、従来翼と M_{DD} の比較が得

第10図 圧力抵抗と振り下げ分布の関連

第11図 翼根翼厚を増大した翼の形状および $C_L \sim C_D$ の比較

(a) 翼根部翼型の比較, (b) $C_D \sim C_L$ FLO 30M 翼計算値 ($M=0.70$), (c) t/c 分布の比較

第12図 2翼の比較風試結果

られるだけであるが、試験結果は第14図のとおり、予想どおり M_{DD} が向上していることが確認された。

5. おわりに

これら一連の試験によって、低抵抗かつ M_{DD} を高く保てる短距離輸送機に適した翼断面形状および3次元空力形状設計の下記のような大略の指針を得ることができた。すなわち、

- i) 翼型としては前縁にもロードをもたせたフロント・アンド・リアローディング形状が有利である。
- ii) 3次元翼としてはroot部前縁の延長とroot t/c 増大を組み合わせた形状が有利である。
- iii) 3次元翼の M_{DD} コントロールは翼自体の断面積分分布をコントロールすることがきわめて重要で

第13図 W-10翼の設計

第14図 M_{DD} 性能風試結果

ある。

本研究は昭和56~58年度のJADCと富士重工(株)との契約にもとづいて行われた研究の一部である。

参考文献

- 1) The Lift Achievable by Aerofoils Having a Particular Form of Supercritical Upper Surface Pressure Distribution That Yields only Small Wave Drag, Transonic Data Memorandum 78010, May 1978.
- 2) 内藤生：遷音速翼形に許される局部マッハ数, 東海大学紀要工学部, 1975-1 (1975).
- 3) Bauer, F., Garabedian, P. and Jameson, A.: Supercritical Wing Sections, Lecture Note in E & M. S. 108, Springer-Verlag, New York, 1975.
- 4) Carlson, L. A.: TRANDES A FORTRAN Program for Transonic Airfoil Analysis or Design, NASA CR-2871, June (1977).
- 5) Mason, W. H. and Balhaus, W. F.: An Automated Procedure for Computing the Three Dimensional Transonic Flow Over Wing-body Combinations, Including Viscous Effects, AFFDL-TR-77-122, Feb. 1977.
- 6) Jameson, A. and Caughey, D. A.: Numerical Calculation of the Transonic Flow Past a Swept Wing NASA CP-153297, June (1977).
- 7) Caughey, D. A. and Jameson, A.: Numerical Calculation of Transonic Potential Flow about Wing-body Combination, AIAA 77-677 (1977).