

衝撃波の相殺効果を利用した複葉超音速翼型の研究*¹

A Study in the Supersonic Biplane Utilizing Its Shock Wave Cancellation Effect

楠瀬 一 洋*^{2,3}・松島 紀 佐*⁴・後藤 悠 一 郎*²・丸山 大 悟*⁴

Kazuhiro KUSUNOSE, Kisa MATSUSHIMA, Yuichiro GOTO, Daigo MARUYAMA,

山下 博*²・米澤 誠 仁*²

Hiroshi YAMASHITA and Masahito YONEZAWA

Key Words: Supersonic, Busemann Biplane, Shockwave Cancellation & Reduction, Inverse Problems, CFD (Computational Fluid Dynamics)

Abstract: One of the fundamental problems preventing commercial transport aircraft from supersonic flight is the creation of strong shock waves. Here, a biplane concept is proposed that will enable a significant reduction of shock waves: Introduce a second wing nearly parallel to the conventional wing, creating a biplane configuration. The interaction between the two wings will cancel or reduce the shock waves created by the individual wings. Several simple two-dimensional biplane configurations are currently under study, using CFD (computational fluid dynamics) codes, Euler calculations for inviscid flow analysis and inverse-problem analysis for wing design, to demonstrate our biplane concept.

主 な 記 号

C_d : 抵抗係数
 C_{dfric} : 粘性抵抗係数
 C_l : 揚力係数
 C_p : 圧力係数
 c : 翼弦長
 D : 抗力
 L : 揚力
 M_∞ : 一様流マッハ数
 P, P_∞ : 局所圧力, 一様流圧力
 t : 翼厚
 q_∞ : 一様流動圧
 Re : レイノルズ数
 Δz : 翼間距離
 α : 迎角
 ε : くさび角

1. 緒 言

1903年のライト兄弟による初飛行より100年余り, その間の航空機の発達には著しい。特に, 軍用機における超音速機の進歩は, 1947年のベル X-1 機の音速初飛行以来目覚

しく, 2004年にNASAの実験機がマッハ10の極超音速飛行記録を樹立したニュースは耳にまだ新しい。

これに比べ民間機, 特に大型旅客機については, 1949年コメット機のジェット・エンジン搭載, 次いで1954年の初の後退翼を持つボーイング707機(乗客200人)の遷音速飛行(マッハ0.90)成功以降, 旅客搭載数の増減はあるものの遷音速空力性能において特に大きな進歩はみられない。一方, 超音速飛行においては, コンコルド機(乗客100人)が旅客機として1969年にマッハ2.0の飛行に成功したが, 強い衝撃波発生に起因する騒音問題および多大な造波抵抗による消費燃料効率の悪さにより, 惜しくも2003年に就航は終了した。皆の夢である大型旅客機の超音速飛行実現のためには, 衝撃波による騒音問題をまず解消し, その上で消費燃料効率の向上を図る以外にはない。従って超音速大型旅客機の実現はまず, 超音速飛行に伴う強大な衝撃波発生をいかに弱小化するかにかかっていると看做しても過言ではない。

本研究は2次元翼型の研究で, 従来の超音速機に用いられている1枚翼の形状にとらわれず, 複葉翼型について考察する。つまり, 超音速飛行に伴う強い衝撃波を, 翼間での相互干渉を利用して著しく低減させようとするものである。一般に複葉翼採用に伴う大きな欠点は, 翼面積増加による摩擦抵抗の増加である。しかし, 複葉翼による造波抵抗の減少分が摩擦抵抗の増加分より大きければ, 衝撃波による騒音問題の緩和という点で, 超音速旅客機実現の夢に一步近づくわけである。別の言い方をすれば, 超音速

*¹ © 2007 日本航空宇宙学会
平成17年9月20日原稿受理

*² 東北大学流体科学研究所

*³ 現 防衛庁技術研究本部航空装備研究所

*⁴ 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

飛行を大きく阻害している造波抵抗をできるだけ摩擦抵抗に置き換えようと言うものである。

超音速の流れにおける薄翼理論(2次元)¹⁾によると、翼面上に発生する造波抵抗は大きく二つに分類される。一つは揚力発生に起因する造波抵抗であり、もう一つは翼の厚みによるものである。揚力のための造波抵抗は、完全には消滅できないものの複葉翼採用により低減可能であり²⁻⁴⁾、また翼厚による造波抵抗は、Busemann biplane (Busemann 複葉翼)¹⁾ のアイデアに基づいた衝撃波の相互干渉を利用して、ほぼ消滅できることは知られている²⁻⁵⁾。

本研究の初期の目標の一つは、複葉翼型の持つ二つの優れた効果である、衝撃波低減効果および干渉効果をいかに組み合わせ、実用的な2次元翼型を得るかにある。実際上の計算方法としては、望ましい圧力分布を与えて形状創出を行うことのできる、“逆問題設計法”^{6,7)}が有用となってくる。本研究では、数値流体力学(CFD)技術を用いることで望ましい揚力を持つ複葉翼の設計が可能であり、得られた翼が従来の翼と比較して優れていることを示す。

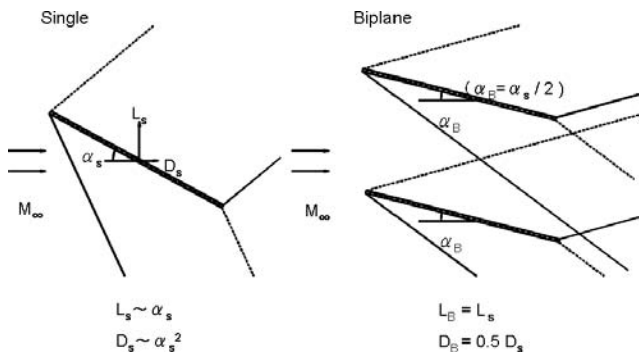
2. 衝撃波低減効果

2次元超音速薄翼理論では、揚力に起因する造波抵抗は揚力の二乗に比例することが知られている。迎角 α を持つ単純な平板の場合では、揚力係数および(造波)抵抗係数は次式で表される¹⁾。

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (1)$$

$$C_d = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{4} C_l^2 \quad (2)$$

揚力一定という条件の下で、 n 枚の平板(各々の平板は1枚の平板翼と同じ翼弦長を持ち、翼間での衝撃波の干渉の起きていない)を考えると、各々の平板の迎角は1枚の平板翼の $1/n$ になり、そのため全体の造波抵抗は1枚の平板の場合の $1/n$ になることが容易に証明できる(第1図)。これは見方を変えると、1枚翼のときに集中していた衝撃波の強さが $1/n$ に低減されたと考えてよい。複葉の場合、空力係数を計算する際の参照長さの取り方が曖昧になることがあるが、この論文では、参照長さは、翼(または複葉翼)の飛行方向の長さ(コード長)としている。例えば、第



第1図 複葉翼の衝撃波低減効果

1図において、平板の場合と2枚翼の場合の参照長さは同一である。

3. 衝撃波干渉効果

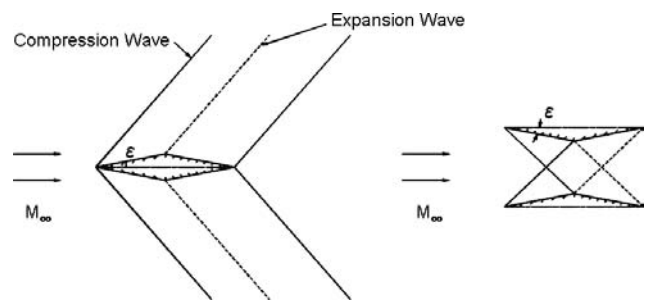
翼の厚みに起因する造波抵抗は、翼面上の衝撃波の相互干渉を巧みに利用することにより、著しく低減させることが可能である。BusemannはDiamond翼をコード長方向に切つて、衝撃波の立つ面を向かい合わせることで、衝撃波を完全に相殺できること(薄翼理論に基づく)を示した(第2図)。

ここで注意したいのは、一般に超音速飛行において翼厚に基づく造波抵抗の占める割合は、揚力発生のための造波抵抗に比べてかなり大きな比率を占めていることである。この衝撃波干渉効果を利用すれば、従来の翼厚に対する強い制約(超音速飛行における)を大幅に緩和することが可能となる。揚力を持つDiamond翼型の抵抗内訳の一例が第3図に示されている。この算定では、揚力を持つ平板の造波抵抗は前節で示した式を用い、そして翼厚比 t/c (ここで、 t と c は翼厚および翼弦長を表す)を持つ(2次元)Diamond翼は次式を用いて計算した¹⁾。

$$C_{d} = \frac{4}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \left(\frac{t}{c}\right)^2 \quad (3)$$

また、平板の摩擦抵抗(非圧縮性)は、次に示す平板表面に働く抗力の計算式⁸⁾を用いて算出した。ここで、レイノルズ数はマッハ1.7で高度10kmを飛行する中・小型機を想定し、その機体の平均翼弦長を基準長として算定した。

$$C_{dfric} = 2C_f \quad (4)$$



第2図 複葉翼の衝撃波干渉効果

$M_\infty=1.7, C_l=0.1, t/c=0.05(0.10)$

$C_{dtotal} = 0.0107$ (0.0325) $C_{dLift} = 0.0034$ $C_{dThick} = 0.0073$ (0.0291)

(Note) Skinfriction of flat plate wing ($Re = 20 \sim 40$ million)
 $C_{dfric} = 0.0035 \sim 0.0038$

第3図 Diamond翼型の抵抗内訳例

$$C_f = \frac{0.027}{(Re)^{\frac{1}{7}}} \quad (5)$$

摩擦抵抗係数への圧縮性流体の影響は、文献 1) に示されている図 13.10 を用いた。

4. 理想的な複葉翼型

次の課題は、上述した複葉翼の持つ二つの優れた効果をいかに組み合わせ、実用的な 2 次元翼形状を得るかである。第 4 図に、我々の目的に近い空力特性を持つ 2 次元複葉翼型の一つをスケッチした (この形状は 1955 年の文献 9) にすでに示されていることは、きわめて興味深い)。この形状で特筆すべき点は、揚力を受け持つ複葉系は、第 1 図で示されたような単なる 2 枚の平行な平板ではなく、下面の翼に厚みが付いていることである。文献 9) に述べられているように、この厚みにより、上下翼間の衝撃波 (圧縮波) と膨張波の干渉を起こさせ、そしてその厚みの形状を下翼の上面に沿った圧力分布が一様流の圧力と等しくなるように選ぶことで、1 枚の平板に比べて同じ迎角で 1.5 倍の揚力を発生させることが可能となる。また、(1) 式に示すように、揚力係数は迎角 α に比例する。つまり、揚力係数一定の条件の下では、第 4 図の複葉翼の持つべき迎角 α_b は α の $2/3$ となる。また、抵抗に関して、衝撃波や膨張波による圧力変動を線形理論で考え、考察してみる。この複葉系の上下の翼素により発生する造波抵抗は、上翼に関しては平板の場合と同じ式 (2) が適用でき、下翼に関しては、平板の式 (2) の $1/2$ となる (なぜなら、下翼の上面に沿った圧力は一様流圧力に等しい)。総合すると迎角 α を持った平板の造波抵抗係数は

$$\frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

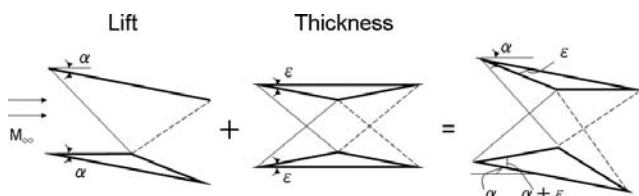
同等な揚力を持った複葉系の造波抵抗係数は

$$\frac{4\left(\frac{2}{3}\alpha\right)^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} + \frac{1}{2} \frac{4\left(\frac{2}{3}\alpha\right)^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} = \frac{8}{3} \frac{\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

となり、造波抵抗係数が $2/3$ に減少することが容易に証明できる。それと同時にこの複葉系には、前節で述べた Busemann 複葉翼 (衝撃波干渉を利用した、翼厚に起因する造波抵抗の削減のための) と融合できるという利点もある。

5. 逆問題設計

第 4 図に示すような、複葉翼型の二つの優れた衝撃波低減効果と干渉効果を同時に併せ持つ圧力分布を探求し、そ



第 4 図 理想的な空力特性を持つ複葉翼 (Licher, 1955)

の圧力分布を基にして最適な 2 次元翼形状を設計しようとするのが本研究の目的である。現段階では目的の圧力分布決定を念頭に置き、平板、Diamond 翼、Busemann 複葉翼等の基本形状を使用して、解析コードおよび逆問題設計コード解の信頼性の確認を行った。本過程における 2, 3 の特筆すべき計算結果は次節で述べる。逆問題設計は、効率良く形状決定が行える。その詳細については文献 6) を参照されたい。また、初期形状を与え流れ場解析と形状算出逆解析を交互に解く残差修正法⁷⁾を組み合わせ設計システムとしているため、種々の流れ場における設計問題に柔軟に対応できる。

6. CFD 計算結果

CFD 解析には、UPACS コード¹⁰⁾ と TAS (Tohoku Aerodynamics Simulation) コード¹¹⁾ を用い、2 次元 Euler (非粘性) 計算を行った。二つのコードを併用した理由の一つとしては、計算結果の相互確認が含まれている。CFD 解析に用いられた格子生成法、逆問題 CFD 設計に必要な手法、その他の詳しい方法は文献 4~7) に譲ることにして、本論文では今までの種々の計算結果⁴⁻⁶⁾の中から、特徴的なものを選んで説明することにした。

第 1 表と第 2 表に基本的な翼形状についての CFD 解析と薄翼理論解析の結果を示す。本論文に示されたすべての揚力係数および抵抗係数は、基本翼型である Diamond 翼 (第 3 図参照、または 1 枚平板) の翼弦長 c を用い、 cq_∞ で無次元化されていることに注意されたい。両者の結果は数%の誤差の範囲内で一致している。この計算では 1 枚平板は迎角 9 度、2 枚平板の場合は 4.5 度に設定した。2 枚平板における翼間距離は発生した衝撃波や膨張波が翼に当たらないようになる距離だけ離れた。Diamond 翼および Busemann 複葉翼の楔角 ϵ (第 2 図参照) は 6.84 度 (Diamond 翼の翼厚比は $t/c = 0.12$) で迎角は 0 度である。Busemann 複葉翼の翼間距離は本計算条件において、線形理論から衝撃波の相殺が可能な翼間距離を算出し $0.4c$ とした。また各翼の代表長は翼弦長 c を採り、計算上 $c = 1.0$ とした。計算条件は 1 枚平板の場合は $M_\infty = 1.97$ で、Diamond 翼および Busemann 複葉翼では $M_\infty = 2.08$ である。

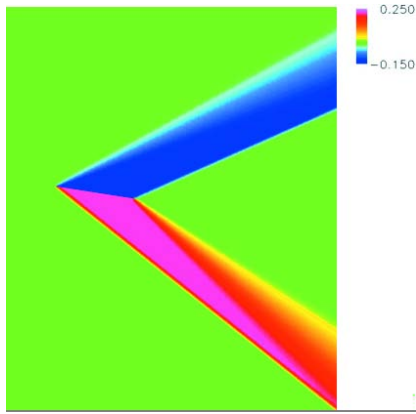
各々の翼の周りの C_p 分布図を第 5, 6, 7, 8 図に示す。これらの図より、線形理論で予測された複葉翼型の持つ二

第 1 表 各解析対象の CFD 解析による空力値

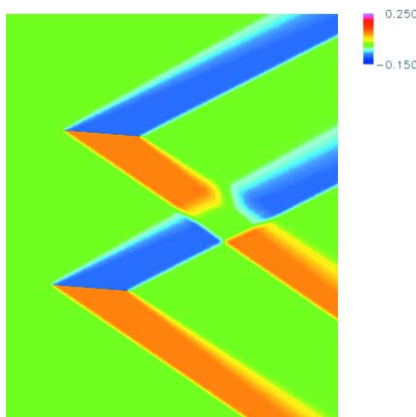
解析対象	C_l	C_d
Single flat plate	0.3732	0.0591
Parallel flat plates	0.3708	0.0292
Diamond airfoil	0.0000	0.0317
Busemann biplane	0.0000	0.0032

第 2 表 各解析対象の薄翼理論に基づく理論的な空力値

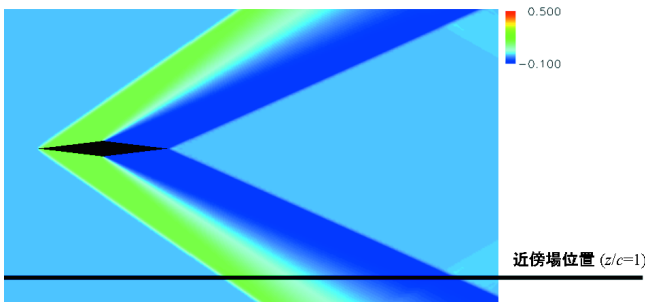
解析対象	C_l	C_d
Single flat plate	0.3702	0.0581
Parallel flat plates	0.3706	0.0291
Diamond airfoil	0.0000	0.0316
Busemann biplane	0.0000	0.0000



第 5 図 C_p 分布図 (1 枚平板)
 $C_l = 0.3732, C_d = 0.0591$.

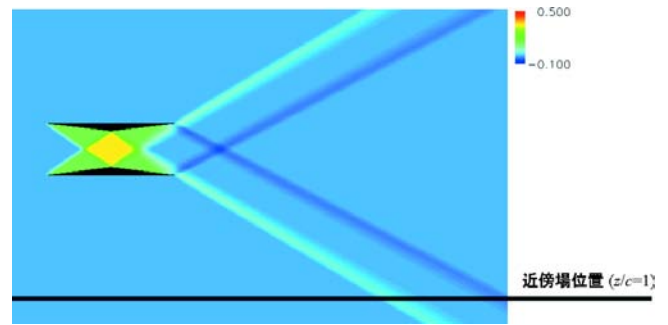


第 6 図 C_p 分布図 (2 枚平板)
 $C_l = 0.3708, C_d = 0.0292$.

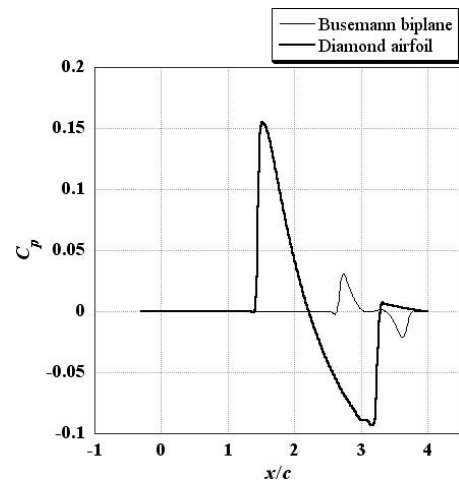


第 7 図 C_p 分布図 (Diamond 翼)
 $C_l = 0.0, C_d = 0.0317$.

つの衝撃波低減効果と干渉効果が明確に確認できる．第 5 図は迎角を持った 1 枚平板周りの C_p 分布図である．第 1 図の左図に対応している．前縁から上方に向かう波と後縁から下方に向かう波が膨張波である． C_p 値を示す色が徐々に変化していることで膨張波であることが分かる．逆に C_p 値が不連続に変化していることで前縁から下方に向かう波と後縁から上方に向かう波が衝撃波であることも分かる．第 6 図は第 1 図の右図に対応する．同様に第 7, 8 図が第 2 図の再現であることも容易に理解できる．第 9 図は Diamond 翼と Busemann 複葉翼の近傍場 ($z/c = 1$) における翼弦



第 8 図 C_p 分布図 (Busemann 複葉翼型)
 $C_l = 0.0, C_d = 0.0032$.

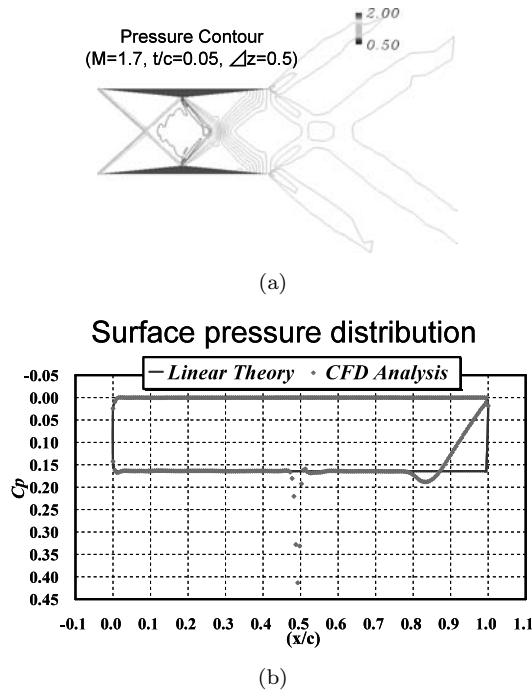


第 9 図 近傍場 ($z/c = 1$) における翼弦長方向 C_p 分布

長方向の C_p 分布の比較である．近傍場の位置は第 7 図および第 8 図の下方に黒の実線で示した．横軸の $x/c = 0$ と 1 がそれぞれ翼前縁と後縁位置となる．第 8 図と第 9 図より Busemann 複葉翼は翼の厚みによる衝撃波をほぼ相殺していることが分かるが，完全に相殺しているわけではない．実際の流れにおいては，圧縮波と膨張波の干渉は非線形なプロセスなので，薄翼（線形）理論は厳密には成り立たないからである⁵⁾．

7. 逆問題 CFD 計算結果

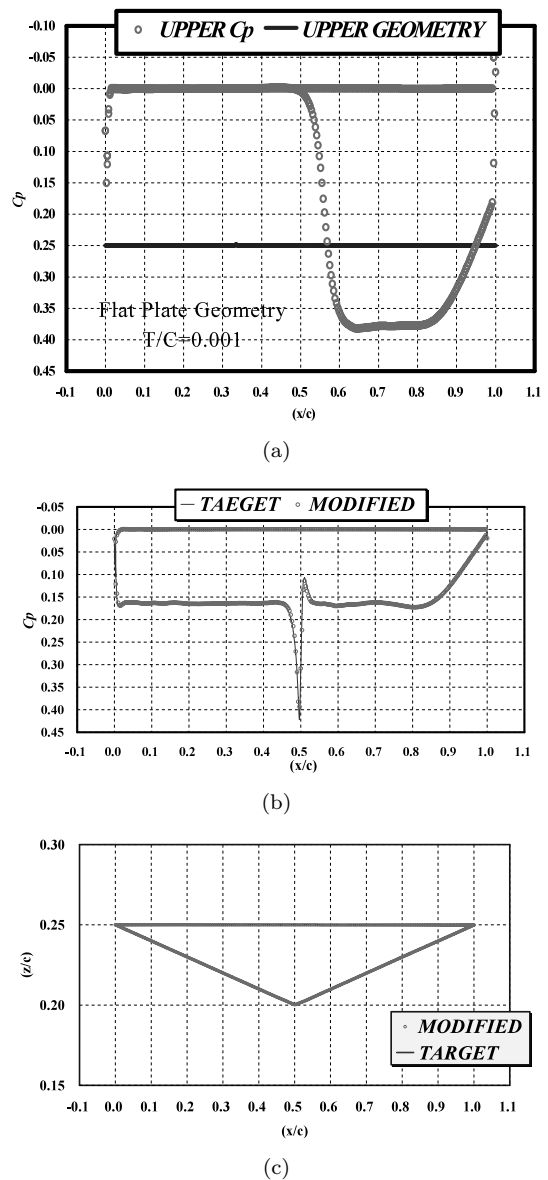
逆問題解析を用いた超音速複葉翼型の設計は，現在進行中であり，ここに発表する複葉翼形状はまだ基本的段階のものである．逆問題設計の評価計算は TAS コードを用いて行われた．基本形状として使用した Busemann 複葉翼の空間の圧力等高線図，翼周りの C_p 分布を第 10 図 (a), (b) に示す．参考のために (b) 図には線形理論で近似される圧力分布も示してある．なお，Busemann 複葉翼は上下で対称であるため，第 10 図 (b) の C_p 分布は便宜上上翼のものを示している．線形理論による予測（矩形の C_p 分布）と CFD による計算結果は概ね一致しているがいくつかの違いがみられる．CFD 計算によれば $x/c = 0.5$ 付近に圧力のピークが現れる．また，後縁での一様流への回復がなだらからである．方程式の非線形性も考慮した CFD 計算がほ



第10図 Busemann 複葉翼型の解析 (TAS コード)
(a) 空間の圧力等高線図, (b) 翼表面 C_p 分布。

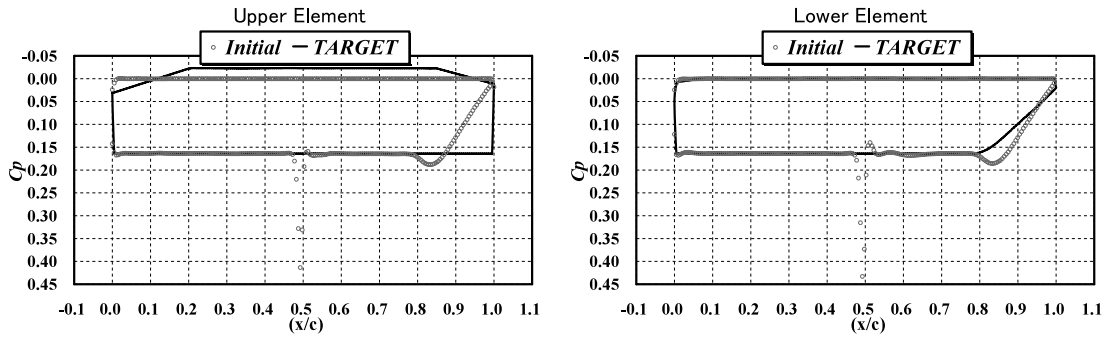
ば実際の現象を再現していると考えられる。線形理論による近似では翼の前半部で起こる衝撃波と衝撃波の干渉および波動方程式の非線形性による膨張波の広がりを考慮していないからである。

最初の計算として、逆問題設計を強い干渉のある例題に適用し、設計法としての信頼性の評価を行った。既存の形状を CFD 解析することで得られた圧力分布を目標圧力分布として設定し、ある任意に選んだ形状からその既存の形状に収束するかどうかを調べるためである。具体的には、Busemann 複葉翼の上側翼を任意的に平板で置き換え（初期形状）、その上側翼に対応する圧力分布には Busemann 複葉翼を CFD 解析することにより得た圧力分布（目標圧力分布）を与えた。果たして、我々の逆問題設計手法は目的の Busemann 複葉翼の形状、圧力分布を再現できるのかどうかを検証した。上側翼の形状の変化に対して上下の複葉翼相互干渉効果は非線形に変化するという難しさを持った例題である。初期形状としての上翼の平板は厚さ 0.1%コード長であり、この上翼が逆問題設計により半 Diamond 翼（最大翼厚 5%コード長）形状として算出されるかどうかである。設計経過を第 11 図に示す。初期の薄い平板の形状および初期の C_p 分布が (a) 図に、目標値 (TARGET) と実現した C_p 分布 (MODIFIED) が (b) 図に、また、設計形状 (MODIFIED) と目標形状 (TARGET) が (c) 図に画かれている。設計によって得られた形状および C_p 分布は目標値を実現しているため、図中での両者は重なったグラフとなっている。数値的には、設計によって得られた形状の C_p 分布と目標圧力分布の相対誤差は僅か 0.34% である。既存の翼から得られた翼表面圧力分布を目標として与え、設計計算の結果、該当する既存の翼が設計できたこと

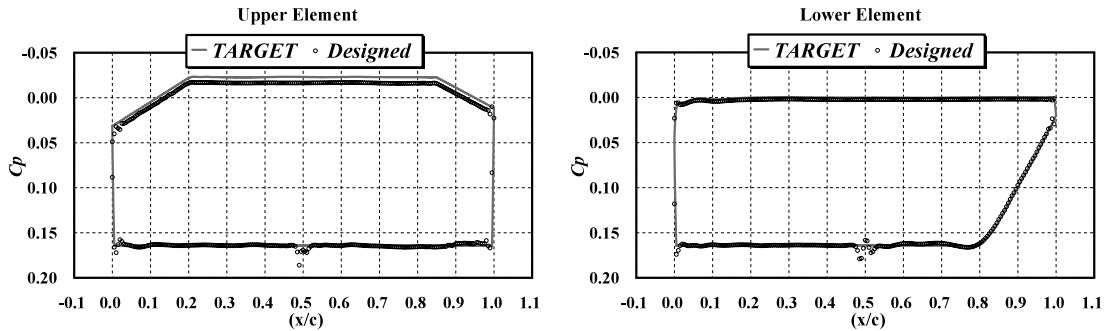


第11図 Busemann 複葉翼型の再現設計例題における初期、目標、設計結果の C_p 分布と形状
(a) 初期形状と C_p 分布, (b) 目標・設計結果 C_p 分布, (c) 目標・設計結果形状。

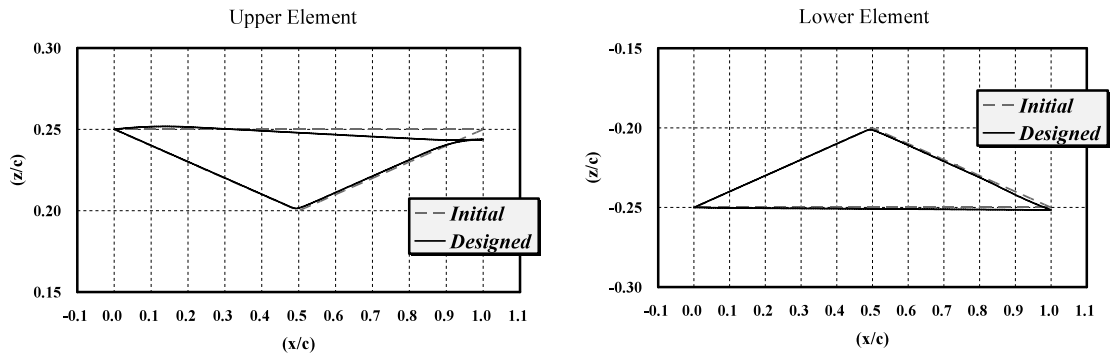
で、逆問題設計コードの信頼性は確認されたと言える。また、逆問題設計法が我々の目的としている干渉を含んだ複数要素の翼形状設計に有用であることも確認できた。本設計法は文献 6, 7) で述べているように、流れ場の評価計算と形状決定計算を繰り返し行う設計手法である。設計が収束したかどうかは評価計算により求めた圧力分布と目標圧力分布との誤差で判断した。また、設計精度は評価計算に用いる手法や格子解像度に依存するので、我々は CFD 流れ場解析計算に求められる信頼性確保に留意して評価計算を行った。今回の場合は、空力係数、特に抵抗係数の低減を目指した設計であったので、同一コードにおいて抵抗係数が格子細分化に依存しなくなる解像度の格子分布を用いた。ちなみに、翼の一要素周りの表面格子数は約 500 点とした。



第 12 図 初期形状圧力分布と目標圧力分布

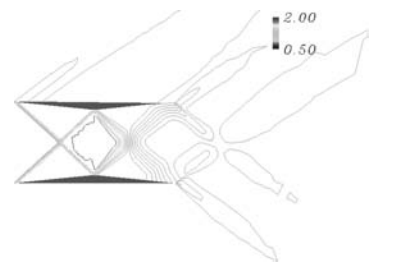


第 13 図 目標圧力分布と実現圧力分布



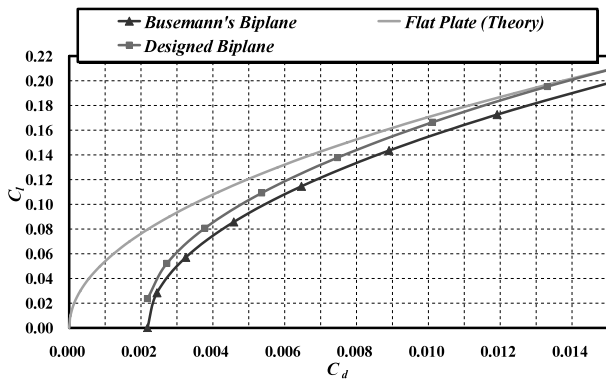
第 14 図 初期形状と実現した翼形状

逆問題設計法が有用であることが示されたので、続いて Busemann 複葉翼に揚力を持たせるという目的で目標圧力分布を設定した。目標圧力分布は上側翼，下側翼それぞれ設定し，第 12 図に示すように圧力分布を与えて揚力を持たせることとした。ここで，記号列が初期圧力分布 (Initial)，実線が目標圧力分布 (Target) である。初期形状は第 10 図 (a) に示す Busemann 複葉翼であり，初期圧力分布は第 10 図 (b) に示している。設計条件は，一様流マッハ数 1.7，迎角 0 度とした。迎角 0 度で衝撃波と膨張波の相殺効果を実際非線形効果を加味した流れで実現し，体積による造波抵抗をできるだけ削減し，かつ，多少の揚力を持たせようとするものである。さらに必要な揚力は，翼に迎角を持たせることで獲得できるわけである。14 回の逆問題設計サイクルを行った結果，第 13 図に示す圧力分布を達成できた¹²⁾。目標圧力分布 (Target) が実線，得られた圧力分布 (Designed) が記号列で示されている。このと



第 15 図 実現した翼形状の圧力等高線図 (迎角 0 deg)

き得られた形状，空間の圧力等高線図をそれぞれ第 14，15 図に示す。形状において，破線が初期形状 (Initial)，実線が得られた形状 (Designed) である。実現された翼型は上翼については上面が迎角を持つ形状となり，後縁形状は凹曲線状となることで流れが平行流となる形状となっている。後縁の形状がカーブを描くようになることによって，ここ



第 16 図 平板，Busemann 複葉翼型，設計された翼の C_L - C_d 線図

から生じる圧縮波が半楔翼頂点付近から生じた膨張波を相殺しているとも言える。また、厚み零の平板，Busemann 複葉翼，設計した翼型 (Designed biplane) の C_L - C_d 線図を第 16 図に示す。ここで，すべての翼型に対し C_L ， C_d 計算は同一の翼弦長 (Diamond 翼型の) を用いている点に再度留意されたい。平板の曲線は体積を持つことによる造波抵抗が零となるため，理論上 1 枚翼における造波抵抗の最小値を示している。設計した翼型は Busemann biplane と比べてどの C_L に対してもより小さい C_d を実現しているとともに，超音速機巡航時に必要とされる揚力係数値近辺 $C_L > 0.1$ では 1 枚翼の抵抗値に漸近し，高い空力性能を示していることが確認される。なお現時点において，この逆問題設計法を駆使することにより，必要な厚みと揚力を保持し ($t/c > 0.10$ ， $C_L > 0.14$)，なおかつ，厚み零の平板より低抵抗な複葉翼型もすでに実現できている¹³⁾。

8. 結 言

超音速飛行に伴い発生する強大な衝撃波の大幅削減を目指して，従来の 1 枚翼の考えにとらわれない (2 次元) 複葉翼型の基礎研究を行った。今回の CFD 解析結果により，複葉翼型の持つ二つの優れた効果である，衝撃波低減効果および干渉効果が実証された。この二つの効果をうまく利用すれば，必要な翼厚と揚力を保持しながら衝撃波の大幅弱小化が十分可能であると思われる。また，将来の実用に適した複葉翼形状取得のためには，逆問題設計法の使用が有用であることが示された。実際，圧力変化を伝播させる波の干渉を扱う観点から，圧力分布を境界条件として扱う

逆問題設計は複葉翼の空力形状設計に有効と思われる。本報告は研究の初期段階である 2 次元翼型について述べたものであり，衝撃波の大幅削減を目指した超音速飛行実現のためには，今後多大な基礎研究の蓄積が必要とされることは自明である。しかし，大型超音速旅客機の実現は我々の夢であり，また同時にその開発は我々に課された大きな挑戦の一つであると強く信ずるものである。

参 考 文 献

- 1) Liepmann, H. W. and Roshko, A.: Elements of Gasdynamics, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1957.
- 2) Kusunose, K.: A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport, First International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, 2004.
- 3) Kusunose, K., Matsushima, K., Goto, Y., Yamashita, H., Yonezawa, M., Maruyama, D. and Nakano, T.: A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft, The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2006-0654, 2006.
- 4) Yamashita, H., Yonezawa, M., Goto, Y., Obayashi, S. and Kusunose, K.: Basic Research toward Realizing Boomless Supersonic Aircraft, Proceedings of 16th Institute of Fluid Science Meeting, Tohoku University, Sendai, Japan, 2004.
- 5) 後藤悠一郎，楠瀬一洋，山下 博，米澤誠仁：ブームレス超音速機のための Busemann の複葉機の数値解析，第 17 回計算力学講演会講演論文集，2004，pp. 117-118.
- 6) 松島紀佐，丸山大悟，中野智晴，中橋和博：波の干渉を利用した低ブーム・低抵抗の超音速機の空力設計，第 36 回日本航空宇宙学会年会講演集，2005，pp. 130-133.
- 7) Matsushima, K., Iwamiya, T. and Nakahashi, K.: Wing Design for Supersonic Transport Using Integral Equation Method, Engineering Analysis with Boundary Elements, **28** (2004), pp. 247-255.
- 8) White, F. M.: Viscous Fluid Flow, Second Edition, McGraw-Hill, New York, 1991, pp. 429-430.
- 9) Licher, R. M.: Optimum Two-Dimensional Multiplanes in Supersonic Flow, Report No. SM-18688, Douglass Aircraft Co., Long Beach, 1955.
- 10) Japan Aerospace eXploration Agency (JAXA): Introduction to UPACS, www.ista.jaxa.jp/cfd/upacs/index.html
- 11) Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F.: Some Challenges of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD, Int. J. Numer. Meth. Fluids, **43** (2003), pp. 769-783.
- 12) 丸山大悟，松島紀佐，中橋和博，楠瀬一洋：低ブーム・低抵抗の複葉型超音速機の空力設計，日本流体力学会 2005 年会 CDROM 講演論文集，AM05-23-012，2005。
- 13) Maruyama, D., Matsushima, K., Kusunose, K. and Nakahashi, K.: Aerodynamic Design of Biplane Airfoils for Low Wave Drag Supersonic Flight, The 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, California, AIAA Paper 2006-3323, 2006.