

衝撃波の干渉を利用した低ブーム・低抵抗超音速機の空力設計

丸山 大悟, 中野 智晴, 松島 紀佐, 中橋 和博
東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Transport Using Favorable Shock Wave Interference

by

Daigo MARUYAMA, Tomoharu NAKANO, Kisa MATSUSHIMA, and Kazuhiro NAKAHASHI
Dept. Aerospace Engineering, Tohoku University

ABSTRACT

In supersonic flight, airplanes cause strong sonic booms and wave drags resulted from shock waves. Kusunose has proposed a new concept for supersonic transport, whose sonic booms and wave drag can be significantly reduced, using a Busemann's Biplane concept. Motivated by the concept, aerodynamic design of biplane configuration in supersonic flight is discussed based on Computational Fluid Dynamics (CFD). In order to focus on the shock wave characteristics around biplane configuration, inviscid flow (Euler) analyses are performed, which is particularly suitable for wave drag analyses. The purpose of this paper is to demonstrate new biplane configurations based on Busemann's Biplane. The aerodynamic design is performed using an iterative inverse design method that has been recently implemented. First, we analyzed a characteristic of Busemann's Biplane as a baseline model. At the result of analyses on CFD, we confirmed much reduction of wave drag compared to Diamond Airfoil which had the same volume of the baseline model, Busemann's Biplane. Next, we tried to design biplane configurations by using the inverse design method. This is the method that geometries are determined by given target pressure distributions. We expect that the inverse design method may prove to be a highly appropriate tool in finding a biplane configuration to achieve minimum wave drag under a given lift condition. Finally by the use of the inverse design method an improved airfoil shape for the biplane has been obtained.

1. 緒言

超音速旅客機として、コンコルド機 (乗客数 100 人) が 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 (ソニックブーム) および消費燃料効率の悪さにより、2003 年に就航は終了した。次世代の大型旅客機の超音速実現のためには低騒音性と燃料効率の良さが求められる。ソニックブームの原因は機体から生じる圧力波 (圧縮波) がその伝搬速度の非線形性のため 1 箇所に集中して地上に届く事にあり、造波抵抗とは超音速飛行時に発生する衝撃波に起因する抵抗である。つまり、将来の超音速飛行においては低ブームかつ低抵抗の航空機開発が必要条件である。1935 年に示された Busemann's Biplane¹⁾はこの 2 つの条件を満たす (ただし無揚力状態に於いてではあるが) 画期的な複葉翼型である。最近、Busemann's Biplane を発展させ、低ブーム・低抵抗の条件を満たし、かつ必要とする揚力を有する翼型を用いた実用的な超音速複葉機を実現させようとする研究プロジェクトが、東北大学の楠瀬 (Kusunose) 博士を中心に始まっている^{2,3)}。この 50 年間に進歩した計算機や数値計算技術を用いて、超音速複葉翼の考えを発展させ、Busemann's Biplane に揚力を持たせた実用的な形状モデルを提案しようというのがこのプロジェクトの目的である。

本研究ではこのプロジェクトの一環として、基本形状の Busemann's Biplane の解析を行うとともに、数値流体力学 (CFD) を用いて必要な揚力を持つ複葉翼の断面形状設計を行う。設計については、計算コストの面で効率的な逆問題設計システムについて述べ、現実的な低ブーム複葉翼設計の第一歩としての数値流体力学 (CFD) と逆問題解法による複葉翼型形状設計例を述べる。流体解析においては、ソニックブームの原因となる複葉翼周りの衝撃波の特性に焦点を合わせるために、非粘性解析 (Euler シミュレーション) を行っている (造波抵抗成分の評価が行い易い)。

2. Busemann's Biplane コンセプト

Busemann は Diamond Airfoil をコード長方向に切って、衝撃波の立つ面を向かい合わせる事により (Busemann's Biplane)、衝撃波を完全に相殺できる事 (薄翼理論に基づく) を示した (Fig. 1)。外部へもれる衝撃波をなくすることができるため、地面に到達するソニックブームをゼロにすることができる。また、翼の厚みによる造波抵抗は翼間の衝撃波、膨張波の相互干渉を利用することで著しく低減される。ただし、揚力はゼロである

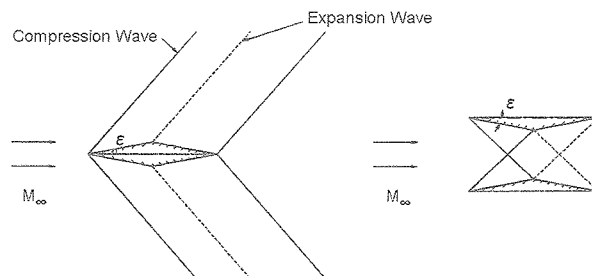


Fig. 1 Effect of Shock Wave Interference at biplane

3. Busemann's Biplane の CFD 解析概要

3. 1. 解析方法

基本解析として Busemann's Biplane コンセプトの立証のために、Fig.2 に示す Busemann's Biplane 形状周りの流れの非粘性計算 (Euler シミュレーション) を行った。 θ は形状の楔頂点角、 β は前縁から生じる衝撃波の衝撃波角であり、次の式(1),(2)の斜め衝撃波の関係式によって関係付けられる¹⁾。

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_\infty^2 \sin^2 \beta - 1}{M_\infty^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1)$$

$$M_1 = \frac{1}{\sin(\beta - \theta)} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \sin^2 \beta}{\gamma M_\infty^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{2}}} \quad (2)$$

ここで M_∞ は一様流マッハ数, γ は比熱比で 1.4 である. M_1 は衝撃波後のマッハ数である. 式(1)により, 上翼の前縁から発生する衝撃波が下翼の半楔頂点にあたるように基本形状を設定している. 翼は将来的な設計を考慮して, 半スパン長を 3.0 とした 3 次元形状を用い, 対称面ではマッハコーンの影響を受けない十分なスパン長をとってシミュレーションを行った. 流れのマッハ数 M_∞ は 1.7 である. 解析は東北大学の非構造格子 TAS (Tohoku Aerodynamic Simulation) Grid Code, 流れの解析として TAS Flow Code を用いた⁴⁾⁵⁾. Fig.2 の Busemann's Biplane の初期解析では格子点数約 53 万点, 138 万点の 2 種類の格子で解析を行い, 4 章で述べる逆問題設計で用いた格子は 53 万点の格子を用いている. Fig.3 に, 約 53 万点の格子での半スパン方向対称断面の格子の可視化図を示す. 格子点数 138 万点の格子は Fig.3 に示す格子点数 53 万点の格子において, 物体近傍での格子密度をさらに細かくした格子である.

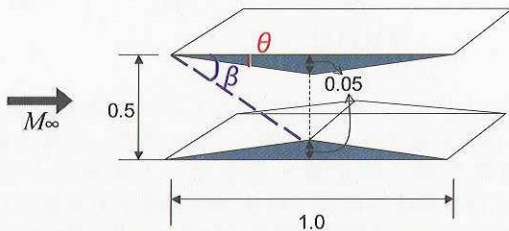


Fig. 2 Busemann's Biplane baseline shape at $M_\infty=1.7$

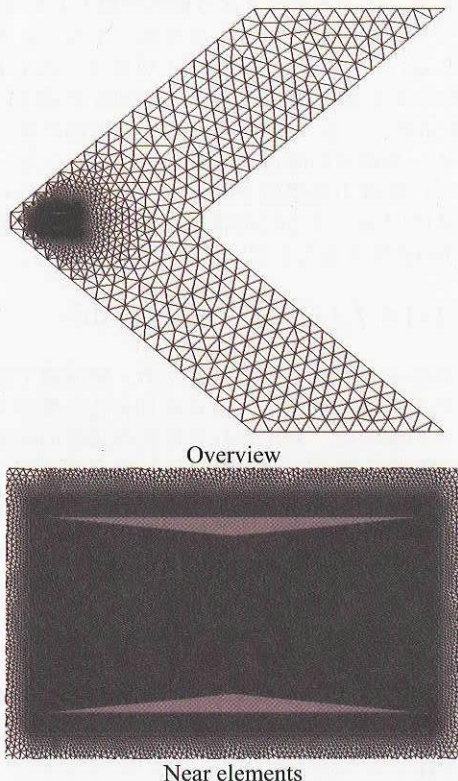


Fig. 3 Mesh Visualization of Busemann's Biplane baseline shape at $M_\infty=1.7$

3. 2. 解析結果

無揚力状況での造波抵抗の比較のため, Fig.4 に示す同体積の Diamond Airfoil が超音速飛行した場合の解析結果を示す. Diamond Airfoil も Fig.2 に示す Busemann's Biplane 同様 3 次元形状であり, 半スパン長は同様に 3.0 である. 半スパン方向対称断面での翼型周りの圧力状況を Fig.5 に示す. この断面での造波抵抗の値は $Cd=0.0289$ である. 超音速薄翼理論では, Diamond Airfoil の造波抵抗は

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

で表され¹⁾, その造波抵抗の値は $Cd=0.0291$ であり, TAS Code の信頼性も証明できている.

Fig.2 の複葉翼において, 格子点数 138 万点での解析結果を示す. マッハ 1.7 で飛行した場合の空間の圧力分布が Fig.6 に描かれている. Fig.5, Fig.6 より, 複葉にした事で, 圧縮波と膨張波が望ましく干渉し複葉外部への圧力波の影響が押さえられている事がわかる. 複葉翼半スパン方向対称断面の表面圧力係数 (C_p) 分布が Fig.7 に描かれている. 便宜上, 上翼のみの C_p 分布を示して, 赤線が CFD による解析結果, 青線が Busemann's Biplane 理論 (線形理論) による分布である. 上下の翼は鏡面対称であるので C_p 分布は上下面が逆転するが下翼は上翼と同型となる. 線形理論と Euler 解析の違いとして, 式(1), (2)によって表される Fig.8 の概略図に示すように, 複葉の内部においては, 前縁で発生した衝撃波がもう一方の翼に衝突するため半楔翼中心付近で圧力ピークが認められる. これは数値計算上の誤差もあるが, 衝撃波が互いに干渉し屈折するため, Fig.2 の形状では圧力ピークが生じてしまう. また, 後縁付近ではその反射衝撃波による微小な圧力増大と, 半楔翼頂点から生じた膨張波の非線形的な広がりによる, 圧力勾配が生じている.

Fig.2 に示す迎角 0, つまり無揚力の状態での半スパン方向対称断面での Cd はそれぞれの格子で, $Cd=0.00218$ (格子点数 53 万点), $Cd=0.00221$ (Diamond Airfoil) となる. これは同じ体積をもつ Diamond Airfoil と比べて約 7.5% にまで造波抵抗が低減できていることになる. しかしながら, 完全に造波抵抗をなくすることができない. これは主として翼間内の衝撃波によるエントロピー生成の抵抗であり, また一部は後縁付近での圧力勾配によるものと考えられる. Fig.5 に示すように青線で示した線形理論の圧力分布では半楔翼頂点の前方, 後方で均一な圧力分布を実現しているため, 翼に生じる抵抗は限りなくゼロとなる. しかし, CFD 解析による結果では, 後方の圧力が小さいため, 結果として抵抗として表れることになる.

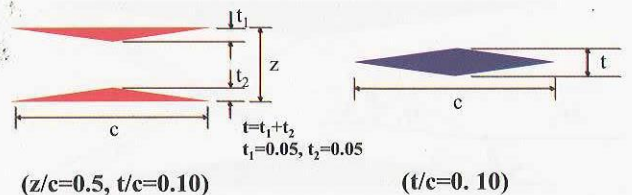


Fig. 4 Baseline models at zero lift conditions ($M_\infty=1.7$)

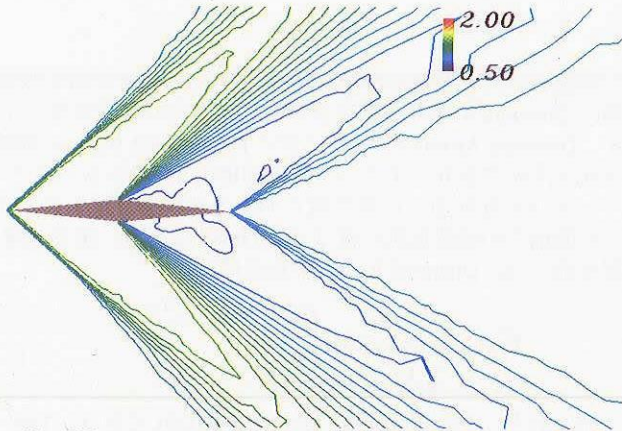


Fig. 5 Pressure contour map at $M_\infty=1.7$ (Diamond Airfoil)

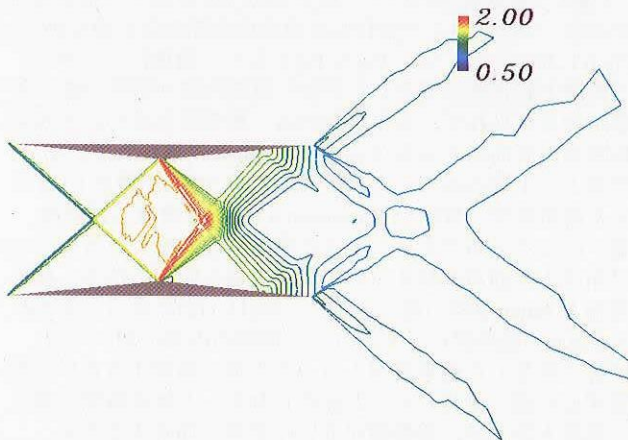


Fig. 6 Pressure contour map at $M_\infty=1.7$ (Busemann's Biplane)

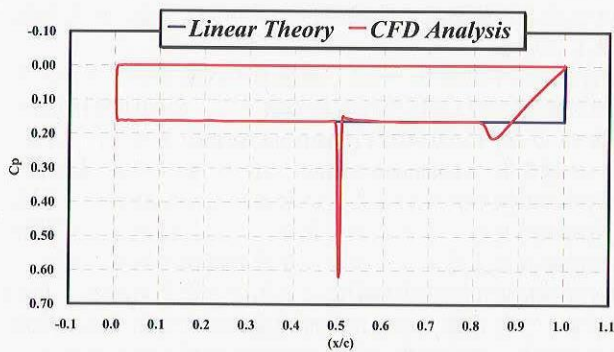


Fig. 7 C_p distributions of Busemann's Biplane at $M_\infty=1.7$

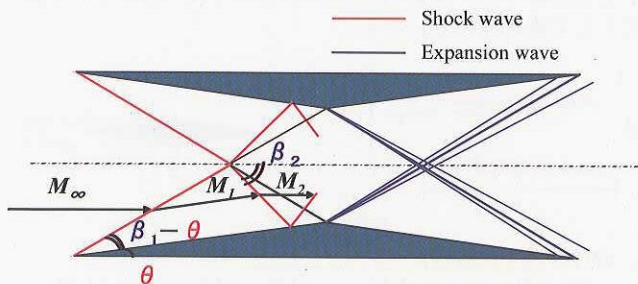


Fig. 8 Simple diagram for shock wave interaction

4. 設計手法

4. 1. 逆問題設計法

逆問題設計法とは、与えられた圧力分布を満足する形状を決定する手法であり、斜め衝撃波の関係式¹⁾において Busemann の圧力2次近似理論により表される⁶⁾。これは超音速流中の2次元翼型を前提とした近似式であり、形状変化と圧力分布の関係式が次のように与えられる。

$$C_p = c_1 \theta + c_2 \theta^2 \tag{4}$$

$$c_1 = \frac{2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}, \quad c_2 = \frac{(M_\infty^2 - 2)^2 + \gamma M_\infty^4}{2(M_\infty^2 - 1)^2}$$

ここで、 θ は $df/dx - \alpha$ であり f , α は Fig.9 に示すようにそれぞれ、2次元翼形状の位置関数、流れに対する迎角を表す。式(4)を微小擾乱の形で表現すると、以下の式(5), (6)のように表される。

$$\Delta C_{p+} = c_1 \left(\frac{d\Delta f_+(x)}{dx} \right) + 2c_2 \left(\frac{df_+(x)}{dx} - \alpha \right) \left(\frac{d\Delta f_+(x)}{dx} \right) + c_2 \left(\frac{d\Delta f_+(x)}{dx} \right)^2 \tag{5}$$

$$\Delta C_{p-} = -c_1 \left(\frac{d\Delta f_-(x)}{dx} \right) + 2c_2 \left(\frac{df_-(x)}{dx} - \alpha \right) \left(\frac{d\Delta f_-(x)}{dx} \right) + c_2 \left(\frac{d\Delta f_-(x)}{dx} \right)^2 \tag{6}$$

設計において広い応用性を得るため、残差修正法と総称される逐次近似法を行っている。そのため、形状決定の基礎式は変化量(修正量・差分量)の関係式となる。 $\Delta C_p(x)$ が目標圧力係数-現状での実現圧力係数である。翼型は $(x, f(x))$ の座標で表現される。 x が主流方向となる。 α は迎角である。また、+は上面を、-は下面を意味する。圧力を与えることで形状は2次方程式の根として求まる。2つの根のうち形状設計に合うものを解とする。2次方程式が解を持たない(判別式が負になる)場合は、式(5),(6)において2次の項を無視する近似式(Ackeletの線形理論)で $d\Delta f/dx$ を求めている。形状変化量は x 方向の微分係数で求まるため、基準点の座標を与えなければならない。本報告の設計では前縁の座標値を固定している。これらの操作により、式(7)に示すように形状変化量の積分値をもとの形状関数翼 $f(x)$ に加えることで、形状は更新される。

$$f_{\pm}^{update}(x) = f_{\pm}(x) + \int_0^x \frac{d\Delta f_{\pm}(\xi)}{d\xi} d\xi \tag{7}$$

翼の上下面各々で形状を修正するため、翼後縁で翼型を閉結させるために求めた f に修正を加える必要がある場合もある。この場合は、算出される形状の後縁の位置が微小な範囲で不確定となるので、設計方針に合うように後縁位置を強制設定する。本研究においては算出される複葉翼形状の内部、つまり上翼については下面、下翼については上面の形状を基準に後縁位置を修正している。

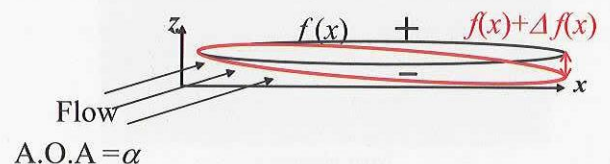


Fig. 9 Airfoil geometries based on the current and target pressure distributions.

4. 2. 相互干渉の強い設計問題への適用検証

上述の逆問題設計法では複数の要素の干渉効果を考慮しておらず、複葉における逆問題設計の適用を検証する必要がある。Fig.10 に示すように、上翼が平板の状態から、Busemann's Biplane への設計を行う。Fig.2 に示す Busemann's Biplane の CFD 解析結果によって得られた圧力分布を目標圧力分布として与え、その圧力分布を実現する形状が Busemann's Biplane に収束することを確認する。以下にその手順、Fig.11 にフローチャートを示す。

- ① Baseline 形状 (Initial Airfoil), 目標圧力分布 (Target C_p) を設定する。
- ② Baseline 形状 (Initial Airfoil) を Current 形状 (Current Airfoil) とする。
- ③ Current 形状 (Current Airfoil) の流れ解析を行い、上翼の表面圧力分布を求める。
- ④ ③で求めた圧力分布が目標圧力分布を実現しているなら設計終了。そうでない場合は上翼に対し逆問題を解き目標圧力分布と現状の圧力分布の差がゼロになる様な形状修正量を求める。
- ⑤ ④で得られた形状修正量により現在の翼形状を修正し、Current 形状 (Current Airfoil) を更新する。
- ⑥ ③に戻る。

上述の手順により、Euler シミュレーションによる流れ場解析と組み合わせて設計した結果、14 回の反復で圧力分布において真の解との RMS 相対誤差が 0.31%の問題のない精度の解を得ることが出来た。このとき得られた上翼の圧力分布、形状をそれぞれ Fig. 12, Fig.13 に示す。

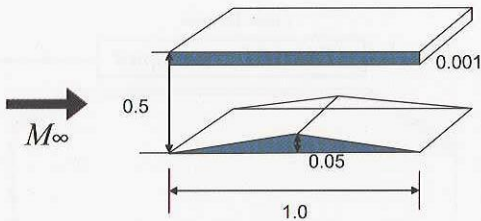


Fig. 10 Initial shape

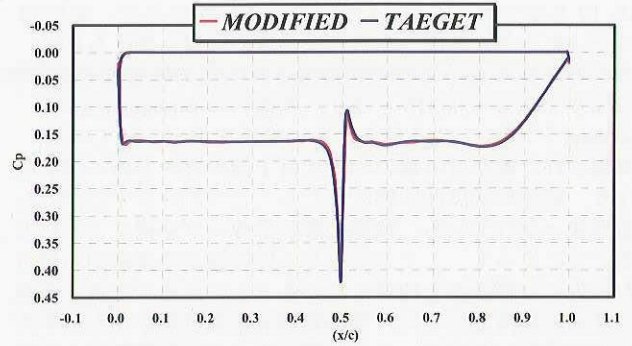


Fig. 12 C_p distributions of Upper Element

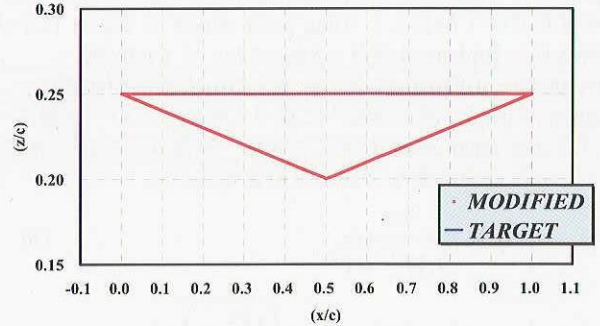


Fig. 13 Section airfoil geometry of Upper Element

4. 3. Biplane 翼断面設計

強い干渉効果がある場合における逆問題設計の有用性が示されたので、複葉の上下翼を共に設計することを試みる。以下、流れのマッハ数は 1.7, 初期形状には Fig.2 に示す Busemann's Biplane を基本形状に用い、設計者の目的に応じた圧力分布を設定し、それぞれその圧力分布を実現する形状を設計する。4. 2 節との違いは上翼のみの修正→流れのシミュレーション→下翼のみの修正→流れのシミュレーションと、上下翼交互に行うことである。以下にその手順を示す。

- ① Baseline 形状 (Initial Airfoil), 目標圧力分布 (Target C_p) を設定する。
- ② Baseline 形状 (Initial Airfoil) を Current 形状 (Current Airfoil) とする。
- ③ Current 形状 (Current Airfoil) の流れ解析を行い、上翼 (下翼) の表面圧力分布を求める。
- ④ ③で求めた圧力分布が目標圧力分布を実現しているなら設計終了。そうでない場合は、上翼 (下翼) に対し逆問題を解き、目標圧力分布と現状の圧力分布の差がゼロになる様な形状修正量を求める。
- ⑤ ④で得られた形状修正量により現在の翼形状を修正し、Current 形状 (Current Airfoil) を更新する。
- ⑥ ③に戻る。

逆問題空力設計例として、Fig.14, Fig.15 に示す目標圧力分布を設定した。上翼の後縁付近において線形理論の C_p 分布を実現することによって抵抗低減を図りつつ、揚力の増加も期待している。また、下部への衝撃波の伝播の影響が少ない上翼の圧力分布を変化させてさらに揚力を持たせた。さらに、上下翼とも半楔翼頂点付近の圧力ピークは取り除いていた。このような目標圧力分布を設定し、より空力性能の良い翼型を設計する。

初期形状、逆問題設計形状に用いた格子は約 53 万点で、上下翼とも 12 回ずつ、計 24 回逐次形状修正処理を行った結果、実現された形状、圧力分布図はそれぞれ Fig.16, 17,

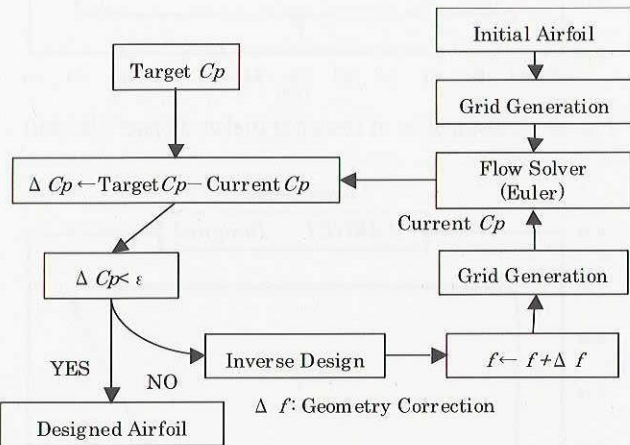


Fig. 11 Design cycle

18, 19 となった。圧力コンター図を Fig.20 に示す。定性的にはあるが、外部へもれる圧力波の伝播も抑えられていることがわかる。このとき実現された空力係数はそれぞれ、 $C_l=0.0238$, $C_d=0.00216$ となり、無揚力の Busemann's Biplane と比べて C_l を持ち、かつ抵抗を抑えられている。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いえる。上翼、下翼に共通の特徴としては、半楔翼頂点位置は微小ながらやや前方に移動しており、この位置で生じる反射衝撃波と膨張波の大部分を相殺する形状となっている。この設計された Biplane と、Busemann's Biplane において、流れに対して迎角を変化させて解析した Drag polar curves を Fig.21 に示す。設計された Biplane は迎角 1.5deg において $C_l=0.109$, $C_d=0.00536$, $L/D=20.37$ を示している。また、同体積の Diamond Airfoil, 薄翼理論¹⁾に基づく体積ゼロの一枚翼における drag polar curve も示してある。理論式を式(8), (9)に示し、 α は迎角で微小であると仮定する。

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (8)$$

$$C_d = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{4} C_l^2 \quad (9)$$

一枚翼の drag polar curve は理論上揚力に起因する造波抵抗の最小値を示す。Designed Biplane は Busemann's Biplane と比べてどの C_l に対してもより小さい抵抗を実現しているとともに、 $C_l=0.1$ 以上では一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わかる。

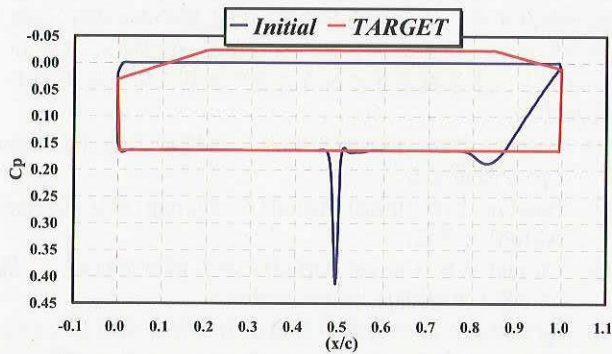


Fig. 14 C_p distribution of initial shape (Upper Element)

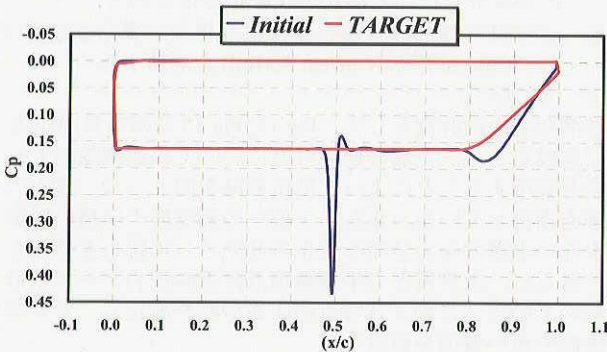


Fig. 15 C_p distribution of initial shape (Lower Element)

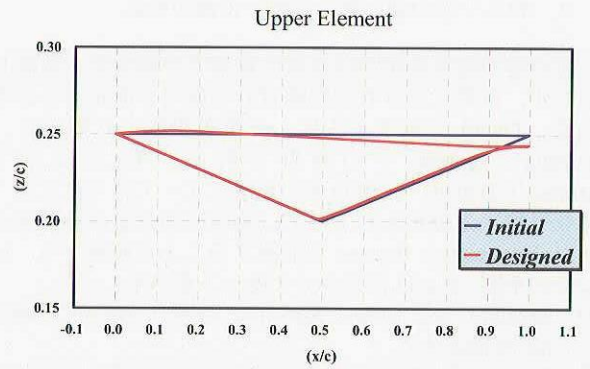


Fig. 16 Section airfoil geometry of Designed Upper Element

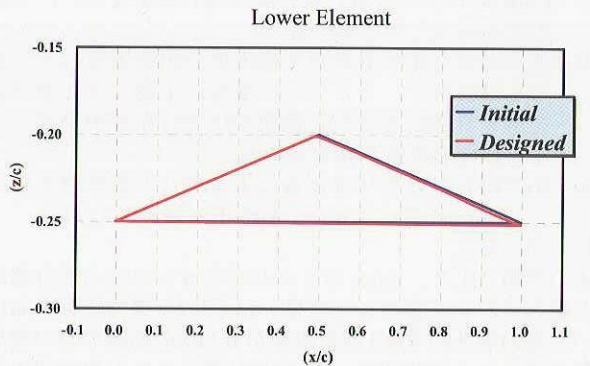


Fig. 17 Section airfoil geometry of Designed Lower Element

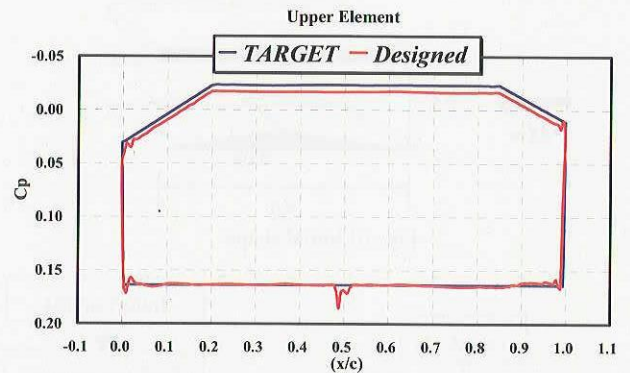


Fig. 18 C_p distribution of Designed Biplane (Upper Element)

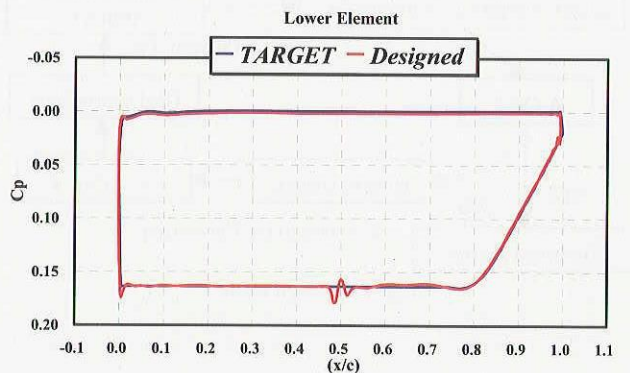
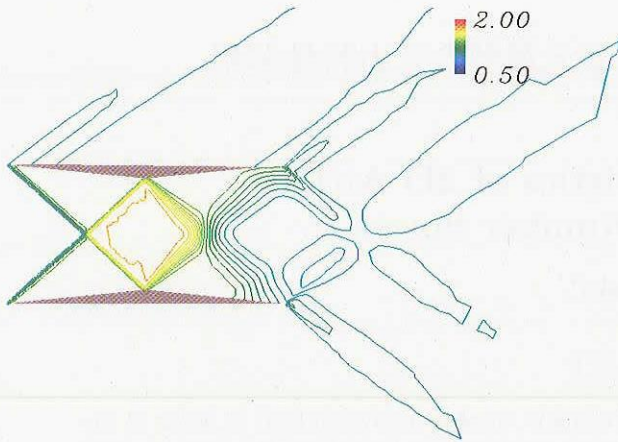
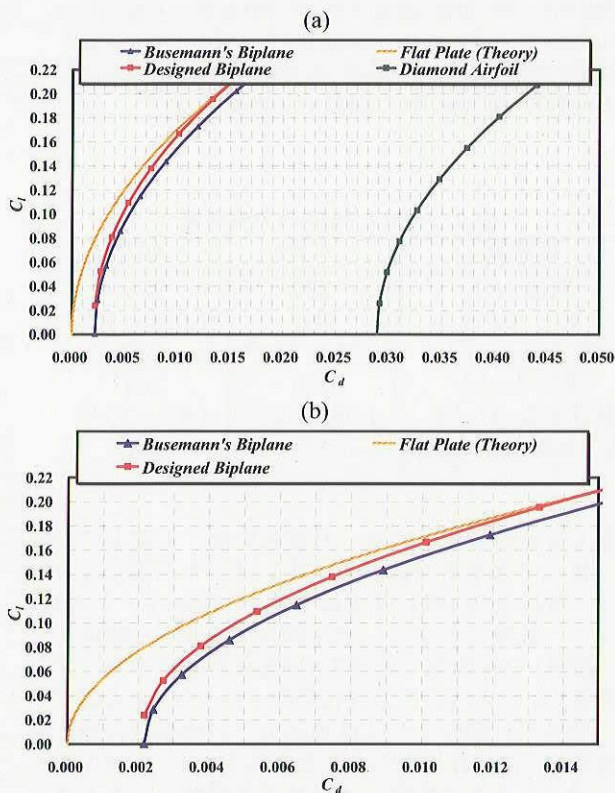


Fig. 19 C_p distribution of Designed Biplane (Lower Element)

Fig. 20 Pressure contour map at $M_\infty = 1.7$ (Designed Biplane)Fig. 21 Drag polar curves of
Busemann's Biplane and Designed Biplane

5. 結言

衝撃波に伴う造波抵抗，ソニックブームを著しく低減する可能性のある Busemann's Biplane の解析を行い，同体積の Diamond Airfoil と比べて，揚力ゼロの条件では造波抵抗を約 7.5% にまで低減することができることを確認した。

また，定まった設計マッハ数で目標とする揚力をもつ Biplane 翼型の空力設計を行い，新形状の翼型を求めた。設計は目標圧力分布を設定し，流れのシミュレーションと組み合わせることでそれを実現する翼型を決定する逆問題設計法を用いた。逆問題設計法の検証として上翼が平板の状態から，既存の Busemann's Biplane に収束することを確認した。実際的な応用として，体積による抵抗の大部分を減らすことができる Busemann's Biplane を応用し，上翼の上面に揚力を持たせ，かつ全体の抵抗低減を目標とした圧力分布を設定して翼型を設計した。これにより，薄翼理論に

基づく体積ゼロの一枚翼により近い低抵抗な翼型を設計することができた。

複葉翼設計の今後の課題として，逆問題設計においては目標圧力分布の選定が非常に重要なので，複葉翼型における最適な目標圧力分布を定める研究が，工学的に翼形状を設計する際に最も重要な研究課題として挙げられる。また設計された翼型に対し，粘性を考慮した Navier-Stokes 解析を行い，逆問題手法を用いてより実用的な翼型を設計していく。

参考文献

- 1) Liepmann H. W., Roshko, A., "Elements of Gas dynamics, John Wiley & Sons," pp.115-118, pp.84-88, pp.122-127, 1975.
- 2) Kusunose, K., "A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport," First International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, November 2004.
- 3) 楠瀬一洋, "衝撃波の出ない超音速機の研究," 平成 16 年度「サイレント超音速飛行実現のための実験・計算融合研究」「レーザー駆動管内加速装置」合同シンポジウム論文集, 2005 年 1 月.
- 4) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol.39, Issue 1, pp.75-96, 2002.
- 5) Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 43, 2003, pp.769-783.
- 6) 松島紀佐, 中野智晴, 丸山大悟, 中橋和博, "逆問題による低ブーム超音速機の設計," 平成 16 年度「サイレント超音速飛行実現のための実験・計算融合研究」「レーザー駆動管内加速装置」合同シンポジウム論文集, 2005 年 1 月.
- 7) 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," 日本航空宇宙学会年会, 2005 年 4 月, pp. 130-133.