

第 2 章

複葉翼理論

2-1 複葉翼を用いたソニックブーム低減のコンセプト

本研究では、従来の超音速旅客機 (SST) に用いられている 1 枚翼の形状にとらわれず、複葉翼のコンセプトを新しく導入する。つまり、超音速飛行に伴い発生する強い衝撃波を、翼間での相互干渉を利用して著しく低減させることで、同時にソニックブームの低減を実現させようとするものである。一般に複葉翼の採用に伴う大きな欠点として、翼面積増加による摩擦抵抗の増加があげられる。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ことになる。言い換えれば、ここに示す新しいコンセプトは、超音速飛行を大きく阻害している造波抵抗を出来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) 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、また翼の厚みによる造波抵抗は Busemann 複葉翼のアイデアに基づいた衝撃波の相互干渉を利用して、ほぼ消滅できる事は知られている。

本章ではまず薄翼理論に基づき、二枚平板と Busemann 複葉翼について Euler (非粘性) 計算により CFD 解析を行う。この結果を元に複葉翼の持つ二つの優れた効果である、衝撃波低減効果及び干渉効果の有効性を示し、我々が提案する新しいコンセプトによるソニックブーム低減の可能性を示す。また一枚平板、ダイヤモンド翼についても CFD 解析を行うことで解析結果の検証も行う。

2-2 衝撃波の低減効果 (二枚平板)

2 次元超音速流れにおける薄翼理論から、迎角 ε をもつ平板の場合、その揚力係数及び抵抗係数は次の式で表される。

$$C_L = \frac{4\varepsilon}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{4\varepsilon^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \quad (2.2)$$

一枚平板を n 枚並べた (翼間での衝撃波の干渉の起きていない) 場合、迎角を $1/n$ にすることで揚力を一定に保つことができ、造波抵抗は $1/n$ となる (Fig. 2.1)。超音速で飛行することを考えれば迎角を小さくすることで衝撃波を弱くし、地上に到達するソニックブームを低

減できると考えられる。

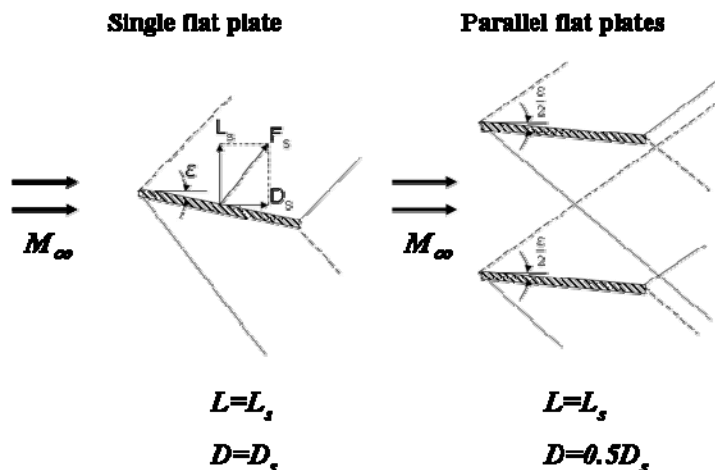


Fig. 2.1 複葉翼の衝撃波低減効果

2-3 衝撃波の干渉効果 (Busemann 複葉翼)

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事により、著しく低減させる事が可能である。Busemann はダイヤモンド翼をコード長方向に切り、衝撃波の立つ面を向かい合わせることで、薄翼理論に基づき 2 枚の翼の間で衝撃波を完全に相殺し、衝撃波を翼に挟まれた領域外に伝播させないことが可能であることを示した (Fig. 2.2).

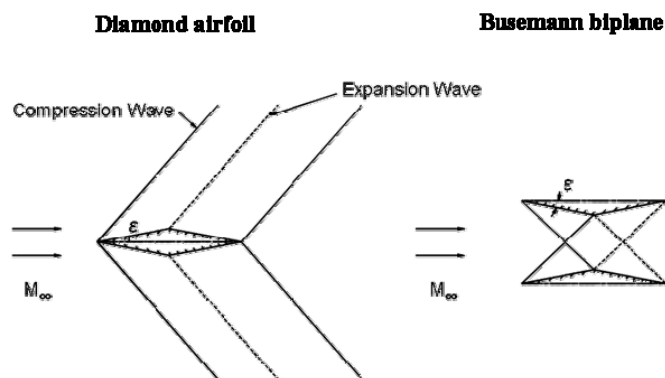


Fig. 2.2 複葉翼の衝撃波干渉効果

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ることになる。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（超音速飛行に用いられる翼厚は非常に薄く制限されている）を大幅に緩和する事が可能である。揚力を持つダイヤモンド翼の抵抗内訳の一例を Fig. 2.3 に示す。この計算では、揚力を持つ平板翼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 は翼厚及び翼弦長を表す) を持つ (2 次元) ダイヤモンド翼は次式を用いて計算した。

$$C_D = \frac{4}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \left(\frac{t}{c} \right)^2 \quad (2.3)$$

また平板翼の摩擦抵抗は、次に示す平板表面に働く抗力の計算式¹を用いて算出した。

$$\begin{aligned} C_{Dfric} &= 2C_f \\ C_f &= \frac{0.027}{(\text{Re})^{1/7}} \end{aligned} \quad (2.4)$$

ここで Re はレイノルズ数を表している。

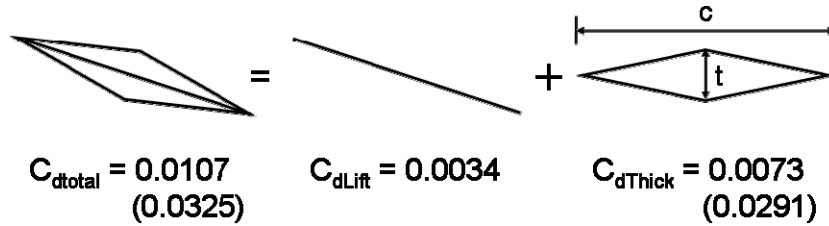


Fig. 2.3 ダイヤモンド翼の抵抗内訳例 ($M_\infty=1.7$, $C_l=0.1$, $t/c=0.05$ (0.10))
 (一枚平板の摩擦抵抗は Re 数が $2.0 \sim 4.0 \times 10^7$ の場合, $C_{dfric}=0.0035 \sim 0.0038$)

2-4 揚力を持つ複葉翼理想形状

2-2, 2-3 節で述べた複葉翼の持つ二つの優れた効果を組み合わせて、いかに実用的な 2 次元翼形状を得るかは重要な課題である。Fig. 2.4 に、揚力を持ちかつソニックブームを低減可能と考えられる空力特性を持つ 2 次元複葉翼を示す。この形状は R. Licher が 1955 年の文献²ですでに示している。この形状で特筆すべき点は、揚力を受け持つ複葉翼は Fig. 2.1 で示されたような単なる 2 枚の平行な平板翼ではなく、下面の翼に厚みが付いている事である。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適当に選ぶ事で、1 枚の平板翼に比べて同じ迎角で 1.5 倍の揚力を発生させる事が可能となる（つまり揚力一定の条件の下では、造波抵抗は平板翼の場合の 2/3 に減少する）。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、翼厚に起因する造波抵抗の削減が可能）と融合できるという利点もある。

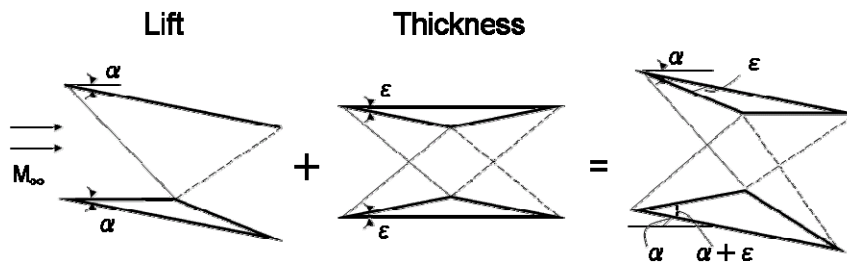


Fig. 2.4 揚力をもつ理想的な二枚翼形状 (Licher, 1955)

2-5 解析手法

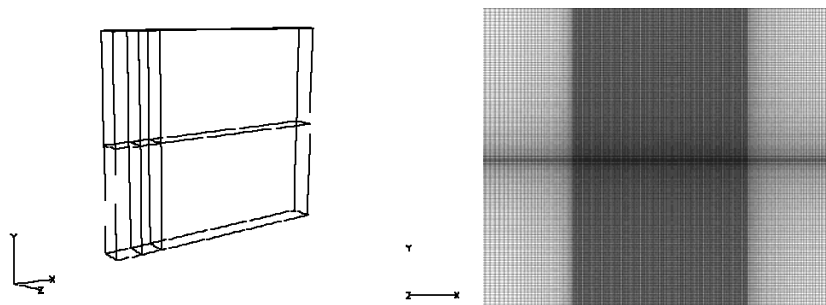
本章では CFD 解析を用いて、複葉翼のメリットを実証する³。解析はマルチブロック法によ

り格子生成を行い, 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発した構造格子用 UPACS コードを用いて Euler 計算を行った. 2次元平面内の格子点数を Table 2.1 に示し, Fig. 2.5 から Fig. 2.8 に計算格子を示す.

一枚平板, 二枚平板は共に厚みゼロとし, それぞれ迎角 6.0° , 3.0° とした. またダイヤモンド翼及び Busemann 複葉翼におけるくさび角 ε はそれぞれ 11.42° , 5.71° とし, Busemann 複葉翼の翼間距離は 0.5 とした. ダイヤモンド翼の厚みは $t/c=0.10$, Busemann 複葉翼の厚みはその半分の $t/c=0.05$ としてある. また各物体の代表長さを $L=1.0$ とした. 計算は全て $M_\infty=1.7$ で行った.

Table 2.1 計算対象の格子点数 (2次元平面)

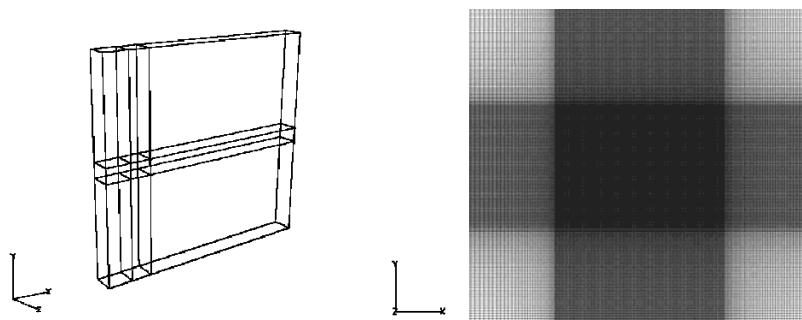
	一枚平板	二枚平板	ダイヤモンド翼	Busemann複葉翼
2次元平面全格子点数	200901	291081	261051	486051
表面 (翼間) 格子点数	251	251×181	251	501×251



(左) 6ブロックから構成される計算領域

(右) 一枚平板近傍の計算格子

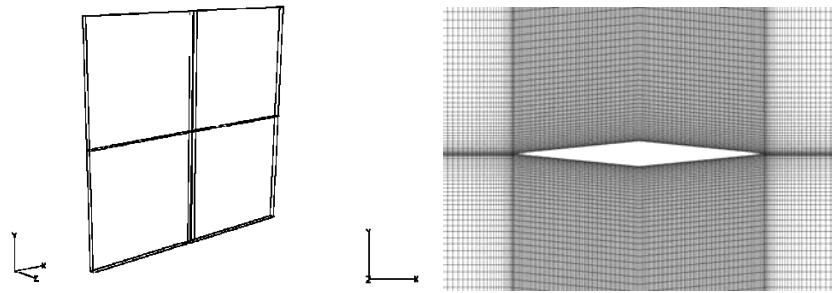
Fig. 2.5 計算格子 (一枚平板)



(左) 9ブロックから構成される計算領域

(右) 二枚平板近傍の計算格子

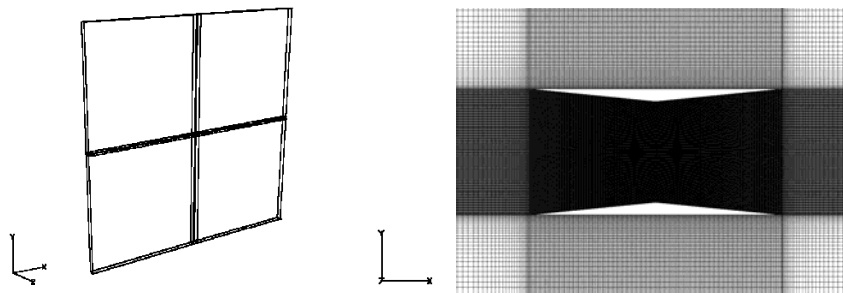
Fig. 2.6 計算格子 (二枚平板)



(左) 6ブロックから構成される計算領域

(右) ダイヤモンド翼近傍の計算格子

Fig. 2.7 計算格子 (ダイヤモンド翼)



(左) 9ブロックから構成される計算領域

(右) Busemann の複葉翼近傍の計算格子

Fig. 2.8 計算格子 (Busemann の複葉翼)

2-6 解析結果及び考察

CFD 解析により得られた各計算対象の空力値を Table 2.2 に、また 2 次元超音速流における薄翼理論から求めた理論値を Table 2.3 に示した。また一枚平板及び二枚平板について各 C_p 分布を Fig. 2.9 と Fig. 2.10 に各々示し、ダイヤモンド翼及び Busemann 複葉翼の C_p 分布は Fig. 2.11 および Fig. 2.12 に示す。計算結果を検証するため、物体表面の C_p 値を超音速における薄翼理論による理論値とあわせて、Fig. 2.13 から Fig. 2.16 に示す。

Table 2.2 と Table 2.3 より、CFD 解析結果と薄翼理論による理論値は数%の誤差の範囲内で一致しており、本結果がおおよそ信頼できる結果であることが確認できる。

Fig. 2.9, 2.10 からわかるように、一枚平板に比べ二枚平板は発生する衝撃波のピークを低減することができる。実際のソニックブーム評価については次節 2-7 で述べる。また Table 2.2 より一枚平板と二枚平板において、両者の C_l 値はほぼ同じ値であるのに対し、 C_d 値は二枚平板が 1/2 になっていることがわかる。これは抵抗係数が迎角の 2 乗に比例するからであり、この結果は薄翼理論と一致する。

Fig. 2.11, 2.12 からダイヤモンド翼に比べ、Busemann 複葉翼から発生する衝撃波はほぼ相殺されていることがわかる。完全に 2 枚の翼間で衝撃波が相殺されていないが、これは流

れの非線形性の影響から膨張波が広がる大きな理由であると考えられる⁴。またこの結果は、超音速流中に同体積の物体（ダイヤモンド翼とBusemann複葉翼の体積は等しい）が存在した場合に、Busemann複葉翼は地上に到達する衝撃波を大きく削減でき、地上へのブームを大きく低減できると考えられる（詳細は次節2-7参考）。またTable 2.2から空力値を見てみると、ダイヤモンド翼に比べBusemann複葉翼の C_d 値が大きく減少していることが確認できる。この計算結果では約1/10まで抵抗を削減できている。また薄翼理論と異なり非線形性によってBusemann複葉翼の C_d 値が0となっていないことがわかる。

CFD計算結果から得られた各物体の翼面上 C_p 分布をFig. 2.13からFig. 2.16に各々示す。ここで与える理論値は、斜め衝撃波関係式及び等エントロピー的膨張におけるPrandtl-Meyer関数を用いて計算している。結果から各物体における C_p 値はよく一致し、今回の計算が十分信頼できる結果であることを示している。Fig. 2.16からはBusemann複葉翼の後縁部分でなだらかに C_p 値が減少しており、非線形性の影響が顕著に表れているといえる。また最大厚み付近($x=0.5$)で C_p が大きく変動しているが、これは両翼前縁から発生した衝撃波が正確に頂点に当たっていないことに起因すると考えられる。

以上より、二枚平板による衝撃波低減効果およびBusemann複葉翼の衝撃波干渉効果が実証された。

Table 2.2 CFD解析から得られた各解析対象の空力値

解析対象	C_l	C_d
一枚平板	0.3066	0.0322
二枚平板	0.3045	0.0160
ダイヤモンド翼	0.0000	0.0292
Busemann複葉翼	0.0000	0.0021

Table 2.3 薄翼理論に基づく各解析対象の空力値

解析対象	C_l	C_d
一枚平板	0.3047	0.0319
二枚平板	0.3047	0.0160
ダイヤモンド翼	0.0000	0.0291
Busemann複葉翼	0.0000	0.0000

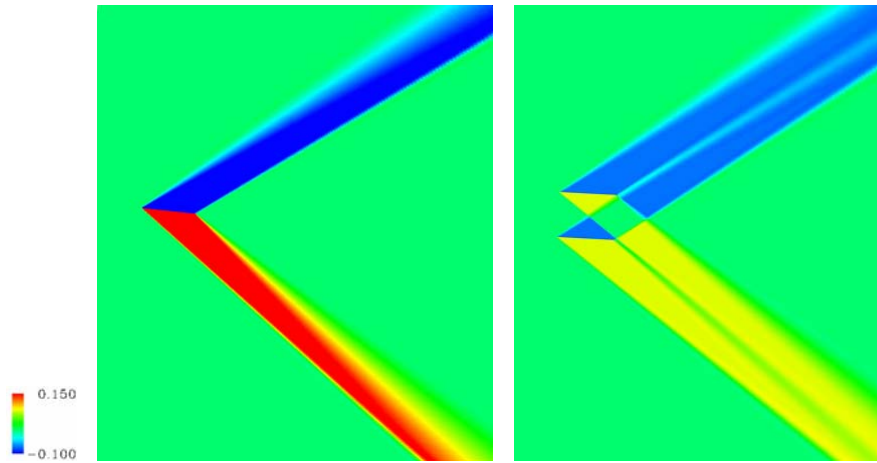


Fig. 2.9 C_p 分布図 (一枚平板, 左図)

Fig. 2.10 C_p 分布図 (二枚平板, 右図)

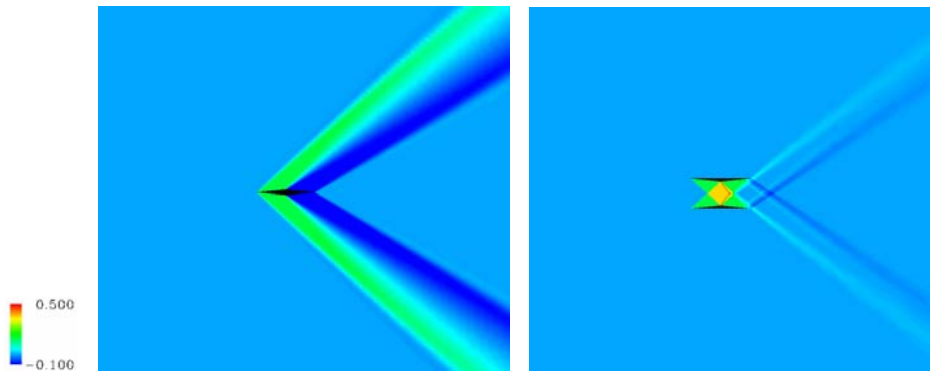


Fig. 2.11 C_p 分布図 (ダイヤモンド翼, 左図)

Fig. 2.12 C_p 分布図 (Busemann 複葉翼, 右図)

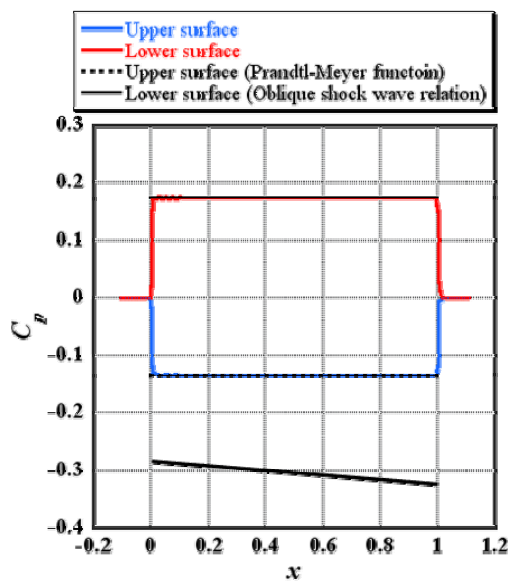


Fig. 2.13 物体表面の C_p 分布及び理論値 (一枚平板, 左図)

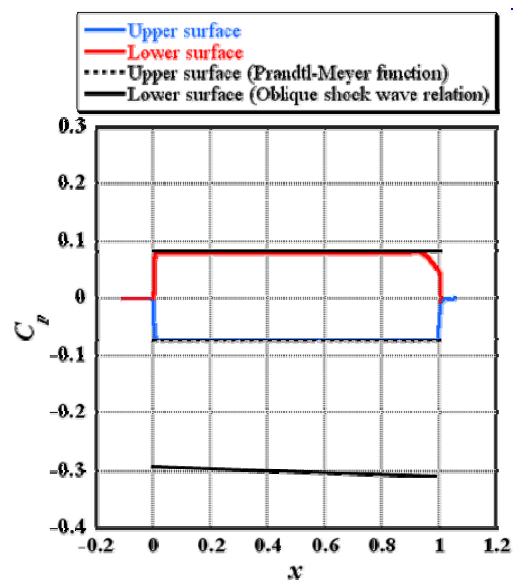


Fig. 2.14 物体表面の C_p 分布及び理論値 (二枚平板, 右図)

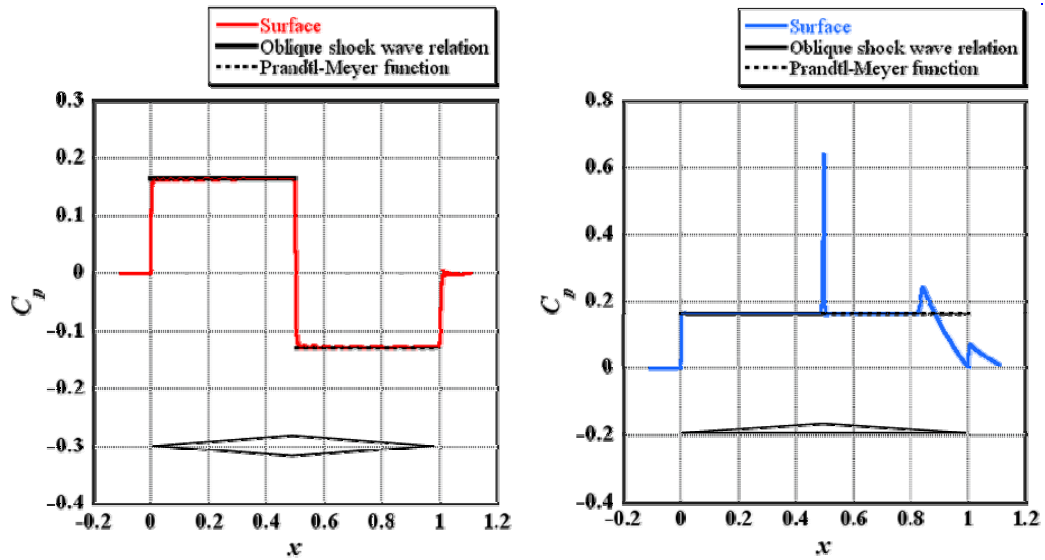


Fig. 2.15 物体表面の C_p 分布及び理論値 (ダイヤモンド翼, 左図)

Fig. 2.16 物体表面の C_p 分布及び理論値 (Busemann 複葉翼, 右図)

2-7 複葉翼によるソニックブーム低減の検証

Busemann 複葉翼の衝撃波干渉効果が、実際のソニックブーム波形にどのように影響を及ぼすかを検証する。

Fig. 2.17 にダイヤモンド翼と Busemann 複葉翼の計算結果を用いて、 $y/L = -1.0$ での近傍場圧力波形を比較した。 y については 2-5 節の Fig. 2.5 から Fig. 2.8 に記載している方向を正とし、物体からの距離を表している。また L は代表長さ ($L=1.0$) を示している。

この結果から 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あらためて確認できる。また実際に必要なソニックブーム地上波形への影響をみるため、この近傍場圧力波形を用いて波形パラメータ法により地上圧力波形 (ソニックブーム) を推算した。その結果を Fig. 2.18 に示す。波形パラメータ法ではマッハ数 1.7、飛行高度 60,000 ft、迎角 0° 、物体全長を 15 ft (遷音速機の平均空力翼弦長を参考とした) として計算を行った。Fig. 2.18 から、ソニックブームが大幅に削減されていることが明確である。立ち上がりの最大圧力上昇量の値は、およそ 75% 減少していることがわかる。物体から発生する衝撃波を低減させることで、地上に到達するソニックブームを大きく削減できることが証明された。

以上より複葉翼を用いることで地上に到達するブームを減少でき、超音速飛行機実現のボトルネックとされるソニックブームの新たな解決法の 1 つとして、有効であるということが実証された。今後は、複葉翼の持つ 2 つの優れた効果である衝撃波低減効果及び干渉効果をいかに組み合わせて、揚力を持ち、かつ低ブームな 2 次元翼型を得るかが重要になる。実際の設計方法としては、望ましい圧力分布を与えて形状設計を行なうことのできる逆問題設計法^{5,6} が有効であると考えられ、これについて第 4 章で述べる。

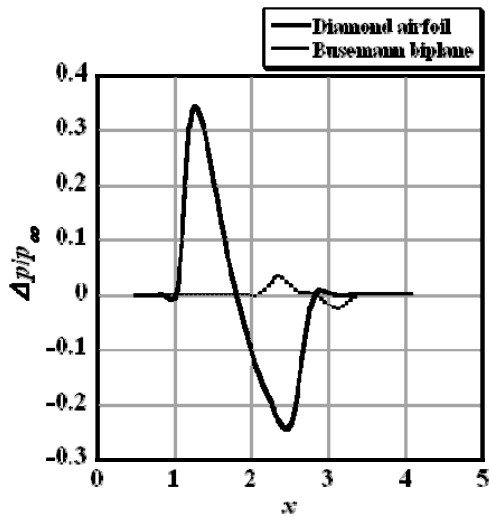


Fig. 2.17 近傍場圧力波形 ($M_\infty=1.7$, $y/L=-1.0$, 左図)

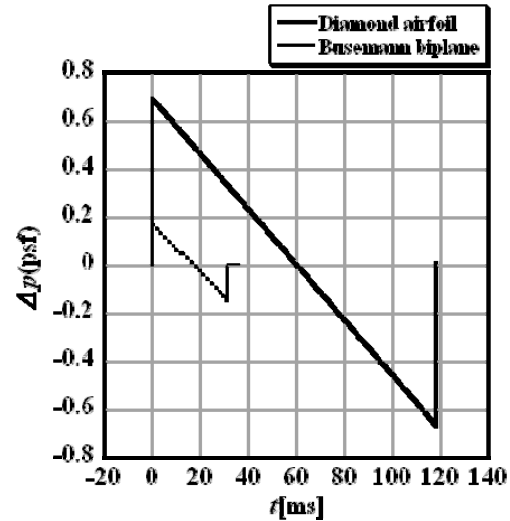


Fig. 2.18 地上圧力波形 (ソニックブーム波形, 右図)

参考文献:

- [1] White, F. M., VISCOUS FLUID FLOW, Second Edition, McGraw-Hill, Inc., New York, 1991, pp. 429-430.
- [2] Licher, R. M., "Optimum Two-Dimensional Multiplanes in Supersonic Flow," Report No. SM-18688, Douglass Aircraft Co., 1955.
- [3] Yamashita, H., Yonezawa, M., Goto, Y., Obayashi, S., and Kusunose, K., "Basic Research toward Realizing Boomless Supersonic Aircraft," Proceedings of the 16th Institute of Fluid Science Meeting, Tohoku University, Sendai, Japan, December, 2004, pp. 49-52.
- [4] Goto, Y., Kusunose, K., Yamashita, H., and Yonezawa, M., "Numerical Analysis of Busemann's Biplane for Application to Boomless Supersonic Transport," JSME 17th Computational Mechanics Conference, Sendai, Japan, November 2004, pp. 117-118.
- [5] Maruyama, D., Matsushima, K., Nakahashi, K., and Kusunose, K., "Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Biplane," JSFM Annual Meeting 2005, AM05-23-012, Tokyo, Japan, September, 2005.
- [6] Matsushima, K., Maruyama, D., Nakano, T., and Nakahashi, K., "Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Transport using Favorable Wave Interference," Proceedings of The 36th JSASS Annual Meeting, Tokyo, Japan, April, 2005, pp. 130-133.