

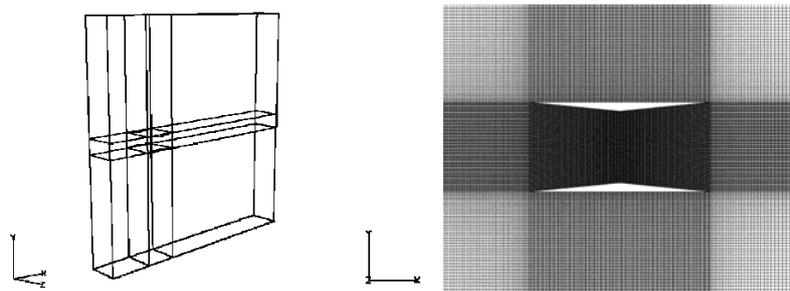
## 第3章

### 二枚翼型の衝撃波干渉解析

#### 3-1 迎角変化に対する Busemann 複葉翼の数値解析

##### 3-1-1 解析手法

Busemann 複葉翼の迎角変化に伴う空力性能を CFD 解析により求めた<sup>1</sup>。本解析には前章と同様にマルチブロック法を用いて格子作成し、UPACS コードを用いて 2 次元 Euler (非粘性) 計算を行った。Fig. 3.1 に 9 ブロックから構成される計算領域と、Busemann 複葉翼近傍の計算格子を示す。Busemann 複葉翼の翼間距離はコード長 1.0 に対し 0.5 とし、翼の最大厚さは 0.05 とした。翼間格子点数は  $126 \times 251$  であり、2 次元平面の全格子点数は約 22 万点である。今回用いた計算ではマッハ数を 1.7 に固定し、迎角を  $\alpha=0.0$  から 4.5 まで変化させた。



(左) 9 ブロックから構成される計算領域

(右) Busemann 複葉翼近傍の計算格子

Fig. 3.1 計算格子 (Busemann 複葉翼)

##### 3-1-2 Busemann 複葉翼の空力特性

Table 3.1 は迎角に対する  $C_l$ ,  $C_d$  値を示しており、CFD 解析結果により得られた  $\alpha=0.0$  から  $\alpha=4.5$  までの迎角変化に対する  $C_p$  分布を Fig. 3.2 から Fig. 3.4 に各々示す。また Fig. 3.5 (a)~(d) に Busemann 複葉翼の空力特性を明らかにするため、翼の特性線図を示した。

Fig. 3.2 から Fig. 3.4 より、迎角が大きくなるにつれて複葉翼上面の圧力が減少し、揚力が発生している様子が確認できる。複葉翼内部の流れをみると、下翼の頂点付近に斜め衝撃波の反射による圧力ピークが形成されていく様子がわかる。これは迎角が増加していくことで、流れから見た複葉翼の前縁部分におけるくさび角  $\varepsilon$  が上翼と下翼で変化するためである。すなわち上翼ではくさび角  $\varepsilon$  が迎角  $\alpha$  分だけ増加するため、上翼の前縁から発生する斜め衝撃波はより強くなり、衝撃波の傾きの角は増加する。そしてその衝撃波が  $\alpha=0.0$  の場

合に比べて下面の頂点より手前付近で反射するため、圧力ピークが形成されるわけである。一方、下翼ではくさび角  $\varepsilon$  が迎角  $\alpha$  分だけ減少することで下翼の前縁から発生する斜め衝撃波は弱まることになる。

Fig. 3.5 に示す Busemann 複葉翼の空力特性線図は、それぞれ (a) 揚力曲線, (b) 抗力曲線, (c) 極曲線, (d) 揚抗比曲線である。Fig. 3.5 (a) から揚力係数  $C_l$  は迎角に比例して直線的に増加し、迎角が 0 度で揚力係数が 0 となる。Fig. 3.5 (b) は抗力係数  $C_d$  の迎角による変化であるが、曲線はほぼ放物線となり迎角が 0 で抗力係数は最小値をとることがわかる。Fig. 3.5 (c) は横軸に抗力係数、縦軸に揚力係数をとり表したもので、曲線に沿って記入されている数字は、その点で示される抗力係数及び揚力係数を与える迎角である。Fig. 3.5 (d) は  $L/D$  の揚力係数に対する変化を表しており、揚力係数が 0.08 付近で最大値をとりながら揚力係数の増加とともに値は減少していくことが確認できる。

Table 3.1 迎角に対する  $C_l, C_d$  値 (Busemann 複葉翼)

$\alpha$ [deg.]	$C_l$	$C_d$
0.0	0.0000	0.0022
0.5	0.0290	0.0025
1.0	0.0580	0.0033
1.5	0.0872	0.0047
2.0	0.1178	0.0068
2.5	0.1467	0.0092
3.0	0.1766	0.0123
3.5	0.2076	0.0161
4.0	0.2391	0.0206
4.5	0.2713	0.0257

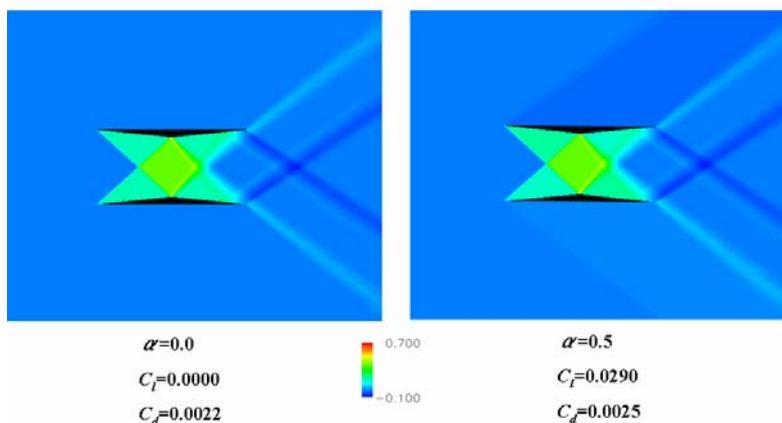


Fig. 3.2 迎角変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.7, \alpha=0.0, 0.5$ )

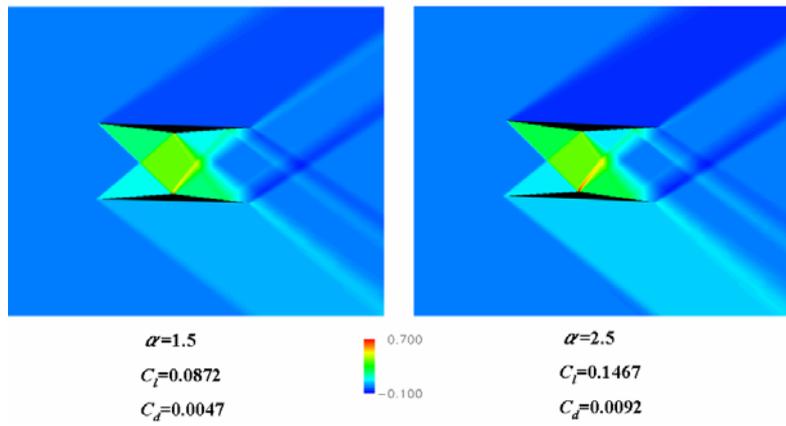


Fig. 3.3 迎角変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.7, \alpha=1.5, 2.5$ )

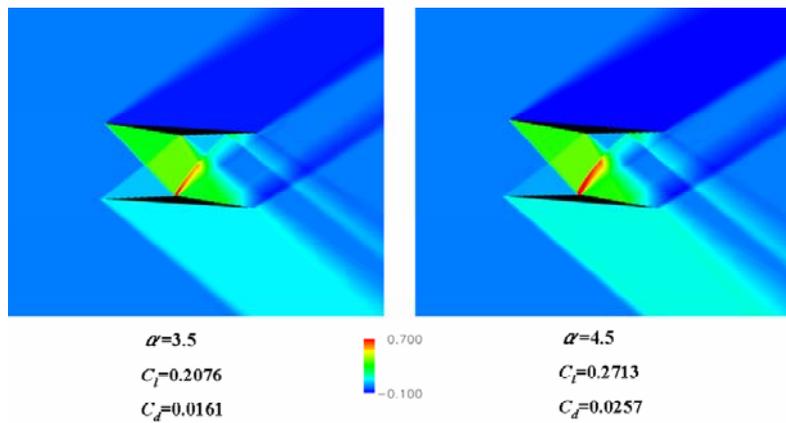
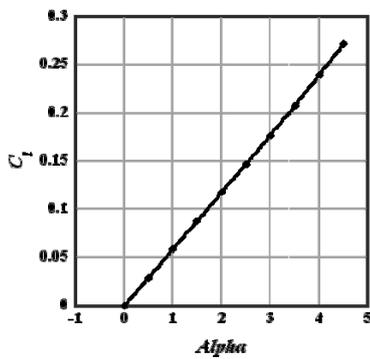
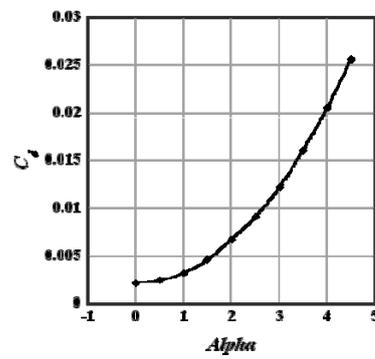


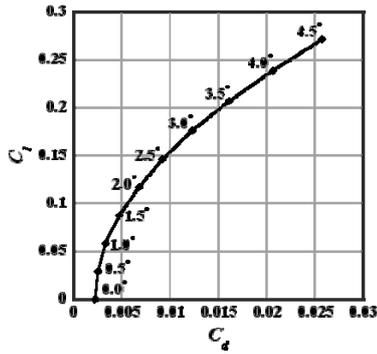
Fig. 3.4 迎角変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.7, \alpha=3.5, 4.5$ )



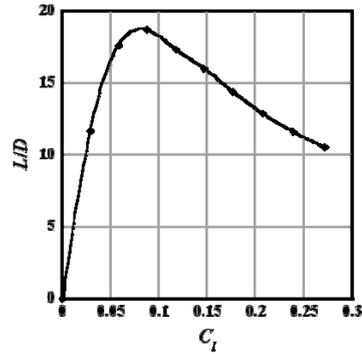
(a) Busemann 複葉翼の揚力曲線



(b) Busemann 複葉翼の抗力曲線



(c) Busemann 複葉翼の極曲線



(d) Busemann 複葉翼の揚抗比曲線

Fig. 3.5 Busemann 複葉翼の空力特性線図

### 3-2 極曲線図

前節 3-1 で用いた Busemann 複葉翼の計算結果に加え、Licher 型複葉翼及び薄翼理論に基づくダイヤモンド翼、一枚平板の理論値を用いて空力特性を比較する。

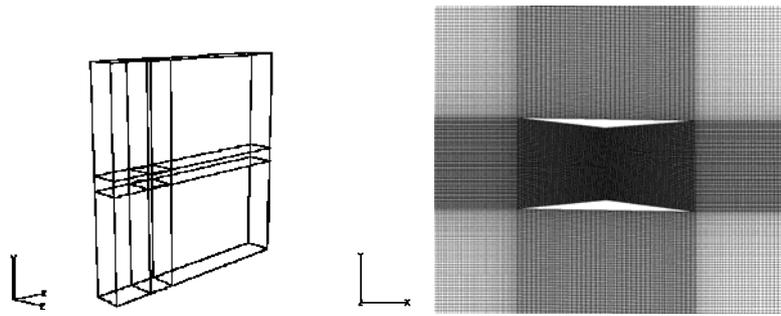
#### 3-2-1 Licher 型複葉翼の数値解析

Licher 型複葉翼とは 2-4 節 (Fig. 2.4) で示したように、揚力を持ちながら複葉翼による衝撃波低減効果と干渉効果を有効に利用した翼型である。

Fig. 3.6 に 9 ブロックから構成される計算領域と、Licher 型複葉翼近傍の計算格子を示す。CFD 解析は UPACS コードによる Euler 計算を行い、格子点数は Busemann 複葉翼とほぼ同数に設定してある。翼の最大厚さは上翼が 0.049、下翼が 0.058 である (両方あわせると約  $t/c=0.10$ )。今回は超音速飛行の目安となる  $C_l=0.1$  を得るため、計算条件として  $M_\infty=1.7$ 、迎角を  $1.5^\circ$  とした。結果より得られた  $C_p$  分布を Fig. 3.7 に示し、翼表面上の  $C_p$  分布を Fig. 3.8 に示す。

結果から  $C_l=0.1144$ 、 $C_d=0.0059$  となり揚抗比  $L/D=19.4$  と非常に性能の良い翼型であることが確認できる。同様に  $M_\infty=1.7$  において  $C_l=0.10$  となるダイヤモンド翼 ( $t/c=0.10$ , Fig. 2.3) の抵抗値は  $C_d=0.0325$  となり、Licher 型複葉翼はその 18% の造波抵抗しか発生しておらず、造波抵抗を大幅に削減できることが確認できる。

一方で、複葉翼を用いる際には表面積の増加に伴う摩擦抵抗の増加を考慮しなくてはならない。しかし Fig. 2.3 に示すように、摩擦による  $C_d$  値の増加分はおよその見積もりで  $C_d=0.0035\sim 0.0038$  (レイノルズ数を  $2.0\sim 4.0\times 10^7$  とした場合) である。つまり摩擦による抵抗の増分よりも、複葉翼を用いることによる造波抵抗の削減分のほうがより大きいことを示している。



(左) 9 ブロックから構成される計算領域  
 (右) Licher 型複葉翼近傍の計算格子  
 Fig. 3.6 計算格子 (Licher 型複葉翼)

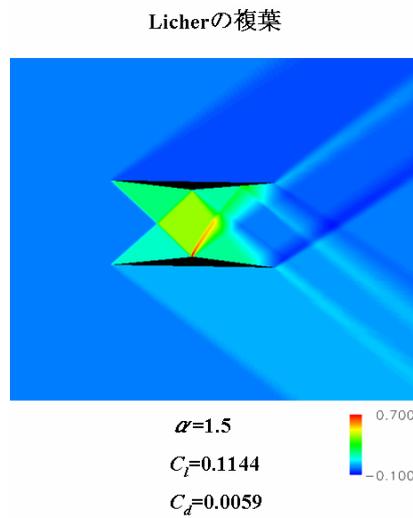


Fig. 3.7 Licher 型複葉翼の  $C_p$  分布 ( $L/D=19.4, M_\infty=1.7$ )

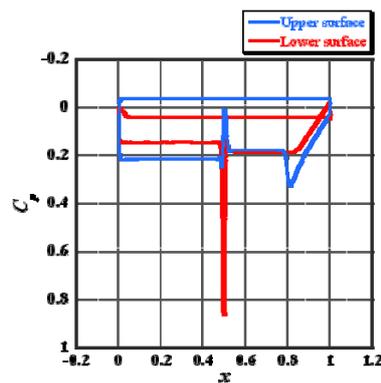


Fig. 3.8 物体表面の  $C_p$  分布 (Licher 型複葉翼)

### 3-2-2 極曲線を用いた翼型性能の比較

Licher 型複葉翼における迎角変化に対する衝撃波解析の結果を, Busemann 複葉翼, 薄翼理論に基づくダイヤモンド翼, 一枚平板の理論値とあわせて Fig. 3.9 に極曲線として示し, 拡大図を Fig. 3.10 に示す. ここに示す Licher 型複葉翼, Busemann 複葉翼は設計マッハ数

を 1.7 としており, またダイヤモンド翼も含め最大厚みをそれぞれ全体として  $(t/c)_{total} \cong 0.10$  と統一してある. Fig. 3.9 における一枚平板の極曲線が示す抵抗値は, 揚力により発生する造波抵抗のみを示しており, ダイヤモンド翼は揚力と厚みに起因する造波抵抗をあわせた抵抗値を示している.

Fig. 3.9 から Licher 型複葉翼, Busemann 複葉翼はダイヤモンド翼に比べ,  $C_f=1.0$  付近で造波抵抗を約 80%削減していることが確認できる. さらに詳細に比較するため  $C_f=1.0$  付近を拡大して再表示したものが Fig. 3.10 である. 注目したいのは Licher 型複葉翼が  $C_f=0.18$  付近で一枚平板の極曲線を追い越していることである. これは即ち, 厚みがゼロの一枚平板の造波抵抗よりも, 厚みが約 10%もあり同様の揚力を持つ Licher 型複葉翼の方が, 造波抵抗が少ないことを示している. この結論からも, 同等の揚力を持ちながら衝撃波の低減効果と干渉効果をうまく利用することで, 造波抵抗を大幅に削減できる性能の良い二枚翼が実現できることが確認できる.

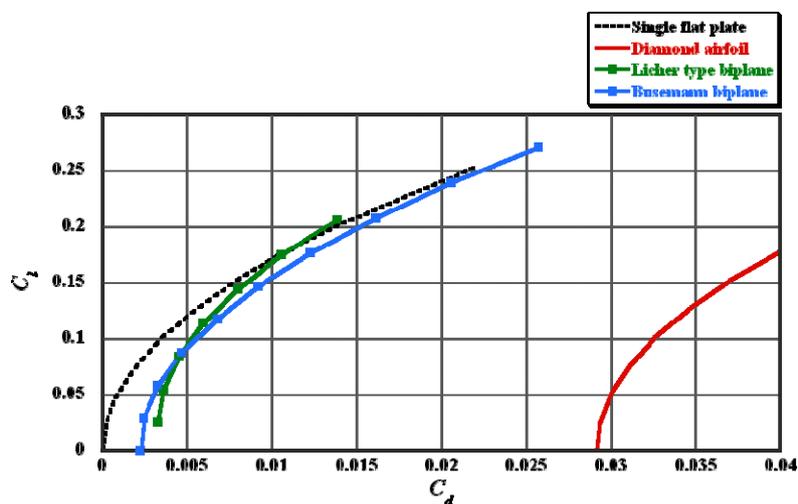


Fig. 3.9 一枚平板・ダイヤモンド翼・Licher 型複葉翼・Busemann 複葉翼の極曲線図  
( $M_\infty=1.7, (t/c)_{total} \cong 0.10$ )

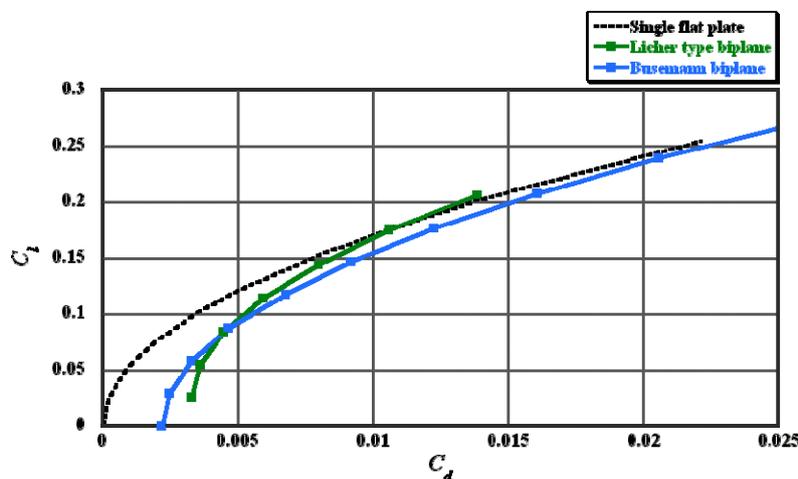


Fig. 3.10 極曲線図の拡大図 ( $M_\infty=1.7, (t/c)_{total} \cong 0.10$ )

### 3-3 非設計点における空力特性

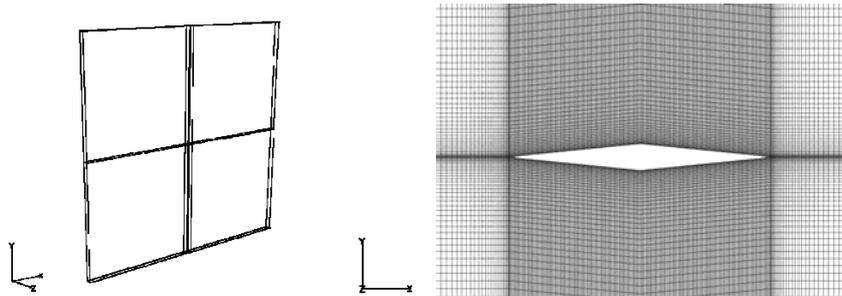
#### 3-3-1 亜音速から超音速までの数値解析

実飛行を見据えた場合、亜音速から超音速まで適応できる二枚翼型を開発していく必要がある。Busemann 複葉翼は設計点付近では衝撃波をほぼ相殺できることが知られているが、設計点以外での特性はまだ知られていない。そこでまずコンセプトの基本形状となる Busemann 複葉翼のマッハ数変化による衝撃波の影響を Euler 計算（非粘性）により CFD 解析を行った<sup>1</sup>。Busemann 複葉翼及び比較計算したダイヤモンド翼の2次元平面内の格子点数を合わせて Table 3.2 に示し、Fig. 3.11 および Fig. 3.12 に計算格子例を示す。ダイヤモンド翼及び Busemann 複葉翼における翼厚はそれぞれ 0.1 及び 0.05 とし、くさび角  $\varepsilon$  はそれぞれ  $5.71^\circ$ 、 $11.42^\circ$  とした。Busemann 複葉翼の翼間距離は設計マッハ数を 1.7 としたため 0.5 とした。

Fig. 3.13 にダイヤモンド翼と Busemann 複葉翼のマッハ数 0.3～3.3 における抵抗変化を示した。この結果より Busemann 複葉翼は確かに設計マッハ数（この場合は  $M_\infty=1.7$ ）では衝撃波を干渉させることで低抵抗を実現できることがわかる。しかし設計点以外では強い離脱衝撃波が形成され、急激な抵抗の増加が起こることがわかる。この結果は線形理論における Busemann 複葉翼の性質とは全く異なるものであり、初めて得られた知見であるといえる。これは流れのチョークが原因でありマッハ数約 0.6～1.6 の間でダイヤモンド翼に比べ大きな抵抗値をとることになる。Busemann 複葉翼のチョーク現象については次節 3-3-2 に詳細に示す。また計算の収束性については、Busemann 複葉翼において  $M_\infty=0.3\sim 1.0$  の間の計算で解が振動するため、ここで示す空力値は振動が周期的になった後の平均値である。この振動は前縁からの流れの剥離が関係しており、亜音速領域から遷音速領域についての詳細な解析は、今後境界層による影響を考慮し Navier-Stokes 計算により解析する必要がある。

Table 3.2 計算対象の格子点数 (2次元平面)

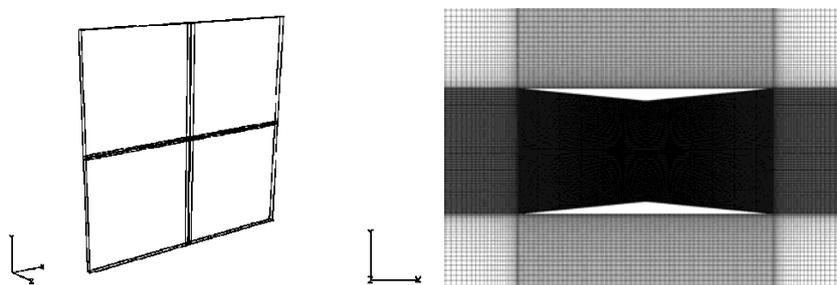
	ダイヤモンド翼	Busemannの複葉
2次元平面全格子点数	261051	486051
表面（翼間）格子点数	251	501×251



(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. 3.11 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 複葉翼近傍の計算格子

Fig. 3.12 計算格子 (Busemann 複葉翼)

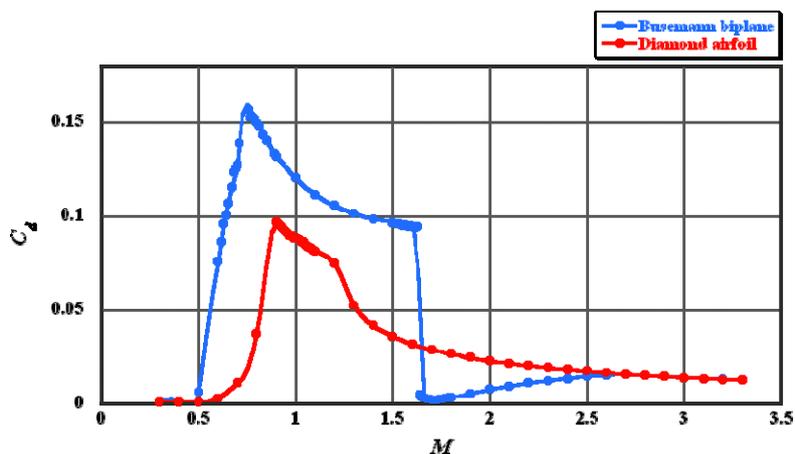


Fig. 3.13 各マッハ数における  $C_d$  特性 (ダイヤモンド翼と Busemann 複葉翼)

### 3-3-2 Busemann 複葉翼におけるチョーク現象

CFD 解析結果により得られた  $M_\infty=1.7$  から  $M_\infty=1.3$  までのマッハ数変化に対する  $C_p$  分布を, Fig. 3.14 から Fig. 3.19 に各々示す. Fig. 3.20 から Fig. 3.25 は  $M_\infty=1.7 \sim M_\infty=1.3$  までの計算結果を用い, 亜音速領域の変化のみを示したマッハ数分布である. Fig. 3.26 から Fig.

3.28 は流れがチョークしている際の流れ場の様子を示しており、これを用いてチョーク現象をより詳細に考察していく。また Fig. 3.29 に離脱衝撃波発生時 ( $M_\infty=1.63$ ) と設計値 ( $M_\infty=1.7$ ) の各マッハ数における翼面上の  $C_p$  分布を示す。また、得られたマッハ数に対する  $C_d$  値を Table 3.3 に示し、それを Fig. 3.30 にグラフで示す。

Fig. 3.14から $M_\infty=1.7$ では翼先端で発生する強い衝撃波が翼間で互いに相殺されているが、Fig. 3.17 ( $M_\infty=1.63$ ) では翼前方に強い離脱衝撃波が現れ、衝撃波後流の亜音速流れがチョークしていることが確認できる。これは  $M_\infty=1.7$  からマッハ数を下げていくと翼先端で発生する衝撃波が翼間で反射し、 $M_\infty<1.0$  以下の亜音速領域が生成されることによると考えられる。これにより最大厚み部分において流れがチョークし、亜音速領域が翼間の上流へと伝播して外側へと押し出された際に強い離脱衝撃波が形成されるわけである。

Fig. 3.20 から Fig. 3.25 より、マッハ数を  $M_\infty=1.7$  から下げていく場合に、亜音速領域が生成される様子が確認できる。Fig. 3.22 から二枚翼間の衝撃波は互いに反射することで、頂点付近及び二枚翼間の中心から亜音速領域が生成し始めることが確認できる。この場合亜音速領域は互いに局所的な領域として存在しており、流れはチョークしない。マッハ数がさらに下がると Fig. 3.23 のように亜音速領域は拡大し、ひとつの領域へと成長すると流れがチョークすることになる。

一方、強い離脱衝撃波が形成している状態から、マッハ数を設計マッハ数 ( $M_\infty=1.7$ ) へと上げていく場合を考えると、チョーク現象をより詳細に理解できる。マッハ数が設計値より小さく、離脱衝撃波が形成されいている状態では Fig. 3.26 のように二枚の翼間でチョークが起こる。そのため離脱衝撃波を通過した流れは亜音速流れとなる。これは Fig. 3.23 ( $M_\infty=1.63$ ) からも確認できる。そして離脱衝撃波を通過した亜音速流れは流路を拡大しながら流れ、二枚翼の前縁でよどみ点をとることになる。また翼の外側へ流れが流出することにより、翼前縁から強い膨張波が発生する。この様子は Fig. 3.17 ( $M_\infty=1.63$ ) からも確認できる。

マッハ数が徐々に増加し設計マッハ数へと近づくにつれ、Fig. 3.27 のように離脱衝撃波は翼前縁へと近づく。また翼の外側への流出が減少することで外側に発生していた膨張波も弱められる。これは本来設計マッハ数における Busemann 複葉翼は、外側への流出が無いからである。

マッハ数がほぼ設計値 ( $M_\infty=1.7$ ) になると、Fig. 3.28 のように前方に形成されていた離脱衝撃波が翼前縁に付着し、翼の外側への流出は無くなる。従って二枚翼外部では離脱衝撃波は流れのふれ角が 0 まで減少するためマッハ線へ退化し、同時に膨張波は外側への流出が無くなるため発生しなくなる。また二枚翼内部への流れは、くさび角  $\epsilon$  が十分小さいため斜め衝撃波が形成される。これより設計マッハ数では二枚の翼間で、頂点から出る膨張波が反対側の翼前縁から出る衝撃波を相殺し、造波抵抗を大幅に低減できるというわけである。

Fig. 3.29 に離脱衝撃波発生時 ( $M_\infty=1.63$ ) と設計値 ( $M_\infty=1.7$ ) の各マッハ数における翼面上の  $C_p$  分布を示す. また垂直衝撃波の関係式及び等エントロピー関係式を用いて求めた離脱衝撃波通過直後, Busemann 複葉翼前縁よどみ点, そして最大翼厚付近の音速流れ ( $M_\infty=1.0$ ) における  $C_p$  値も理論参考値としてグラフに載せた. この結果から離脱衝撃波通過後から Busemann 複葉翼前縁よどみ点までの  $C_p$  値は上昇しており, 亜音速流れが減速していることが確認できる. また Busemann 複葉翼前縁よどみ点から最大翼厚付近までは, 翼面上  $C_p$  が下降しており流れが加速していることが確認できる. また計算結果は理論参考値とほぼ同様の値をとっており, 計算結果が妥当であることを示している.

Table 3.3 はチョーク現象を含む  $M_\infty=1.3$  から  $M_\infty=2.0$  までの  $C_d$  値を示しており, Fig. 3.30 はそれをグラフに示したものである.  $C_d$  値は  $M_\infty=1.7$  では 0.0021 であるのに対して,  $M_\infty=1.63$  では 0.0944 となっており, チョーク現象により抵抗が約 45 倍増加することがわかる. しかし設計マッハ数 ( $M_\infty=1.7$ ) 付近では衝撃波を干渉させることで, 低抵抗・低ブームが実現可能な領域が存在することがわかった. これについて次節 3-3-3 で述べる.

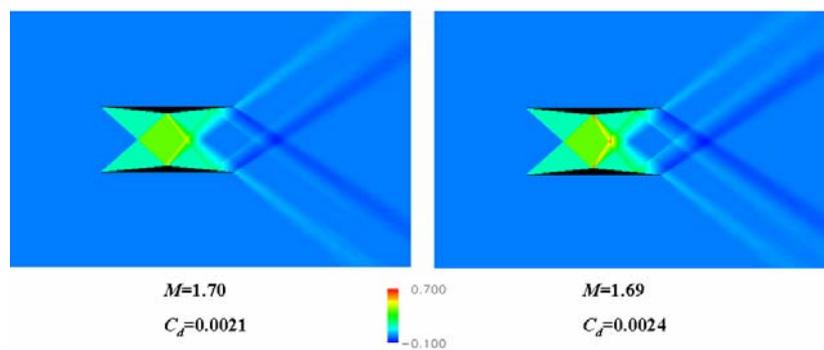


Fig. 3.14 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.7, 1.69$ , 揚力無し)

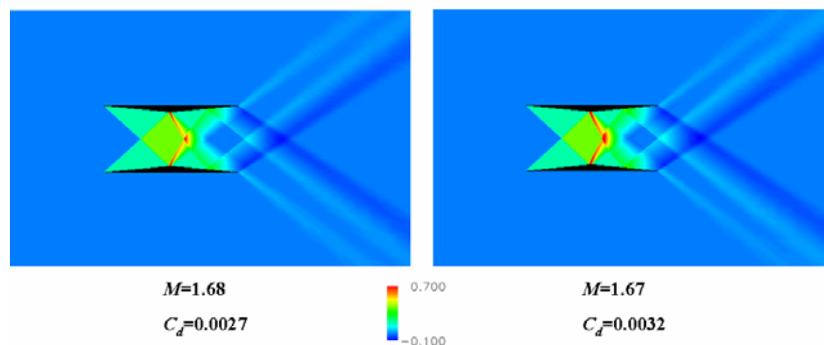


Fig. 3.15 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.68, 1.67$ , 揚力無し)

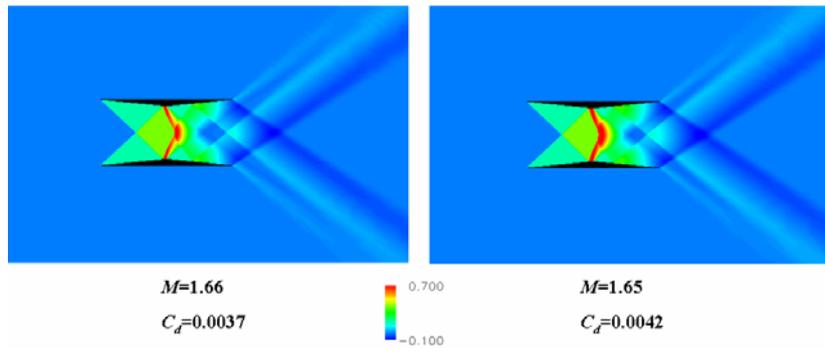


Fig. 3.16 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.66, 1.65$ , 揚力無し)

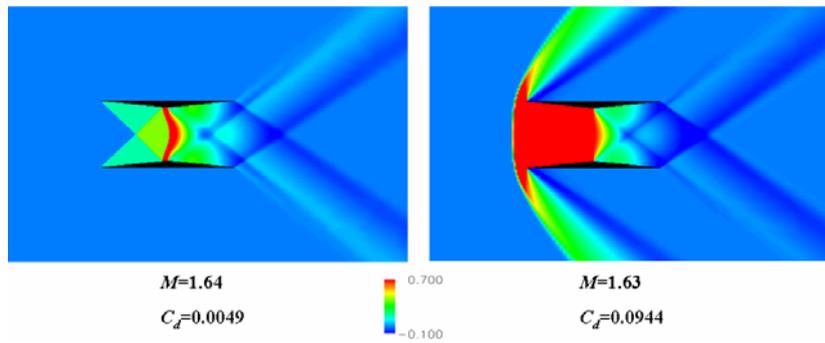


Fig. 3.17 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.64, 1.63$ , 揚力無し)

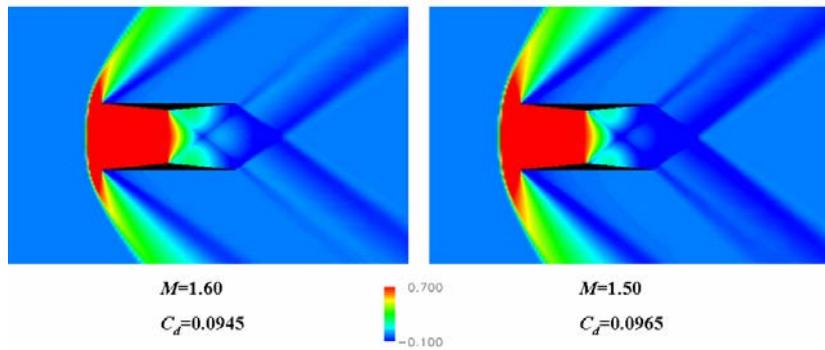


Fig. 3.18 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.6, 1.5$ , 揚力無し)

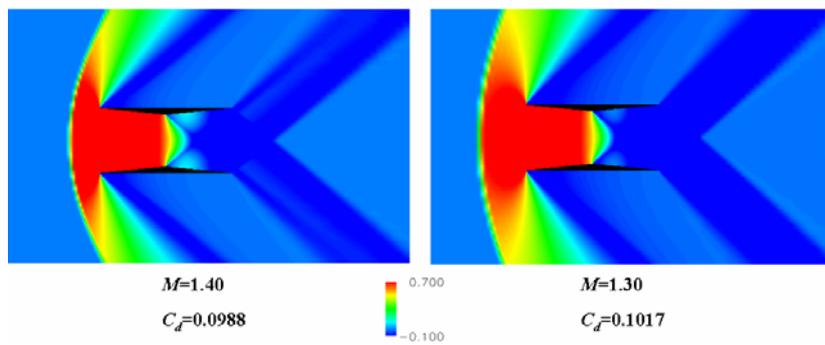


Fig. 3.19 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.4, 1.3$ , 揚力無し)

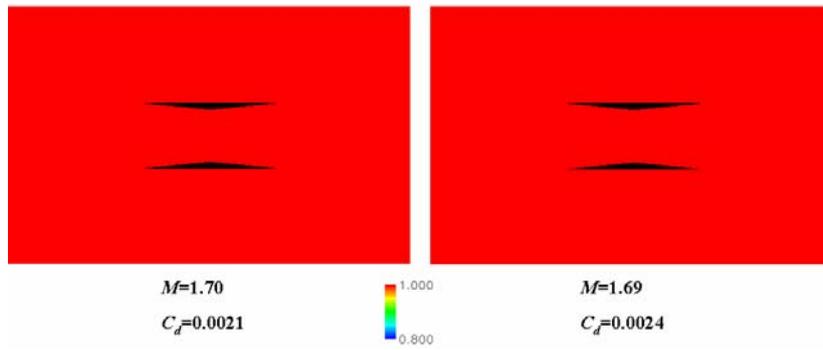


Fig. 3.20 マッハ数分布 (亜音速領域,  $M_\infty=1.7, 1.69$ )

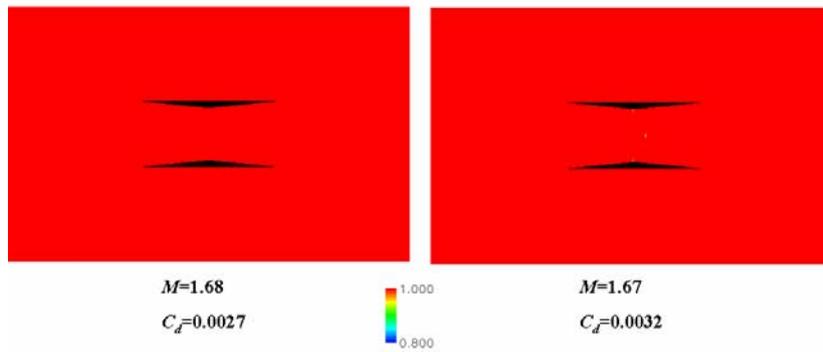


Fig. 3.21 マッハ数分布 (亜音速領域,  $M_\infty=1.68, 1.67$ )

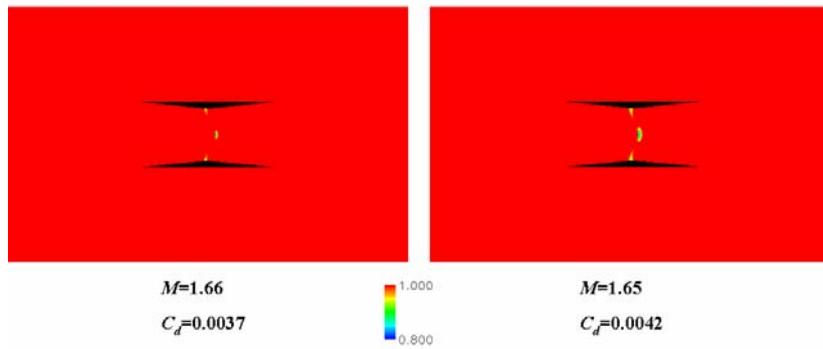


Fig. 3.22 マッハ数分布 (亜音速領域,  $M_\infty=1.66, 1.65$ )

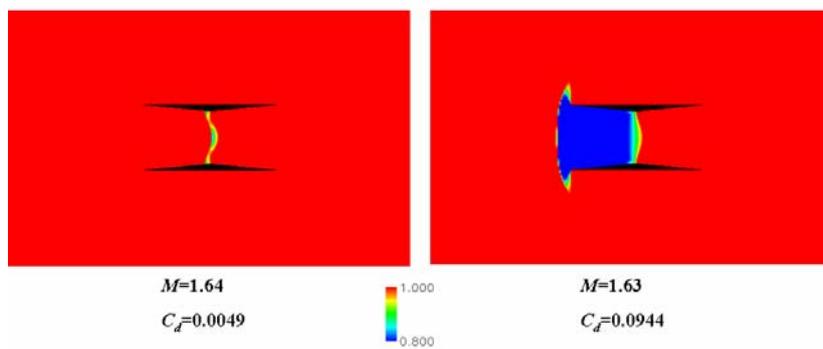


Fig. 3.23 マッハ数分布 (亜音速領域,  $M_\infty=1.64, 1.63$ )

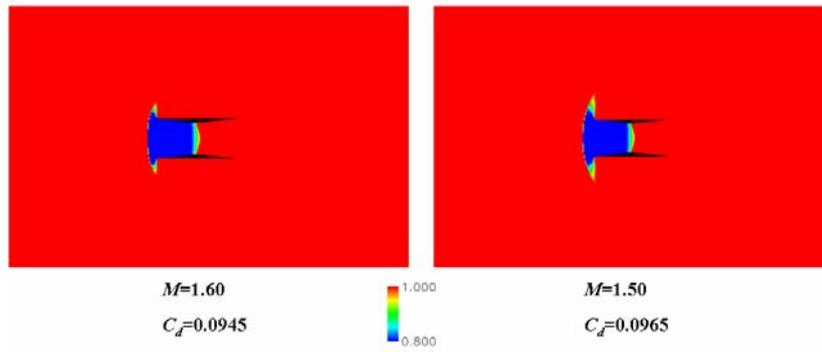


Fig. 3.24 マッハ数分布 (亜音速領域,  $M_\infty=1.6, 1.5$ )

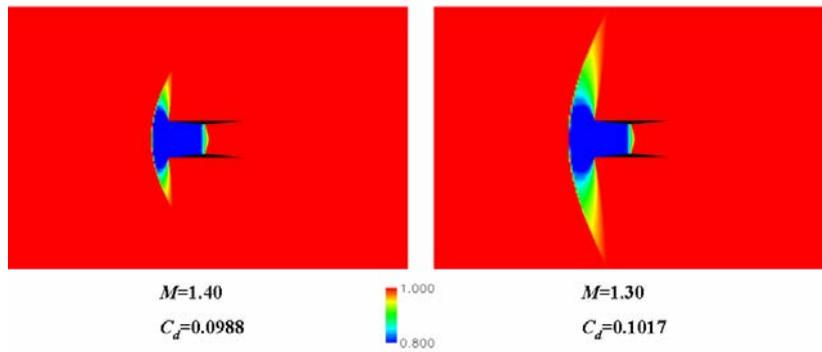


Fig. 3.25 マッハ数分布 (亜音速領域,  $M_\infty=1.4, 1.3$ )

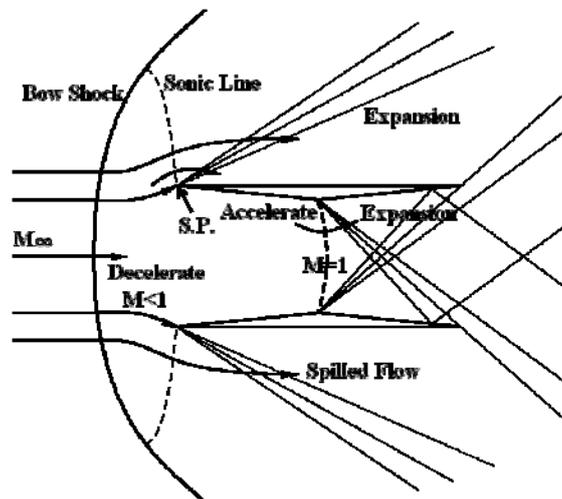


Fig. 3.26 マッハ数  $M_\infty < M_{designed}$  における流れ場の様子

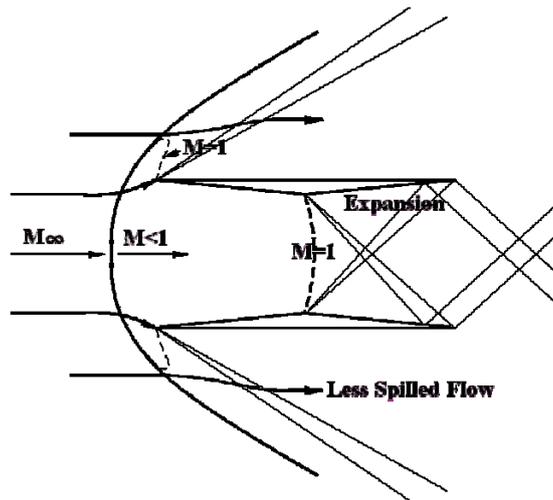


Fig. 3.27 マッハ数  $M_\infty \leq M_{designed}$  における流れ場の様子

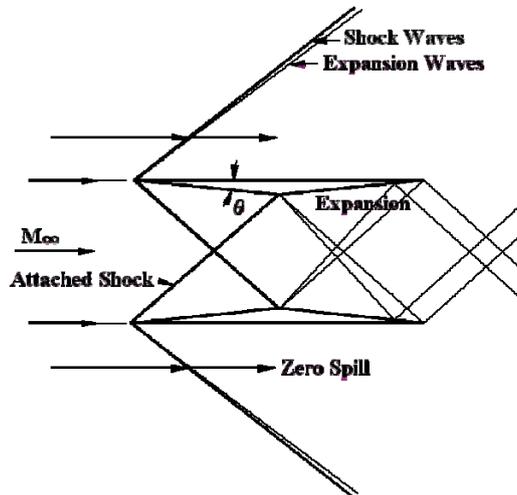


Fig. 3.28 マッハ数  $M_\infty \cong M_{designed}$  における流れ場の様子

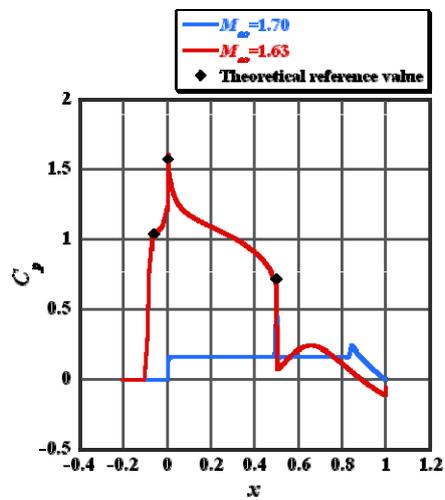


Fig. 3.29 翼面上の  $C_p$  分布

Table 3.3 各マッハ数における Busemann 複葉翼の  $C_d$  値 ( $M_\infty=1.3\sim 2.0$ )

マッハ数	$C_d$
1.30	0.1017
1.40	0.0988
1.50	0.0965
1.51	0.0959
1.52	0.0959
1.53	0.0959
1.54	0.0953
1.55	0.0952
1.56	0.0955
1.57	0.0948
1.58	0.0945
1.59	0.0948
1.60	0.0945
1.61	0.0941
1.62	0.0939
1.63	0.0944
1.64	0.0049
1.65	0.0042
1.66	0.0037
1.67	0.0032
1.68	0.0027
1.69	0.0024
1.70	0.0021
1.71	0.0019
1.72	0.0020
1.73	0.0022
1.74	0.0024
1.75	0.0025
1.80	0.0036
1.90	0.0058
2.00	0.0080

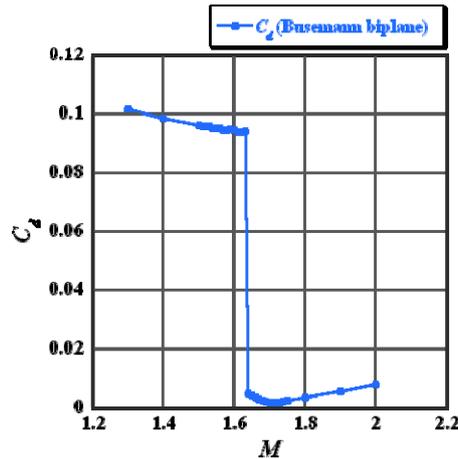


Fig. 3.30 各マッハ数における  $C_d$  値 (Busemann 複葉翼)

### 3-3-3 Busemann 複葉翼における衝撃波干渉効果の有効領域

Busemann 複葉翼とダイヤモンド翼の CFD 結果と薄翼理論から求めたダイヤモンド翼の  $C_d$  値を Fig. 3.31 にグラフで示し、その値を Table 3.4 に載せた. 設計マッハ数 1.7 での Busemann 複葉翼の  $C_d$  値は 0.0021, ダイヤモンド翼の  $C_d$  値は 0.0292 であり, 衝撃波干渉効果により造波抵抗が約 93%削減できたことになる. Fig. 3.31 で注目すべきは, Busemann 複葉翼の衝撃波干渉というメリットは設計マッハ数近辺 ( $M_\infty=1.7$ ) のみで有効だと考えられていたが, マッハ数が設計値と異なる場合でも, 幅広いマッハ数 (特に設計マッハ数より大きなマッハ数領域) で造波抵抗を低減できるメリットが活かせることがわかった. この低抵抗・低ブームが実現可能な領域まで, できる限り低抵抗を維持したまま到達できる二枚翼を実現させるためにも, チョーク現象を回避する仕組みを設計していく必要があるといえる.

また各マッハ数変化に対する  $C_p$  分布を Fig. 3.32 から Fig. 3.37 に示す. マッハ数が設計マッハ数 ( $M_\infty=1.7$ ) より高くなると, Busemann 複葉翼の前縁により形成された斜め衝撃波が最大厚み付近より後方の翼状面で反射する様子が見られる. さらにマッハ数を上げていくと, 翼内部で衝撃波を干渉させ相殺することが難しくなり, 外側へ伝播する膨張波が増加していることがわかる. これにより抵抗が少しずつではあるが上昇していくことになる. また Fig. 3.36 から  $M_\infty=2.7$  を超えると衝撃波の干渉が無くなり, ダイヤモンド翼と同じ抵抗をとる. 実際に,  $M_\infty=2.7$  では Busemann 複葉翼の  $C_d$  値は 0.0161, ダイヤモンド翼の  $C_d$  値は 0.0160 である (Table 3.4).

再度述べるが Fig. 3.31 からわかるように, チョーク現象を超えた後, 同じ厚みを持つダイヤモンド翼より低抵抗な領域が  $M_\infty=2.7$  まで存在し (設計マッハ数を 1.7 とした場合), この低抵抗領域は二枚翼の非常に大きなメリットといえる.

また, Fig. 3.32 から今回の計算では設計マッハ数  $M_\infty=1.7$  ではなく  $M_\infty=1.71$  で抵抗の最小値をとることがわかる (Table 3.4). これは前縁から形成される強さの等しい斜め衝撃波が互いに交差しわずかに曲折することで, 斜め衝撃波が正確には頂点で反射をしていな

いことが原因であると考えられる。

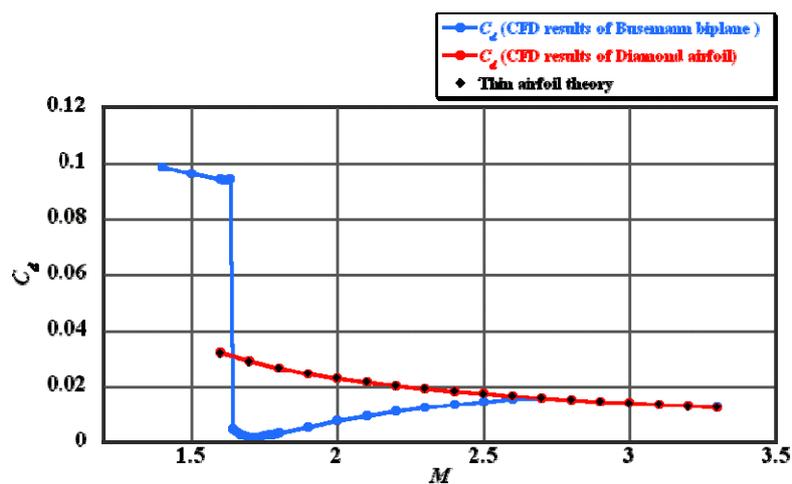


Fig. 3.31 各マッハ数における  $C_d$  値 (Busemann 複葉翼とダイヤモンド翼)

Table 3.4 各マッハ数における  $C_d$  値 ( $M_\infty=1.6\sim 3.3$ )

マッハ数	$C_d$ (Busemann複葉翼)	$C_d$ (ダイヤモンド翼)	$C_d$ (薄翼理論)
1.60	0.0945	0.0323	0.0320
1.70	0.0021	0.0292	0.0291
1.71	0.0019	0.0290	0.0288
1.80	0.0036	0.0268	0.0267
1.90	0.0058	0.0248	0.0248
2.00	0.0080	0.0232	0.0231
2.10	0.0098	0.0217	0.0217
2.20	0.0113	0.0205	0.0204
2.30	0.0127	0.0194	0.0193
2.40	0.0138	0.0184	0.0183
2.50	0.0148	0.0175	0.0175
2.60	0.0157	0.0168	0.0167
2.70	0.0161	0.0160	0.0159
2.80	0.0154	0.0154	0.0153
2.90	0.0148	0.0148	0.0147
3.00	0.0143	0.0143	0.0141
3.10	0.0138	0.0138	0.0136
3.20	0.0133	0.0133	0.0132
3.30	0.0129	0.0129	0.0127

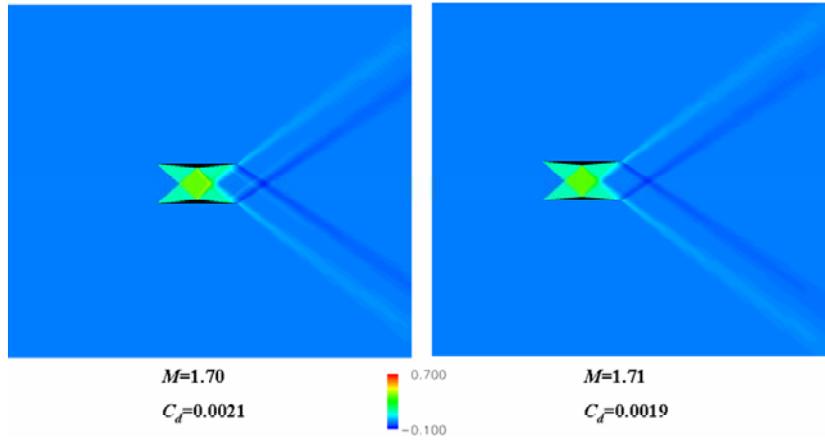


Fig. 3.32 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.7, 1.71$ , 揚力無し)

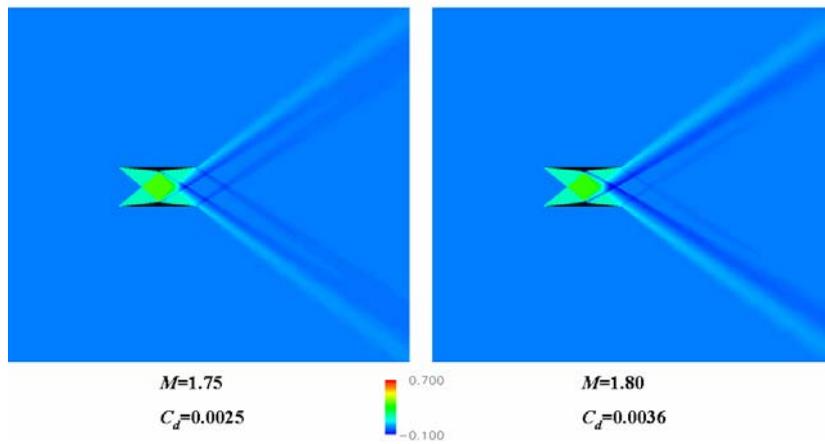


Fig. 3.33 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.75, 1.8$ , 揚力無し)

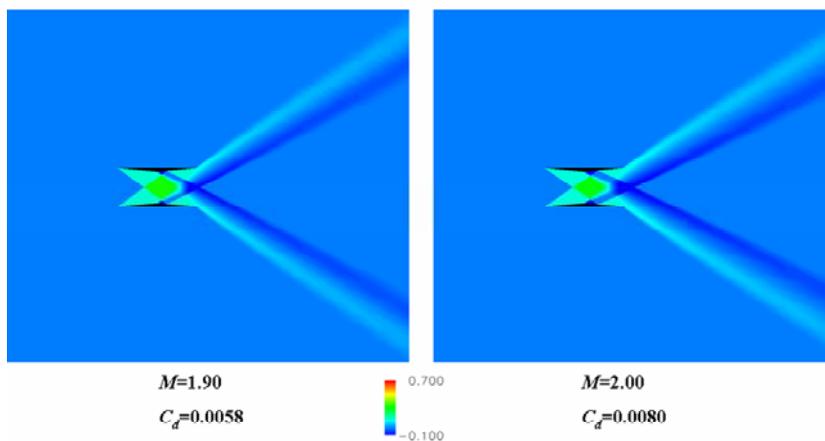


Fig. 3.34 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=1.9, 2.0$ , 揚力無し)

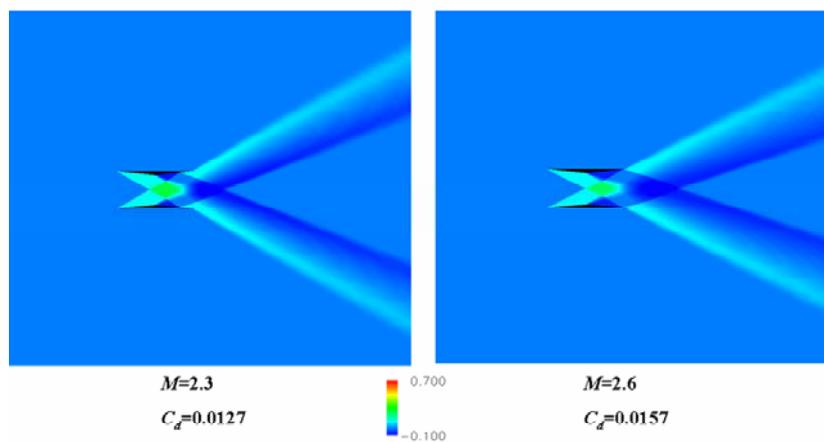


Fig. 3.35 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=2.3, 2.6$ , 揚力無し)

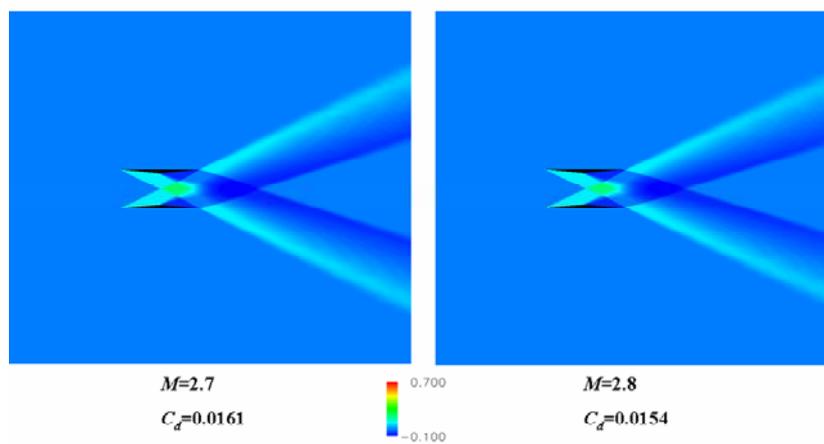


Fig. 3.36 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=2.7, 2.8$ , 揚力無し)

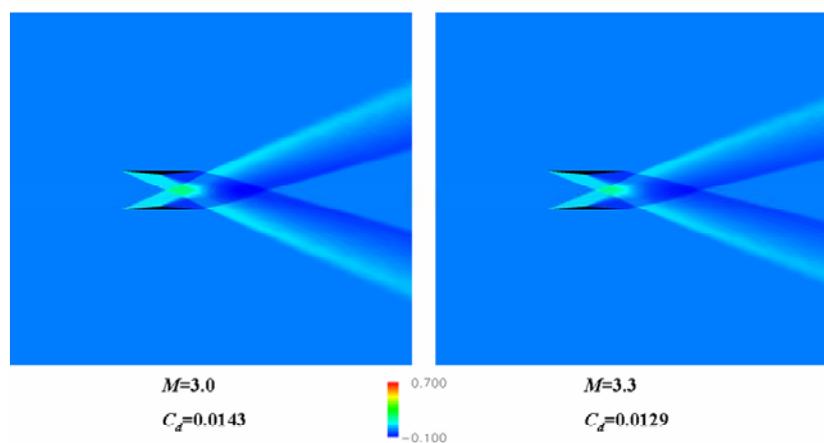


Fig. 3.37 マッハ数変化に対する  $C_p$  分布 ( $M_\infty=3.0, 3.3$ , 揚力無し)

### 3-4 チョーク回避コンセプト

#### 3-4-1 回避法の設計指針

これまでに得た数値解析結果からBusemann複葉翼には、設計マッハ数へ到達するまでにチョーク現象が発生し、抵抗が増大する領域が存在することが明らかになった。このチョーク現象の回避は、Busemann複葉翼をベースとした二枚翼を設計していくうえで大きな課題といえる。なぜなら、実際の飛行を見据えた場合、亜音速（離着陸時）から超音速（定常飛行時）まで適応する必要があるからである。チョーク現象による抵抗増加を回避し、可能な限り低抵抗を維持したまま、低抵抗・低騒音というBusemann複葉翼のメリットを活かせる領域へ到達させることが超音速旅客機実現への最優先課題だと考える。

チョーク現象発生メカニズムはCFD解析より解明できたため、そのメカニズムを崩しチョーク現象を回避する具体的な方法を確認していく必要がある。検討案として Fig. 3.38 に示す2案が考えられる。一つはフラップ、スラット等の高揚力装置などを用いることで内部流れを変化させチョークを回避する方法である。もう一つは超音速インテークに用いられる抽気<sup>2-5</sup>を用いたチョーク回避方法である。

高揚力装置を用いた回避方法は現在の遷音速旅客機に用いられている高揚力装置のメカニズムを基本として考え、フラップ、スラット等の展開角とそれに伴う流れ方向の断面積変化との相関を取ることで、チョーク現象による離脱衝撃波がどのように変化するか把握することが課題である。実飛行を視野に入れた場合には高揚力装置そのものが飛行制御に必要な装置となるため、重要な回避手法として確立する必要がある。

抽気による回避手法においては、二枚翼の捕獲流量と抽気流量に対するチョーク現象の変化 ( $C_d$  値変化) の相関を確認し、設計知識として蓄積しながら回避方法を確立する必要がある。また両手法のメリットが確認できた際には、各々の特性を活かし組み合わせた複合的手法を確立することが課題としてあげられる。

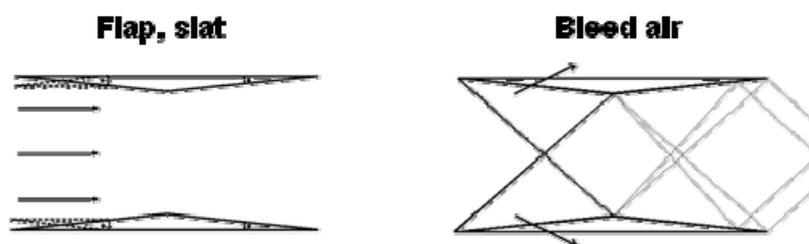


Fig. 3.38 Busemann 複葉翼のチョーク回避方法の検討案

#### 3-4-2 分割されたダイヤモンド翼の数値解析

高揚力装置を用いた回避方法の検討開始にあたり、Busemann 複葉翼の内部流れが完全に平行流となる分割されたダイヤモンド翼（ダイヤモンド翼をコード長方向に切り翼間を作った形状, Fig. 3.39）を与え、亜音速から超音速まで各マッハ数に対する Euler 計算を

行った. Fig. 3.40 に 9 ブロックから構成される計算領域および分割されたダイヤモンド翼近傍の計算格子を各々示す. 2 次元平面内の格子点数は約 52 万点, 翼間の格子点数は  $251 \times 251$  とした. 各マッハ数における  $C_d$  値を Fig. 3.13 と合わせて再プロットしたものを Fig. 3.41 に示し, マッハ数 1.6 での  $C_p$  分布を Busemann 複葉翼の  $C_p$  分布と合わせて Fig. 3.42 に示す. また計算の収束性については  $M_\infty=0.3 \sim 1.2$  の間で解が振動したため, ここで示す空力値は振動が周期的になった後の平均値である. さらに詳細な解析は, 今後 Navier-Stokes 計算により解析する必要がある.

Fig. 3.41 から分割されたダイヤモンド翼形状はおよそ全てのマッハ数で, ダイヤモンド翼と同じ  $C_d$  値をとることが確認できる. また Fig. 3.42 から  $M_\infty=1.6$  において Busemann 複葉翼はチョークしているのに対し, 分割されたダイヤモンド翼は内部に衝撃波が全く発生せずチョーク現象が回避されていることがわかる. このとき  $C_d$  値は Busemann 複葉翼が 0.0945, 分割されたダイヤモンド翼が 0.0323 と約  $1/3$  の値である (この値は Table 3.4 に示すダイヤモンド翼の  $C_d$  値に等しい). 翼間の断面積変化をなくすことで離脱衝撃波の消失が確認されたため, 今後は基の Busemann 複葉翼形状から前縁・後縁の稼動部分を限定し, 断面積との相関を詳細に解明していく必要がある.

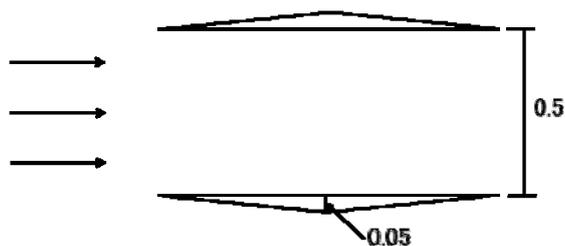
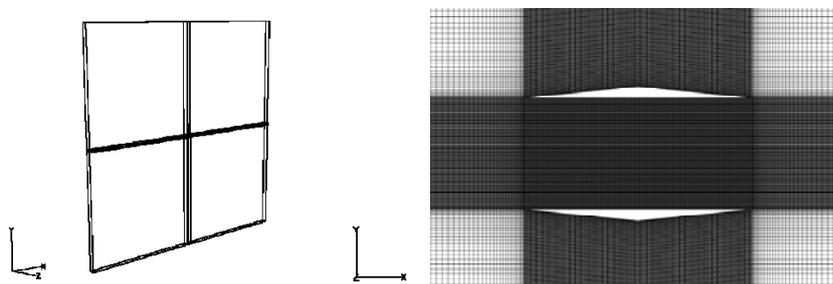


Fig. 3.39 分割されたダイヤモンド翼形状



(左) 9 ブロックから構成される計算領域

(右) 分割されたダイヤモンド翼近傍の計算格子

Fig. 3.40 計算格子 (分割されたダイヤモンド翼)

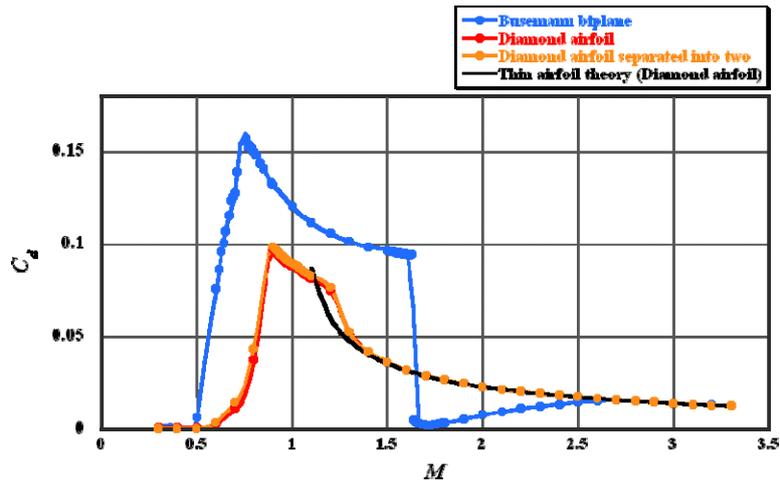


Fig. 3.41 各マッハ数における  $C_d$  特性  
(分割されたダイヤモンド翼, ダイヤモンド翼, Busemann 複葉翼)

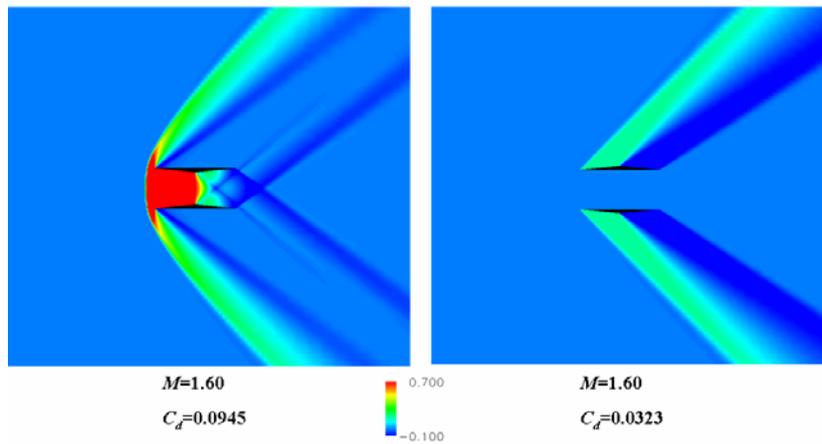


Fig. 3.42 分割されたダイヤモンド翼及び Busemann 複葉翼の  $C_p$  分布  
( $M_\infty=1.6$ , 共に揚力無し)

参考文献:

- [1] Yamashita, H., Yonezawa, M., Goto, Y., Obayashi, S., and Kusunose, K., “CFD Analyses of Shock Wave Behavior of Busemann’s Biplane,” Proceedings of the Aerospace Numerical Simulation Symposium 2005, Tokyo, Japan, June, 2005.
- [2] 藤原仁志, 村上哲, 渡辺安, “模擬翼の下に取り付けたジェット実験機超音速インテークの空力特性取得風洞実験,” 宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-03-027, 2004.
- [3] 渡辺安, 村上哲, 藤原仁志, “超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響,” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-009, 2004.
- [4] 村上哲, 渡辺安, 藤原仁志, “小型超音速実験機(ジェット実験機)第2次形状インテーク

クの空力設計と単体空力特性取得風洞実験,” 独立行政法人 航空宇宙技術研究所  
資料 TM-774, 2003.

- [5] Shapiro, H. A., The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, The  
Ronald Press Company, New York, 1953.