

## 第4章

### 逆設計法を用いた二枚翼型設計

#### 4-1 相互干渉が強い設計問題の適用検証

通常、逆問題設計法は他の要素が自身の翼型周りの流れに与える影響そのものは考慮できない。しかし、微小擾乱の形で表現することによって、複葉翼のような複数の要素の干渉効果を考慮する必要がある場合の設計も可能となると考えられる。ここではその複葉翼における、逆問題設計システム適用性の検証を行う。Fig. 4.1 に示すように、上翼が平板の状態から Busemann 複葉翼への設計を行う（ただし平板は厚みを持ちその厚さは 0.001 である）。Busemann 複葉翼の 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 複葉翼に収束することを確認する。上翼の上面は Fig. 4.2 を見てわかるとおり、初めから目標圧力分布を満たしており、下翼からの影響も受けない。本節では内部干渉がある場合の、圧力分布の実現可能性を探る目的なので、上翼の上下面それぞれで得られた形状のうち、下面の形状（翼内部の面）に合わせることとした。以下に手順を示す。

- ① Baseline 形状 (Initial Airfoil), 目標圧力分布 (Target Cp) 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零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 (Root Mean Square) 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. 4.3, Fig. 4.4 に示す。また、Fig. 4.1 に示す初期形状の圧力分布を Fig. 4.2 に示す。

2 つの要素が互いに強く干渉しあう場合の空力設計法として、逆問題設計法の有用性が示せたので、次節で実用的な翼型設計について述べる。

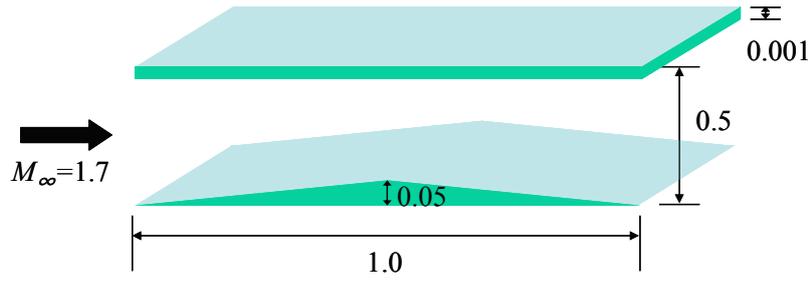


Fig. 4.1 Simple diagram of initial geometry ( $M_\infty = 1.7$ )

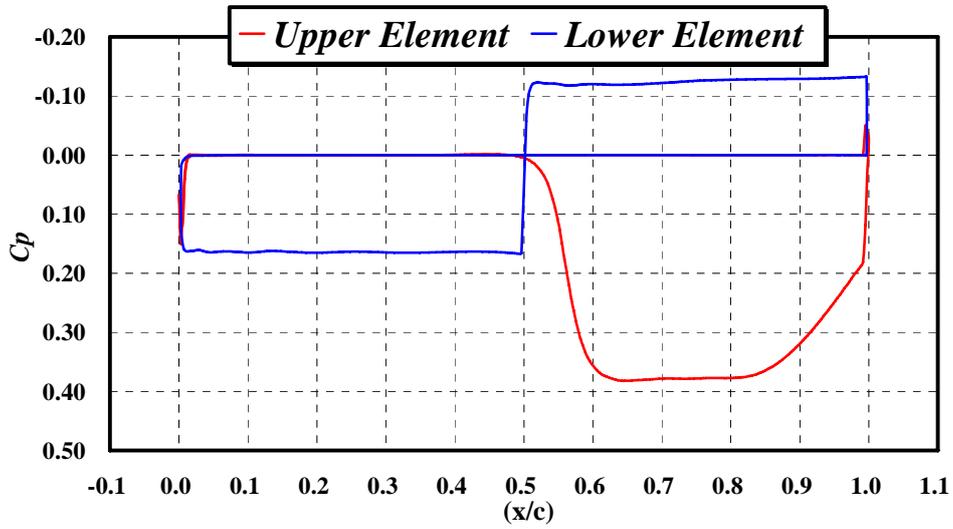


Fig. 4.2  $C_p$  distributions of Initial biplane airfoil

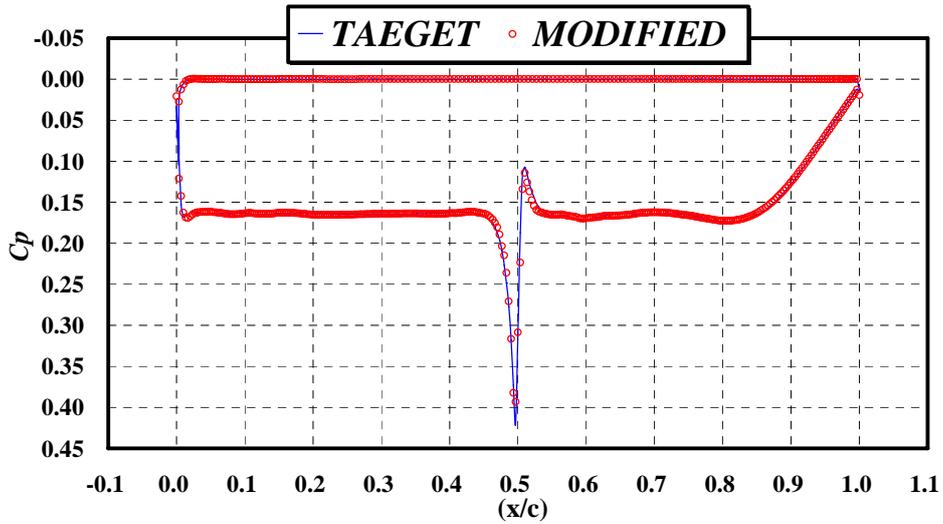


Fig. 4.3  $C_p$  distributions of airfoil after 14 times iterations of inverse design method

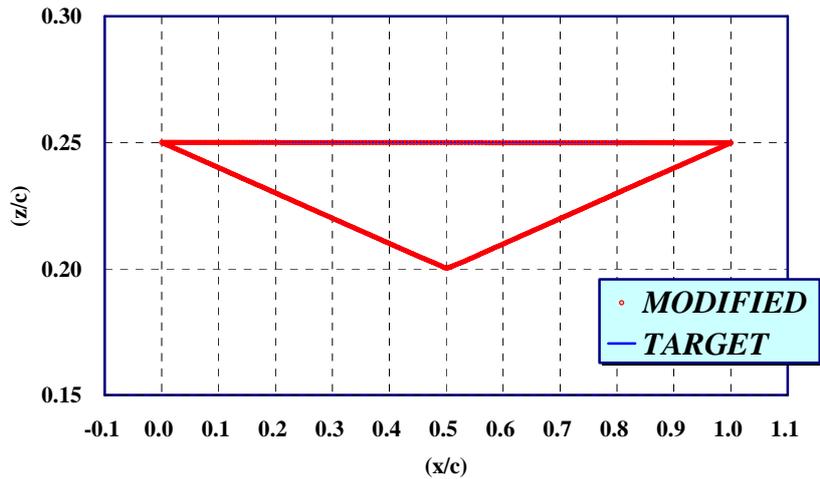


Fig. 4.4 Section airfoil geometries of Modified and Target upper elements

## 4-2 複葉翼型設計

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。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。4-1 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。以下に手順, Fig. 4.5 にフローチャートを示す。

- ① Baseline 形状 (Initial Airfoil), 目標圧力分布 (Target Cp) 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零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。

複葉翼設計における目的は一様流マッハ数  $M_\infty = 1.7$ , 翼厚比  $t/c \cong 0.10$ ,  $C_l > 0.10$  の条件で, より空力性能の良い翼型を設計することである。逆問題設計における初期形状は Licher 型複葉翼を用いた。以上の目的のもと Fig. 4.6, Fig. 4.7 に示す目標圧力分布を設定した。

目標圧力分布の設定においては, まず他要素の干渉を受けず, かつ地上への波の影響のなく設定が容易な上翼の上面について検討した。このときのコンセプトとしては上翼全体に広く揚力を持たせるというものである。また, 片方の翼の影響を強く受ける翼間内部につ

いては、下翼は上翼からの反射衝撃波を緩和している状況を満たすべく、後縁付近の膨張波の影響が出る位置までは均一な  $C_p$  分布とした。上翼については後縁付近で、設定した下翼の  $C_p$  分布との兼ね合いで揚力を持たせつつ、より低抵抗となる線形理論のような  $C_p$  分布を設定した。また、上翼、下翼とも反射衝撃波生成の原因となる、スロート付近での圧力ピークは取り除いている。

上下翼交互に12回ずつ、計24回の反復で Fig. 4.8 に示される  $C_p$  分布を実現した。設計された翼型と、初期形状を Fig. 4.9 に示す。後縁の閉結方法の影響により、下翼の下面の迎え角は、Licher 型複葉翼に比べて約 0.19deg 増加している（以下、厳密性は損なわれるが便宜上  $\alpha=1\text{deg}$  と表現することにする）。この設計された複葉翼 (Designed biplane) は最大翼厚比 0.102、スパン方向対称断面での空力性能は  $C_l=0.115$ 、 $C_d=0.00531$  ( $L/D=21.72$ ) となっている。Fig. 4.10 に等圧力線図を示す。Busemann biplane と比較しても、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。

Fig. 4.11 にこの設計した複葉翼形状において、迎え角 (A.O.A) を変化させたときの drag polar curve を示す。なお、Fig. 4.9 に示す状態で迎え角 (A.O.A) は 1deg であるとしている。設計した複葉翼は、最大翼厚比は Busemann 複葉翼よりも厚く、Licher 型複葉翼と比べてもほとんど損なわれていない。それにもかかわらず、 $C_l>0.10$  では特に低抵抗を実現しており、非常に良い空力性能を実現している。厚みが損なわれず、polar curve の立ち上がりが良いことから、揚力による造波抵抗をかなり低減することができているとも言える。この効果により、 $C_l>0.14$  という実用的な  $C_l$  において厚み零の平板翼よりも低抵抗を実現できている。なお、約50年以上前に Moeckel<sup>1</sup> が、複葉翼にすることによって厚み零の平板翼よりも低抵抗を実現できる  $C_l$  があることを理論的に示している。

設計した翼形状は主に上翼の後縁で変化しており、下面では凹面のカーブとなり、上面の流れに平行になる形状となっている。また、このカーブからは圧縮波を出すことになり、下翼の上面からの膨張波を打ち消すことによって膨張波による  $C_p$  などらかな減衰を抑えている。この影響が揚力の増加、抵抗の低減に働いているおり、迎え角を変化させることで揚力による造波抵抗の低減効果として現れていると考えられる。また、反射衝撃波を完全に打ち消すという効果は、上下翼それぞれの楔頂点の位置が後方、前方に微小に修正されていることで得られている。

基本形状と Fig. 4.9 に示す設計した複葉翼それぞれの空力性能表を示す。Busemann 複葉翼は迎え角 0deg のとき、零揚力ではあるが、下翼の下面は一様流 (地表面) に対して平行であるのでこの部分からの衝撃波は発生しない。Licher 型複葉翼はこのことを容認して形状が定められるが、例えば  $C_l=0.115$  付近 (Busemann 複葉翼では迎え角 2deg、Licher 型複葉翼では迎え角 1.5deg) では Licher 型複葉翼は Busemann 複葉翼と比べて 6.1counts (1count=1.0e-04) の  $C_d$  低減がなされていると同時に、下翼から生じる衝撃波も小さいことになる。さらに、設計した複葉翼も同様に  $C_l=0.115$  付近では、Busemann 複葉翼と比べて

11.6counts の  $C_d$  低減が実現されていると同時に迎え角は約 1deg である。

設計した複葉翼は必要な揚力を持つ近辺で 10counts 以上の抵抗低減を実現しているだけでなく、下翼の下面から生じる衝撃波も低減できていることとなる。Fig. 4.12 に迎え角 2deg の Busemann 複葉翼、迎え角 1deg の、設計した複葉翼 (共に  $C_l \cong 0.115$ ) の圧力可視化図を示す。低抵抗を実現していると同時に、下部への衝撃波も抑えられていることが確認できる。Table 4.1 よりわかるとおり、設計した複葉翼はどの迎え角をとっても、同揚力を持つ Busemann 複葉翼と比べてその迎え角が 1deg 小さくなっていると同時に、Busemann 複葉翼よりも翼厚比は大きい。さらには Licher 型複葉翼よりも、揚力による造波抵抗低減効果を高く実現できている。よって、必要な揚力 ( $0.1 < C_l < 0.2$ ) では、設計した複葉翼は Busemann 複葉翼比べて、 $C_d$  は 12counts から 35counts もの低減が達成されている (Table 4.1)。なお、本論文では非粘性解析による考察を主に行っているが、レイノルズ数 32million としたときの、粘性流体計算による空力係数は対称断面において、Busemann 複葉翼 (A.O.A=0deg) で  $C_{dp} = 0.00185$ ,  $C_{df} = 0.00777$ , 設計した複葉翼 (A.O.A=1deg) で  $C_l = 0.1158$ ,  $C_{dp} = 0.00479$ ,  $C_{df} = 0.00794$  となっている。

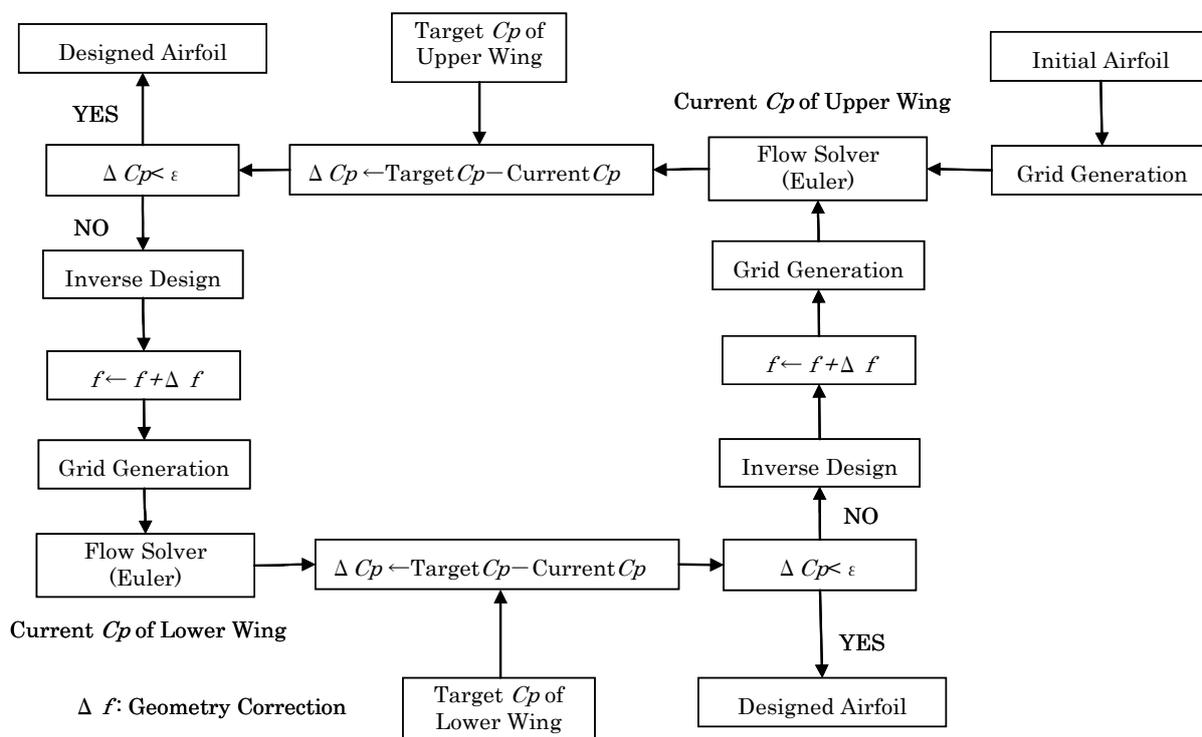


Fig. 4.5 Design cycle

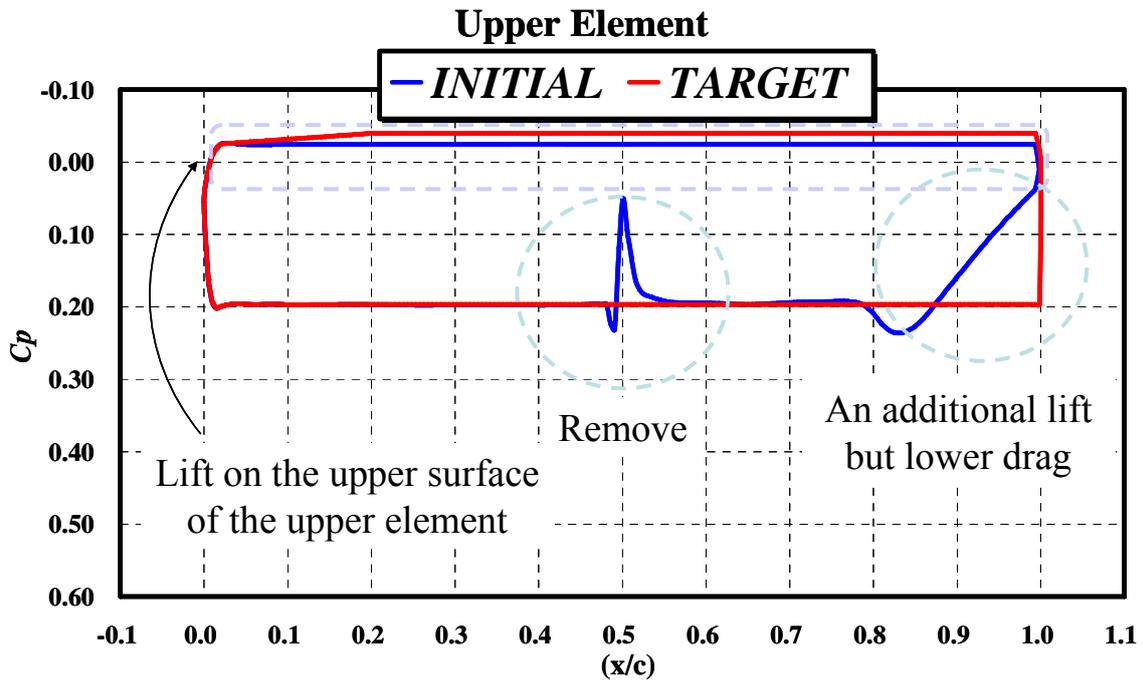


Fig. 4.6 TARGET and Initial  $C_p$  distributions of Upper Element

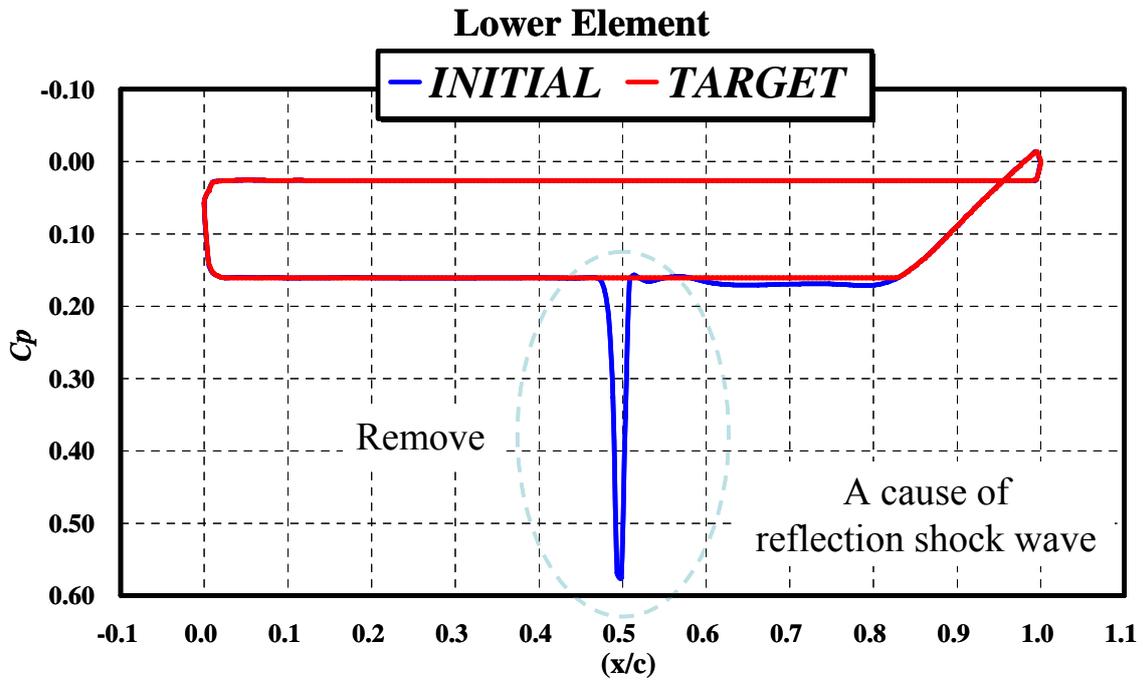


Fig. 4.7 TARGET and Initial  $C_p$  distributions of Lower Element

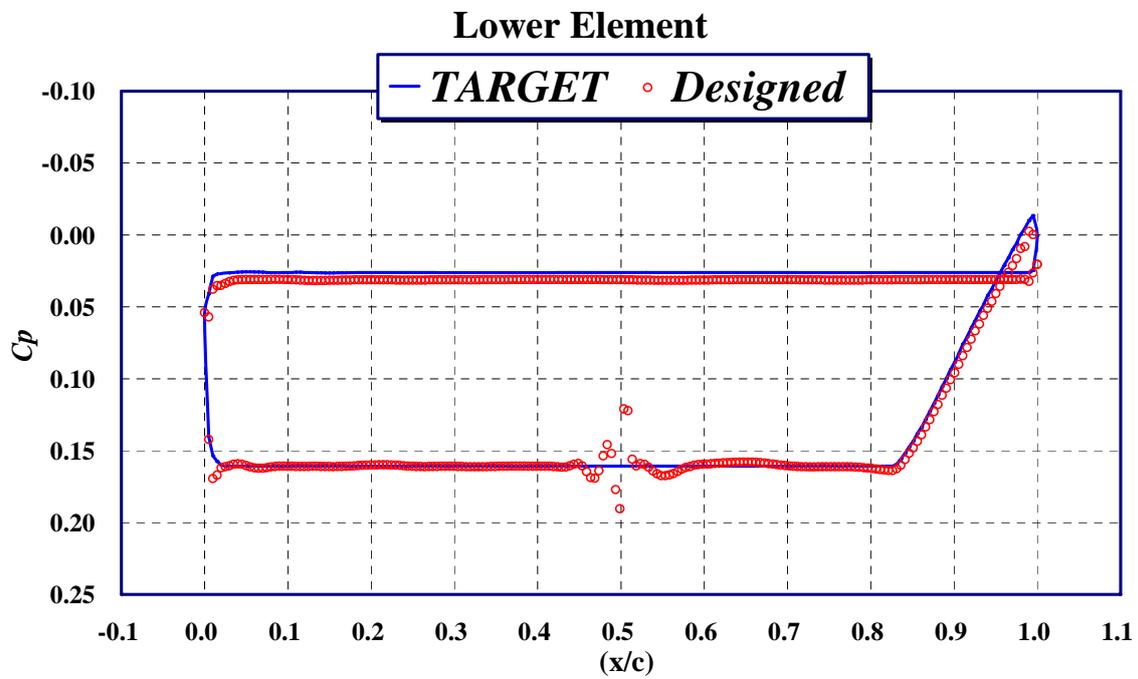
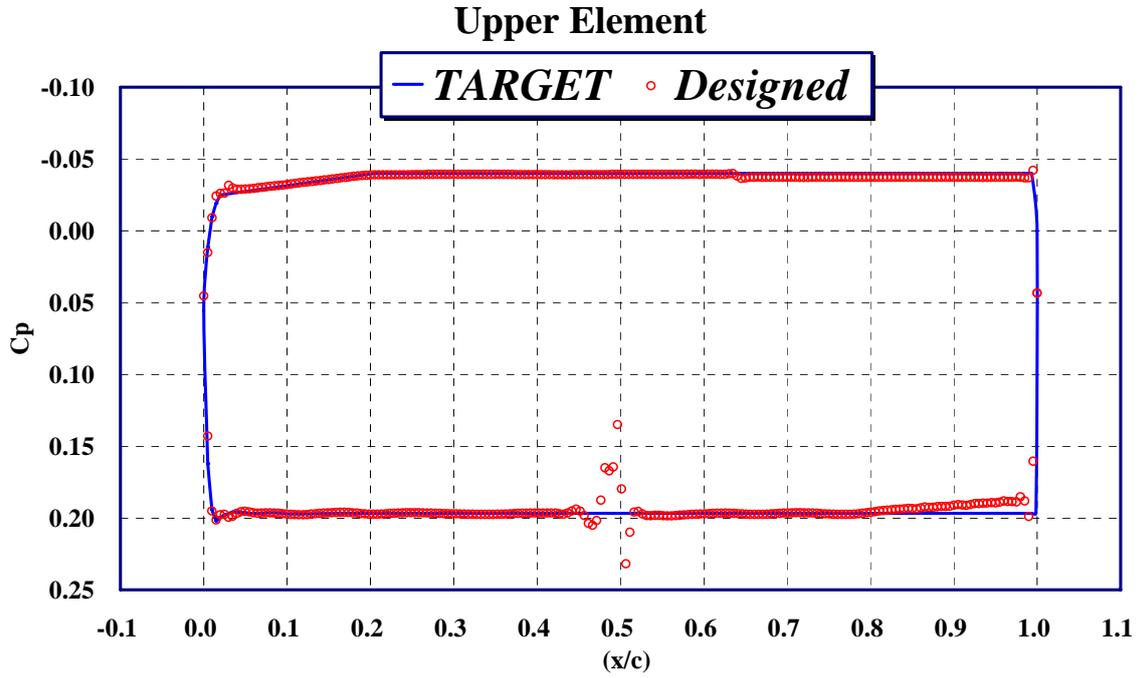
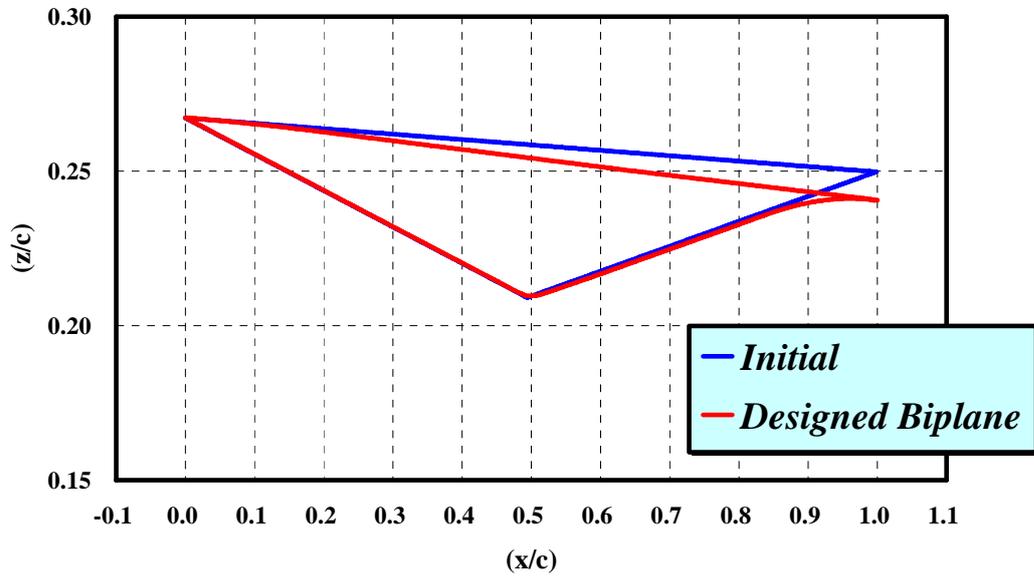


Fig. 4.8  $C_p$  distributions of Designed biplane configuration

### Upper Element



### Lower Element

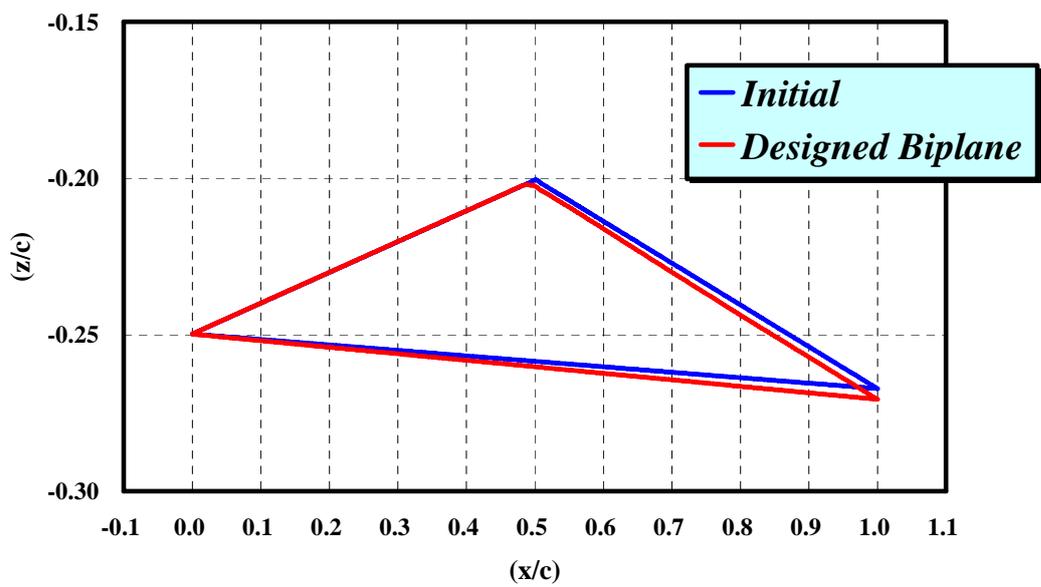


Fig. 4.9 Section airfoil geometry of Designed biplane configuration  
( $t/c=0.102$ )

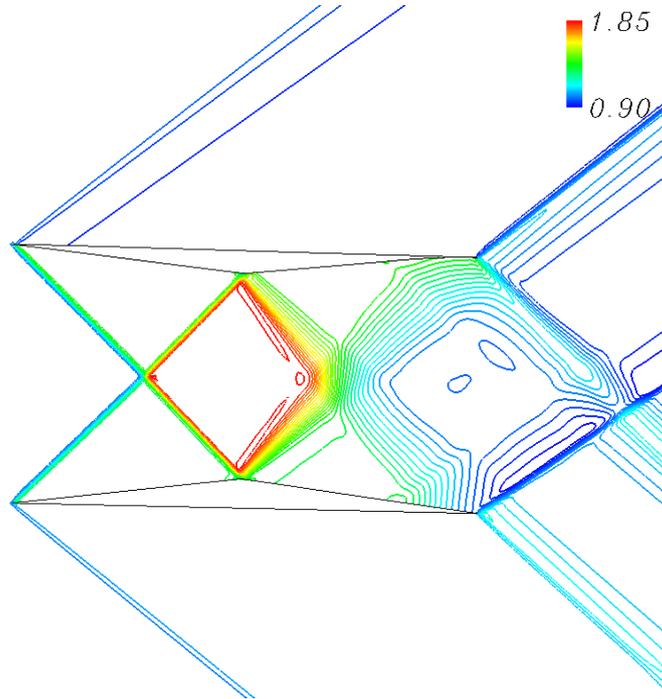


Fig. 4.10 Pressure contour map of Designed biplane at  $M_\infty=1.7$  ( $\alpha=1.0\text{deg}$ )

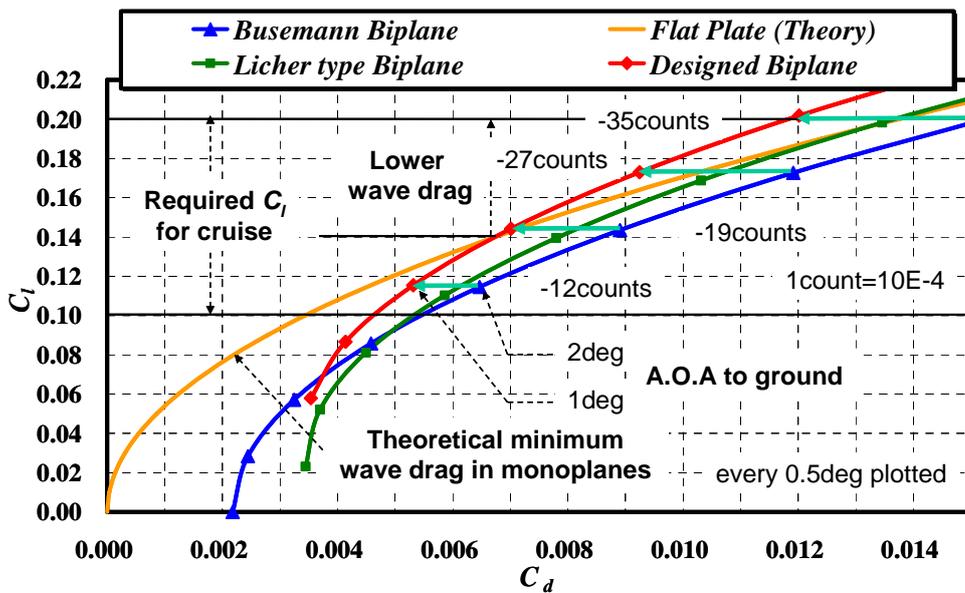
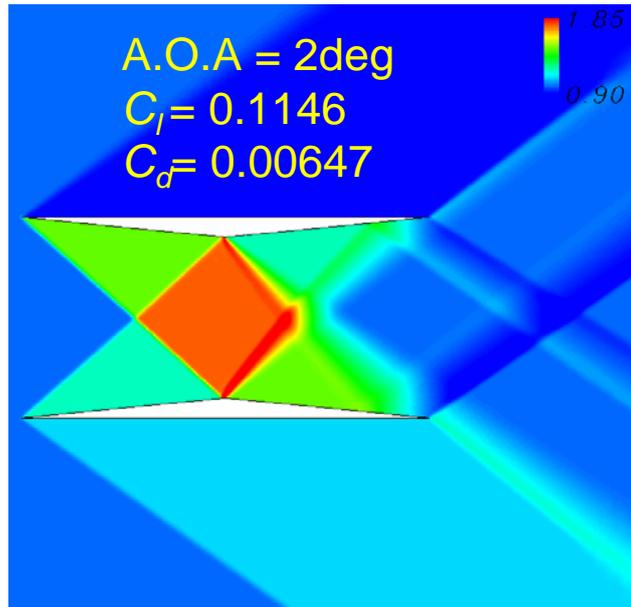
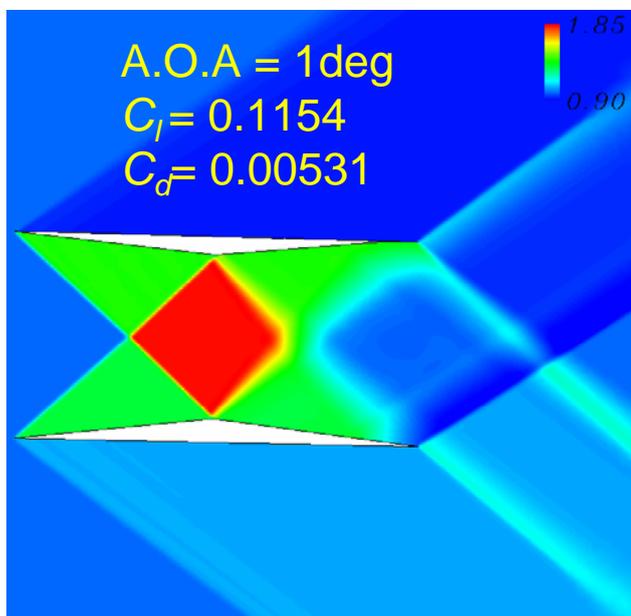


Fig. 4.11 Wave drag polar diagrams of Designed biplane



(a) Busemann biplane,  $t/c=0.10$  (A.O.A=2deg),  $C_l=0.1146$ ,  $C_d=0.00647$ ,  $L/D=17.72$



(b) Designed biplane,  $t/c=0.102$  (A.O.A=1deg),  $C_l=0.1154$ ,  $C_d=0.00531$ ,  $L/D=21.72$

Fig. 4.12 Pressure maps of Busemann biplane (A.O.A=2deg)  
and Designed biplane (A.O.A=1deg)

Table 4.1 The aerodynamic performance in Euler simulations

A.O.A [deg.]		0.0	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5
<b>Busem ann</b>	$C_l$	0.0000	0.0284	0.0571	0.0858	0.1146	0.1435	0.1727	0.2021
	$C_d$	0.00218	0.00245	0.00325	0.00458	0.00647	0.00891	0.01192	0.01551
	$L/D$	0.00	11.61	17.59	18.72	17.72	16.11	14.49	13.03
<b>Diamo nd</b>	$C_l$	0.0000	0.0257	0.0515	0.0773	0.1031	0.1290	0.1550	0.1810
	$C_d$	0.02891	0.02914	0.02983	0.03100	0.03264	0.03475	0.03734	0.04041
	$L/D$	0.00	0.88	1.73	2.49	3.16	3.71	4.15	4.48
<b>Licher</b>	$C_l$	0.0231	0.0521	0.0812	0.1102	0.1394	0.1687	0.1982	0.2279
	$C_d$	0.00345	0.00370	0.00449	0.00586	0.00780	0.01031	0.01346	0.01725
	$L/D$	6.71	14.10	18.06	18.80	17.88	16.36	14.73	13.21
<b>Design ed</b>	$C_l$	0.0580	0.0867	0.1154	0.1442	0.1730	0.2018	0.2307	0.2598
	$C_d$	0.00336	0.00414	0.00531	0.00701	0.00925	0.01202	0.01534	0.0192
	$L/D$	16.38	20.93	21.72	20.55	18.70	16.79	15.04	13.51
<b>Single flat plate</b>	$C_l$	0.0000	0.0254	0.0508	0.0762	0.1016	0.1270	0.1523	0.1777
	$C_d$	0.00000	0.00022	0.00089	0.00199	0.00355	0.00554	0.00798	0.01086
	$L/D$	—	114.59	57.30	38.20	28.65	22.92	19.10	16.37

参考文献:

- [1] Moeckel, W. E., "Theoretical Aerodynamic Coefficients of Two-dimensional Supersonic Biplanes," NACA TN 1316, 1947.