第 5 章

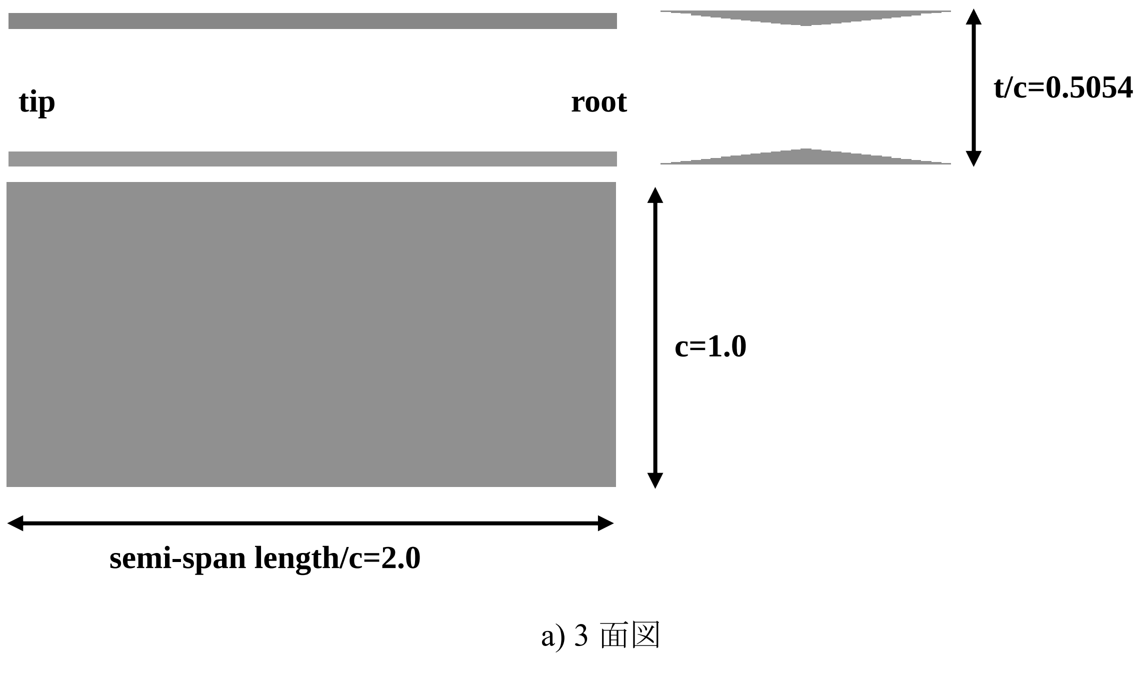
二枚翼の空力設計

5-1 はじめに

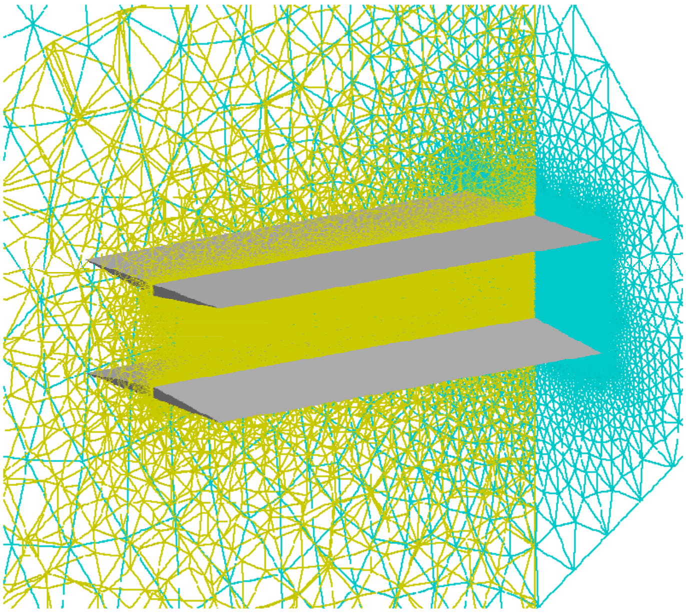
本章において Busemann 複葉翼を用いた翼の評価を行う. 3 次元計算は全て Euler 計算で行った. 先ず始めに, 2 次元断面をそのまま横に並べて翼端を形成しただけの平面形が長方形翼の解析を行った. これを 5-2 節に示す. この結果, 翼端にて衝撃波の擾乱の後方伝播による抵抗増加が見られたため, 抵抗増加をできるだけ防ぐ形状の提案をした. その形状と形状の計算結果を 5-3, 5-4 節で述べる.

5-2 長方形翼の解析

Fig. 5.1 に長方形翼 Busemann 複葉翼の 3 面図と空間格子を示す. 尚, この長方形翼 Busemann 複葉翼を基本形状と名付ける. 先ず迎角 α=0°における計算結果を示す. Fig. 5.2 に擬似二次元計算の翼表面の C_p 分布と翼のスパン長 50, 90%断面の C_p 分布の比較を示す. Fig. 5.3 に翼表面の C_p 分布を示す. Fig. 5.4 にスパン方向に各断面での抵抗係数 C_d を算出した C_d 分布を示す.



a) 3 面図



b) 基本形状の空間格子

Fig. 5.1 基本形状の 3 面図と空間格子

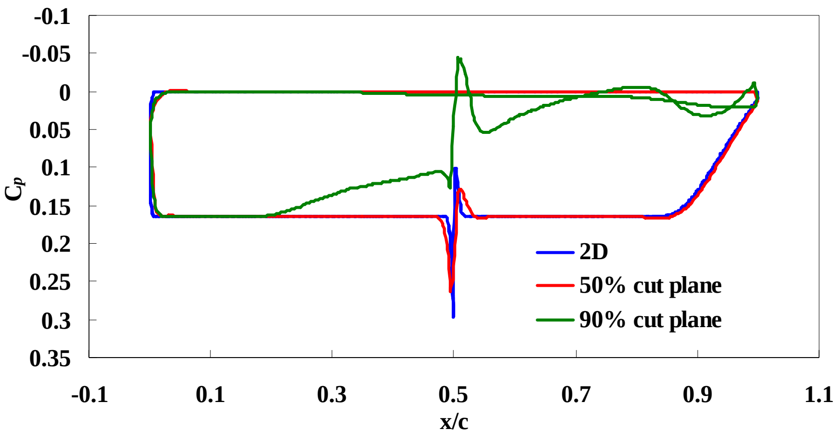


Fig. 5.2 2 次元計算と 3 次元計算の翼表面 C_p 分布の比較

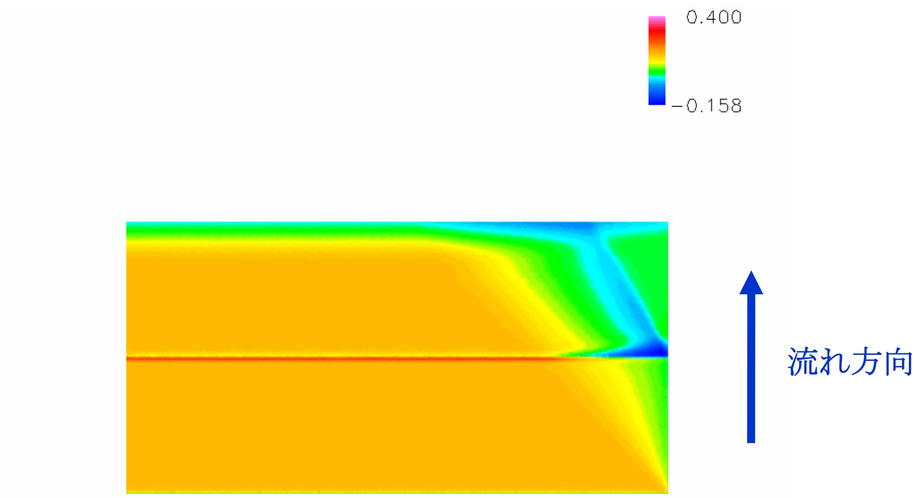


Fig. 5.3 基本形状の翼表面 C_p 分布

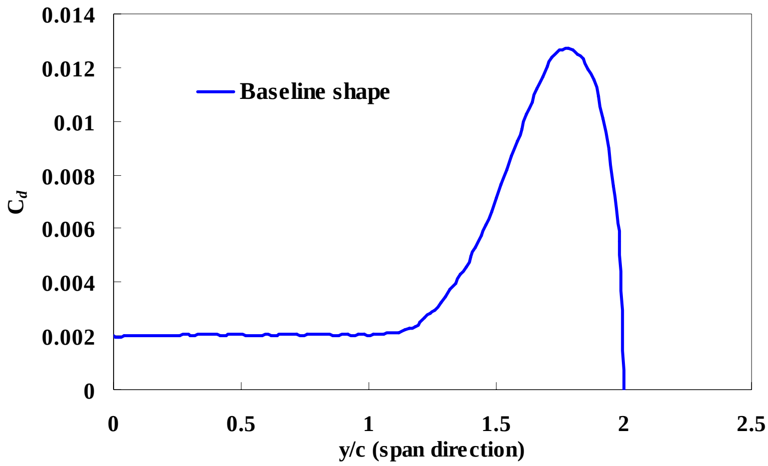


Fig. 5.4 スパン方向各断面の C_d 分布

Fig. 5.1 に示したような空間格子を生成することで擬似 2 次元計算と比較しても妥当な結果が得られる格子になることが確かめられた．その結果 Fig. 5.4 に示しされたように 2 次元性が維持されることが確かめられた．しかしながら同時に，Fig. 5.2 における 90%スパン長での断面 C_p 分布が 2 次元性を維持できなくなっていたように，Fig. 5.3 で翼端からのマッハコーンの領域で圧力分布に変化が起きてしまうことが確かめられた．これは翼端ではマッハコーンが形成され，マッハコーン内で衝撃波の干渉が起きないことで，Fig. 5.4 に示すように大きな抵抗となる．そのため，基本形状の翼の抵抗係数は C_D=0.0044 と大きな値となった．

以上の結果から，

a) マッハコーンに入ってしまう翼の領域を減らす．

b) 複葉翼の内側 (翼間) にはマッハコーンが発生しないようにする．

という二つの考え方で抵抗低減が図れると考えられる．A) に対してテーパ翼と名付ける形状を提案する．また，B) に対してはウイングレット翼と名付ける形状を提案する．以下の 5-3, 5-4 節にそれぞれ計算した結果を示す．

参考までに基本形状で迎角を振った時の C_D-C_L 曲線を Fig. 5.5 に示す．この時，古典理論における揚力に依存する誘導抵抗計算式が超音速複葉翼に当てはまるか検証した．古典理論式を (5.1) 式に，誘導抵抗算出式を (5.2) に示す [1]．また，用いた記号の解説を Table 5.1 に示す．一般的な翼では e=0.7～0.8 のとき，古典理論は成り立つ．

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + \varDelta C_{Dm} \tag{5.1}$$

$$C_{Di} = \frac{1}{e} C_L{}^2 \left(\frac{S}{2b^2}\right)(1+\sigma)/\pi = K' C_L{}^2 (1+\sigma)/AR \tag{5.2}$$

Table 5.1 古典理論式に用いた記号

記号	名称	解説
C_D	抵抗係数	抵抗の総和
C_{D0}	形状抵抗係数	摩擦抵抗など
C_{Di}	誘導抵抗係数	揚力による抵抗
$\varDelta C_{Dm}$	造波抵抗係数	衝撃波による抵抗
e	Oswald 効率係数	e =0.7〜0.8 の範囲で任意の値
K'	誘導抵抗係数	$K'=1/e$
S	翼面積	
b	スパン長	
σ	複葉翼吹きおろし	$(1+\sigma)\fallingdotseq 1.5$
π	円周率	
AR	アスペクト比	$AR=S/(2b^2)$ ※複葉翼の場合

その結果誘導抵抗係数 C_{Di} の値を e に任意の値を入れて当てはめてみるものの，それ程良い結果は得られなかった．今後，更なる詳細な抵抗計算を行う必要がある．参考までに $e\fallingdotseq 0.704$ の時の非粘性抵抗の総和 C_D と C_{Di} とその値の差つまり造波抵抗（$C_{D0}+\varDelta C_{Dm}$）を Fig. 5.5 に同時に示しておく.

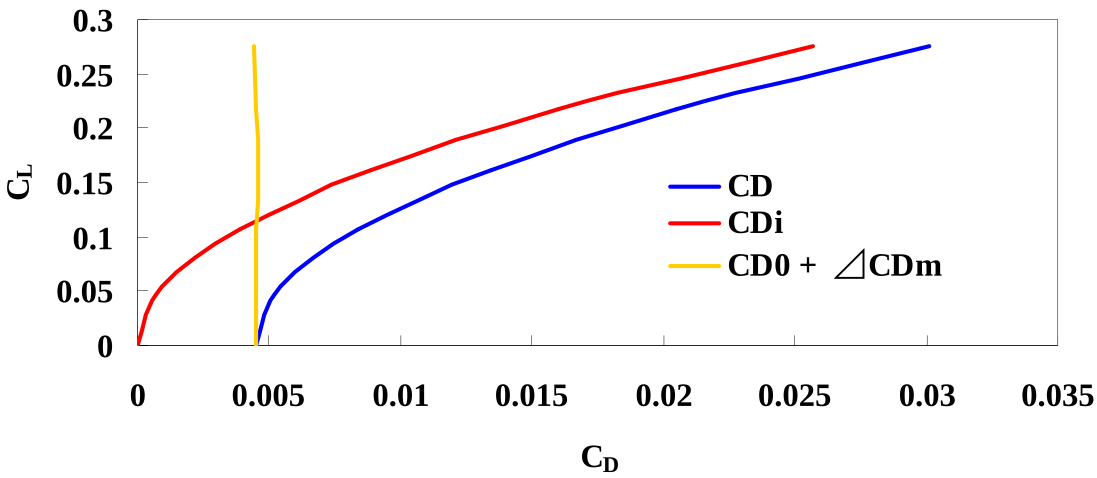


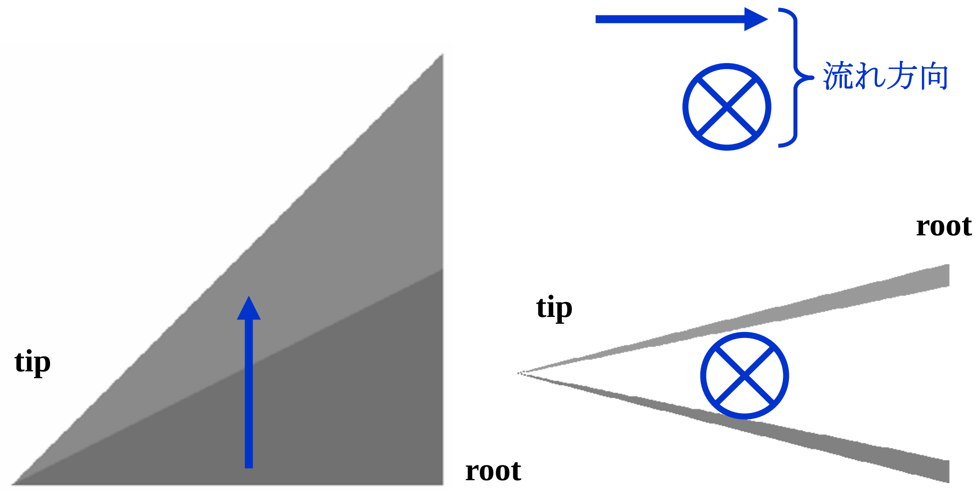
Fig. 5.5 基本形状の C_D-C_L 曲線

5-3 テーパ翼形状の解析

5-2 節での結果より，a) マッハコーンに入ってしまう翼の領域を減らすことができる翼形状の提案をする．形状の定義の仕方は以下の 3 点である．

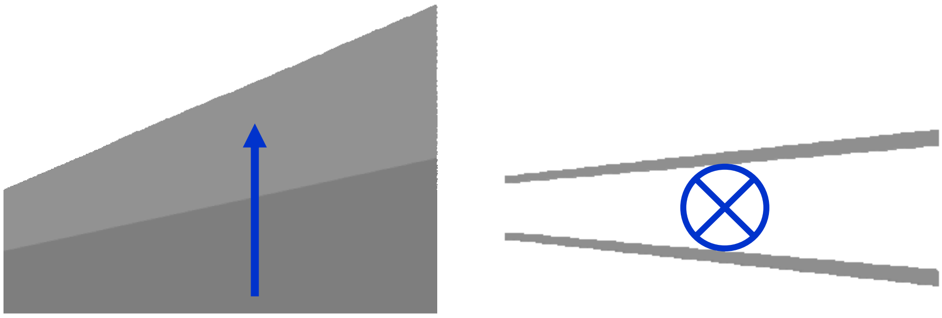
1. 翼の参照面積一定 (S=2.0)，スパン長一定 (b=2)
2. 断面形状は Busemann 複葉翼
3. 翼端コード長 C_{tip} と翼根コード長 C_{root} の比で平面形を決定
4. 1, 2, 3 を満たす形状において各断面で干渉が最適になる翼間に設定

提案した形状であるテーパ翼 の形状を Fig. 5.6 に示す．その計算結果を Fig. 5.7 に示す．

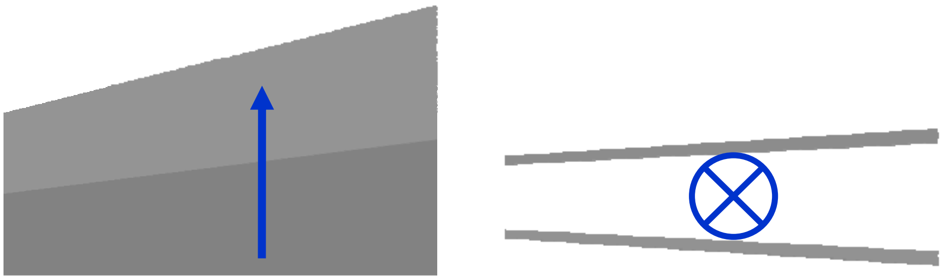


Case1 : C_{tip}/C_{root}=0

Case2 : C_{tip}/C_{root}=0.2/1.8



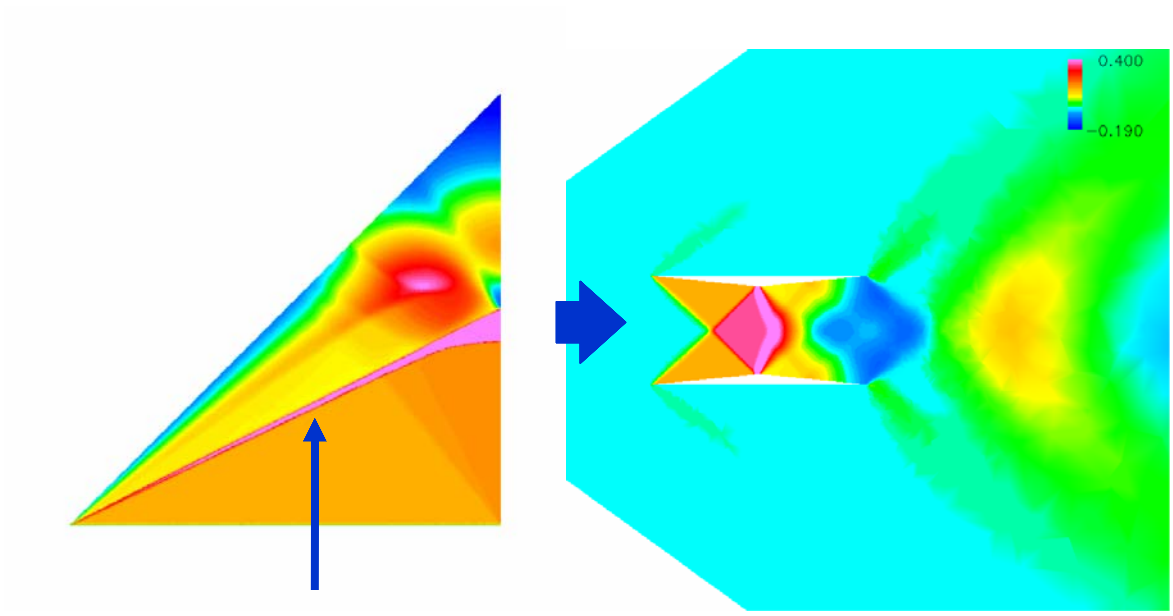
Case3 : C_{tip}/C_{root}=0.4/1.6



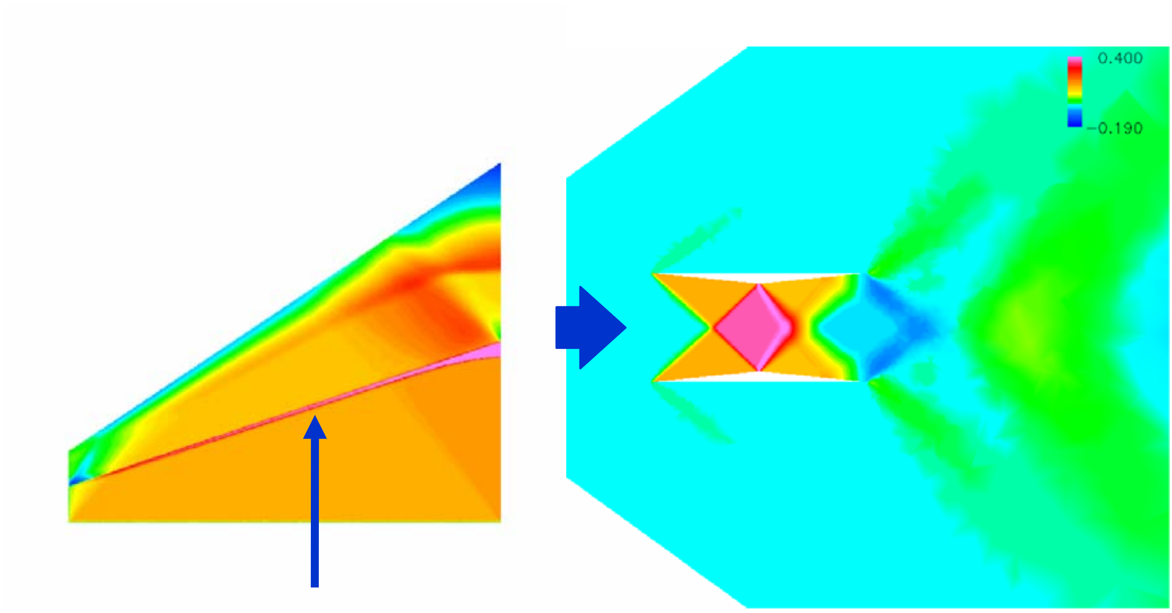
Case4 : C_{tip}/C_{root}=0.6/1.4

Case5 : C_{tip}/C_{root}=0.8/1.2

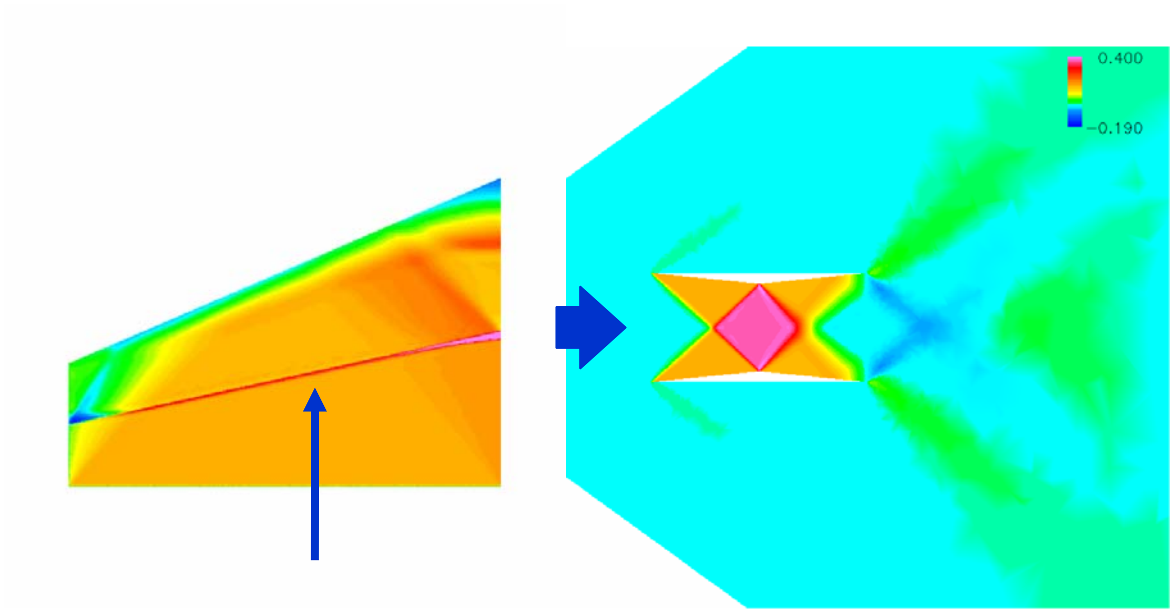
Fig. 5.6 テーパ翼の形状



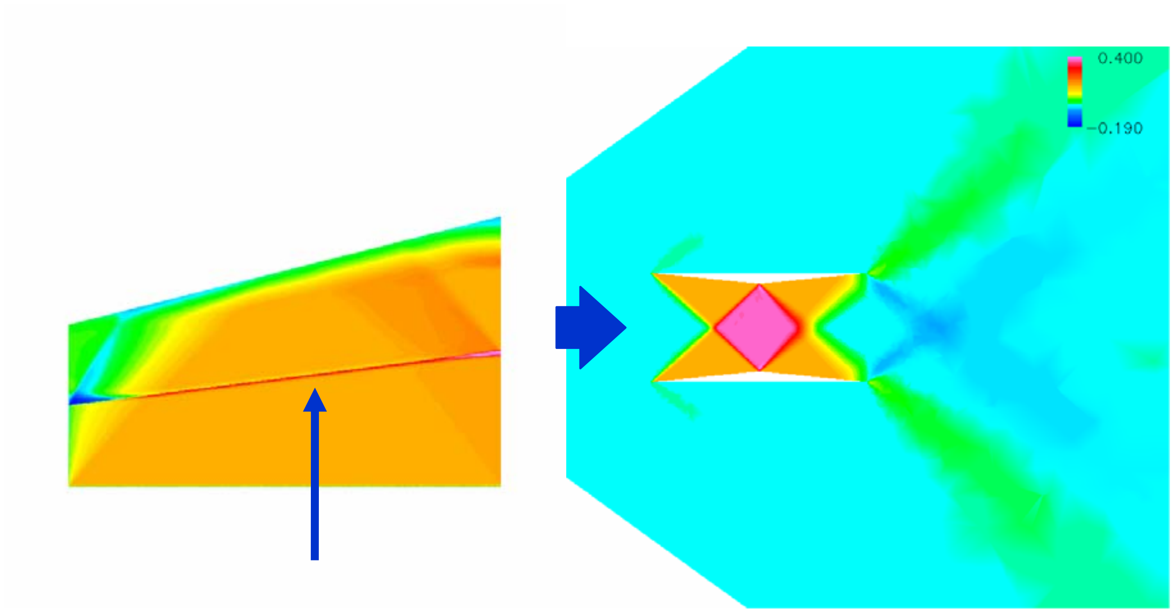
Case1 : $C_{tip}/C_{root}=0$



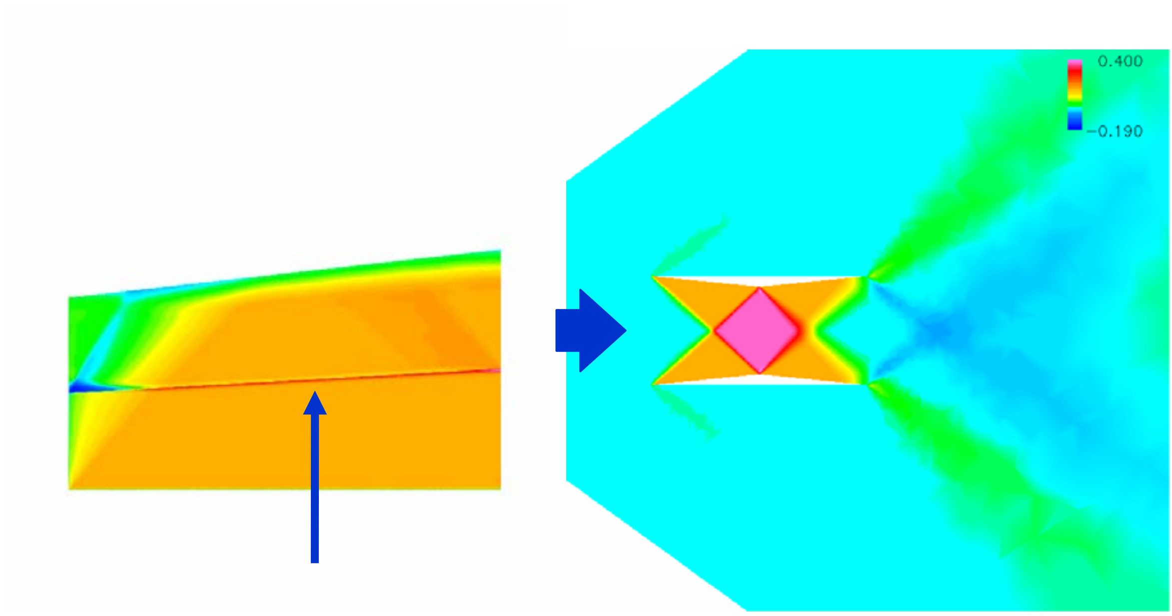
Case2 : $C_{tip}/C_{root}=0.2/1.8$



Case3 : C_{tip}/C_{root}=0.4/1.6



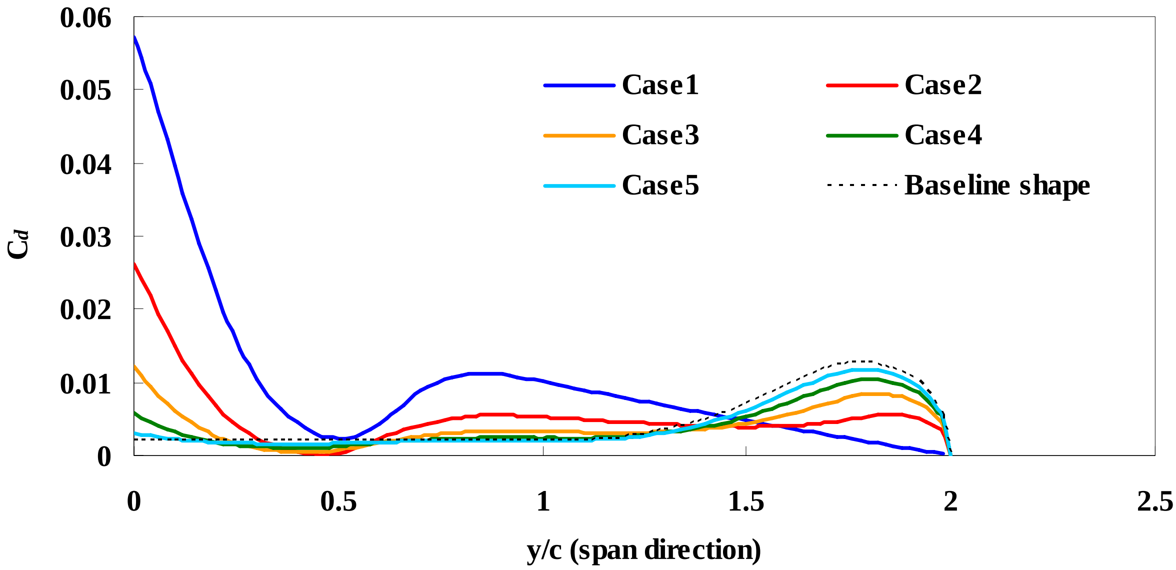
Case4 : C_{tip}/C_{root}=0.6/1.4



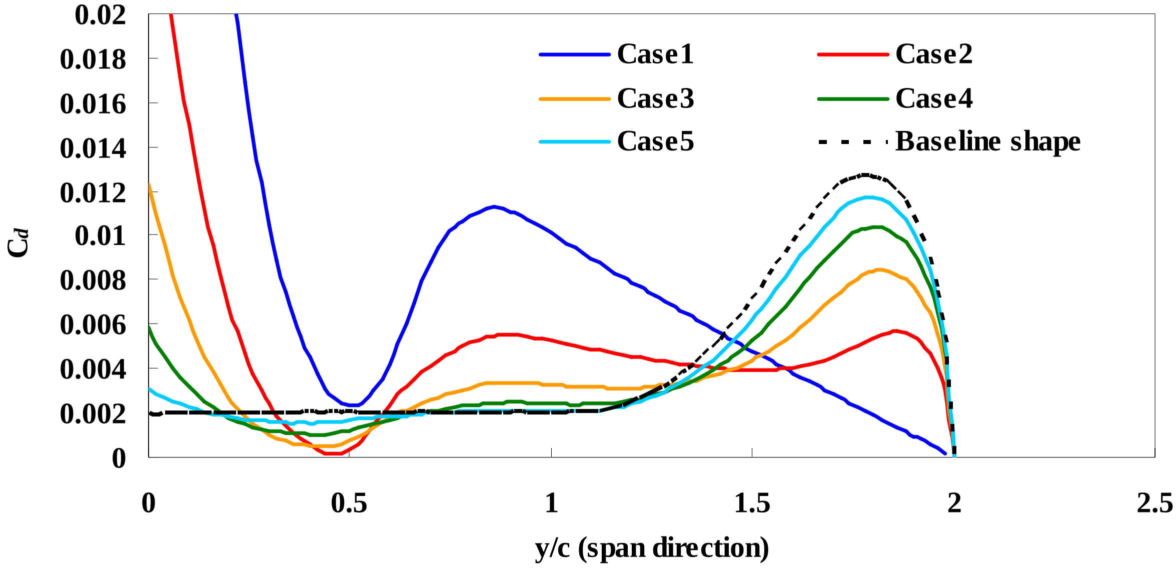
Case5 : C_{tip}/C_{root}=0.8/1.2

Fig. 5.7 翼表面の C_p 分布とスパン長 b=1 の断面 C_p 分布

Fig. 5.7 に示したような翼表面分布に対して求められた，スパン方向各断面での C_d 分布を Fig. 5.8 に示す．更に翼の抵抗係数 C_D を求めて Fig. 5.9 に示す．



a) Large scale



b) Small scale

Fig. 5.8 テーパ翼のスパン方向各断面抵抗係数 C_d

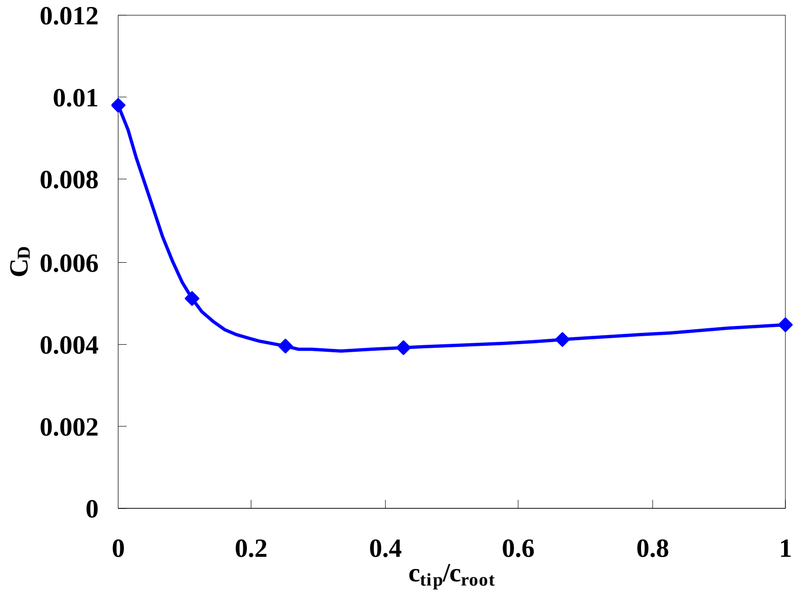


Fig. 5.9 テーパー比 (C_{tip}/ C_{root}) に対する抵抗係数 C_D の比較

Fig. 5.8 より翼端を小さくしていくほど翼端での抵抗係数 C_d は低減されていくことは確かめられた．しかしながら，翼端を小さくしつつ衝撃波の干渉の関係を維持するためにはキンクをつけて翼間を狭くしていく必要があった．そのため，キンクの角度が大きくなるほど翼根付近で干渉が上手くいかなくなり，抵抗の増加を招くことが分かった．更にキンクの角度によっては翼端での抵抗低減以上に大幅な抵抗増加になっていた．そのため，Fig. 5.9 のような抵抗係数 C_D と C_{tip}/ C_{root} の関係が得られた．現在のような形状定義においては C_{tip}/ C_{root}=0.25～0.4 の間に最も良い形状存在することが分かる．

5-4 ウイングレット翼形状の解析

次に5-2節での結果より，b) 複葉翼の内側 (翼間) にはマッハコーンが発生しないようにする翼形状の提案をする．形状は基本形状の翼端に，今回はほぼ厚み t=0 の板を取り付けただけのシンプルな形である．提案した形状であるウイングレット翼の形状を Fig. 5.10 に示す．その計算結果を Fig. 5.11 に示す．

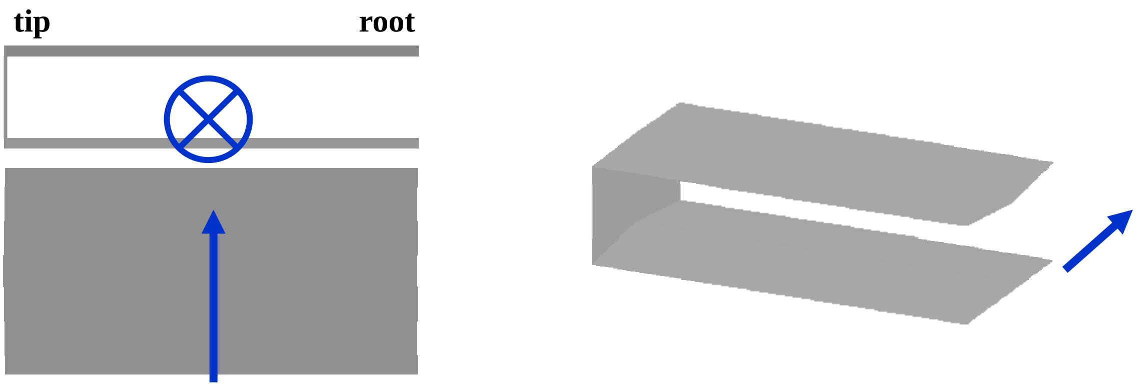


Fig. 5.10 ウイングレット翼の形状

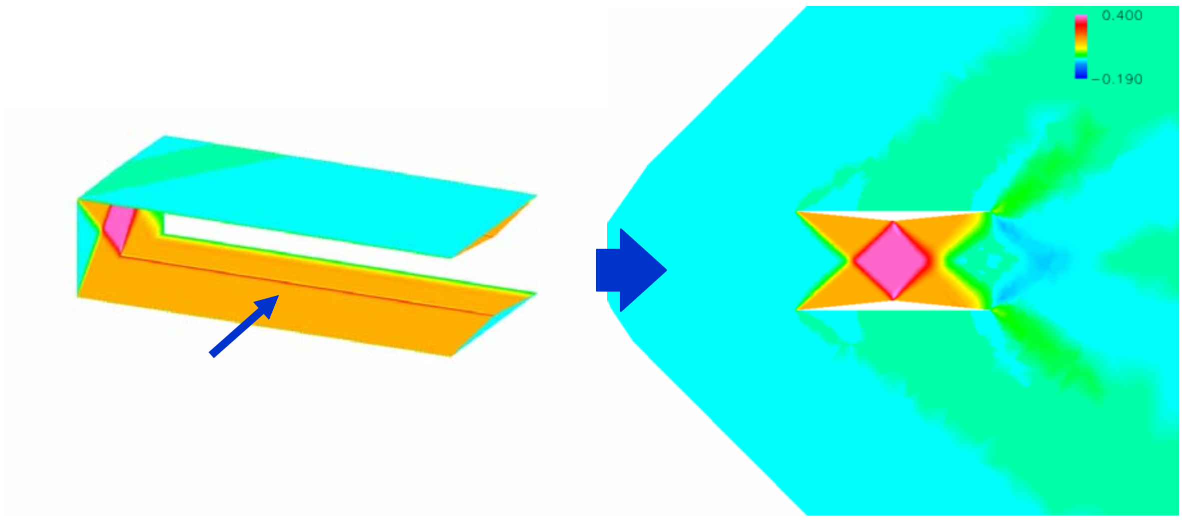


Fig. 5.11 翼表面の C_p 分布とスパン長 b=1.8 の断面 C_p 分布

Fig. 5.11 に示したような翼表面分布に対して求められた，スパン方向各断面での C_d 分布を Fig. 5.12 に示す．

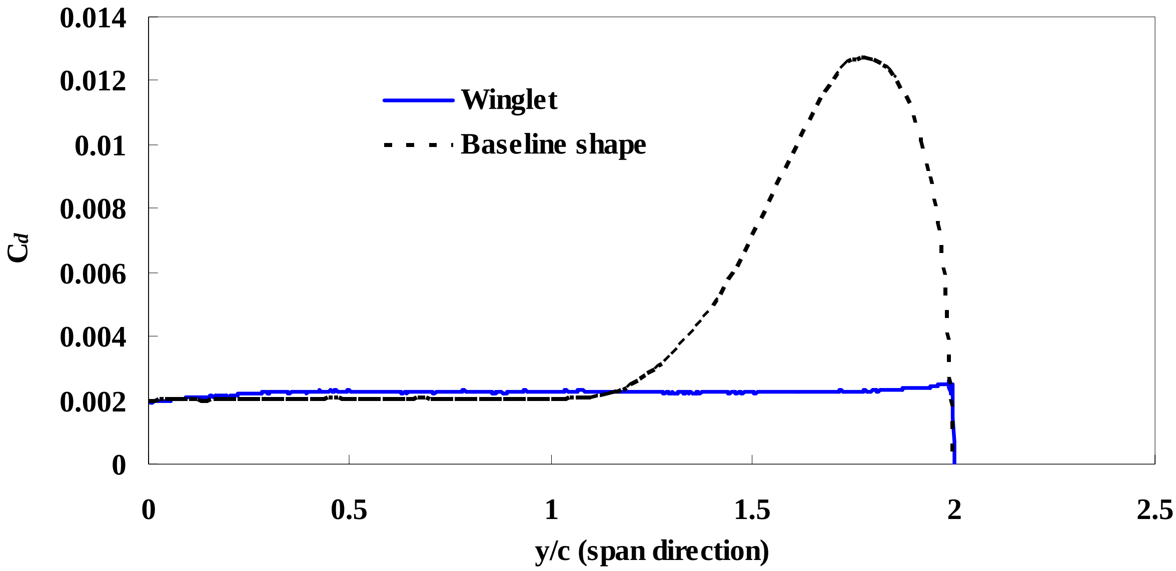


Fig. 5.12 ウイングレット翼のスパン方向各断面抵抗係数 C_d

Fig. 5.12 よりウイングレット翼の各断面抵抗係数 C_d が翼根から翼端まで常に一定の値を取っていることから，ウイングレット翼の翼間内では 2 次元性が維持されていることが確かめられた．この時，ウイングレット翼の翼全体の抵抗係数 C_D は C_D=0.0024 になった．これにより翼端に板を取り付けることで翼間内にマッハコーンを発生させないことができ，翼端での抵抗を増加させないことが確かめられた．しかしながら，本計算はEuler計算であるので板を付けたことによる翼面積増加に伴う，摩擦抵抗の増加を考慮していない．実際には摩擦抵抗まで考慮しなくては十分とはいえないので，今後 N-S 計算で評価する必要になるであろう．また，今回用いたウイングレット翼の形状は構造的に非常に弱いため，構造も考慮した形状を考えていく必要がある．

参考文献:

[1] Darrol, Stinton, The Design of the Aeroplane, BSP, 1983, pp.154-158.