

低アスペクト比翼の逆問題解法について

神谷信彦（名大工）、服部恵介（三菱重工）、高梨 進、廣瀬直喜（航技研）

ON AN INVERSE PROBLEM FOR A LOW ASPECT RATIO WING

by NOBUHIKO KAMIYA, KEISUKE HATTORI, SUSUMU TAKANASHI, NAOKI HIROSE

ABSTRACT

Takanashi's method for calculating wing geometry having prescribed pressure distributions at transonic speeds is useful for wings of large aspect ratio. The calculations by this method, however, sometimes diverge for wings of low aspect ratio. In this paper this method is modified to be able to apply to the wings of low aspect ratio. Examples of the calculations are presented.

1. まえがき

遷音速において翼表面の圧力分布を指定して、それを実現する翼の形状を求める高梨¹⁾の方法は、アスペクト比の大きな翼についてはその有効性は確認され、広く使用されている。しかし、アスペクト比の小さな翼の場合には発散してしまう。ここでは、翼面のパネルへの分割法の変更、翼形状のスパン方向の平滑化の導入により、低アスペクト比翼の設計が出来るように改良した。

2. 翼設計手法

残差修正法の設計手順を図1に示す。まず、適当な翼の初期形状 f を仮定し、既存の流れの解析コードからなる解析部で f の圧力分布 C_p を求める。次に、この C_p と目標圧力分布 C_{pt} との差 ΔC_p を算出し、この ΔC_p から設計部で翼形状の修正量 Δf を求め、 f を修正する。得られた新しい翼形状 $f + \Delta f$ を再び解析部に入力し、これらの操作を $\Delta C_p \approx 0$ となる翼形状が得られるまで繰り返す。

残差修正反復法では、解の精度は解析部

の解析コードの精度に依存しており、解析コードを最新のコードに置き換えることによって容易に解の精度の向上を図ることが出来る利点を持つ。解析部は実験でもよい。本報告では、解析部として、完全ポテンシャル流の解析コードである FLO27²⁾ を用いる。設計部としては Takanashi の手法を改良して用いる。

3. 翼平面形

図2に翼平面形を示す。アスペクト比 1.6、テーパー比 0.25 で、後退角 60° である。

4. 設計条件

設計条件を表1に示す。設計された翼の各断面が RAE2822 翼型の厚みを 0.5 倍した翼型と一致すれば、設計は成功したと判断することが出来る。そのため、以下ではこの RAE2822 翼型の厚みを 0.5 倍にした翼型を目標翼型と表記する。

5. 従来の Takanashi の手法による設計結果
設計を 4 回、反復した結果を図3に示す。

翼型は厚み方向を5倍に拡大している。50% semi-span 付近の断面においては、圧力分布、翼型の目標への良い一致が得られる。翼端、翼根においては翼型が目標より異常に厚くなり、また、前縁半径も異常に大きくなる。これらは更に設計を繰り返しても改善しなかった。圧力分布はすべての断面で目標と良く一致した。

翼の38%コード位置の正面図を図4に示す。厚み方向は2倍に拡大している。翼根近傍では目標翼と比較して、厚い断面と薄い断面が交互に現われている。

図3、4から次の問題点が挙げられる。

問題点：

- (1)翼端で目標への収束が悪い。
- (2)翼根付近で翼形状がスパン方向に“波打ち”。

翼根付近で“波打ち”が発散するため、4回以上設計を反復することは出来なかった。

6. 設計手法の改良と設計結果

(1)パネル分割法の変更

図5(a)のような翼面のパネル分割を採用しているTakanashiの方法では、翼端部分で翼を過大に評価することになる。そこで本報告では、パネル分割を図5(b)のように変更することを試みる。パネルの翼弦方向x翼幅方向の分割数は(a)の場合が30x11、(b)の場合が30x10である。この変更によって翼端、翼根位置で圧力分布を指定することは出来なくなる。しかし、その近傍では圧力分布を指定することが出来るので、実用上問題ないと判断した。翼端と翼根の翼断面の形状は、その隣接2断面から線型に外挿することによって得ることが出来る。

計算結果を図6に示す。翼端において翼型が全体的に少し上方へ平行移動しているが、厚みの異常が解消され、目標への一致は図3に比べ著しく改善されている。翼根においては目標への一致が図3に比べ若干

改善されたものの、厚みの異常と翼幅方向の波打ちが見られる。波打ちは、更に設計を繰り返すと悪化する。圧力分布は図3と同様に目標への良い一致が得られる。

(2)翼形状のスパン方向の平滑化

翼形状のスパン方向の“波打ち”抑えるため、次のように、翼形状をスパン方向に平滑化する。

$$f_{i,j}^{(new)} = f_{i,j} + \frac{\varepsilon}{4}(f_{i,j-1} - 2f_{i,j} + f_{i,j+1})$$

本論文では $\varepsilon=1.0$ とした。翼形状のスパン方向の平滑化を導入した設計手順のフローチャートを図7に示す。

設計を6回、反復した結果を図8に示す。翼型は厚み方向を5倍に拡大している。翼の38%コード位置の正面図を図9に示す。厚み方向は2倍に拡大している。設計結果より、翼端の目標への一致性が向上し、翼根付近の翼形状のスパン方向の“波打ち”がほぼ解消したことが分る。

7. 任意圧力分布指定の例

翼の各断面がRAE2822翼型である翼を初期翼形状とし、目標圧力分布として、25% semi-span位置から95% semi-span位置まで初期翼の25% semi-span位置における圧力分布を指定した場合の設計を行った。設定圧力分布どうりになれば、翼面上の等圧線は各断面の等%翼弦線と一致する直線になる筈である。設計結果の翼断面、圧力分布を図10に、等圧線を図11に示す。等圧線は、相当な領域にわたって後退角が等%翼弦の後退角と一致した直線になっていることが分かる。

8. 結論

- (1)アスペクト比の小さい翼の設計に旧来のTakanashiの手法をそのまま用いると、翼端、翼根付近で問題があることが確認された。
- (2)パネル分割法を変更することによって、

翼端で目標への収束が悪いという問題が解消された。

- (3) 翼形状をスパン方向に平滑化することによって、翼根付近で設計された翼形状がスパン方向に“波打つ”という問題が解消された。
- (4) 以上により Takanashi の手法を基にした

方法で、アスペクト比の小さい翼の設計が行えるようになった。

参考文献

- 1) S. Takanashi, "Iterative Three Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations" Journal of Aircraft, vol. 22, No. 8, 1985
- 2) Jameson, A. et al. "A Finite Volume Method for Transonic Potential Flow Calculations," AIAA Paper 77-635, 1977

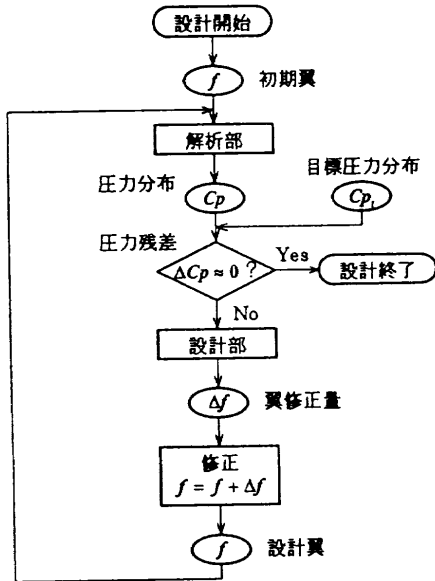


図1 残差修正反復法の設計手順

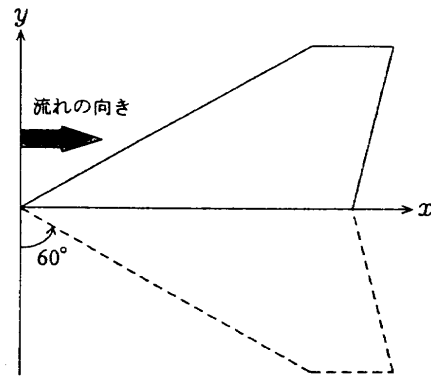


図2 設計翼の平面形

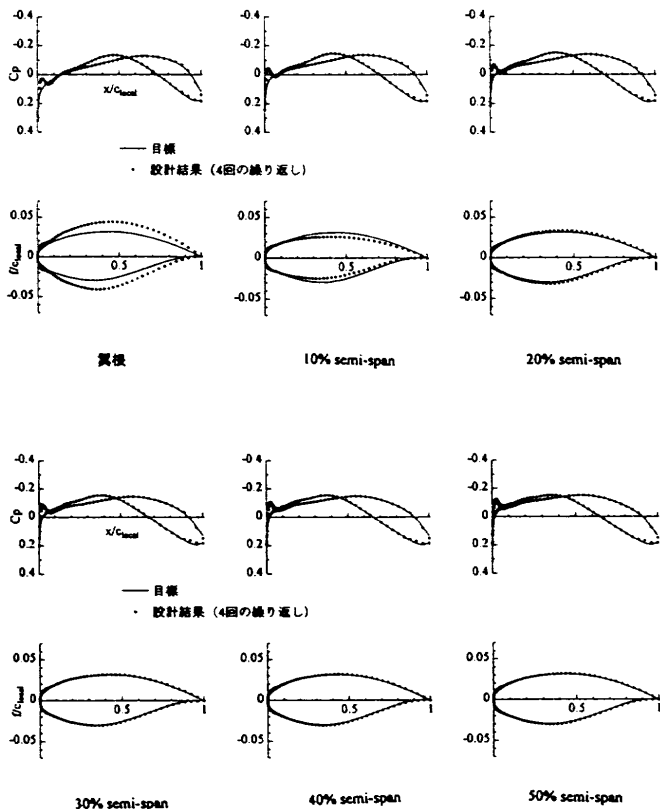


図3(a) 設計結果 (旧来の方法) その1

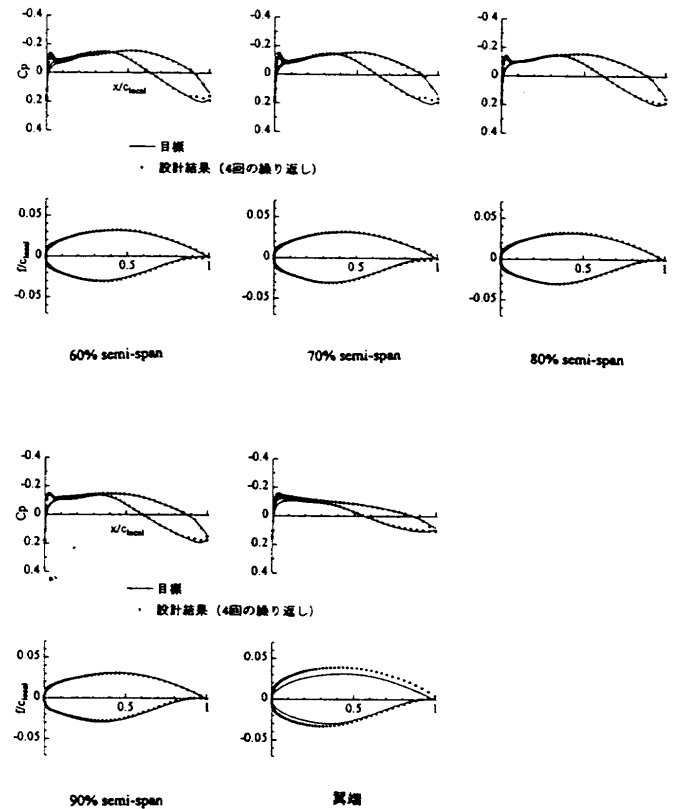


図3(b) 設計結果 (旧来の方法) その2

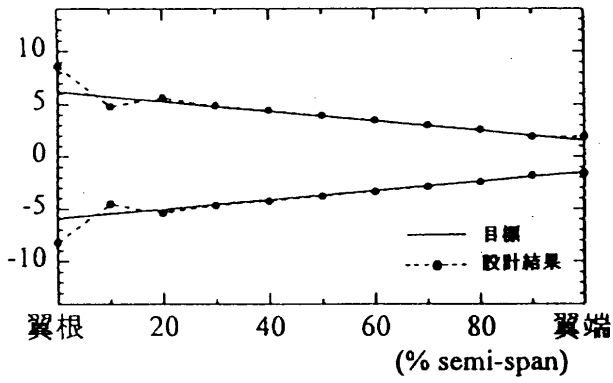
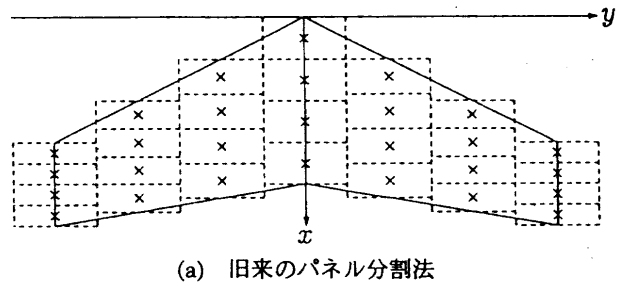
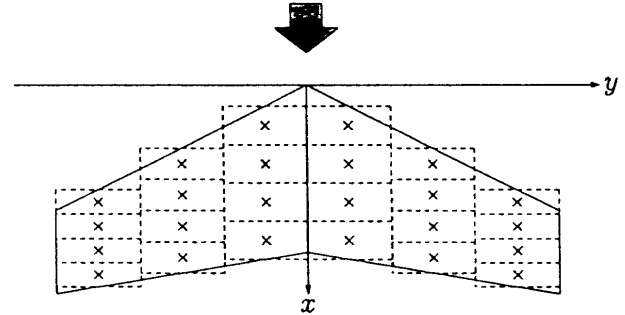


図4 翼の38位置の正面図 (旧来の方法)



(a) 旧来のパネル分割法



(b) 新しいパネル分割法

図5 翼面のパネル分割法の変更

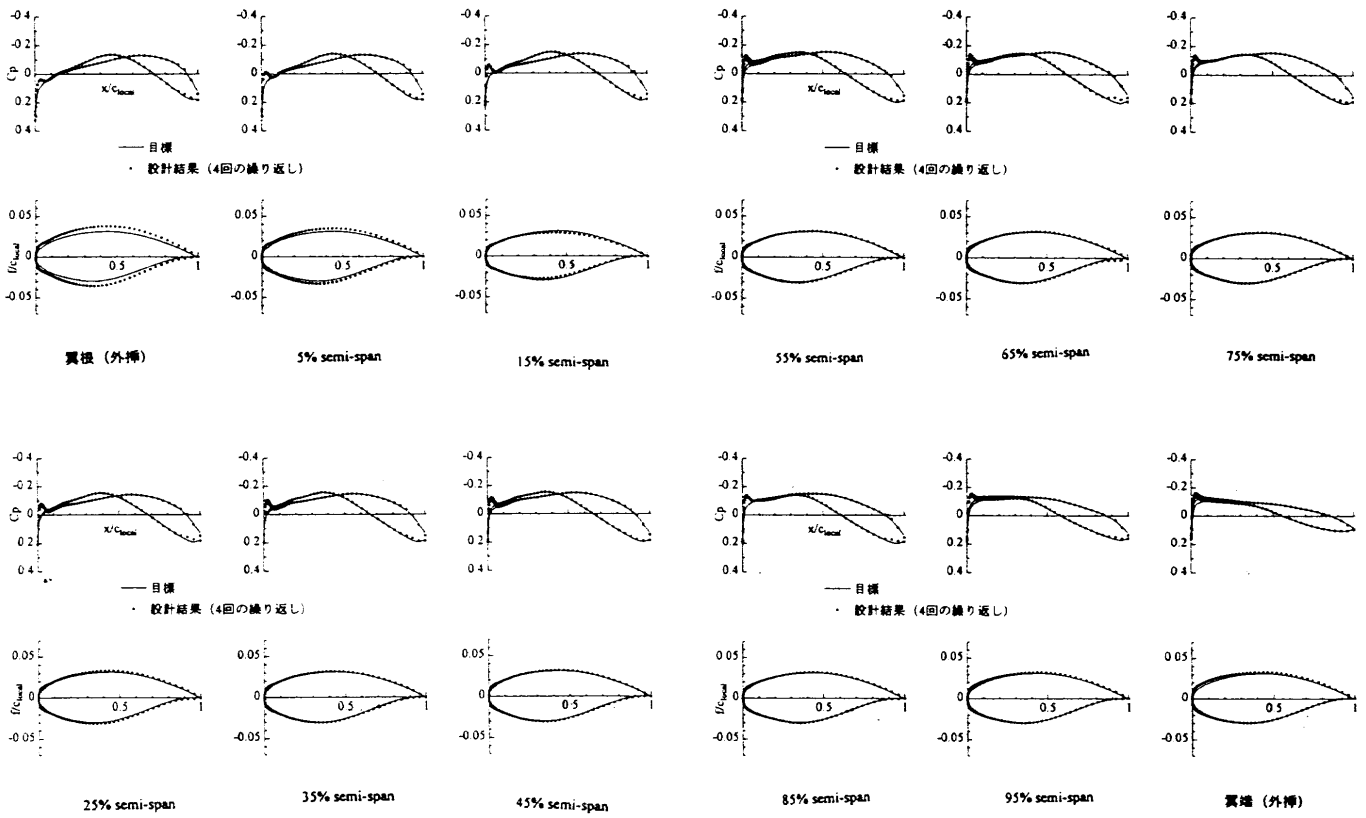


図6(a) 設計結果 (β° 初変更) その1

図6(b) 設計結果 (β° 初変更) その2

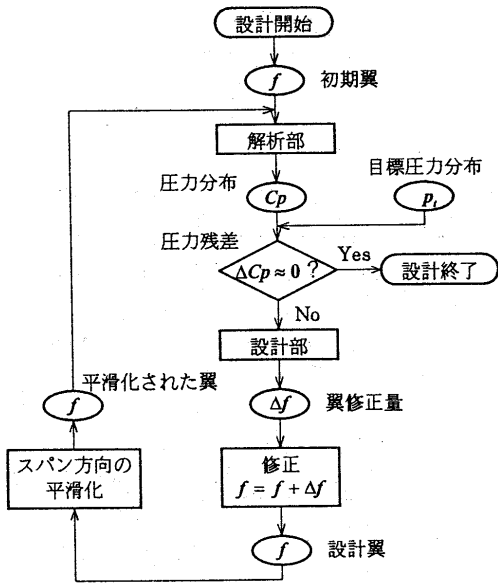


図7 平滑化ルーチンを加えた設計手順

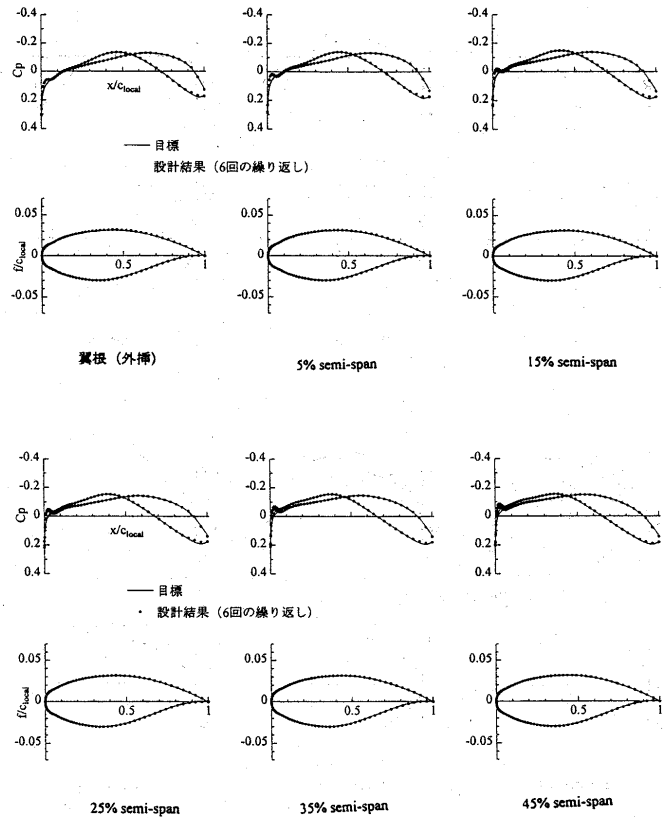


図8(a) 設計結果 (1°初変更+スムージング) その1

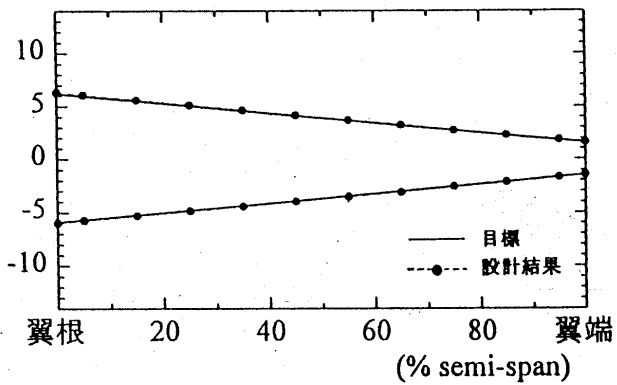


図9 翼の38位置の正面図 (1°初変更+スムージング)

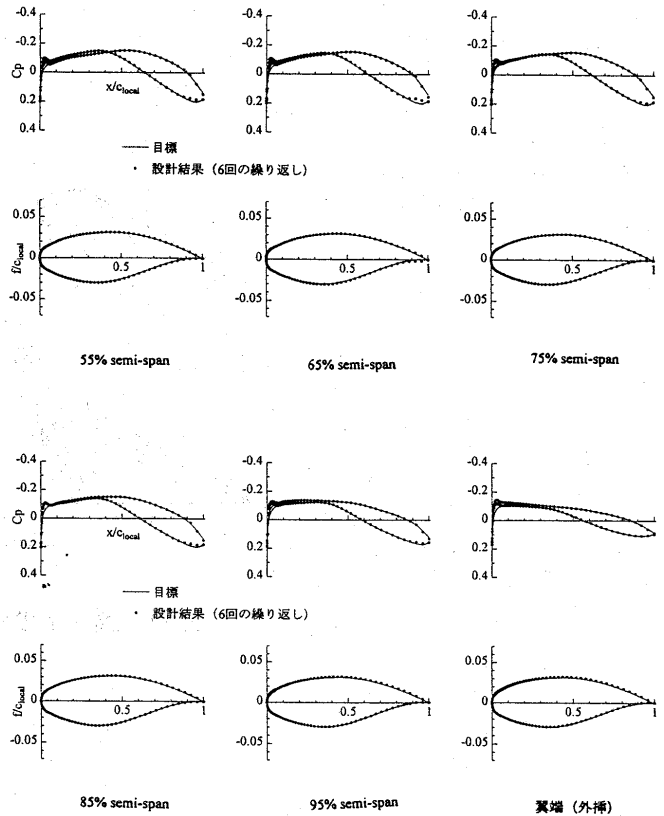


図8(b) 設計結果 (1°初変更+スムージング) その2

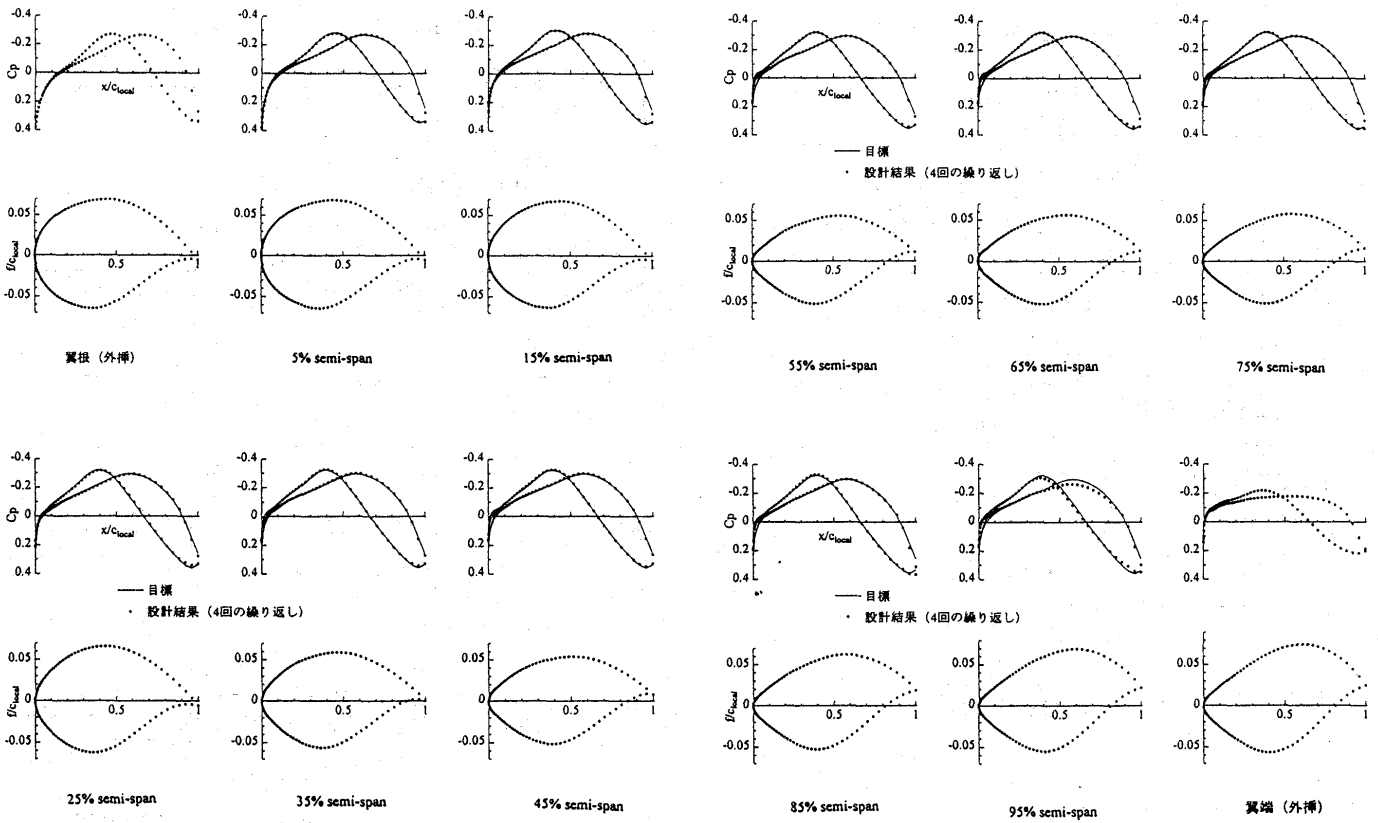


図 10(a) 設計結果 (直線等圧線) その1

図 10(b) 設計結果 (直線等圧線) その2

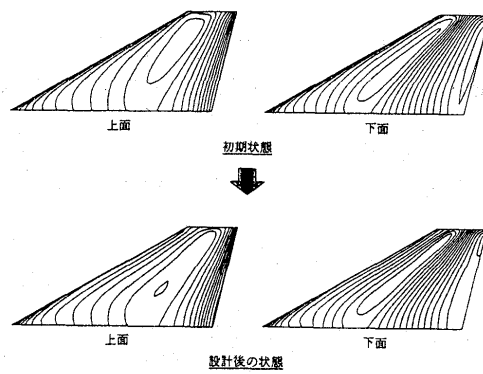


図 11 翼面上の等圧線 (直線等圧線)