

ナセル付き SST 主翼の捻り角最適化

松田 昌三¹⁾、若井 洋¹⁾

An Application of Numerical Optimization to a Wing Twist of SST Wing-Nacelle Configuration

by

Masami MATSUDA¹⁾, Hiroshi WAKAI¹⁾

ABSTRACT

In order to obtain a fundamental configuration in the development of aircraft, characteristics of an initial candidate and various alternative configurations are estimated by CFD and wind tunnel tests. Performance of them are compared and evaluated, and a final configuration which satisfies the demand of performance is decided. These are general process of design. However, it requires a great deal of labor to obtain optimal configurations by parametric study, and this process has a tendency to depend on designer's experience.

Recently, application of optimal design to aerodynamic shapes is carried out all over the world so as to solve these problems. Optimal design is making practicable with the advance of CFD and computational speed, and automatic parametric study makes it possible to reduce the required time of design process.

There is every possibility that nacelles for a practical SST will be hanged below wings. It is important to reduce interference drag among wings, nacelles and a fuselage. The twist angles, the camber and the position of nacelles for main wings are parameters which affect the reduction of interference drag. However, in order to simplify the computation process, twist angles are selected as design parameters.

In this study, an optimization of twist angles for SST wing-nacelle configuration was carried out so that the drag coefficient was reduced under a constant lift coefficient. For the optimal configuration, the twist of main wings near the position of nacelle installation brought the reduction of the drag coefficient by about 5 counts.

1. はじめに

航空機の開発において基本的な形状を決定するためには、初期候補形状と様々な代替形状の各々の特性を CFD、風試等により推定し、それらの優劣を比較、評価することにより要求性能を満たす最終形状を決定するという設計プロセスが一般的である。しかし、形状変更パラスタにより最適な形状を得るには多大な労力を要し、また、設計者の経験に依存した試行錯誤的なプロセスになることが多い。

これらの問題を解決するために、近年、空力形状への最適化設計の適用が注目され、国内外で積極的な研究がなされている。最適化設計は、CFD、計算機処理速度の進歩に伴い実用化されつつあり、膨大な形状変更パラスタ検討を自動化することにより、最適な形状設計、設計期間の短縮が可能となる。

本稿では、空力形状最適化の一例として、まず、SST 主翼単体形状の主翼捻り角を設計パラメータとし、 C_D 最小 (L/D 最大) を目標とする設計を行なって、最適設計プログラムが有効なツールであることを確認した。そして、ナセル付き SST 主翼形状についても同様の設計を行なった。これらの結果について報告する。

実機 SST の形態としては主翼下にエンジンナセルを搭載する形式が有力と考えられている。このナセル付き形態では主翼-ナセル-胴体間の干渉抵抗を低減することが重要な課題となる。干渉抵抗の低減には、主翼捻り角、キャンバー、ナセル配置が重要なパラメータとなるが、今回は計算簡略化のため捻り角を設計パラメータとする最適化計算

を行なった。

2. 計算方法

今回用いられた最適化設計フローを図 1 に、最適設計プログラムの構成を下表に示す。

表 1 最適設計プログラムの構成

最適解探索ツール	非線型逐次 2 次計画法 (勾配法)
CFD コード	超音速パネル法

3. 最適化その 1(SST 主翼単体形状)

a) 計算条件

主翼単体形状の最適化では以下の条件で計算し、最適設計プログラムの性能確認を行なった。

表 2 計算条件(SST 主翼単体形状)

初期形状	NAL SST ベースライン形状 (図 2 参照)
パネル点数	主翼スパン方向 25 断面 コード方向上面 28 点、下面 28 点
最適目標	C_D 最小 (L/D 最大)
拘束条件	$C_L = 0.10$
設計パラメータ	5 断面の捻り角 $\eta = 0.1, 0.4, 0.5, 0.75, 1.0$ 捻り中心...70%c、後縁下げ...正
設計ポイント	$M = 2.0, C_L = 0.10, \alpha = 1.7\text{deg}$

¹⁾富士重工業(株) 航空宇宙事業本部

b) 結果

主翼単体形状の最適化による C_D 減少効果を図 3 に示す。設計 $C_L=0.1$ で捻りなし形状と比較して、最適化により約 5 カウントの C_D 減少が図られている。ベースライン形状との比較ではほぼ同じ $C_L \sim C_D$ 特性となっており、今回の最適設計プログラムが捻り角最適化に関して有効なツールであることを確認できた。

最適捻り角形状とその形状における C_p 分布をそれぞれ図 4 と図 5 に、ベースライン形状と最適捻り角形状の捻り角分布の比較を図 6 に示す。ベースライン捻り角は内舷から外舷にかけて単調に捻り下げとなっていくのに対し、最適捻り角では全般的には同様の傾向であるが、前縁/後縁キック位置付近で不連続な捻り角分布となっている。しかし、図 3 に示されるようにこの程度の捻り角の差は $C_L \sim C_D$ 特性にほとんど影響を与えていない。

表 3 設計 C_L における C_D 値

形状	C_D 値 (counts)
捻りなし	64.1
ベースライン	58.8
最適捻り角	58.7

4. 最適化その 2(ナセル付き SST 主翼形状)

a) 計算条件

主翼形状の最適化では以下の条件で計算を行なった。

表 4 計算条件 (ナセル付き SST 主翼形状)

初期形状	ナセル付き SST 主翼形状 主翼捻り角は 0deg (図 7 参照)
パネル点数	主翼スパン方向 17 断面 コード方向上面 31 点、下面 31 点
最適目標	C_D 最小 (L/D 最大)
拘束条件	$C_L = 0.12$
設計パラメータ	5 断面の捻り角 $\eta = 0.1, 0.25, 0.5, 0.75, 1.0$ 捻り中心...前縁、後縁下げ...正
設計ポイント	$M = 2.2, C_L = 0.12, \alpha = 3\text{deg}$

b) 結果

図 8 の C_L 、 C_D の収束状況から、確実に設計 C_L を保ちながら C_D が最小化されていくのが分かる。

ナセル付き主翼形態の最適化による C_D 減少効果を図 9 に示す。設計 $C_L=0.12$ で捻りなし形状と比較して、最適化により約 5 カウントの C_D 減少が図られている。

最適形状に関して、初期形状との形状比較を図 10、 C_p 分布の比較を図 11、捻り角分布の比較を図 12 に示す。これらの結果から、最適形状ではナセル取付部付近の主

翼を捻り下げること、翼とナセルの干渉領域における抗力成分を減らしていることが分かる。したがって、ナセル付き SST 主翼に最適設計を適用することは十分有効な手段である。

表 5 設計 C_L における C_D 値

形状	C_D 値 (counts)
捻りなし	74.0
最適捻り角	69.5

4. まとめ

本稿での内容、成果を以下のようにまとめる。

- ・捻り角を設計パラメータとし、 L/D 最大を目的とする最適化を行なった。
- ・SST 主翼単体形状の結果から、今回の最適設計プログラムが捻り角最適化に関して有効なツールであることを確認した。
- ・ナセル付き SST 主翼形状の最適化では、ナセル取付位置付近の主翼を捻り下げ、干渉領域の抗力成分を減らしている。
- ・それにより、約 5 カウントの C_D の減少効果を得た。
- ・ナセル付き SST 主翼に最適設計を適用することが有効であることを確認した。

今後の課題としては以下の項目があげられる。

- ・胴体、ダイバータを含めた実機形状への適用
- ・ナセル配置、主翼キャンバーの最適化
- ・実用的 Euler コードの適用

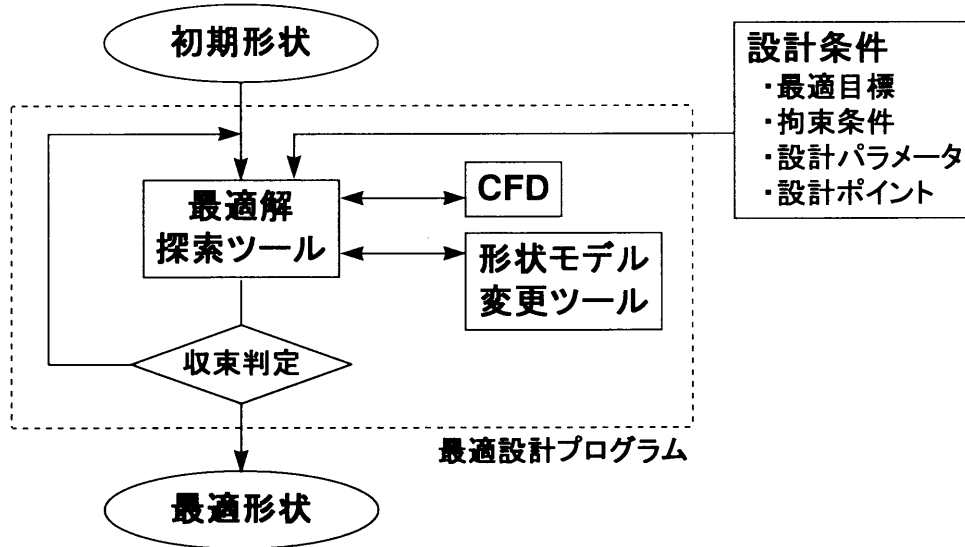


図1 最適化設計フロー

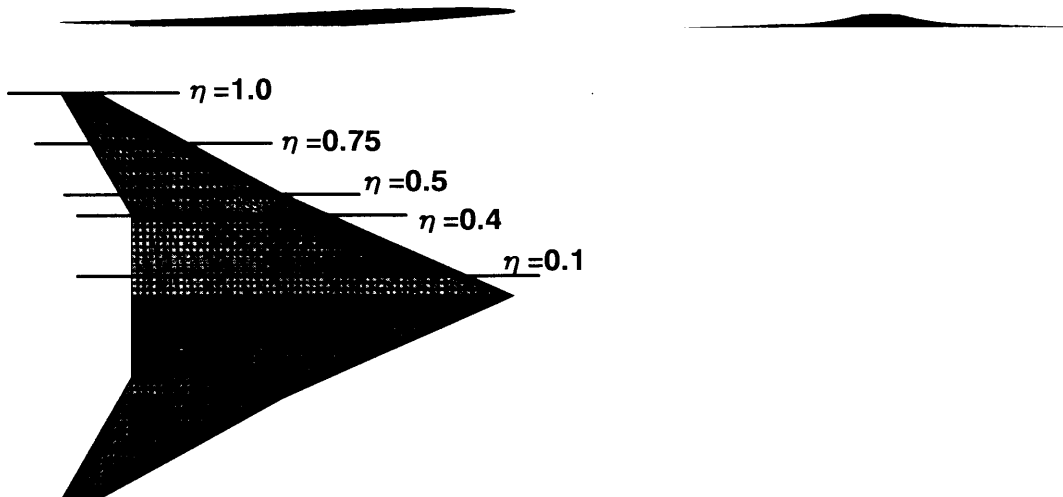


図2 初期形状(主翼単体形状)

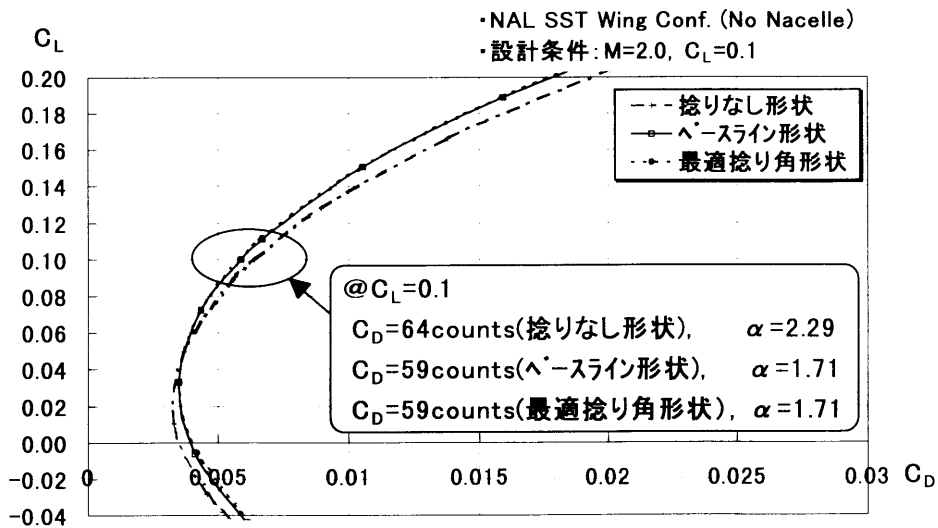


図3 最適化による C_D 減少効果(主翼単体形状)

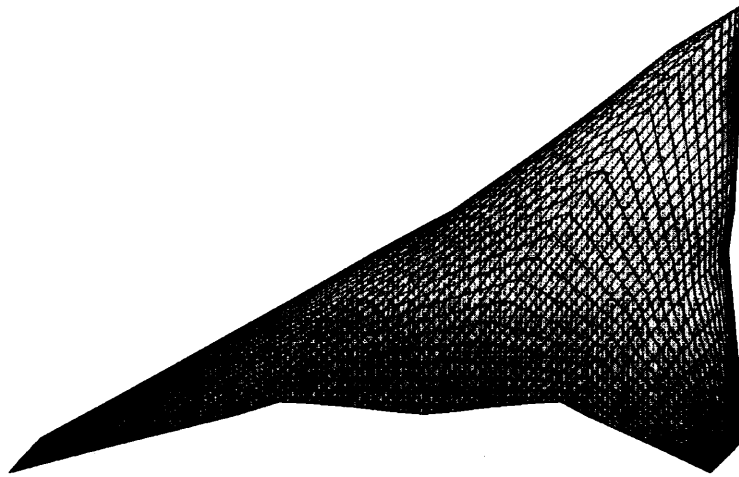


図 4 最適形状(主翼単体形状)

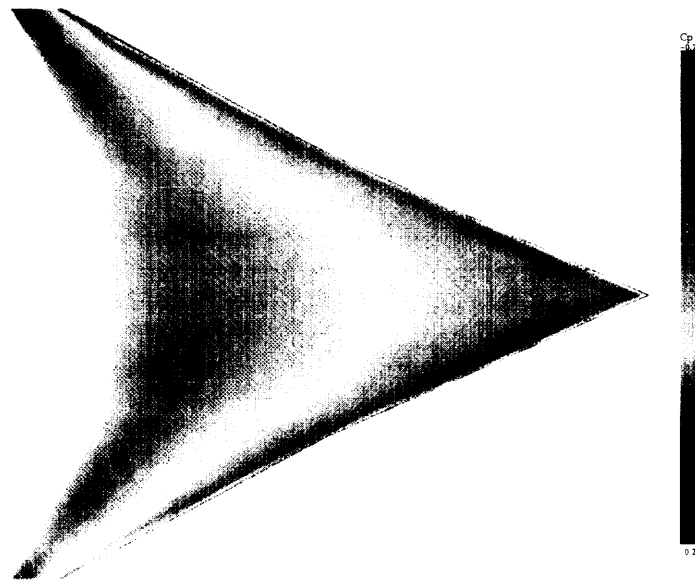


図 5 最適形状の C_p 分布(主翼単体形状)

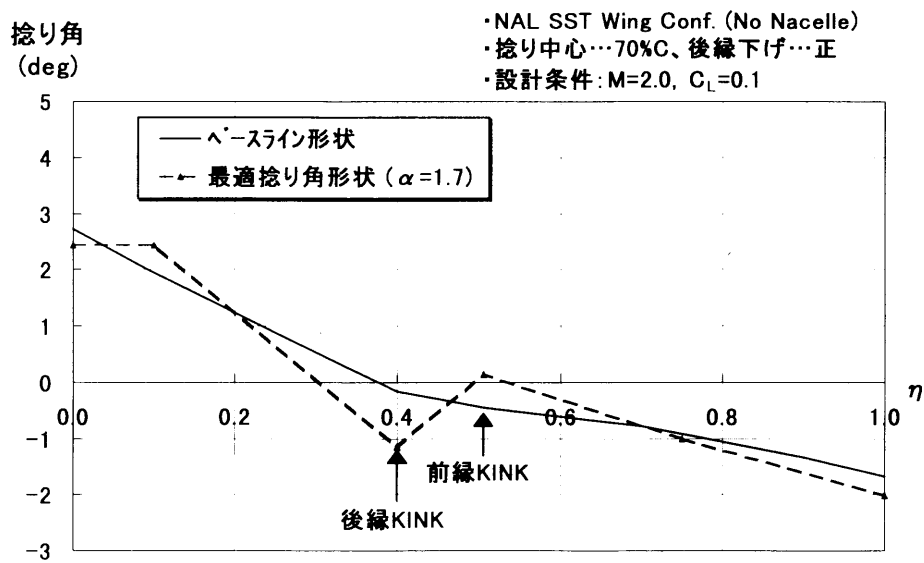


図 6 捻り角分布の比較(主翼単体形状)

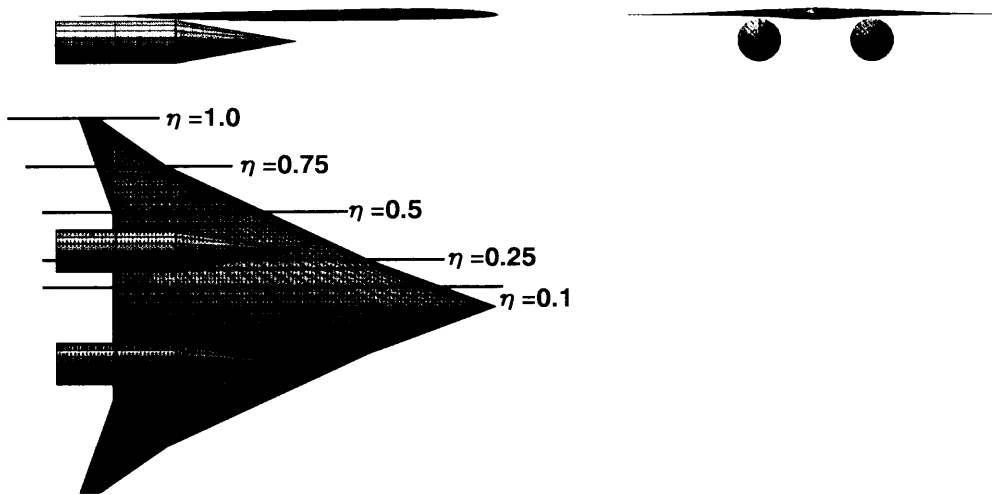


図7 初期形状(ナセル付き主翼形状)

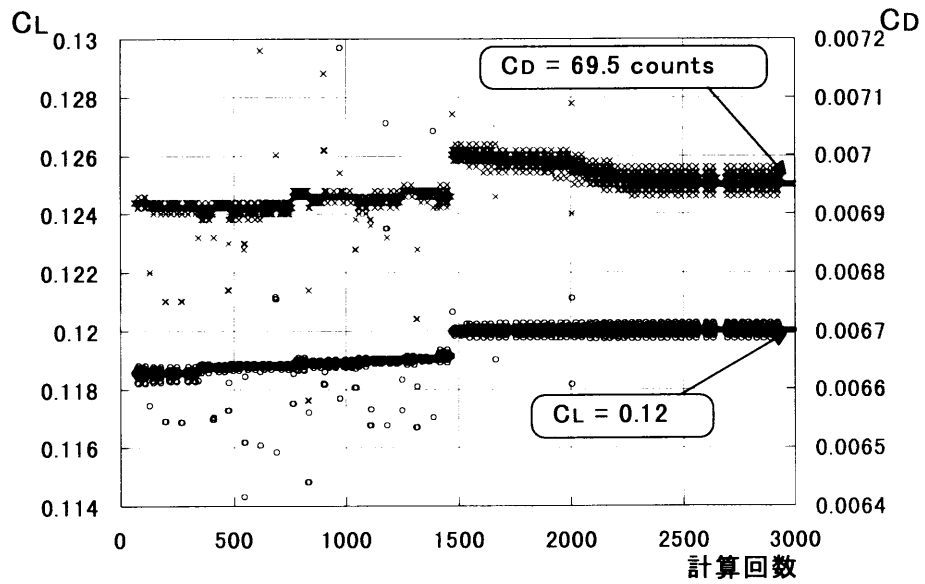


図8 最適化における C_L , C_D の収束状況(ナセル付き主翼形状)

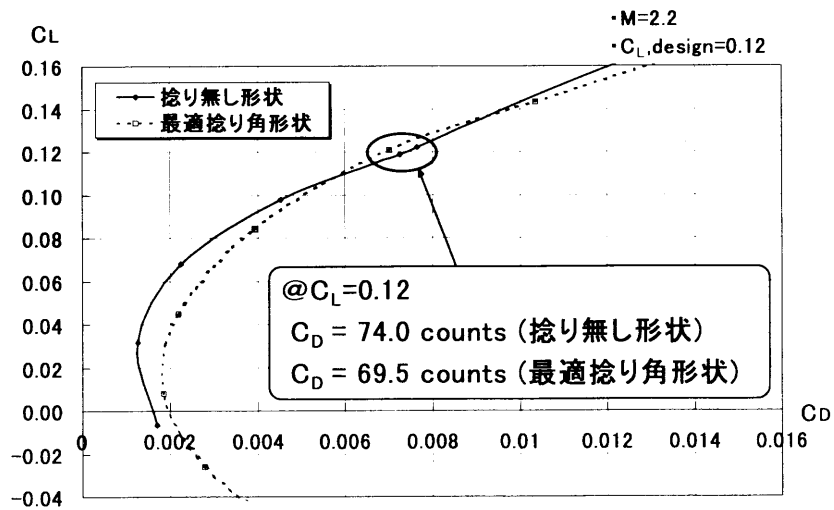
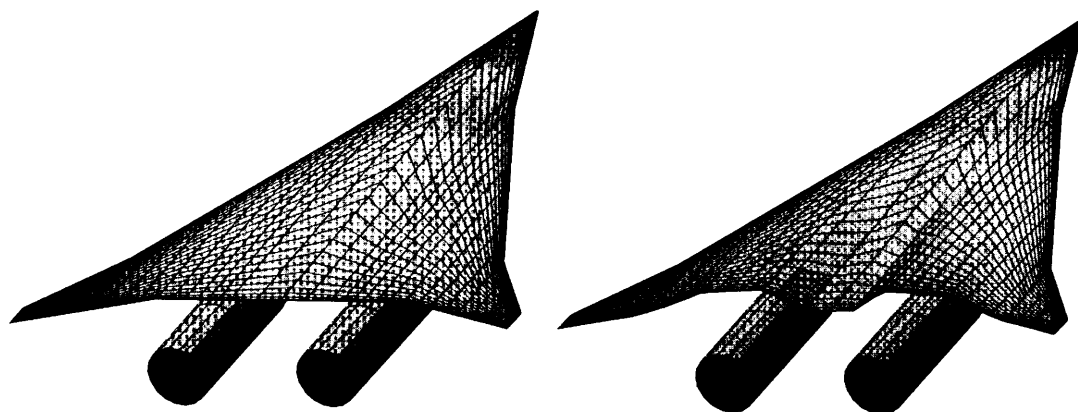


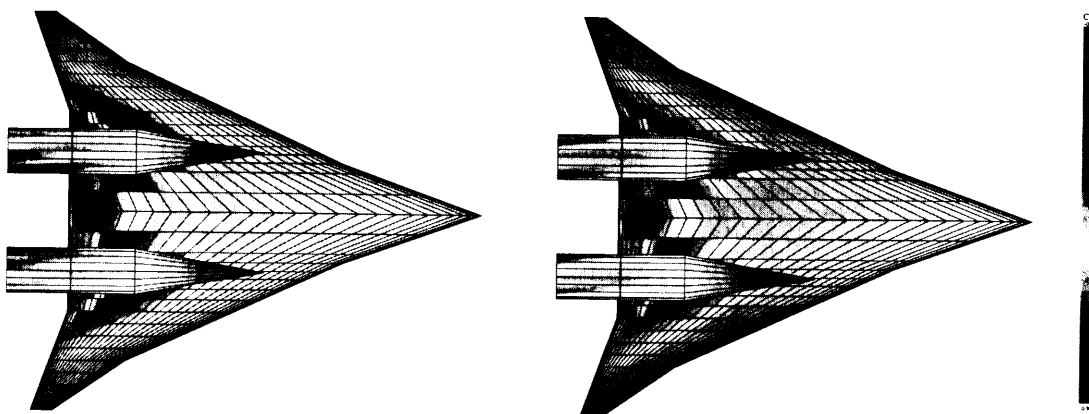
図9 最適化による C_D 減少効果(ナセル付き主翼形状)



初期形状

最適形状

図 10 形状比較(ナセル付き主翼形状)



初期形状

最適形状

図 11 C_p 分布比較(ナセル付き主翼形状)

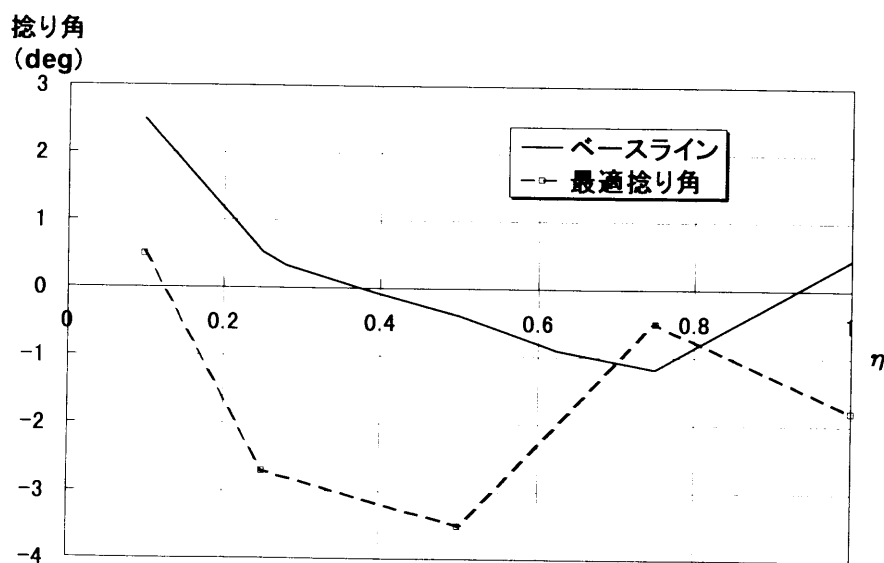


図 12 捻り角分布の比較(ナセル付き主翼形状)