

圧縮揚力による超音速デルタ翼の揚抗比増加に関する数値解析

金森正史 (東大院), 今村宰, 鈴木宏二郎 (東大新領域)

Numerical Analysis on L/D Augmentation of Supersonic Delta Wing by Using Compression Lift

by

Masashi Kanamori, Osamu Imamura and Kojiro Suzuki

Abstract

We numerically analyze supersonic flows around a delta wing with bent wing tip. The results show that the lift and drag forces decrease with the increase in the bending angle. But the local augmentation is observed around the hinge line of bending in the spanwise distribution. On the other hand, the lift-to-drag ratio keeps almost the same value independent of the bending angle. This phenomenon is significantly related to the interaction between shock waves generated at the wing root and tip. The mechanism of lift augmentation is explained as the "compression lift" effect due to this shock-shock interaction.

1 緒言

デルタ翼は、前縁剥離渦による強い揚力の発生、高亜音速飛行時の抗力発散の遅延、そして超音速飛行時の前縁の亜音速化など、空力的に非常に優れた翼の平面形状である。特に超音速飛行時における有効性が高く、超音速機に多く採用されている。しかし、アスペクト比が小さいために、その揚抗比を大きくすることが困難である、という欠点も内包している。

オージー翼やダブルデルタ翼では、デルタ翼の特徴を生かしつつその平面形を改良することで、揚抗比の向上に成功している。一方、このような平面形の変更とは異なるアプローチとして、圧縮揚力 (Compression Lift) と呼ばれる衝撃波背後の圧力上昇を利用した方法が提案されている¹⁾。XB-70はこの揚力発生機構を利用した超音速機である。この機体は翼端の折り曲げによって空力特性の改善を図っていると言われていたが、文献⁵⁾では、翼端の折り曲げではなく、むしろ、翼下面に取り付けられたエンジン前方で発生した衝撃波による圧力上昇が、圧縮揚力の要因であると解説されている。しかし、上記は翼端折り曲げ単独での効果を論じたものではなく、その空力特性への影響について定性的かつ定量的に説明されたとは言えない。

そこで本稿は、XB-70を模擬した形状周りの超音速流れについて数値解析を行うことによって、翼端折り曲げの圧縮揚力及び揚抗比への影響について定量的に議論することを目的とする。

2 解析手法

2.1 解析対象

本解析では、主翼部のみを計算対象とした。以後、主翼部のみを取り出した計算対象のモデルを、計算モデルと称する。計算モデルの詳細を図1に示す。計算モデルは実機の形状データ⁵⁾を参考にして設定した。

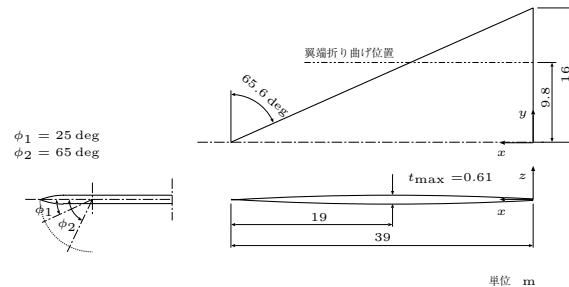


図1 計算モデル 三面図

翼型は、上面が円弧、下面は直線と円弧の組み合わせによって構成されている。翼の折り曲げに関しても、やはり実機と同じ位置での折り曲げを再現している。折り曲げの角度は 0° 、 25° 、 65° の3つの場合について解析を行った。また、対称条件を用いて計算モデルを半分のみで計算を行った。

2.2 格子生成

本モデルにおいて、一般座標として翼弦方向に ξ 、翼幅方向に η 、翼面から離れる方向に ζ を定義している。翼幅方向の断面に対して2次元的に格子を生成し、それを合成して3次元の格子としている。3次元格子の例を図2に示す。格子点数は (ξ, η, ζ) の各方向に対して、それぞれ101点、42点、40点であり、合計約16万5千

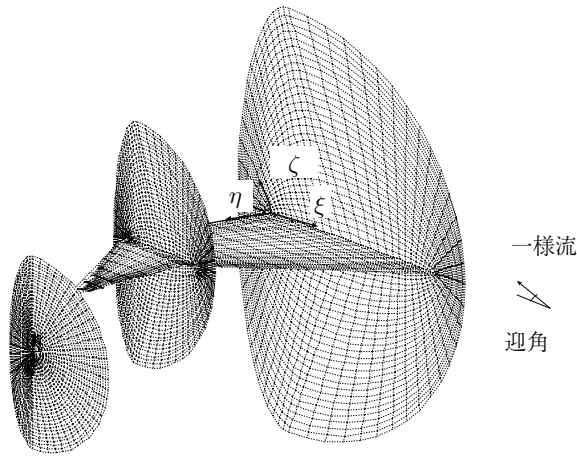


図2 計算モデル周りの3次元格子 (右から $\eta = 2, \eta = 16, \eta = 34$ の断面における格子)

点である。

2.3 解析法

本解析は、比較的薄い3次元形状の物体に対する超音速流れの定常解を得ることを目的としている。すなわち、流れの大半が超音速であり、粘性の影響は物体表面の非常に狭い領域にのみ顕著に現れると考えられる。そのため、今回の計算では粘性を考慮しないEuler方程式を支配方程式として採用した。対流項の計算にYeeのsymmetric TVDスキーム³⁾を、時間積分法にはLU-SGSスキーム⁴⁾を採用した。

2.4 解析パラメータ

一様流のパラメータとして、迎角を0 deg, 2 deg, 3 degの3つを取っている。また、一様流のマッハ数はXB-70の巡航マッハ数と同じ3としている。このマッハ数に対して、解析モデルは超音速前縁となる。しかし、翼端を折り曲げることによって、翼端の一部がマッハ円錐内に入り、亜音速前縁になりうる。

3 解析結果

3.1 空力係数の分布

翼端の折り曲げ角度をパラメータとして、迎角の変化に対する揚力係数、抗力係数及び揚抗比の分布をそれぞれ図3、図4、及び図5に示す。以上の空力係数は以下のように定義した。

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (2)$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3)$$

ここで、添え字 ∞ は一様流の値を表す。また S は代表面積であり、今回はこれを翼の水平面への投影面積として定義した。すなわち、翼端を折り曲げることによって代表面積は変化する。このことが、解析結果の考察で重要な意味を持つ。図4のskin frictionは、平板に対する粘性摩擦抵抗の概算値²⁾である。この概算値を求める際のレイノルズ数は、巡航時を想定して 7.631×10^8 とした。図より明らかなように、粘性摩擦抵抗はいかなる迎角に対しても造波抵抗よりも小さい値を示している。しかし、迎角が小さい場合は揚力に対して粘性摩擦抵抗が大きくなるため、最大で約40%揚抗比は減少すると考えられる。

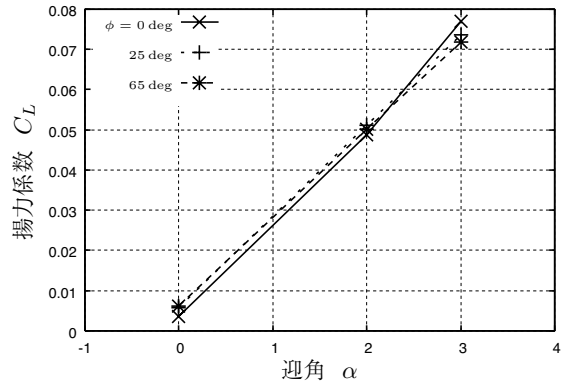


図3 迎角に対する揚力係数の変化

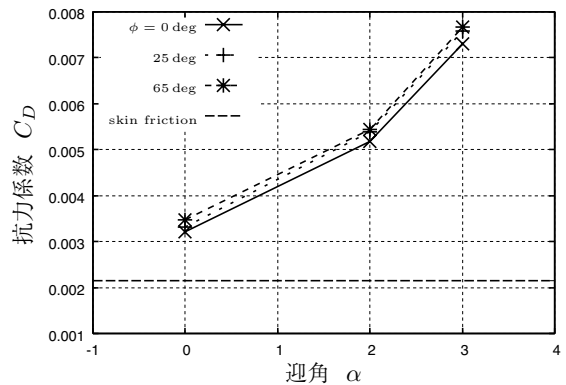


図4 迎角に対する抗力係数の変化

3.2 翼幅方向の空気力分布

翼端の折り曲げ角度をパラメータとして、迎角 $\alpha = 2$ deg の場合の翼幅方向の揚力及び抗力の分布を図6に示す。

3.3 翼端部分のある断面における圧力等高線

65 deg 折り曲げた場合と折り曲げない場合の、翼端部分のある断面における圧力の等高線を図7に示す。図

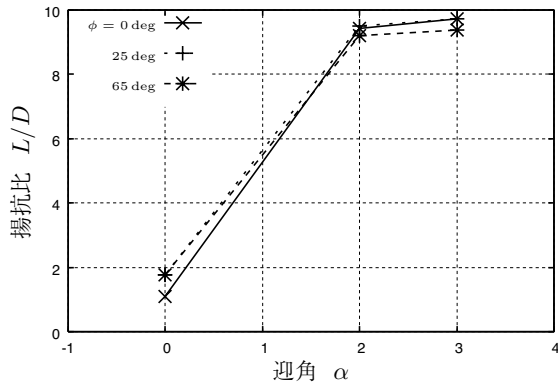


図5 迎角に対する揚抗比の変化

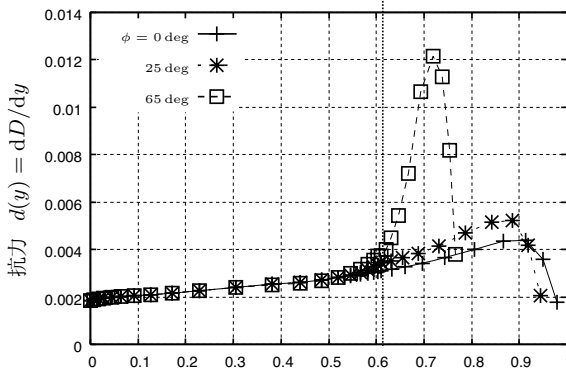
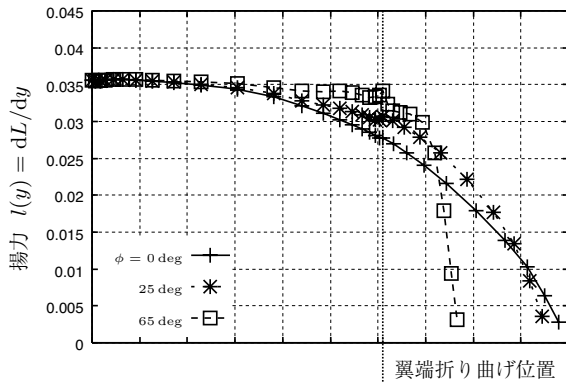


図6 迎角 $\alpha = 2 \text{ deg}$ における翼幅方向に対する揚力及び抗力分布

7(b)を見ると、(a)に比べて翼の厚みが増えてみるように見えるが、これは、図1に示した y 座標に対して垂直な面での等高線を示したためである。実際には、翼端の折り曲げに関わらず厚みは一定となっている。

3.4 翼端部分における翼下面の表面圧力分布

65 deg 折り曲げた場合と折り曲げない場合の、翼端部分における翼下面の表面圧力分布を等高線で表した結果を図8に示す。

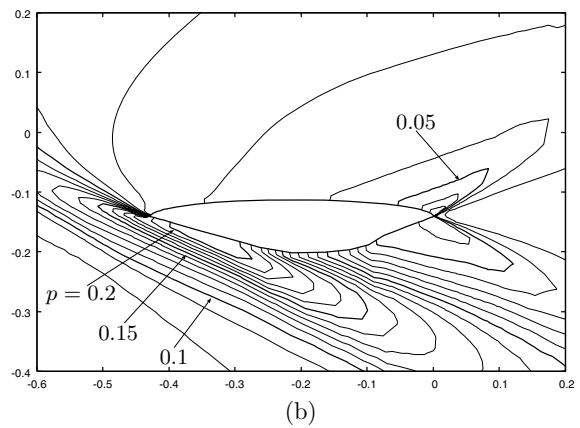
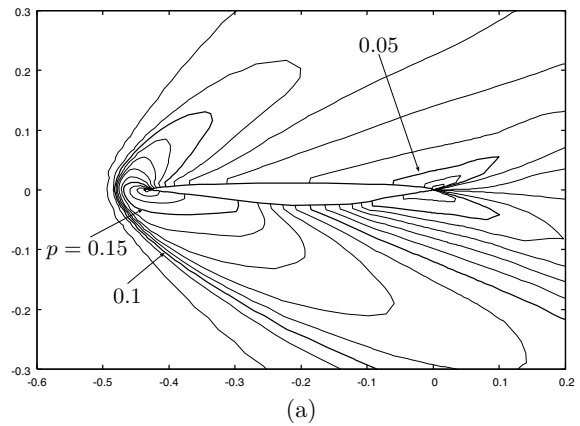


図7 翼端部分のある断面における圧力等高線
(a) 0 deg 折り曲げ, (b) 65 deg 折り曲げ

4 考察

図3、図4及び図5を見ると、翼端折り曲げの有無に関わらず、空力係数はほとんど変化しないということが分かる。ここで、揚力係数及び抗力係数に関しては注意が必要である。これらの空力係数は式(1)及び(2)に示したとおり、折り曲げによって代表面積が異なる。具体的には、折り曲げることによって代表面積は減少することとなり、同じ動圧では、翼端を折り曲げるに従って各種空気力も減少する。しかし、揚抗比は式(3)に示したとおり代表面積に依らない値であるから、折り曲げの有無によって変化しない。以上の議論をまとめると、翼端の折り曲げを行った場合、揚抗比をほぼ同じ値に保ったまま、揚力及び抗力の絶対量を減少させることができると考えられる。これは、たとえば巡航によって燃料が減少し、必要とされる揚力が減少した場合、翼端を曲げることによって最適な揚抗比を保ったまま揚力を変化させることを可能にするなどの応用が考えられる。

以上の議論は翼全体について考察した場合の結果であ

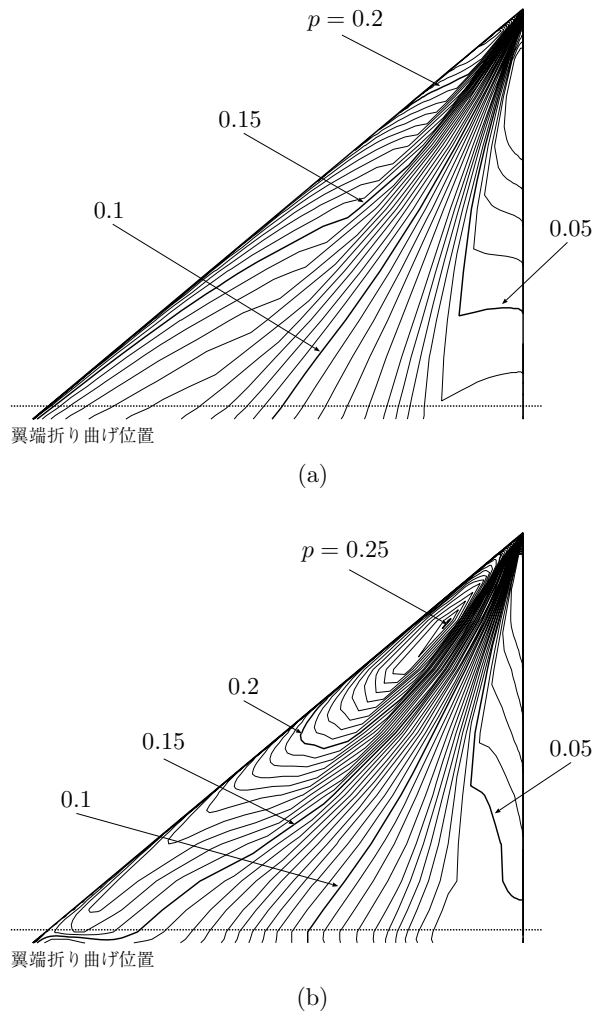


図8 翼端部分における翼下面の表面圧力分布
(a) 0 deg 折り曲げ, (b) 65 deg 折り曲げ

るが、図6により局所的な空気力分布の変化を確認することができる。すなわち、翼端を折り曲げることによって、折り曲げた部分において揚力は増大し、一方折り曲げた翼端部分の全域に渡って抗力が増大していることが分かる。以上の傾向は、折り曲げられた翼端部分より発生した衝撃波と、翼根部より発生した衝撃波とが干渉することによって発生したものと考えることができる。これらの衝撃波の干渉は、局所的な揚力増加を発生させる一方、抗力の増大も招いてしまうといえる。

このように局所的に揚力及び抗力が増大した要因は、図7により次のように説明できる。まず、翼端を折り曲げない場合の圧力等高線(図7(a))を見ると、前縁部分が高圧となっていることが確認できる。これによって前後の圧力差は増大し、その結果大きな抵抗が発生している。一方、翼端を折り曲げた場合(図7(b))には、圧

力の高い領域は前縁から翼下面に沿ってやや中腹部へと移動し、翼端を折り曲げていない場合に比べて圧力が高くなっているということが分かる。以上のような高圧領域の移動の様子は図8からも確認できる。ここで形成された高圧の領域は、前述の通り、翼端を折り曲げることで発生した衝撃波同士の干渉によって生じたものであり、折り曲げない場合に比べて圧力上昇は大きい。その結果、抵抗の増大が生じたと考えられる。この高圧領域は、前縁ではなく翼下面にて発生したということから、前後方向だけでなく上下方向にも圧力差が発生したため、揚力の増大にも寄与したと考えられる。以上のような圧力分布の傾向は、翼端部分のすべての断面で確認された。

最後に、文献⁵⁾でも触れられていた風圧中心の移動について議論を行うため、翼端折り曲げによる風圧中心位置の変化を計算した結果を図9に示す。図9を見ると、65 degの折り曲げによって風圧中心は最大で4% MACほど前方に移動するということが分かる。このように前方に風圧中心が移動したのは、図6に示したように、翼端部での揚力が折り曲げによって急落したためであると考えられる。

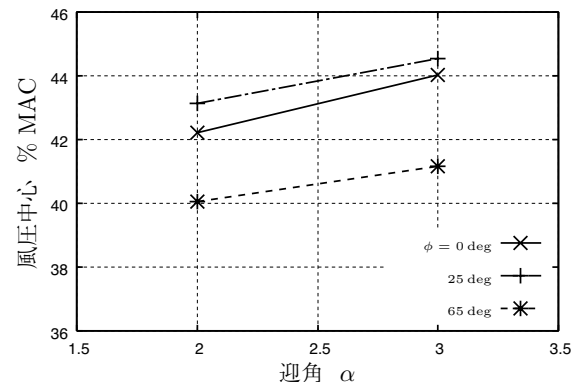


図9 翼端折り曲げによる風圧中心位置の変化

風圧中心に合わせて、空力中心位置の翼端折り曲げによる変化を計算した結果を図10に示す。図10を見ると、風圧中心と同様に、翼端を折り曲げることによって、空力中心が4% MAC程度前方に移動するということが分かる。

デルタ翼は亜音速から超音速になるに従って風圧中心及び空力中心が後方へ移動することが知られているが、超音速飛行時に翼端を折り曲げて各種中心を前方へ移動させることで、亜音速飛行時からの風圧中心の移動量を小さくすることができると考えられる。

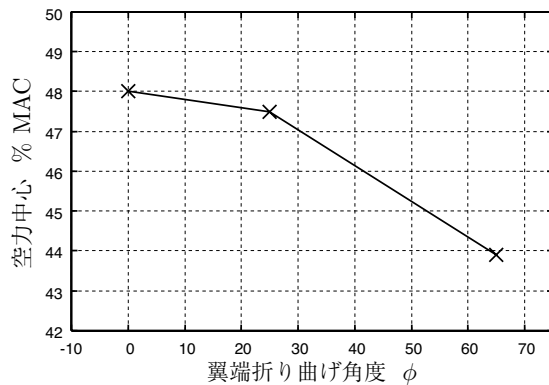


図10 翼端折り曲げによる空力中心位置の変化

5 結言

本研究から、以下のことが判明した。

1. 翼端を折り曲げることによって、翼幅方向に揚力の局所的な増加が見られた。このことから、翼端折り曲げは圧縮揚力への寄与があるといえるが、同様に抗力も増大するため、結果として揚抗比はほとんど変化しなかった。また、翼全体としての揚力及び抗力は減少した。
2. 翼端折り曲げによって、揚抗比を一定に保ったまま、翼全体としての揚力及び抗力を減少させるこ

とができる。これは最適な揚抗比を維持した状態での飛行などへの応用として有用であると考えられる。

3. 翼端の折り曲げによって風圧中心及び空力中心は前方へ移動した。これは、翼端部で発生する揚力が折り曲げによって急落したためであると考えられる。このことは、亜音速から超音速へと加速した際に起こる空力中心や風圧中心の急激な後退を、翼端折り曲げによって緩和できる可能性を示唆している。

参考文献

- 1) A. J. Eggers, Clarence A. Syvertson. Aircraft configurations developing high lift-drag ratios at high supersonic speeds. *NACA RM-A55L05*, 1956.
- 2) Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA, 1989.
- 3) H. Yee. Upwind and symmetric shock-capturing schemes. *NASA TM 89464*, May 1987.
- 4) D. Yoon, S. Kwak. An implicit three-dimensional navier-stokes solver for compressible flow. *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 11, pp. 2635-2659, July 1992.
- 5) 湯沢豊 (編) . XB-70 ヴァルキリー. 世界の傑作機, No. 106. 文林堂, 2004.