

NASA-CRM 翼における遷音速バフエットの非定常数値解析

Unsteady numerical simulation of transonic buffet on NASA-CRM wing

- 小島 良実, 東京農工大学, 東京都小金井市中町 2-24-16, E-mail : 50015643024@st.tuat.ac.jp
橋本 敦, 宇宙航空研究開発機構, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail : hashimoto.atsushi@jaxa.jp
石田 崇, 宇宙航空研究開発機構, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail : tishida@chofu.jaxa.jp
青山 剛史, 宇宙航空研究開発機構, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail : aoyama.takashi@jaxa.jp
亀田 正治, 東京農工大学, 東京都小金井市中町 2-24-16, E-mail : kame@cc.tuat.ac.jp

Yoimi KOJIMA, TUAT, 2-24-16 Naka-machi, Koganei, Tokyo

Atsushi HASHIMOTO, JAXA, 7-44-1 Shindaijihigashi-machi, Chofu, Tokyo

Takashi ISHIDA, JAXA, 7-44-1 Shindaijihigashi-machi, Chofu, Tokyo

Takashi AOYAMA, JAXA, 7-44-1 Shindaijihigashi-machi, Chofu, Tokyo

Masaharu KAMEDA, TUAT, 2-24-16 Naka-machi, Koganei, Tokyo

Shock buffet is an unsteady phenomena which is oscillation of shock wave generated on a lifting side of wing. Understanding of transonic shock buffet over a wing is important problem because the phenomenon give high influence to safety of airplane and stability of flight. In this report, we simulated the transonic buffet over a NASA-CRM wing. In calculation of this report, we used Zonal-DES which is one of the RANS/LES hybrid method. As a result of the calculation, we observed phenomenon which wave-front of shock propagated to spanwise direction. We considered the grid dependency of calculation, it showed the validity of the calculation. And another thing, we calculated 2D airfoil model. As a result, we have found that propagation of wave-front of shock are three dimensional phenomena.

1. はじめに

航空機において広く知られている非定常現象のひとつに、バフエット現象が存在する。この現象は、遷音速域において翼負圧面に発生する衝撃波が激しく振動する現象である。バフエット現象は、振動が継続的に発生する主流マッハ数と迎角の範囲が存在する。この現象は、翼の構造が関係するフラッタとは異なり、流体の不安定性に起因する自励現象である。バフエットが発生した場合、翼負圧面における圧力分布が急激に変動するため、機体の空力に変動が発生し、機体に激しい振動が生じる。このため、バフエット現象は機体の安全性や航空機の安定飛行にとって望ましくない現象である。したがってバフエット現象を理解し、バフエットオンセットの予測を行い、またはオンセットを遅らせることは航空機の安全設計にとって重要な課題である。

2次元翼型におけるバフエットの研究はこれまで数多く行われてきている。代表的な実験としては McDevitt らが行った NACA0012 翼型に対する試験 [1] と、Benoit らが行った RA16SC1 に対する試験 [2] が挙げられる。また、2次元翼に対する CFD 解析もこれまで数多く行われてきた [3-6]。

3次元翼に対する研究は、2次元翼に対する研究よりも少ない。3次元翼に対する実験としては、ONERA で行われた CAT3D モデルに対する実験 [7,8] や JAXA で行われた実験 [9] がある。また、3次元翼に対して数値解析を行った最近の研究として、Brunet らによる研究 [10] や Sartor らによる研究 [11] が挙げられる。しかし、これらの研究は主に平均圧力場やバフエット周波数について論じており、バフエットの3次元挙動については検討されていない。バフエットの3次元挙動についての研究としては、Iovnovich らによる後退角との関係について論じた研究 [12] が挙げられる。しかし、実際の航空機にお

けるバフエットの3次元挙動について分析を行った研究は行われていない。

そこで本研究では、航空機におけるバフエット現象の3次元挙動を解明することを目的として研究を行う。本稿では研究の一環として、5th Drag Prediction Workshop (DPW5) [13] で用いられた航空機模型である NASA-CRM の翼モデルを対象に、RANS/LES ハイブリッド手法を用いた非定常数値解析を行い、現象について考察する。

2. 数値解析手法

2.1 解析対象

解析対象は AIAA の 5th Drag Prediction Workshop (DPW5) [13] で用いられた航空機模型である Common Research Model (CRM, Fig. 1) の主翼モデル (Fig. 2) とした。本研究では空力変形を考慮した形状を用いている。



Fig. 1: NASA-CRM [13]

2.2 数値計算法

数値解析には JAXA が開発を行っている流体解析ソルバーである FaSTAR [14] を用いた。支配方程式には、3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いており、長さ

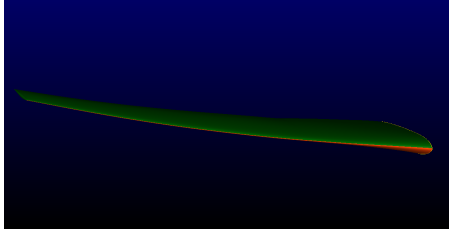


Fig. 2: CRM wing model with aerodynamic deformation

速度の無次元化にはそれぞれ CRM 翼の平均空力翼弦長 (MAC 長) c と主流の音速を用いている。離散化手法には、セル中心有限体積法を用いている。非粘性流束の計算には SLAU スキームを用い、GLSQ 法により勾配を計算している。また、勾配制限関数には Hishida のリミッターを用いている。これらの計算法の空間精度は 2 次精度である。時間積分法には LU-SGS 法と Dual time stepping 法を用いて非定常解析を行った。無次元時間刻み幅は、翼モデル上面における主流方向への平均格子幅と予想される音波の最大速度を参考に 0.0025 とした。数値計算の実行に当たっては宇宙航空研究開発機構 (JAXA) スーパーコンピュータ「JSS2」を用いた。

2.3 解析格子

解析に用いた格子は C-O トポロジーのマルチブロック構造格子である。格子の作製には、汎用メッシュジェネレータの Pointwise を用いた。格子の概要図を Fig. 3 に示す。本稿では、解析結果の格子依存性を確かめるために、格子トポロジーが共通で要素密度の異なる 3 種類の格子を作成した。それぞれの格子の概要を Table 1 に示す。Table 1 に示した各格子の壁面第 1 層目の格子間隔は $y^+ \approx 1$ となるように設定した。また、衝撃波面の移動を精度良く捉えるために、翼上面の格子を $0.2c \sim 0.4c$ の範囲に多く配置した。

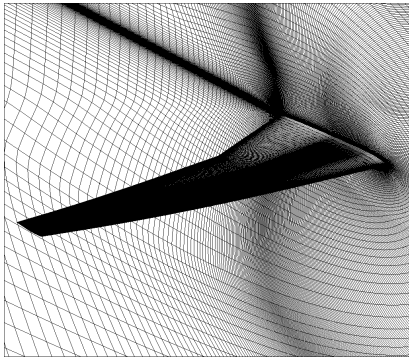


Fig. 3: Schematic view of grid distribution (medium grid)

Table 1: Summary of grid configuration

Type	Cells $\times 10^6$	No. of grid points on wing		
		Spanwise	Streamwise	Nomal
Coarse	11.9	245	119	85
Medium	28.0	351	171	122
Fine	51.3	457	221	151

2.4 乱流モデル

本研究では衝撃波振動の精密な非定常解析を行うために、乱流モデルに RANS/LES ハイブリッド手法の一種である Zonal-DES [5, 10] を用いる。Zonal-DES においては RANS 領域の範囲を壁面距離で指定する必要がある。Deck らの論文 [5] においては、RANS 領域の厚さを RANS 定常解析における付着衝撃波根本付近の境界層厚さにより定義している。しかし、CRM 主翼モデルにおける解析では衝撃波根本付近の境界層厚さはスパン位置により異なる。そのため、本稿の解析においては CRM 主翼モデルの RANS の定常解析結果において、翼スパン方向位置 $\eta = 0.2, 0.5, 0.8$ で衝撃波根本付近の境界層厚さを計測し、その算術平均値である $0.0074042c$ を RANS 領域の厚さとして採用した。ただし、 $\eta = y/(b/2)$ である。 y はスパン方向位置、 b はスパン長である。

2.5 解析条件

本稿における解析の解析条件は Table 2 に示す通りである。

Table 2: Analysis condition

Mach number M_∞	0.85
Angle of attack α	5.0 deg.
Raynolds number Re	2.25×10^6
Thickness of RANS area	$0.0074042c$

3. 解析結果

まず、Medium 格子を用いた場合の解析結果について述べる。Medium 格子を用いて解析を行った際の揚力係数 C_L と抗力係数 C_D の時間履歴を表したグラフを Fig. 4 に示す。Fig. 4 を見ると、 C_L と C_D が激しく変動している。このことは、主翼上面においてバフエットが発生していることを示す。また、Fig. 4 を見ると振動現象が数周期分発生しており、減衰していない。このことから、衝撃波の振動現象は過渡的な現象ではなく、継続的に発生している現象であると言える。

次に、衝撃波面の翼スパン方向への伝播現象について述べる。Fig. 5 は、翼上面における圧力係数の分布を示したコンター図の連続画像である。それぞれの画像にお

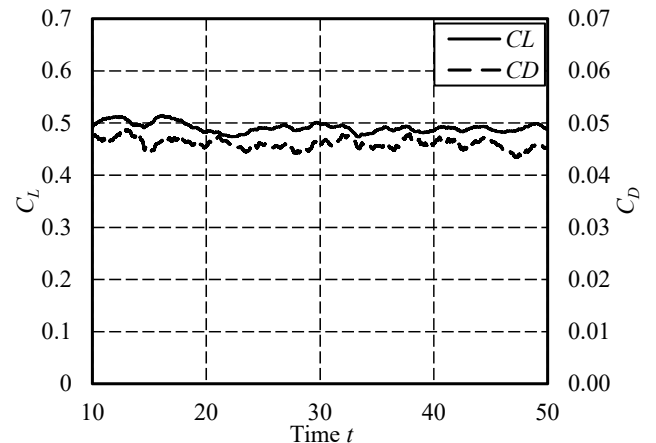
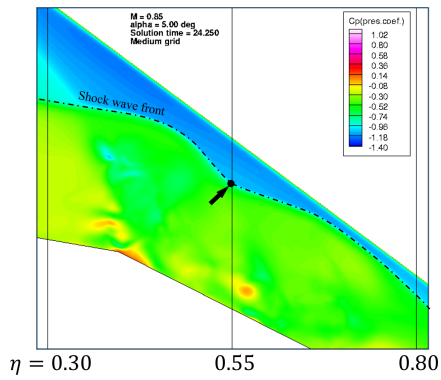
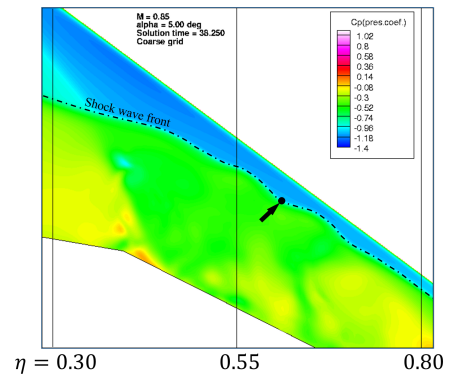


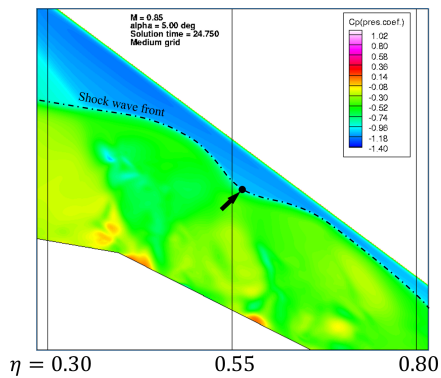
Fig. 4: Time history of C_L and C_D (medium grid)



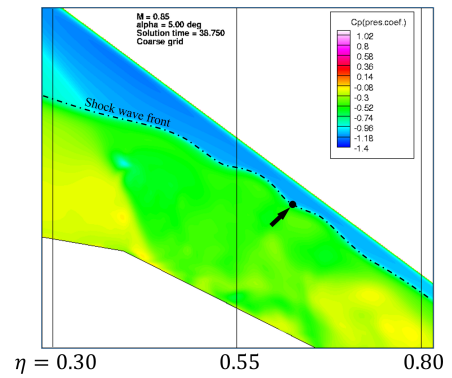
(a) $t = 24.250$



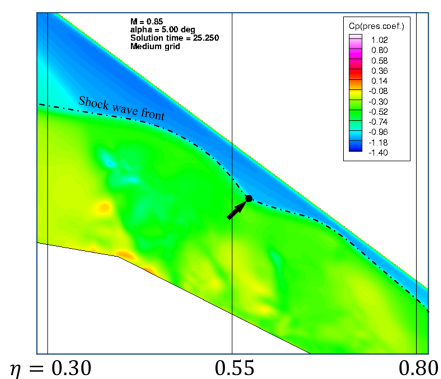
(a) $t = 38.250$



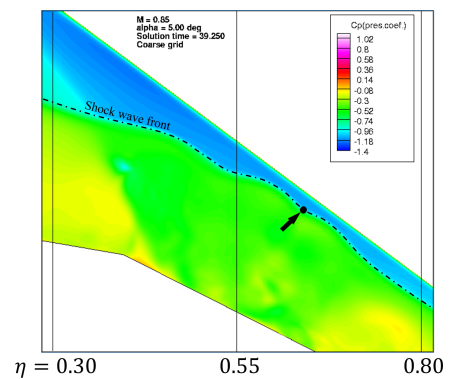
(b) $t = 24.750$



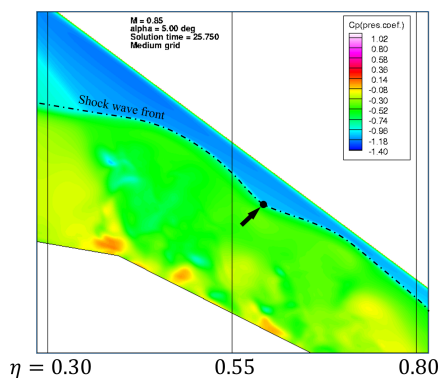
(b) $t = 38.750$



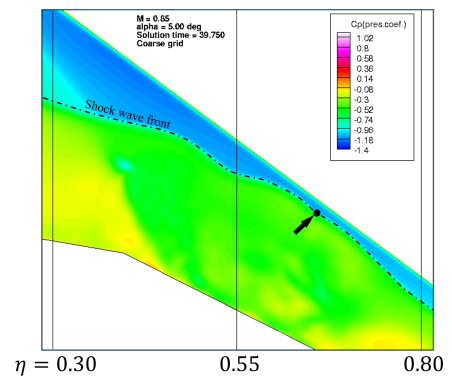
(c) $t = 25.250$



(c) $t = 39.250$



(d) $t = 25.750$



(d) $t = 39.750$

Fig. 5: Successive picture of shock wave moving (medium grid)

Fig. 6: Successive picture of shock wave moving (coarse grid)

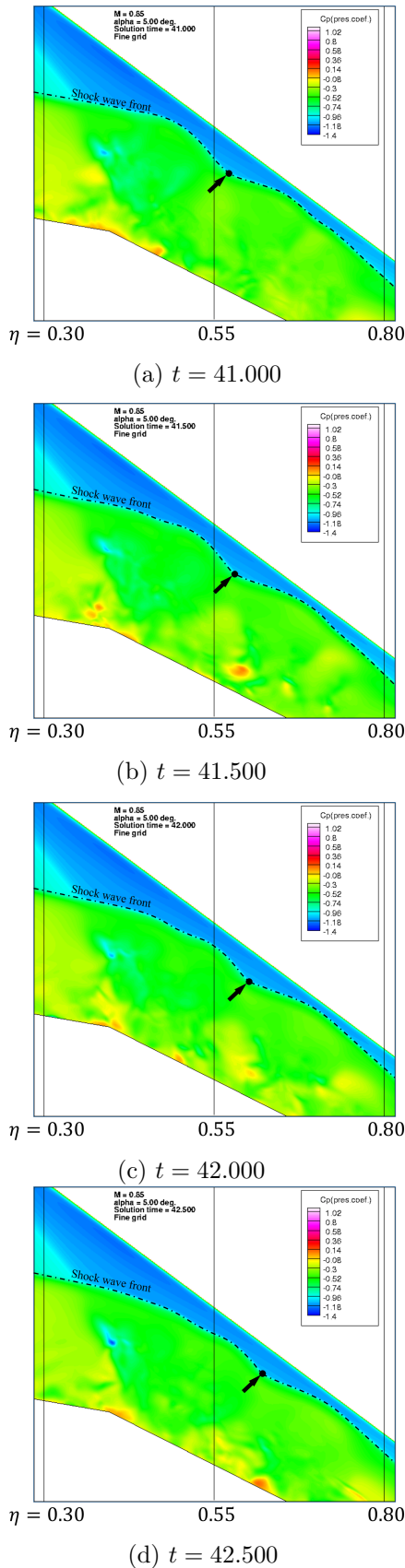


Fig. 7: Successive picture of shock wave moving (fine grid)

いては、衝撃波面を一点鎖線で表している。Fig. 5において波面の谷部分のある頂点に注目し、これを丸印で示す。丸印の時間的な変化を見てみると、衝撃波面が時間の経過と共にスパン方向へ伝播している。同様の現象は、Iovnovich [15] らによっても報告されている。この現象は後述する2次元翼模型の解析においては観察することが出来なかったため、翼の3次元性により生じている現象であると考えられる。

3.1 解析結果の格子依存性の確認

前節で述べた解析結果の妥当性を検証するために、解の格子依存性を確認した。Table 1 で示した Coarse 格子と Fine 格子を用い、Medium 格子と共通の解析方法・条件で解析を行った。

Coarse 格子を用いた場合の解析結果を Fig. 6 に、Fine 格子を用いた場合の解析結果を Fig. 7 に示す。Fig. 6 と Fig. 7 は、Fig. 5 と同様に翼負圧面における圧力係数 C_p の分布の時間変化を表している。また、衝撃波面は一点鎖線で示してある。Fig. 6 と Fig. 7 において、Fig. 5 と同様に衝撃波面の谷部分のある頂点に注目し、丸印で示す。丸印の時間変化を見ると、Medium 格子による解析結果と同様に衝撃波面のスパン方向への伝播が発生している。

Fig. 8 は翼上面の圧力係数の分布の時間平均値を格子別に比較したグラフである。スパン位置 $\eta = 0.2$ 、および時間変化の大きい、スパン位置 $\eta = 0.5$ で比較した。Fig. 8 をみると、格子の違いによる解析結果の変化は小さいことが分かる。以上の結果から、解析格子の違いによる

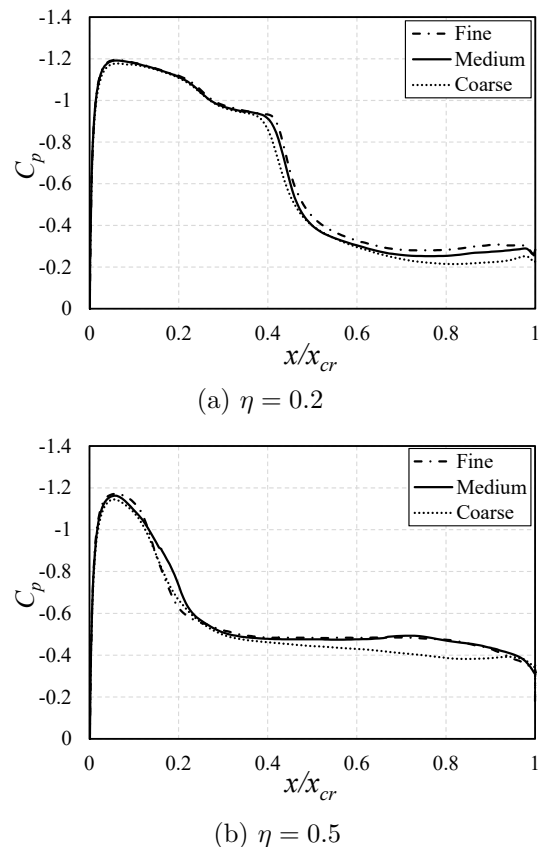


Fig. 8: Comparing time averaged value of C_p on wing

解の変化は小さく、本研究における解析には十分な妥当性があるものと考えられる。

4. 2次元翼モデルの解析

4.1 解析の概要

衝撃波面のスパン方向への伝播が3次元翼に特有の現象であることを調べるために、風洞試験に用いられる2次元翼型モデルの解析を行った。

解析対象は小池らの実験 [16] で用いられた CRM2 次元翼型とした。このモデルの翼型形状は、NASA-CRM 翼のスパン位置 $\eta = 0.65$ における主流方向への切断面を基に作成されている。実際の翼上面における流線を考慮して、後退角 31.5° の面にスパン位置 $\eta = 0.65$ における切断面を投影した形状が小池らの実験における2次元翼型モデルの翼型形状として採用されている。モデルの翼弦長 c_m とスパン方向長さ l_s は、それぞれ $c_m = 200$ mm, $l_s = 450$ mm とされている。ただし、解析モデルのスパン方向長さは実験とは異なっており、3次元的な現象の発生を阻害しないために十分に長くとり $6c_m$ とした。

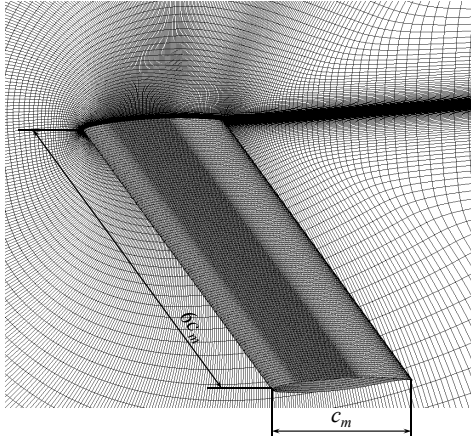


Fig. 9: Schematic view of grid distribution and analysis model of 2D airfoil

解析格子には C 型の構造格子を用いた。翼上面における格子点数は、周方向 × スパン方向 × 翼表面鉛直方向にそれぞれ $171 \times 122 \times 122$ 点である。壁面第 1 層目の格子間隔は $y^+ \approx 1$ となるように設定した。解析モデルと格子の概要図を Fig. 9 に示す。

数値解析法と乱流モデルには、NASA-CRM 主翼部分モデルの解析と共通の方法を用いた。解析条件は、Table 3 に示した通りである。これらのパラメータは、小池らの実験に準拠している [16]。また、解析領域の側面部分の内主流方向に水平な面には滑り壁面境界条件を課している。また Zonal-DES 用の RANS 領域厚さは、RANS

Table 3: Analysis condition of 2D airfoil model

Mach number M_∞	0.74
Angle of attack α	5.79 deg.
Raynolds number Re	5.00×10^6
Thickness of RANS area	$0.01657571c_m$

定常解析の結果における衝撃波根元付近の境界層厚さを測定し、 $0.01657571c_m$ とした。

4.2 解析結果

Fig. 10 に解析結果と小池らによる実験結果 [16] との比較図を示す。解析結果のグラフについては、翼をスパン方向へ 10 等分した位置における圧力係数の時間平均の平均値を示している。Fig. 10 を見てみると、風洞模型と解析モデルの違いや境界条件の影響によると考えられる実験結果と解析結果の差が見られるが、傾向としては実験結果と解析結果は一致していると言える。

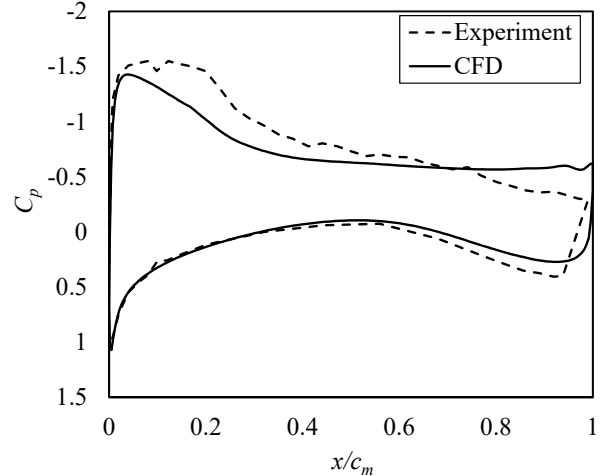


Fig. 10: Distribution of pressure coefficient by CFD(AoA = 5.79 deg.) and experimental data [16] on 2D airfoil model

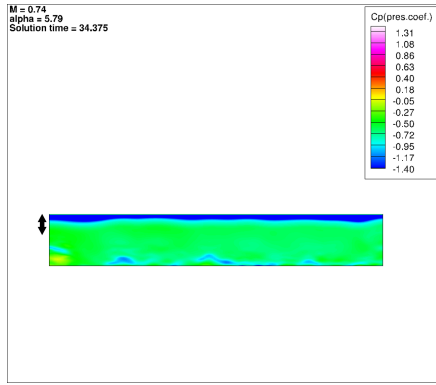
Fig. 11 に 2次元翼モデル負圧面における圧力係数 C_p の分布の時間変化を表した図を示す。2次元翼モデルの解析においては、衝撃波面は翼スパン方向に対して一様ではなかったものの、衝撃波面がスパン方向へ伝播する現象は観察されなかった。Fig. 12 に 3次元翼と 2次元翼におけるバフエットの挙動を表す模式図を示す。3次元翼と 2次元翼の間には、Fig. 12 に示したようなバフエットの挙動の違いが観察された。このことから、衝撃波面がスパン方向へ伝播する現象は、翼の 3次元性に起因するものであると考えられる。

5. まとめ

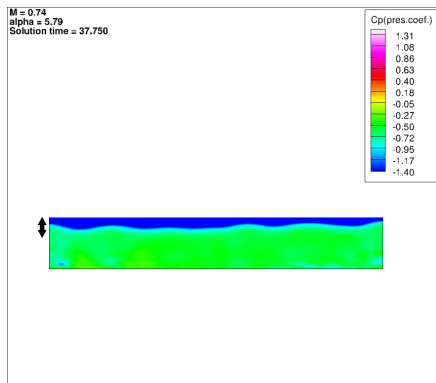
本研究では、遷音速バフエットの 3次元的な挙動を解明することを目的として、遷音速の高迎角流れにおいて NASA-CRM 翼を対象に Zonal-DES による非定常数値解析を行った。その結果、衝撃波面がスパン方向へ伝播する現象を確認した。さらに、解の格子依存性を確認し、解析の妥当性を検証した。

また、2次元翼モデルに対しても同様の解析を行ったところ、2次元翼モデルではスパン方向への伝播現象は確認できなかった。よって、この現象は CRM3 次元翼に特有の現象であると考えられる。

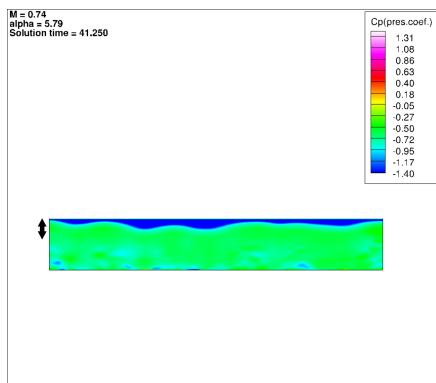
翼に 3次元性をもたらす要素としては、後退角、テーパー角、上・下反角、翼端の存在等が挙げられる。今後は上記の要素の内、支配的な要素を調査していく予定である。



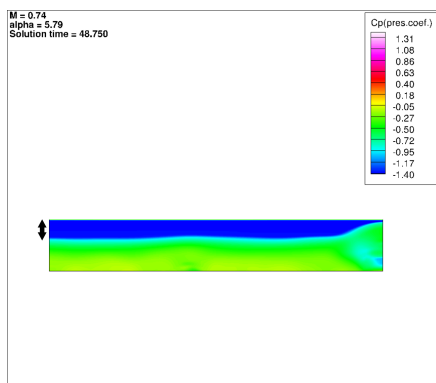
(a) $t = 34.375$



(b) $t = 37.750$

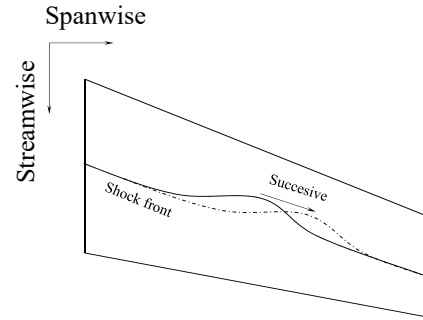


(c) $t = 41.250$

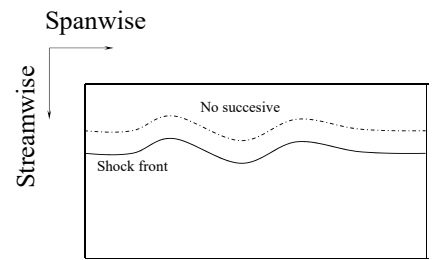


(d) $t = 48.750$

Fig. 11: Successive picture of shock wave moving of 2D air foil



(a) 3D wing



(b) 2D wing

Fig. 12: Pattern of shock wave front moving on 2D and 3D wing

参考文献

- (1) McDevitt, J. B., et al., "Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames high Reynolds Number Facility", *NASA Technical Paper*, **2485**, (1985).
- (2) Benoit B., et al., "Buffeting Prediction for Transport Aircraft Applications Based on Unsteady Pressure Measurements", *AIAA paper*, 87-49073, (1987).
- (3) Goncalves, E., and Houdeville, R., "Turbulence Model and Numerical Scheme Assessment for Buffet Computations", *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, **46(11)**, (2004), pp. 1127-1152.
- (4) Thiery, M., and Coustols, E., "URANS Computations of Shock-Induced Oscillations Over 2-D Rigid Airfoils: Influence of Test Section Geometry", *Flow, Turbulence and Combustion*, **74(4)**, (2005), pp. 331-354.
- (5) Deck S., "Numerical Simulation of Transonic Buffet over a Supercritical Airfoil", *AIAA Journal*, **43(7)**, (2005), pp. 1556-1566.
- (6) Raghunathan, S., Gillan, M. A., Cooper, R. X., Mitchell, R. D., and Cole, J. S., "Shock Oscillations on Biconvex Aerofoils", *Aerospace Science and Technology*, **3(1)**, (1999), pp. 19.

- (7) Caruana D., et al., “Buffeting Active Control in Transonic Flow”, *AIAA paper*, 2003-3667, (2003).
- (8) Molton P., et al., “Control of Buffet Phenomenon on a Transonic Swept Wing”, *AIAA Journal*, **51(4)**, (2013), pp. 761-772.
- (9) Koga S., et al., “Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data in JAXA Wind Tunnel Tests”, *AIAA paper*, 2013-0495, (2013).
- (10) Brunet V., et al., “Zonal-Detached Eddy Simulation of Transonic Buffeting on a Civil Aircraft Type Configuration”, *AIAA paper*, 2008-4152, (2008).
- (11) Sartor, F. and Timme, S., “Delayed Detached-Eddy Simulation of Shock Buffet on Half Wing-Body Configuration”, *15th AIAA Aviation Technology*, (2015).
- (12) Michael Iovnovich and Daniella E. Raveh., “Numerical Study of Shock Buffet on Three-Dimensional Wings”, *AIAA Journal*, **53(2)**, (2015), pp. 449-463.
- (13) Levy D. W., et al., “Summary of Data from the fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop”, *AIAA paper*, 2013-0046, (2013).
- (14) Hashimoto et al., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code ‘FaSTAR’ ”, *AIAA paper*, 2012-1075, (2012).
- (15) Michael Iovnovich and Daniella E. Raveh., “Numerical Study of Shock Buffet on Three-Dimensional Wings”, *AIAA Journal*, **53(2)**, (2008), pp. 449-463.
- (16) 小池ら, “遷音速流れにおける 2 次元翼上ボルテックスジェネレータのバフエット抑制効果” *JSASS-2014-2070*, (2014).