

振動するショック・フリー翼まわりの 非定常遷音速流の数値シミュレーションに与える 乱流モデルの効果について

磯貝 紘二 (九州大学、名誉教授)

Effects of Turbulence Models on the Unsteady Transonic Aerodynamics Around an Oscillating Shock-Free Airfoil

ISOGAI Koji (Kyushu University, Prof. Emeritus)

ABSTRACT

The paper presents the results of numerical simulations of the unsteady transonic flow around an oscillating shock-free airfoil (NLR7301) using the RANS code. The effects of the two turbulence models, namely, the Baldwin & Lomax's algebraic model and the Menter's SST $k-\omega$ model, on the unsteady transonic flows around the shock-free airfoil are examined in detail. It is shown that both the models give the fair agreement with the experimental data of pressure distributions and the lift and pitching moment for the shock-free condition while they give poor agreement with those of the experiment for the off-design condition where the strong shock wave exists on the upper surface of the airfoil.

1. はじめに

良く知られているように、民間輸送機の多くが遷音速領域で巡航飛行する。衝撃波の発生による抵抗発散の可能性のある遷音速領域における飛行を可能にしたのが、抵抗発散の原因である強い衝撃波の発生を極力抑制した所謂超臨界翼(Supercritical wing)あるいはショック・フリー翼型(Shock-free airfoil)の発明である。ところで、遷音速領域は空力弾性の観点からは、フラッターや LCO (Limit Cycle Oscillation) 等の強度上好ましくない不安定現象が起り易い領域として知られ、しかもそれらの現象の予測が極めて困難な領域でもある。また、NASA の Farmer & Hanson の報告¹⁾によれば超臨界翼は遷音速領域で従来使われてきた翼型に較べより深いフラッター速度の落ち込み(Transonic Dip)を生じることが指摘されている。遷音速領域のフラッター現象の予測が困難な理由は翼面上に発生する衝撃波と乱流境界層の相互干渉による非定常空気力の予測が(1970年代以降多くの研究がなされているにもかかわらず)いまだに、理論的な予測精度や信頼性が確立されていないことによる。遷音速における衝撃波と乱流境界層の相互干渉を含めた非定常空気力の予測には、レイノルズ平均ナビエ・ストークス(Reynolds Averaged Navier-Stokes: RANS)方程式を用いた数値シミュレーションが用いられるが、それには時間平均操作によって失われた乱流に基づく応力(レイノルズ応力)を与える所謂乱流モデルが不可欠である。定常空気力のシミュレーションについての乱流モデ

ルの評価は、これまでに多くの研究が成されてきたが、非定常流、特にフラッター現象の予測を行う上で不可欠の振動翼まわりの非定常流特に遷音速流について予測精度や信頼性に与える乱流モデルの評価に関しては、遷音速における実験データが極めて少ないこともあり、筆者が知る限り、以下の2例のみである。

Bohbot & Darracq²⁾は、乱流モデルとして、Baldwin & Lomax (B & L model) の代数モデル³⁾および Spalart & Allmaras の一方程式モデル⁴⁾を用いた RANS コードによる計算と Davis & Malcolm による NACA64A010 翼に対する実験データ⁵⁾ ($M_\infty=0.79$, $\alpha=4\text{deg}$, $Re=1.2\times 10^7$)を比較することにより、両モデルの評価を行っている。また、Liu & Ji⁶⁾は、Wilcox の $k-\omega$ モデル⁷⁾を用いた RANS コードによる計算と Davis & Malcolm の実験データ⁵⁾ ($M_\infty=0.79$, $\alpha=0\text{ deg}$, $Re=1.2\times 10^7$)を比較することにより同モデルの評価を行っている。以上の2例は何れも Davis & Malcolm による NACA64A010 という対称翼に対する実験データで、しかも、無次元振動数 k ($k=b\omega/U$; $b:1/2$ 翼弦長, ω : 翼の円振動数, U : 一様流の流速)がそれぞれ $k=0.204$ および $k=0.202$ のみである。これらの2ケースのみでは、十分な評価を行ったとは云えず、マッハ数や無次元振動数あるいは異なる翼型等に対する広範囲のパラメーターについての評価を行う必要があることは、明らかである。特に飛行条件の変化に対して敏感とされる(振動する)ショック・フリーの翼型に対する乱流モデルの効果についての検証

はまだ行われていない。本報告では、オランダの航空宇宙技術研究所 (NLR) の Tijdeman⁸⁾ が同研究所で開発されたショック・フリーの翼型 NLR7301⁹⁾ について行った実験で得たデータ (後述するように、マッハ数および平均迎角の異なる 3 ケースについて、無次元振動数を種々に変えた実験を行っている) と RANS コードを用いた計算との比較を行うことによって、代表的な乱流モデルである Baldwin & Lomax の代数モデル³⁾ と Menter の SST k- ω モデル¹⁰⁾ の評価を行ったので報告する。

2. 数値計算法

本研究で使用したナビエ・ストークス・コードは筆者が独自に開発した 2 次元の RANS コード¹¹⁾ で、差分スキームとして Beam & Warming の AF (Approximate Factorization) 法¹²⁾ および Yee & Harten の TVD (Total Variation Diminishing) スキーム¹³⁾ を使用している。使用した差分格子は C 型の構造格子で格子数は 280x80 である。文献 11) において、定常計算については標準的な RAE2822 翼に対する圧力分布および乱流境界層の速度分布について実験値¹⁴⁾ との比較を行い、また、非定常計算については、Davis & Malcolm によって振動する NACA64A010 翼に対して得られた実験値について非定常圧力分布を比較することによって、同計算コードは十分信頼できる結果を与えることが示されている。乱流モデルとしては、Baldwin & Lomax のモデルを用いているが、衝撃波はく離が起らない場合には、圧力分布等は実験値と良く一致することが示されている。

3. 計算結果および実験値との比較

本節では、2 節で概要を述べた 2 次元 RANS コードを用いて、ピッチング振動するショック・フリー翼 NLR7301 について、Baldwin & Lomax の代数モデル³⁾ および Menter の SST k- ω モデル¹⁰⁾ を用いた計算を行い、Tijdeman が行った実験データ⁸⁾ と比較することによって、両モデルの評価を行う。Tijdeman は以下に示す 3 ケースについて、40% 翼弦長点まわりに振幅 0.5 度でピッチング振動する NLR7301 翼について、翼上下面の圧力分布 (上下面それぞれについて 20 点) を計測すると共に、計測した圧力分布を積分することによって揚力および 1/4 翼弦長点まわりのピッチング・モーメントを算出している。(以下、 α はピッチ角、 t は無次元時間で $t=T(U/b)$ で定義されている、 T は時間である。)

ケース (1)

$$M_\infty=0.70, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ\text{sinkt}, \text{Re}=2.1 \times 10^6 \\ K=0.024, 0.192$$

ケース (2)

$$M_\infty=0.70, \alpha=3.0^\circ+0.5^\circ\text{sinkt}, \text{Re}=2.1 \times 10^6 \\ K=0.024, 0.144, 0.192$$

ケース (3) (ショック・フリーの条件)

$$M_\infty=0.745, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ\text{sinkt}, \text{Re}=2.2 \times 10^6 \\ K=0.068, 0.136, 0.181$$

Tijdeman の論文では揚力係数 k_θ およびピッチング・モーメント係数 m_θ は複素表示を用いて、それぞれ次のように定義されている (註 1)、すなわち、

$$k_\theta = k'_\theta + ik''_\theta, \quad m_\theta = m'_\theta + im''_\theta \quad (1)$$

ここで、 $i = \sqrt{-1}$ 、 k'_θ および k''_θ はそれぞれ k_θ の実部および虚部であり、 m'_θ および m''_θ はそれぞれ m_θ の実部および虚部である。また、 k_θ および m_θ は通常の (複素表示の) 揚力係数 $\overline{C_{L,\theta}}$ およびピッチング・モーメント係数 $\overline{C_{M,\theta}}$ と次の関係にある、すなわち、

$$k_\theta = \frac{1}{\pi} \overline{C_{L,\theta}}, \quad m_\theta = -\frac{2}{\pi} \overline{C_{M,\theta}} \quad (2)$$

ここで、 $\overline{C_{L,\theta}}$ および $\overline{C_{M,\theta}}$ はそれぞれ単位振動振幅当たりの揚力およびピッチング・モーメント係数 (頭上げ正) である。以下に、紙面の制限により、ケース (1) とケース (3) について計算結果と実験結果の比較を示す。

3.1. ケース (1) に対する計算結果と実験値との比較

図 1 に、 $k=0.192$ に対する振動 1 サイクル間の代表的な四つの位相における翼まわりの等密度線図を、B & L モデルと SST k- ω モデルを比較する形で示している。このケースでは上面の 18% 翼弦長点付近

註 1) Tijdeman の論文では k_θ および m_θ はそれぞれ k_α および m_α と表記されている。

に弱い衝撃波が発生しているが、両モデル間で等密度線図にほとんど差が見られない。

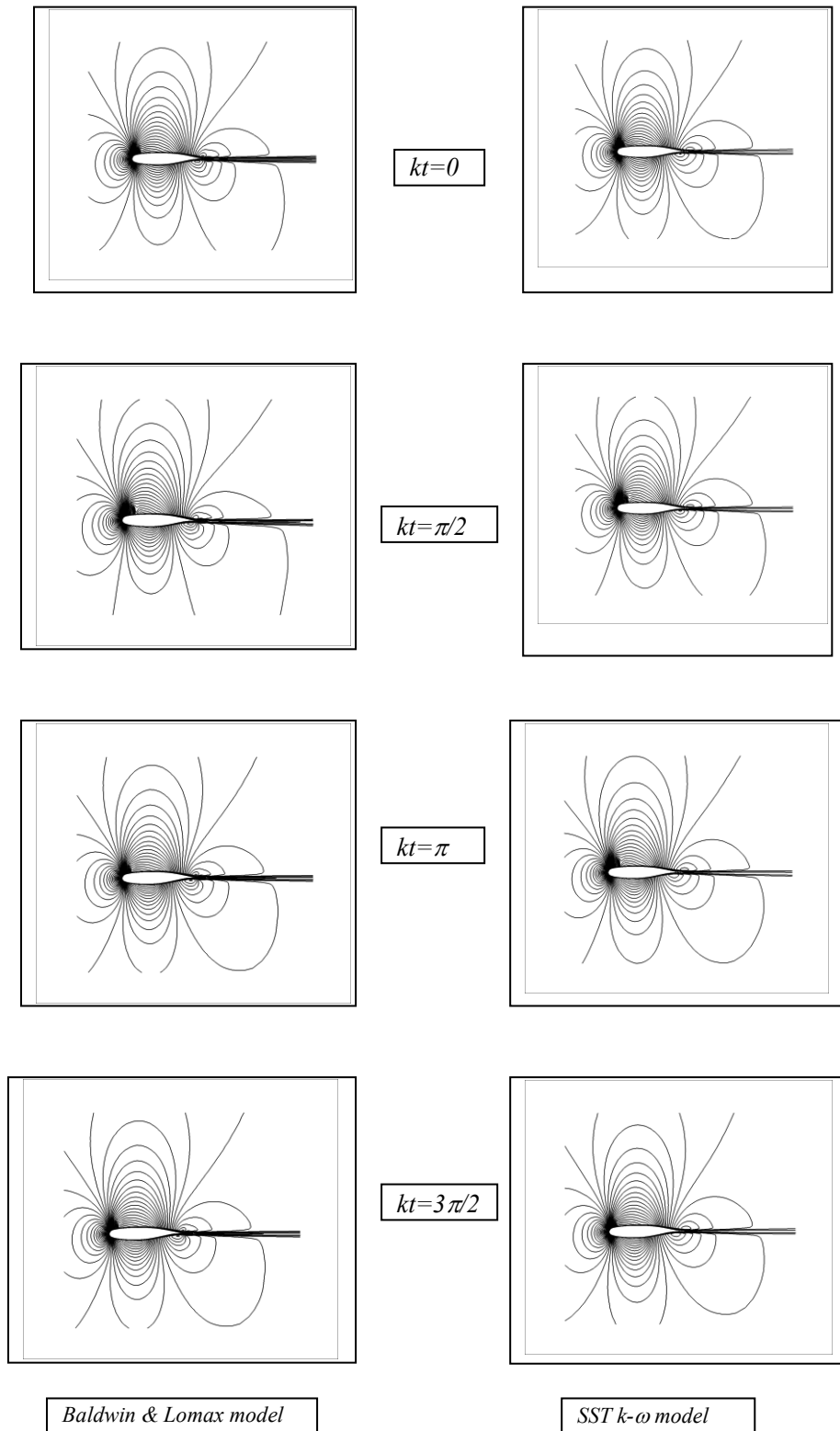


図 1. 40%翼弦長点まわりにピッチング振動する NLR7301 翼まわりの等密度線図 ($Mach=0.70$, $k=0.192$, $\alpha=0.85^\circ+0.5^\circ\sin kt$.)

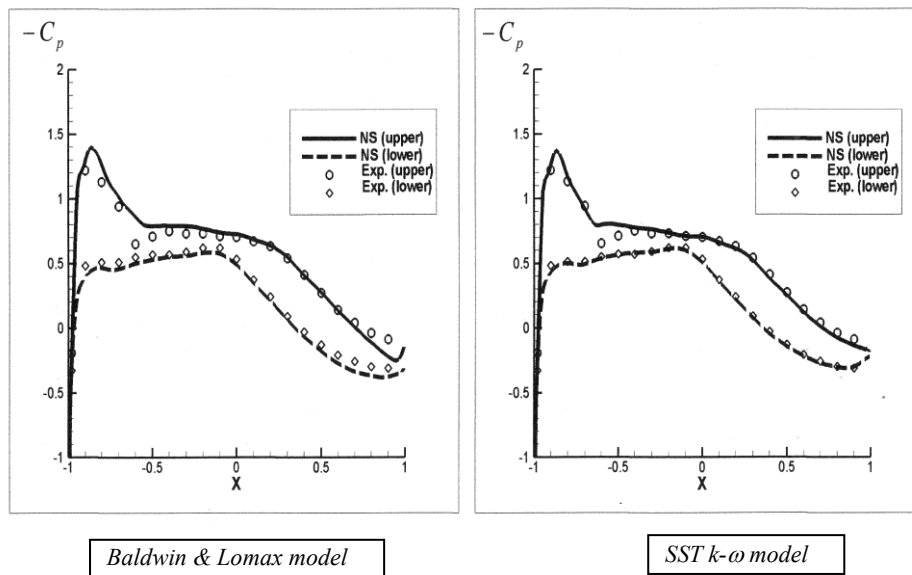


図 2. NLR7301 翼上下面における時間平均圧力分布 ($Mach=0.70, k=0.192, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ sinkt.$)

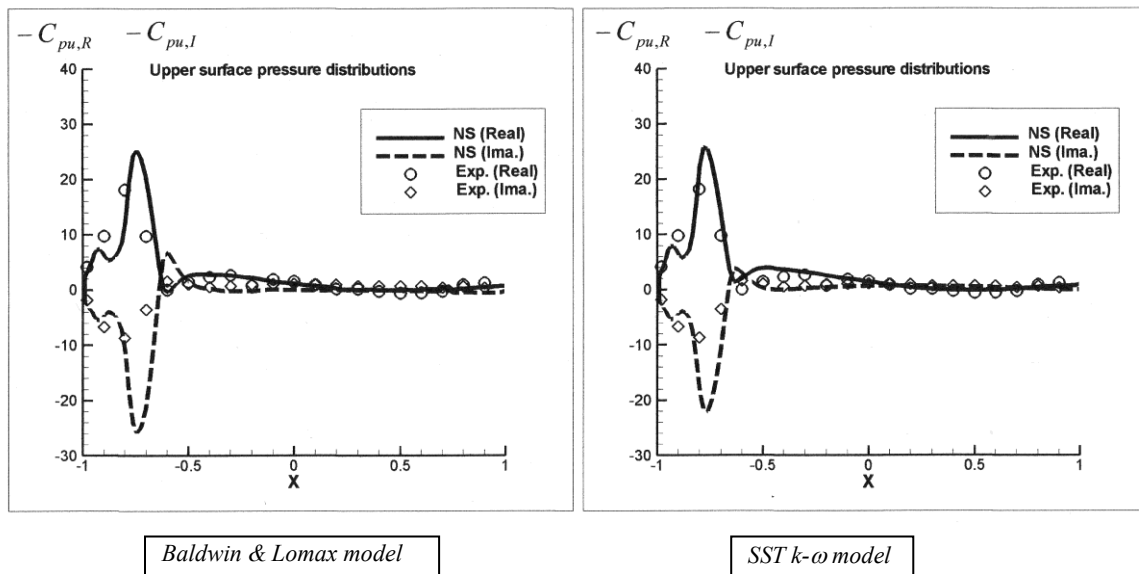


図 3. NLR7301 翼上面における圧力の変動の非定常成分
($Mach=0.70, k=0.192, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ sinkt.$)

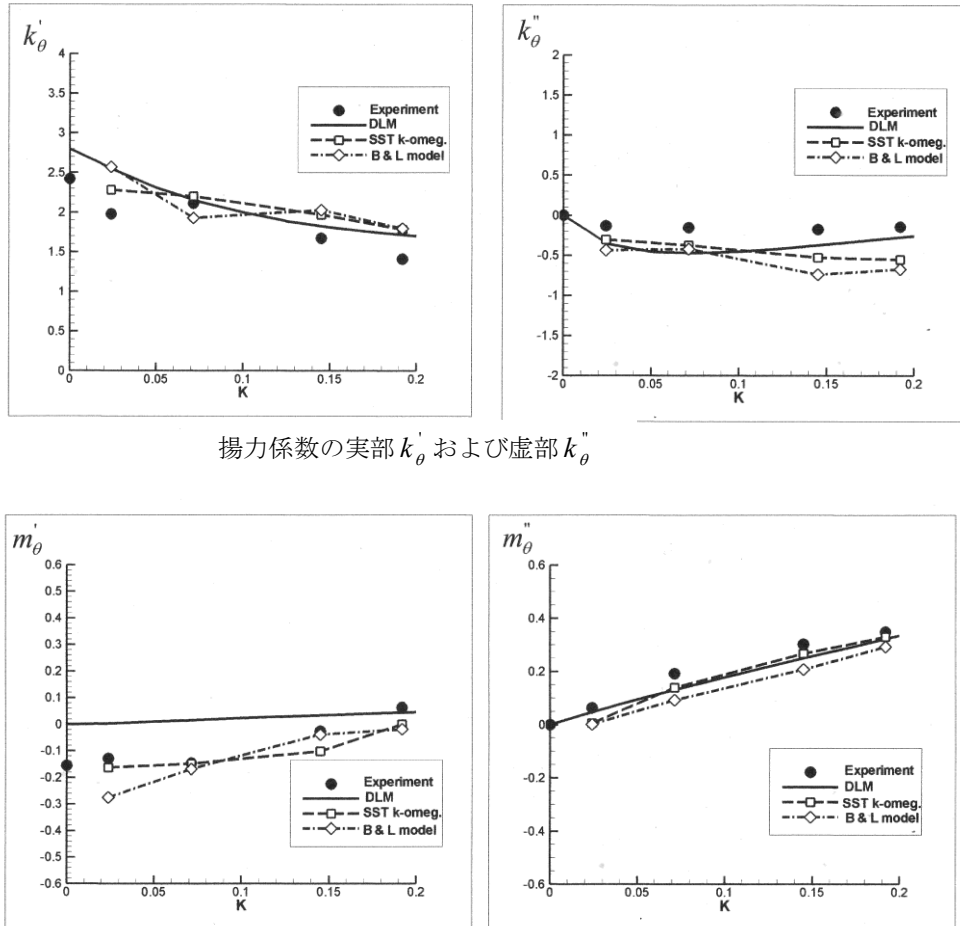
図 2 に、1 サイクル間の時間平均の上面および下面の圧力分布について、それぞれの実験値と両乱流モデルを用いた計算値が比較されている。両乱流モデル共に実験値と満足すべき一致を示している。

図 3 には、翼上面における圧力の非定常成分（単位振動振幅当たりの値で且つ第 1 次高調波成分の実部（変位と同相成分： $-C_{pu,R}$ ）および虚部（変位に

対して位相が 90 度進んだ成分： $-C_{pu,I}$ ）が示されている。衝撃波の振動によって生じた前縁近傍のピーク値について、実部および虚部の計算値は何れも実験値に較べて若干大きめの値を示しているが、両乱流モデルによる計算値の差は極めて小さいと云える。

図 4 には、揚力係数の実部 k'_θ および虚部 k''_θ 、およびピッチング・モーメント係数の実部 m'_θ および虚部 m''_θ の無次元振動数に対する変化を実験値と比較する形で示している。

また、同図には線形ポテンシャル理論 (Doublet Lattice Method: DLM) による計算値も比較のために実線で示している。同図から明らかなように両モデルは、何れも実験値と満足すべき一致を示している。



揚力係数の実部 k'_θ および虚部 k''_θ

ピッチング・モーメント係数の実部 m'_θ および虚部 m''_θ

図 4. 揚力係数およびピッチング・モーメント係数の無次元振動数に対する変化 ($Mach=0.70, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ sink.$)

3.2. ケース (3) (ショック・フリーの条件) に対する計算結果と実験値の比較

図 5 に、 $k=0.136$ に対する振動 1 サイクル間の四つの代表的な位相における等密度線図を、B & L モデルと SST $k-\omega$ モデルを比較する形で示している。このケースでは、翼上面の 60% 翼弦長点付近に比較的弱い衝撃波の存在が認められる。

両モデルでフローパターンに大きな差は認められないが、B & L モデルの方が SST $k-\omega$ モデルより若干強い衝撃波を予測している。

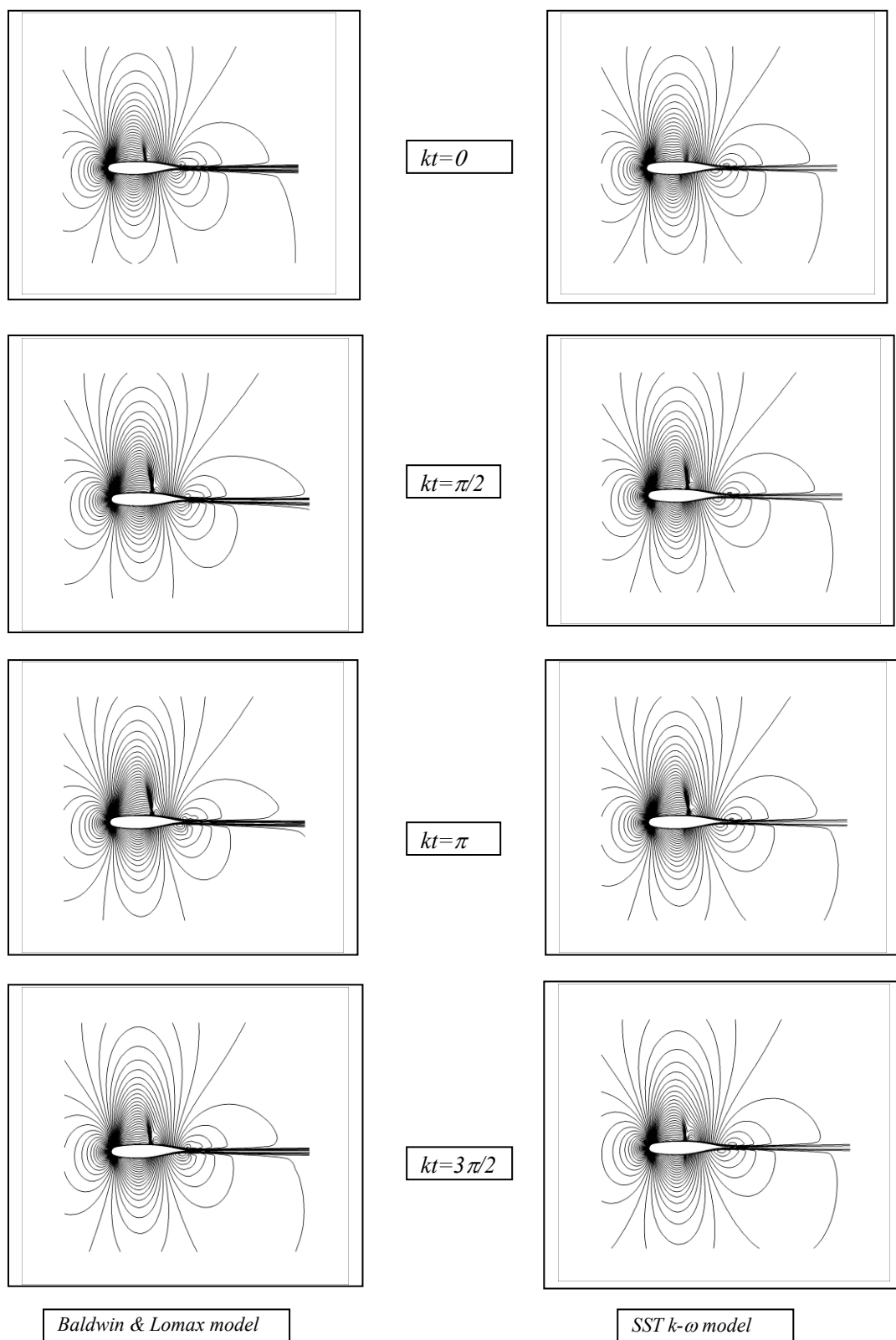


図 5. 40%翼弦長点まわりにピッチング振動する NLR7301 翼まわりの等密度線図
 ($Mach=0.745$, $k=0.136$, $\alpha=0.85^\circ+0.5^\circ\sin kt$.)

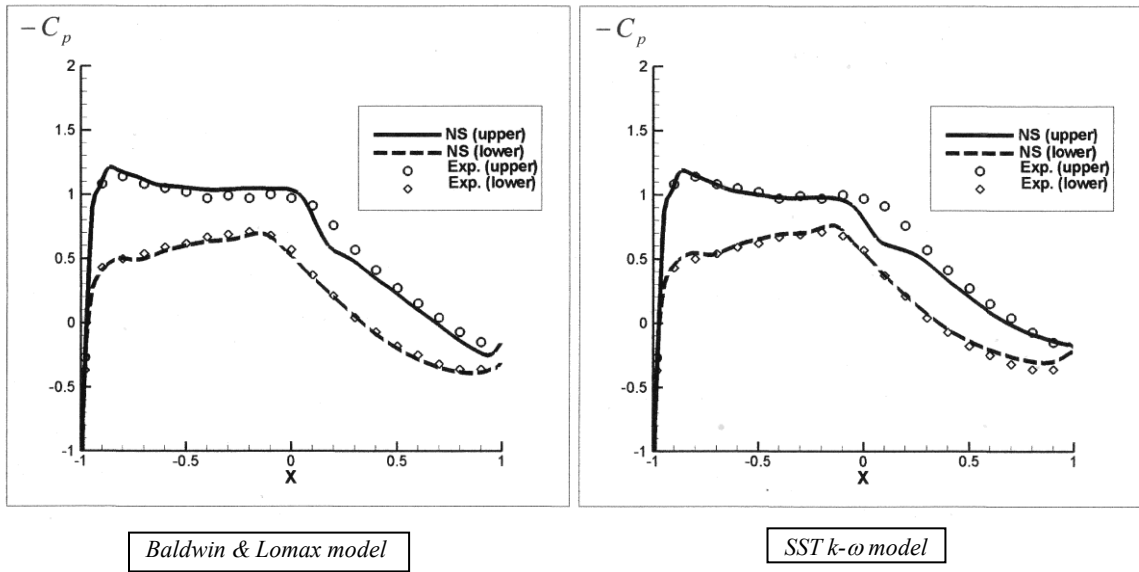


図 6. NLR7301 翼上下面における時間平均圧力分布
($Mach=0.745, k=0.136, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ sinkt.$)

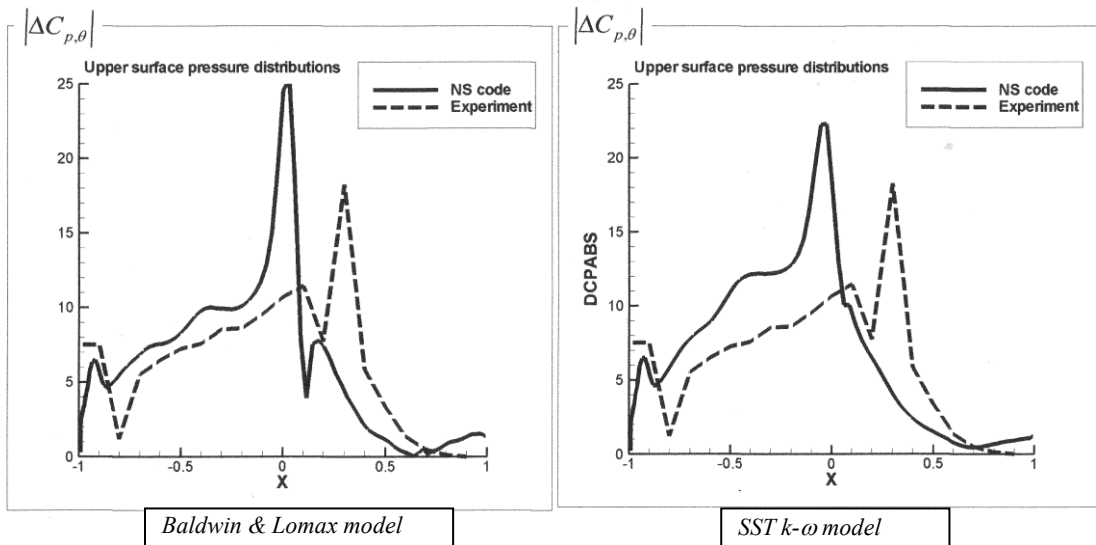


図 7a. NLR7301 翼上面における圧力変動の振幅の絶対値の分布
($Mach=0.745, k=0.136, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ sinkt.$)

図 6 には、1 サイクル間の上下面における時間平均の圧力分布が実験と比較する形で示されている。両乱流モデル共に上面の 50%~60%翼弦長点付近における圧力分布に若干の実験値との不一致が認められるものの一致の程度は良好と云える。

図 7 a, b にそれぞれ翼上面における圧力係数の変動振幅の絶対値 ($|\Delta C_{p,\theta}|$) および変位に対する位相の進み角 (ϕ) の翼弦方向の分布が実験値と比較する形で示されている。

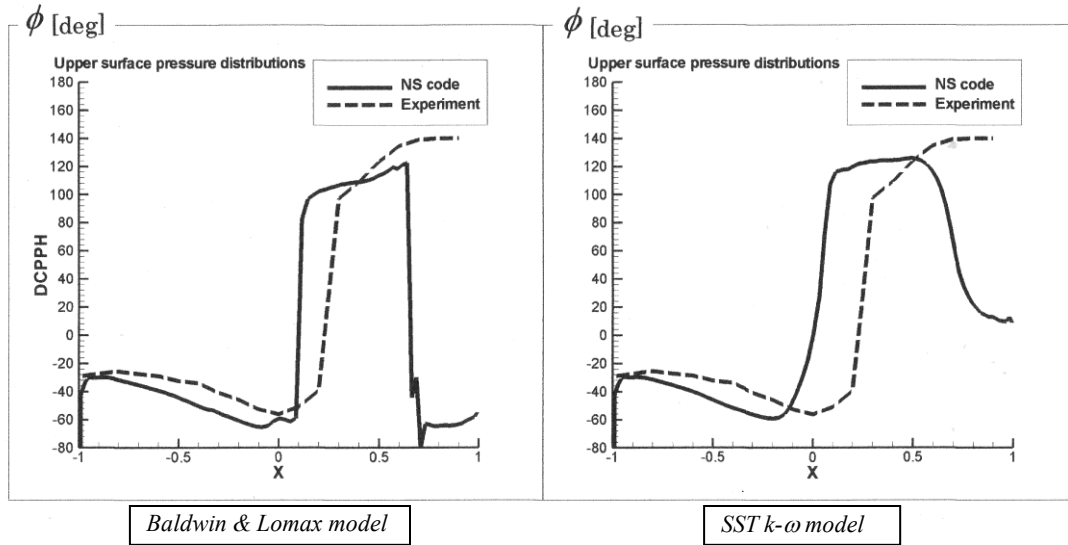


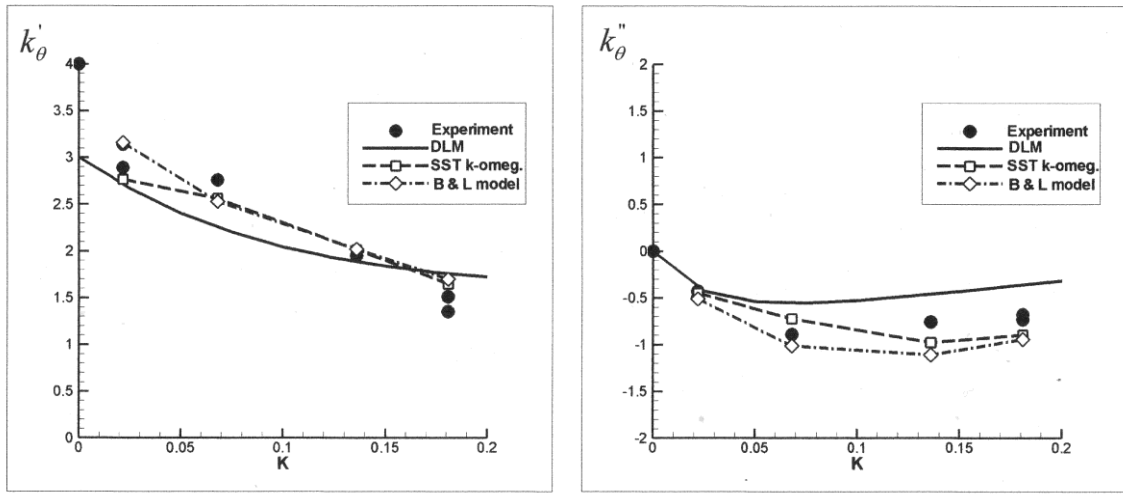
図 7b. NLR7301 翼上面における圧力変動の変位に対する位相の進み角の分布
($Mach=0.745, k=0.136, \alpha=0.85^\circ+0.5^\circ\text{sinkt.}$)

両乱流モデル共に、衝撃波の振動による $|\Delta C_{p,\theta}|$ のピークの位置が実験値に較べ若干（10%翼弦長）上流側にずれていることおよびピーク値を若干大きく目に予測しているが、定性的なパターンは比較の実験値と良くあっていると云える。また、位相差の分布についても、衝撃波の前後で位相差が大きく変わる（-40度から約120度へ急激に変化する）様子等が良く再現されている。

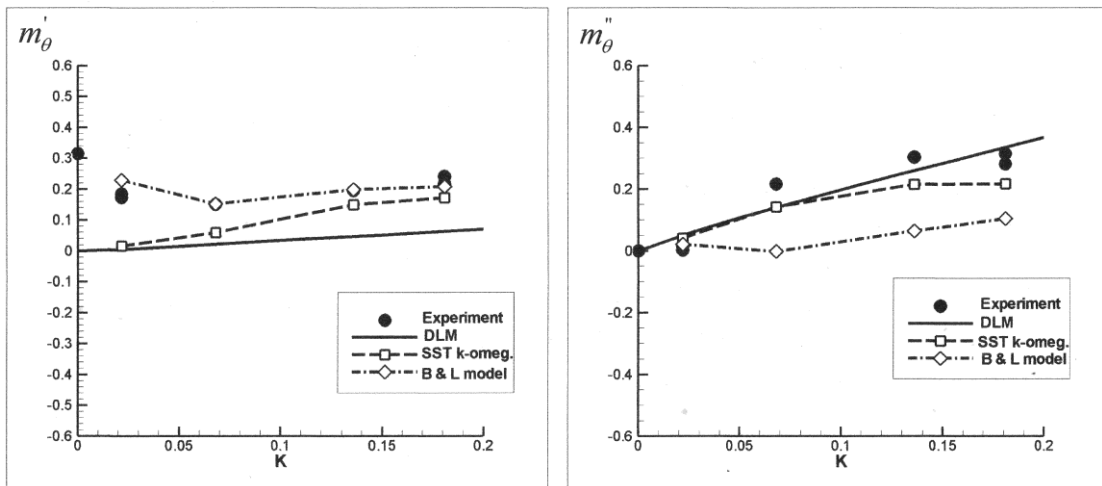
図 8 には、このケースにおける揚力係数の実部 k'_θ および虚部 k''_θ 、およびピッチング・モーメント係数の実部 m'_θ および虚部 m''_θ の無次元振動数 k に対する変化を実験値と比較する形で示している。揚力係数については、実部 (k'_θ) および虚部 (k''_θ) 共に両モデル共に実験値と良い一致を示しているが、ピッチング・モーメント係数については、 m'_θ は B & L モデルの方が SST $k-\omega$ モデルより実験値に近い値を予測している。一方、 m''_θ については SST $k-\omega$ モデルの方が B & L モデルより実験値に近い値を予測している。

4. 結語

オランダの航空宇宙技術研究所（NLR）で開発されたショック・フリーの翼 NLR7301 が遷音速流中でピッチング振動を行っているケースについて、マッハ数および平均迎角が異なる 3 ケースについて、乱流モデルとして Baldwin & Lomax の代数モデルおよび Menter の SST $k-\omega$ モデルを用いて、2 次元の RANS コードによる数値シミュレーションを実施し、Tijdeman による非定常圧力分布および非定常揚力およびピッチング・モーメントの実験値 ($Re=2.2 \times 10^6$) との比較を行った。その結果、前縁近傍に弱い衝撃波が発生するケースおよびショック・フリーの設計点におけるケースについては両モデル共に実験値と良い一致を示したが、（紙面の制限によりケース（2）の結果は省略したが）強い衝撃波が発生するケース（2）については、両モデル共に実験値との一致は不十分なものとなり、更なる改良の余地を示唆する結果となった。



揚力係数の実部 k_{θ}' および虚部 k_{θ}''



ピッチング・モーメント係数の実部 m_{θ}' および虚部 m_{θ}''

図 8. 揚力係数およびピッチング・モーメント係数の無次元振動数に対する変化
($Mach=0.745$, $\alpha=0.85^\circ+0.5^\circ \text{sinkt.}$)

参考文献

- (1) Farmer, M. G., and Hanson, P. W., "Comparison of Super-critical and Conventional Wing Flutter Characteristics," Proceedings, AIAA/ASME/SAE 17th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, King of Prussia, Pa. May 1976, pp. 608-614.
- (2) Bohbot, J. and Darracq, D., "Time Domain Analysis of Two D. O. F. Airfoil Flutter Using an Euler/Turbulent Navier-Stokes Implicit Solver," International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2001, Vol. II, 2001, pp. 75-86.
- (3) Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, 1978.
- (4) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (5) Davis, S. S. and Malcolm, G. "N., Transonic Shock-Wave/Boundary Layer Interactions on an Oscillating Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 11, 1980, pp. 1306-1312.

- (6) Liu, Feng and Ji, S., "Unsteady Flow Calculations with Multigrid Navier-Stokes Method," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 10, 1996, pp. 2047-2053.
- (7) Wilcox, D. C., "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence models," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 11, 1988, pp. 1299-1310.
- (8) Tijdeman, H., "Investigations of the Transonic Flow around Oscillating Airfoils," Dissertation, Delft University of Technology, 21 December 1977.
- (9) Zwaaneveld, J., "Aerodynamic Characteristics of the Supercritical Shock-Free Airfoil Section NLR7301," NLR TR76052U, 1976.
- (10) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598-1605.
- (11) Isogai, K., "Numerical Simulation of Dynamic Stall of NACA0012 Airfoil Oscillating near Static Stall Angle Using the Navier-Stokes Equations," NAL TR-1141T, March 1992.
- (12) Beam, R. and Warming, R. F., "An Implicit Finite-Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation Law Form," *Journal of Computational Physics*, Vol. 22, 1976, pp. 87-110.
- (13) Yee, H. C. and Harten, A., "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, 1978, pp. 266-274.
- (14) Cook, P. H., McDonald, M. A. and Firmin, M. C. P., "Airfoil RAE2822-Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," AGARD-AR-138, 1979.