

NEXST-1 周りの超音速流解析結果の検証

- 第3回 SST-WS でのコンペティションの結果の詳細検討 (その2) -

高木 亮治*、鈴木教雄*

Validation of CFD Results for Supersonic Flow around NEXST-1

- Detailed Study on CFD Results at 3rd SST-WS : Part 2 -

Ryoji TAKAKI* and Norio SUZUKI*

ABSTRACT

This paper presents continuous efforts of EFC/CFD validation for supersonic flows around NEXST-1. Among them, two topics will be mainly described here. One is an analysis on the measured geometry of the wind tunnel model, showing that discrepancies of pressure distributions are due to the discrepancy of the model geometry. This is remarkable at the outer region of the wing. The other is a simulation with transition. The transition model which was used in previous works cannot occur the transition exactly where we want. Another model used in this work can improve the problem. The analysis with the transition model decreases the discrepancy between CFD results and EFD data.

1. はじめに

2001年に開催された第3回 SST-CFD-Workshop¹⁾では CFD を用いた最適設計および空力特性解析の二つのコンペティションが行われ、特に後者の空力特性解析のコンペティションでは数多くの CFD 解析結果が集まり、CFD 解析結果同士および CFD 解析結果と風洞試験結果との比較を行う事ができた。その結果 CFD 解析結果同士では細かなところで違いが見られるが、全体的な傾向は良く一致していることがわかった。一方 CFD 解析結果と風洞実験データとの比較では、翼上面前縁付近での C_p 分布の差、 C_D の差、 $C_{L\alpha}$ および $C_{M\alpha}$ の差が指摘された。特に設計点(迎角 2 度)での 50% スパン位置における翼上面前縁での圧力分布の差は大きな問題となり、CFD 検証の大きな課題となった。これら CFD 解析結果と風洞試験データとの差の原因を究明するため CFD、風洞それぞれの課題について検討を行っている。本報告では前回の報告^{2, 3, 4)}に引続き、これから検討事項への取り組みについて報告する。

2. 検討課題

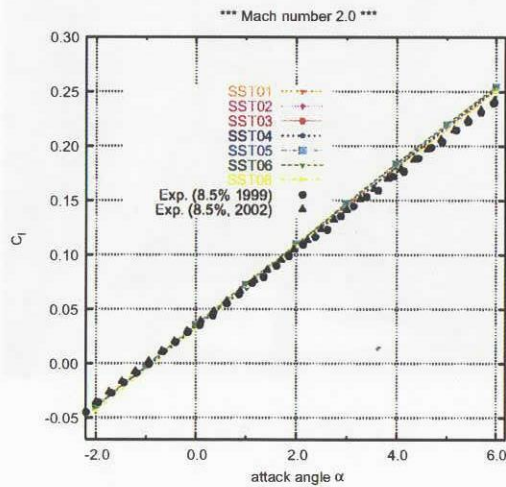
Workshop とその後の詳細検討で比較したデータは縦三分力空力係数 (C_L , C_D , C_M) と主翼各スパン位置

(30%, 50%, 70%, 90%)での圧力分布であり、それらに関して以下の事が判明している。

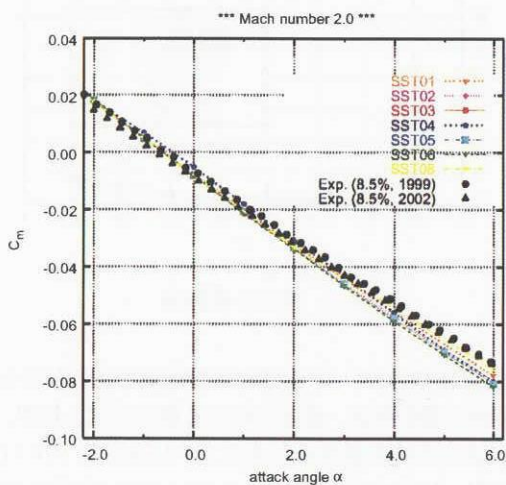
まず空力特性に関しては図 1 で示すように、抵抗係数 (C_D) を除けば各 CFD コード間に大きな差は見られない。抵抗係数は CFD コード間でのばらつきが大きく、0 揚力抵抗付近で最大 25 カウント (1 カウント=0.0001) の差が見られる。一方実験データでも風洞改修前後のデータで 8 カウント程度の差が見られる。この差に関しては検討を行っているが、現在の所原因は不明である。CFD が予測した揚力係数 (C_L) およびピッチングモーメント係数 (C_M) は実験データと良く合っているが、それぞれの傾きは $C_{L\alpha}$ で 4-7% 程度、 $C_{M\alpha}$ で 6-9% 程度差が見られる。なお、 $C_{M\alpha}$ の差に関しては主に $C_{L\alpha}$ の差に起因し、 $C_L - C_M$ 線図では実験データと CFD の予測値は非常に良く一致する。

次に圧力分布 (C_p) の比較では、CFD と実験データで非常に良く一致したが、設計点(マッハ数=2、迎角=2 度)における前縁キंक位置(50% スパン位置)での翼上面前縁付近、および外翼部においては CFD 結果と実験データで大きな差が見られた。これら CFD と実験で差が見られた箇所でも CFD コード間の差は非常に小さく、それらの値が実験データとは異なるという傾向を示している。図 2 に設計点における 50% および 90% スパン位置での圧力分布を比較したものを示す。どち

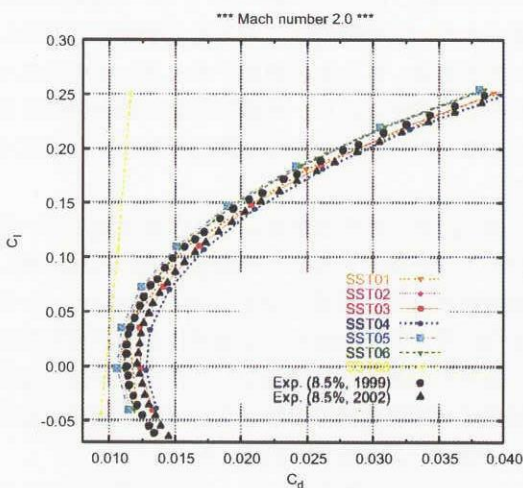
*航空宇宙技術研究所



(a) C_L



(b) C_M



(c) ポーラーカーブ

図 1: 空力係数の比較

らのスパン位置でも前縁付近の圧力分布が CFD 結果と実験データで異なっていることがわかる。

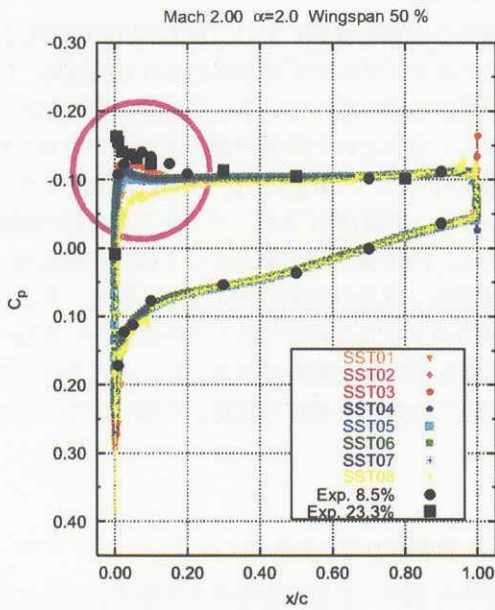
3. 実施項目

整理された検討課題に対して航技研では風洞/CFD 連携ワーキンググループが主体となって風洞側、CFD 側の両面から取り組んでいる。風洞側の取り組みとして、新しく改修された航技研超音速風洞で力および圧力試験を行った⁴⁾。前回の力、圧力計測に加えて、オイルフロー、感温/感圧塗料、ラフネスの影響の確認等を行った。CFD 側の取り組みとしては昨年度実施した風洞模型の三次元計測形状での CFD 解析、および風洞試験のラフネスを再現するための層流から乱流への遷移位置を指定した解析を実施した。ここでは三次元計測形状での解析と遷移を指定した解析について報告する。

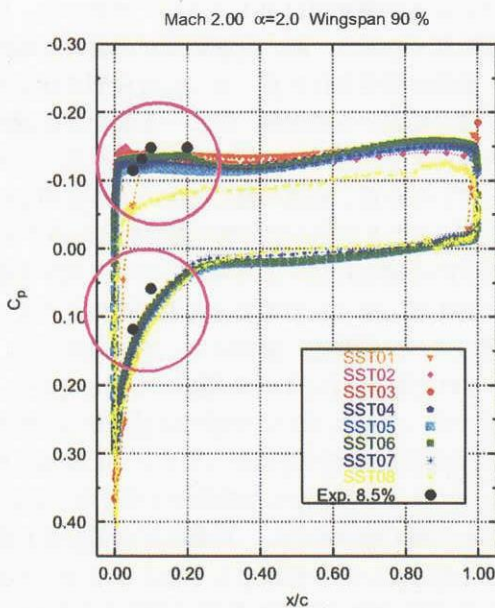
3.1 風洞模型の三次元計測

逆解法を適用して風洞模型形状を推定したところ工作精度内の誤差で圧力分布が影響を受けることがわかったため風洞模型の三次元計測を行った³⁾。三次元計測はレーザーを用いた非接触計測装置を用いて行い、カタログによる計測精度は 0.1 ミクロンであった。図 3 に計測の様子を示す。高い計測精度が必要なため計測手法、装置が限定された点、さらには模型形状と模型サイズ等の問題から前後縁、特に一番重要な前縁の計測が充分行えなかった。これはレーザーを用いて計測を行っているため、前縁の様に曲率の大きな所では反射光を捕えることができず計測不能となるためである。前縁形状の正確な計測には今後さらなる工夫が必要であると考えられる。図 4 に計測できた翼の範囲を示す。横軸は翼のスパン位置を、縦軸はコード位置を示し、プロットされた線はそれぞれの計測限界を示している。問題となっている 50% スパン位置では前縁から 2% から 3% までの範囲は計測できなかったことがわかる。外翼ではさらに計測できなかった範囲が大きくなっている。後縁でも同様の傾向を示し、外翼ほど計測できた範囲が小さくなっている。それでも全体としてコード長の 10% から 80% までの範囲の計測が実施できた。

実際に計測した形状を設計形状と比較した。各スパン位置での翼断面同士で翼型パラメータを比較した。その結果キャンバー、厚み、ねじれ角、後縁角等に関しては計測形状と設計形状で差が見られなかった。最も差が顕著に見られたのが前縁半径である。図 5 に各スパン位置での前縁半径の差を示す。図中で横軸はスパン位置を縦軸は前縁半径の差を割合と実寸で示している。図 6 に



(a) $y/b = 50\%$



(b) $y/b = 90\%$

図 2: 翼面上の圧力分布 (マッハ数=2、迎角=2度)

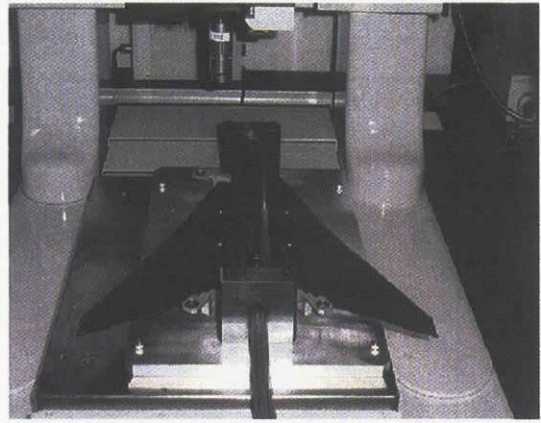


図 3: 模型の三次元形状計測

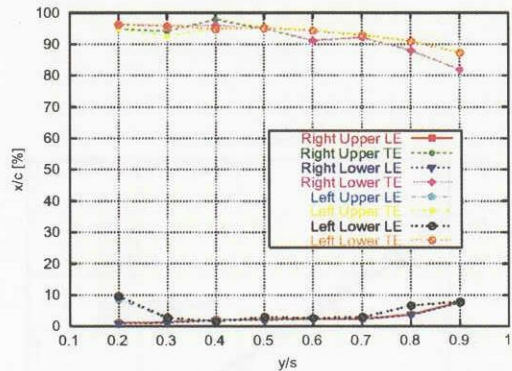


図 4: 翼の計測範囲

50% および 90% スパン位置での断面翼形状の比較を示す。図中で設計形状、逆解法による推定形状、右翼、左翼の三次元計測形状をそれぞれ UPACS-SA、UPACS-SA INV、UPACS-SA 3DM right、UPACS-SA 3DM left で示す。これらの図より、前縁半径の差は外翼で顕著であり、90% スパン位置では設計形状の 2 倍近い値となっていることがわかる。もともとその差は 0.05mm 程度であり、工作精度から考えると実際には非常に小さな差である。もともと薄翼である点と模型のスケールが小さい事が災いし、外翼部では前縁半径が非常に小さくなったためこのような誤差が発生したと考えられる。

三次元計測した形状を基に形状の再定義を行い解析を行った。計測できなかった前後縁部の形状に関しては設計形状を基に計測形状とうまくフィッティングするように厚さ方向を拡大して使用した。計測形状の解析では左右の翼で形状が異なったため、半裁ではなく模型形状と同じ全機での解析を行った。解析は設計点 (マッハ数 2、迎角 2 度) で行った。

計測形状の空力係数 (C_L, C_D, C_M) は設計形状と比べてほとんど変化しなかった。ただ、 C_D に関しては計測

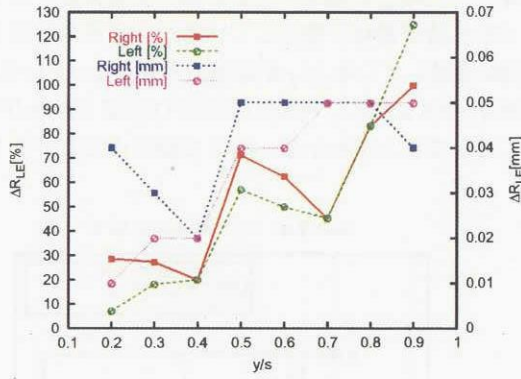
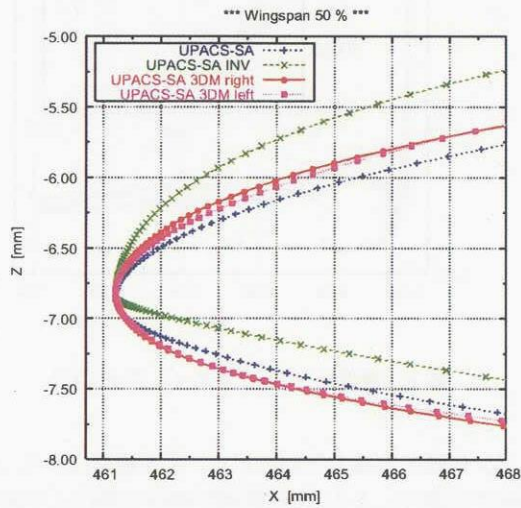
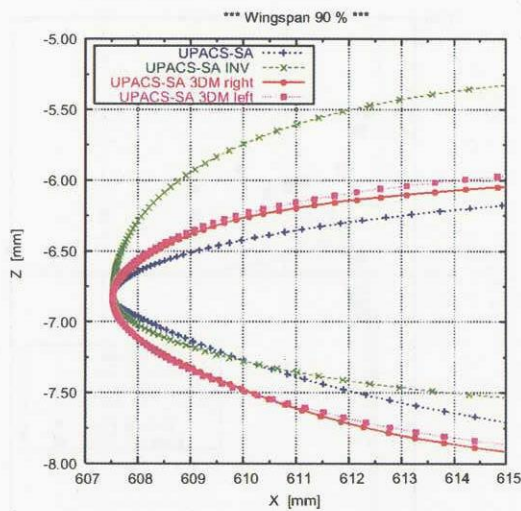


図 5: 翼の計測範囲



(a) $y/b = 50\%$



(b) $y/b = 90\%$

図 6: 翼断面の比較

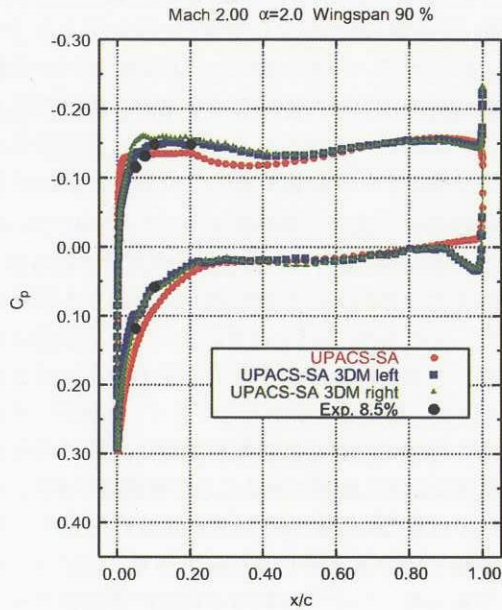
形状では後縁厚みを考慮した分抵抗が設計形状(後縁厚みを考慮せず)に比べて2、3カウント増加した。翼面上圧力分布の比較を図7に示す。圧力の計測は翼上面は左翼で、翼下面は右翼で計測されている。図7(a)より設計形状の圧力分布(赤い●)より左翼計測形状の圧力分布(青い■)の方がより実験データに近くなっていることがわかる。一方、図7(b)は50%スパン位置での前縁付近の圧力分布を示しているが、設計形状と比べると、負圧ピークが大きくなっており計測形状の結果はより実験データに近くなっていることがわかる。

風洞模型の三次元計測形状を用いた解析についてまとめる。今回解析を行ったのは設計点だけであるが、外翼での圧力分布の差は形状の誤差に起因する事が証明された。また50%スパン位置において、形状差は非常に小さいと思われたが、それでも圧力分布には大きな影響を与え、負圧ピークが大きくなり、実験データに近づいた。今回の計測および解析で特に前縁での圧力分布は形状に非常に敏感であることが再認識できた。本風洞模型では模型の塗料厚さは約0.03mmであり、外翼での前縁半径の差は約0.05mmであり、ほぼ同じオーダーであった。つまり塗料厚さ程度の形状差で圧力分布が大きく変化することを意味している。今後このような検証を行う際には風洞模型の形状に対する要求精度および工作精度に充分注意する必要があると考えられる。

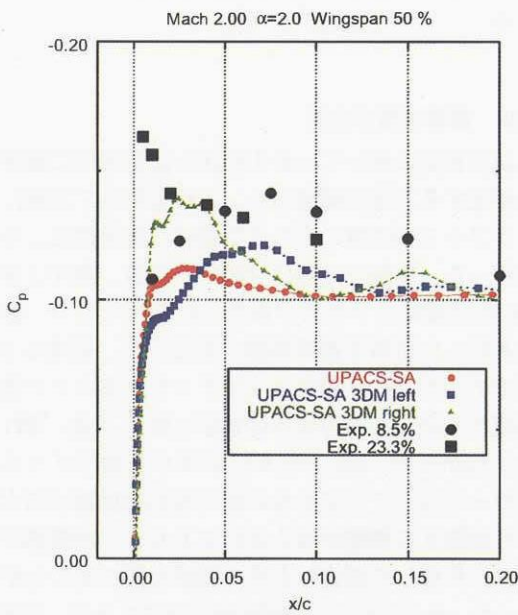
3.2 遷移位置の指定

現在検証に用いているUPACSに汎用的に遷移位置を指定する方法を開発した。これを用いて実験におけるラフネスの位置に合わせて遷移位置を指定した計算を行った。実験では翼は3%コード長、胴体は全長の5%の位置にラフネスが取り付けられており、解析ではそれらの位置を遷移位置と指定した。従来はSA乱流モデルのソース項をスイッチングすることで遷移を模擬したが、この方法では遷移位置が下流に遅れることがわかった。SAモデルには単なる数値ノイズがトリガーとなって何でもない所で渦粘性係数が増大するのを制御する機構が導入されており、この機構がマイナスに作用して指定した所で遷移を起こすことができなかった。そのためこの機構を取り外すことで、ほぼ指定したところで遷移を模擬出来るようになった。この機構を外すことで数値ノイズによる非物理的な渦粘性の増加が懸念されたが、本解析ではその様な現象は見られなかった。図8は設計点(マッハ数=2、迎角=2度)における50%スパン位置での C_f 分布を示す。図中で“UPACS-SA WT”と表されているのが従来の遷移指定を行った場合、“UPACS-SA WT NC”が今回の遷移指

定を行った場合である。上面に関して言えば、どちらも3%位置で遷移を指定しているが、従来の方法では実際に遷移している(C_f が急激に大きくなっている)のは約7~8%に対し、今回の手法ではほぼ3%地点で遷移していることがわかる。図9に設計点における50%



(a) $y/b = 90%$ (外翼)



(b) $y/b = 50%$ (前縁キック位置)

図7: 計測形状での圧力分布の比較

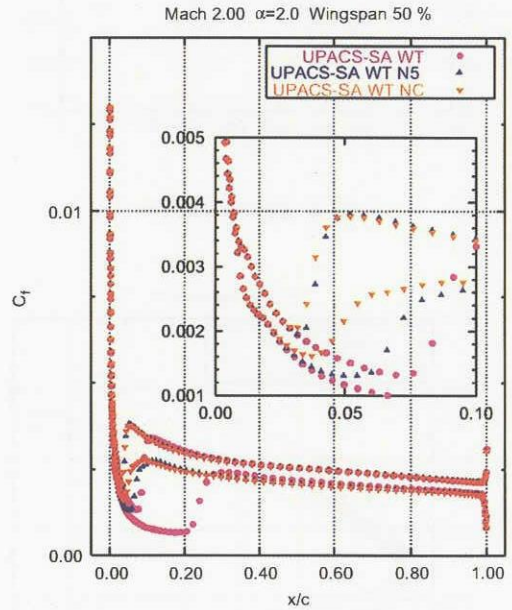


図8: 遷移モデルによる C_f 分布の差

スパン位置での圧力分布を示す。乱流遷移による(境界層厚さの増大による)圧縮領域が遷移位置付近で観察でき、遷移による影響が大きいことを示している。

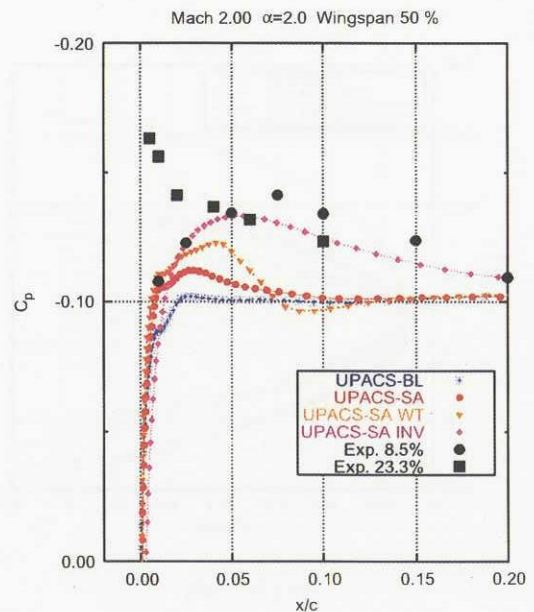


図9: 遷移位置を指定した解析

遷移による影響をまとめる。従来の遷移モデルを改良することで指定した位置で遷移した解析を行うことができた。その結果設計点における 50% スパン位置の翼上面前縁付近での圧力分布が影響を受け、より実験データに近い分布を得ることができた。これは乱流遷移により境界層が厚くなり、それにともなう圧縮波が発生したためと考えられる。一方、他の迎角、他スパン位置では遷移は圧力分布にほとんど影響を与えなかった。このことより、設計点における 50% スパン位置は非常に特殊な形状と考えられる。

4. おわりに

NEXST-1 まわりの超音速流解析に対する検証作業を前回に引続き行った。ここでは模型の三次元計測形状に対する解析および遷移を指定した解析の結果について報告した。従来とは異なる遷移モデルを使用することで指定した位置で遷移を起こすことができた。このモデルを用いて遷移を指定した解析を行った結果、50% スパン位置での前縁圧力分布がより実験データに近くなった。模型の三次元計測形状は外翼部で設計形状と大きく異なっており、計測形状を用いた解析を行うことで外翼部での圧力分布の差はほとんど解消できた。また 50% スパン位置での前縁圧力分布もより実験データに近くなった。同時に翼前縁などでは模型の塗料厚さ程度の形状差に起因して圧力分布が大きく変化することがわかった。そのため今後 CFD 検証を行う際には、風洞模型形状の要求精度、工作精度、更には感圧塗料等を用いる場合は塗料厚さ等、前縁等の形状に充分注意する必要があることが判明した。

参考文献

- 1) *International Workshop on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport 2001 - 3rd SST-CFD-Workshop -*, December 2001. Tokyo, JAPAN.
- 2) 高木亮治、山本一臣、吉田憲司. NEXST-1 周りの流れの CFD 解析結果の比較-第 3 回 SST-WS でのコンペティションの結果の詳細検討-. 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2002 論文集. NAL SP-57, 2003.
- 3) 鄭信圭. 逆問題の CFD-EFD 相互検証への適用. 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2002 論文集. 出版準備中.
- 4) 鈴木教雄、佐藤衛、神田宏、渡辺光則. NAL-SST 実験機周り流れの風洞試験解析—EFD と CFD の相互

検証における課題. 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2002 論文集. 出版準備中.