

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

鈴木教雄、佐藤 衛、神田 宏、渡辺光則¹⁾

Supersonic Wind Tunnel Testing Plan of the NEXT-1 - Subject on mutual validation work between EFD and CFD

by

Norio SUZUKI, Mamoru SATO, Hiroshi KANDA, Mitsunori WATANABE(NAL)

Abstract

In the third SST-CFD Workshop held on December 3-5, 2001, the competition of a flow analysis of the NAL NEXT-1 has been conducted and discussed about the comparison of CFD and Wind Tunnel Test results presented by participants. In this discussion, common discrepancies between EFD and CFD were pointed out and NAL accepted to make farther studies to evaluate these discrepancies including WTT using modified NAL 1m x 1m Supersonic Wind Tunnel. This report describes the plan of this evaluation work and WTT results of force test and oil flow test.

1. はじめに

2001年12月に第3回SST-CFD-Workshop¹⁾が開催され、特別企画としてSSTロケット実験機NEXT-1形状の風洞試験条件下でのCFD解析コンペションが行われた。この中で各機関のCFD解析結果と風洞試験の結果を比較検証した結果、各計算コードに共通した風洞試験結果との違いとして、次の3点が指摘された。

(1) 前縁近傍での C_p 分布の違い(図1)

図1は50%セミスパン位置での圧力分布を比較した例である。風試データ(23.3%:ONERA, 8.5%:NAL)間でも若干の差があるが、CFD解析結果では前縁付近のサクションピークが捕らえられていない。

(2) 揚抗特性上のCDの違い(図2)

図2は風試(8.5%:NAL)とCFD解析結果の揚抗特性を比較した例であるが、BLモデルで6カウント、SAモデルで3カウント程度の差がある。

(3) 揚力傾斜(CL_α)の違い(図3)

図3は同じく揚力特性を比較した例であるが、CFD解析結果では揚力傾斜が6%程度大きくなっている。

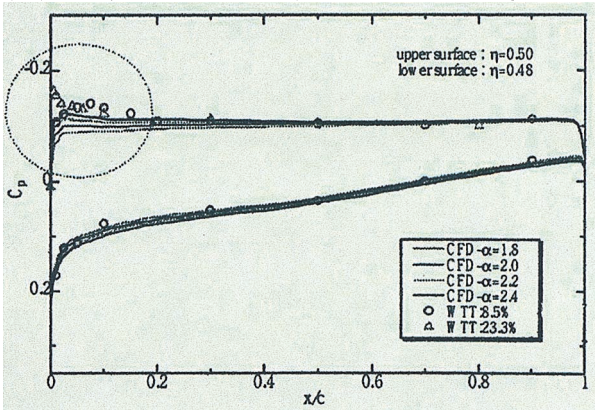


図1 圧力分布比較結果 (M=2.0、 $\alpha=2\text{deg}$ 、 $\eta=0.5$)

こうした差が生じる原因を追求するため、CFD側の問題、風洞試験の問題について活発な議論が行われ、相互検証という考えからEFDサイドでも風試データの信頼性等について確認が必要となった。検証に使用された風試データがNAL 1m超音速風洞の大改修以前の物であることから、NALは改修後の風洞での再試験も含めて再確認することになった。

本報告では、NAL内部のEFD/CFD連携WGで検討した今後の計画を示すと共に、改修後のNAL1m超音速風洞の気流特

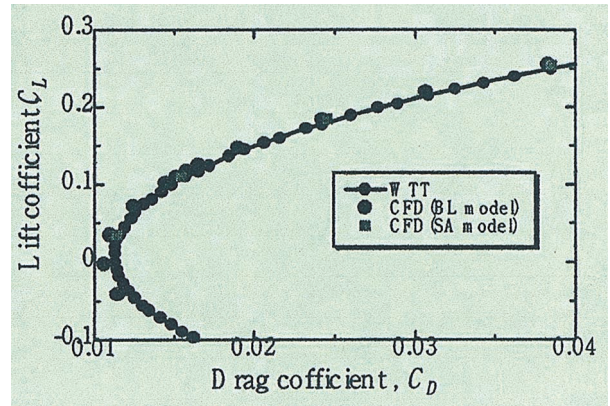


図2 揚抗特性比較結果 (M=2.0、8.5%模型)

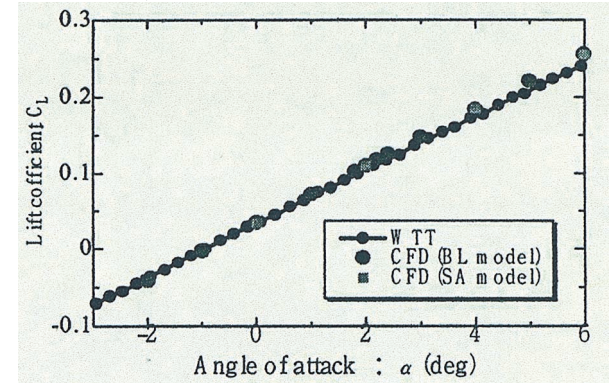


図3 揚力傾斜比較結果 (M=2.0、8.5%模型)

性、H14.4月に行われた第1回目の確認試験(6分力及びオイルフロー試験)の結果を報告する。

2. ワークショップの議論と今後の確認試験計画

検証に用いられた風試データは表1に示すように二つの風洞で、3つの模型を用いて行った試験の結果である。8.5%模型試験では強制遷移を起こさせるためのラフネスが取り付けられている。これは不用意な層流剥離の発生により無用の混乱をきたすことを懸念して取り付けられたものである。6分力の風試データが全てラフネス付であることからCFD解析はNAL1m×1m超音速風洞の試験条件に合わせて、全面乱流を仮定して実施された。

ワークショップにおいてEFD/CFDの差異に関して様々な意見が出された結果、各CFD解析に共通した差異の検討を進めるには、CFDサイドの検討に加え風試データについても以下の点について再確認を行う必要があるという結論に達し、NALでは気流特性が改善された改修後の風洞を用いた再試験も含めた計画を立案し実行することになった。

- ・前縁付近の模型精度の問題：前縁付近の圧力分布の差の検討には模型精度の確認が必要。
- ・風試データの再現性の確認：数カウントの C_p の差の有意性の確認が必要。
- ・風洞気流の一様性の問題：差異の検討には気流の一様性の確認も重要。
- ・静的空力弾性効果による模型の変形の問題：主翼の撓みによる、外翼部の局所迎角低下が、揚力傾斜低下の原因である可能性の確認。
- ・ラフネスによる強制遷移の確実性の確認：ラフネスによる遷移は確実か。全面乱流での計算の妥当性の確認が必要。
- ・計測システムの信頼性、誤差評価の問題：EFD/CFDの差の追求には、信頼性・誤差の評価が必要。

この課題に対して風洞実験及びCFDの両面から検討を進めるため、NAL内部にEFD/CFD連携ワーキンググループを組織し、計画の立案、結果の検討作業を進めている。表2は連携WGで立案した確認試験計画(案)の概要である。これまでに力模型による試験が終了し、模型製作精度の確認を実施中である。通風中の空気力による模型の変形量、特に主翼の局所的な迎角変化を精度良く計測することは現在の所難しいので、FEMによるたわみ解析とこの結果に基づくCFD解析で静的空力弾性効果の確認を進め、有意な差が認められれば実験を考えるとというステップを踏むことにした。

表1 これまでのNEXT-1風洞試験

使用風洞	6分力計測	圧力計測	Re@M=2
NAL1m 超音速風洞	8.5%模型 ラフネス付き	8.5%模型 ラフネス付き	27.3M
ONERA S2MA	—	23.3%模型 ラフネスなし	7.7M

ラフネスのサイズと添付位置
 サイズ: 高さ0.12mm、直径0.6mm、間隔1.2mm
 添付位置: 胴体 ...5%L
 主翼 ...3%C
 水平尾翼 ...3%C
 垂直尾翼 ...3%C

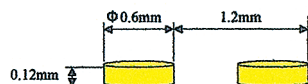


表2 今後の確認試験計画(案)

(1) 8.5%力計測用模型による確認試験(H14.4月)	<ul style="list-style-type: none"> ・風洞の特性の差による違いの確認 ・風試データの再現性の確認 ・ラフネスによる強制遷移の確実性の確認(オイルフロー試験、感温塗料試験)
(2) 8.5%圧力模型による確認試験(H14.8月予定)	<ul style="list-style-type: none"> ・風洞の特性の差による違いの確認 ・風試データの再現性の確認 ・感温塗料による面としての圧力分布データ取得、確認
(3) 模型製作精度の確認(H14.7月実施中)	<ul style="list-style-type: none"> ・レーザ変位計による寸法計測後、実測値を用いてCFD解析を実施、模型製作精度の影響を確認する。
(4) 静的空力弾性効果の確認(H14中に実施予定)	<ul style="list-style-type: none"> ・FEMモデルを作り、変形量を推定、有意な差があれば、変形後の形状でCFD解析を実施、並行して模型に実荷重をかけて変形量を計測、確認。

なお、ワークショップで提起された課題の内、風洞気流の一様性については既に詳細なデータを取得済みであること、計測システムの信頼性、誤差評価については超音速風洞グループで検討中であることから、確認試験計画には含めていない。

3. NAL1m超音速風洞の気流特性^{2), 3), 4), 5)}

確認試験に用いた風洞はNAL1m×1m超音速風洞である。前回の試験が終了した後、1999年から2000年にかけて可変ノズル、集合胴といった基本部分を更新する大改修が行われている。特に可変ノズルは片側21本の電動ジャッキを独立に調整できるようになったため、測定部マッハ数の一様性は格段に向上している。(図4)

図5はM=2.0における改修前後のシュリーレン写真を比較した物である。改修前は明らかにノズル壁面から出ていると考えられる斜めの衝撃波が数多く観察されるが、改修後の写真ではほとんど見られず、気流特性が大きく改善されていることが分かる。

図6は測定部断面のマッハ数分布を示した図である。改修後はより2次元性の強いきれいな流れが実現されており、模型が置かれる部分に特異な分布はないことが分かる。

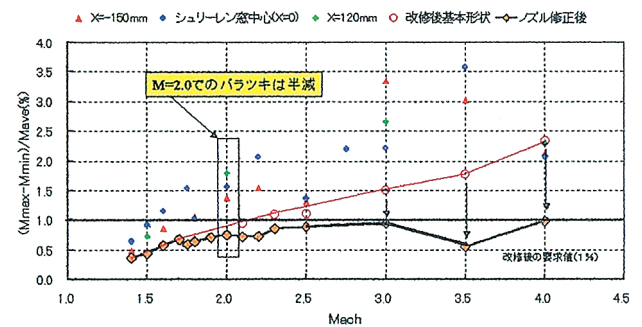


図4 測定部マッハ数の一様性

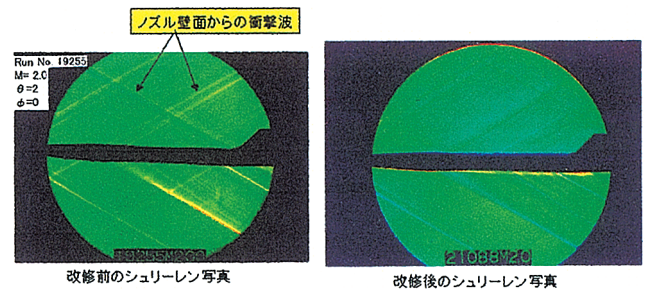
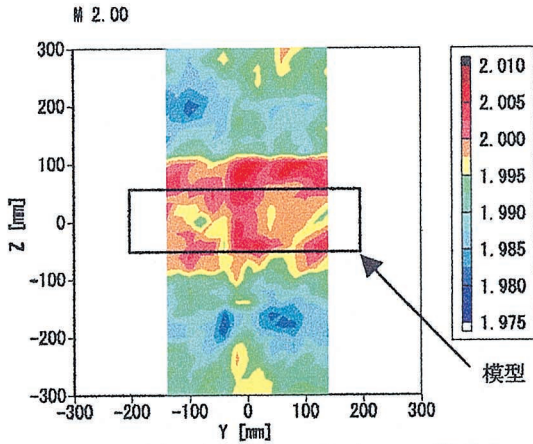
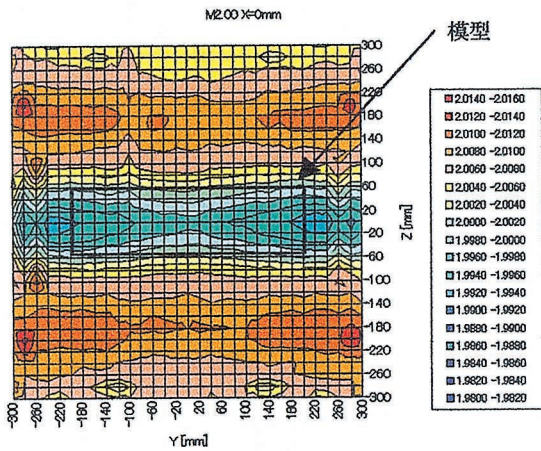


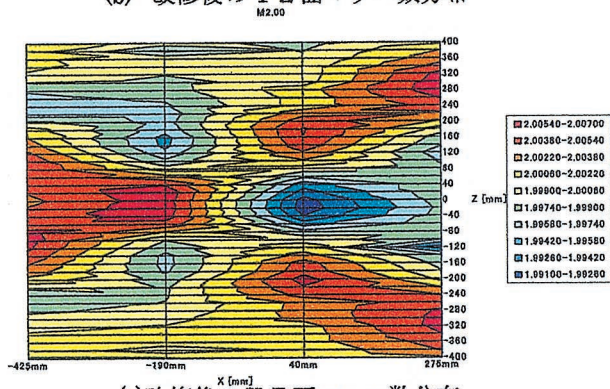
図5 風洞改修前後のシュリーレン写真比較(M=2.0)



(a) 改修前の Y-Z 面マッハ数分布



(b) 改修後の Y-Z 面マッハ数分布



(c) 改修後の X-Z 面マッハ数分布

図6 NAL1m×1m 超音速風洞測定部断面マッハ数分布

4. 8. 5%力計測模型による確認試験結果

試験は2002年4月21日から4月24日にかけて、8.5%模型を用いてNAL1m×1m超音速風洞で行われた。試験の目的は表2の(1)に示した通りであるが、日程が充分取れなかったため、感温液晶塗料による遷移の確認試験は実施していない。試験マッハ数は1.4と2.0、オイルフロー試験以外は前回同様ラフネス付である。

4. 1 供試模型の概要

模型名称：SST ロケット実験機第4次形状単体力模型
縮尺：8.5%、全長790mm、全幅401mm
その他：ラフネス付（詳細は表1参照）

図7に供試模型の概要を、図8に風洞への取付状況写真を示す。

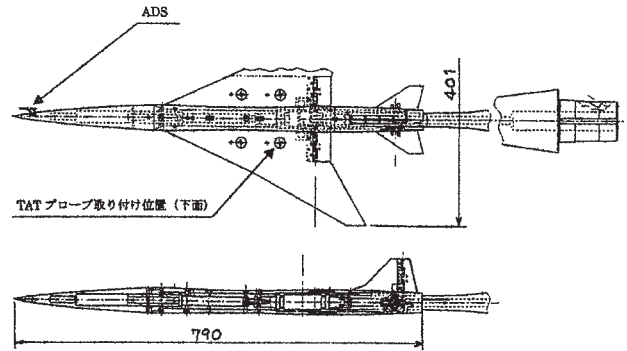


図7 SST ロケット実験機第4次形状単体力模型概要

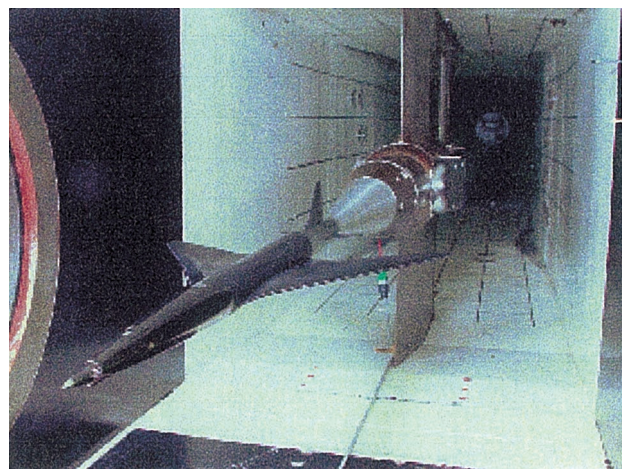


図8 風洞模型取付状況

4. 2 6分力試験結果

(1)風洞改修前後の特性比較

図9は、今回の確認試験結果と風洞改修前に実施した前回の試験結果を比較したものである。(M=2.0)

C_L 、 C_m は良く一致し、CFDと風試結果の間で見られた $C_L \alpha \approx 6\%$ の差はなかった。一方 C_D については、今回のほうが8カウント程度大きくなり、CFDの解析結果との差は更に広がるという結果となった。

(2)正吊りと逆吊りの試験結果の比較

図10は正吊りと逆吊りの試験結果を比較した物である。上下方向の気流の傾きの有無を確認することが第1の目的であるが、図10-cの $C_N=0$ 付近の拡大図から上下の傾きはほとんどないことが分かる。

横軸を迎角で見た場合、 $\alpha > 4.0\text{deg}$ で C_L 、 C_D に僅かな差が出てくる(図10-a,d)。この原因としては、正吊りの場合、風洞中心より若干上側部分を使うのに対し、逆吊りでは下側部分を使うことによる気流特性の差、模型の迎角を計測する角度センサーの非線形誤差の出方が+側と-側で僅かに異なる(最大0.05deg程度)ことが考えられる。図10-eの C_L - C_D で比較した場合ほぼ完全に一致することから考えると角度の計測誤差が主な原因であろうと考えている。

(3)6分力試験結果の再現性

図11は、今回の試験の中で実施した再現性の確認試験結果で、M=2.0における縦3分力(C_L 、 C_{Df} 、 C_m)を示している。図から分かるように再現性は非常に良好であり、抵

抗(C_{DF})のバラツキは2カウント(0.0002)以下である。長期間経過した場合の再現性については、未確認であるが、現在 AGARD-B 標準模型(胴体径 45mm)を用いて今後実施する計画である。

(4)6 分力試験結果のまとめ

今回の確認試験結果だけを見る限り、模型支持法を変えても、良く一致し、再現性も十分あることから、計測上問題となるところはないと考えている。

揚力傾斜は、ほぼ同じで、Drag Level に差が出るのは、異なる風洞間での対応風試を行った場合に良く見られる一般的な傾向である。要因としては①気流特性の違い(風洞の違い)、②天秤の計測精度、③模型(ラフネス)の再現性が考えられるが、定量的に特定するには至っていない。ただし、今回の試験では、同じ天秤を使用し、直前の天秤検定結果は前回の試験時と良く合っていることから、天秤の差は考え難く、気流特性及びラフネスの違いが主な要因であろうと推測している。今後の検討が必要である。

今回の C_D の差 8 カウントは C_{Dmin} の約 6% に相当する。風洞間の C_D の計測誤差はどの程度許容されるべきかについては、定説はないが、参考までに 1970~80 年代に行われた二つの文献データを示す。

図 12 は ONERA 標準模型による対応風試の結果⁷⁾であり、 $Re \approx 1 \times 10^6$ 、 $M = 0.84$ 、 $C_N = 0$ での C_D のバラツキは 2σ (95% 信頼度レベル)で 0.0035 (17.5% C_{Dmin}) である。またスペースシャトルの開発時に作られた空力設計データブック (STS-101 ADDB)⁸⁾の空力データの Tolerance は $M = 2.25$ で $\Delta C_D = 0.036$ (30% C_{Dmin}) となっており、いずれも今回の試験の差よりもはるかに大きな値となっている。

4. 3 オイルフローによる遷移状況の確認試験結果

ラフネスのサイズや位置によっては、遷移しない場合もありうるという議論があつて実施したものである。

図 13 はラフネス付 ($M = 2.0$ 、 $\alpha = 2.0 \text{deg}$) のオイルフロー写真であり、図 14 は比較検討のため実施したラフネスなし ($M = 2.0$ 、 $\alpha = 2.0 \text{deg}$) の写真である。

ラフネス付の場合、ラフネス後方の表面の流れの様子がほぼ同様であることから、境界層の状態は後縁まで一定であることが分かる。一方、ラフネスなしの場合、前縁から 10 数%の範囲ではオイルはほとんど飛散し、その後に極端にオイルの残っている流れの遅い部分があつて、更に後方では、ラフネスありとほぼ同じような流れ方になっている。このことは翼面上に明らかに 3 種類の境界層の状態があること、つまり途中で層流境界層から乱流境界層に遷移していることを示していると考えられる。

以上の比較から、ラフネス付の場合ほぼラフネス位置で遷移していることは確実であり、CFD の比較計算で全面乱流を仮定して行ったことは妥当であると考えられる。

5. まとめ

ワークショップの議論の中で、風洞試験サイドでも再確認すべきとされた項目を明確にし、これに対する確認試験計画を明らかにした。今後、この計画に沿って試験を進め、順次報告していく予定である。

また、最初に実施した 6 分力試験とオイルフロー試験の結果について検討し、以下の知見が得られた。

(1) EFD と CFD の揚力傾斜の違いについて

再試験でも風試の揚力傾斜はほぼ同じであり、この差は風洞の気流特性や計測精度に起因する物ではないことが確認できた。静的空力弾性効果による揚力傾斜の低下の可能性は残っており、今後の FEM 解析+CFD 解析の結果を待つて更に検討したい。

(2) Drag Level の違いについて

EFD と CFD の 6 カウント程度の差は、風洞の計測精度を越える差ではあるが、風洞間の誤差あるいは模型の僅かな違いで出てくる範囲とも考えられる。ラフネスによる Drag 変化がどの程度あるか、今後ラフネスなしの試験により確認し、更に原因を絞り込みたいと考えている。

(3) ラフネスによる遷移の確実性

ラフネス有り/無しのオイルフロー写真の比較から、ラフネス位置で遷移していることは確実と考えられる。今後、感温液晶塗料やホットフィルム等による試験も考えたい。

最後に、確認試験計画の立案に当っては NAL-EFD/CFD 連携 WG のメンバーに、また H14.4 月の試験に当っては飛行実験の準備で忙しい中、次世代グループの吉田、野口の両氏に多大なご協力をいただいた。ここに深く感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) [3rd SST-CFD-Workshop] International Workshop on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport 2001, 講演集
- 2) 渡辺光則、楯篤志、浜本滋、酒井謙二：「 $1m \times 1m$ 超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について」、NAL SP-51, 2001, pp.85-101
- 3) 浜本滋、渡辺光則、楯篤志、酒井謙二："Improvement of the nozzle of the Supersonic Wind Tunnel", 94th Supersonic Tunnel Association International (STAI), Sep. 2000
- 4) 浜本滋、楯篤志、渡辺光則、酒井謙二：「 $1m \times 1m$ 超音速風洞の気流特性」、第 66 回風洞研究会議、東京、2001 年 5 月
- 5) 鈴木教雄、渡辺光則：「NAL $1m$ 超音速風洞気流特性試験結果(第 2 報)」、第 68 回風洞研究会議、東京、2002 年 5 月
- 6) 渡辺光則、鈴木教雄、楯篤志、浜本滋、外立政隆：「航技研 $1m \times 1m$ 超音速風洞の改修と気流特性」、第 40 回飛行機シンポジウム、横浜(発表予定)
- 7) 遠藤浩：「国際対応風洞試験について」、NAL N-25、1979、4 月
- 8) SD72-SH0060 Volume 1M, Aerodynamic Design Data Book Volume 1 Orbiter Vehicle STS-1

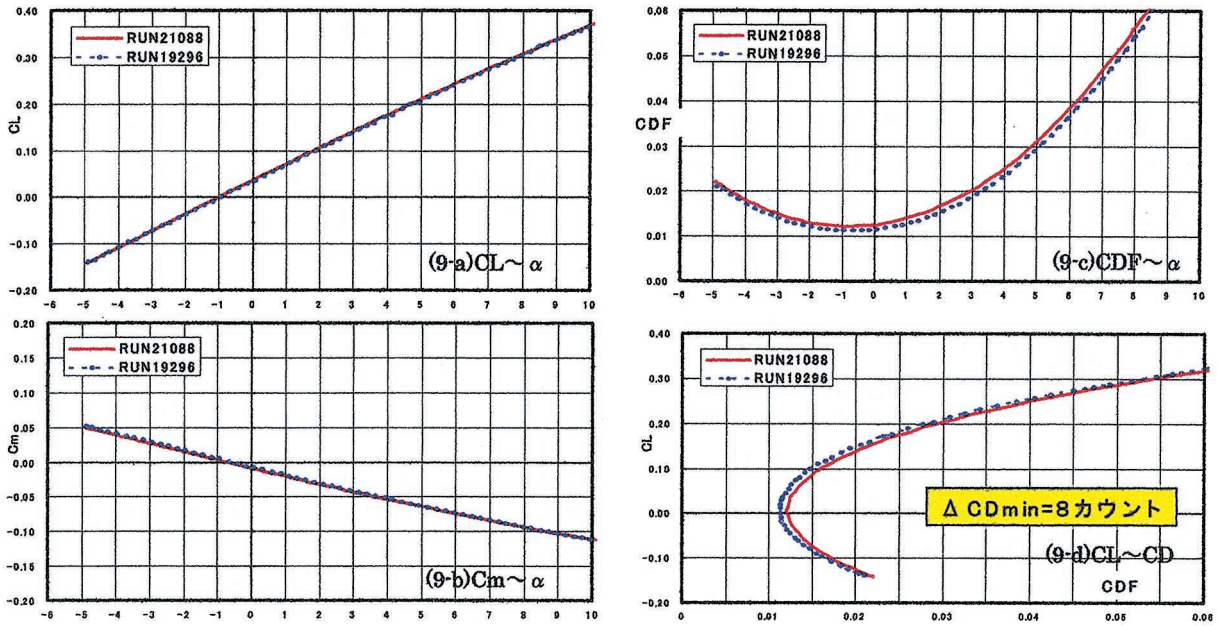


図9 超音速風洞改修前後の縦3分力特性比較(M=2.0)

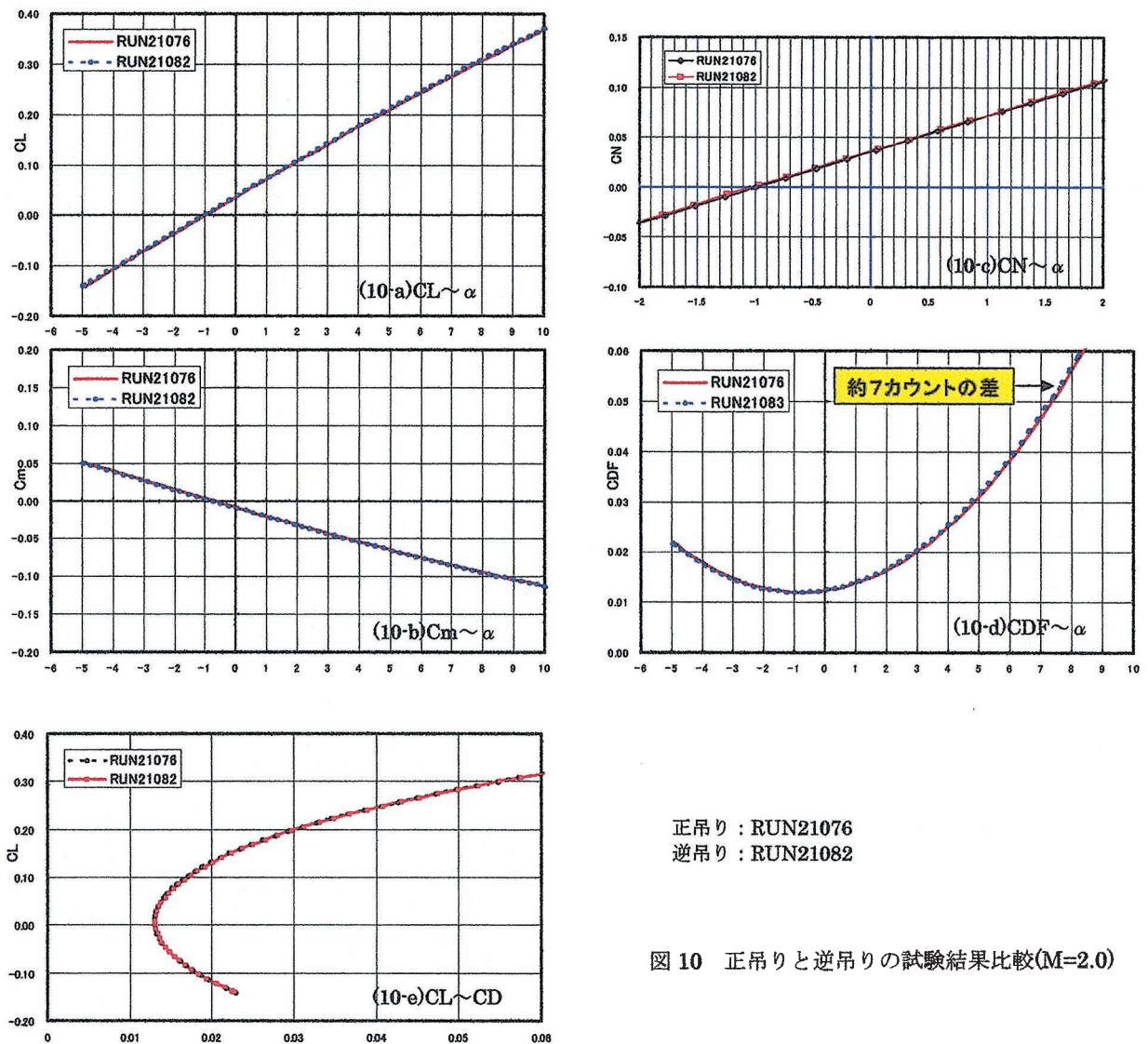


図10 正吊りと逆吊りの試験結果比較(M=2.0)

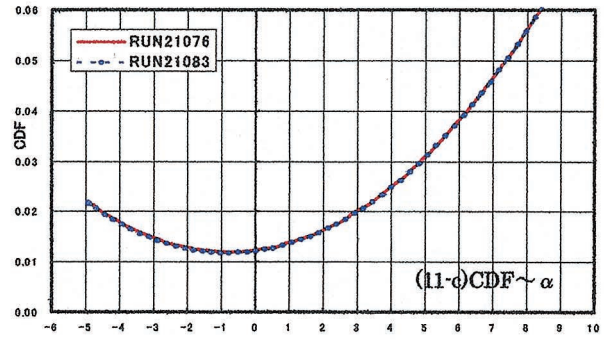
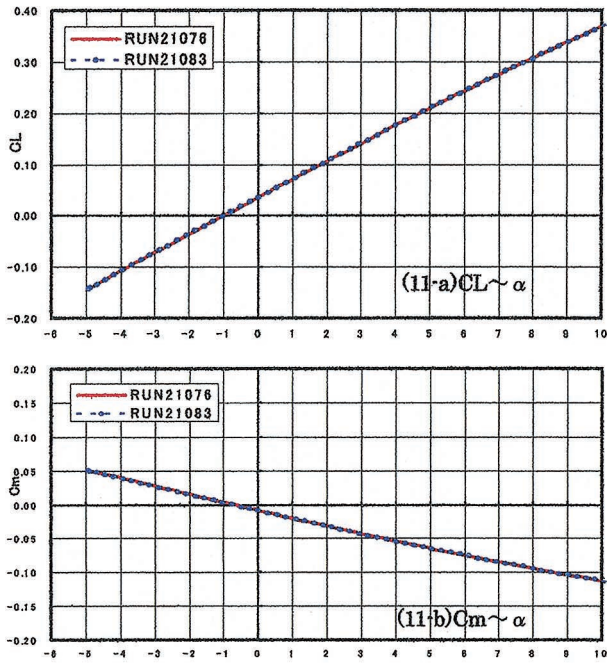


図 11 再現性確認試験結果

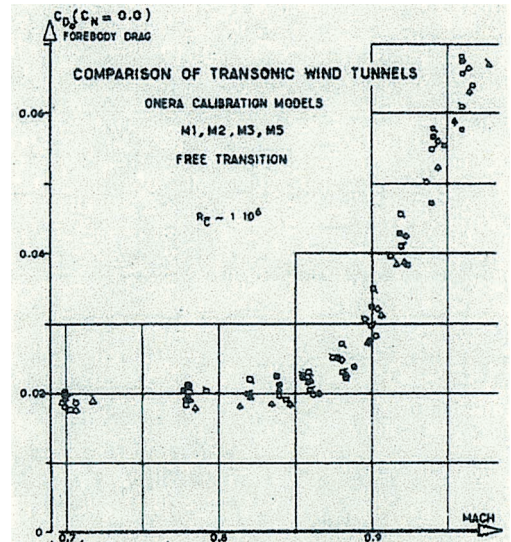


図 12 ONERA 標準模型対応風試結果 7)

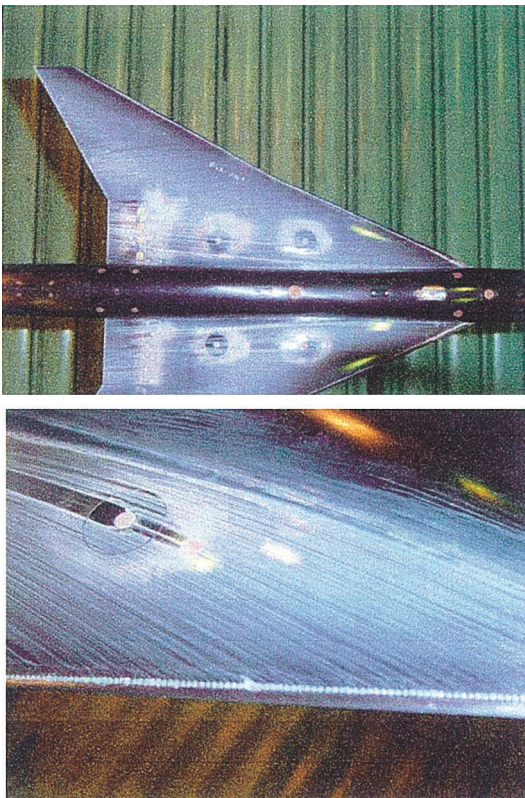


図 13 オイルフロー写真
(ラフネス付、 $M=2.0$ 、 $\alpha=2.0$)

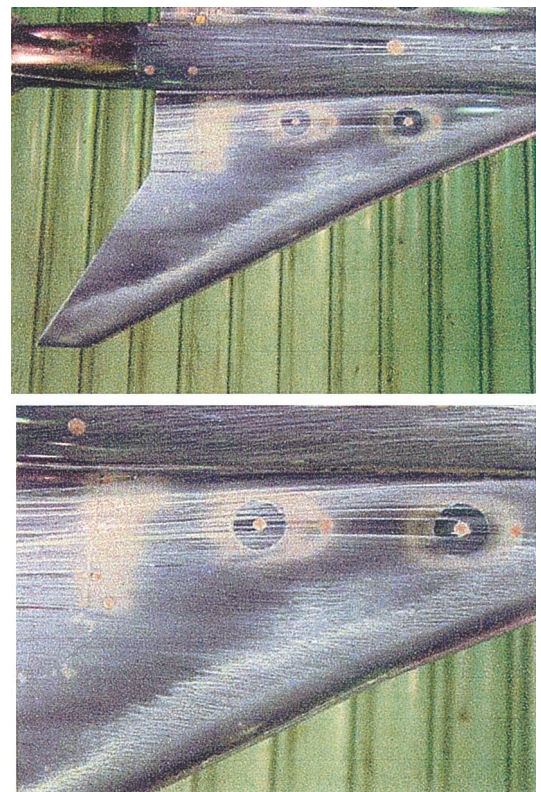


図 14 オイルフロー写真
(ラフネスなし、 $M=2.0$ 、 $\alpha=2.0$)