

No.11

07HOPE15%模型のNAL大低風試、
DRA5m低速風洞風試の結果比較

室田勝一、近藤洋史(航空宇宙技術研究所)

中野英一郎(宇宙開発事業団)

若井洋、松田昌三(富士重工)

Compasion of the Results of Tests on 07HOPE15% Model
in the NAL Large-Scale and DRA 5m Low-Speed Wind Tunnel

Katsuichi Murota, Hirofumi Kondou (NAL)

Eiichirou Nakano (NASDA)

Hiroschi Wakai, Msami Matsuda (FHI)

概要

現在HOPEの設計、開発のために国内外の多くの風洞で、対応風洞試験が実施されている。1996年よりNAL大型低速風洞もNAL/NASDA共同研究の一環としてこの対応風試に加わり、その年07HOPE形状15%模型の風試が航技研により行われた。その後宇宙開発事業団により、同模型を用いて英国(Defence Research Agency)5m加圧式低速風洞で対応風試が行われた。一方、模型の大きさは異なるものの同一形状模型による風試が、国内の二つの他風洞においてすでに実施されている。NAL大型低速風洞は、この対応風試に参加することにより、

- (1)風洞設備改修により新たに導入されたスティング支持装置による風試の測定精度を確認すること。
- (2)他風洞との風試データの差異を確認、把握するとともに、その原因の究明、改善を目指すこと。
- (3)HOPEの設計、開発に有用な風試データを提供すること。

を目的としている。

今回ノミナル値、Toleranceと呼ばれる統計量を用いて、上記の4風洞における07HOPE形状模型風試の結果の比較を行った。その結果を見ると、NAL大型低速風洞の風試データは、基本特性をはじめ、全般にわたり比較的良好であった。また、抗力係数を除くと4風洞全体の風試データのばらつきは、スペースシャトル開発における対応風試のものと同様、あるいはそれ以下であった。

1. はじめに

風洞も一種の計測装置と考えることができるが、一般の計測機器のように簡単に校正を行って、真値に対する誤差を推定、把握することは風洞の持つ特性上非常に困難である。そのため各国の開発風洞では風試結果と実機飛行試験結果との対応を図り、風

試データを修正する努力がなされてきた。一方、風洞試験のメートル原器とも言うべき標準模型が製作され、風洞間で国際的な対応試験が進められてきた。標準模型としてAGARDやONERA標準模型が世界的に有名である。過去、NAL遷音速風洞においてもこのONERA標準模型を使用した対応風

試¹⁾が行われた。また、低速風洞では国内の7つの開発風洞の対応風洞試験²⁾の実施が風洞研究会議で提起され、低速用の標準模型(国際的な低速標準模型は存在しないようである)が製作され試験が行われた。標準模型による対応風試のデータ比較では性能、技術水準が高く、実機開発の経験が豊かな風洞がおのずと基準となってくるようである。これは標準模型があくまで模型であり、実機飛行試験データがないこともその一因と考えられる。実機開発において大々的な対応風試が行われた例として、スペースシャトルの開発風試がある。この開発風試では風試データの信頼性を期するため、低速から極超音速の領域にわたり、数多くの風洞で対応風試が行われた。その風試時間の総計は、オービタ単体試験で27,000時間に及んでいる。このスペースシャトル開発・対応風試では、風試データの検討、評価にノミナル値とTolerance³⁾と呼ばれる統計量が導入された。現在設計、開発が進められているHOPEの対応風試データの検討、評価にも、これらの統計量が使われている。今回このノミナル値とToleranceを用いて、NAL大型低速風洞、DRA5m低速風洞、国内2風洞で行われた07HOPE形状模型・対応風試結果について比較を行った。本報告はこの比較結果について述べるとともに、NAL大型低速風洞とDRA5m低速風洞の近況並びに07HOPE風試状況についても述べる。

2. 供試模型

NAL大型低速風洞とDRA5m加圧式低速風洞の両風洞で使用された07HOPE形状模型の外形図を図1に示す。縮尺比はHOPE想定実機の15%で、胴体長が2.4mである。主翼平面形はダブルデルタ形状で、ストレーク及び主翼の後退角は、それぞれ77.2°、55°となっており、翼幅は1.364mである。主翼は上反角5°を有し、両端にはフィンが設けられている。主翼は大気圏再突入の際に、抗力により減速を行い空力加熱を減少させるために前縁半径が大きな形状になっている。主翼面積は1.463

m²、平均空力弦長が1.165mである。操舵面としてエレボン(エレベータとエルロンを兼ねた舵面)、ボディフラップ、ラダー、スピードブレーキを備えている。胴体底面部にはRCS(Reaction Control System)が設けられている。さらに底面部には底面圧力測定用の静圧孔が設けられている。本模型はDRA5m加圧式低速風洞の高い動圧に耐える強度、剛性を有する必要から、重量は約250kgとかなり重くなっている。モーメント基準点は実機の重心に相当する位置(胴体長の63.5%)とされている。本模型の主翼及びチップフィンには、前縁より10%局所コード長の位置に遷移点を固定させるためのラフネス(球径0.225~0.36mm、幅2.5mm)が設けられている。また、胴体部にはノーズ先端より5%の位置にラフネス(球径0.32mm、幅2.5mm)が設けられている。

3. 使用風洞及び装置

3.1 NAL大型低速風洞と模型支持方法

NAL大型低速風洞の07HOPE模型風試は、図2に示すようなスティング測定カート及び模型支持装置⁴⁾を用いて1996年11月に航技研が担当し行われた。風洞測定部の大きさは、高さが6.5mで幅が5.5mである。このスティング支持装置は現在多用されている“Quadrant”型とは異なり、模型迎角変更(±40°の範囲)の際、スティングポッドがストラットに沿って移動し、模型回転中心が常に風洞中心高さになるように補償される方式である。また本支持装置は二つの関節軸を有し、ロール角ではなく直接横滑り角(±25°の範囲)を設定できるようになっている。さらに地面効果試験のために模型高度の設定変更が可能となっている。スティング支持部の閉塞率は6%弱で通常のスティング支持装置に比べ幾分大きい。これは本支持装置が全モータ駆動式であることと、動的試験を考慮し大型のモータを使用しているためである。07HOPE風試で使用した直線スティングの直径は90mmである。6分力測定は大型低速風洞所有の内挿天秤で、底面圧力測定

はスキャニ・バルブにより測定された。また、模型迎角は Sensorex 社製サーボ加速度計により、横滑り角はスティング支持装置の角度エンコーダにより測定された。図3に07HOPE 模型のスティング支持風試状況を示す。

3.2 DRA5m 加圧式低速風洞

英国 DRA(Defence Research Agency)の5m 加圧式低速風洞⁵⁾は1977に稼動しエアバスの開発等に使用され20年を経ているが、高レイノルズ風試が可能な数少ない風洞として現在でもその魅力は失われていない。エアバスの競争相手である Boeing もこの風洞の大口ユーザーであり、1980年代後半には JADC により YXX 関連の風試がこの風洞で行われた。07HOPE の力風試は1997年2月に、国内風洞との対応風試並びにレイノルズ数効果データの取得を目的に、宇宙開発事業団によって実施された。

3.2.1 風洞の概要

DRA5m 加圧式低速風洞は図4に示すように単帰路回流形で、測定部は高さ4.2m、幅5mである。風洞内圧は300kPaまで加圧できる。送風機は固定ピッチで、11000KWのACモータと1640KWのDCモータの組み合わせにより回転数制御されている。最大風速は100m/sである。送風機ブレードは、当時としては先進的な複合材で作られている。風洞の風速、内圧、レイノルズ数は、プロセスコンピュータにより、完全な自動制御(PID制御)が行われている。レイノルズ数の設定範囲については、後述する。風洞測定部の主流方向の乱れは、0.1%と報告されている。

測定部北側には、スティング、ストラットをはじめ複数のカートが収納する“ベイ”と呼ばれる箇所がある。カートの入れ替えはベイの中央に設けられたターンテーブルを使って容易に行えるようになっている。ベイの一つは外挿、内挿天秤用の自動校正装置もセットされている。07HOPEの風試中、

すでにこのベイでは次の風試模型のセットが進められていた。図を見るとわかるように風洞制御、計測のオペレーション室やデータ室(計測装置、データ処理装置のある室)が測定部に近接しており、測定部、模型へのアクセスが非常に容易な作りになっている。このように開発風洞としての使い安さが随所に行き届いている。

3.2.2 風洞スタッフ

DRAのこの風洞は2シフトが組まれており、朝6時から夜10時まで、運転可能な体制になっている。図5は07HOPE風試実施に当たったDRA風洞のスタッフの構成である。DRAにおける07HOPE風試はその受け入れから、風試結果の提出までプロジェクト・マネージャーによって管理される。実際の風洞試験は風試進行責任者のシニア・テストコントローラ、模型姿勢角設定、計測操作を行うテストコントローラ、風洞運転を行う風洞・コントローラと呼ばれるスタッフによって実施される。各コントローラはそれぞれ3名ずつおり、2シフトに合わせてローテーションする。その他、風試内容に応じたデータ処理プログラムの作成に当たるソフトウェア・サポートと呼ばれるスタッフがいる。また、風試実施には直接関与していないが、試験方法や風試結果についてアドバイスを与える空力研究グループがある。他に、風洞試験の計測技術について研究、開発を担当するスタッフ、カートのセッティングや模型の取り付け等を専門に担当するスタッフもいる。

3.2.3 供試模型支持方法

DRA風試では07HOPE15%模型は図6に示すように Quadrant 形(回転半径約4.2m)のスティング支持装置により支持された。07HOPE風試では Quadrant の変角範囲が $\pm 18.5^\circ$ までで、最大設定迎角 26° を満たさないため、 19° のオフセットを持ったクランク形のスティングが使用された。しかし、これによってマイナス方向に対して直接迎角の設定ができなくなる。そのため Quadrant 部分に設

けられたモータ駆動・ロール変角機構によって180°反転し、さらにスティング先端部分のロールジョイント(油圧駆動による回転)で正支持になるように180°反転して試験が行われた。このような模型迎角設定方法で、±方向の風試データが整合するか危惧したが全く問題なかった。DRAでは動圧が高くなる(7.3kPa)ため、スティングの直径が245mmとNAL大型低速風洞のものに比べて非常に大きい。そのためDRA風試では模型胴体底面部に装備されているRCSを外し試験が行われた。6分力及び底面圧力の測定には、DRA所有の内挿天秤とPSI社製8400型のESP(Electroscopically Scanned Pressure Sensor)が使用された。また、模型姿勢角(ピッチ角及びロール角)の測定には、DRA所有のSunstrand社製サーボ加速度計が用いられた。さらに、ESPは風洞壁の干渉補正に使用する測定部静圧分布のリアルタイム測定にも使われている。図7にDRAにおける07HOPE風試状況を示す。測定部の各部に静圧分布測定用の圧力孔が多数設けられているのが見える。

3.2.4 風試データ処理システム

DRAのデータ処理システムは、現在も風洞建設時のものが使われている。しかし、設計思想が先駆的であり、すでに20年前から分散処理システムが実現されている。図8にそのデータ処理システムのブロック図を示す。外装天秤、内挿天秤、ESPの3種類の計測装置ごとにそれぞれデータ処理パッケージと呼ばれるコンピュータ(DEC社製16ビットミニコンPDP-11)を接続し風試データの収録が行われる。収録されたデータはデータ処理・総合管理用コンピュータ(DEC社製32ビットミニコンVAX)により処理され、4台の端末に空力係数等がリアルタイム表示される。07HOPE風試では、3台の端末に縦3分力空力係数が、残りの1台に底面圧力分布がリアルタイム表示され、レイノルズ数変化の重ねプロットも提供された。風試データのリアルタイム表示機能の充実ぶりを見ると、大口ユーザーであ

るBoeingの影響が窺える。このデータ処理システムのプログラムはDRAが専門メーカーに作成させたものであり、DRAソフトウェア・サポートは、取得した風試データのオンラインリアルタイム処理プログラムや各種補正を含めた二次処理用プログラムの作成に当たっている。

このデータ処理システムは、07HOPE風試の終了後、更新されるということである。新システムは風試データ取得の計測、制御を行うリアルタイム処理用とデータ処理用の二つの階層ネットワーク(LAN)で構成され、風試データベースシステムとしてOracle7 Relational Databaseが導入されるという。また、中核をなすワークステーションにはDECのAlphaシリーズが採用されと聞いている。

3.3 使用天秤の仕様

07HOPE15%模型風試でNAL大型低速風洞及びDRA低速風洞において使用された6分力内挿天秤の仕様を表1示す。NALの天秤の場合、力の誤差は大きいもので5N、モーメントの場合0.49Nmとなっている。一方、DRAの天秤容量は測定部動圧が高いため、NALのものに比べ非常に大きい。特に F_z は45,000Nもある。DRAからはこの天秤の精度に関し詳細は提示されていない。保証できる精度として、フルスケールに対する誤差として、0.1%という相場の値が示されている。 F_z を例に見ると誤差は45Nもあり、試験風速や風洞内圧が低い場合測定精度面で不利になってくる。現に試験風速40m/sで内圧100kPaで再現性確認風試が行われたが、この場合抗力やピッチングモーメント係数の再現性があまり良くないことが確認されている。

4. 試験条件及び計測項目

表2にDRAにおける07HOPE風試の模型姿勢角及び舵角の設定範囲を示す。迎角のスイープは2°ピッチで-6°から+26°に至る範囲で試験が行われた。この迎角スイープでは横滑り角が0°の他、+5°及び+10°にとったケースも実施された。試

験は基本特性(全舵角零度の形態)とエレベータ、エルロン、ラダーの3種類の操舵特性について行われた。設定操舵角は表に示すとおりである。この表に示した各設定値は、NALをはじめ07HOPEの国内低速風洞の風試結果と直接比較できる値に選ばれている。ちなみに、国内の操舵特性風試ではさらに広範囲の舵角について試験が行われているが、DRA風試では経費の関係から試験ケースが縮小されている。

DRA風試の試験風速及びレイノルズ数(基準長は07HOPE模型コード長)の設定点は、図9の●印で示した値である。この図にはNAL及び国内の二つの風洞(国内A,Bと呼ぶ)の試験風速及びレイノルズ数も併記してある。図中の実線はDRA風洞の設定レイノルズ数のエンベロップで、07HOPE風試では試験風速90m/s、風洞内圧300kPaでは、約20Millionが達成されている。この値は、HOPE想定実機のレイノルズ数(70Million)の約28%にあたる。一方、同図に示すようにNAL大型低速風洞の最高レイノルズ数は、4.8 Millionに、国内A,B風洞(縮尺比2.25及び5.5%模型)の場合は約2Millionに止まっている。

5. 風試データ処理、補正条件

NAL、DRA両風洞における07HOPE風試のデータ処理、補正条件を表3に示す。前述したように、模型姿勢角は模型に搭載した傾斜計等の機器により測定が行われた。気流偏向角は、DRAの場合が 0° で補正なし、NALの場合吹き上げが 0.1° あるため迎角の補正が行われた。また、NALの場合スティング支持部の影響で模型胴体後部で静圧勾配が幾分あるが、水平浮力としては比較的小さかったので補正なしとしている。底面抗力補正(Forebody抗力の算出)はNALの場合15点の底面圧力データで、DRA風洞の場合8点の底面圧力データをもとに行われた。次に閉塞効果、壁干渉(吹き上げ角の補正)の補正であるが、NALの場合従来から使用しているThom & Herriotの方法⁷⁾が、07HOPE模

型のような形状に適応できるか疑問があったことと、NAL大型低速風洞測定部の高さが6.5mと大きいこともあり、未補正のままDRAと比較することとした(DRA風洞測定部の高さは4.3mで、NALに比べ2m程小さい)。一方、DRAでは前述したように、模型姿勢角の設定毎にESPによりリアルタイム測定された測定部壁面の静圧分布をもとに閉塞効果、壁干渉(吹き上げ角の補正)がなされている。詳細は不明であるが、DRAの補正方法はAshillとWeeksが提案している手法⁸⁾で、測定した静圧分布をもとにラプラスの方程式をグリーンの公式で解いて閉塞効果による増速量、壁干渉による吹き上げ量を求めているようである。この種の手法は、ESPの出現により、開発風洞でも現実的なものとなり、海外で実用普及している。

6. 風洞間風試データの比較方法

スペースシャトルのような宇宙往還機は、機体の形状や飛行速度領域が従来の航空機と大きく異なる。また、従来機のように、段階的にテスト飛行を実施することが難しい。そのためNASAはスペースシャトルの開発風試で、複数の風洞で対応風試(低速風試では、Ames 40×80フィート風洞を含む4つの風洞で実施)を行い信頼性の高いデータを取得することを狙った。前述したように、この風洞間風試データの評価のためにノミナル値、Toleranceの二つの統計量が導入された。今回の07HOPE対応風試データの比較は、この統計量を使って行った。比較したNAL大型低速風洞、国内他風洞A,B、DRA風洞の07HOPE風試データは、図9の下側にある鎖線の枠で示した風速、レイノルズ数の範囲としている。前述したようにDRA風試の場合スティング径が非常に大きく、RCSなしの形態で試験が行われた。これについては国内風試で行われたRCSあり、なしの風試結果を参考にして、DRA風試データの検討を行った。また、風試データは国内風試の場合、基準とされるラフネスONのものを使用した。一方、DRA風試では

ノミナル値を求める風速(レイノルズ数)において、ラフネスあり、なしの差が国内風試に比べ大きかったため、風試データはラフネスなしのものを使用した。

6.1 ノミナル値

開発段階では真値とも言うべき実機空力データがないため、風洞間風試データに基準値を定めないと比較検討できない。この基準値が風洞間風試データのノミナル値と呼ばれるものである。図10に示すように、複数の風洞試験で得られたばらつきを持った空力係数データが正規分布に従う標本と仮定して、統計学の回帰分析⁹⁾を適用する。回帰分析は独立変数に迎角 α 等を、従属変数に空力係数を選び、多項式を推定モデルに定めている。この多項式で推定(カーブフィット)される値がノミナル値である。今回07HOPE風試の結果比較では、多項式の次数を6次を選びノミナル値を定めた。多項式の係数は最小自乗法によって求められる。最小自乗法は推定値の偏差の自乗和を最小にしているため、ノミナル値の算出は標本の外れ値(異常値)の影響を強く受けることになる。

6.2 Tolerance

Toleranceは風洞間で得られた風試データの標本のばらつき、分散を示す指標である。図11はスペースシャトル開発風試で使用されたToleranceの定義を表したものである。図11の式に示すように風試データの標本値 y_i と回帰による推定値 y_1 。(ノミナル値)から求めた標準誤差 σ の3倍をToleranceと呼んでいる。ここで、Nは標本数、mは推定モデルの次数である。3 σ のToleranceの範囲を外れる風試データは、標本1000個に対し確率的に3つのデータと言うことになる。同図に示すように風洞間風試データのノミナル値は真値ではなく、支柱干渉、壁干渉、レイノルズ数効果等が完全補正されないために生じるバイアスが含まれる。スペースシャトルの飛行制御則は、風洞間風試データをノ

ミナル値とこの3 σ のToleranceで評価することにより設計が行われた。HOPEの設計においても、これと同様な手法で風洞間風試データの評価が進められている。そして今、対象風洞はスペースシャトル風試のToleranceに入る風試データが取得できることを求められている。ノミナル値とToleranceによる風洞間風試データの評価では、基本的に各風洞は統計的手法により平等な扱いを受けることになる。

7. 07HOPE 風試結果の比較

より多くの風洞間風試データをもとにノミナル値とToleranceを算出し、07HOPE低速風試データの比較を行うために、4つの風洞のデータを使用することとした。具体的には前述したようにNAL大型低速風洞、DRA風洞の風試データの他、国内A,Bも使用した。風試結果の比較は、通常風試レイノルズ数とDRA風洞の高レイノルズ数風試で取得された基本特性、横滑り特性、操舵特性について行った。比較風試データは、縦3分力空力係数が、安定軸まわり、横3分力空力係数が機体軸まわりの値で整理されている。風試結果の比較にあたり、まずRCSあり、なしを検討した。国内風試のRCSあり、なしの基本特性結果を見ると、次のようなようなことが言える。

- ・揚力係数 CLS $\sim \alpha$ 特性に差異は見られない。
- ・抗力係数(Forebody) CDSforebody $\sim \alpha$ 特性では、RCSなしの場合30カウント(0.0030)程低い。
- ・ピッチングモーメント係数 CmS $\sim \alpha$ 特性に差異は見られない。

7.1 基本特性

(1) 揚力係数

図12は揚力基本特性のToleranceを示したものである。図中の実線が4風洞の風試データから求めたノミナル値である。標本総数は100点である。主翼翼面上の前縁剥離渦の部分的な崩壊が始ま

と思われる迎角 α が 22° 付近以上では、風試データ間に差が現れている。この領域は、HOPE 飛行姿勢角範囲ではないこともあり、ノミナル値、Tolerance 検討の対象外としている。図 13 は各風洞データとノミナル値との偏差の最大、最小値を風試誤差 CLS_error と定義して整理したものである。図中で太い実線が風試誤差、細い実線が内挿天秤の誤差量を空力係数に換算したものである。NAL データはノミナル値に対するバイアス及び偏差の幅が比較的小さい。DRA 風試データはバイアス、最大、最小値の偏差幅ともに大きい結果(公称天秤誤差と同程度)となっている。しかしながら、4 風洞の揚力係数データの Tolerance は、図中に示すように ± 0.0198 で、() 内に示したスペースシャトル風試の Tolerance 値 ± 0.0216 内に入っている。

(2) Forebody 抗力係数

Forebody 抗力係数の Tolerance を図 14 に示す。ノミナル値に対する抗力係数のばらつきは揚力係数に比べて大きい。抗力係数の Tolerance は図 15 の風試誤差のグラフに示すようにスペースシャトルの場合に比べて 2 倍程度ある。最大、最小の偏差の幅とバイアスを見てみると、NAL と国内 A 風洞は比較的小さく、スペースシャトルの Tolerance に入っている。しかし、DRA、国内 B 風洞の誤差はスペースシャトルの Tolerance を越えている。DRA 風洞の場合、Forebody 抗力係数が他風洞データに比べて小さい値を示している。これはスティング径が大きいことや RCS が大きいことが大きく影響しているものと思われる。

(3) ピッチングモーメント係数

ピッチングモーメント係数 $CmS \sim \alpha$ の Tolerance は、図 16 に示すようになっている。ピッチアップの始まる迎角 20° 以下では、全ての風洞データが同様な傾向を示している。しかし、国内 B のデータは他風洞に比べ低めである。そのために実線のノミナル値が下方にシフトする結果になっている。ピ

ッチアップは、主翼翼面上の前縁剥離渦の崩壊が後縁部分から始まり、主翼の圧力中心が前方に移動するためである。図中で一番レイノルズ数の高い D-RA 風洞データ ($Re=5.6$ Million) のみ、ピッチアップが現れていない。この原因としてレイノルズ数の違い、スティング支持干渉等が考えられる。ピッチングモーメントの風試誤差は、図 17 のようになっている。NAL 風洞のデータはノミナル値に対するバイアス、偏差の幅が一番小さい。DRA 風洞データの偏差幅は幾分大きい、バイアスはほとんどない。すでに述べたように国内 B は、他の風洞に比べて、バイアス、偏差の幅ともに大きい。4 風洞のピッチングモーメント CmS の Tolerance は、図中に示すように ± 0.0123 で、スペースシャトル (± 0.01) に近い値になっている。

7.2 横滑り特性

図 18 に基本・横滑り特性の一例として、横滑り角 $\beta = +10^\circ$ のヨーイングモーメント $\Delta CnB \sim \alpha$ 特性を示す。ここで、 ΔCnB は $\beta = +10^\circ$ の CnB と $\beta = 0^\circ$ のベースライン CnB との差分である。グラフ $\alpha = 0^\circ$ 、 $\beta = +10^\circ$ を見るとわかるように、 ΔCnB は負の値を示しており、07HOPE 形状の方向安定は負となっている。これはチップフィンによる風見安定の効果以上に、胴体、特にノーズ部に発生する力による負のヨーイングモーメント¹⁰⁾が大きいためではないかと考えられる。図中で迎角が 10° 以上になると ΔCnB がプラス方向に転ずる傾向が見られる。この現象はレイノルズ数の一番高い DRA 風洞データ ($Re=5.6$ Million) では、他風洞よりも大きい迎角で発生している。この現象は高迎角になると、胴体前頭部に作用する横力が負から正方向に転ずる¹⁰⁾ためではないかと推測されるが明らかではない。ヨーイングモーメントの風試誤差は、図 19 に示すようになっている。上記の様な非線形現象が現れているため、風試誤差の検討範囲は $\alpha = 15^\circ$ までとしている。NAL、DRA 両風洞のデータは、同程度の偏差の幅になっている。Tolerance はスベ

ースシャトルとほとんど同じで、 ± 0.00409 に収まっている。ここには示していないが、他の基本・横滑り特性(横力、ローリングモーメント)においても、NAL風洞データはDRA風洞データとほぼ同等のバイアス、偏差の幅を示しており、4風洞のToleranceもスペースシャトルと同程度の結果が得られている。

7.3 操舵特性

取得された操舵特性データのうちの一つ、エレベータ舵効きのピッチングモーメント特性 $\Delta C_{mS_elv} \sim \alpha$ 特性のToleranceを図20に示す。エレベータ舵角 δe は $+10^\circ$ である。縦軸の ΔC_{mS_elv} はエレベータ舵角零度と $+10^\circ$ との差分である。迎角 -4° から $+20^\circ$ の範囲にわたって、NAL風洞データは実線のノミナル値に近い値を示している。これは図21の C_{mS_elv} の風試誤差を見ると良くわかる。NAL、国内A両風洞データの偏差幅が一番小さく、ついでDRA風洞が小さい。しかし、国内AとDRA風洞のデータは、ノミナル値に対し絶対値で0.002程度のバイアスを持っている。国内Bはバイアスはないものの、偏差の幅が風洞間で一番大きい。しかしながら、この4風洞のデータのToleranceはスペースシャトルの ± 0.0145 に対し、 ± 0.00783 と良好な結果となっている。ここには示していないが、エルロン、ラダー操舵特性においても、NAL風洞データのバイアスと偏差の幅はDRA風洞データと同程度であった。また、Toleranceもスペースシャトルの値以下であることを付記する。

7.4 レイノルズ数効果

7.4.1 基本特性

(1) 揚力係数

レイノルズ数を変化させた場合の揚力係数 $CL_S \sim \alpha$ 特性を図22に示す。図中の○印がNAL風洞データ($Re=4.8$ Million)、他がDRAのレイノルズ数5.6から19.9Millionのデータである。実線が前項で示した4風洞の低レイノルズ数風試データのノミ

ナル値である。グラフを見るとわかるように、迎角 23° 以上を除くとレイノルズ数の増加に伴う変化はほとんど見られない。迎角 23° 以上では、DRAのレイノルズ数5.6Millionの揚力係数が伸びているにも拘わらず、それより高いレイノルズ数では、揚力係数が逆に低下する特徴的な結果となっている。この現象は主翼前縁曲率半径の大きなデルタ翼に見られるもの¹¹⁾で、レイノルズ数増加に伴って、主翼翼面上の前縁剥離渦によるサクションピークが減少するためであると言われている¹²⁾。図23はDRA風洞のレイノルズ数効果試験のラフネスON、OFF時の揚力係数 ΔCL_S である。 ΔCL_S はノミナル値との差分量である。レイノルズ数5.6MillionのラフネスON、OFFの違いは、それより高いレイノルズ数の場合に比べると大きく、2倍程度の差異がある。国内風試におけるラフネスON、OFFの効果では、これ程の違いは見られない。ラフネスの大きさ(高さ)は、国内、DRA風試ともに、文献13に従って定められた。この原因として風洞測定部の気流の乱れの違い、ラフネス取り付けの均一性(再現性)、レイノルズ数5.6Million付近での特異性等が考えられるが明らかではない。ラフネスの使用には問題点もあるようで、状況によっては悪い結果になることもある¹²⁾。レイノルズ数によってデルタ翼翼面上の2次剥離線がスパン方向に移動するため、これを固定するようにラフネスを2次剥離線に沿って取り付けている例もある。このラフネスの件に関しては、さらなる検討が必要である。DRA風試のラフネスON、OFFを含むレイノルズ数効果の揚力基本特性は、ほぼTolerance内に入っている。

(2) Forebody 抗力係数

Forebody抗力係数は図24に示すように、レイノルズ数の増加に伴う顕著な差は見られない。図25はレイノルズ数効果試験のラフネスON、OFF時のForebody抗力係数 ΔC_{DS} のデータである。ラフネスONによる乱流領域拡大で、抵抗が増加する傾向は見られる。揚力係数と同様、レイノルズ数が

5.6 Million のとき一番ラフネス ON、OFF の差が大きい。迎角 15° 以下では、レイノルズ数の増加による抵抗の減少傾向は確認できる。19.9 Million までのレイノルズ数効果データは、ほぼ Tolerance ± 0.0134 の値の範囲内に入っている。

(3) ピッチングモーメント係数

図 26 に示すようにピッチングモーメント係数は、レイノルズ数の増加に応じて、頭上げ方向にシフトする傾向が見られる。ピッチアップはレイノルズ数 10.6 Million 以上のとき迎角 25° 付近で起きている。それより低い 5.6 Million の場合は、ピッチアップする迎角はさらに伸びており、主翼後縁部の前縁剥離渦の崩壊が、それより高いレイノルズ数の場合よりも遅くなっていることになる。これについては圧力分布データや流れの可視化情報がないためその原因は明らかではない。図 27 に示すようにラフネス ON、OFF の違いは比較的大きいが、Tolerance 内には入っている。ラフネスを ON にするとピッチングモーメントは頭下げ方向にシフトする傾向が見られる。レイノルズ数が低い(5.6 Million) ラフネス ON のデータが、レイノルズ数の高いラフネス OFF のデータに近づく傾向にはなっていない。ラフネス ON でピッチングモーメントが頭下げ方向にシフトする傾向は、国内風試の結果と異なっている。

7.4.2 横滑り特性

図 28 に基本・横滑り特性のレイノルズ数効果の一例として、横滑り角 10° のヨーイングモーメント $\Delta C_{nB} \sim \alpha$ 特性を示す。レイノルズ数が 5.6 と 10.3 Million とでは、ヨーイングモーメントがプラス方向に変化する迎角値に違いが見られるが、10.3 Million 以上では際だったレイノルズ数との相関は見られない。また、図 29 のようにラフネス ON、OFF の違いはほとんどない。ここには示していないが、横力、ローリングモーメントについては、どちらも 5.6 Million から 19.9 Million の範囲にわた

り、レイノルズ数の影響はほとんど見られない。

7.4.3 操舵特性

操舵特性におけるレイノルズ数効果試験の結果例としてエレベータ舵効きのピッチングモーメント特性 $\Delta C_{mS_elv} \sim \alpha$ 特性を図 30 に示す。レイノルズ数の影響はほとんど見られず、Tolerance 内に入っている。これ以外の操舵特性においてもレイノルズ数による顕著な影響は見られない。

8. まとめ

07HOPE 模型の NAL 大型低速風洞、DRA 加圧式低速風洞、国内他風洞の風試データをノミナル値と Tolerance を使って比較した結果、

- (1) 抗力係数を除く風試データの Tolerance は、スペースシャトル開発・対応風試のものとはほぼ同程度、あるいはそれ以下であった。
- (2) NAL 大型低速風洞の風試精度は比較的良好であった。

07HOPE 模型の DRA 高レイノルズ数風試結果は、

- (1) レイノルズ数の増加に伴い、高迎角で揚力が低下する“前縁曲率半径が大きなデルタ翼”特有の現象が確認された。
- (2) ピッチングモーメント係数がレイノルズ数の増加に伴って、頭上げ方向にシフトする傾向が確認された。
- (3) その他の特性には、大きな差異は認められなかった。

今後の課題として、NAL 大型低速風洞の風試精度の向上のために、

- (1) スティング支持干渉の把握とその補正。
- (2) デルタ翼風試模型に対応できる閉塞、壁面効果の補正方法の導入。(DRA 風洞のような測定部静圧分布による方法等)
- (3) デルタ翼模型風試におけるラフネス使用方法の検討、可視化による遷移位置、模型まわり流れの把握。

等が挙げられる。

終わりに、宇宙開発事業団より DRA 風洞の 07 HOPE 風試に立ち会う機会を与えて戴き、貴重な体験をすることができました。この場を借りて深くお礼を申し上げます。

参考文献

- 1) 沢田秀夫他 : 2m×2m 遷音速風洞における ON-ERA 標準模型試験結果, 航空宇宙技術研究所資料, TM-616, 1990
- 2) 広末健一他 : 7 風洞による対応風洞試験結果, 航空宇宙技術研究所資料, TM-520, 1983
- 3) W.E.Bornemann et al. : Aerodynamic Design of the Space Shuttle Orbiter, AGARD CP-247, 1979
- 4) 萱場重男他 : 大型低速風洞の概要, 航空宇宙技術研究所資料, 近刊予定
- 5) A.Spence et al. : The RAE 5 Metre Pressurised low Speed Wind Tunnel, ICAS PAPER, 1978
- 6) D.S. Woodward et al. : Design and Development Features of the DRA 5m Low Speed Pressurised Wind Tunnel, Proceedings of the 2nd International Symposium on Aeronautical Science and Technology in Indonesia, 1996
- 7) 佐藤淳造 : 大型低速風洞壁面効果補正要領, 航空宇宙技術研究所資料, TM-237, 1972
- 8) P.R.Ashill and D.J.Weeks : A Method for Determining Wall-Interference Corrections in Solid-Wall Tunnels from Measurements of Static Pressure at the Walls, AGARD CP-335, 1982
- 9) R.S.Figliola and D.E.Beasley : Theory and Design for Mechanical Measurements, John Willey & Sons INC, 1995
- 10) A.M.Skow et al : Forebody/Wing Vortex Interactions and Their Influence on Depature and Spin Resistance, AGARD CP-247, 1988
- 11) W.H.Wentz Jr. and D.L. Kohlman : Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wing, J. AIRCRAFT Vol.8, NO3, 1971
- 12) J.S.Szodruch : Delta Wing Configurations, AGARD AR-224, 1988
- 13) A.L.Braslow and E.C. Knox : Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5, NACA TN-4363, 1958

表1 天秤仕様

NAL 大型低速風洞

	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	Mx (Nm)	My (Nm)	Mz (Nm)
容量	2,942	981	6,865	392	981	392
誤差	5	1.1	4.8	0.47	0.49	0.196
誤差/容量(%)	0.17	0.11	0.07	0.12	0.05	0.05

DRA 低速風洞

	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)	Mx (Nm)	My (Nm)	Mz (Nm)
容量	8,000	10,000	45,000	6,000	9,000	6,000
誤差	8	10	45	6	9	6
誤差/容量(%)	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1

表2 DRA風試 模型姿勢角、舵角設定範囲

設定項目	設定範囲 (deg)
迎角 α	-6 ~ (2) ~ +26
横滑り角 β	0, +5, +10 (迎角スリーブ)
エレベータ舵角 δe	-10, -5, 0, +5, +10
エルロン舵角 δa	0, +5, +10
ラダー舵角 δr	0, +5, +10

表3 風試データ処理、補正条件

項目	NAL	DRA
模型姿勢角	α : 傾斜計 β : エンコーダ	α : 傾斜計 ϕ : 傾斜計
気流偏向角補正	+0.1° (吹き上げ)	0.0°
静圧勾配補正	$dC_p/dx=0.0$	$dC_p/dx=0.0$
底面抗力補正 (スティング占有面積)	底面圧力 15点 (3.6%)	底面圧力 8点 (26.7%)
閉塞効果補正	なし (Thom & Herriotの方法)	測定部静圧分布の オンライン測定
壁干渉 (吹き上げ角補正)	なし	測定部静圧分布の オンライン測定

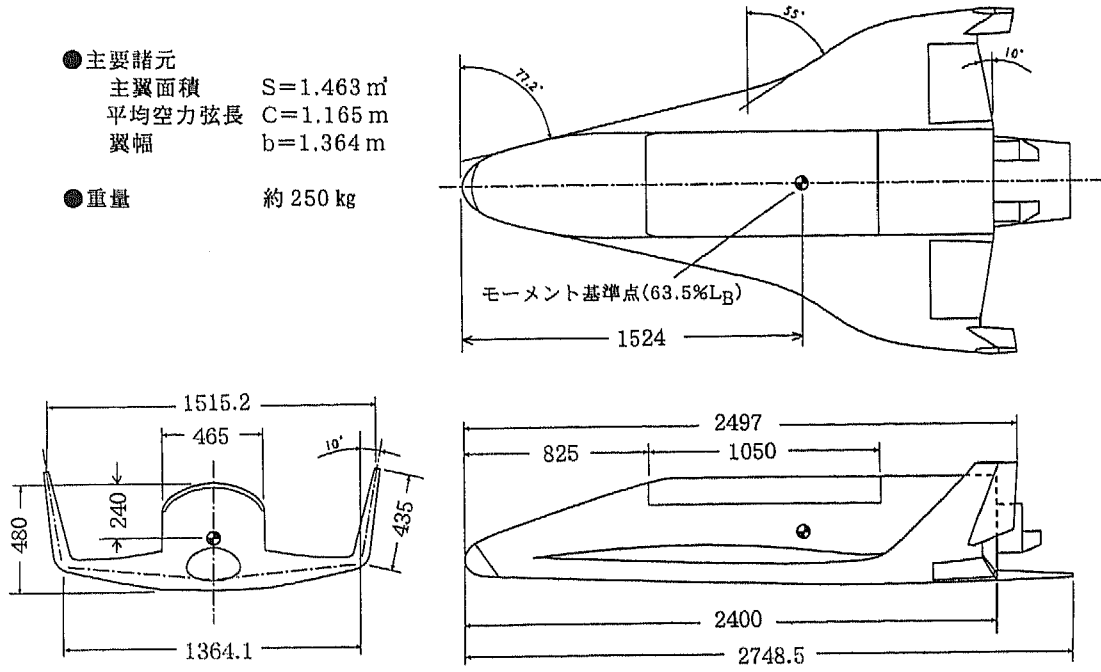


図1 07HOPE 形状 15%低速風試模型(基本形態)

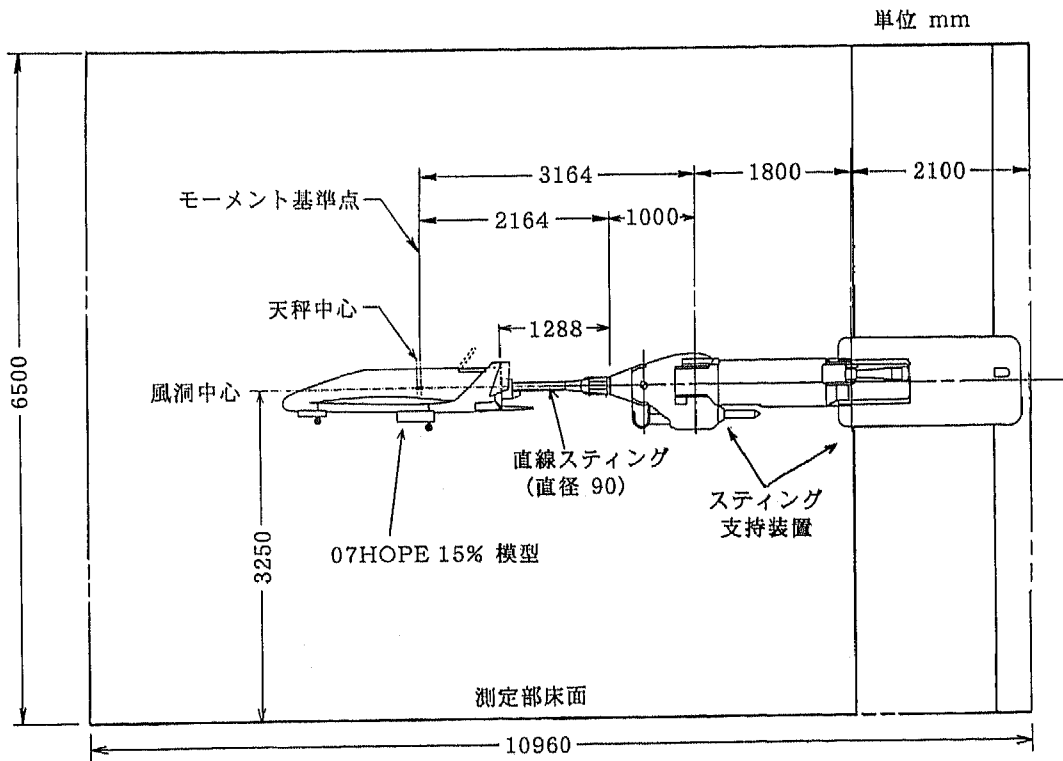


図2 NAL 大型低速風洞 07HOPE 模型支持方法

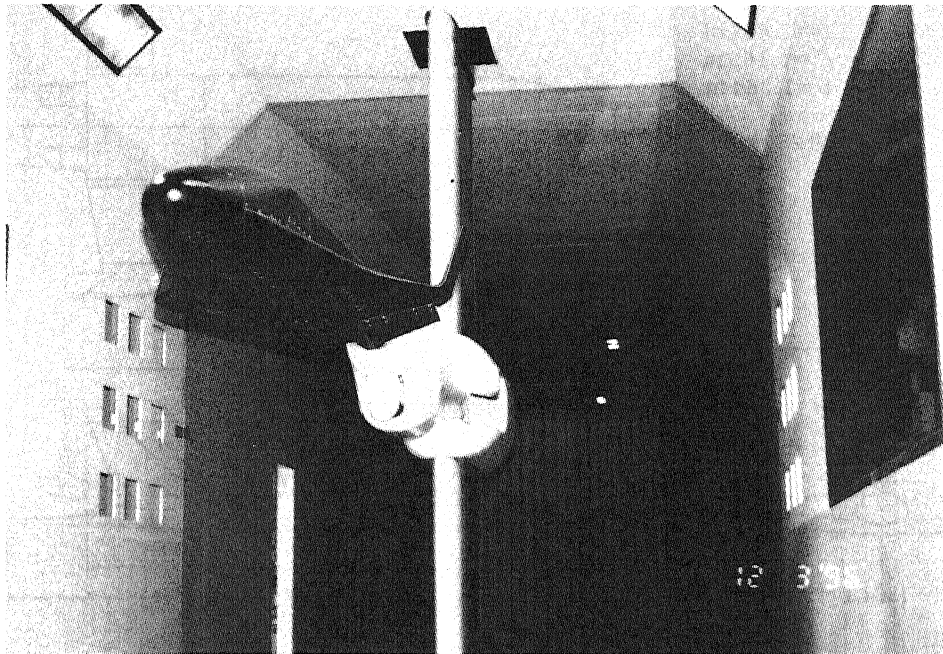


图3 NAL大型低速風洞 07HOPE 風試狀況

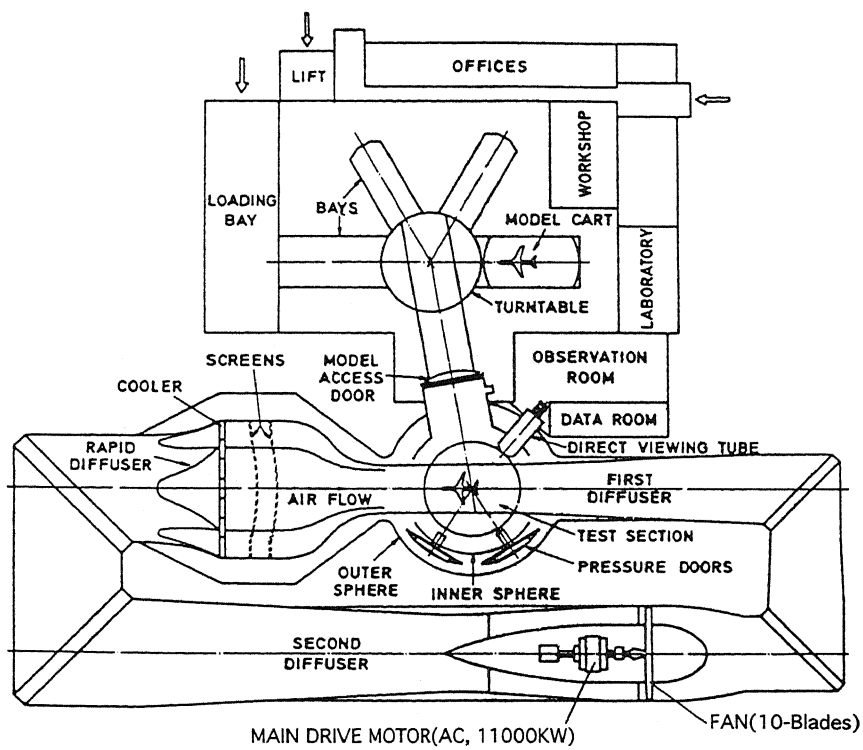


图4 DRA5m 加压式低速風洞

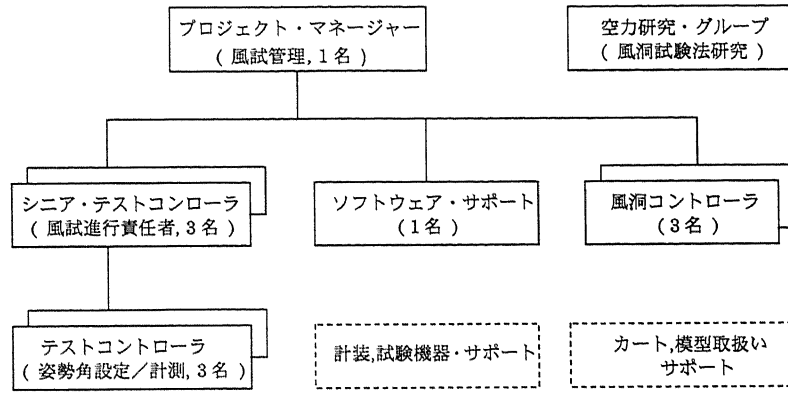


図5 DRA 低速風洞・スタッフ

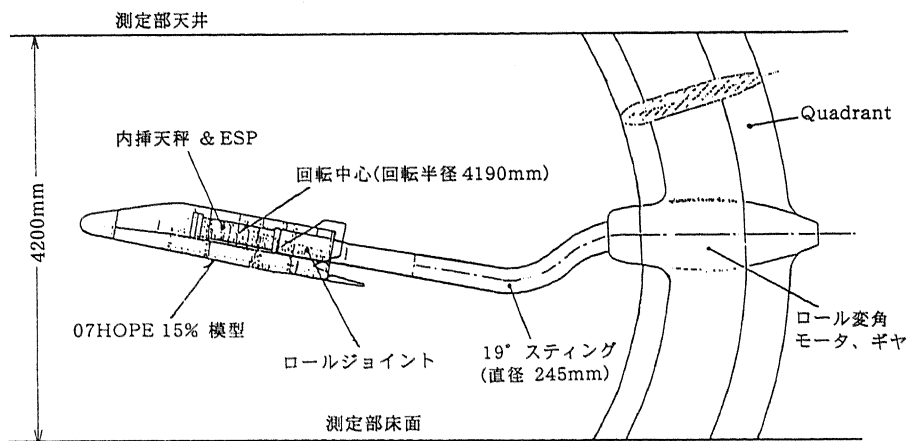


図6 DRA 07HOPE 模型支持方法

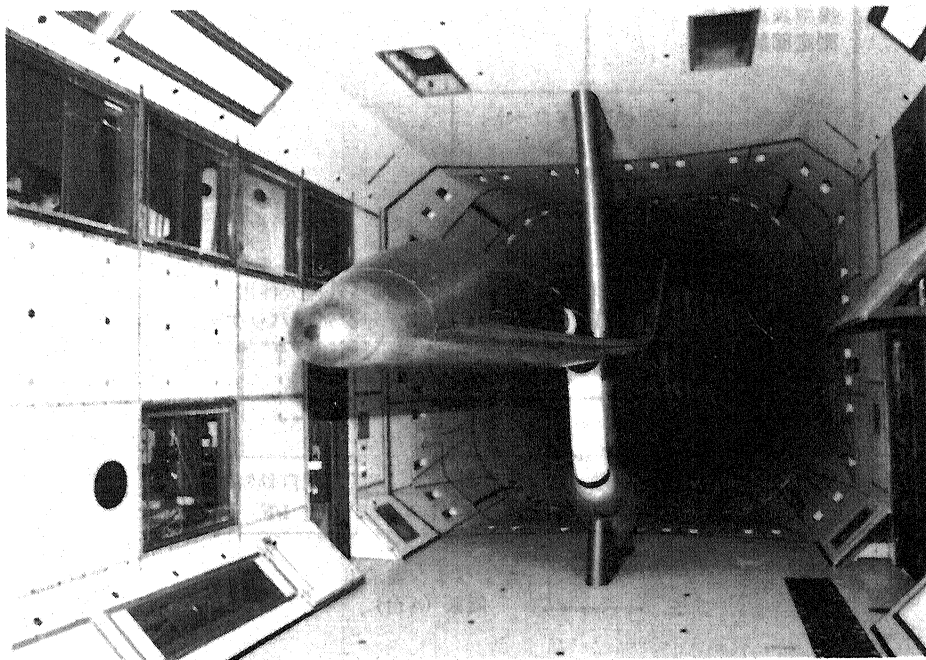


図7(a) DRA 07HOPE 風試状況(上流より)

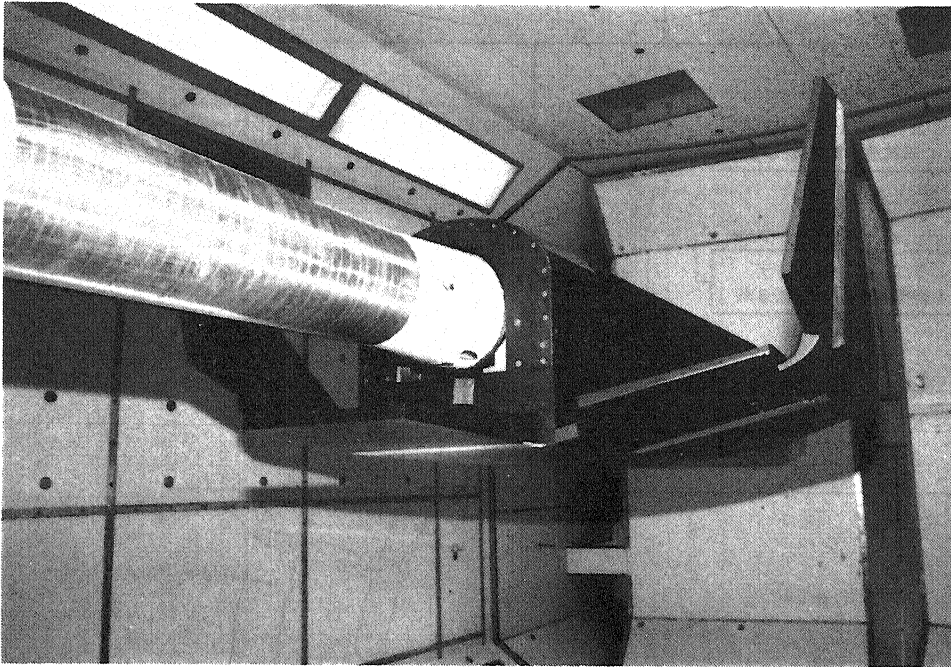


図 7(b) DRA 07HOPE 風試状況(模型胴体底面)

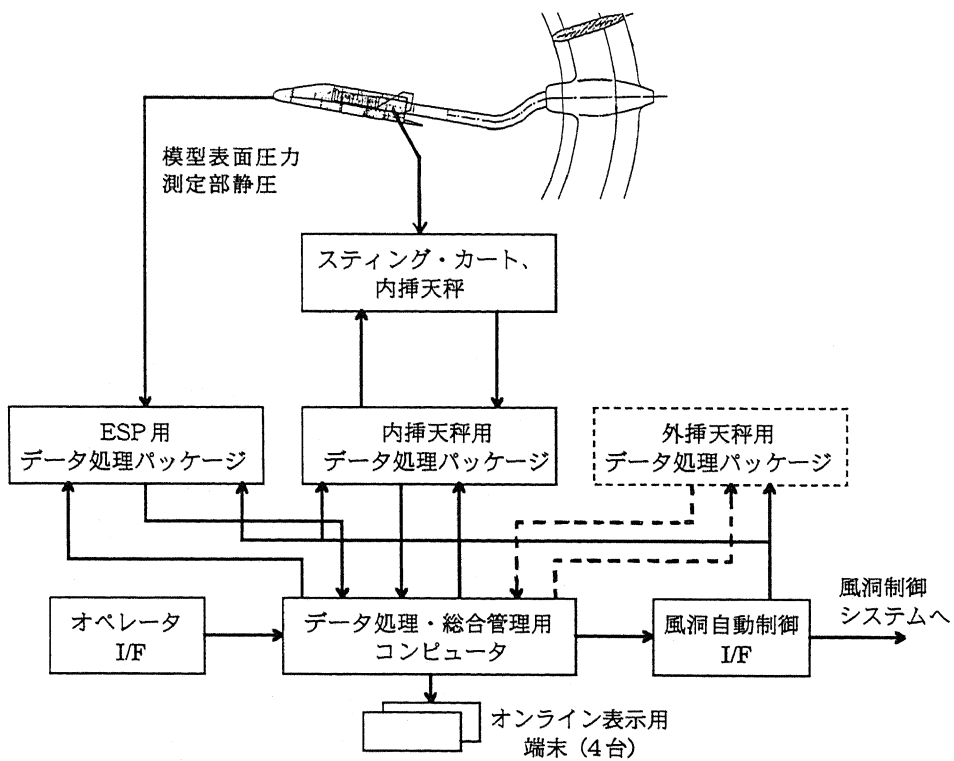


図 8 DRA 風試データ処理システム

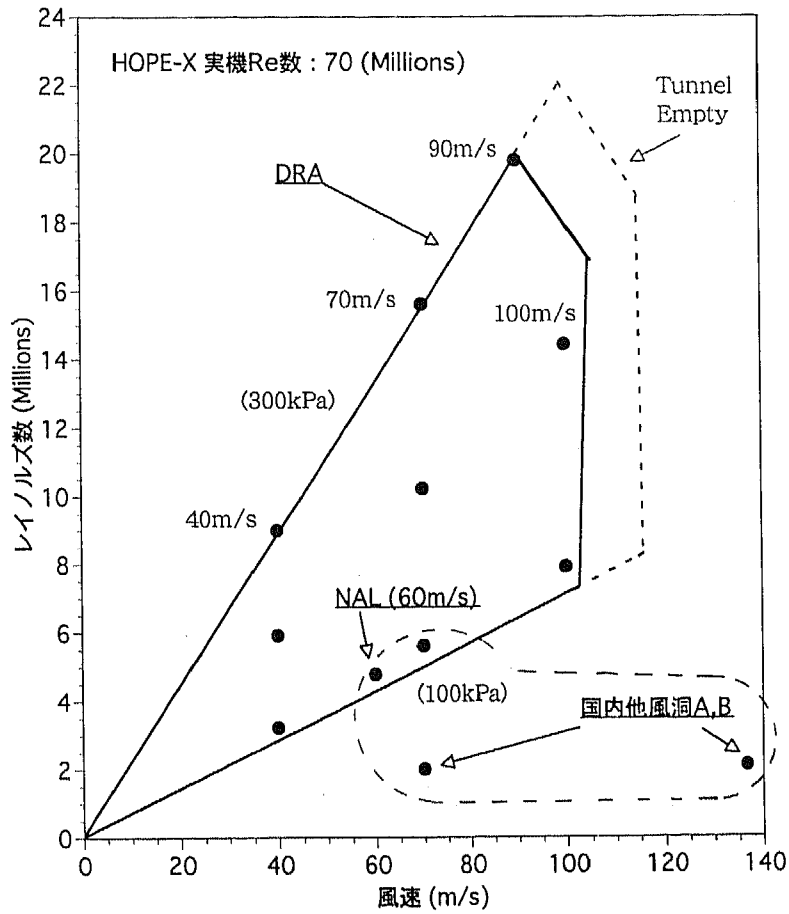


図9 07HOPE 風試 試験風速、レイノルズ数設定範囲

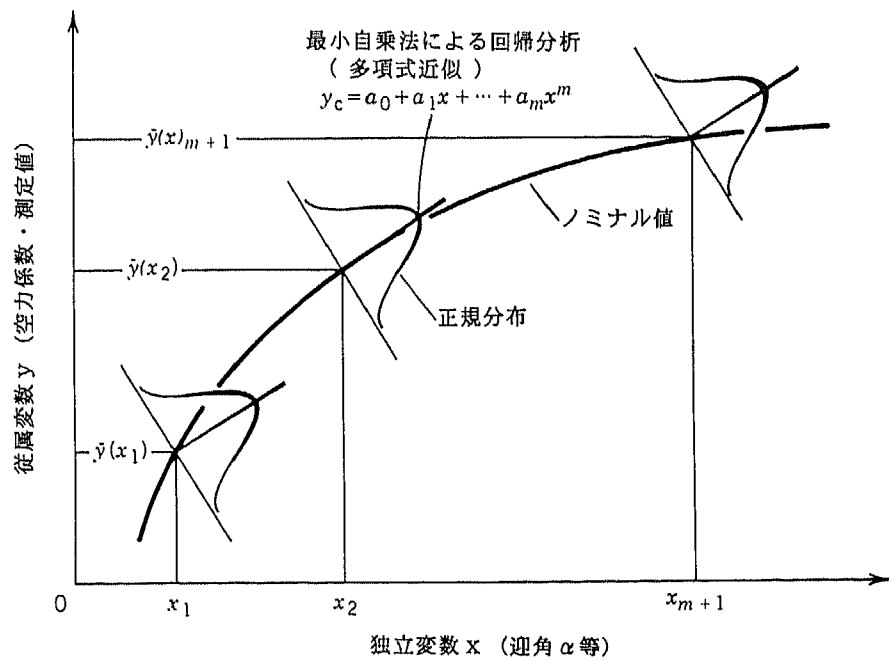


図10 風洞間風試データのノミナル値

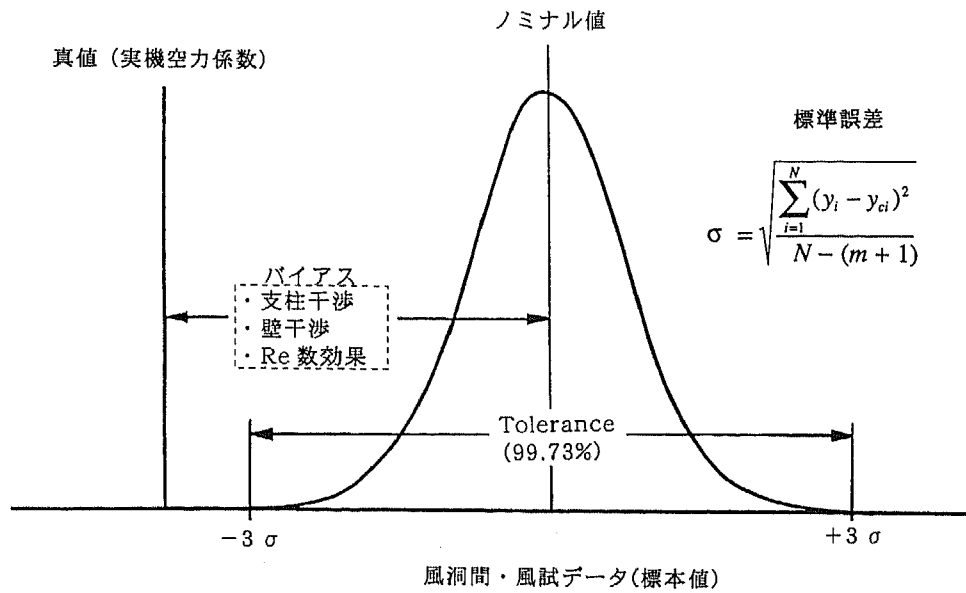


図 11 風洞間風試データの Tolerance

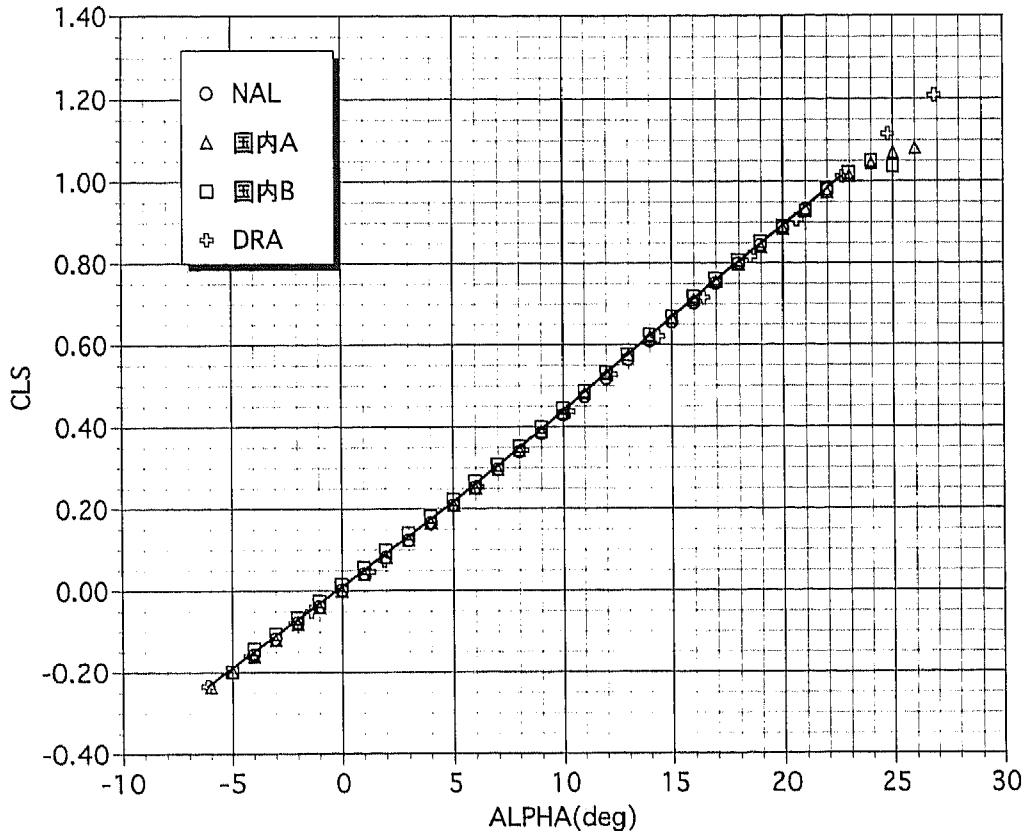


図 12 基本特性 揚力係数の Tolerance

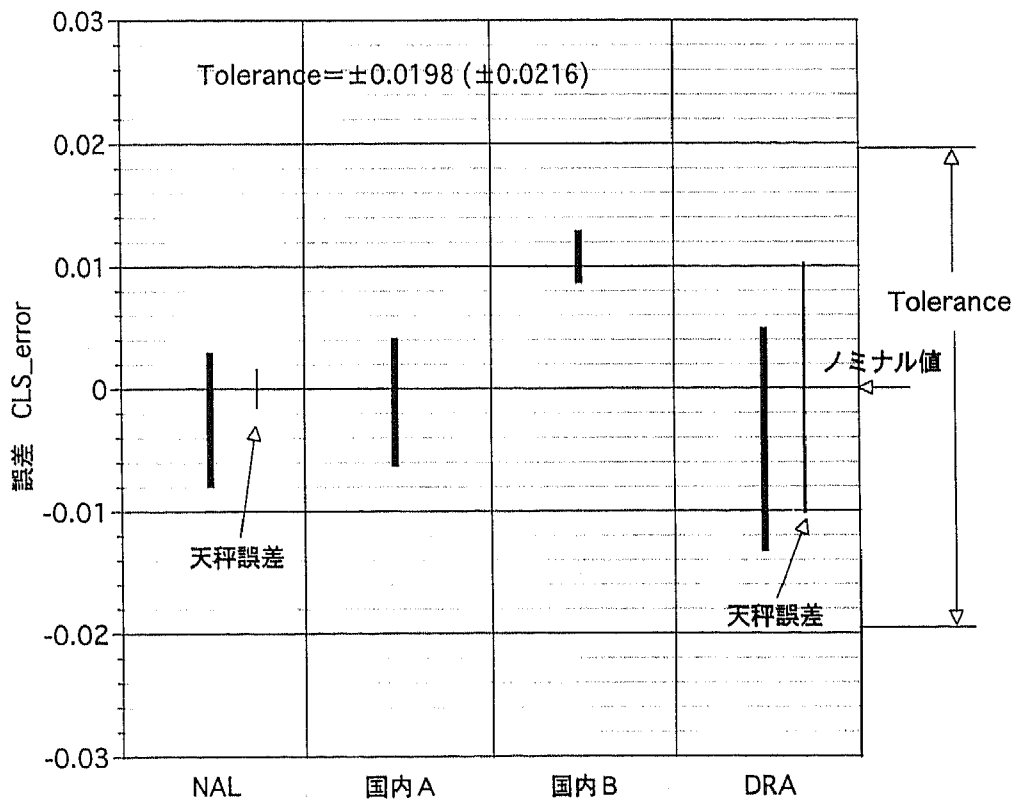


図 13 風試誤差 基本特性 揚力係数

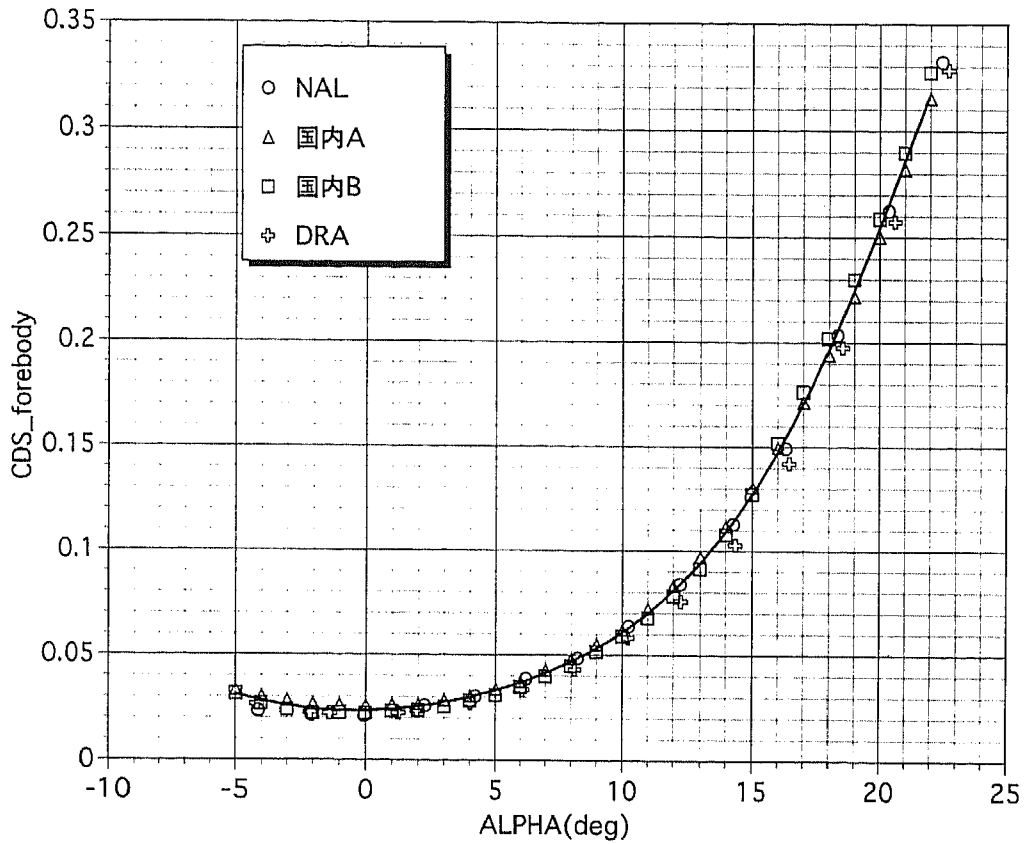


図 14 基本特性 forebody 抗力係数の Tolerance

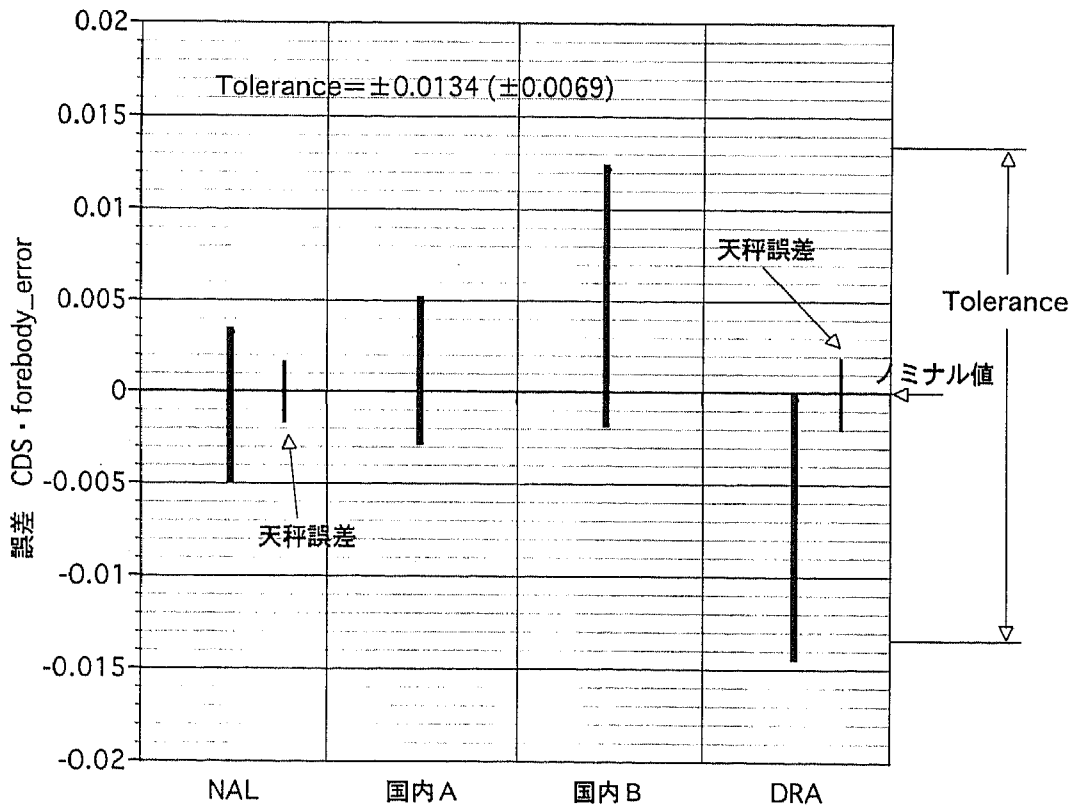


図 15 風試誤差 基本特性 forebody 抗力係数

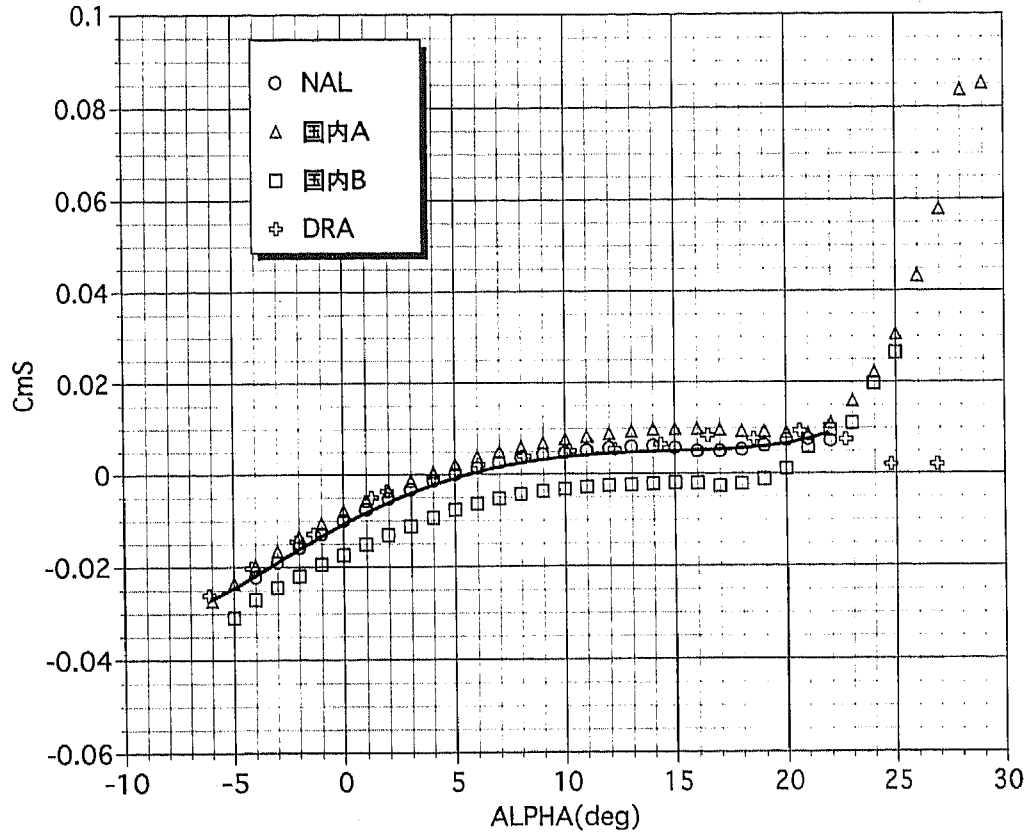


図 16 基本特性 ピッチングモーメント係数の Tolerance

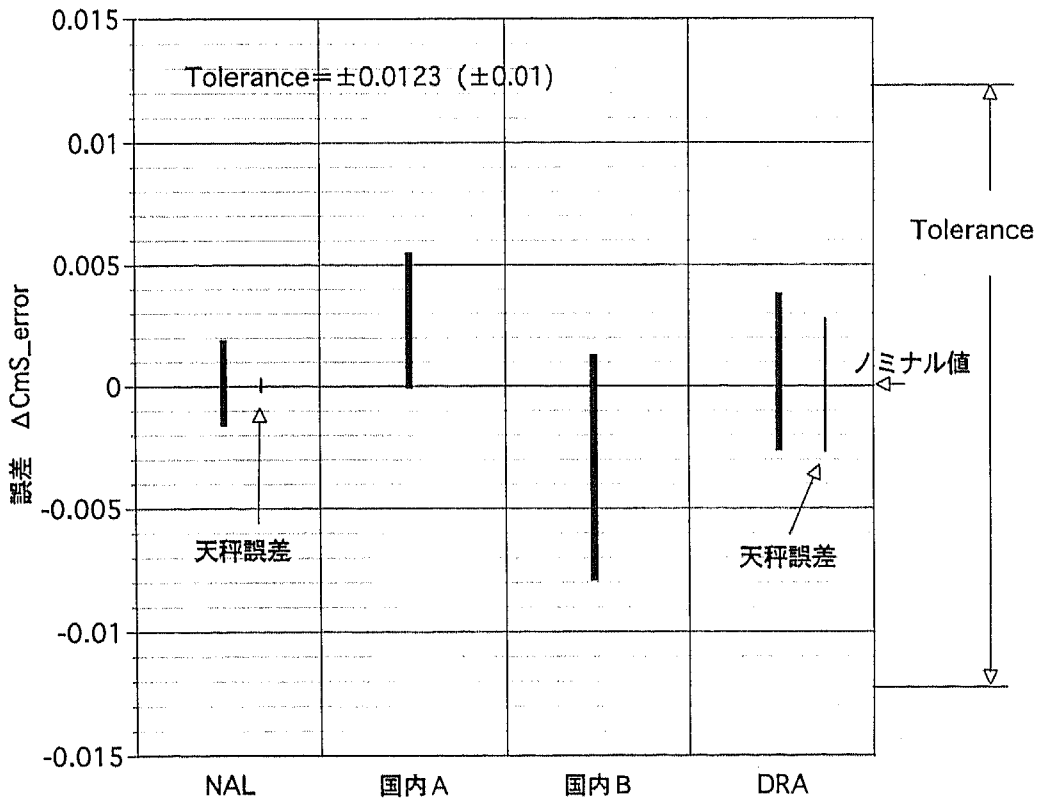


図 17 風試誤差 基本特性 ピッチングモーメント係数

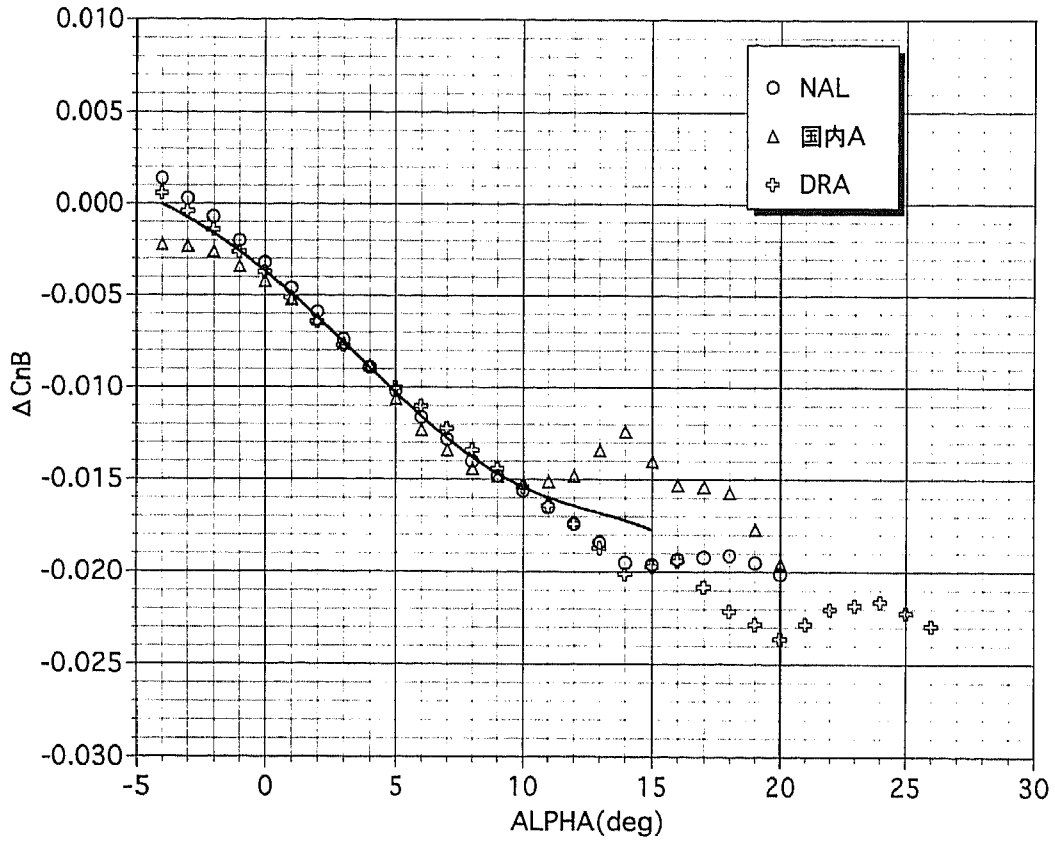


図 18 基本・横滑り特性 ヨーイングモーメント係数の Tolerance

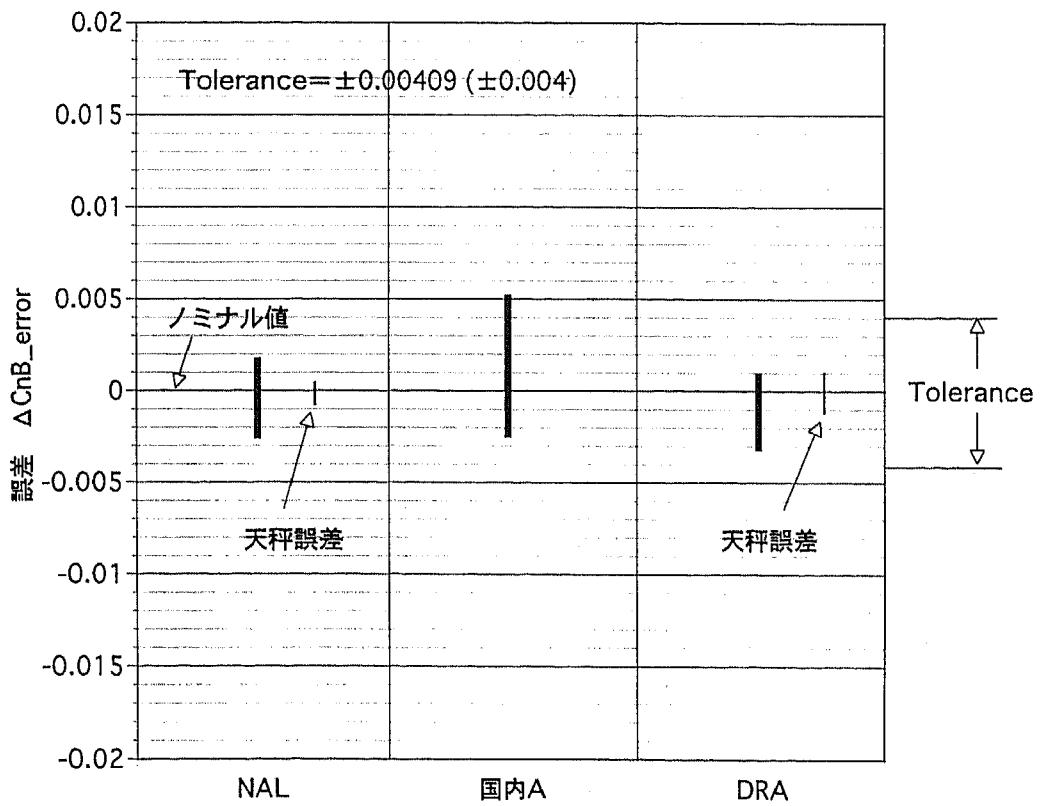


図 19 風試誤差 基本・横滑り特性 ($\beta = +10^\circ$)
ピッチングモーメント係数

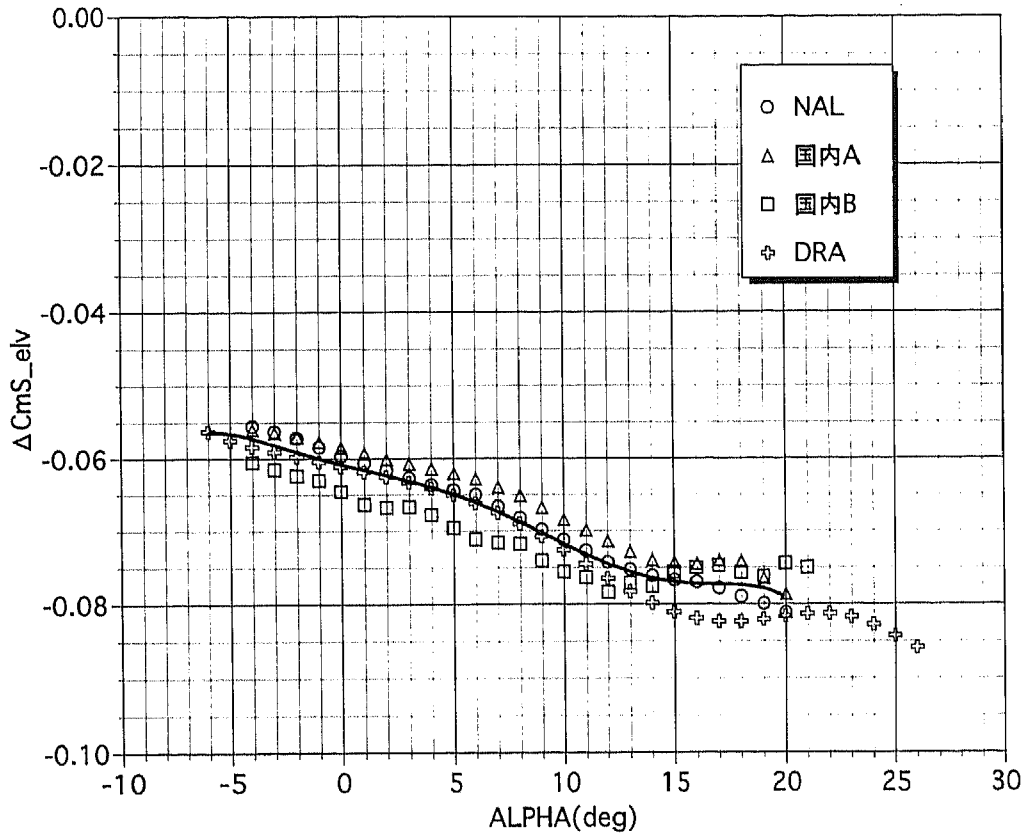


図 20 エレベータ操舵特性 ($\delta e = +10^\circ$)
 ピッチングモーメント係数の Tolerance

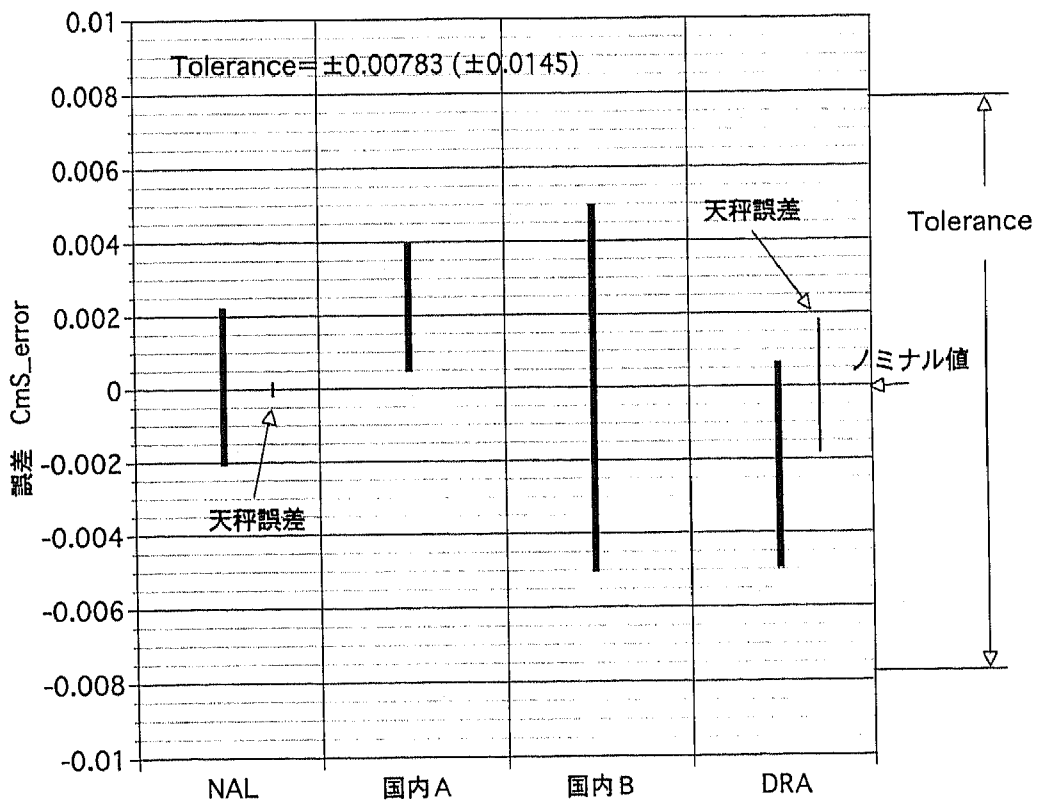


図 21 風試誤差 エレベータ操舵特性 ($\delta e = +10^\circ$)
 ピッチングモーメント係数

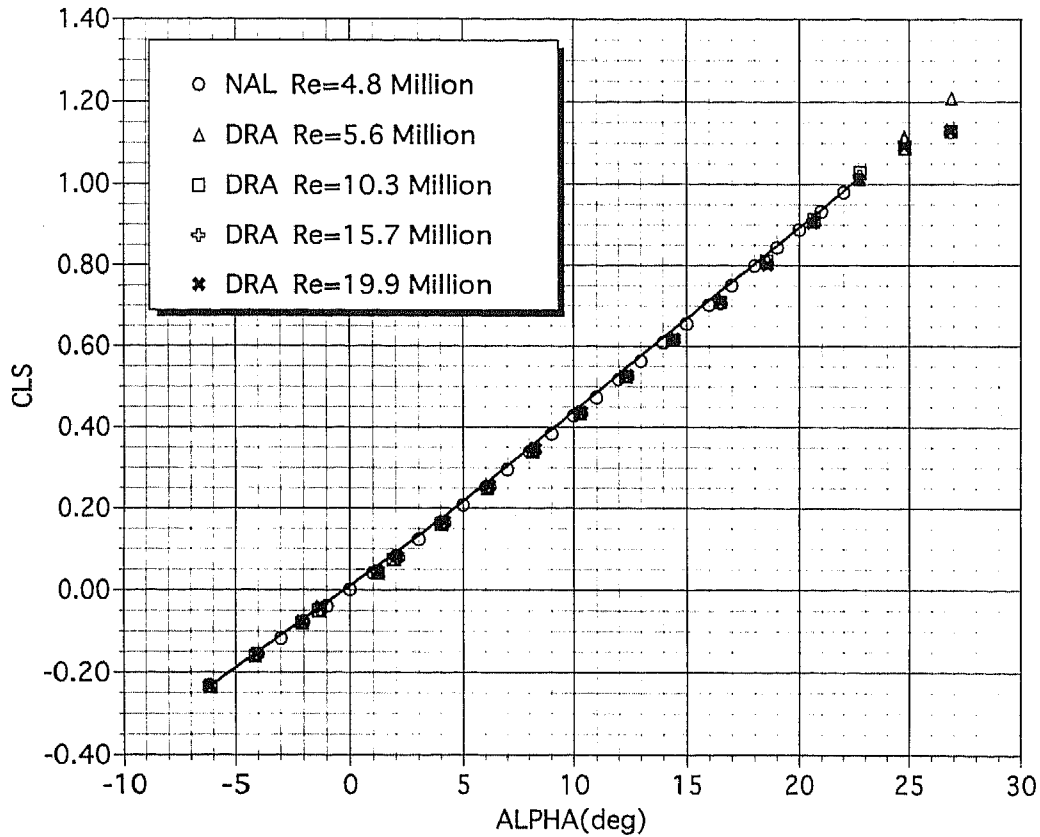


図 22 レイノルズ数効果 基本特性 揚力係数

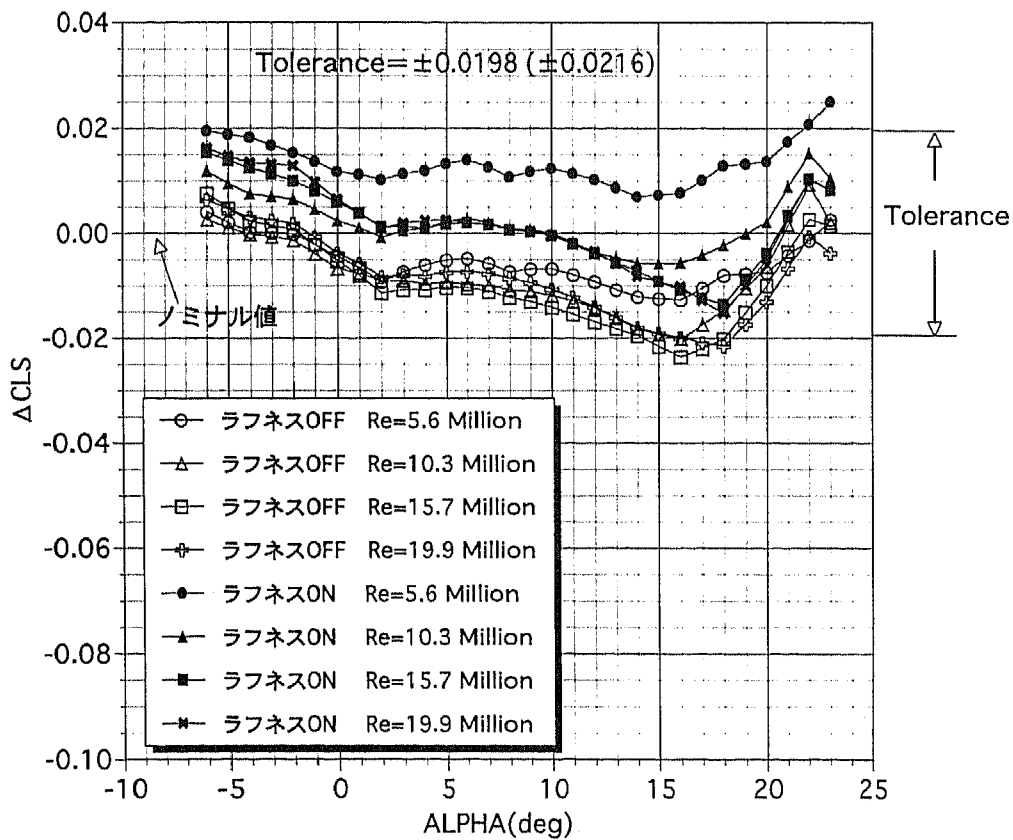


図 23 レイノルズ数効果 基本特性 揚力係数
ラフネス ON,OFF の違い

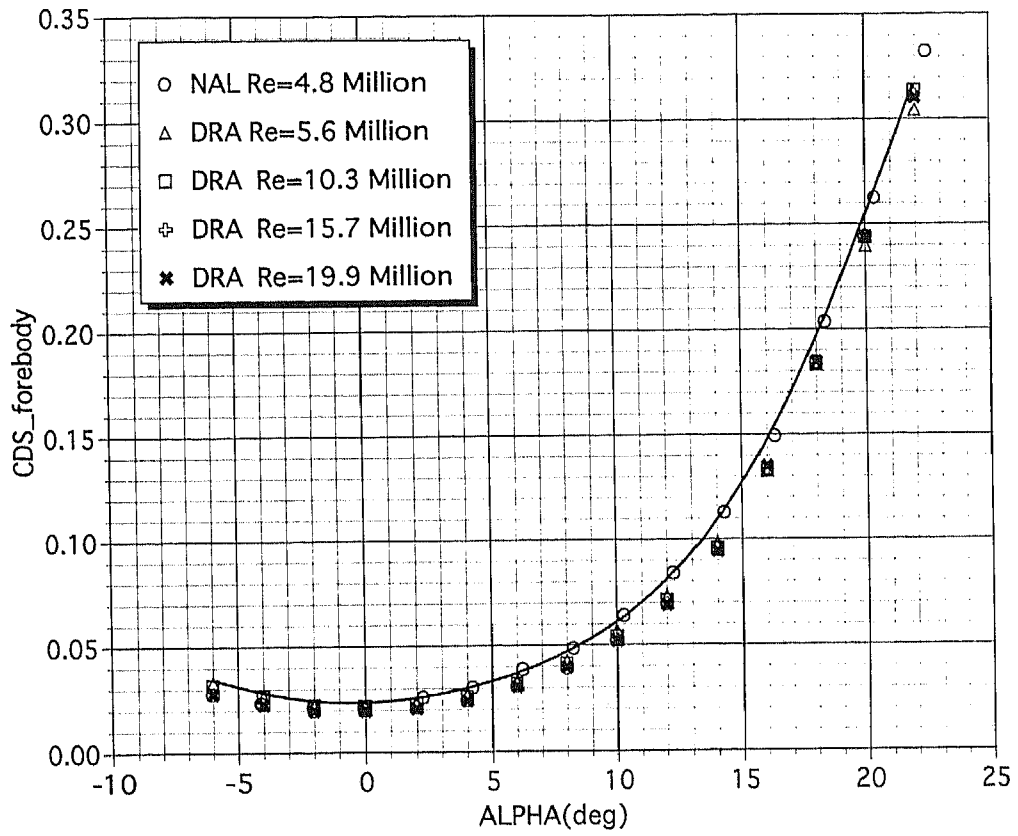


図 24 レイノルズ数効果 基本特性 forebody 抗力係数

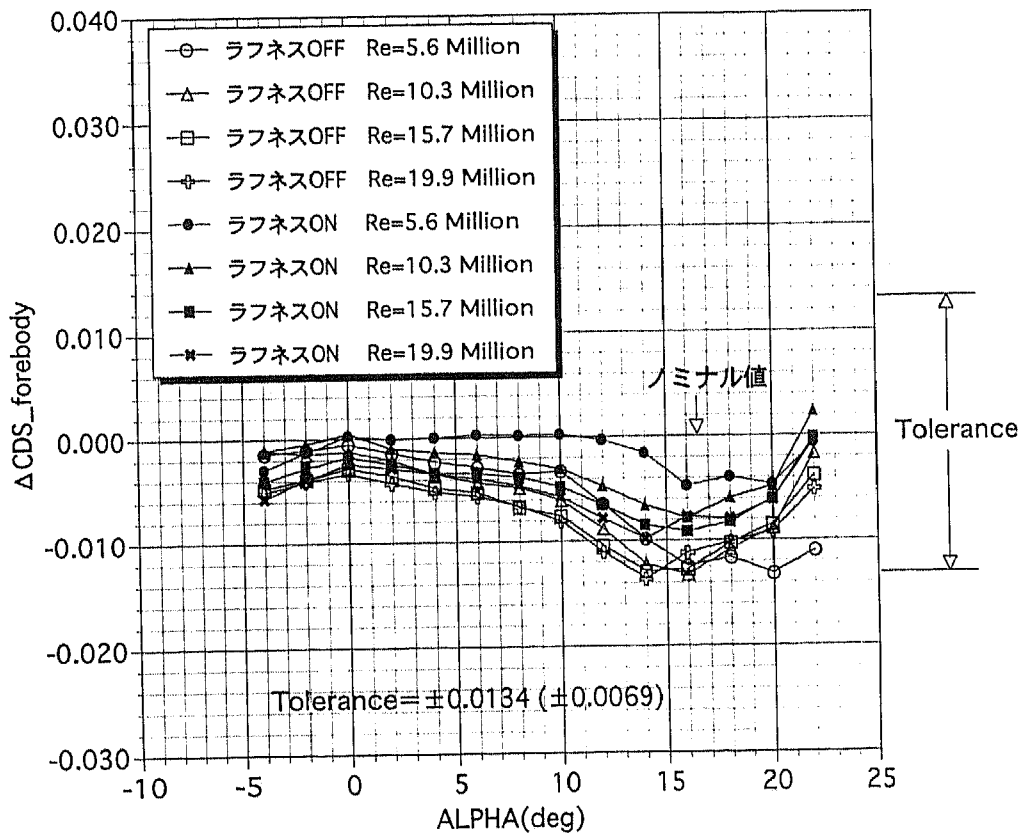


図 25 レイノルズ数効果 基本特性 forebody 抗力係数
ラフネス ON,OFF の違い

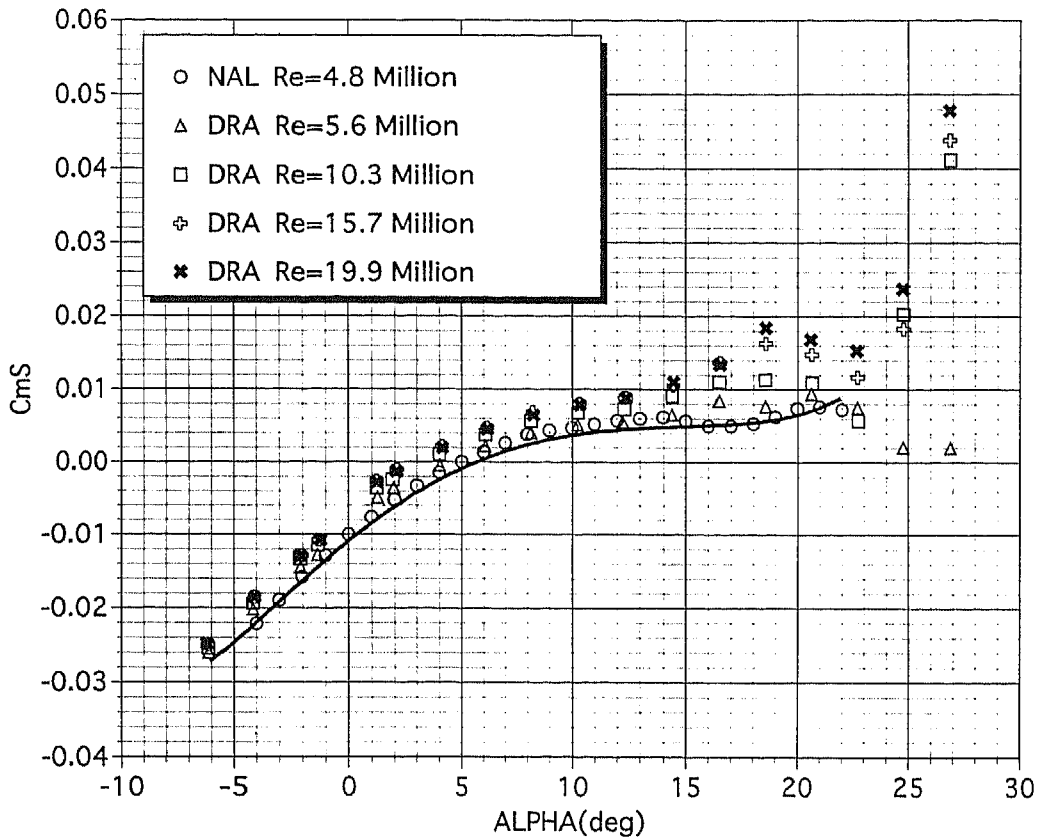


図 26 レイノルズ数効果 基本特性 ピッチングモーメント係数

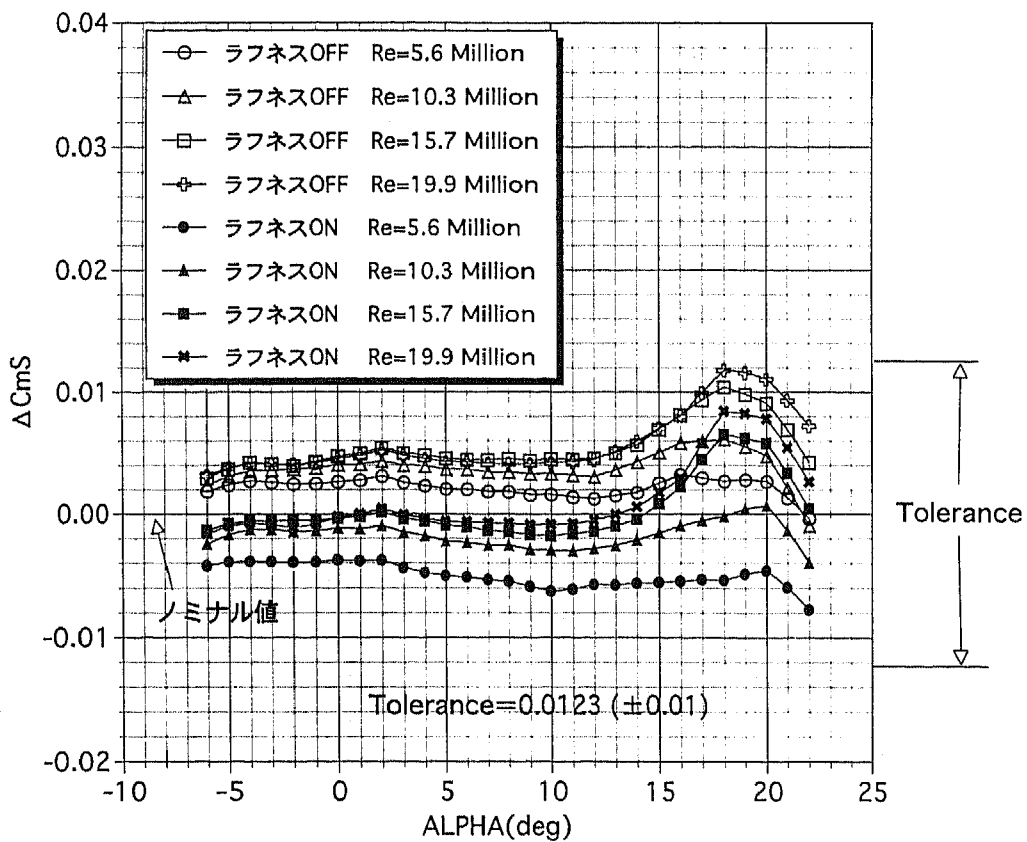


図 27 レイノルズ数効果 基本特性 ピッチングモーメント係数
ラフネス ON,OFF の違い

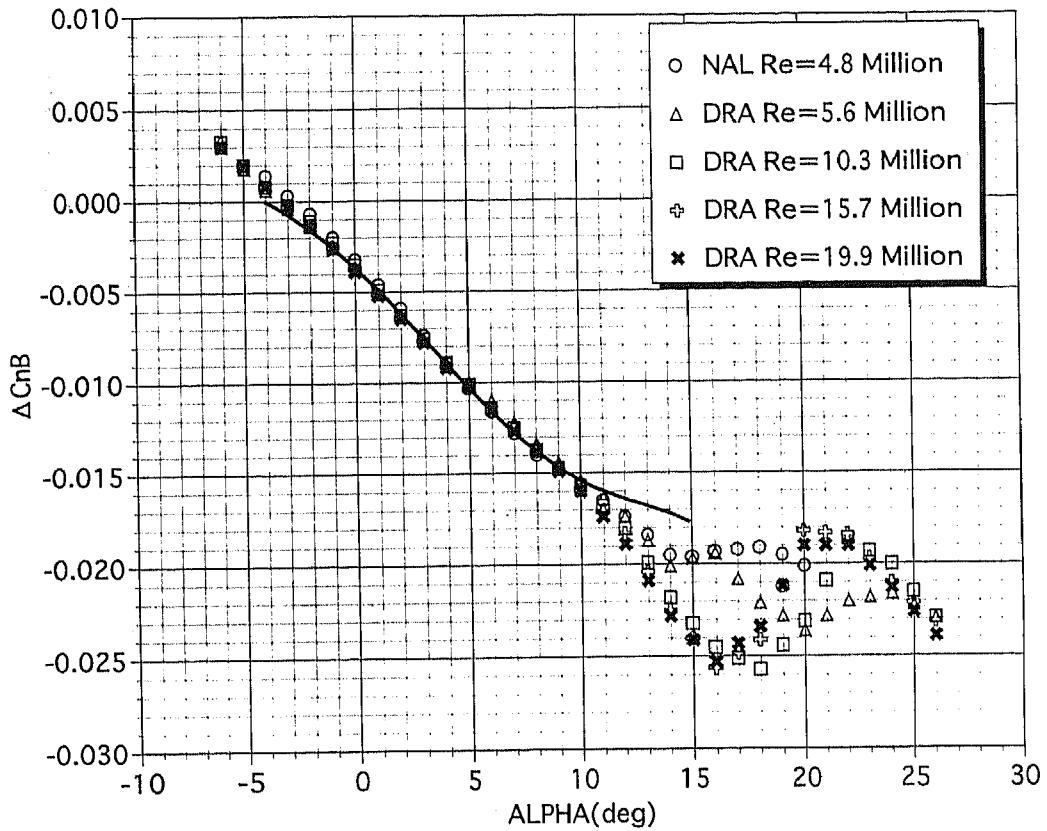


図 28 レイノルズ数効果 基本・横滑り特性
ヨーイングモーメント係数

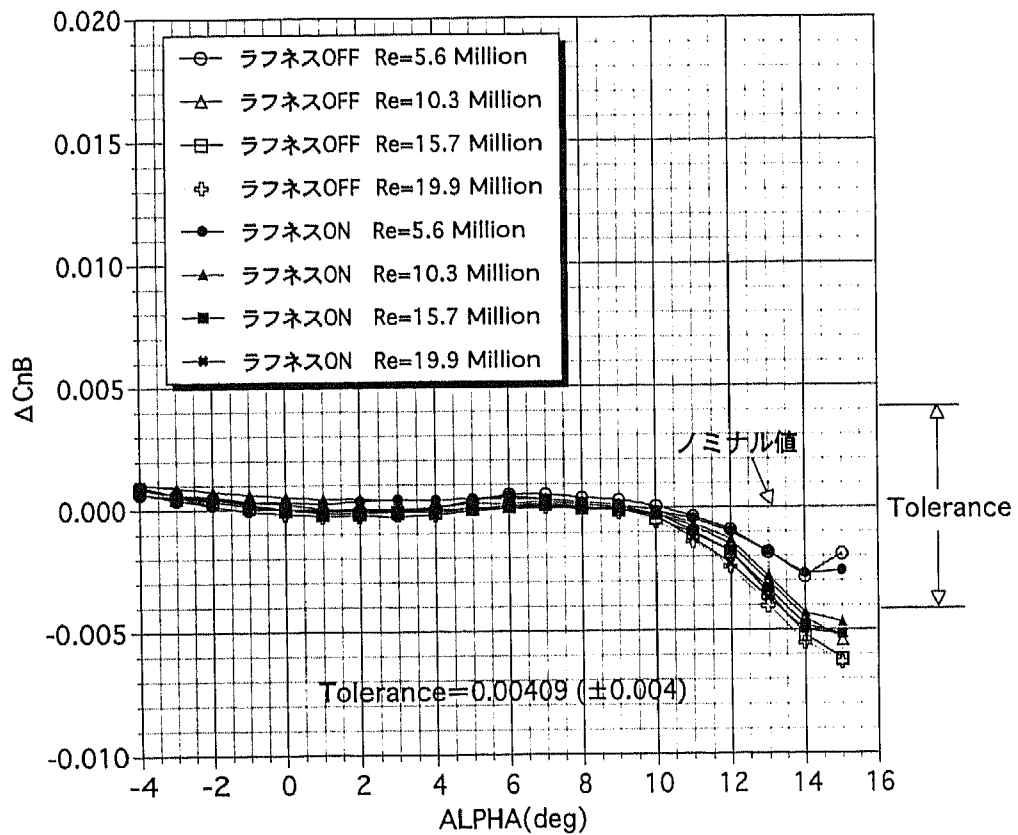


図 29 レイノルズ数効果 基本・横滑り特性 ヨーイングモーメント係数
ラフネス ON,OFF の違い

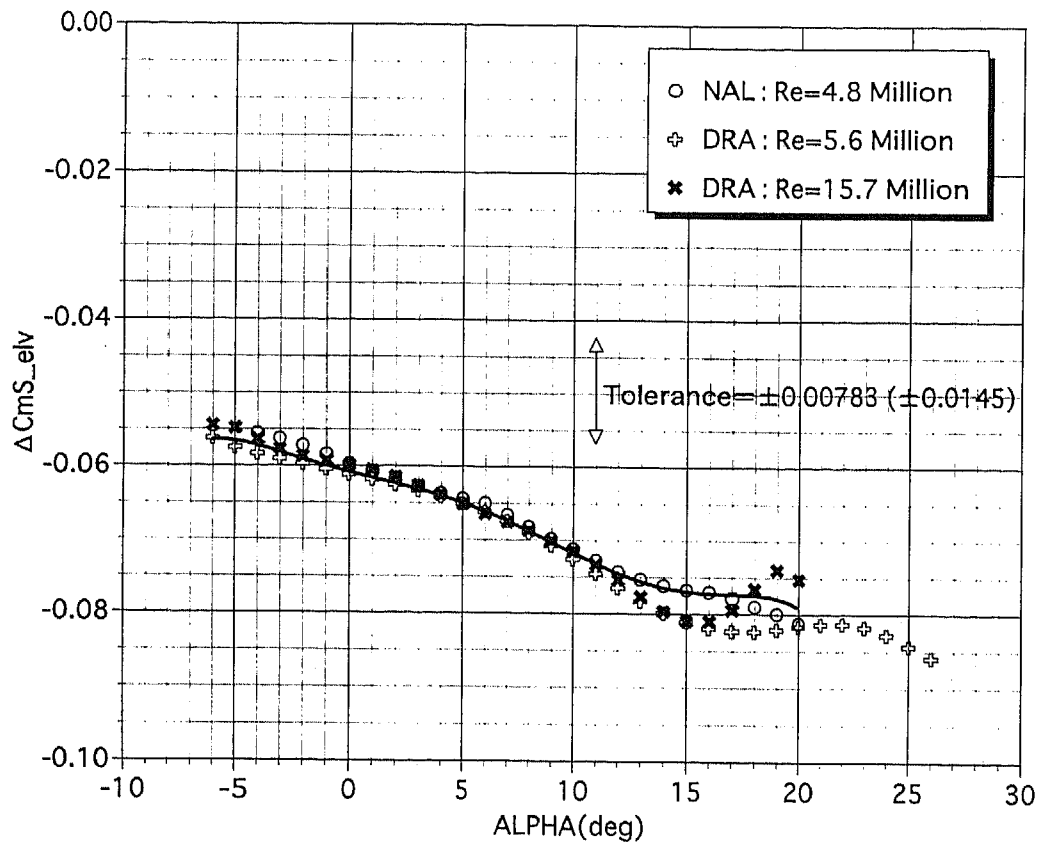


図 30 レイノルズ数効果 エレベータ操舵特性 ($\delta e = +10^\circ$)
 ピッチングモーメント係数