

HOPE 極低温高レイノルズ数風洞試験について

丹羽 宏明、齊藤 勝也（川崎重工業（株））
 中野 英一郎（宇宙開発事業団）
 青木 竹夫、横幕 良生（航空宇宙技術研究所）

The cryogenic wind tunnel test on HOPE model

Hiroaki Niwa, Katsuya Saito (KHI)
 Eiichiro Nakano (NASDA)
 Takeo Aoki, Yoshio Yokomaku (NAL)

概要

HOPE-X の実レイノルズ数付近における空力特性データを取得する為に、5%HOPE 風洞試験模型を製作し、マッハ数 0.4-1.3 の風洞試験を ETW (European Transonic Windtunnel GmbH, ドイツ) で実施した。

本レポートは、極低温高レイノルズ数風洞試験用模型の特徴、日本から初めて利用した ETW 試験設備およびレイノルズ数効果を含めた試験結果について概要を紹介する。また、他風洞試験および CFD 解析との結果比較、風洞試験間の誤差について述べる。

1 極低温風洞における高レイノルズ数の実現

まず、作動流体の温度変化による高レイノルズ数実現方法を述べる。低温にするとレイノルズ数が増加するのは、図 1 に示すように作動流体ガスの物性値が変化するためである。物性値の変化は低温になるに従い作動流体の密度は増加、音速と動粘性係数は減少し(図 1(a))、それらの物性値の変化でレイノルズ数が低温になるに従い急に増加(図 1(b))している。また、圧力変化を利用した加圧型風洞ではレイノルズ数の変化に伴い動圧(圧力とマッハ数の関数)が変化するが、低温風洞では圧力一定のもとレイノルズ数を変化させても動圧は一定であることが分かる。このことは、加圧型風洞で問題となるレイノルズ数による空弾変形量の違いを、低温風洞では一定にできることを示している。更に、加圧ができる低温風洞では同一レイノルズ数で動圧を変化させることができ空弾変形を考慮した試験も可能となる。ここで、低温風洞と加圧型風洞との比較を表 1 に示す(図 2、図 3 は表中で引用)。

2 ETW 設備説明

使用した風洞の概要を図 4-6 に示す。また、ETW ではデータ生産性を高めるために試験準備の効率化およびリアルタイムでの結果表示が可能である。準備の効率化には模型準備室 (Model preparation room)、モデルカートに模型を取り付ける部屋 (Cart rigging bay、図 6 参照) がそれぞれ 3 室用意されており、別の風試が実施されていてもセキュリティを保ちつつ準備が実施できる。一方リアルタイムのデータ表示は表とデジタル値が CRT に出される。ただし、このデータは Preliminary であり、正規のデータは ETW のスタッフがチェックした後(2-3 日後)となる。

ETW の試験スタッフ体制を図 7 に示す。

3 ETW 試験概要

3.1 試験目的

試験の目的を以下に示す。

- HOPE-X の Re-entry, Launch における実機レイノルズ数付近での空力特性データを取得する。

- HOPE-X の遷音速域における空力特性のレイノルズ数効果を把握するためのデータを取得する。
- 他風洞で実施される風洞試験データとの比較用データを取得する。

3.2 試験期間および試験ケース

ETW での試験スケジュールを表 2 に示す。試験数はトータル 57 ポーラのデータを取得し、図 8 に示すように、マッハ数 0.4~1.3、試験レイノルズ数は最大 80 Million まで実施した。

3.3 計測項目

データ処理基準量を表 3 に示す。熱膨張による基準量の補正(基準面積、基準長さ)は材料の膨張係数より ETW 側で補正される。また、計測項目を下記に記す。

- 風洞基準量
- 模型 6 分力
- 模型姿勢角 (α , β)
- 模型表面圧力 (胴体、主翼)

ここで、計測に使用した下記の機器および配線類は ETW のものを使用した。

- 天秤 6 分力天秤、試験条件の低温環境下でキャリブレーション済み。
- 圧力計測器 PSI8400 series、模型に内蔵するセンサー部分はヒータで保温する。
- 角度計 模型姿勢角の計測、ヒータで保温。

4 極低温高レイノルズ数風洞試験模型製作

4.1 供試体および支持方法

使用した供試体は KHI が製作した高レイノルズ数風洞試験用 HOPE 模型であり、模型諸元は縮尺 5%、全長 916.15 mm (ボディフラップを含む)、全幅 512 mm の全機模型である。供試体の概要は図 9(写真)および図 10 に示すように、主にノーズ、胴体、主翼、チップフィン、ボディフラップ、RCS からなる。ボディフラップ以外の舵面(ラダー、エレボン、スピードブレーキ)は、本体部分と一体に製作され、ボディフラップは取り外し可能であるが舵角は零度のみである。

また、支持装置は直スティング(ETW 製作)を使用し、風洞へのセッティングを図 11 に示す。

4.2 低温高レイノルズ数風洞試験模型製作技術

ETW の模型製作ハンドブックを基本にして製作し、設計から模型完成までの製作期間は約半年を費やした。

(1) 表面仕上げ精度

模型製作要求値の、(1)全ての翼前縁から 25%コードまで $0.2 \mu\text{m}$ 以下、(2)他の模型表面 $0.4 \mu\text{m}$ 以下となるように仕上げた。表面粗さの検査は触針タイプの表面粗度計(東京精密製、HOMMELWERKE 社製)を使用した。

(2) 圧力孔の内径

初期の製作要求値が(1)翼前縁から 25%コードまで 0.2 mm 以下、(2)他の位置 0.4 mm 以下であったが、製作方法を検討した結果、全ての位置で 0.3 mm とした。

(3) 模型割り面

極力割り面が存在しないように工夫を実施し、通常の模型と比較して最小限の割り面となっている。例えば、主翼は中実の割り面無し(ただしチップフィンとは別部品で製作し、最終仕上げは主翼と同一加工をした)、胴体先端に割り面が存在しないように工夫している。

(4) 模型精度、アライメント精度

要求値の公差(1)翼断面形状 全ての翼前縁から 25%コードまで $\pm 0.05 \text{ mm}$ 以内、(2)翼断面形状他の部分 ± 0.10 以内、(3)胴体形状 $\pm 0.25 \text{ mm}$ 以内、(4)翼取付角、ねじれ角 $\pm 0.05^\circ$ 以内、(5)翼後退角 $\pm 0.10^\circ$ 以内、(6)翼上反角 $\pm 0.10^\circ$ 以内を満足するように製作した。

(5) 材料の選定

材料の選定は ETW 側と調整した結果、模型本体をオーステナイト系ステンレス SUS304L、天秤アダプタは天秤と同一材料のマレージング鋼、ボルトは SUS316L を使用。

SUS304L は加工性は良いが歪みやすいので製作時には注意を要した。また、ETW 側の要求により全ての材料について材料試験を実施し証明書を取得した(引張り試験、低温でのシャルピー衝撃試験も一部実施)。

(6) 圧力孔の製作方法

主翼を中実としたため、図 12 に示すように翼根および翼表面よりドリルで穴を貫通させている。翼根からは直径 2 mm のむかえ穴を最大 100 mm 以上あけ、主翼表面からは 0.3 mm の穴をあけた。むかえ穴と表面からの穴が模型内部でつながらない箇所が当初 10 点程度存在(主翼の総圧力孔数 36 点)したが、最終的には X 線を使用しむかえ穴の位置を把握しドリルの刃が穴内部に折れ込んだ 2 箇所を除いてすべて貫通させることに成功した。

圧力孔製作の成功率は主翼で 95%(34/36、ETW では約 50%程度とのこと)、全体で 97%(53/55)となった。

(7) 強度検討

通常模型の強度検討と異なり、低温環境下での使用のため、(1)低温状態での解析(定常計算)、(2)温度変化の過渡状態での解析が必要となる。今回の解析では有限要素法(ABAQUS)を使用した。モデル図を図 13 に、定常状態の結果を図 14 に、非定常を図 15 に示す。

(8) フィラー、シール材、電気配線、圧力チューブ

ネジ頭埋め用のフィラー、材料結合部のシール材電気配線、圧力チューブは ETW のものを使用。フィラーは鉛、ビスマスを成分とする重金属、シール材は 2 液混合接着剤とのこと。また、電気配線は通常のもの、圧力チューブも低温に耐える通常の PTFE チューブを使用(チューブは当方でも準備したがサイズが微妙に異なり使用できなかった)。

5 試験結果

5.1 ETW 試験結果 - レイノルズ数効果

レイノルズ数効果として、縦 3 分力および主翼圧力分布について述べる。

縦 3 分力の代表として $M=0.9$ を図 16~18 に示す。図中には他風洞試験結果(破線)も記述しているが、以下の記述は ETW 試験(図中のシンボル)のみに着目した。

CL(図 16)についてはレイノルズ数の変化による CL の差異はほとんどなく、CDF(図 17、CDF: フォアボディドラッグ、ベース圧修正を実施)はレイノルズ数が大きくなるほど小さ

くなる傾向、CM(図 18)はレイノルズ数が大きくなると全ての迎角に渡り頭下げが強くなる傾向(他の亜音速領域の試験でも同一傾向)が確認された。

次に CM-Rec($\text{Alpha} = 0 \text{ deg.}$)を図 19 に示す。 $M=0.95$ 、1.1、1.2 を除くマッハ数は、ほぼ同じようにレイノルズ数が増加すると CM が小さくなる(頭下げが強くなる)傾向を示している。 $M=1.2$ はレイノルズ数が増加してもほぼ同じ値(-0.003)を保っている。また、 $M=0.95$ 、1.1 のケースはレイノルズ数が大きくなると頭上げが強くなる傾向が見受けられ、試験実施範囲内での変化量は $M=0.95$ の場合 0.0013 程度、 $M=1.1$ の場合 0.0015 程度となる。

最後に CDF($\text{Alpha} = 0 \text{ deg.}$)-Rec を図 20 に示す。マッハ数 0.95 を除き、全てのマッハ数でレイノルズ数が増加するに従い抵抗が小さくなる現象が確認できた。その減少幅の最大値は今回の試験範囲内で約 36 カウント(@ $M=1.3$)であった。

主翼圧力分布の代表例として $M=0.9$ 、 $\text{Alpha} = 8$ 度における異なるレイノルズ数の結果を図 21 に示す(CFD 解析の圧力分布も線で併記、風洞試験結果はシンボルで示してある)。風洞試験では主翼面上の圧力測定点数が少ないため、静圧分布の違いをレイノルズ数の違いに結び付けるのが困難ではあるが、Mid-Wing(図の真ん中)の $x/c=0.5$ と Outer-Wing(図の右)の $x/c=0.4$ に着目すると C_p 値の違いがある。この圧力孔位置は衝撃波発生位置付近と考えられ、レイノルズ数が増加した場合主翼上面に発達する境界層が相対的に薄くなり衝撃波の位置を後退させ、同一圧力孔位置での C_p 値の上昇が遅延したためと考えられる。ただし、今回の風洞試験では圧力計測点数が少ないため他のマッハ数や迎角については同様なレイノルズ数効果をとらえていないケースもあり、圧力分布からレイノルズ数効果を検討する際には必要に応じて圧力計測点を増やすことが重要と考える。

5.2 他風洞試験および CFD を含めた検討

HOPE に関して、遷音速領域での他風洞試験との比較を青木ら³⁾、低速風洞での比較を室田ら⁴⁾が実施しているが、今回はレイノルズ数が低い条件では ETW 試験、他風洞試験、CFD(NS 3D 解析)結果での比較、高レイノルズ数試験では ETW 試験と CFD 結果の比較、および圧力分布の比較を実施した。

他風洞試験として、KHI-TWT:07HOPE 遷音速・力風試(その 1)、NAL-TWT:07HOPE 遷音速・力風試(その 2)を使用した。また、ETW の試験を含めた風洞試験条件を表 4 に示す。それぞれの風洞試験では、異なった支持方法、異なったブロックage比で実施されているが今回のデータではそれらの補正を実施することが困難であったため実施していない。ただし、抵抗に関してはベース圧修正を実施している。

M=0.9 のレイノルズ数 Minimum 条件での CL~Alpha と CDF~Alpha 結果を図 22 に示す。まず、CL~Alpha について説明すると、風洞試験間の揚力傾斜の傾向は ETW 試験が一番大きく、次に KHI-TWT 試験、最後に NAL-TWT 試験の順番となっている。この傾向は、亜音速領域の他のマッハ数でも同様な傾向がある。更に、CFD 結果と ETW 試験との比較は M=0.9 以外のマッハ数も含めて良く一致する結果となった。次に CDF~Alpha については、3 つの風洞試験は同じような値となり約 20 カウント以内(Alpha = 0 deg)の差となり、CFD も試験結果と良く一致している。M=0.9 以外のマッハ数では、M=0.6 の時に CFD 結果と ETW 試験の誤差が大きく約 60 カウント程度の差が生じた。

レイノルズ数が Maximum 条件での ETW 試験と CFD 結果の比較を図 23 に示す。CL と CDF 共に両者は良く一致していることが分かる。

ETW 試験と CFD 解析の圧力分布の比較を図 21(既述)に示す。計算条件は ETW 試験と同一の 3 種類のレイノルズ数について実施した。風洞試験で見られた衝撃波位置付近でのレイノルズ数増大に伴う Cp 値の変化は、定性的に

は風洞試験結果と同様な傾向があるが、定量的には風洞試験結果ほどレイノルズ数の違いによる差異は見られない。また、前縁から衝撃波位置付近までの Cp 分布を比較すると、CFD 解析ではほとんどレイノルズ数変化による差が生じないものの、風洞試験ではレイノルズ数が大きい方が Cp 値が高い。

5.3 風洞試験間誤差

5.3.1 空力係数の風試ノミナル値

(1) 算出方法

以下の手法により、ETW 試験、KHI-TWT 試験、NAL-TWT 試験の 3 種類の風洞試験結果を用いて空力係数のノミナル値を求めた。

それぞれの風洞試験で得られたばらつきを持った空力係数が正規分布(図 24)に従う確率変数と仮定し、回帰分析^{5,6)}を適用した。回帰分析は独立変数に Alpha、従属変数に空力係数(CL、CDF、CM)を選び、回帰モデルとしては多項式(6次)の非線形回帰とした。この多項式によりノミナル値が算出される。

さらに、回帰分析を使用するにあたり次の事項を考慮した。まず、風洞試験データは風洞試験間の計測点数の違いが大きく(*)計測点数の多い風洞試験結果にノミナル値が偏る傾向が予測されたので、それぞれの風洞試験に重みをつけて風洞試験間の計測点数を同等となるようにした。次にノミナル値を算出するに当たり試験飛行時の迎角範囲を考慮して、亜音速では迎角 0 deg. から 10 deg.、超音速では 5 deg. から 15 deg. の範囲でデータを使用した。

(*) 例えば M=1.2 の計測点数は ETW で 2 点、KHI-TWT で 43 点、NAL-TWT 試験で 3 点であり、著しく偏りがあると考えられる。

(2) 結果

図 25~27 にマッハ数 0.9 の CL、CDF、CM について回帰分析を実施した結果を示す。上図の実線はノミナル値を示し、破線は推定値の標準誤差の 3 倍(3σ)^(*)を示している。また、下図はノミナル値からの残差を示している。

(*) 3σ の範囲に収まる確立は 99.73% であり、1000 個の標本に対して 3 個程度のみが外れる可能性があることを示している。

5.3.2 空力係数の風試誤差

(1) 算出方法

異なる風洞試験間で得られた風試データの分散を示す指標として Tolerance を使用する。スペースシャトル開発風試⁷⁾では回帰分析から求めた推定値の標準誤差 σ の 3 倍を Tolerance としている(図 28 参照)。

(2) 結果

図 29 に、風洞試験間のデータから算出した Tolerance を実線で示した。また、その他にスペースシャトルの Tolerance、HOPE の Variation^(*)1) も加えてある (HOPE の Variation はプラス・マイナスそれぞれで定義されているがここではプラスの Variation を示している)。

スペースシャトルの Tolerance と比較して、まず CL の Tolerance に関しては超音速域 ($M=1.1, 1.2$) では HOPE の方が低めで亜音速域では高め (最大 1.3 倍) を示している。次に CDF に関しては全領域 ($M=0.4 \sim 1.2$) で HOPE の方が低めとなった (約半分)。最後に CM に関しては亜音速域で HOPE の方が約 2 倍ほどとかなり高く、超音速域でも HOPE の方が若干高い値を示している。

以上のことより特に CM に関しては更なる検討が今後必要と思われる、この差が試験データ数が少ないために生じたものなのか^(*)2)、風洞試験手法によるものなのか^(*)3)等の原因を調べる必要がある。

(*)1) HOPE の Variation は参考文献⁸⁾による。Variation は実機と空力予測値の関係を表す指標であり、算出方法としては今までの実機と予測値との比較データを利用して求められる⁹⁾。

(*)2) スペースシャトルでは 6 個所の風洞試験データを使用しており、かつ、それぞれの試験で迎角が 1 deg. ~ 3 deg. 間隔程度で今回の使用したデータと比較して大量であり統計的にも良好と思われる。

(*)3) 図 28 で示したかたより誤差はそれぞれの風洞試験でできる限り小さくする必要があるし同レベル程度にする必要がある。今後は風洞試験間ごとに差が大きいと考えられる模型支持形態の違い、風洞壁干渉量の違い、計測方法の違い等を配慮した上でのデータ処理が必要と思われる。

6 まとめ

HOPE の極低温高レイノルズ数風洞試験の設計、製作を通して、極低温高レイノルズ数模型の製作技術を修得できた。また、データ生産性および信頼性に優れている ETW 試験設備について概要を紹介した。

高レイノルズ数風洞を使用した試験結果は、CFD 解析結果と比較すると力 (CL および CDF) に関しては定性的にも定量的にもほぼ同一な結果が得られた。一方主翼圧力分布の比較では、定性的には圧力分布の変化を捕らえることができたが、定量的には風洞試験のレイノルズ数変化による変化量が CFD より大きくなる傾向がある。

また、他風洞試験結果を含めたデータ整理を実施し、遷音速領域のノミナル値および Tolerance を求めた。

7 参考文献

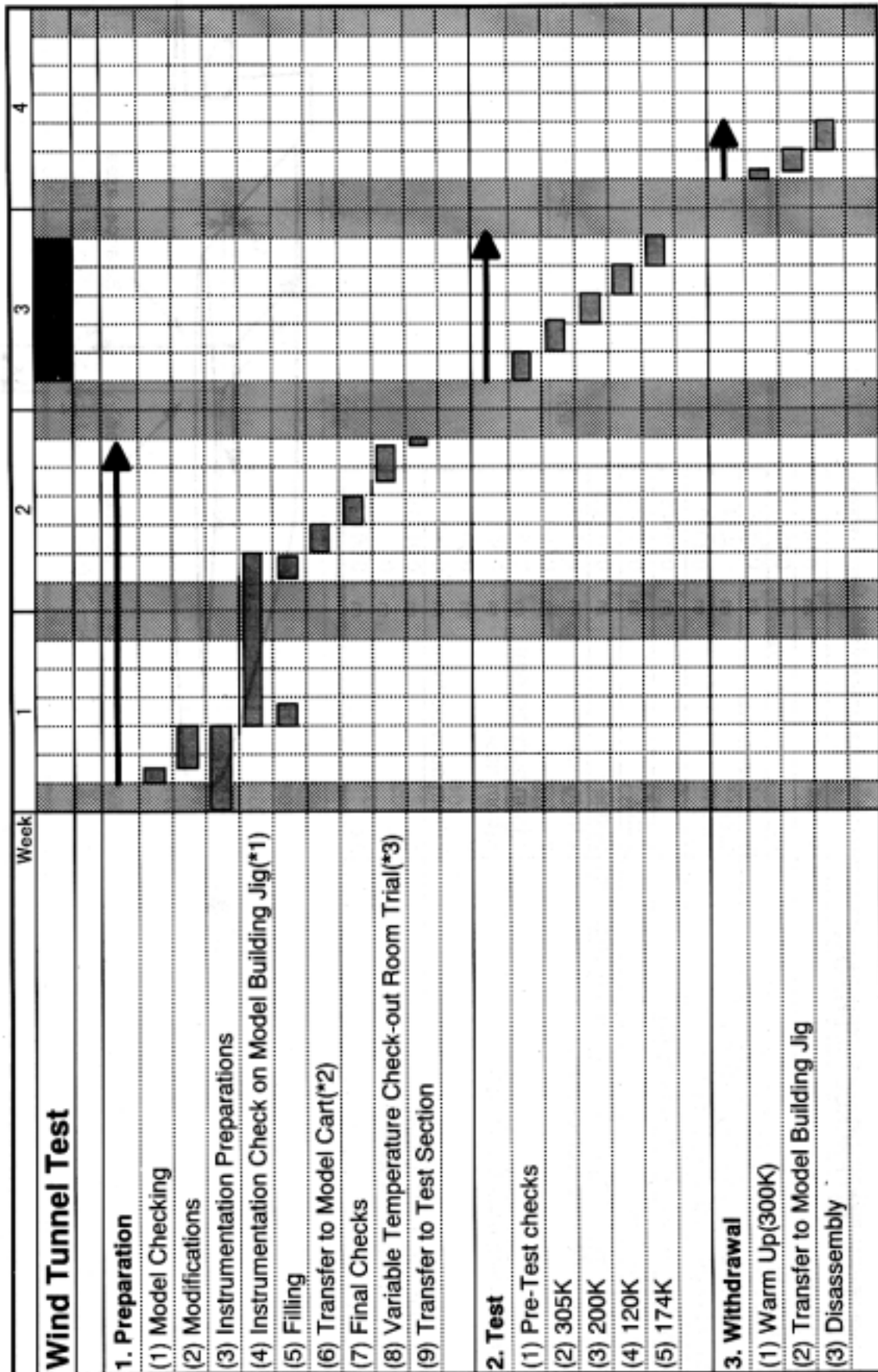
- 1) 生井武文、井上雅弘、機械工学基礎 粘性流体の力学
- 2) Young, J. P. Jr. And Gloss, B. B., Cryogenic Wind Tunnel Models, NASA CP-2262, 1982
- 3) 青木竹夫ら、07HOPE 遷音速対応風洞試験、第 59 回風洞研究会議前刷り、1997-11
- 4) 室田勝一ら、07HOPE15%模型の NAL 大低風試、DRASm 低速風洞風試の結果比較、第 59 回風洞研究会議前刷り、1997-11
- 5) 日本機学会会誌：計測の不確かさ。
- 6) 森口繁一編：新編 統計的方法、日本規格協会
- 7) Rockwell International：Aerodynamic design data book orbiter vehicle, Volume 1
- 8) HOPE-X 空力誤差：KCD97013, NASDA
- 9) James C. Young：The development of aerodynamic uncertainties for the space shuttle orbiter, NASA CP 2283, Part2.

表1. 低温型高レイノルズ数風洞と加圧型風洞との比較

- A 通常の技術で対応可能
- B 技術検討課題 あり
- C 難易度の高い技術検討課題 あり

項目	Cryogenic Windtunnel 低温風洞	Pressurized Windtunnel 加圧風洞	備考	
空力的考慮	表面粗さ	C 非常にセンチタイプである(今回は0.2μm)	B 模型サイズが大きすぎてきれば低温風洞より課題は少ない。	
	圧力孔の径	C 今回の模型は0.3mmとした。	B 同上	
	空弾変形	B 加圧も可能な場合、空弾変形を考慮した試験が可能。	C 動圧の増加に伴い、注意を要する。	
	模型割り面	C 空力的な影響を十分注意する。	B 模型サイズが大きすぎてきれば低温風洞より課題は少ない。	
	模型支持スタインダ	B 支持干渉は少ないか補正できることが望ましい。	C 頑強に製作する必要があり、干渉量も大きくなる。	
	構造	材料の選定	C 熱膨張/収縮を考慮する必要あり。	B 熱処理等を実施し、強度を高める必要あり。
		圧力孔の製作	C 割り面および圧力導管も考慮に入れた製作方法が必要。	B 模型サイズが大きすぎてきれば低温風洞より課題は少ない。
		Solder ハンダ	C 低温でも使用可能であり、母材と同程度の熱膨張率であること。	B 高い動圧での使用を考慮。
		Fasteners ボルト	C 母材との関係を考慮して材質を選定しなければならぬ。	B 同上
		Fasteners Locking system ボルト締め方法	C ロックタイト使用(ETW)	B 同上
強度計算	Filler ネジ頭埋め	C 低温でも抜けないものを選定	A 通常風洞と同一。	
	シール材	C 低温でもシール効果がある材料を選定	A 同上	
機器	天秤	C 熱応力を考慮した強度検討が必要。	B 通常の風洞より荷重条件が厳しくなるので注意。	
	圧力測定、角度計等	C 材料、構成、キャリブレーションを考慮する必要あり。	A 使用荷重範囲に適合した天秤を使用。	
	電気配線、圧力チューブ等	C それぞれの機器の使用可能温度範囲内を表現させる必要あり。	A 高い動圧での使用を考慮。	
データ生成性	C 低温でも使用が耐えられる材質を使用。遠隔操作で形態変更が可能ならば問題ないが、模型にアクセスして変更する場合は風洞内部の低温気流を一度開放し再度低温にしなければならぬ。	A 通常風洞と同一。	風洞稼働率、最終データが得られるまでの時間、プローブ等はそれぞれの施設に依存する。比較はしていないが、一般に最近の設備であればデータ生産性が高そうである。	
その他				
風洞内の安全性	要素が充滿されており、立入り禁止。	加圧中は、立入り禁止。		
実現レイノルズ数	加圧させれば更にレイノルズ数を増加でき、巡航状態の実機レイノルズ数が可能。	離着陸時の実機Re数が実現可能。	ETW、NTP等の低温風洞では加圧可能。	
主要コスト	液体窒素(作動気流の冷却用)	電力(風洞圧縮機用)		

表2. Test Schedule of HOPE at ETW



*1 in the Model preparation room
 *2 in the Cart rigging bay
 *3 300K to 100K

表3. 予一々処理基準量

HOPE FY07model 5%

HOPE MODEL REFERENCE DIMENSIONS	
Wing Area	S m ² 0.1625
Wing Span	b m 0.45471
Wing Mean Aerodynamic Chord	c m 0.3884
Reference Length for Reynolds Number	Lref m 0.3884
Body Length(excluding body flap)	Lfus m 0.8000
Body Base Area(excluding body flap)	m ² 0.019589
Sting Cavity Area	m ² 0.008332
Base Area(excluding sting cavity area & body flap)	m ² 0.011257
Balance Reference Center (BRC)	x(from nose) m 0.51995
	y m 0.000
	z(from body bottom) m 0.081
Moment Reference Center (MRC)	X(from nose) m 0.508
	Y m 0.000
	Z(from body bottom) m 0.080
	Δx m 0.01195
	Δy m 0
	Δz m 0.001

Distance from BRC to MRC
The direction is shown below figure.

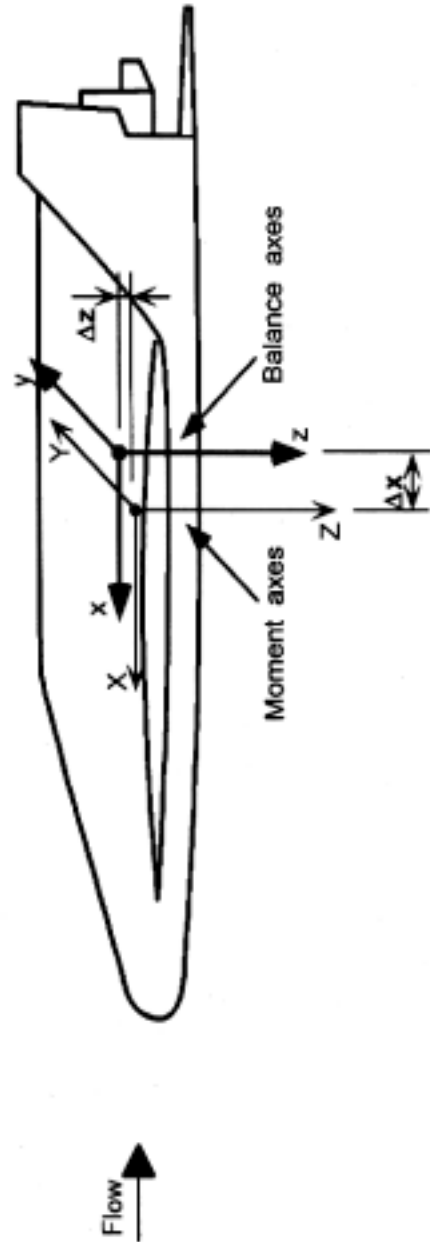


表4. 07HOPE対応風試条件比較(遷音速域)

	風洞			模型			試験条件					
	計測部寸度	マッハ数範囲	最大総圧	最大Re数	寸度	プロトタイプ	支持方法	ベース圧計測	マッハ数範囲	α 範囲	β 範囲	Re数範囲
ETW	2.0m x 2.4m	0.15~1.3	450kPa	50.4+E6	Scale 5.00% Sref 0.1625m ² Sbase 0.011257m ² cref 0.3884m bref 0.3884m Sfront 0.038211m ² MRC 0.508m 0.0800m	0.80%	直スティング	あり	0.4~1.3	-4~15	-5~5	81.2E+6
KHI-TWT	1.0m x 1.0m	0.2~1.4	490kPa	7.3+E6	Scale 2.25% Sref 0.032906m ² Sbase 0.0039667m ² cref 0.17478m bref 0.20462m Sfront 0.0077378m ² MRC 0.2286m 0.03600m	0.77%	10° オフセット スティング	あり	0.4~1.4	-5~25	-15~15	4.9E+6
NAL-TWT	2.0m x 2.0m	0.3~1.4	150kPa	4.5+E6	Scale 5.50% Sref 0.19663m ² Sbase 0.023701m ² cref 0.42724m bref 0.50017m Sfront 0.0462358m ² MRC 0.55880m 0.08800m	1.16%	直スティング	あり	0.4~1.2	-4~16	-5~5	4.8E+6

ETW 07HOPE遷音速・力風試(その3)
 KHI-TWT 07HOPE遷音速・力風試(その1)
 NAL-TWT 07HOPE遷音速・力風試(その2)

Sref Wing Area
 Sbase Base Area
 cref Wing Mean Aerodynamic Chord
 bref Wing span
 Sfront Front Area
 MRC Moment reference center

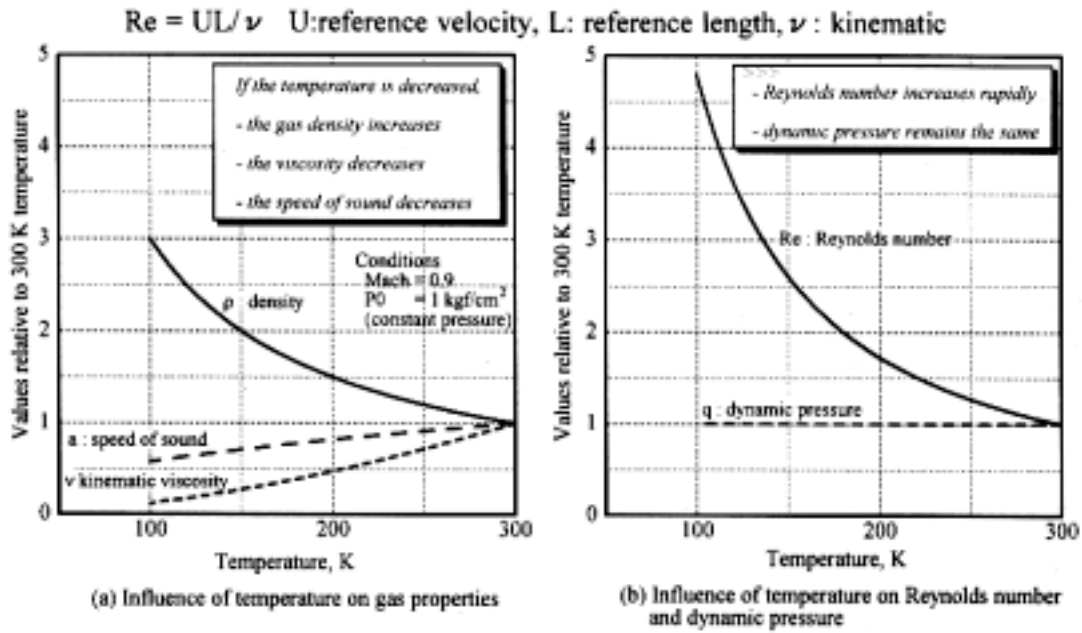


図1. 低温による高レイノルズ数の実現

- ・HOPE-X模型の表面粗さ
- 25%コードまで :0.2 μm
- 25%コード以降 :0.4 μm
- コード長 c
- :0.3884m
- Cf :摩擦係数
- c :翼弦長
- k :表面粗さ
- U_∞ :一様流速度

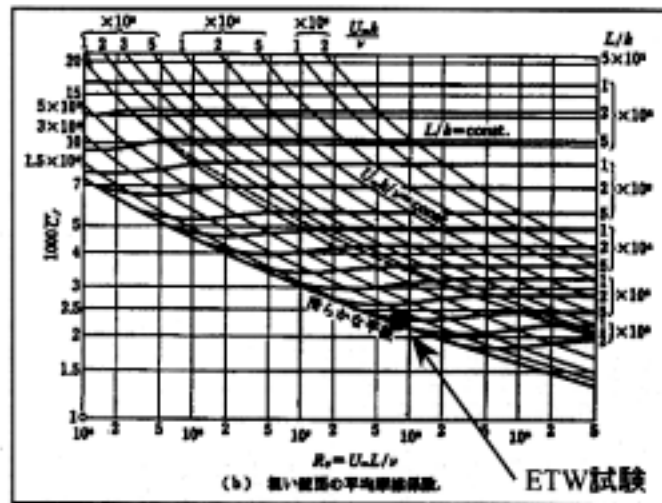


図2. 表面粗さと表面摩擦係数の関係

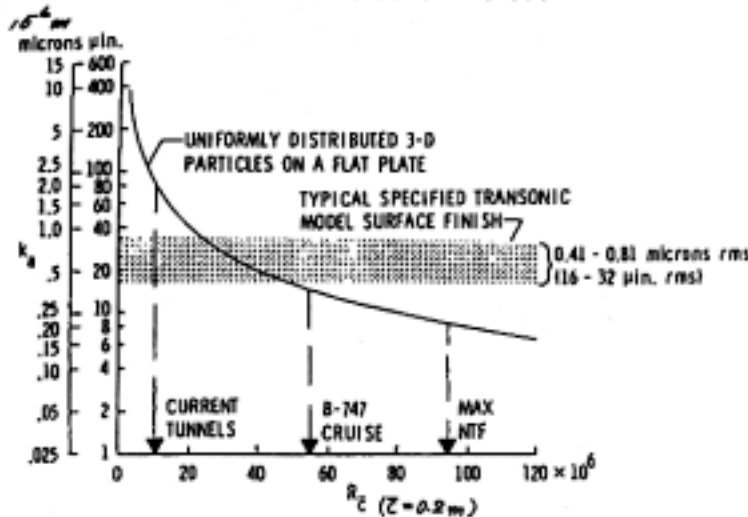


図3. 模型の許容表面粗さの例(NTF)

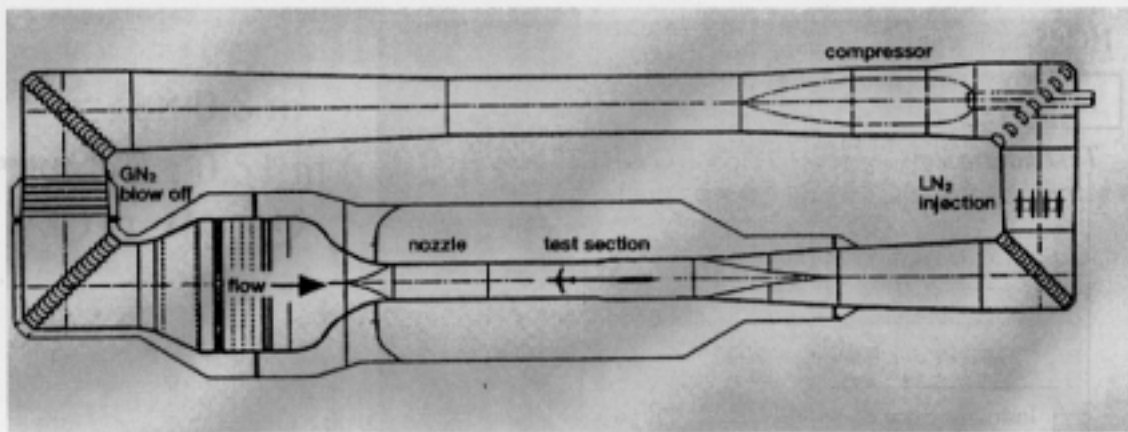
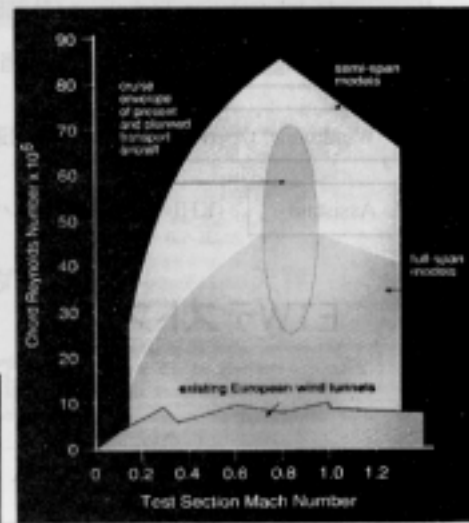


図4. ETW風洞本体



Specification	Test-Section Dimensions
	2.4 m x 2.0 m
Pressure	1.25 to 4.5 bars
Temperature	90 to 313 K
Mach Number	0.15 to 1.3
Max. Reynolds Number	~230 millions/m

図5. 計測部および性能

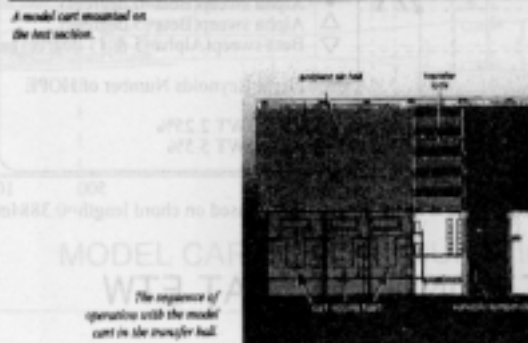
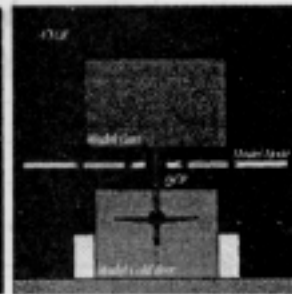
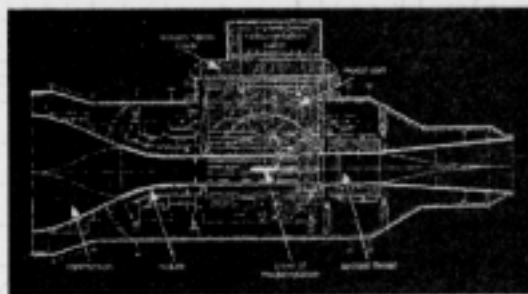


図6. 模型のハンドリング

HOPE test team

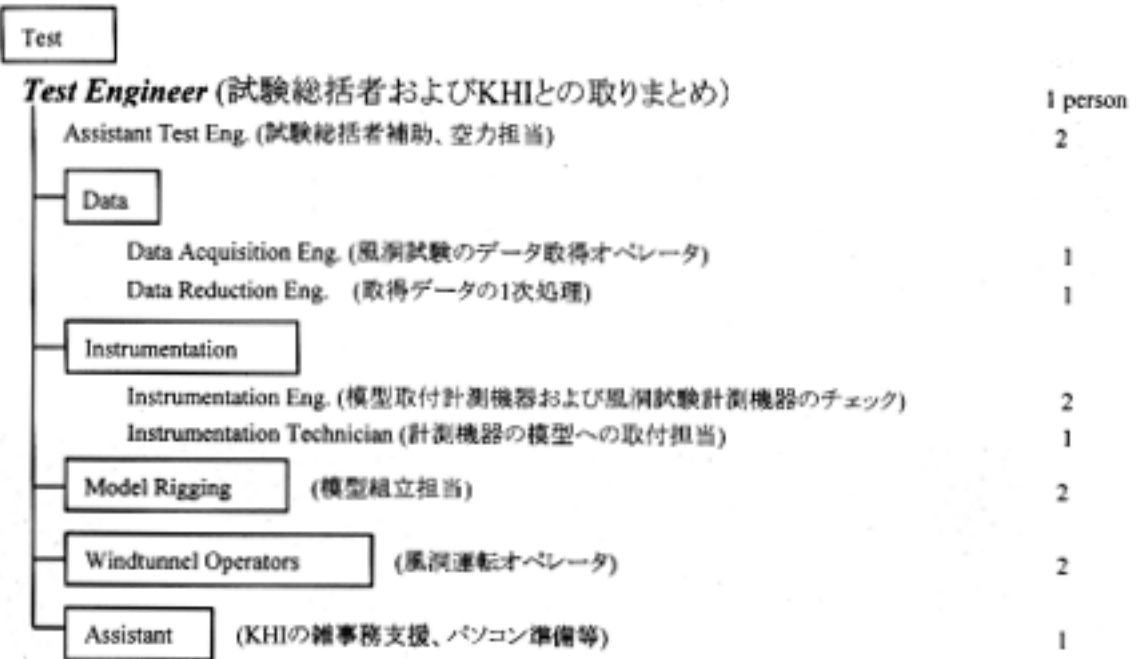


図7. ETWテストスタッフ

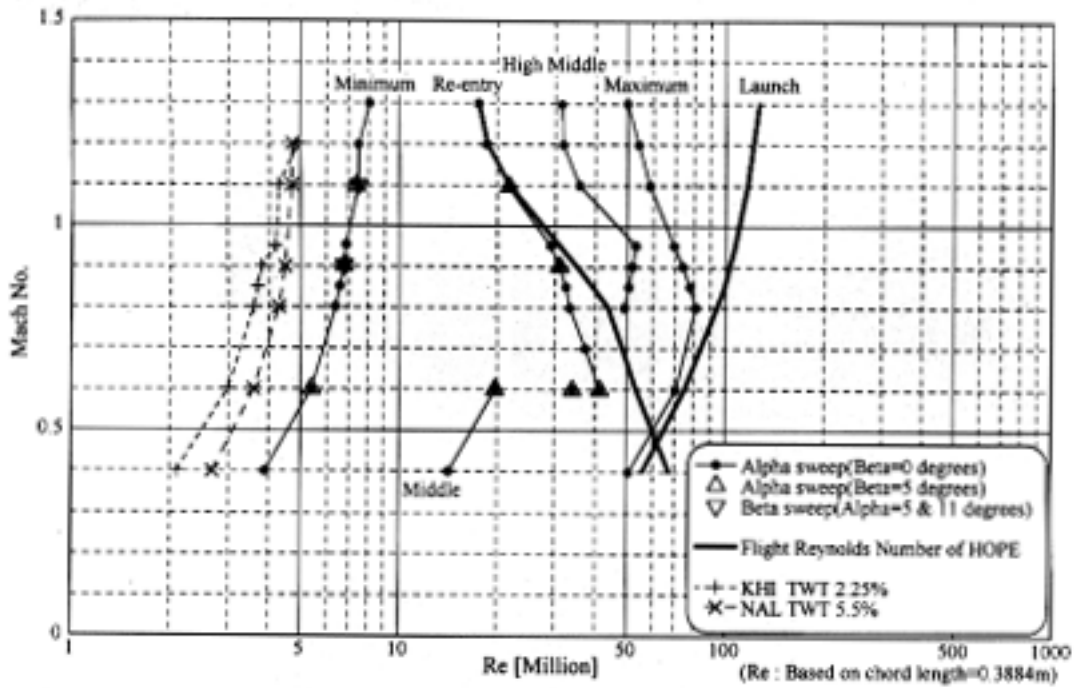


図8. HOPE MODEL TEST CONDITIONS AT ETW

全長 : 0.8 m
 全幅 : 0.51 m
 ブロッキング

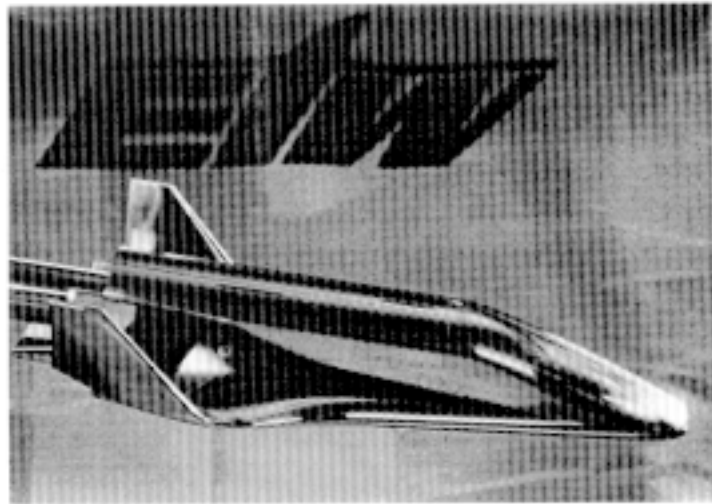


図9. HOPE-X 5% 模型

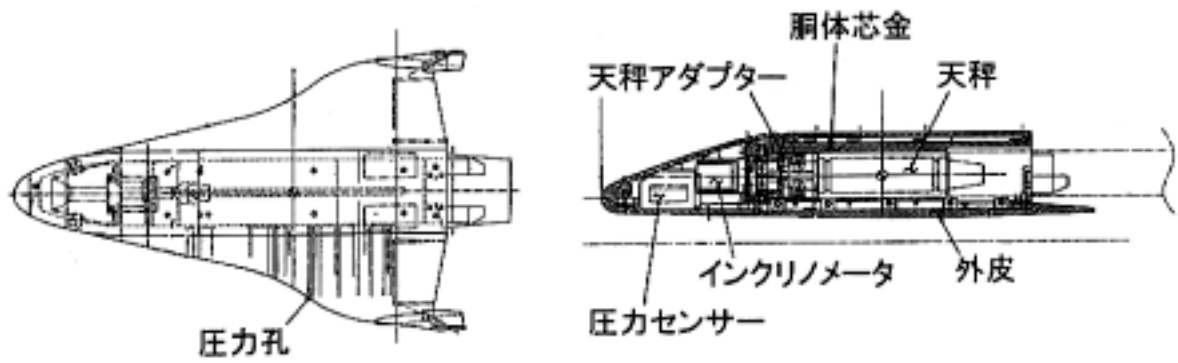


図10. 模型構成

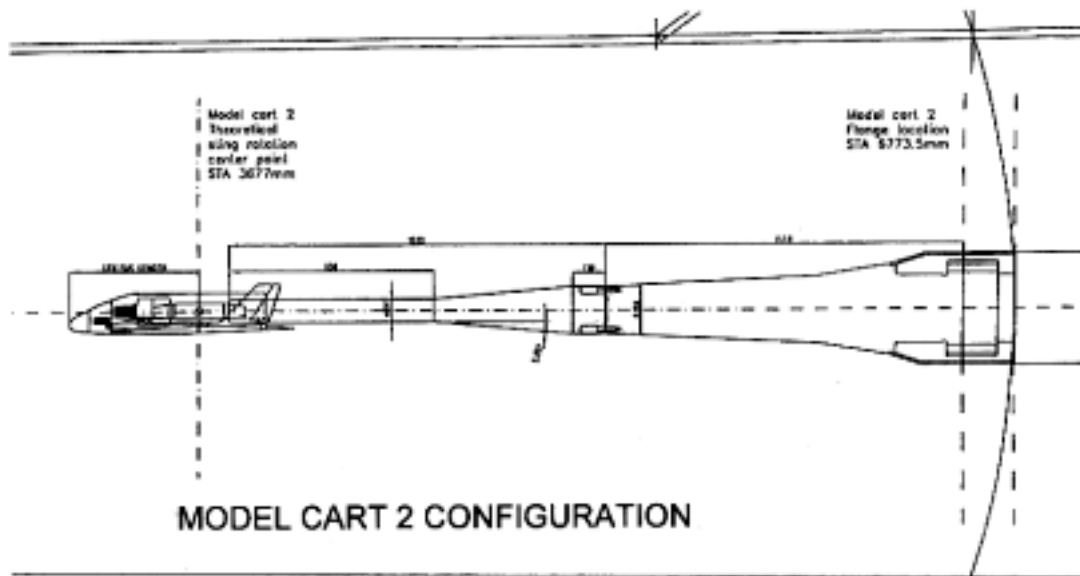


図11. HOPE 5%模型セッティング図

- ・HOPE-X模型への初期要求値
 - 25%コードまで : $\phi 0.2$ mm
 - 25%コード以降 : $\phi 0.4$ mm
- ・全てのコード位置で $\phi 0.3$ mmを実現
- ・翼根および表面よりドリルで穴を貫通
 - 翼の中は $\phi 2$ mm
 - 翼表面は $\phi 0.3$ mm
- ・成功率
 - 主翼 : 95%(34/36、ETWでは約50%の成功率)
 - 全体 : 97%(53/55)

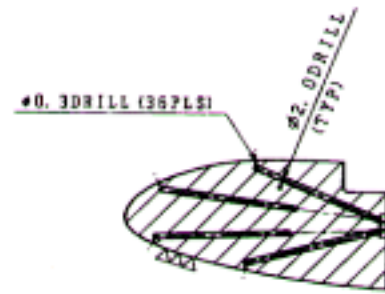


図12. 小径圧力孔の製作

圧力孔製作方法

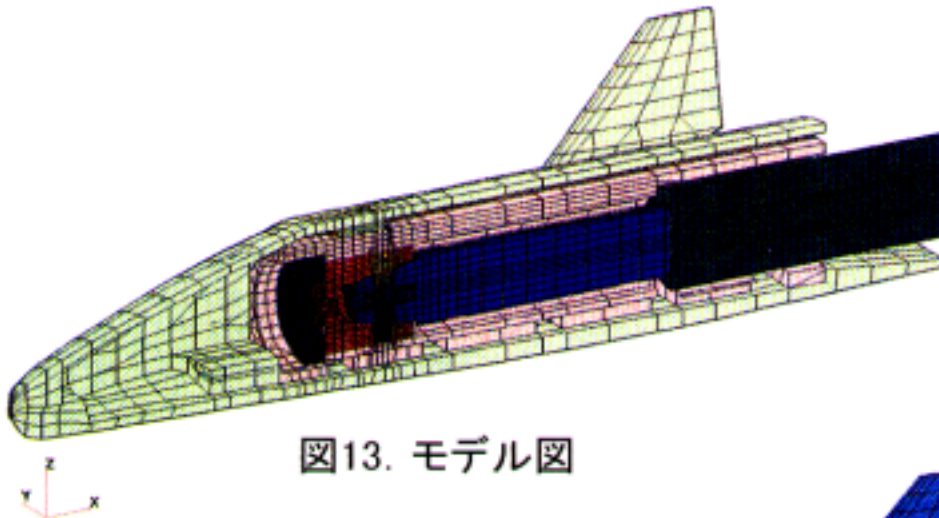


図13. モデル図

HOPE-X MODEL THERMAL ANALYSIS FOR ETW

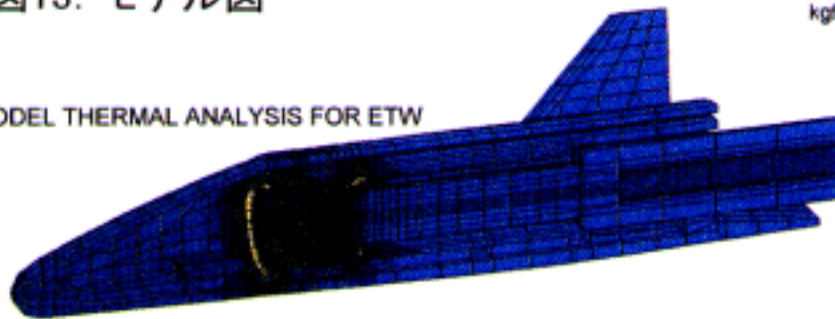


図14. 熱応力を含めた強度解析(定常解)

HOPE-X MODEL THERMAL ANALYSIS FOR ETW

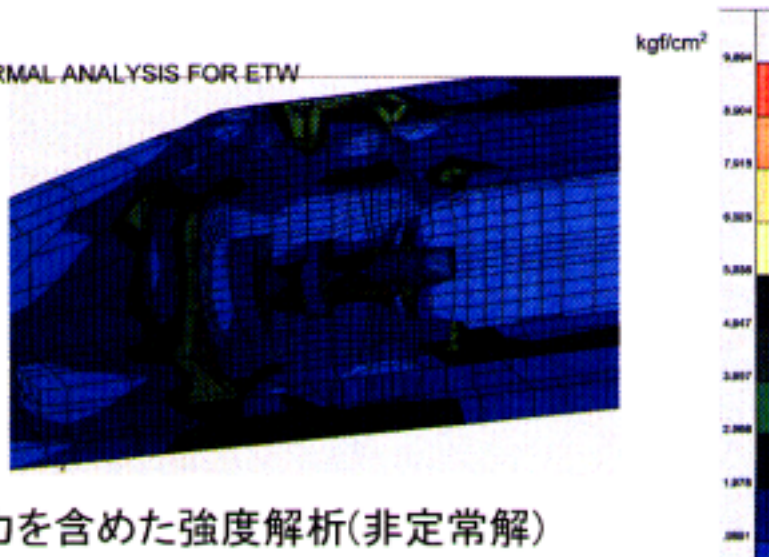


図15. 熱応力を含めた強度解析(非定常解)

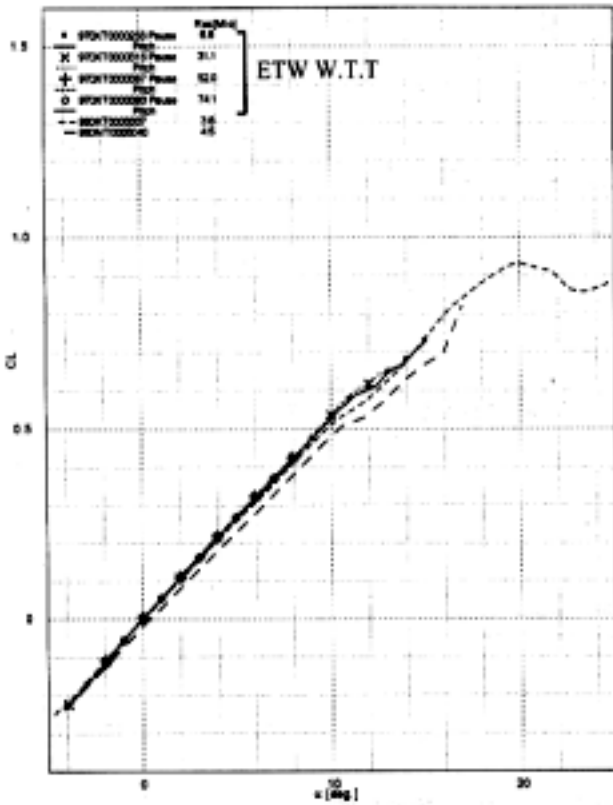


図16. ETW試験 M=0.9 CL~ α Re数効果

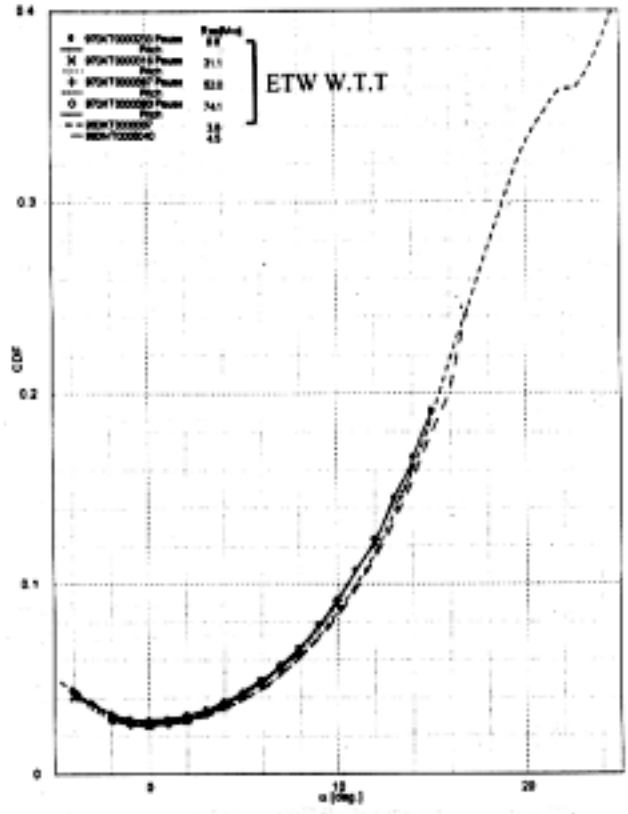


図17. ETW試験 M=0.9 CD~ α Re数効果

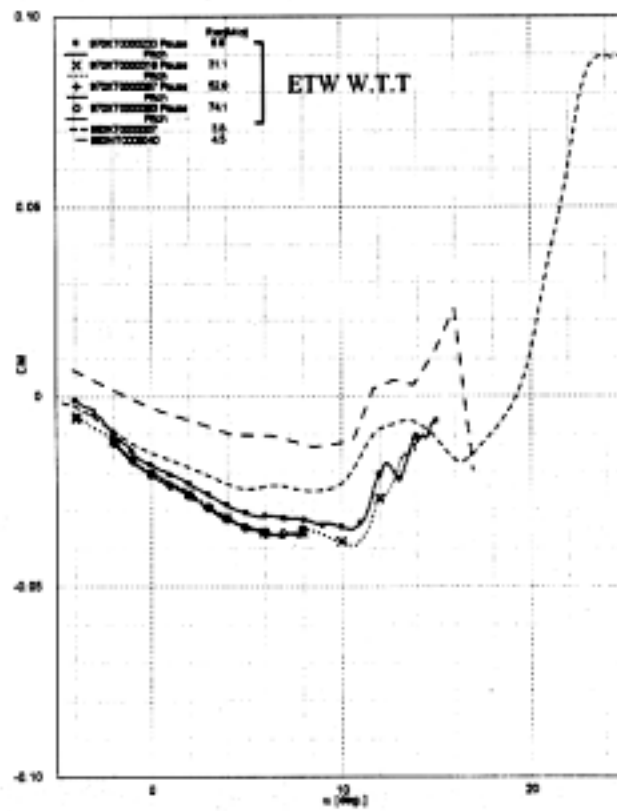


図18. ETW試験 M=0.9 CM~ α Re数効果

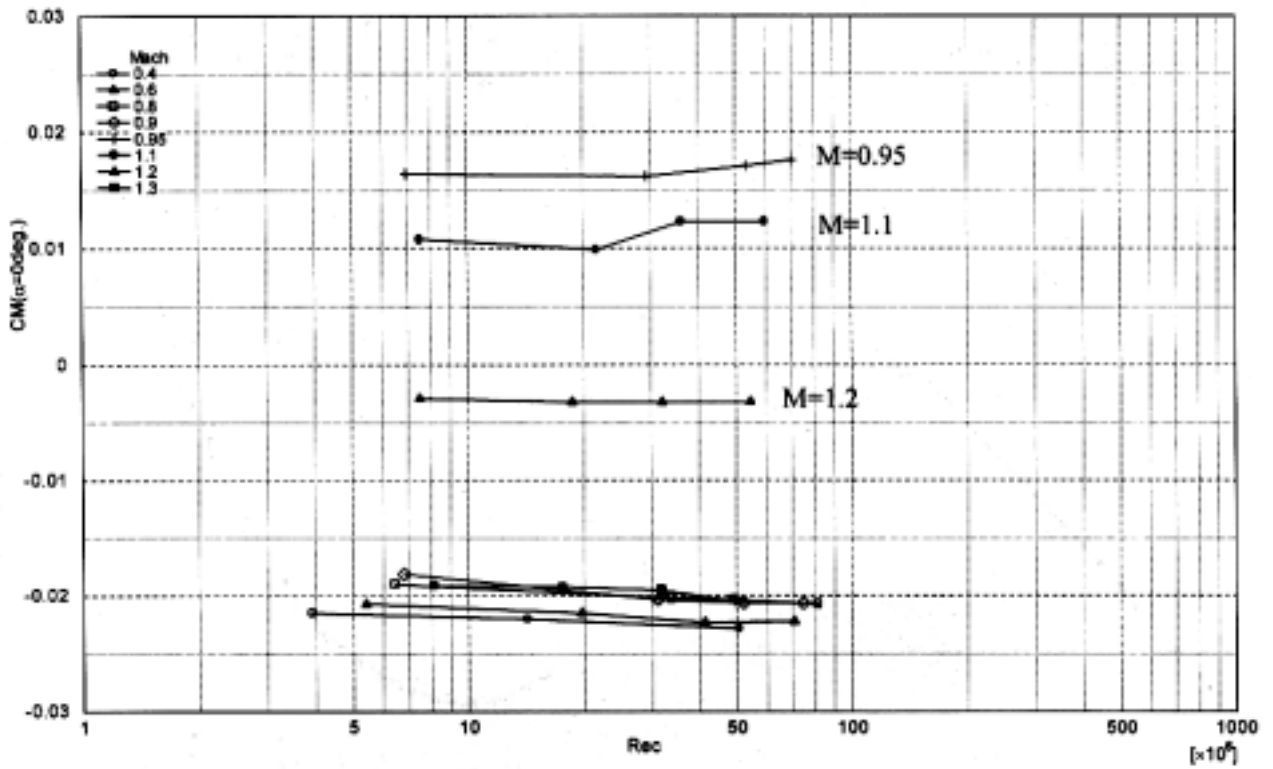


図19. ETW試験 $CM(\alpha=0 \text{ deg.}) \sim Rec$ Re数効果

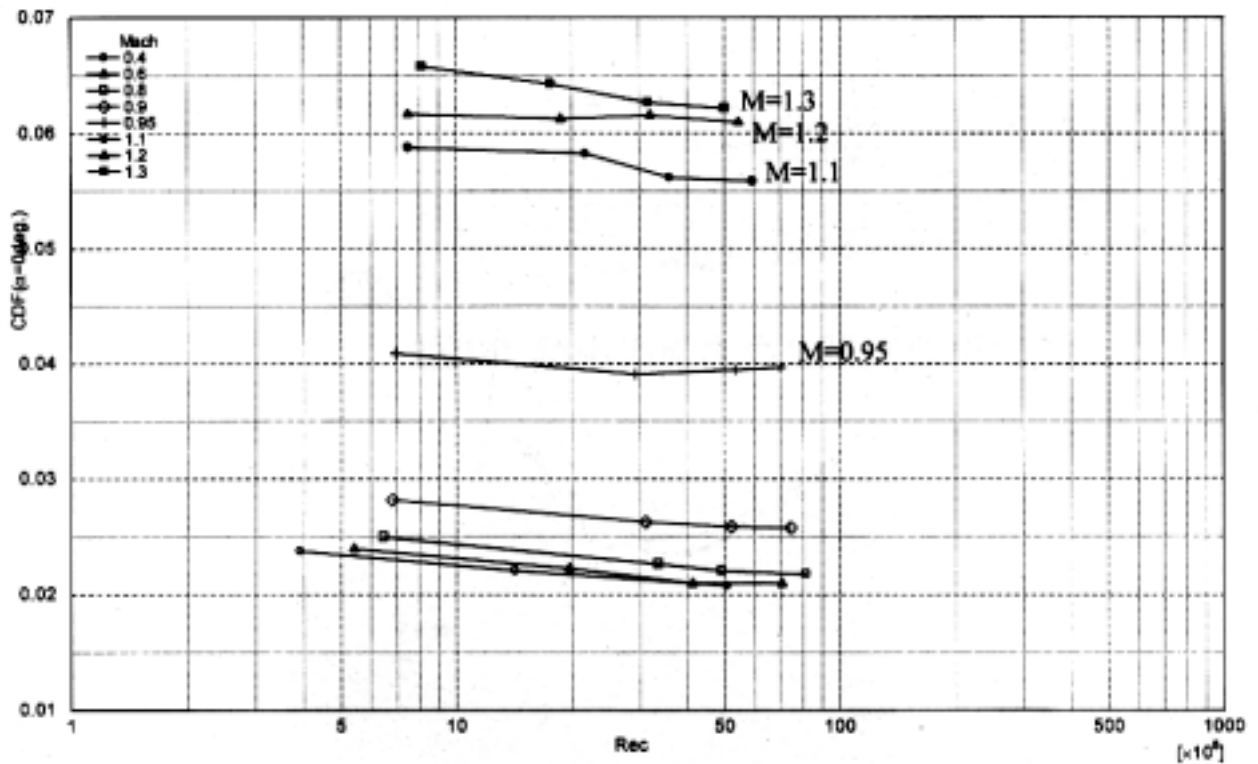


図20. ETW試験 $CDF(\alpha=0 \text{ deg.}) \sim Rec$ Re数効果

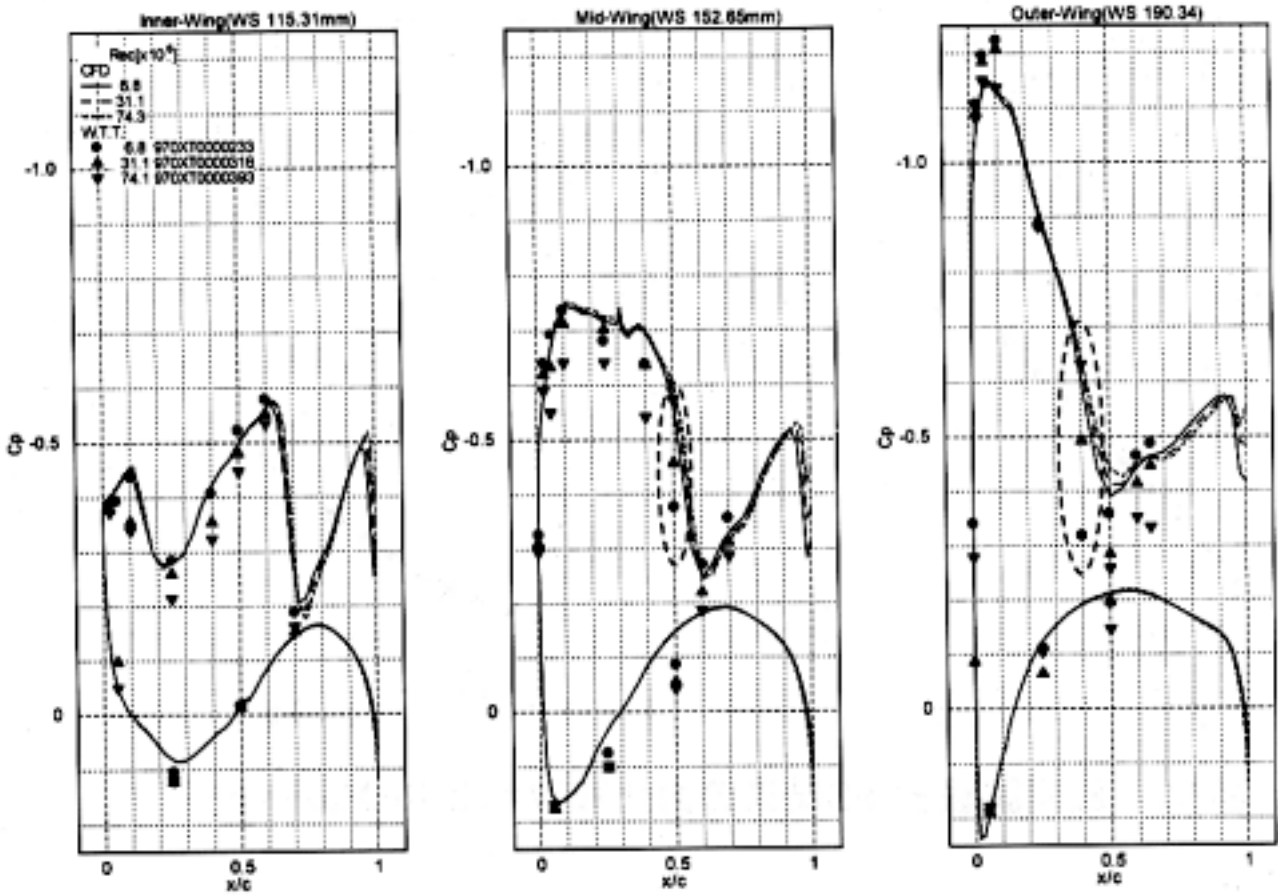


図21. 風洞試験とCFD結果の圧力分布比較およびレイノルズ

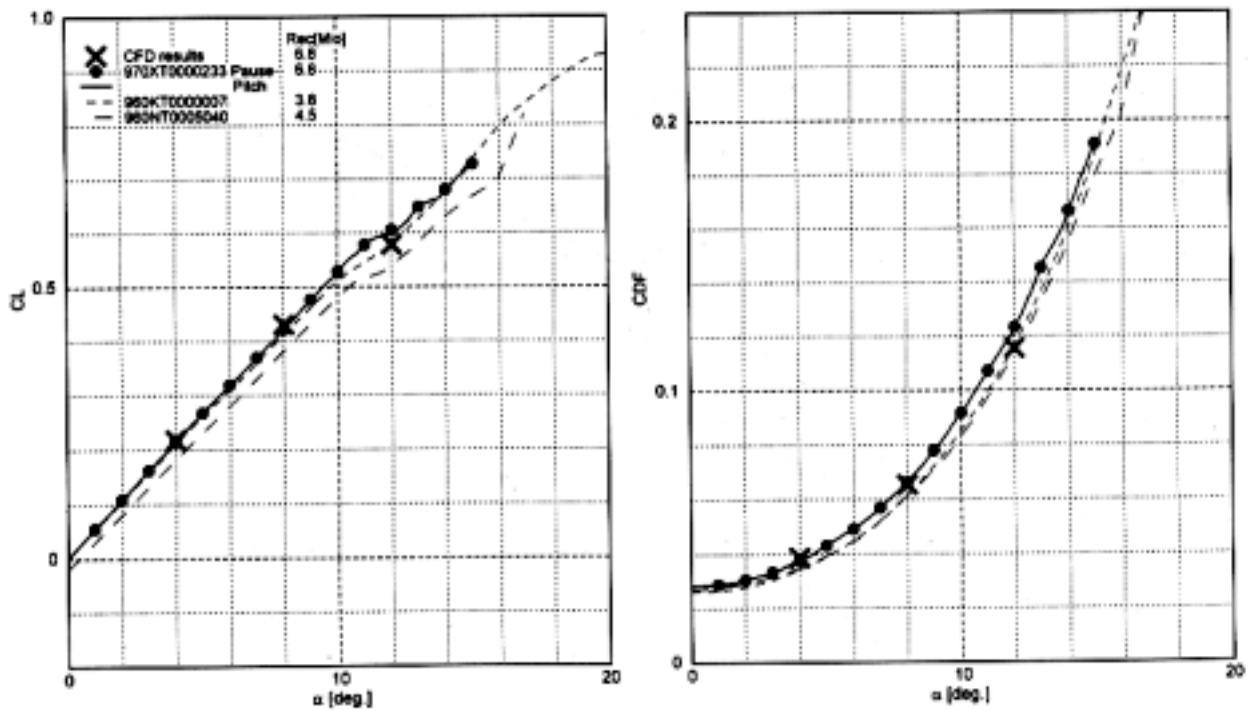


図22. 風洞試験とCFD結果の力比較(M=0.9, Re:Minimum)

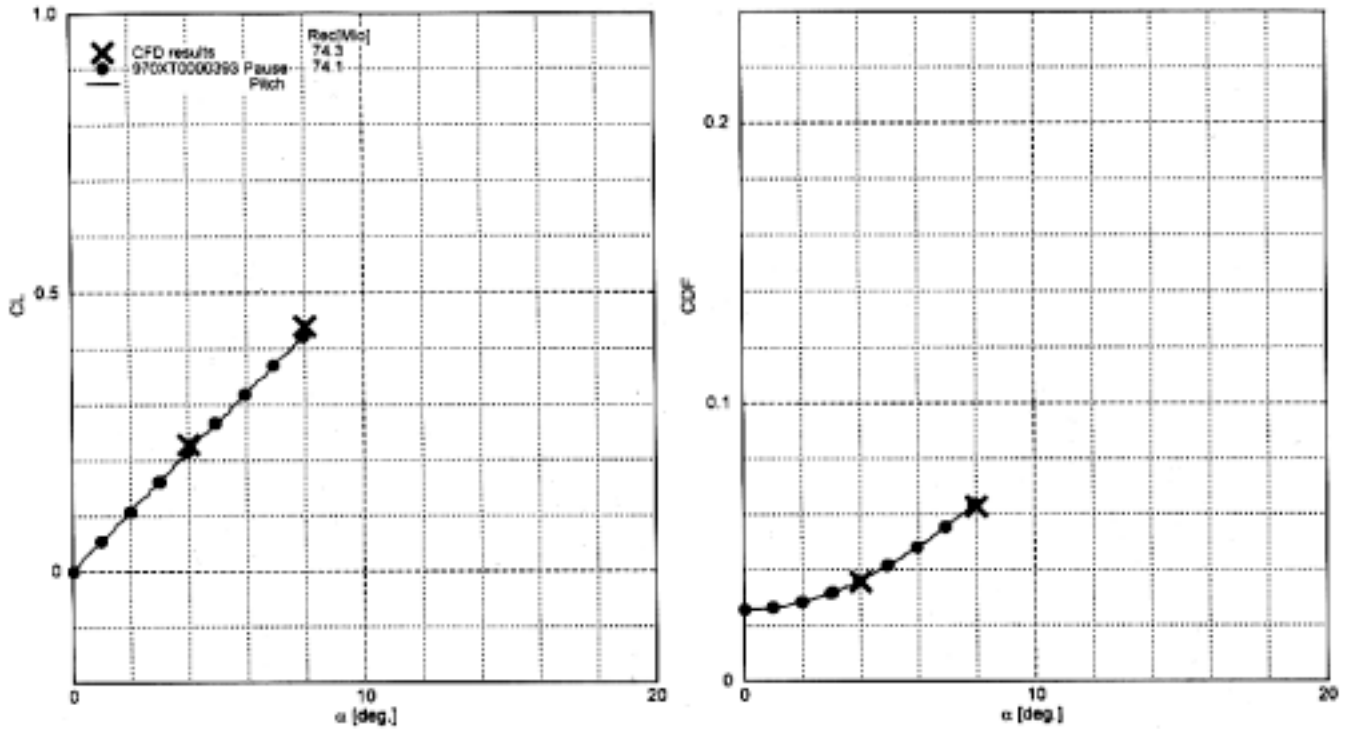


図23. 風洞試験とCFD結果の力比較(M=0.9, Re:Maximum)

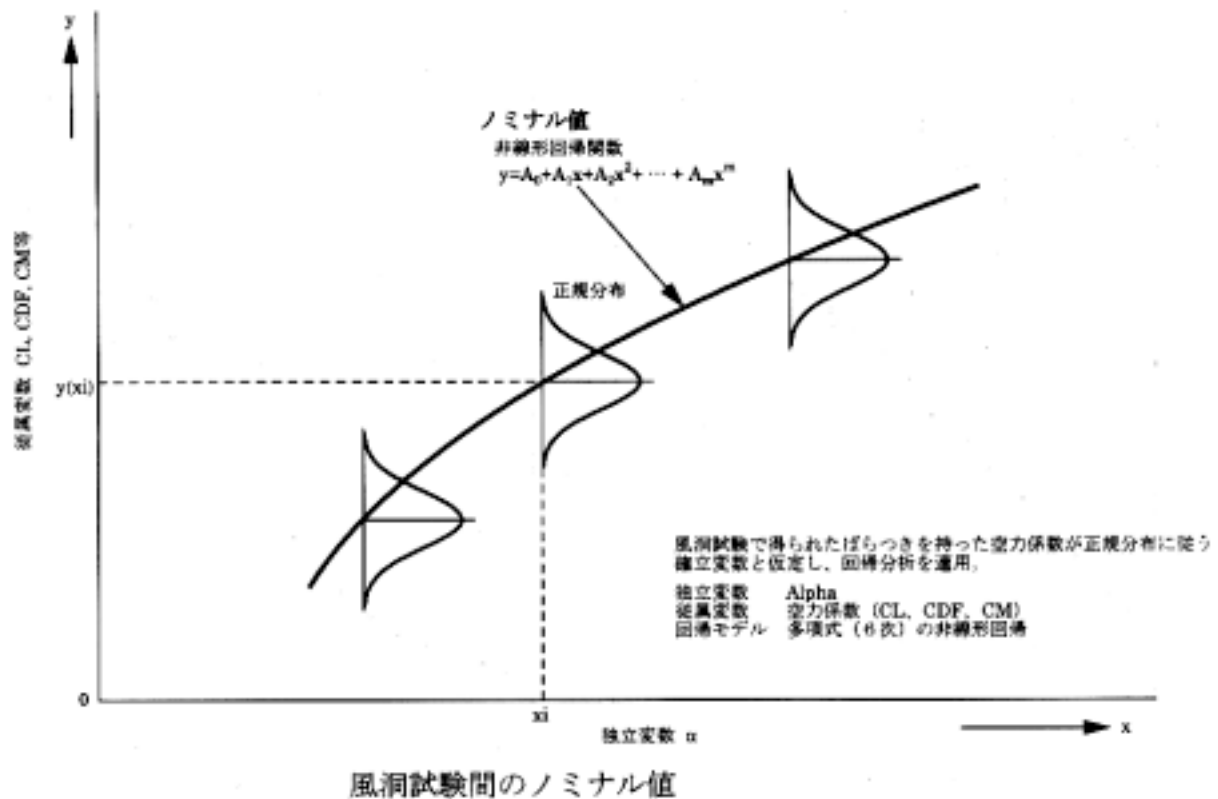
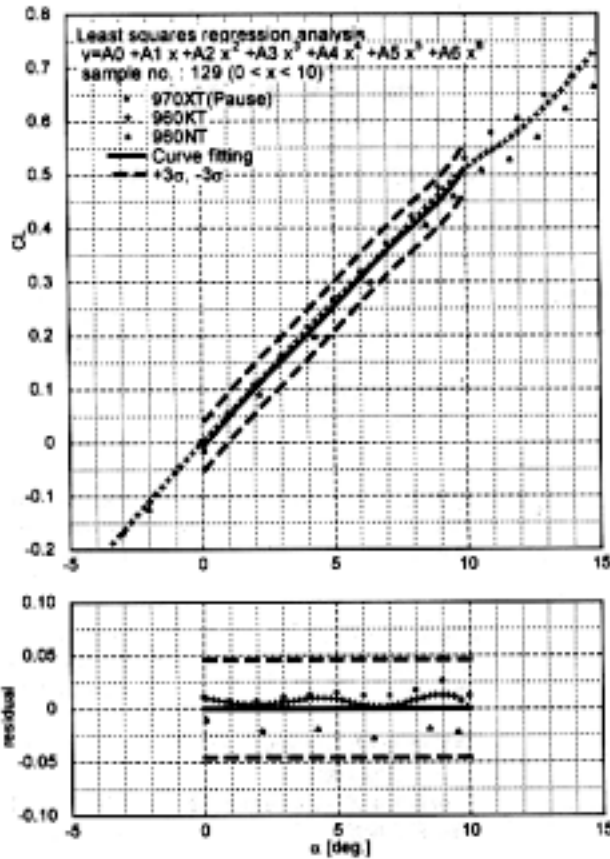


図24. 風洞試験間のノミナル値



M=0.9, CL Beta=0deg

試験データ数	重み	標本数
ETW	11	44
KHI-TWT	43	43
NAL-TWT	6	42
TOTAL N=129		

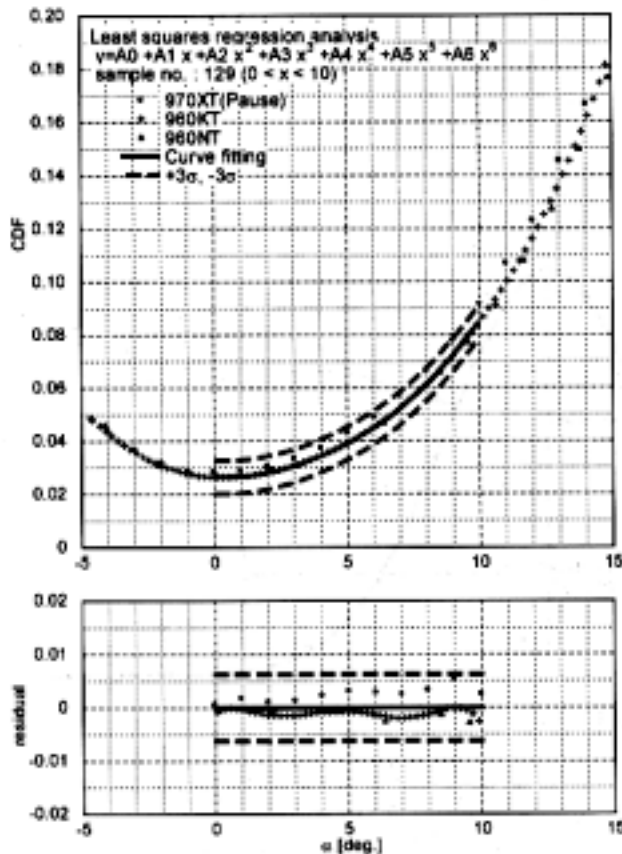
A0=-8.443488E-03
 A1= 5.475634E-02
 A2= 4.900469E-03
 A3=-3.894096E-03
 A4= 9.948636E-04
 A5=-1.065683E-04
 A6= 4.088583E-06

-- x --
 範囲 R max-min 1.001250E+01
 最大 max 1.000840E+01
 最小 min -4.098740E-03

-- y --
 範囲 R max-min 5.438230E-01
 最大 max 5.284530E-01
 最小 min -1.537000E-02

推定標準誤差 (自由度 N-C) 1.528664E-02
 C: 定数の数
 正の最大偏差 (近似曲線との差) 2.590102E-02
 負の最大偏差 -2.805127E-02

図25. 風試ノミナル値 M=0.9 $\alpha \sim CL$



M=0.9, CL Beta=0deg

試験データ数	重み	標本数
ETW	11	44
KHI-TWT	43	43
NAL-TWT	6	42
TOTAL N=129		

A0= 2.754947E-02
 A1=-4.235676E-03
 A2= 5.519744E-03
 A3=-2.184045E-03
 A4= 4.360785E-04
 A5=-4.028639E-05
 A6= 1.403605E-06

-- x --
 範囲 R max-min 1.001250E+01
 最大 max 1.000840E+01
 最小 min -4.098740E-03

-- y --
 範囲 R max-min 6.522070E-02
 最大 max 9.164070E-02
 最小 min 2.642000E-02

推定標準誤差 (自由度 N-C) 2.082678E-03
 C: 定数の数
 正の最大偏差 (近似曲線との差) 5.369243E-03
 負の最大偏差 -2.952195E-03

図26. 風試ノミナル値 M=0.9 $\alpha \sim CDF$

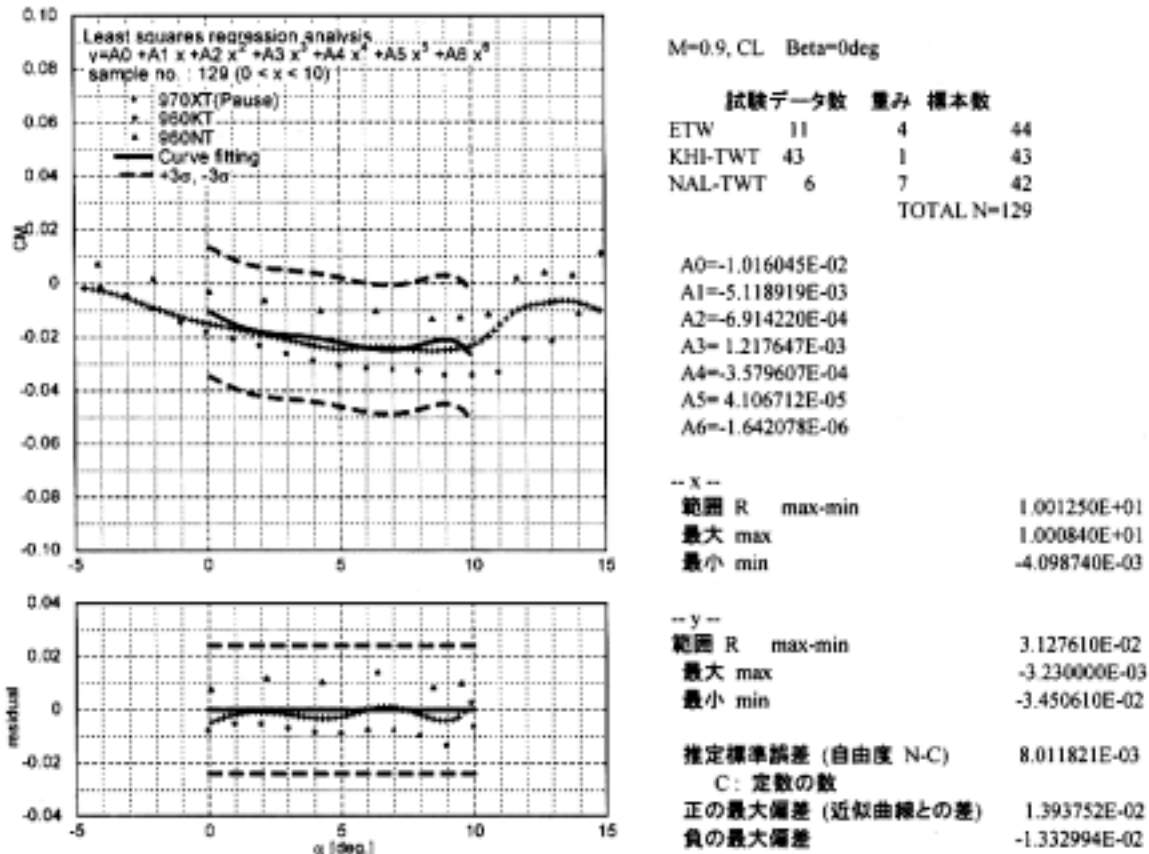


図27. 風試ノミナル値 M=0.9 $\alpha \sim CM$



図28. Toleranceの定義

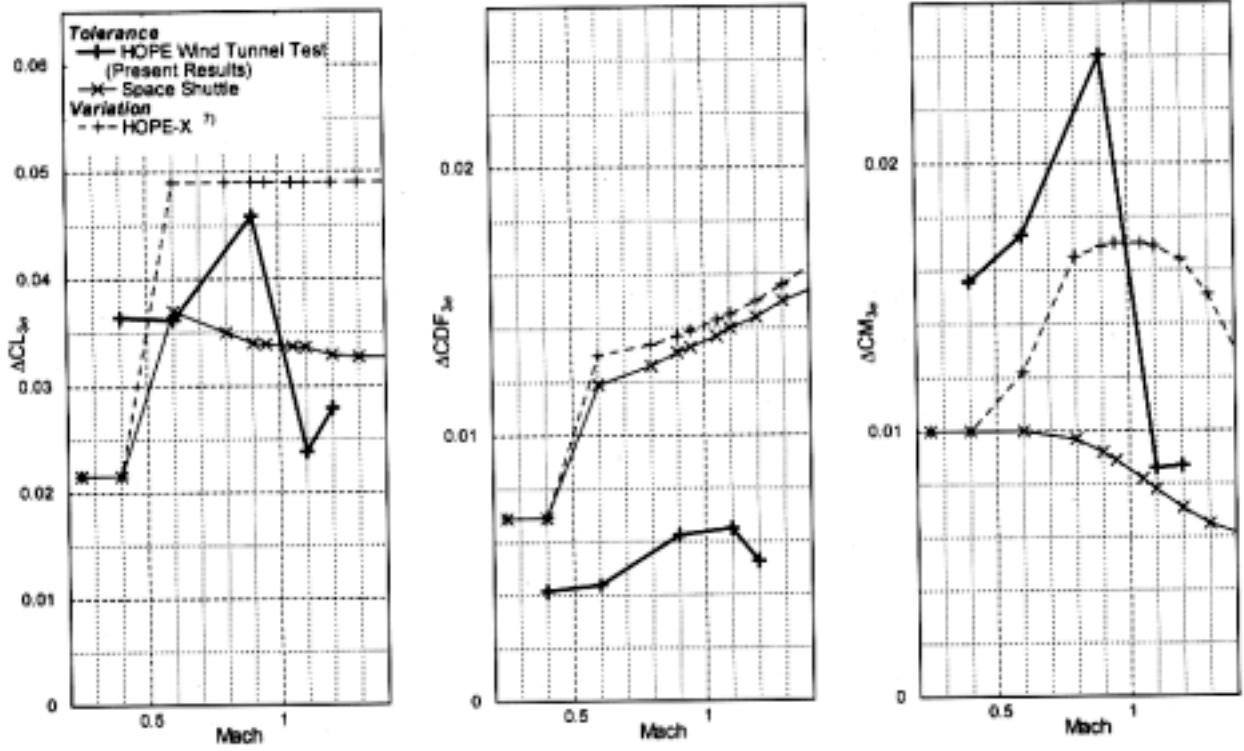


図29. 空力係数の不確かさ(Tolerance & Variation)

