

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-704

HOPE風試誤差の初期評価

青木竹夫・鈴木弘一・細江信幸
中村正剛・松田昌三・高野純

1996年11月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

HOPE 風試誤差の初期評価*

青木竹夫*¹ 鈴木弘一*¹ 細江信幸*¹

中村正剛*¹ 松田昌三*² 高野 純*²

The First Estimations of Wind tunnel Uncertainties for HOPE *

Takeo AOKI *¹, Koichi SUZUKI *¹, Nobuyuki HOSOE *¹,
Seigou NAKAMURA *¹, Masami MATSUDA *², Jun TAKANO *²

ABSTRACT

The H-2 Orbiting Plane (HOPE) launched by an H-2 rocket or its derivative, is being studied by the National Aerospace Laboratory (NAL) and the National Space Development Agency of Japan (NASDA).

Wind tunnel tests were performed using the same HOPE 2.5% scale model using the same balance and sting as the first step in developing wind tunnel uncertainties for HOPE. NAL 2 m × 2 m Transonic Wind Tunnel and KHI 1 m × 1 m Transonic Wind Tunnel which belongs to Kawasaki Heavy Industries Ltd., were used in the transonic speed range. Wind tunnel uncertainties which are estimated as root-mean-square values calculated from differences between two wind tunnel test results, are called tolerances in this report. Tolerances are compared with force measurement accuracy of the sting type balance and turn out to be almost the same order of balance error except in the about Mach number 1 speed range.

Finally it is shown that wind tunnel test data with a model, the configuration of which is similar to HOPE, can be available in developing tolerances for HOPE, from comparison of tolerances between present wind tunnel test data and the past HOPE series wind tunnel test data.

Keywords: spacecraft, wind tunnel uncertainty, tolerance

概 要

航技研と宇宙開発事業団は無人有翼往還機(HOPE)の開発研究を研究共同チームを組んで進めている。HOPEの風試誤差を設定する第一歩として同一HOPE2.5%縮尺模型、天秤、スティングを用いて、航技研2m×2m遷音速風洞と川崎重工業(株)1m×1m遷音速風洞による対応風洞試験を実施した。風試誤差を同じマッハ数、一定迎角における両風洞試験結果の差を集めたデータ群の自乗平均平方根として求め、天秤計測誤差と比較した。風試誤差はマッハ数1付近を除いた速度域では、天秤精度と同程度かそれ以下であった。また最後に、類似形状模型による風洞試験データが風試誤差設定に使用可能であることを示唆した。

1. はじめに

H-2打ち上げ型無人有翼往還機(HOPE)の開発研究は、

航技研と宇宙開発事業団が研究共同チームを組んで進めている。HOPEは航空機と異なり飛行特性を確認しながら徐々に飛行領域を拡げていくことはできず、打ち上げ、再突入、着陸までを1回の飛行で完遂しなければならない。

* 平成8年5月16日受付(received 16 May 1996)

* 1 空力性能部(Aircraft Aerodynamics Division)

* 2 宇宙開発事業団(National Space Development Agency of Japan)

そのため設計段階から誤差を含めた空力特性を把握し、飛行経路を推定して飛行の安全性、確実性を確認しておく必要がある。

スペースシャトルの開発では、tolerance（ここでは風試誤差と呼ぶ。）と variation という2種類の空力係数誤差が定義¹⁾され、飛行制御則の設計に用いられた。前者は複数の風洞試験結果のバラツキから求められ、空力設計上、避けられない最小の誤差である。その誤差源には、風洞、模型、レイノルズ数、模型支持干渉、阻塞効果及び計測精度の違い等が考えられる。後者は飛行試験値と風洞試験等から推定された実機予測値との差で、これ以上の誤差は考えられないという、誤差の最大値である。

HOPE の設計では、風洞試験や飛行試験データの蓄積が少なく、現時点で HOPE 独自の空力係数誤差を設定することが困難であるため、当面はシャトルと同様の空力係数誤差を設定して進める方針としている。

輸送機形状模型については対応風洞試験^{2), 3)}が風洞試験精度向上を計る観点から行われてきたが、HOPE のようなデルタ翼・チップフィン形態に関しては、風試誤差を設定できるデータは殆どないのが実状である。

このような状況を踏まえ、HOPE 風試誤差の設定をめざす立場から対応風洞試験を実施した。本報告では得られた風試誤差について評価、検討する。

2. 記号

- b : 横基準長 (主翼翼幅) [m]
- C_D : 抗力係数
- C_L : 揚力係数
- C_1 : ローリング モーメント係数 (機体軸)
- C_m : ピッチング モーメント係数
- C_n : ヨーイング モーメント係数 (機体軸)
- C_Y : 横力係数
- c : 縦基準長 (主翼平均空力翼弦長) [m]
- D : 抗力[N]
- d_e : エレベータ舵角[deg]
- F_x : 軸力[N]
- F_y : 横力[N]
- F_z : 垂直力[N]
- L : 揚力[N]
- M_x, M_y, M_z : 天秤座標軸モーメント成分[Nm]
- m : ピッチング モーメント[Nm]
- n : 模型縮尺比
- q : 動圧[kPa]
- Re_c : 縦基準長を用いたレイノルズ数
- S_{ref} : 実機基準面積 (主翼面積) [m²]
- $\alpha, ALPHA$: 迎角[deg]

- β : 横滑り角[deg]
- Δ : 天秤計測誤差
- 添字
- 5 : ノミナル迎角±5度
- BSC : 基本形状
- beta : 横滑り角に関する微係数
- de : エレベータ舵角に関する微係数
- err : 天秤計測誤差
- k : 川崎重工業(株)遷音速風洞(KHI TWT)
- n : 航技研遷音速風洞(NAL TWT)
- ★ : 06 HOPE 実機基準面積/04 HOPE 実機基準面積, [(06 HOPE 実機基準面積)×(06 HOPE 実機縦(横)基準長)] / [(04 HOPE 実機基準面積)×(04 HOPE 実機縦(横)基準長)] を用いた換算値

3. 風洞試験

本対応風洞試験で使用した風洞の比較を表1に示す。風洞の基本項目である、形式、測定部断面の大きさ、測定部壁の形態は異なっているが、模型、天秤、ステーキングは全て同一である。従って、風試誤差の誤差源としては、レイノルズ数、測定部壁、阻塞比、風洞気流等の違いが主な要因となる。

模型を図1に示す。模型は06DAと06PAの2形態があり、縮尺比は想定している実機の2.5%、胴体長は400mmである。2形態の主要な相違点は主翼平面形であり、06DA形状は前縁後退角55°で、低速飛行時の揚抗特性向上を目標としている。06PA形状は前縁後退角74°で、極超音速飛行時の先頭衝撃波が主翼・チップフィン前縁と干渉しないことにより空力加熱の低減を意図した設計である。表2にこれらの模型のデータ処理基準値を示す。表2の06DA縦基準長を用いた風洞試験のレイノルズ数を

表1 本対応風洞試験風洞比較

	航技研遷音速風洞 (NAL TWT)		川崎重工業(株) 遷音速風洞 (KHI TWT)	
	マッハ数	総圧(kPa)	マッハ数	総圧(kPa)
形式	連続式		吹出式	
測定部断面	2m×2m		1m×1m	
測定部壁	垂直多孔壁		60度斜孔壁	
一樣流条件 (本風洞試験の場合)	0.4	80	0.4	140
	0.6		0.6	140
	0.8		0.8	150
	0.9		0.9	150
	1.0		1.0	160
	1.1		1.1	160
	1.2		1.2	180
	1.4		1.4	180

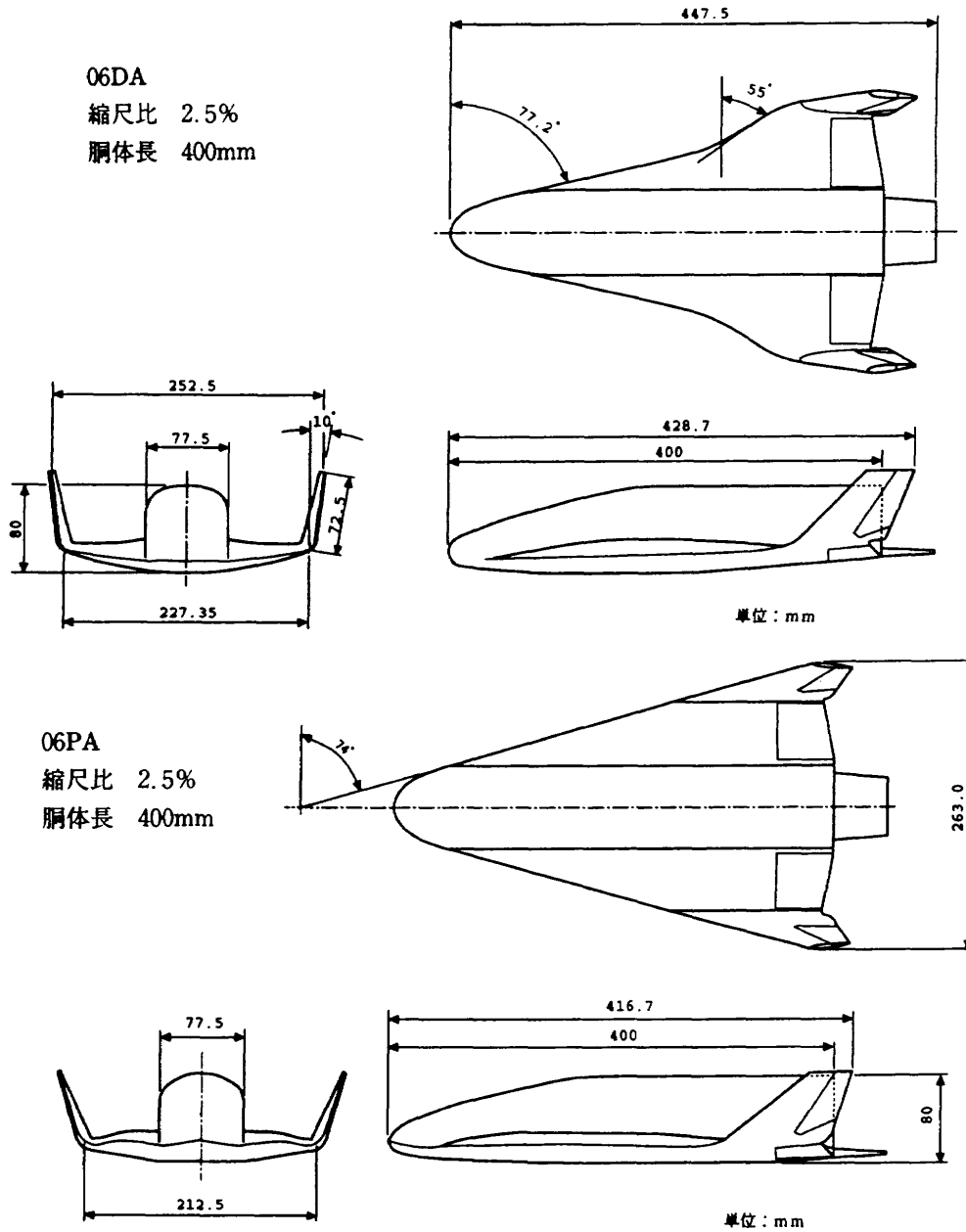


図1 06 HOPE 模型

図2に示す。図2において本風洞試験のレイノルズ数が航技研遷音速風洞では川崎重工業(株)遷音速風洞の約半分になっている理由は、主送風機と補助送風機の合計電力が使用制限を越えないように風洞総圧を低く押さえ、全ての試験マッハ数で一律 80 kPa としたためである。風試誤差をできるだけ小さくするためには、両風洞におけるレイノルズ数を一致させることが望ましいが、各風洞の性能や事情が異なり、それらを等しくできない。レイノルズ数が等しくなるような風洞だけを集めて風洞試験を行うことが望ましいが、現実的には困難である。レイノルズ数不一致の問題は、レイノルズ数の補正法を確立して改善していくべき将来の課題である。

天秤、ステイングは川崎重工業(株)所有のものを用いた。表3に天秤の仕様を示す。天秤容量は吹出式風洞の試験

表2 模型データ処理基準値

模型	06DA	06PA
縮尺比 (%)	2.5	2.5
模型基準面積 (m ²)	0.040625	0.062613
縦基準長 (m)	0.19420	0.33750
横基準長 (m)	0.22735	0.21250
底面積 (m ²)	0.0042831	0.0049704

に対応した大きさとなっている。図3にステイングの機能説明を示す。ステイングは、2つのロール角の組合せによりピッチ角を変えるだけで、横滑り角±5度の試験ができるようになっている。風洞試験データの迎角については、ステイング撓み補正を実施している。

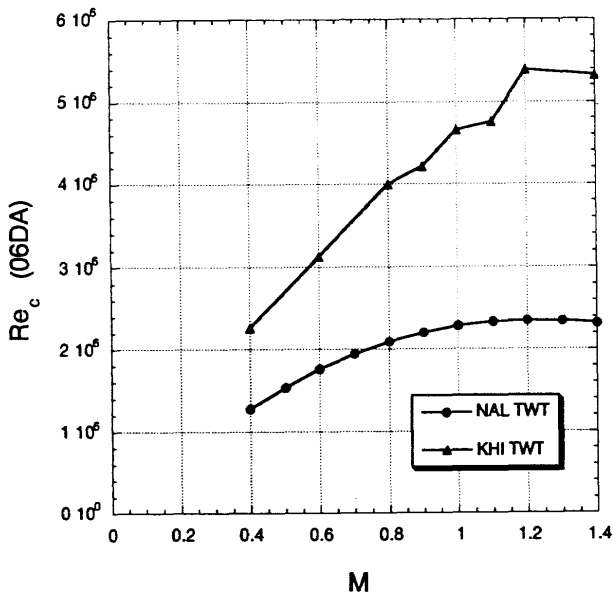


図2 風洞試験レイノルズ数の比較

表3 天秤仕様

	F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
容量	1078 N	2940 N	9800 N	196 N·m	343 N·m	245 N·m
誤差	1.47 N	2.45 N	4.9 N	0.0686 N·m	0.294 N·m	0.196 N·m
誤差/容量(%)	0.136	0.083	0.050	0.035	0.086	0.080

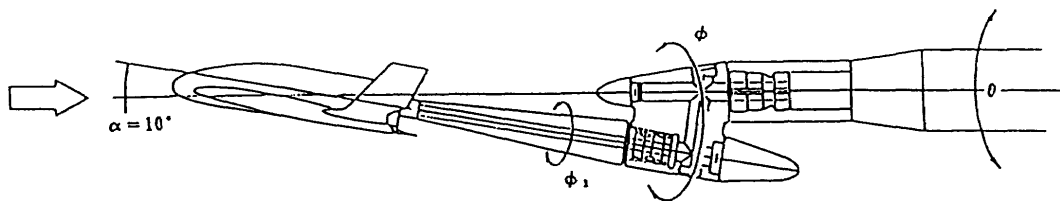
4. 風試誤差

図4は06DA模型の風洞試験データを迎角に関して直線補間し、二つの風洞試験データの補間値を重ねて描いた一例である。このような図が各マッハ数ごとに得られるが、概して、両風洞試験結果の差は高迎角側で大きくなることが多い。

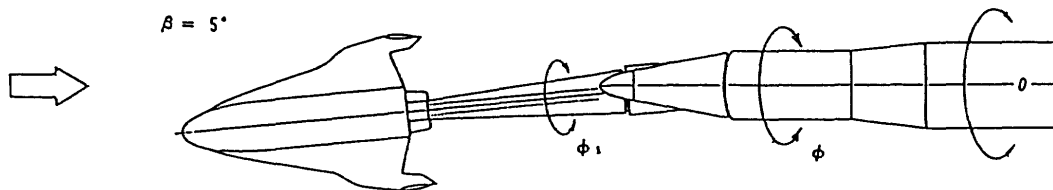
ここで風試誤差の定義について考える。“風試誤差”という言葉は、一般的な“誤差”と混同しやすく、適切な言葉ではない。文献(1)の用語“uncertainty”と“tolerance”に対しては、“不確かさ”ないし“不確定性”や“公差”がふさわしい。しかし、これらの言葉はあまりなじみがないうえ、既に“風試誤差”が研究共同チームでは慣用語として使われていたため、あえてそれに従った。いずれにしても、本稿で述べる“風試誤差”は風洞試験データ取得上の確定できない量を表している。

スペースシャトルでは、風洞試験結果と最良推定値(空力設計データブック)との差から求めた標準偏差の3倍が tolerance の定義となっているが、算出法は明確ではない。

同一模型で複数の風洞において風洞試験を行い、風洞試験データの平均値から算出した標準偏差が考えられる



(a) $\beta=0^\circ, \alpha$ -スウィープ; $\alpha=10^\circ, \beta$ -スウィープの場合
($\phi=0^\circ$ or $90^\circ, \phi_1=0^\circ$ θ -スウィープ)



(b) $\beta=5^\circ, \alpha$ -スウィープの場合
($\phi=29.75^\circ, \phi_1=30.13^\circ, \theta$ -スウィープ)

図3 スティングの機能説明

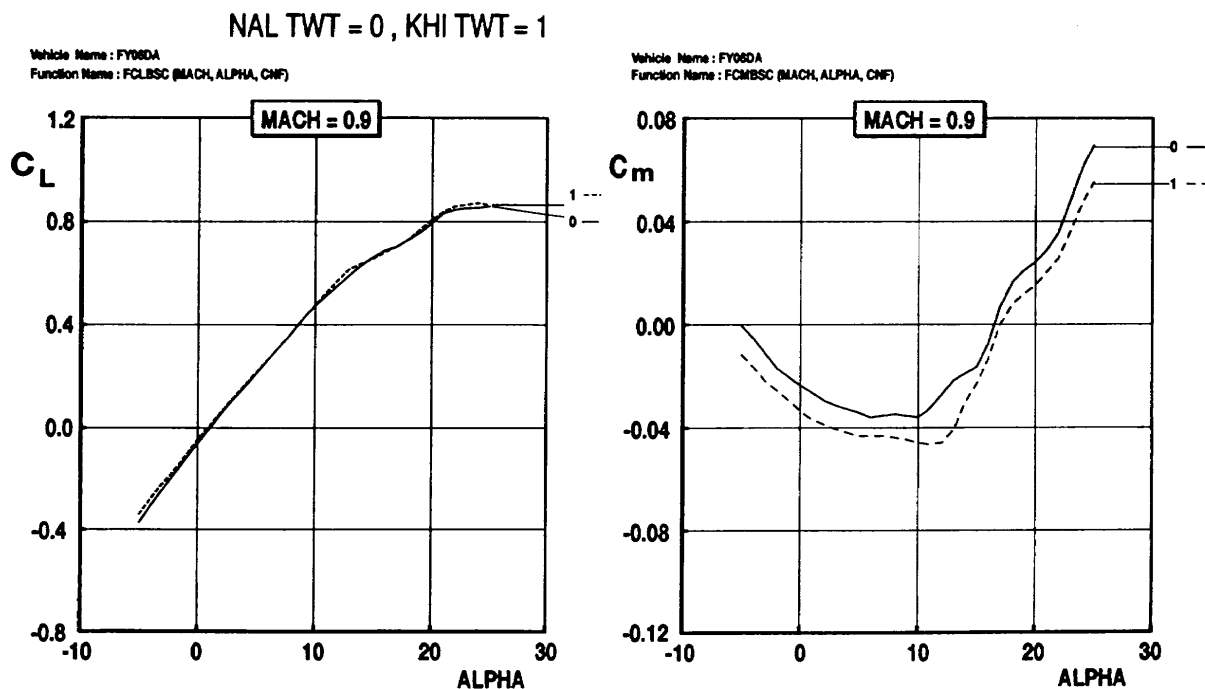


図4 風洞試験データ直線補間値の一例

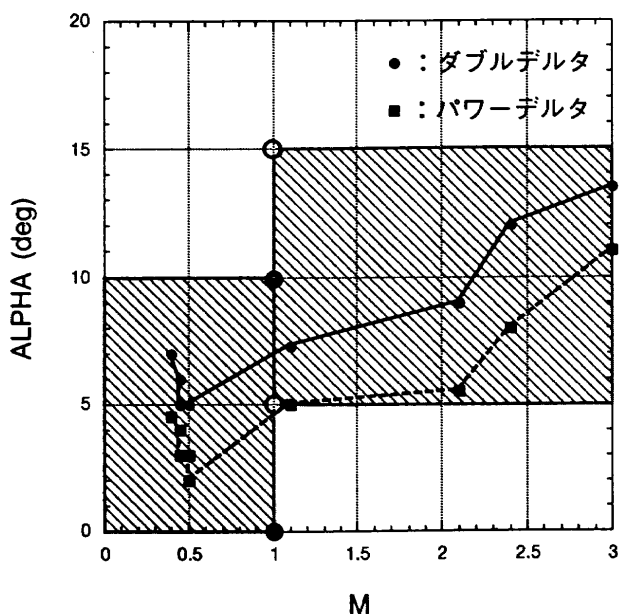


図5 試験機飛行時のノミナル迎角と rms 値を計算するための迎角範囲

が、使用する風洞が二つの場合は、二つの風洞試験データの平均値から標準偏差を求めることになり、風試誤差を過小評価することになりかねない。つまり、三つ目の風洞試験を行ったときに、その風洞試験結果が、二つの風洞試験データの間にくるとは限らないからである。従って、本報告では、標準偏差を計算する際に平均値を用いず、風試誤差を次のように定義する。

同じマッハ数の両風洞試験データから、各迎角に対する空力係数の差を求め、一定の迎角範囲に含まれるデータ群について自乗平均平方根(以後 rms と記述する。)を

とった値。これを計算するときの迎角範囲は、HOPE 技術試験機飛行時のノミナル迎角を含むように定め、

$$0(\text{deg}) \leq \alpha \leq 10(\text{deg}) ; M \leq 1$$

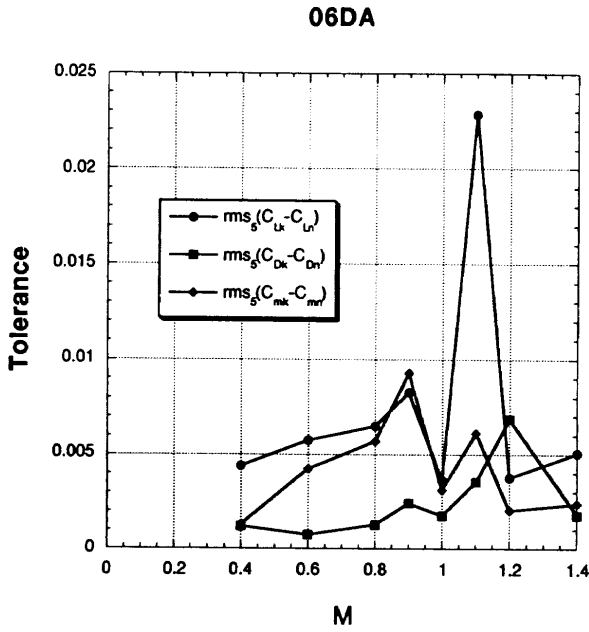
$$5(\text{deg}) \leq \alpha \leq 15(\text{deg}) ; M > 1$$

とし、図5の斜線部分で示す。(図中の用語、“ダブルデルタ”はDA形状、“パワーデルタ”はPA形状を意味する。)

上述の方法で rms 値を算出し、マッハ数に対して風試誤差を描くと、縦特性に関しては図6(a), (b)を得る。これらの図では、各 rms 値がマッハ数1付近で最大になる場合が多い。なお、この傾向はシャトルの場合でも確認できる¹⁾。この理由については7章で考察する。

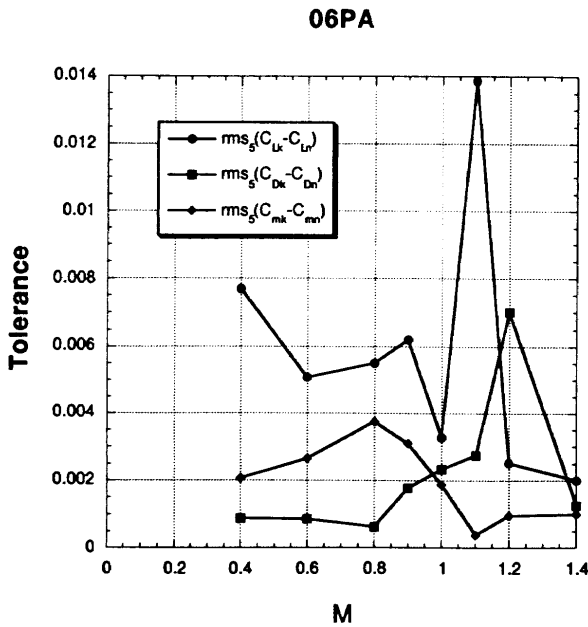
本報告で扱っている風洞試験データに対しては、壁干渉修正は施していない。阻塞比の概算値は表2の底面積から両模型とも川崎重工業(株)遷音速風洞で0.5%、航技研遷音速風洞では0.1%程であり、亜音速領域における壁干渉修正は問題にならないと考えられるが、もしマッハ数1付近における風洞壁の影響を正確に評価できれば、風試誤差は更に小さくなる可能性がある。

図6(a), (b)から06DA形状と06PA形状では、各風試誤差の大きさが異なっていることがわかる。これは次の事情による。図7(a)は、図6(a), (b)に示した風試誤差に航技研遷音速風洞における風洞試験時の動圧と模型基準面積(ピッチングモーメントの場合は、更に模型縦基準長)を乗じ、天秤が感じる力、モーメントの差として比較したものである。この図からわかるように両形状で風試誤差はほぼ同等である。即ち、力、モーメントで等し



M	$rms_5(C_{Lk}-C_{Ln})$	$rms_5(C_{Dk}-C_{Dn})$	$rms_5(C_{mk}-C_{mn})$
0.4	0.00438	0.00120	0.00129
0.6	0.00574	0.00073	0.00422
0.8	0.00649	0.00126	0.00568
0.9	0.00827	0.00242	0.00928
1.0	0.00363	0.00177	0.00313
1.1	0.02283	0.00354	0.00613
1.2	0.00376	0.00685	0.00203
1.4	0.00507	0.00179	0.00238

図 6(a) 06DA 縦特性風試誤差



M	$rms_5(C_{Lk}-C_{Ln})$	$rms_5(C_{Dk}-C_{Dn})$	$rms_5(C_{mk}-C_{mn})$
0.4	0.00770	0.00087	0.00206
0.6	0.00507	0.00085	0.00265
0.8	0.00550	0.00062	0.00375
0.9	0.00620	0.00176	0.00310
1.0	0.00328	0.00233	0.00188
1.1	0.01386	0.00274	0.00038
1.2	0.00251	0.00702	0.00096
1.4	0.00199	0.00126	0.00100

図 6(b) 06PA 縦特性風試誤差

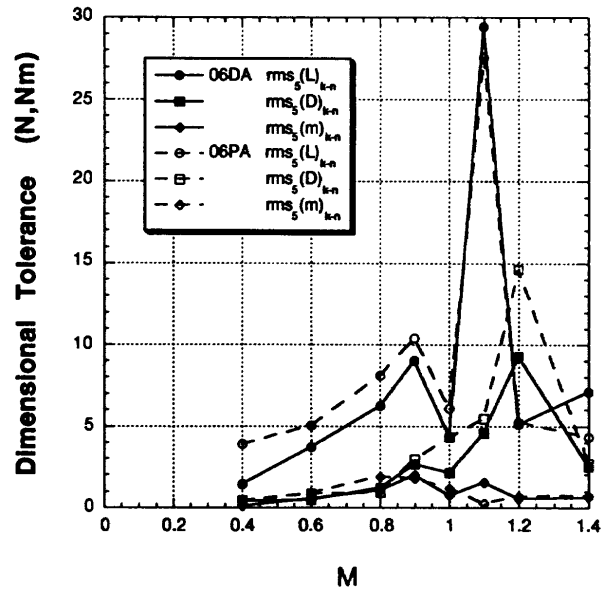
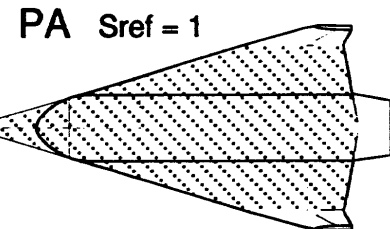
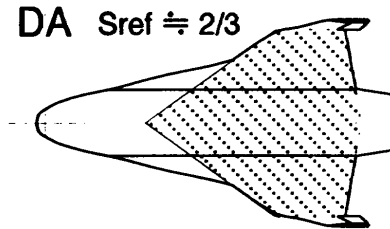


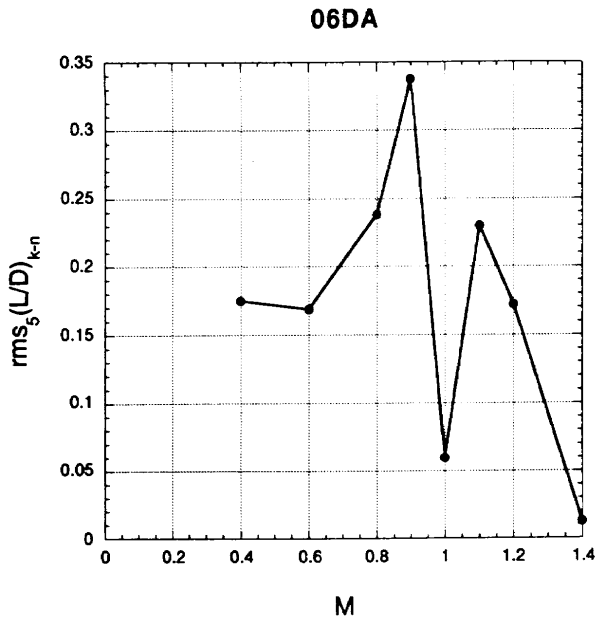
図 7(a) 風試誤差の力、モーメントでの比較



力係数 ----> $1/S_{ref}$
 モーメント係数 ----> $1/(S_{ref} c)$
 $1/(S_{ref} b)$

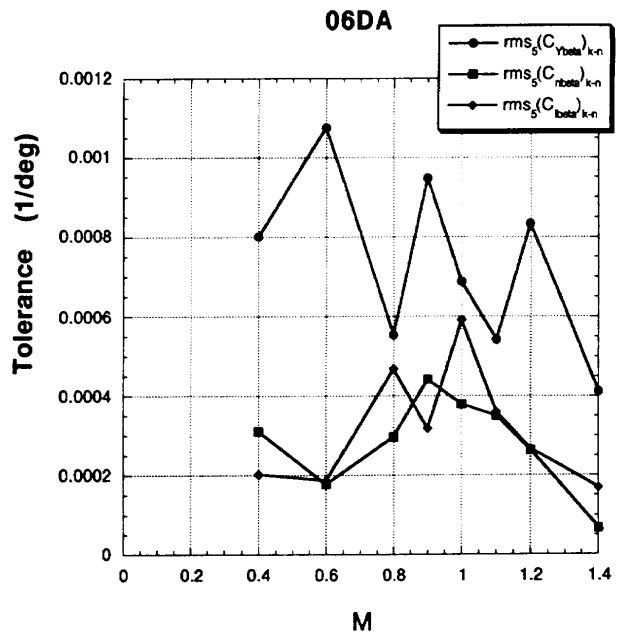
図 7(b) 実機基準面積 (ハッチング部分) の比較

いものを図 7(b) のハッチングで示した実機基準面積で割ったため、空力係数の風試誤差としては大きさが異なってくるからである。付録 1 に風試誤差と基準値の関係を示してある。表 2 から模型基準面積は、06DA 形状は 06PA 形状の約 2/3 倍となっている。これに対し、図 6(a), (b) では C_L の風試誤差が、06DA 形状は 06PA 形状の約 3/2 倍になっている。模型基準面積×縦基準長の比は、06DA 形状は 06PA 形状のその約 37/100 倍であるから、 C_m の風試誤差は、06DA 形状は 06PA 形状の約 100/37 倍になっている。



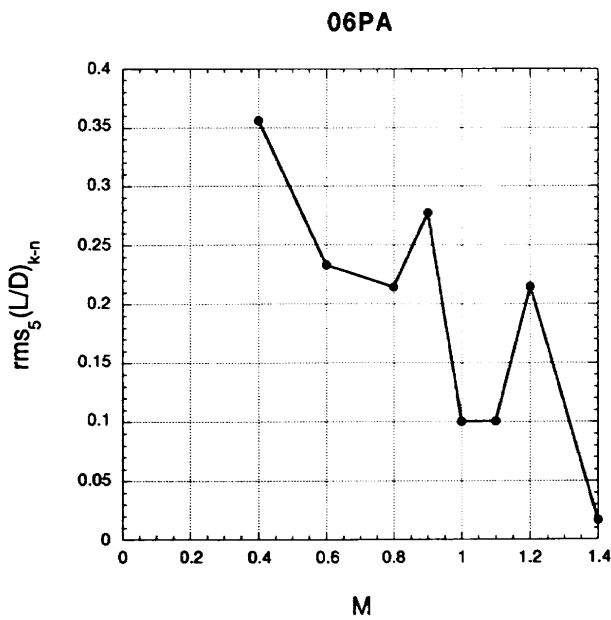
M	$rms_5(L/D)_{k-n}$
0.4	0.17494
0.6	0.16869
0.8	0.23817
0.9	0.33744
1.0	0.05951
1.1	0.22992
1.2	0.17191
1.4	0.01271

図 8(a) 06DA 揚抗比風試誤差



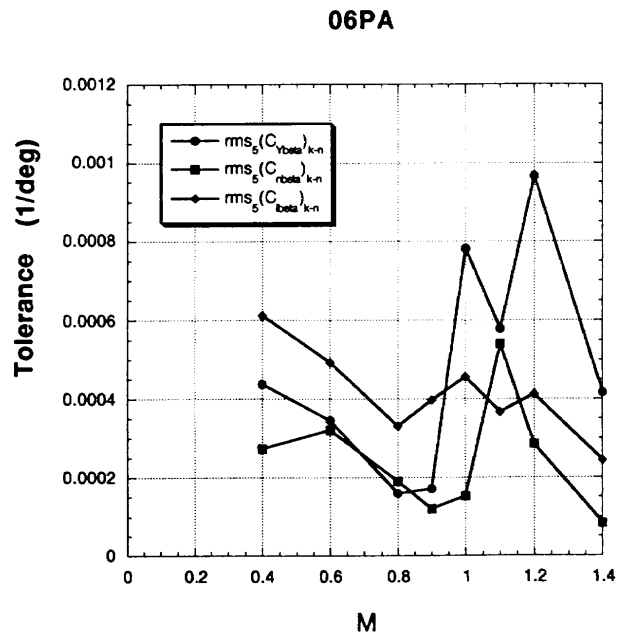
M	$rms_5(C_{Y\beta})_{k-n}$	$rms_5(C_{n\beta})_{k-n}$	$rms_5(C_{l\beta})_{k-n}$
0.4	0.000802	0.000311	0.000202
0.6	0.001075	0.000178	0.000188
0.8	0.000553	0.000297	0.000468
0.9	0.000948	0.000442	0.000318
1.0	0.000688	0.000379	0.000591
1.1	0.000542	0.000350	0.000360
1.2	0.000833	0.000263	0.000266
1.4	0.000412	0.000067	0.000169

図 9(a) 06DA 横方向特性風試誤差



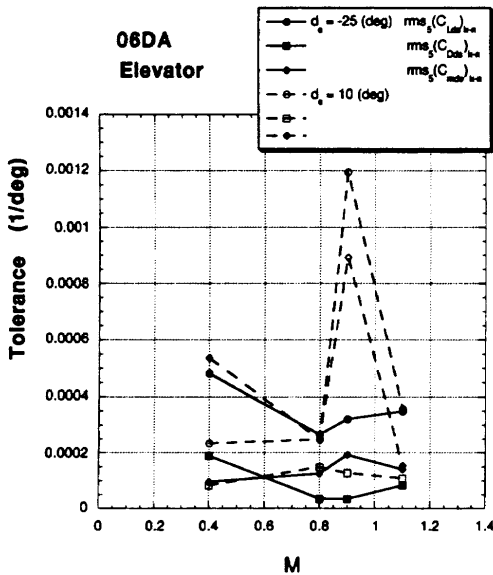
M	$rms_5(L/D)_{k-n}$
0.4	0.35565
0.6	0.23287
0.8	0.21426
0.9	0.27727
1.0	0.10037
1.1	0.10049
1.2	0.21470
1.4	0.01684

図 8(b) 06PA 揚抗比風試誤差



M	$rms_5(C_{Y\beta})_{k-n}$	$rms_5(C_{n\beta})_{k-n}$	$rms_5(C_{l\beta})_{k-n}$
0.4	0.000437	0.000273	0.000612
0.6	0.000346	0.000321	0.000492
0.8	0.000159	0.000190	0.000331
0.9	0.000171	0.000120	0.000397
1.0	0.000782	0.000153	0.000456
1.1	0.000579	0.000540	0.000367
1.2	0.000966	0.000285	0.000412
1.4	0.000417	0.000083	0.000244

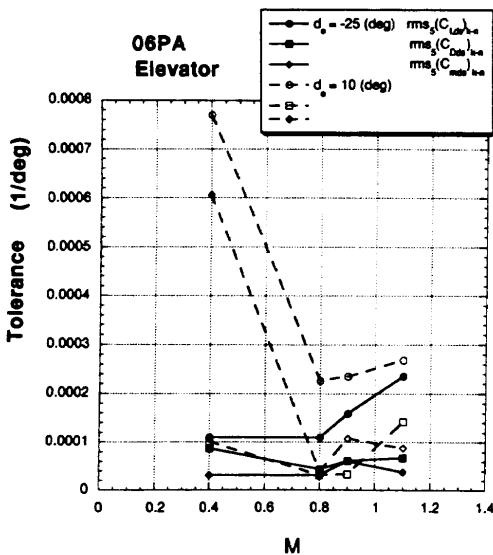
図 9(b) 06PA 横方向特性風試誤差



d_e (deg)	M	$rms_5(C_{Lde})_{k-n}$	$rms_5(C_{Dde})_{k-n}$	$rms_5(C_{mde})_{k-n}$
-25	0.4	0.000481	0.000189	0.000095
	0.8	0.000265	0.000035	0.000125
	0.9	0.000320	0.000033	0.000192
	1.1	0.000347	0.000082	0.000140

d_e (deg)	M	$rms_5(C_{Lde})_{k-n}$	$rms_5(C_{Dde})_{k-n}$	$rms_5(C_{mde})_{k-n}$
10	0.4	0.000233	0.000082	0.000536
	0.8	0.000248	0.000148	0.000248
	0.9	0.001195	0.000127	0.000892
	1.1	0.000357	0.000108	0.000153

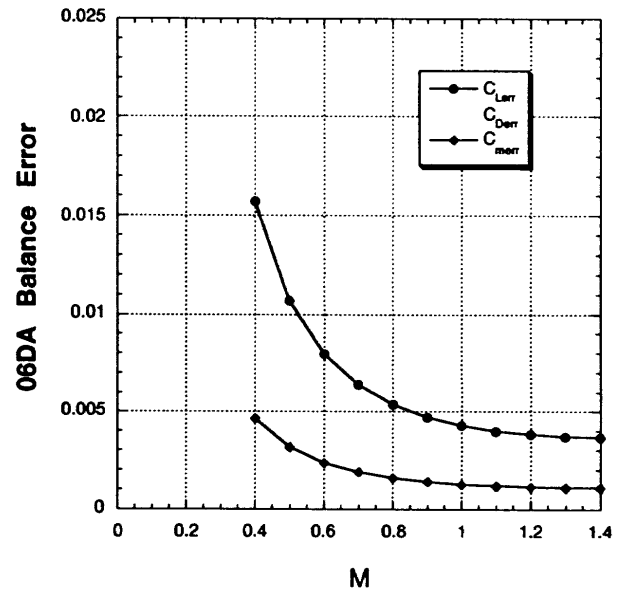
図 10(a) 06DA エレベータ効き風試誤差



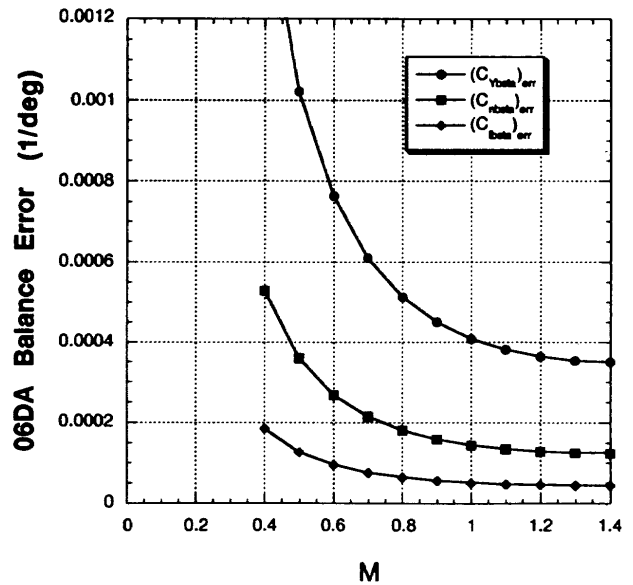
d_e (deg)	M	$rms_5(C_{Lde})_{k-n}$	$rms_5(C_{Dde})_{k-n}$	$rms_5(C_{mde})_{k-n}$
-25	0.4	0.000110	0.000086	0.000030
	0.8	0.000110	0.000044	0.000031
	0.9	0.000159	0.000061	0.000060
	1.1	0.000235	0.000068	0.000037

d_e (deg)	M	$rms_5(C_{Lde})_{k-n}$	$rms_5(C_{Dde})_{k-n}$	$rms_5(C_{mde})_{k-n}$
10	0.4	0.000770	0.000100	0.000606
	0.8	0.000226	0.000031	0.000039
	0.9	0.000235	0.000033	0.000108
	1.1	0.000268	0.000142	0.000088

図 10(b) 06PA エレベータ効き風試誤差



(a)



(b)

図 11 06DA 空力係数の形で表現した天秤精度

図 8(a), (b) に揚抗比の風試誤差を示す。この場合は基準面積が打ち消し合うため、揚抗比の風試誤差は基準面積に依存しない。両グラフに示されている数値は同程度である。

図 9(a), (b) は横方向特性であり、これらの図における風試誤差は、まず、 β が 5 deg と 0 deg の空力係数の差から風試誤差を求め、それを更に横滑り角の絶対値 5 deg で割って、微係数の形で示してある。縦特性と同様にマッハ数 1 付近で風試誤差が最大になるものがあるが、マッハ数 0.4 や 0.6 で最大値を示す風試誤差もある。

図 10(a), (b) はエレベータ舵の効きの風試誤差を示す。エレベータ効きは、操舵あり・なしの空力係数の差から

求めた風試誤差をエレベータ舵角（下げ舵を正）の絶対値で除算し、微係数の形で表してある。縦や横方向特性の風試誤差（図6, 9）と比較すると、マッハ数0.6, 1.0, 1.2, 1.4のデータが欠如し、マッハ数のデータ点が少なくなっている。しかしながら、図10(a)ではマッハ数0.8, 0.9で最大値を示すデータがあり、マッハ数1付近で最大になる傾向は伺える。この理由としては、図6の場合と同じであると思われる。また、図10(b)では下げ舵10 deg, マッハ数0.4における揚力係数とピッチングモーメント係数の各効きの風試誤差が最大値を示しているが、理由は明らかでない。なお、図10(a), (b)において両形態の上げ舵側（符号-）、下げ舵側を比較すると、下げ舵側に大きい値がみられる。

以上、風試誤差結果について述べてきたが、ここで、誤差源の一つである天秤精度について検討する。本対応風洞試験で用いた天秤の精度は表3に示されている。これらの天秤計測誤差を各空力係数としての誤差に換算する（付録2）。航技研遷音速風洞における風洞試験時の動圧と06DA模型基準値（表2）で無次元化を行い、06DA空力係数としての誤差を求め、図11(a), (b)に示す。図11(b)の横方向空力係数は横滑り角5 degで割って、微係数誤差として示してある。図11(a), (b)では、マッハ数が小さくなるにつれて空力係数の形での天秤誤差が増大している。この理由は、動圧が小さくなるにともない天秤にかかる空気力が減少し、相対的に天秤精度が下がるためである。図11(a), (b)と図6(a), 図9(a)の06DA風試誤差結果を比較すれば、06DA形状の風試誤差がマッハ数1付近を除いて天秤精度と同程度かそれより小さいことがわかる。このことは、本対応風洞試験のレイノルズ数、阻塞比、風洞気流の違い等による各誤差を合計して

も、マッハ数1付近以外は天秤精度と同程度かそれ以下であることを意味している。

5. 類似形状模型による風洞試験データとの比較

04 HOPE 形状は、HOPE 空力設計の過程で得られた形状で、06 HOPE 形状の前身であり、いずれもチップフィン付きの三角翼形状である。図12の04aは06PA, 04bは06DAの前身である。04 HOPE 形状模型について行われた航技研遷音速風洞と川崎重工業(株)遷音速風洞の対応する風洞試験データを用いて⁴⁾、4章で述べた算出法で風試誤差を求めた。

04 HOPE 風洞試験は、空力特性取得のための風洞試験であって、風試誤差評価を目的として行われていないため、風試模型、縮尺比、天秤が、両風洞で異なっている。しかしながら、風洞試験におけるレイノルズ数の違いは、総圧がそれぞれ、NAL TWT 80 kPa, KHI TWT 200 kPaとなっているため、1.2倍に留まる。阻塞比は、NAL TWTで0.55%, KHI TWTでは0.5%である（図12参照）。06 HOPE 形状の風洞試験データと同様に壁干渉修正なしで各風洞試験データを比較する。

図13(a)は04b縦特性風試誤差の結果である。同図には06DA風試誤差も示してあるが、4章で述べたように実機基準値が違っていると、風試誤差が異なってしまうため、換算値(*印)

$$\begin{aligned} & (06 \text{ HOPE 力係数風試誤差}) \times (06 \text{ HOPE 実機基準面積}) \\ & / (04 \text{ HOPE 実機基準面積}), \\ & (06 \text{ HOPE モーメント係数風試誤差}) \times (06 \text{ HOPE 実機基準面積}) \times (06 \text{ HOPE 実機縦(横)基準長}) / \\ & [(04 \text{ HOPE 実機基準面積}) \times (04 \text{ HOPE 実機縦(横)基準} \end{aligned}$$

実機形状 (単位 mm)		04a	04b	04c
実機基準面積(m ²)		109.785	56	68.992
縦基準長(m)		15	6.765	8.525
横基準長(m)		10.887	8.831	8.905
航技研遷音速風洞 (NAL TWT) 風試模型	縮尺比	5.5%	5.5%	5.5%
	底面積(m ²)	0.0220	0.02212	0.02059
川崎重工業(株) 遷音速風洞 (KHI TWT) 風試模型	縮尺比	2.6%	2.6%	2.6%
	底面積(m ²)	0.00492	0.00494	0.00460

図12 04 HOPE 模型

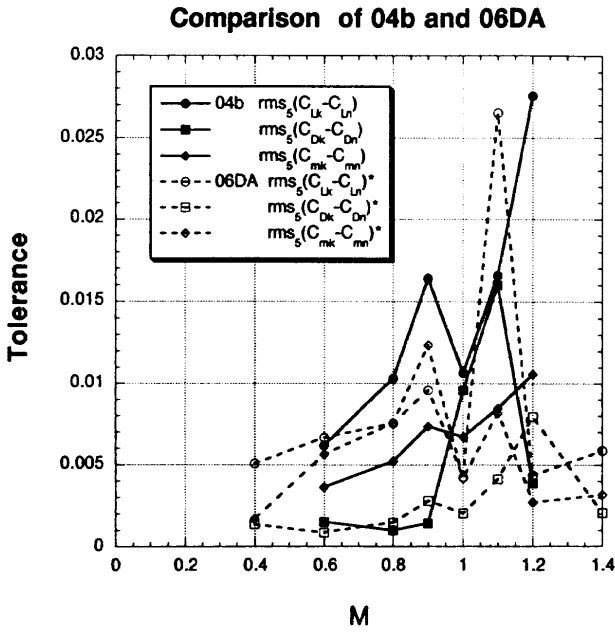


図 13(a) 04b 縦特性風試誤差と 06DA 風試誤差換算値との比較

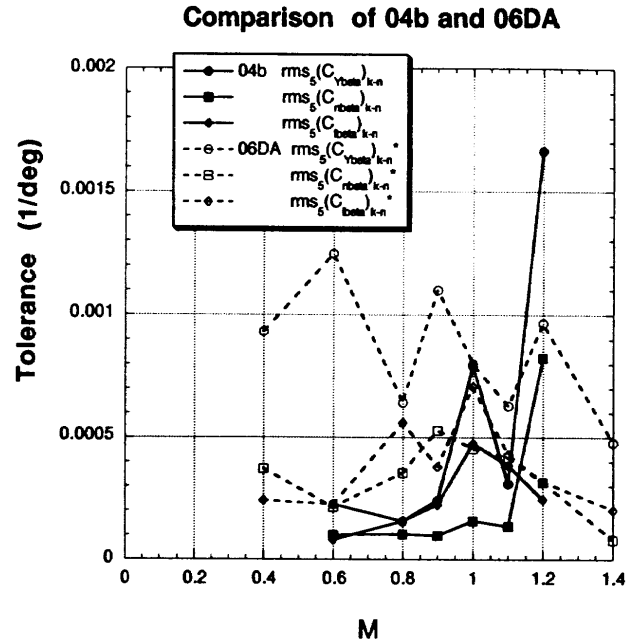


図 14(a) 04b 横方向特性風試誤差と 06DA 風試誤差換算値との比較

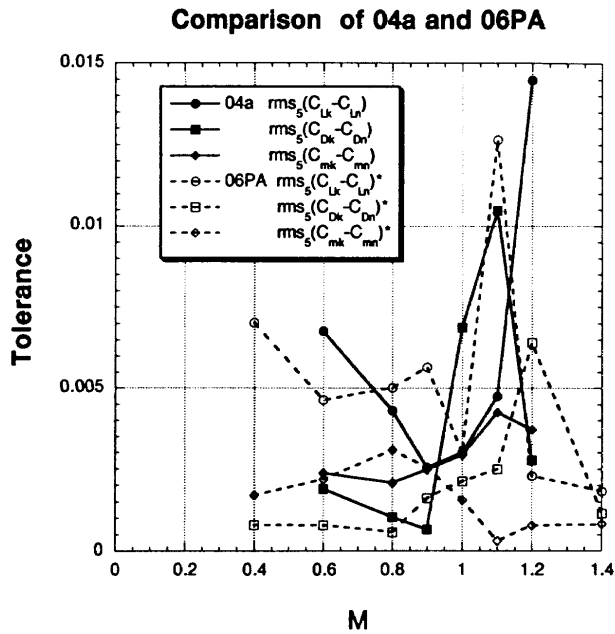


図 13(b) 04a 縦特性風試誤差と 06PA 風試誤差換算値との比較

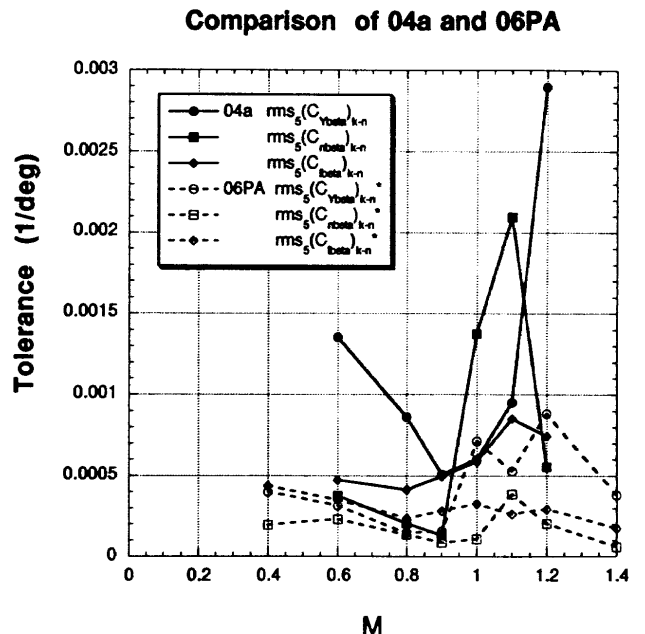


図 14(b) 04a 横方向特性風試誤差と 06PA 風試誤差換算値との比較

長]]

を用いて、同一実機基準値に換算して 04 HOPE 形状と 06 HOPE 形状の風試誤差を比較した。図 13(b)は 04a と 06PA の場合である。このような実機基準値の違いを考慮した風試誤差の比較は、図示した数値に 04 HOPE 実機基準値、縮尺比の 2 乗 (モーメントの場合は、3 乗)、動圧を乗算すれば、風洞試験において天秤が受ける力、モーメントの実空気力の差による比較と考えられる。図 13(a), (b)から 04 HOPE 形状と 06 HOPE 形状のデータの比較では、最大値が 2 倍程異なるものもあるが、最大値を示すマッハ数がずれていることを考えると、それほど違いは

大きくない。両者は、概ね同程度の値となっている。このように、実空気力に換算して比較すれば、両形状の風試誤差に明確な差は認められないことがわかる。

図 14(a), (b)は 04 HOPE 横方向特性の風試誤差と 06 HOPE 横方向特性風試誤差の換算値を示す。図 14(a)においては、04 HOPE 形状、06 HOPE 形状の両データは同程度の大きさを示している。また、図 14(b)では 04a 風試誤差が 06PA 風試誤差の換算値よりやや大きくなっている。

6. まとめ

- (1) マッハ数1付近を除いた速度域の風試誤差は、天秤精度と同程度かそれ以下であった。
- (2) 風試誤差はマッハ数1付近で大きくなる傾向があった。
- (3) 04 HOPE 形状の風試誤差は、実空気力の比較では、06 HOPE 形状の風試誤差と同程度かやや大きな値であった。

7. 考察

(1) 06 HOPE 形状の対応風洞試験は、同一模型、同一天秤、同一スティングが用いられ、レイノルズ数、測定部壁、阻塞比、模型支持装置、風洞気流特性が異なる風洞試験である。両風洞試験結果から求められた風試誤差は、マッハ数1付近で大きくなるが、その他の速度域では、ほぼ天秤精度と同じ大きさになった。風洞やレイノルズ数(約2倍)、阻塞比(4倍)が異なっても、この程度では風試誤差に大きな影響がないことを示した。

風洞試験データの精度を一層向上させるためには、実空気力に見合った容量の天秤を使用すること並びに天秤計測精度を高めることが重要である。

また、マッハ数1付近では主翼や胴体上部に衝撃波が発生する速度域であり、この速度域では測定部壁特性や風洞気流の僅かな違いが、衝撃波位置や境界層遷移位置を変え、従って空気力が異なり風試誤差が増大するものと推察される。

(2) 04 HOPE 形状模型を用いた航技研遷音速風洞と川崎重工業(株)遷音速風洞の風洞試験データから風試誤差が求められた。04 HOPE 形状は、06 HOPE 形状とは若干、形態が異なる。04 HOPE 形状の風洞試験では、模型(縮尺比)

と天秤が異なるものの、レイノルズ数や阻塞比の違いは1.1～1.2倍に留まる。

風試誤差に影響を与える因子として、模型形状、天秤、レイノルズ数、阻塞比が主に考えられるが、06及び04 HOPE 形状の両風洞試験においては、これらの影響因子がそれぞれ異なるにも拘わらず、両風試誤差の実空気力の比較では、あまり差がない結果となった。この結果は、HOPE 形状の風試誤差データが少ない中で、HOPE 風試誤差を求める際、同一模型の対応風試データ以外に、類似形状模型による風洞試験データでも風洞試験で天秤が受ける実空気力を考慮することにより、風試誤差設定に使用可能であることを示唆している。

今後行われる HOPE 形状の風洞試験結果を加え、風試誤差データの拡充をはかることが考えられる。その際、実空気力に換算した値で比較することが重要である。

文献

- 1) J. C. Young & J. M. Underwood; The Development of Aerodynamic Uncertainties for the Space Shuttle Orbiter, NASA CP-2283 Part 2(1983/3) pp. 1169-1185.
- 2) 遠藤 浩; 国際対応風洞試験について, 航空宇宙技術研究所技術資料 N-25(1979/4).
- 3) 澤田秀夫, 鈴木弘一, 中村正剛, 鈴木正光, 小松行夫, 小池陽; 2 m × 2 m 遷音速風洞における ONERA 標準模型試験結果, 航空宇宙技術研究所資料 TM-616(1990/3).
- 4) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム; 宇宙往還技術試験機の基本構想, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-23(1994/2)pp. 179.

付録 1. 風試誤差と基準値の関係

類似形状模型を用いた場合の風試誤差と基準値の関係について考察する。風洞 1 と風洞 2 に縮尺比 n_1, n_2 の相似模型を入れた場合を考える。得られた揚力係数を C_{L1}, C_{L2} とすれば、

$$C_{L2} - C_{L1} = [(L_2/q_2 n_2^2) - (L_1/q_1 n_1^2)] / S_{ref} \dots \dots \dots (1)$$

となる。[] の部分は $M, R_{e1}, R_{e2}, \alpha$ 等の関数であり、各 α に対する式(1)の自乗平均平方根(rms)をとって、

$$rms [(L_2/q_2 n_2^2) - (L_1/q_1 n_1^2)] \equiv K \text{ とおけば、}$$

$$rms(C_{L2} - C_{L1}) = K / S_{ref} \dots \dots \dots (2)$$

となり、 S_{ref} が、陽に分母に現れる。他の力係数についても同じことが成立する。モーメント係数の場合は $(S_{ref} \times c)$ や $(S_{ref} \times b)$ が分母にくる。本試験の場合、 $n_1 = n_2 = n$ であるから、それぞれ模型基準面積 ($n^2 S_{ref}$) や模型基準面積 \times 模型縦 (横) 基準長 ($n^2 S_{ref} \times nc$) 又は ($n^2 S_{ref} \times nb$) が分母にくる。

付録 2. 天秤計測誤差の空力係数への換算

表 3 に示した天秤計測誤差を空力係数としての誤差に換算する。横力や、各モーメント成分の誤差は、直接、各空力係数としての誤差へ変換できるが、 C_L, C_D は天秤で計測される軸力、垂直力から求められるので、天秤計測誤差がそのまま空力係数としての誤差にはならない。揚力係数と抗力係数としての誤差は、軸力と垂直力成分の誤差から式(3), (4)でそれぞれ与えられる。但し、これらの式では、 q, S, α の誤差は考えない。

$$\Delta C_L = 1/(qS) * (\Delta F_X \sin \alpha + \Delta F_Z \cos \alpha) \dots \dots (3)$$

$$\Delta C_D = 1/(qS) * (\Delta F_X \cos \alpha + \Delta F_Z \sin \alpha) \dots \dots (4)$$

である。式(3), (4)を α で微分して

$$d(\Delta C_L)/d\alpha = 0, d(\Delta C_D)/d\alpha = 0$$

と置き、 $\Delta C_L, \Delta C_D$ の絶対値が最大になる迎角を各々、 $\alpha_{max}, \alpha'_{max}$ とすれば、

$$\tan \alpha_{max} = \Delta F_X / \Delta F_Z \dots \dots \dots (5)$$

$$\tan \alpha'_{max} = \Delta F_Z / \Delta F_X \dots \dots \dots (6)$$

となる。表 3 の数値を式(5), (6)へ代入して、

$$\alpha_{max} = \pm 16.7(\text{deg}), \alpha'_{max} = \pm 73.3(\text{deg})$$

(符号同順) を得る。更に、 $\Delta C_L, \Delta C_D$ の絶対値の最大値は、

$$|\Delta C_L|_{max} = |\Delta C_D|_{max} = 1/(qS) * [(\Delta F_X)^2 + (\Delta F_Z)^2]^{1/2} \dots \dots (7)$$

$$\text{であり、} \alpha_{max} + \alpha'_{max} = \pm 90(\text{deg}) \dots \dots (8)$$

が成立する (図 A.1 参照)。

本風洞試験の迎角範囲は $-5 \text{ deg} \sim 25 \text{ deg}$ である。この範囲では、 ΔC_L の絶対値は最大になるが、 ΔC_D の絶対値は最大にならない。しかし、図 11(a)には、安全側をとって、式(7)の値を掲げた。

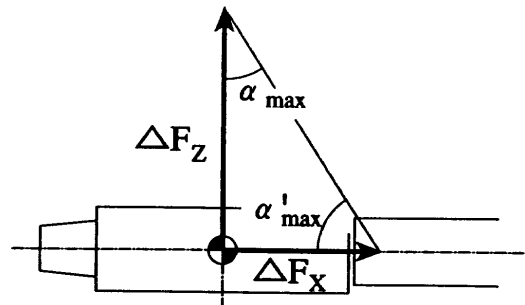


図 A.1 α_{max} と α'_{max} の説明

航空宇宙技術研究所資料704号

平成8年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
