

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

衝撃風洞デュアルホイール型模型支持装置による HB-2標準模型試験

渡利實，津田尚一

2006年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

衝撃風洞デュアルホイール型模型支持装置による HB-2 標準模型試験

渡利實、津田尚一

HB-2 Standard Model Test Conducted in 0.44 m Hypersonic Shock Tunnel with a Dual-wheel Model Support System

Minoru WATARI and Shoichi TSUDA

ABSTRACT

Comprehensive HB-2 standard model tests are underway in JAXA's hypersonic wind tunnels. An HB-2 force/moment test was conducted in the JAXA 0.44 m hypersonic shock tunnel (HST) with a dual-wheel model support system. Vibration acceleration contaminated in the force/moment measurements was cleaned up with an oscillation identification technique. The longitudinal characteristics were different from those obtained at the 1.27 m hypersonic wind tunnel (HWT2). The sting bar of the model support system seemed to be the problem. A significant improvement was observed when a wedge-type cover was attached to the bar. However, unsymmetrical features still remain in the axial force. Detailed flow investigation of the dual-wheel model support system and a retrial of the HB-2 standard model test are planned.

Keyword: *hypersonic shock tunnel, HB-2 standard model, model support system, base pressure, oscillation identification technique*

概 要

3つの極超音速風洞:0.5m極超音速風洞(HWT1)、1.27m極超音速風洞(HWT2)、および0.44m極超音速衝撃風洞(HST)の気流特性を統一的に評価するためHB-2標準模型試験を各風洞で実施中である。今回、HSTにおけるHB-2標準模型6分力試験をデュアルホイール型模型支持装置のもと実施した。計測データ中に含まれる振動成分を分離して空気を抽出するデータ処理法として振動同定除去法を適用し、その有効性を確認した。デュアルホイール型模型支持装置の支持バーが気流特性に与える影響が相当大きいことが分かり、支持バーにウエッジ型カバーを取付けることにより改善した。得られた実験結果は、垂直力、ピッチングモーメントについてはHWT2におけるHB-2標準模型試験結果とよく一致した。しかしながら、軸力については迎角に対する非対称性等の問題点があることが判明した。この原因を明らかにするため、デュアルホイール型模型支持装置環境での気流特性を確認し、模型支持系の気流への影響を検討した後、再度HB-2標準模型試験することを考えている。

キーワード：衝撃風洞、HB-2標準模型、模型支持装置、ベース圧力、振動同定除去法

2005年12月8日 受付 (Received 8 December, 2005)

総合技術研究本部 風洞技術開発センター 極超音速風洞セクション

(Hypersonic Wind Tunnel Section, Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

記号

A	: 代表面積 (前部胴体断面積)
A_b	: ベース面積
C_A	: 軸力係数
C_{AF}	: 軸力 forebody 係数
C_m	: ピッチングモーメント係数
C_N	: 垂直力係数
d	: 代表長さ (前部胴体直径)
E	: 二乗誤差積分
F_C	: 天秤出力計算値
F_m	: 天秤出力測定値
F_x	: 軸力
F_y	: 横力
F_z	: 垂直力
M	: マッハ数
M_x	: ローリングモーメント
M_y	: ピッチングモーメント
M_z	: ヨーイングモーメント
P_0	: よどみ点圧力
P_{02}	: ピトー圧
P_1	: 低圧管初期設定圧力
P_2	: 高圧管初期設定圧力
P_{b1}	: ベース圧 1
P_{b2}	: ベース圧 2
T_0	: よどみ点温度
α	: 迎角

1 はじめに

JAXA には、1965 年に作られたマッハ数 5、7、9 の試験が可能な 0.5m 極超音速風洞 (HWT1)、1995 年に追加設置されたマッハ数 10 の 1.27m 極超音速風洞 (HWT2)、そして、ここで報告する 0.44m 極超音速衝撃風洞 (HST) といった 3 つの極超音速風洞がある。

HST は 1967 年に建設した衝撃風洞 (ガン・タンネル)¹⁾ を 1994 年に現在の場所に移設し、高圧管、圧縮管、低圧管等の改修を行ったものである。これにより安定した一様流の持続時間を最大 50msec 程度 (長持続時間モード) にまで延長すると共に、15 分間に 1 ショットという通風間隔の短縮化を実現した。^{2,3)}

これら 3 つの極超音速風洞の気流特性を同一標準模型で統一的に評価するために HB-2 標準模型を使った力測定試験を実施中である。HB-2 は世界各地の超音速/極超音速風洞を同一形状の模型で評価しようと 1959 年の AGARD と STA (Supersonic Tunnel Association) の合同会議で提起され、翌 1960 年の STA 会議で定められた標準模型である。弾道体を模擬した鈍頭円柱形状をなし、後部には粘性干渉効果をみるためフレア形状が付加されてい

る。前部胴体の直径を基準として、その形状は文献⁴⁾に指定されている。HWT1、HWT2、HST 各風洞の有効気流領域の大きさが異なるため、模型の形状は同一であるが、大きさはその気流領域に十分収まるよう、風洞毎に異なる。HWT2 での HB-2 標準模型試験は 2001 年 4 月に実施され、既に報告書として発行されている。⁵⁾ HWT1 でのマッハ数 5 の試験は 2006 年 3 月に予定されている。HST での HB-2 標準模型試験も既に行なわれ、結果の一部は学会等に発表されている⁶⁾ が、今回、HB-2 標準模型を通じて HST を正確に評価するため新たに試験を実施した。

衝撃風洞で力計測試験を行うと模型振動による加速度が内挿天秤に重畳し、短い測定時間内には減衰しないために、空気力との分離に苦労する。筆者はその解決法のひとつとして振動同定除去法を提案し、予備的な試験で既にその有効性を示している。⁷⁾ 今回はこの振動同定除去法を適用して試験を実施した。

2 試験装置

2.1 衝撃風洞

風洞全体の概略図を図 2.1 に、外観写真を図 2.2 に示す。本風洞は一段圧縮式の「長持続時間モード」と二段圧縮式の「高エンタルピモード」の運転が可能である。管は高圧管、圧縮管、低圧管に区分され、スペース制約のため圧縮管部を U 字型形状に曲げている。高圧管は圧縮管の上流側 5m の部分を包み込むように取付けられている。ピストン方式の第 1 急速開閉弁を開けると高圧管の駆動気体は第 1 急速開閉弁の位置で 180 度向きを変えて内筒である圧縮管に流入する。圧縮管と低圧管の間には隔膜部があり、二段式の高エンタルピモードの際にはアルミ隔膜で圧縮管と低圧管を仕切る。一段式の長持続時間モードの際には隔膜部には何も入れず、圧縮管、低圧管は一体になって約 28m の低圧管として動作する。低圧管端にはラック・ピニオン付金属製回転弁による第 2 急速開閉弁が設けられて、ノズル入り口につながっている。一般の衝撃風洞では、管の仕切りに金属やフィルムの隔膜を用いており、通風毎に隔膜交換と破膜片の清掃が必要であったが、機械式急速開閉弁の採用はこれらの作業を不要とし、試験間隔の短縮化に極めて貢献している。ノズルはマッハ数 10 および 12 のものが用意されており、出口径はいずれも 0.44m である。今回の試験にはマッハ数 10 ノズルを用いた。

測定部は軸方向が流れと直角な直径 1.5m の円筒形状で両側の扉には各 2 組の観測窓が用意されている。測定部の下流側は内容積 18m³ の真空槽につながっている。真空排気装置はメカニカルブースターポンプ、油回転ポンプから構成されており、30 分程度で大気圧から風洞試

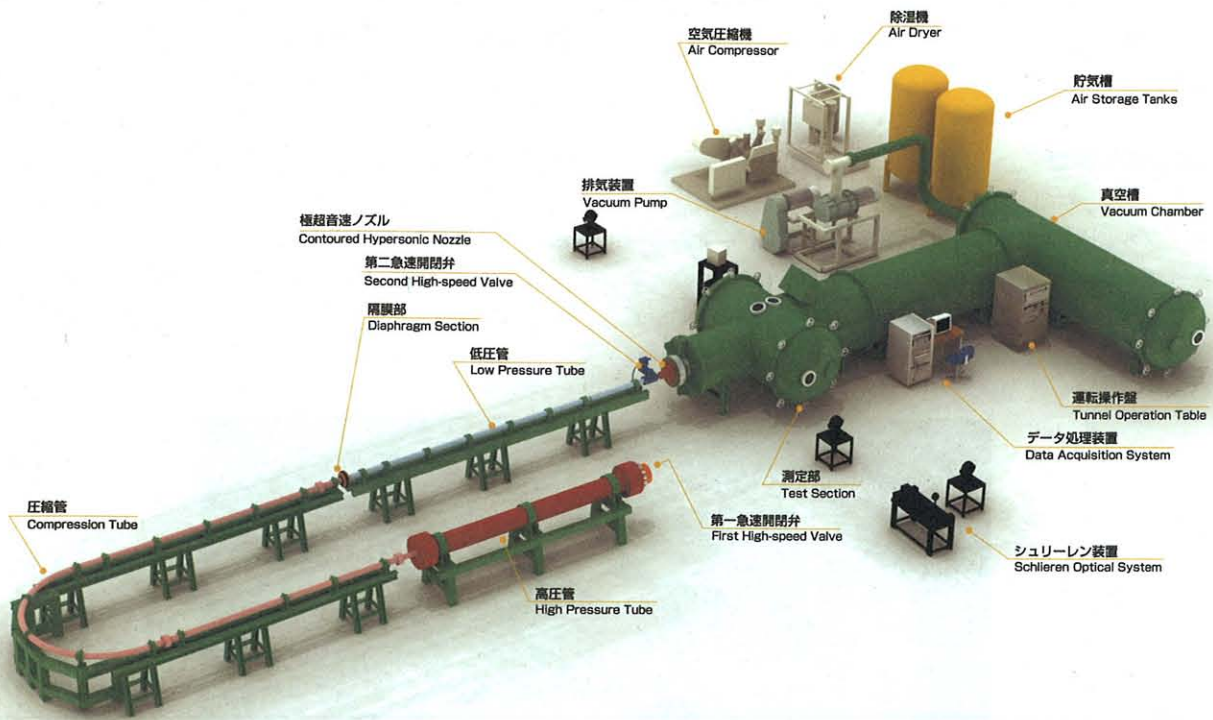


図 2.1 0.44m 極超音速衝撃風洞全体図



図 2.2 0.44m 極超音速衝撃風洞外観

験を行う 1Pa 程度まで減圧する事ができる。高圧空気源は、空気圧縮機、空気除湿装置、および蓄圧 4.5MPa の高圧貯気槽 2 基から構成されている。空気圧縮機は 1 回の通風に使用する高圧空気を 10 分程度で補充する事が出来る。

2.2 模型支持装置

模型支持装置には当風洞設置時から用いている「ターンテーブル型模型支持装置」(図 2.3)と 2001 年度に新作した「デュアルホイール型模型支持装置」(図 2.4)の 2 種類が準備されている。今回用いたのは後者である。左右の両輪は 0.050m×0.050m の角柱形状の支持バーと直径

0.030m の丸棒によって結合されている。支持バー中心部でスティングを支え、その先端に天秤と模型を取付ける。

ステッピングモーターを用いたパソコン制御により模型支持装置位置の移動と模型姿勢のピッチ変角を行うことができる。位置については、ノズル出口から下流方向へ 0.800m、それに直角な水平方向に左右 0.300m の範囲で移動が可能である。ピッチ変角はセンサーケーブルの制限がなければどのような角度設定も可能である。一様流コア領域は直径 0.240m、ノズル出口端から 0.300m の間である。図 2.5 に一様流コア領域と模型移動範囲を示す。

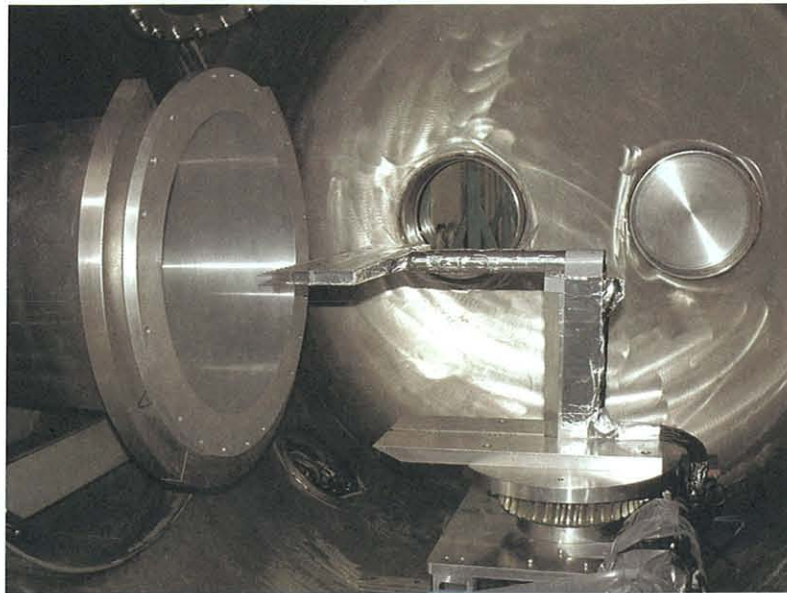


図 2.3 ターンテーブル型模型支持装置

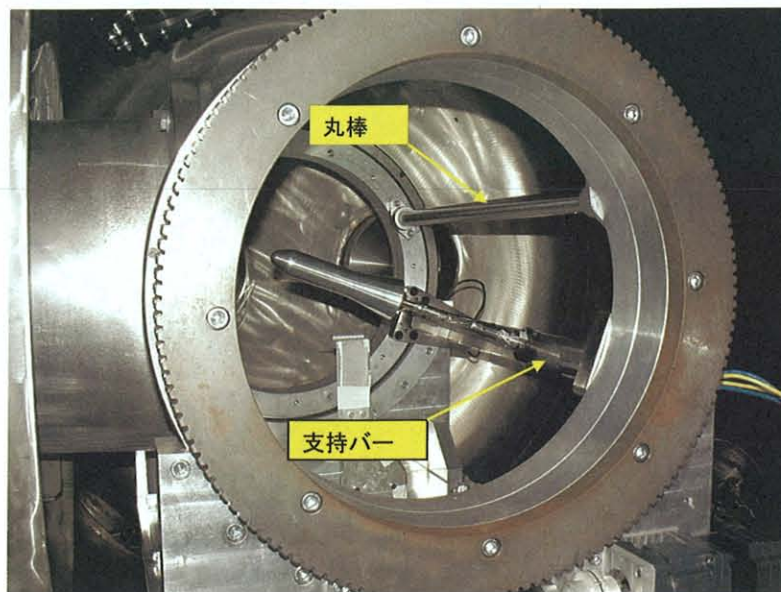


図 2.4 デュアルホイール型模型支持装置

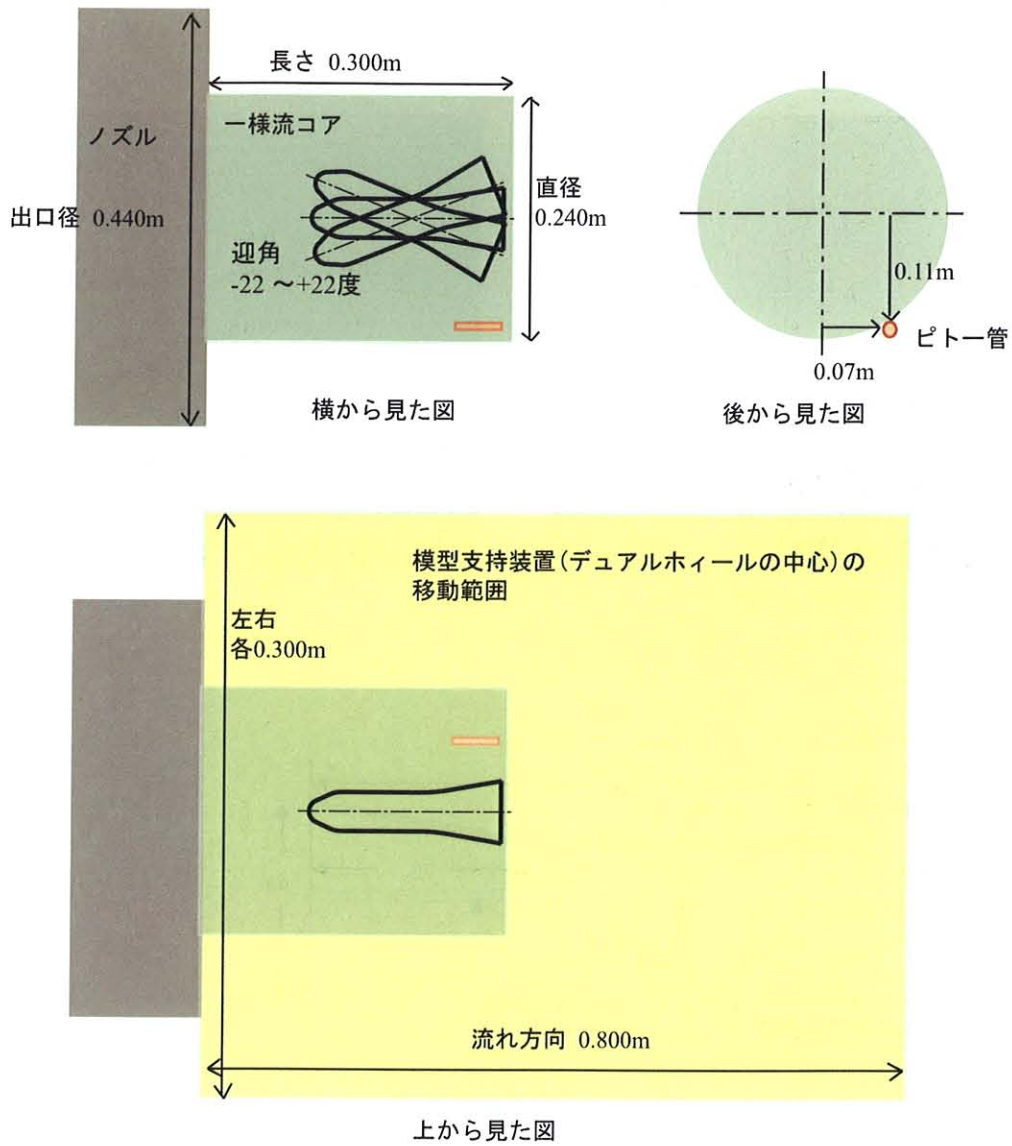


図 2.5 一様流コア領域と模型移動範囲

2.3 模型、内挿天秤

HB-2 標準模型および6分力内挿天秤の写真をそれぞれ図 2.6、図 2.7 に、それらの概略寸法を図 2.8 に示す。6分力内挿天秤の力、モーメントの正方向を図 2.9 に示す。

HB-2 標準模型の主要諸元を表 2.1 に、6分力内挿天秤の要目を表 2.2 に示す。HB-2 標準模型のスカート部後背部にはベース圧測定用の圧力センサーを2個対称位置に配した。

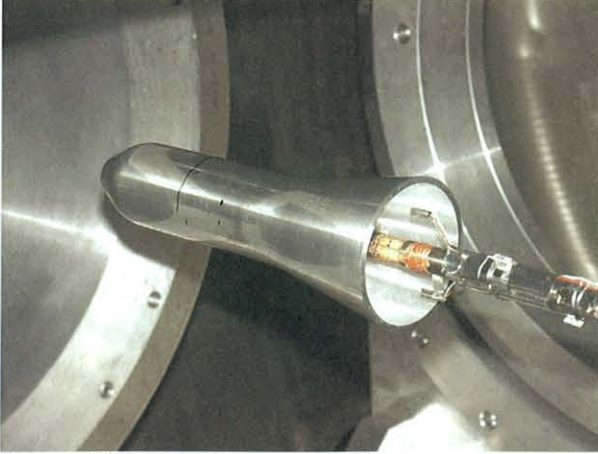


図 2.6 HB2 標準模型



図 2.7 6分力内挿天秤

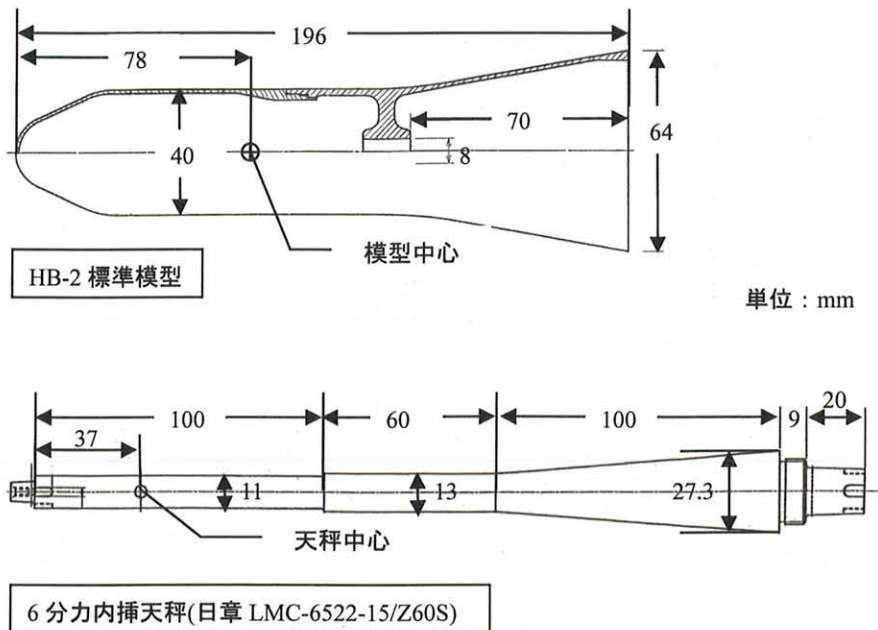


図 2.8 HB-2 標準模型と6分力内挿天秤の主要寸法

この標準模型の空力特性は模型中心（先端から前部胴体直径の1.95倍の位置）を基準点として表わす約束になっている。一方、6分力内挿天秤のモーメントは天秤中心を基準として出力される。

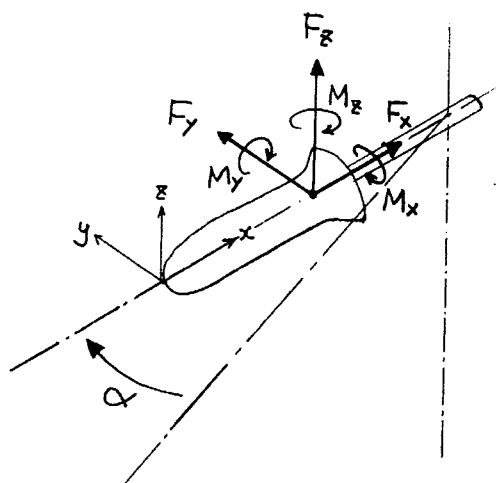


図 2.9 6分力内挿天秤の力、モーメントの正方向

表 2.1 HB2 標準模型主要諸元

諸元	諸元値
全長	L 196 mm
前部胴体直径	d 40 mm
前部胴体断面積	A 1256 mm ²
ベース部直径	d_b 64 mm
ベース部面積	A_b 3217 mm ²
模型中心位置(模型先端から)	x_c 78 mm
内挿天秤位置(模型先端から)	x_b 163 mm

表 2.2 6分力内挿天秤 日章電機(株) 製 LMC-6522-15/Z60S

力/モーメント	容量	精度
X 軸力 F_x	4kgf	0.11 %
Y 軸力 F_y	5kgf	0.05 %
Z 軸力 F_z	12kgf	0.03 %
X 軸モーメント M_x	0.15kgf.m	0.04 %
Y 軸モーメント M_y	0.3kgf.m	0.02 %
Z 軸モーメント M_z	0.15kgf.m	0.03 %

2.4 計測およびデータ処理装置

計測データの取得は、2005年3月に導入したデータ処理装置により行った。計測およびデータ処理装置全体のブロック図を図 2.10 に示す。計測およびデータ処理装置の主要仕様を表 2.3 に示す。

測定部圧力の参考にするため、ピトー管を一様流コア

から少し外れる（流れ方向位置はピトー管先端がノズル出口から約 0.25m、半径は一様流コア半径 0.12m に対し $0.13 = \sqrt{0.11^2 + 0.07^2}$ m の位置。図 2.5 を参照）が、模型に影響を与えない程度離れた位置に設置した。

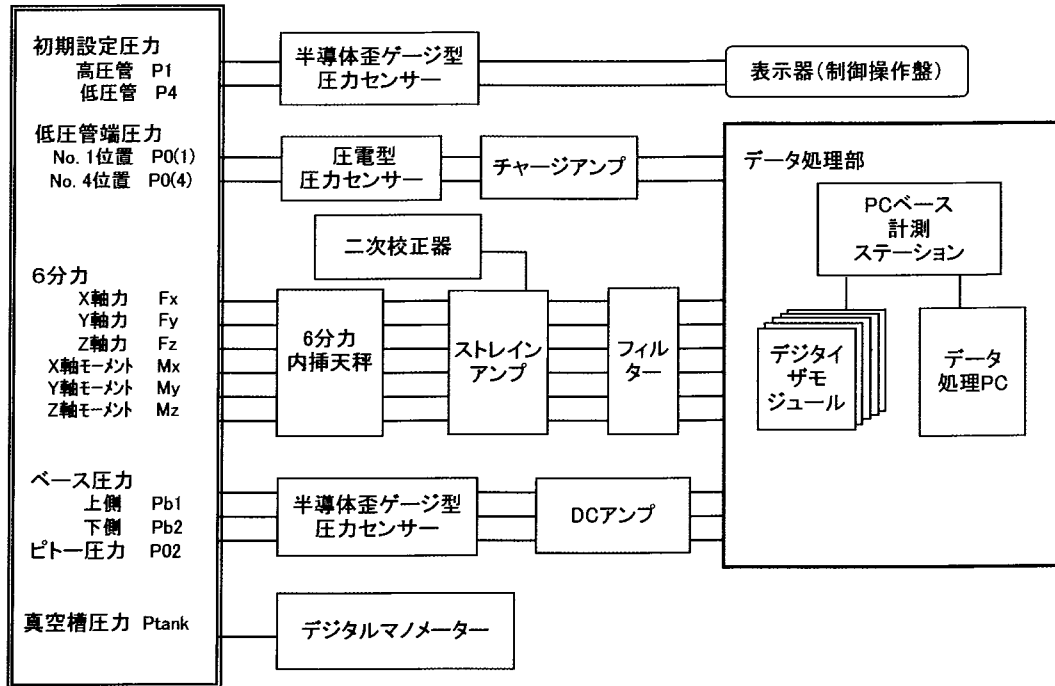


図 2.10 計測/データ処理装置ブロック図

表 2.3 計測およびデータ処理装置の主要な仕様

測定量	測定機器	メーカー 型式	主要な仕様
初期設定圧力	半導体歪ゲージ型圧力センサー	MINEBEA NS100-5MPa-1133	計測レンジ: 0 - 5MPa 精度: 定格の0.2% 周波数特性: 1kHz (-4dB)
		MINEBEA NS100-0.5MPa-1133	計測レンジ: 0 - 0.5MPa 精度: 定格の0.2% 周波数特性: 1kHz (-4dB)
低圧管端圧力	圧電型圧力センサー	KISTLER 601A	最大レンジ: 0 - 25MPa 選択レンジ 5MPa を選択 直線性: 選択レンジの0.5% センサ固有振動数: 150kHz
	チャージアンプ	KISTLER 5011A	アンプ周波数特性: 50kHz (-1 ~ +2%)
6分力	6分力内挿天秤	日章 LMC-6522-15/Z60S	表2.2を参照
	二次校正器	日章 CAL-610	
	ストレインアンプ	日章 DSA-100	
	フィルター	NF 3315	
ベース圧力、ピトー圧力	半導体歪ゲージ型圧力センサー	KULITE XCS-093-5A	計測レンジ: 0 - 35kPa 精度: 定格の0.15%
	DCアンプ	UNIPULSE AM30	センサ固有振動数: 150kHz アンプ周波数特性: 100kHz (-3dB)
真空槽圧力	デジタルマノメータ	横河電機 MT110	計測レンジ: 0 - 130kPa 測定精度: 読み値の0.03%又は6Paの大きい方 測定精度に至るための応答時間: 約 4 sec
データ処理部	データ処理PC	DELL Dimension 4600C	OS: Windows XP CPU: Intel Pentium 4 Clock: 3GHz RAM: 1GB
	デジタルイザモジュール	横河電機 WE-7272	Channel数: 4ch x 8 unit = 32ch A/D分解能: 16bit メモリ長: 1M word/ch 最大サンプルレート: 100k sample/sec
	PCベース計測ステーション	横河電機 WE900 (ステーション) WE7000 (コントロールソフト)	ステーション/モジュールの監視 測定トリガーの設定 測定データの表示/印刷 測定データの保存/呼出 ファイル形式の変換

3 試験

3.1 試験手順

(1) 模型の設置

まず、模型は、模型先端から 0.100m の位置が模型支持装置の回転中心に一致するよう取付けた。次いで、模型支持装置の位置は、迎角ゼロ時の模型先端がノズル出口端から 0.100m に位置するよう設定した。このようにすれば迎角を変化させても模型はコア領域の中に位置させるようにできる (図 2.5 を参照)。

(2) 圧力センサー校正

ピトー圧、ベース圧の測定に用いている圧力センサーの校正を 3 回に渡って行った。初回は大域的に行い、次いで、必要に応じて低圧域をより詳しくデータ取得して校正曲線の正確化を期した。校正の方法は圧力センサーを真空槽内に設置し、真空槽の圧力を変化させて出力電圧を測定した。圧力基準は真空槽付設デジタルマノメータの指示値を用いた。用いた圧力センサーは短時間的には変動しないが長時間的にはドリフト変動を生ずる。したがってドリフト成分は各校正毎に異なる。ドリフト成分を調節して一つの校正曲線に乗るようにまとめあげた。その校正曲線を図 3.1 に示す。

(3) 天秤二次校正

二次校正器を用いた 6 分力天秤の校正は通風日毎に実施し、通風データは原則としてその日の校正データを用いて処理した。試験期間中に天秤ケーブルを損傷し修理に出したが、その修理前後は勿論、全期間を通して校正データは安定していて、有意な変化は見られなかった。

通風は慣れてくると設定圧力にもよるが 10 分に 1 回のペースで実施できた。各通風の手順は以下の通りである。

(4) 初期圧力設定

高压管初期設定圧力 P_4 、低压管初期設定圧力 P_1 によって低压管端のよどみ点状態が決定され、実現マッハ数も決まってくる。設定圧はミネベア製の圧力センサーで検出され運転操作盤上でデジタル表示されるので、それを見ながら高压空気源の乾燥空気を充填したり、抜いたりしながら所要圧力に調節した。

(5) 真空槽の真空引き

真空槽は原則として 3Pa (2.5×10^{-2} Torr) 以下まで真空ポンプにより真空引きした。

(6) 通風

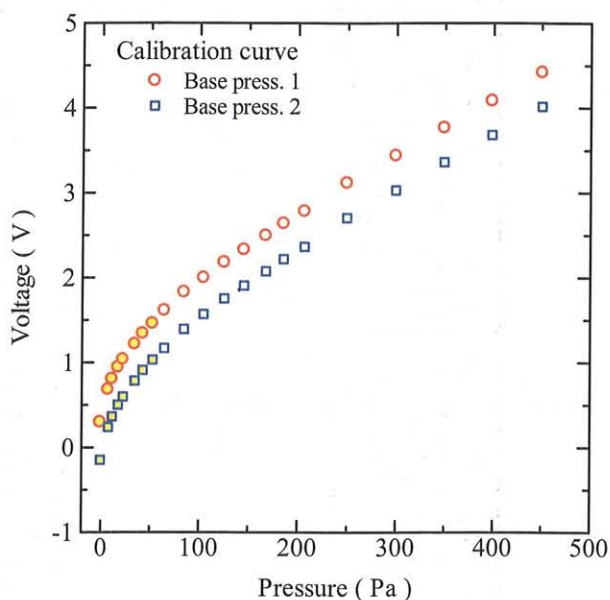
模型の姿勢角を所要の値にセットした後、通風した。第 2 急速開閉弁の開閉タイミング設定値はそれぞれ以下の通りである。

Delay timer A

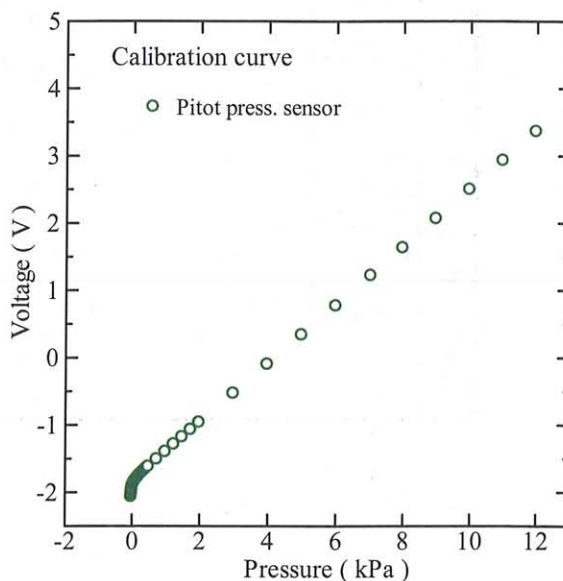
(圧縮管圧力センサーが衝撃波を検知してから第 2 急速開閉弁に開指令を出すまでの待ち時間) 120ms

Delay timer B

(第 2 急速開閉弁開指令から閉指令までの時間) 30ms



a ベース圧センサー



b ピトー圧センサー

図 3.1 Kulite センサーの校正曲線

3.2 試験条件

まず、図 2.4 に示す模型支持装置オリジナルの形態で試験を実施した。その結果、5 試験結果で詳述するように、模型支持装置の支持バーが気流特性に与える影響が相当大きいことが分かり、支持バーにウエッジ型カバー

を取付け、丸棒は除去して試験を実施した。前者を「オリジナル形態」、後者を「クリーン形態」と呼称する。それらの試験ケースを以下に示す。

表 3.1 試験ケース オリジナル形態

表 3.2 試験ケース表 クリーン形態

表 3.1 試験ケース オリジナル形態

NO	年月日	目標			実際			ファイル名
		P ₄ (MPa)	P ₁ (MPa)	Alpha (deg)	P ₄ (MPa)	P ₁ (MPa)	模型支持装置 (count)	
1	2005/5/30	4	0.02	0	4.000	0.0200	0	hb2_40_00_1a
2					4.001	0.0201	0	hb2_40_00_2a
3	2005/5/31				4.000	0.0200	0	hb2_40_00_3a
4					4.001	0.0200	0	hb2_40_00_4a
5	2005/6/13				4.000	0.0200	0	hb2_40_00_5a
6					4.000	0.0200	-4	hb2_40_00_6a
7	2005/5/31			2	4.001	0.0200	79963	hb2_40_02_1a
8				4	4.000	0.0200	160065	hb2_40_04_1a
9	2005/6/13			6	4.000	0.0200	240006	hb2_40_06_1a
10				8	4.000	0.0200	320007	hb2_40_08_1a
11	2005/5/31			10	4.001	0.0200	400004	hb2_40_10_1a
12	2005/6/13			12	4.001	0.0200	479994	hb2_40_12_1a
13	2005/5/31			14	4.000	0.0200	560003	hb2_40_14_1a
14	2005/6/13			16	4.000	0.0200	639992	hb2_40_16_1a
15				18	4.000	0.0200	720005	hb2_40_18_1a
16	2005/5/31			20	4.001	0.0200	800004	hb2_40_20_1a
17				22	4.000	0.0200	879998	hb2_40_22_1a
18	2005/6/13			-2	4.001	0.0200	-80008	hb2_40_m02_1a
19				-4	4.000	0.0200	-160007	hb2_40_m04_1a
20	2005/5/31			-6	4.000	0.0200	-240005	hb2_40_m06_1a
21	2005/6/13			-8	4.001	0.0200	-319999	hb2_40_m08_1a
22	2005/5/31			-10	4.000	0.0200	-400023	hb2_40_m10_1a
23	2005/6/13			-12	4.000	0.0200	-479999	hb2_40_m12_1a
24	2005/5/31			-14	4.001	0.0200	-559998	hb2_40_m14_1a
25	2005/6/13			-16	4.000	0.0200	-640000	hb2_40_m16_1a
26				-18	4.001	0.0200	-720003	hb2_40_m18_1a
27	2005/5/31			-20	4.001	0.0200	-800018	hb2_40_m20_1a
28				-22	4.000	0.0200	-880003	hb2_40_m22_1a

表 3.2 試験ケース表 クリーン形態 (ウエッジ型カバー付 丸棒なし)

NO	年月日	目標			実際			ファイル名	
		P ₄ (MPa)	P ₁ (MPa)	Alpha (deg)	P ₄ (MPa)	P ₁ (MPa)	模型支持装置 (count)		
1	2005/6/8	4	0.02	0	4.000	0.0200	4	hb2_40_00_9w	
2	2005/6/9				4.000	0.0200	6	hb2_40_00_10w	
3	2005/6/8				4.001	0.0200	80002	hb2_40_02_2w	
4					4.001	0.0200	160005	hb2_40_04_2w	
5					4.000	0.0200	240002	hb2_40_06_2w	
6					4.000	0.0200	320003	hb2_40_08_2w	
7					4.001	0.0200	399997	hb2_40_10_2w	
8					2005/6/9	4.000	0.0200	480005	hb2_40_12_2w
9						4.001	0.0200	560002	hb2_40_14_2w
10	4.001					0.0200	640002	hb2_40_16_2w	
11	4.000					0.0200	720002	hb2_40_18_2w	
12	4.000					0.0200	800002	hb2_40_20_2w	
13	4.000					0.0200	880007	hb2_40_22_2w	
14	4.000					0.0200	-80003	hb2_40_m02_2w	
15	4.000					0.0200	-160001	hb2_40_m04_2w	
16	4.000					0.0200	-240005	hb2_40_m06_2w	
17	4.000					0.0200	-320001	hb2_40_m08_2w	
18	4.000					0.0200	-400003	hb2_40_m10_2w	
19	4.000					0.0200	-480002	hb2_40_m12_2w	
20	4.000					0.0200	-559999	hb2_40_m14_2w	
21	4.001					0.0200	-640000	hb2_40_m16_2w	
22	4.000					0.0200	-720002	hb2_40_m18_2w	
23	4.000					0.0200	-800000	hb2_40_m20_2w	
24	4.000				0.0200	-880006	hb2_40_m22_2w		

3.3 計測データ

代表的な通風データを図 3.2 に示す。これは上記表 3.2 クリーン形態の迎角 16 度の試験データから、よどみ点圧力 (低圧管端圧力) と縦 3 分力を抜き出して示したものである。

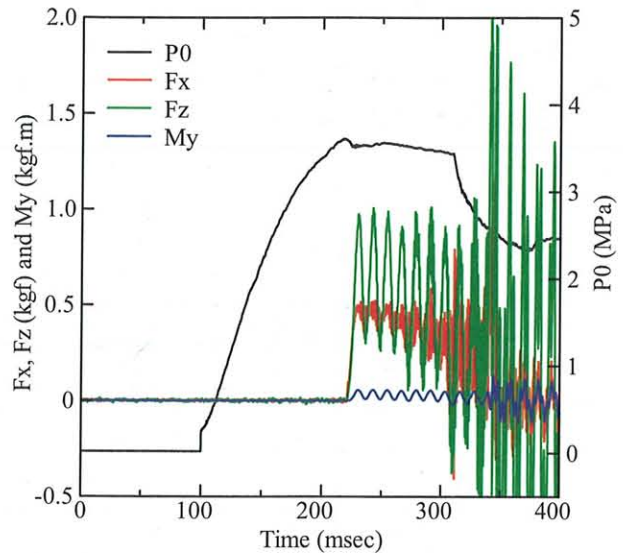


図 3.2 代表的な通風データ

4 データ処理

無次元空力係数を出すまでの主要なデータ処理について記す。

4.1 よどみ点圧力

低圧管の圧力は低圧管終端部の管壁に埋め込まれている2種類のセンサー：半導体歪ゲージ型センサーと圧電型センサーで計測される。初期圧力設定に用いられる半導体歪ゲージ型センサーは高精度であるが速い応答にはついていけない。一方、圧電型センサーは、応答性は良いがドリフト性があるため高周波変化分に対してのみ有効である。半導体歪ゲージ型センサーによる低圧管の初期設定圧力値に、圧電型センサー測定値の初期状態からの増分を加算してよどみ点圧力とした。

4.2 よどみ点温度

よどみ点温度については直接計測の試みはされたが、簡便で信頼性ある方法はなかなかないのが現状である。長持続時間運転モードでの衝撃圧縮効果は弱く、よどみ点温度、即ち、低圧管端での温度はほとんど等エントロピー的に圧縮が行われると仮定して推定できる。低圧管内の初期温度が大気常温 295K 程度とすれば、高圧管、低圧管の初期圧力設定比が $P_4/P_1 = 200$ の場合、よどみ点温度は $T_0 = 1180\text{K}$ である。

4.3 マッハ数の算出

M10 ノズルの気流検定の結果、マッハ数が、高圧管、低圧管の初期設定圧力の関数として与えられている。⁸⁾ 表 4.1 に示す。

4.4 ベース圧力、ピトー圧力

通風の始まる前のこれらの初期圧力は真空槽の初期圧力と等しく、それらはデジタルマノメータの読み値で確認している。その圧力値に圧力センサーの、初期状態からの増分を加えて任意の時点のベース圧力、ピトー圧力とした。

4.5 天秤二次校正と6分力の算出

二次校正データから内挿天秤出力軸 ($F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$) それぞれのストレイン/電圧対応係数を計算しておく。通風時データに対しては、内挿天秤出力電圧の、無風区間からの増分にストレイン/電圧対応係数をかけてストレインを計算する。そのストレインから力/モーメントを出すのは複合荷重による天秤校正係数を掛けて行う。本来、この関係は非線形関数であるが非線形性は弱く、このような扱いをしてもその誤差は微小(高々 0.2%)である。

4.6 振動同定除去

衝撃風洞で内挿天秤を用いた6分力計測試験を行うと、模型振動による慣性力が空気に重畳する。短時間の、限られた3,4周期の振動的データから模型振動慣性力を除去し、如何に空気を抽出するかは衝撃風洞における6分力計測の課題である。簡便な方法は平均化することだが、平均化区間として振動周期の整数倍にとるとしないと平均値はかなり変動する。一方、加速度センサーを模型内に埋め込み、模型振動慣性力を除去する手法がある。本チームでもこれを研究し標準的手法に成りつつある。ただし、模型へセンサーを埋め込む細工や事前に行う予備試験等の面倒を考えると全ての6分力計測試験に適用できるものでもない。振動同定除去法はこれら簡便法と高級法の間を埋める方法として提案されたものである。⁷⁾ 振動同定除去法は平均化法のように区間の採用の違いにより影響を受けることはない。振動慣性力のほとんどは減衰単振動で占められている。それゆえ、天秤出力は空気力と減衰単振動慣性力から成ると仮定する。空気力は動圧に比例し、動圧はよどみ点圧力 P_0 に比例する。したがって、空気力はよどみ点圧力に比例すると仮定する。振動慣性力は指数的に減衰する単一周期の正弦波で近似する。それ以外の高調波振動慣性力等はノイズと考える。

表 4.1 0.44m 極超音速衝撃風洞 コア領域でのマッハ数

ノズル	P_4 (MPa)	P_1 (MPa)	P_0 (MPa)	T_0 (K)	M (-)	Re (1/m)
マッハ 10	4.0	0.02	3.4	1180	10.35	1.55×10^6
	2.0	0.01	1.7	1180	10.15	0.82×10^6
	1.0	0.005	0.85	1180	9.95	0.43×10^6
	0.5	0.0025	0.425	1180	9.8	0.22×10^6
マッハ 12	4.0	0.04	3.4	1000	12.5	1.45×10^6
	1.0	0.01	0.85	1000	11.7	0.42×10^6

Re : 測定部レイノルズ数

天秤出力の計算式 F_c は以下になる。ここで、5ケの係数 c_i ($i=1\sim 5$) を調整して天秤出力測定データと一致するように決めて(同定: Identification)やれば空気力と振動慣性力を分離できたことになる。

$$F_c = c_1 P_0 + c_2 \exp(c_3 t) \sin(c_4 t + c_5) \quad (1)$$

天秤出力計算値 F_c と天秤出力測定値 F_m との二乗誤差積分 E をとり、係数調整により二乗誤差積分を最小にすることを考える。アルゴリズムとしては、調整係数による二乗誤差積分の微分がゼロになるように、調整係数修正量 Δc_i を Newton Raphson の逐次近似法を用いて解く。

$$E = \int (F_c - F_m)^2 dt \quad (2)$$

$$\frac{\partial E}{\partial c_i} = \left[\frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 + \left[\frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0 \Delta c_j = 0 \quad (3)$$

$$\Delta c_j = - \left[\frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0^{-1} \left[\frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 \quad (4)$$

$$c_{i,new} = c_{i,old} + \Delta c_i \quad (5)$$

ここで、 $\partial E / \partial c_i$ 、 Δc_i は列ベクトル、 $\partial^2 E / \partial c_i \partial c_j$ は行列である。添え字 0 は修正前の値 $c_{i,old}$ のもとで微分値を評価することを示している。

収束は非常に速くて、通常 4、5 回の繰り返しで二乗誤差積分に対する調整係数の微分値は十分ゼロになる。逆行列計算は Gauss-Jordan の掃出法を用いた。

振動同定除去法の直接的検証のためワイアカット試験を実施した。0.5kg の分銅を模型先端から 0.115 m の位置(天秤中心でのモーメントは 0.024 kgf.m) に吊下げ、静定した後、切断した。天秤出力データ F_z 、 M_y を図 4.1 に示す。図は初期をゼロ加力状態として上方にステップ加振した表現にしてある。加振方法から明らかに主振動成分は曲げ振動モードで、83Hz (521rad/sec) の周波数を持っている。式(1)の P_0 を一定値と置いて振動同定除去法を適用した結果を図 4.1 中に点線 (F_c)、一点鎖線 ($c_1 P_0$) で示す。一点鎖線 ($c_1 P_0$) 値が加振力および加振モーメントに相当し、その同定値はそれぞれ $F_z=0.497$ kgf、 $M_y=0.023$ kgf.m である。分銅吊下げ位置の精度にあまり傾注しなかったことを反省しているが、設定精度の確かな F_z で見れば誤差は 0.6% である。

次に、実際の通風データ(図 3.2 に示した測定データ)に振動同定除去法を適用して振動慣性力と空気力を分離した結果を図 4.2 に示す。同定した主振動成分の周波数がワイアカット試験の振動周波数とほとんど同一であることから、通風時遭遇する振動も曲げ振動モードであることは明らかである。

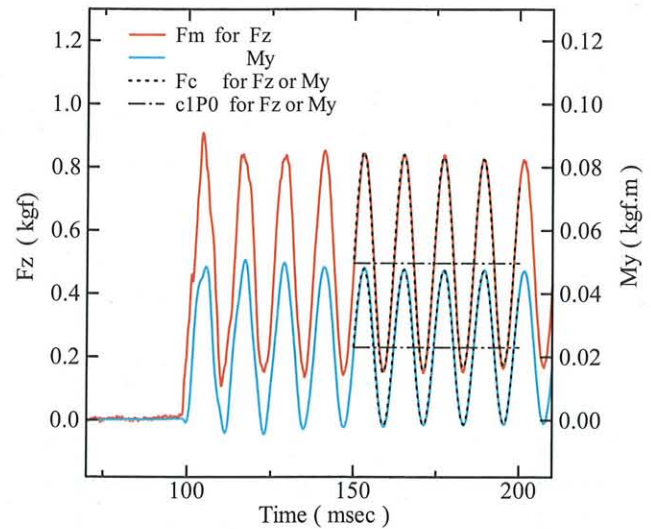
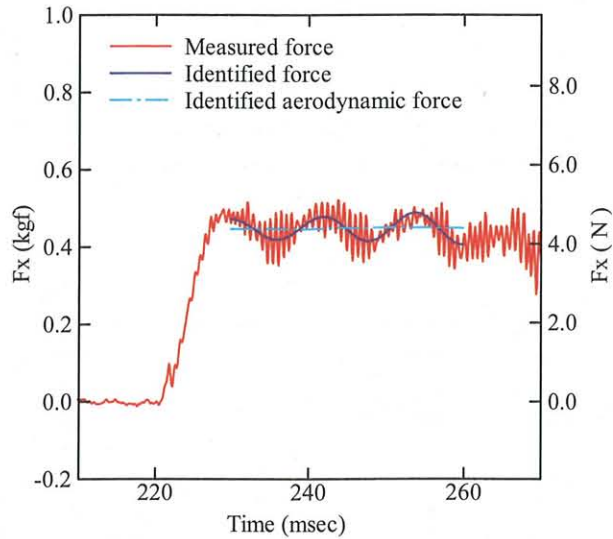
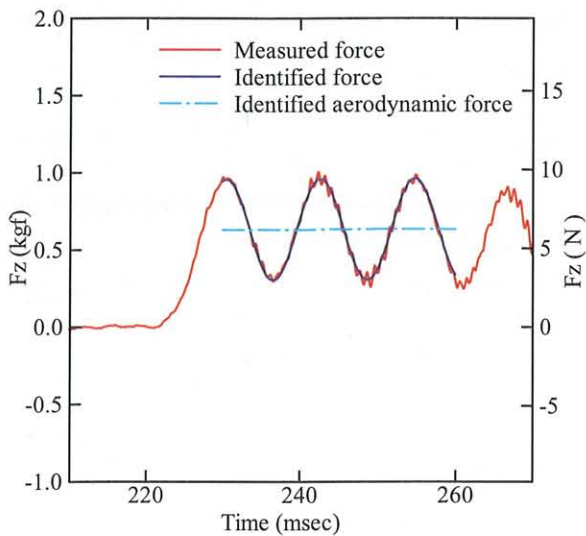


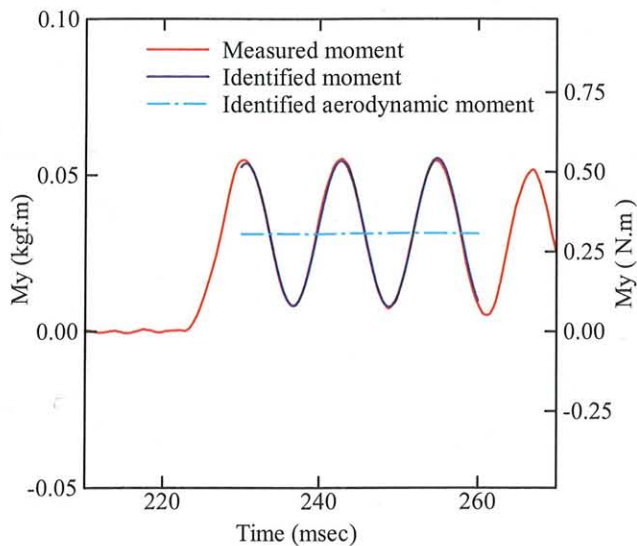
図 4.1 ワイヤカット試験による振動同定除去法の検証



軸力 F_x



垂直力 F_z



ピッチングモーメント M_y

図 4.2 振動同定除去法適用例

4.7 無次元空力係数

無次元の軸力係数 C_A 、ベース圧補正した Forebody 軸力係数 C_{AF} 、垂直力係数 C_N 、ピッチングモーメント係数 C_m を次式で定義する。

$$C_A = \frac{F_x}{qA} \tag{6}$$

$$C_{AF} = \frac{F_x - (P_\infty - P_b)A_b}{qA} \tag{7}$$

$$C_N = \frac{F_z}{qA} \tag{8}$$

$$C_m = \frac{M_y + F_z(x_c - x_b)}{qAd} \tag{9}$$

ここで、 A 代表面積 (前部胴体断面積 $A = \pi d^2/4$)、 A_b ベース面積、 d 代表長さ (前部胴体直径 $d = 0.04\text{m}$)、 x_c 模型中心位置、 x_b 天秤中心位置 (図 2.8 参照) である。ベース圧 P_b は二つの圧力センサー測定値 P_{b1} 、 P_{b2} の平均値を用いた。

動圧 q 、静圧 P_∞ は、よどみ点圧力 P_0 、よどみ点温度 T_0 、および表 4.1 から求まるマッハ数 M を用いて不完全気体変化式⁹⁾ (Thermally perfect gas)により求めた。まず、動圧は次式で求め：

$$q = \frac{\left(\frac{q}{P_0}\right)_{therm.perf}}{\left(\frac{q}{P_0}\right)_{perfect}} P_0 \tag{10}$$

$$\frac{\left(\frac{q}{P_0}\right)_{therm.perf}}{\left(\frac{q}{P_0}\right)_{perfect}} = 1.029 - 2.7 \times 10^{-5} \times T_0 - 5.508 \times 10^{-8} \times T_0^2 \tag{11}$$

$$\left(\frac{q}{P_0}\right)_{perfect} = \frac{\gamma}{2} M^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{12}$$

次いで、静圧は次式で求めた。

$$P_{\infty} = \frac{\left(\frac{P_{\infty}}{P_0}\right)_{therm.perf}}{\left(\frac{P_{\infty}}{P_0}\right)_{perfect}} \left(\frac{P_{\infty}}{P_0}\right)_{perfect} P_0 \quad (13)$$

$$\frac{\left(\frac{P_{\infty}}{P_0}\right)_{therm.perf}}{\left(\frac{P_{\infty}}{P_0}\right)_{perfect}} = 1.026 - 1.89 \times 10^{-5} \times T_0 - 5.994 \times 10^{-8} \times T_0^2 \quad (14)$$

$$\left(\frac{P_{\infty}}{P_0}\right)_{perfect} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (15)$$

5 試験結果

高压管／低压管の初期圧力設定が $P_4/P_1 = 4\text{MPa} / 0.02\text{MPa}$ について縦三分力の結果を図 5.1 に示す。このケースのレイノルズ数、粘性干渉パラメータ値は、代表長を前部胴体直径 $d=0.040\text{m}$ として、 $Re = 6.2 \times 10^4$ 、 $M/\sqrt{Re} = 0.04$ である。比較のため、HWT2 での HB-2 標準模型試験⁵⁾ から粘性干渉パラメータ値が HST 試験値に一番近い、よどみ点圧力 1MPa の試験結果 ($M/\sqrt{Re} = 0.032$) の例を引いてきて示す。HWT2 での試験は迎角が -10 度から +30 度の範囲までであるが、結果は対称であるとして迎角について正負逆転させたものを重ね合わせて示した。

軸力の結果図にはベース圧補正前後の結果を示す。ベース圧が異常に高い。迎え角とベース圧の結果を図 5.2 に示す。オリジナル形態での値は赤丸記号で示されている。平均値は 350Pa 前後、迎角 20 度付近では 500Pa を超える。図に示した静圧は、式(13) - (15)とよどみ点圧力から導出した推算値で約 60Pa である。ベース圧は通常、静圧より低いのが普通である。さらに、迎角に対する変化はスムーズでなく非常にバラツいた感じを受ける。

垂直力係数、ピッチング係数についても HWT2 での HB-2 標準模型結果とはかなり異なる特性を示す。原因のひとつとして模型支持装置両輪間の支持バーを疑った。支持バーは $0.050\text{m} \times 0.050\text{m}$ の四角柱で、迎角ゼロ度の時は、丁度、コア流の真中を後方で横切る形になる。正の迎角を取ると支持バーの位置は模型支持装置の床面に近づき、負の迎角を取るとジェット流コアの上方へ離れていく。ただし、上方については真空槽の天井まで十分なクリアランスがある。

参考文献¹⁰⁾ に指摘されているように、支持バーによ

り塞止され発生した高い圧力がスティング周りの亜音速の境界層内を逆流し、模型ベース圧を上昇させ、さらに模型後部周辺の流れを歪めているものと思われた。そこで、図 5.3 に示すカバーをアルミ板で製作、支持バーの前面に取付けた。

丸棒有無による空力特性の変化は微小であったが、支持バーだけでも両輪の連結は確固としていたので、一樣流コアをできるだけ妨げない配慮から丸棒は撤去した。測定部圧力の参考にするため設置したピトー管も同様な配慮から撤去した。

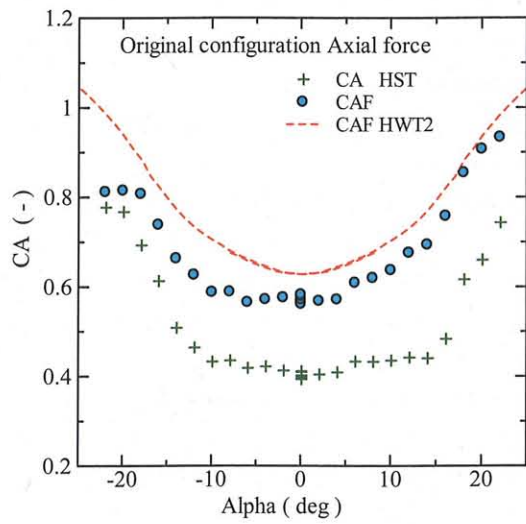
その形態で得た縦三分力の結果を図 5.4 に示す。垂直力係数、ピッチング係数についてはドラスティックに様相は変わり、HWT2 での HB-2 標準模型結果とほとんど一致する特性を得た。

ベース圧も図 5.2 で緑四角記号で示されるように激減、ほぼ妥当な 10Pa 前後になり、ベース圧補正量は大幅に減った。軸力係数の迎角変化に対する特性もかなりスムーズな形になった。しかし、軸力係数についてはまだ二つの問題点が存在する。

軸力の値が小さい。

迎角変化に対する非対称性がある。

HST でデータ処理に用いているマッハ数校正結果 (表 4.1) はターンテーブル型模型支持装置を用いて得たものである。デュアルホイール型模型支持装置でのマッハ数校正試験はまだ行われていない。両者の測定部環境はかなり異なるので、まず、デュアルホイール型模型支持装置での気流特性をしっかりと把握することが必要である。後者の問題に関しては、垂直力係数、ピッチング係数は対称性が良いのに、軸力係数についてのみ非対称性があるという不可解な現象で、現時点ではよく理解できていない。この原因を明らかにするため、デュアルホイール型模型支持装置環境での気流特性を確認し、模型支持系の気流への影響等を検討した後、再度 HB-2 標準模型試験をすることが必要と考える。



軸力

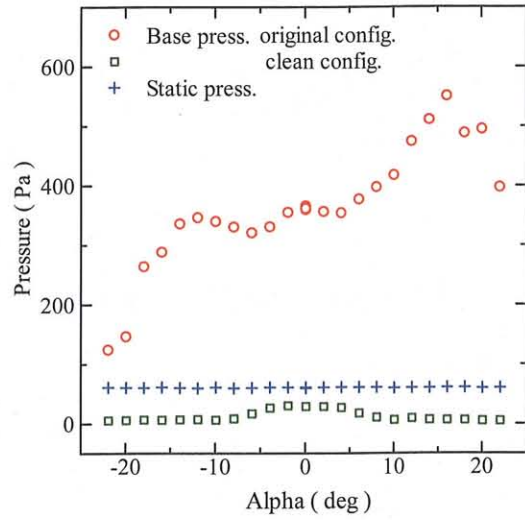
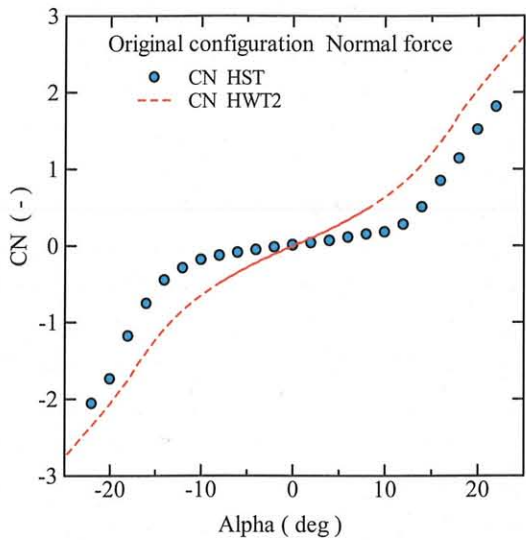


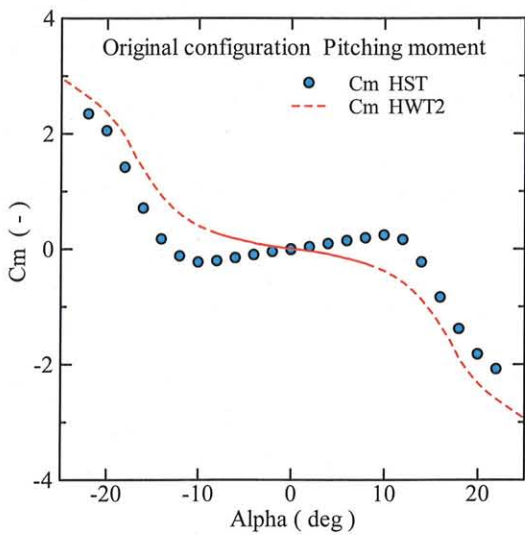
図 5.2 ベース圧力と迎角の関係



垂直力



図 5.3 ウェッジ型支持バーカバー



ピッチングモーメント

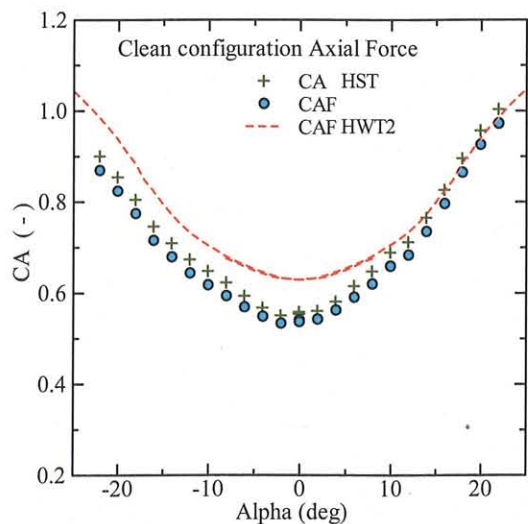
図 5.1 無次元空力係数 オリジナル形態

6 まとめ

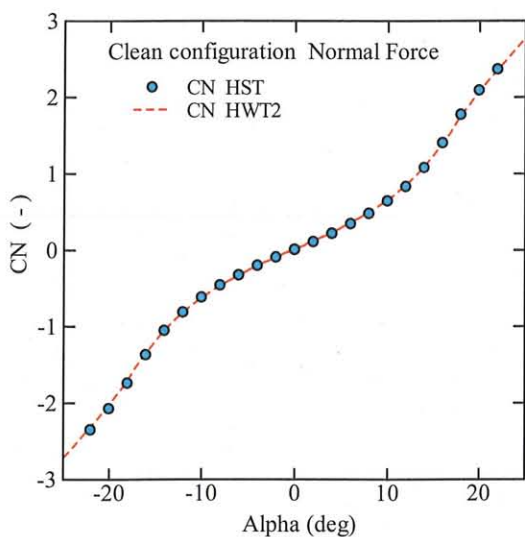
HB-2 標準模型試験を HST で実施し、振動同定除去法で空気を算出した。この試験を通じてデュアルホイール型模型支持装置の問題点が明らかになった。

支持バーの問題はウェッジカバーで改善され、垂直力特性、ピッチング特性は問題ないところまで改善された。

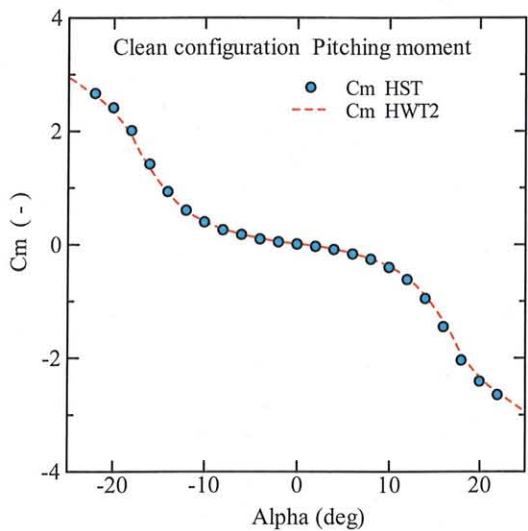
しかし、軸力特性については値が僅かに小さいこと、および迎角について非対称性を示す問題点を有する。今後、デュアルホイール型模型支持装置環境での気流特性を確認し、模型支持系の気流への影響等を検討した後、再度 HB-2 標準模型試験を実施することを考えている。



軸力



垂直力



ピッチングモーメント

図 5.4 無次元空力係数 クリーン形態

参考文献

- 1) 和田勇、曾我國男、井上安敏；航技研ガン・タンネルの構造と特性およびその応用 NAL TR-556 (1978/12)
- 2) 曾我國男、井上安敏、山崎喬；大型衝撃風洞の新運転手法 NAL TR-765 (1983/6)
- 3) 曾我國男、白水正男、山崎喬；航空宇宙技術研究所衝撃風洞高エンタルピ化改修
日本航空宇宙学会誌 VOL.42 No.480 (1994/1)
- 4) J.D.Gray & E.E.Lindsay；Force Tests of Standard Hypervelocity Ballistic Models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10, AEDC-TDR-63-137 (1963/8)
- 5) Shigeru Kuchi-Ishi et al.；Comparative Force/Heat Flux Measurements between JAXA Hypersonic Test Facilities Using Standard Model HB-2 (Part 1:1.27m Hypersonic Wind Tunnel Results) JAXA RR-04-035E (2005/3)
- 6) Kazuyuki Nakakita et al.；Validation Experiments for the NAL Mid-Sized Shock Tunnel First U.S.-Japan Symposium on High Speed Ground Testing & Computations at Tullahoma, Tennessee (1997/3)
- 7) 渡利實；振動同定除去法による衝撃風洞計測データからの空力6分力の推定 第73回風洞研究会議論文集 JAXA SP-04-014 (2005/3)
- 8) 山崎喬；WINTEC 風洞利用のご案内 第2部 技術編 (0.44m 極超音速衝撃風洞) WTR03-010R1 (2003/10)
- 9) Ames Research Staff；Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1948)
- 10) Alan Pope & K.L. Goin；High Speed Wind Tunnel Testing John Wiley & Sons, Inc. (1965)

謝辞

ベース圧測定センサーの取付け、内挿天秤損傷時の対処等の困難に遭遇した時には関根英夫氏におおいに助けをいただいた。その他、技術上のブレークスルーを得るための議論に加わっていただいて貴重なアイデアをいただいた。更新したデータ処理装置を始めて試験として使用するにあたり山崎喬氏にはその使用法について丁寧に教えていただいた。両氏に厚く謝意を表します。

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-05-012

発行 平成 18 年 3 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

