

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

0.44m極超音速衝撃風洞デュアルホイール型

模型支持装置環境下の気流偏向特性

山崎 喬, 中北 和之, 中川 宗敬, 渡利 實

2007年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

0.44 m 極超音速衝撃風洞デュアルホイール型模型支持装置環境下の気流偏向特性*

山崎 喬*¹, 中北 和之*¹, 中川 宗敬*¹, 渡利 實*¹

Flow-Deflection characteristics of JAXA 0.44m Hypersonic Shock Tunnel with a Dual-wheel Model Support System*

Takashi YAMAZAKI*¹, Kazuyuki NAKAKITA*¹,
Muneyoshi NAKAGAWA*¹ and Minoru WATARI*¹

ABSTRACT

Flow-deflection characteristic tests were conducted at JAXA 0.44 m Hypersonic Shock Tunnel with a dual-wheel model support system. Surface pressures on upper and lower surfaces of a two-dimensional wedge model were measured to identify the flow deflection angle. The flow around the model was visualized by a schlieren optical system. The tests were conducted at a nominal Mach number of 10.4. The flow-deflection angle was deduced as 0.2 degrees.

Keywords: Hypersonic shock tunnel, dual-wheel model support system, flow-deflection angle measurement, surface pressure measurement, two-dimensional wedge model

概 要

0.44 m 極超音速衝撃風洞においてデュアルホイール型模型支持装置を使用時の気流偏向特性試験を2次元くさび模型を用いて行った。

試験は模型表面圧力の計測とシュリーレン観測を行い、迎角変化に対する模型上下面の圧力値の変化を調べた。模型迎角に対する模型表面圧力の変化から一様流の気流偏角を推算し、マッハ数10ノズルを使用した今回のケースでは気流偏向角は約0.2度の吹き上げである事が分かった。

また、試験結果からは模型後方からの圧力の廻りと思われる現象も観測された。

今回の検討によってデュアルホイール型模型支持装置のステーキングの長さや形状を含めた課題を明確にする事が出来た。

キーワード： 極超音速衝撃風洞，デュアルホイール型模型支持装置，気流偏向特性，表面圧力測定，2次元くさび模型

* 平成19年3月23日 受付 (Received 23 March, 2007)

* 1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

記号

h_0	風洞よどみ点エンタルピー
M	測定部一様流マッハ数
M_1	斜め衝撃波上流側マッハ数
M_2	斜め衝撃波下流側マッハ数
P	測定圧力
P_0	風洞よどみ点圧力
P_t	一様流ピトー圧力
P_1	低压管初期設定圧力
P_4	高压管初期設定圧力
P_{S1}	斜め衝撃波上流側静圧
P_{S2}	斜め衝撃波下流側静圧
R_e	測定部一様流レイノルズ数
T_0	風洞よどみ点温度
X	X軸座標、気流方向位置、原点はノズル出口、 下流方向を正
Y	Y軸座標、気流に直角な水平方向位置、上流方 向を向いて右方向を正
α	模型迎角
β	模型先端より生ずる斜め衝撃波角度
γ	一様流気体の比熱比
δ	模型表面上の流れの偏角
θ	模型半頂角
ξ	衝撃波前後の圧力比 P_{S2} / P_{S1}

1. まえがき

衝撃風洞の模型支持装置は、従来図1に示すような水平方向に迎角をとるターンテーブル方式を採用して来た。

しかし、近年盛んに実施されるようになった感圧塗料試験や感温塗料試験における模型表面上の塗料状態の観測や、水平に光軸が配置されている光学観測系の効率的運用を図るために、鉛直方向に迎角を取る事が出来るデュアルホイール型模型支持装置の開発が必要となった。

新たに整備したデュアルホイール型模型支持装置の概要を図2.1及び図2.2に示す。

このデュアルホイール型模型支持装置による計測特性を検討するために、両方の支持装置に圧縮コーナー模型を付けて感圧塗料試験を行った¹⁾。

その結果、同じ迎角(0度)であるにも係わらず両方の支持装置による試験結果において図3に示すような圧力分布の違いが発現した。試験はシュリーレン写真にあるような2次元圧縮コーナー模型を用い、模型の中心より23 mm右側には流れ方向に圧力変換器を15 mm間隔で埋め込み、感圧塗料による圧力分布を測定した。感圧塗料による圧力分布図に対応させて下方にグラフを示したが、○印は圧力変換器の測定結果であり、実線は模型中心より23 mm左側の位置における感圧塗料による流れ方向の圧力分布で、実線の色の違いは試験の再現性を示している。ターンテーブル型の場合は $X/L_p = 1.6$ 程度の位置で圧力のピークを示すのに対し、デュアルホイール型では模型後端に圧力のピークが現れている。

ターンテーブル型模型支持装置は円盤型のターンテーブルに乗ったベースプレートと前縁ウエッジストラットというシンプルな構造となっており、模型基準面を直接ノズル出口面に合わせる方法で模型姿勢の基準を設定してある。このため模型は迎角を調整して一様流に正対して設置する事が出来、ピッチ方向について気流偏向という問題は生じなかった。

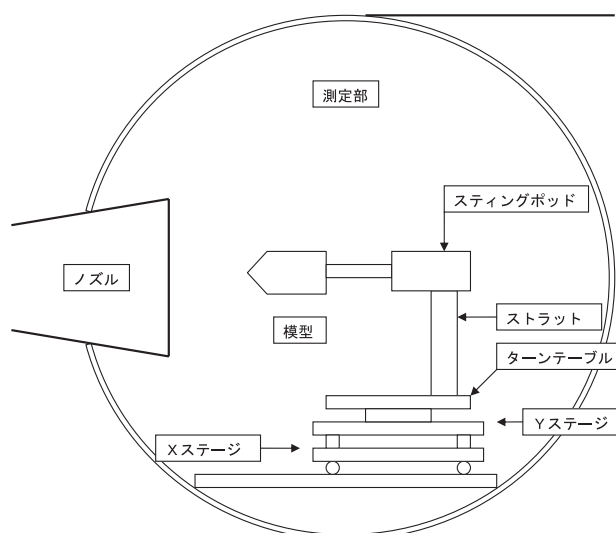


図1 ターンテーブル型水平変角模型支持装置の概要

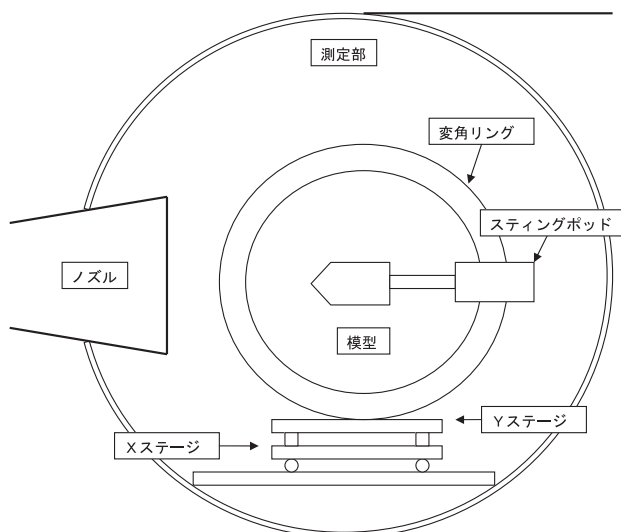


図 2.1 デュアルホイール型垂直変角模型支持装置の概要（側面図）

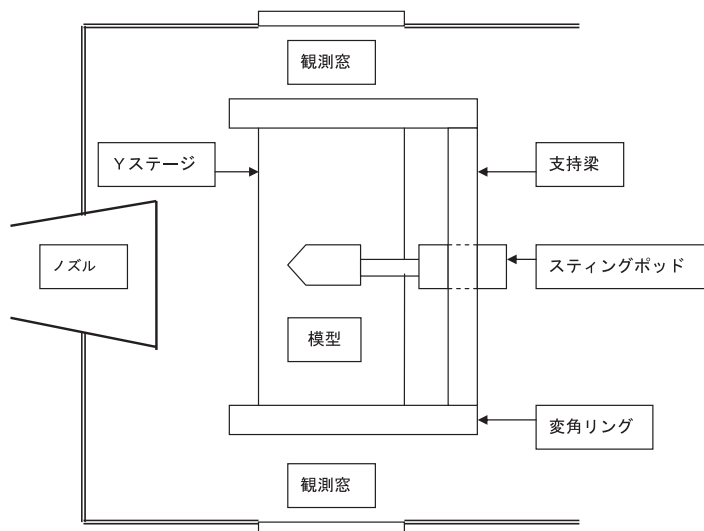


図 2.2 デュアルホイール型垂直変角模型支持装置の概要（平面図）

この事から、上記の感圧塗料結果の差異はデュアルホイール型支持装置に課題があると予想されたため、デュアルホイール型支持装置に2次元くさび模型を付け、マッハ10ノズルを用いて模型表面圧力計測とシュリーレン観測を実施し原因を調査した。

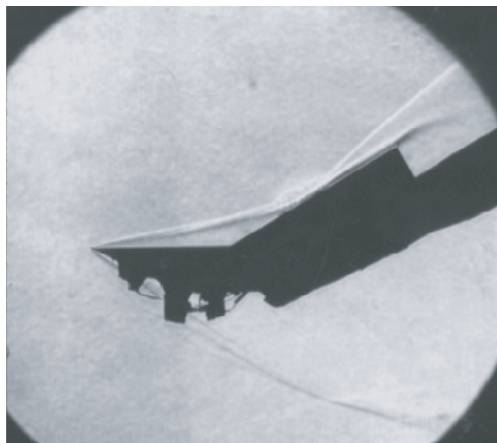
その結果、解析結果との比較から新たに開発したデュアルホイール型模型支持装置を使うと、測定部流れに約0.2度の吹き上げが生じることが分かった。この原因としては、デュアルホイール型支持装置の上下非対称形状による上下流れが生じたためと考えられる。

2. 0.44m 極超音速衝撃風洞の構造と特徴²⁾

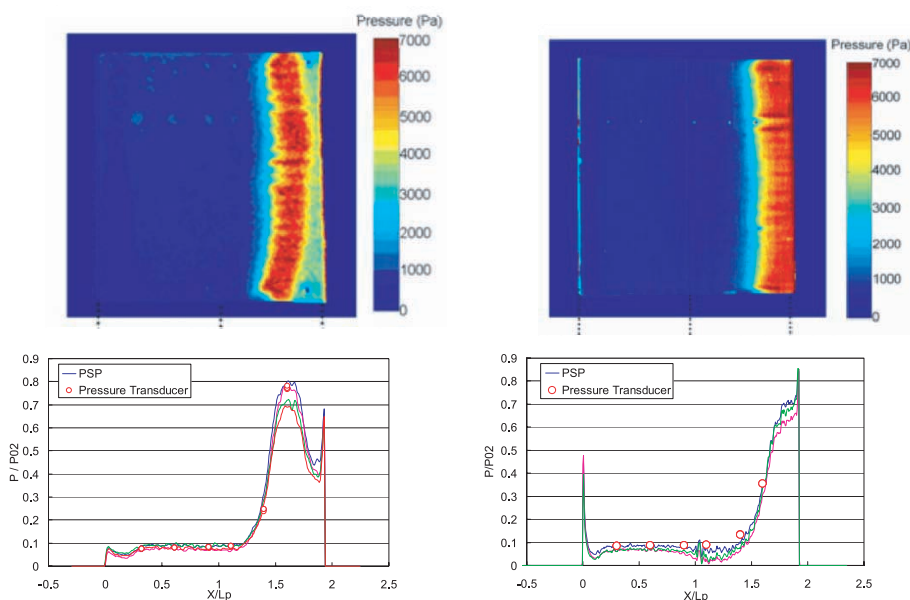
0.44 m 極超音速衝撃風洞の構造と特徴については文献2

に示されているが、以下の特徴を持っている。図4に全体図を示す。

- ①本風洞は一段式の長持続時間運転モードと二段式の高エンタルピ運転モードの二つのモードによる運転が可能である。
- ②ノズルはマッハ数10および12が整備されており、出口径はいずれも0.44 mである。なお、今回はマッハ数10のノズルで試験を行った。
- ③本風洞では気流持続時間が短いため、通風中に迎角を変化させる事は出来ないが、測定部を大気開放せずに迎角変化だけを試験パラメータとした場合には約15分間隔で通風が可能である。
- ④気流特性は極超音速領域の風洞として十分な特性を有している。（文献3, 4参照）



シュリーレン写真



ターンテーブル型水平変角

デュアルホイール型鉛直変角

図3 感圧塗料を用いた圧縮コーナー模型試験

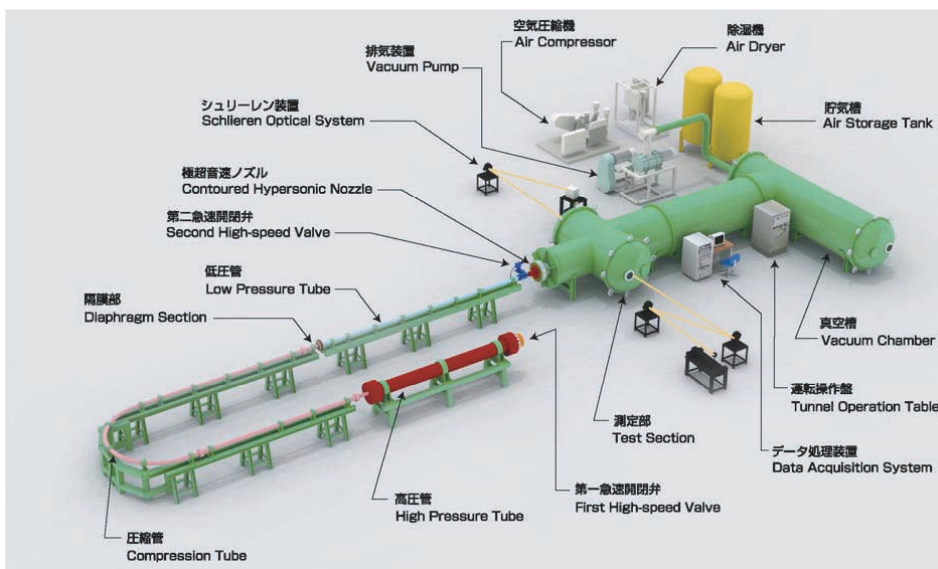


図4 JAXA 0.44 m 極超音速衝撃風洞の概要図

- ⑤本風洞の長持続時間運転モードの試験レイノルズ数範囲は概ね

0.22～2.71×10⁶ (/m)である。

- ⑥衝撃風洞では非定常な圧縮過程により風洞よどみ点状態が形成されるため、よどみ点状態は通風毎に若干ばらつくが、通風毎のよどみ点圧力から一様流動圧を算出して求めた空力係数化された値には通風毎のばらつきの影響は殆ど無く、良い再現性を示す。
- ⑦試験気流の持続時間は風洞駆動条件にもよるが35～40 msec程度となる。

3. 模型支持装置と模型位置

デュアルホイール型模型支持装置の風洞内での外観写真を図5.1に、ターンテーブル型模型支持装置を図5.2に示す。

両方の支持装置に共通している特徴は以下の通りである。

- ①駆動動力源にはステッピングモーターを用い、コンピューターの制御により、変角と移動を行う。
- ②X軸を動かすX軸テーブルとY軸を動かすY軸テーブルは両支持装置で共通して用いており、変移量はX軸方向が800 mm、Y軸方向がノズル中心から左右300 mmで、位置設定精度はX軸、Y軸共に0.1 mmである。

なお、迎角の変角は360度可能で、回転中心高さはノズル出口の中心高さになるように設計されており、模型は姿勢角を変えても絶えずノズル中心の高さに設定する事が出来る。

- ③両装置ともスティングポッドの模型側結合部形状は同一であり、模型を支持するスティングは両方の装置に共通して用いる事が出来る。

新たに開発したデュアルホイール型模型支持装置固有の特徴は以下の通りである。

- ①両輪の輪から流れ方向を横切る梁に支持機構が付いている。後方からみた写真を図6に示す。
- ②両輪の輪の外径は600 mmで両輪の間隔は760 mm、模型を配置する回転中心からスティングポッドまでの距離は280 mmとなっている。
- ③模型の形状にもよるが概ね170～250 mm程度の長さのスティングが必要となる。
- ④変角部はウォーム歯車とウォームホイールの組み合わせとし、模型、スティングはウォームホイール側に取り付ける機構となっている。
- ⑤ウォーム歯車とウォームホイールの勘合部には約0.01度分のバックラッシュがあるが、これらを含めた迎角設定精度は0.05度となっている。

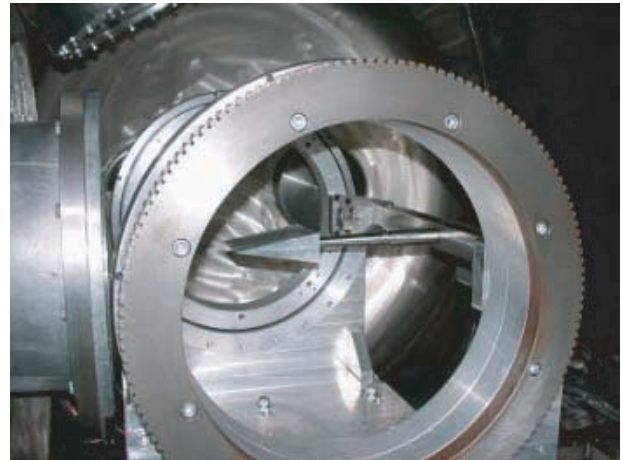


図5.1 デュアルホイール型模型支持装置

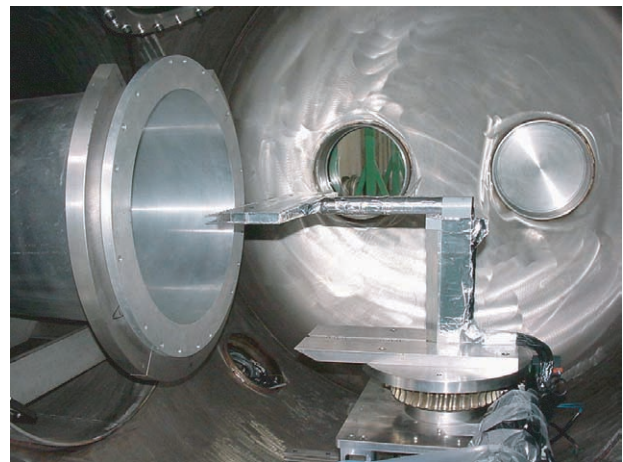


図5.2 ターンテーブル型模型支持装置



図6 模型後方の支持装置の梁の状況

4. 供試体模型

気流偏向を測定するため対称流れが実現できる2次元くさび模型を用い、模型上下面の圧力計測結果から偏向角を推算した。模型は、先端へ衝撃波を安定して付着させる事を考慮し、半頂角を10度とした硬質アルミ(A7075)製としている。

図7.1に模型外観写真を示す。全長150 mm、幅150 mmで、後縁部の高さは52.9 mmで長さ170 mmのステインダが取り付けられている。図7.2は模型表面の圧力孔配置の写真を示す。中心線上の先端から50 mmの位置から20 mm間隔で5点の圧力孔を配置し、流れの二次元性確認のため先端から70, 90, 110 mmの位置の両側20 mmに計6点、合計片面11点の圧力孔を上下対称に設けている。孔径は0.5 mmで図7.3に示すように模型は下面側の先端から30 mmの位置から後方部分を取り外すことが出来、裏側にステンレス製パイプを埋め込み、シリコンチューブを用いて半導体ストレインゲージ型圧力センサ(Kulite XCS-093)を直近に接続している。なお、下面を組み付けた際の先端部との表面段差は10 μm 以下のバックステップに仕上げ表面流れへの影響を防いでいる。図7.4には模型支持装置に取り付けた状況の写真を示す。



図7.1 模型外観写真

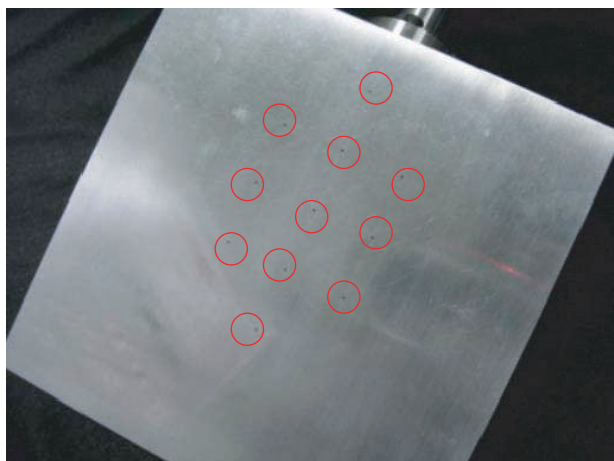


図7.2 圧力孔配置の様子 (○印内の黒点が圧力孔)

5. 試験条件と計測方法

5.1 試験条件と試験パラメータ

試験はマッハ10ノズルを用い、風洞よどみ点圧力 $P_0 = 3.4 \text{ MPa}$ 、風洞よどみ点温度 $T_0 = 1180 \text{ K}$ の気流条件と迎角0度、計測位置 $X = 100 \text{ mm}$ (ノズル出口から下流方向への距離)を基本ケースとして、以下のパラメータに対する試験を実施し、合計61ランを行った。

- [1] 再現性確認 (基本ケースに対して)
- [2] よどみ点圧力 ($P_0 = 3.4, 1.7, 0.85 \text{ MPa}$)
- [3] よどみ点温度 ($T_0 = 1180, 1000 \text{ K}$)
- [4] 迎角 (0, $\pm 1, \pm 3, \pm 5, \pm 7, \pm 9, \pm 10$ 度)
- [5] ロール角 (0, 90度)
- [6] 計測位置 ($X = 0, 200 \text{ mm}$)
- [7] シュリーレン観測 ([1] 及び [4] のケース中で同時観測)



図7.3 模型内部の様子

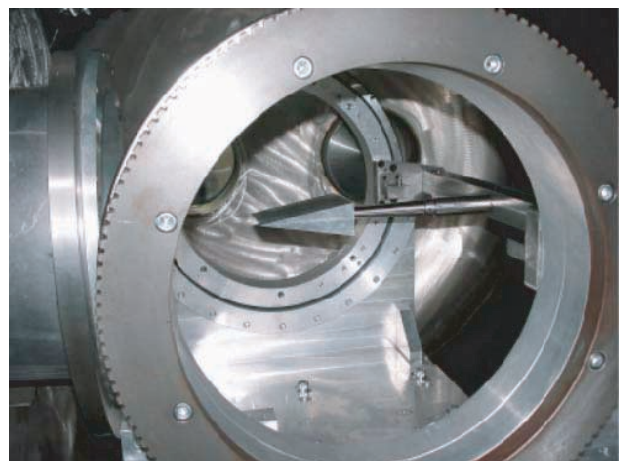


図7.4 模型支持装置取付状況

今回の試験における試験ケース一覧を表 1.1 及び表 1.2 に示す。

5.2 計測方法

図 8 にデータ処理ブロック図を示す。図に示すように各計測項目ごとにシグナルコンディショナやアンプを介してデータ処理システムに接続している。データ処理シ

ステムはワークステーション及びデータ収集部（A/D 変換器）により構成されており、それぞれの要目を表 2.1 及び表 2.2 に示す。

本試験においては半導体圧力センサのシグナルコンディショナに SA-57（TEAC 製）12 ch を使い、衝撃風洞計測システムによりデータ収集を行った。データは 100 μ sec でサンプリングを行い、通風中を含む 400 msec 間の信号

表 1.1 試験ケース表（その 1）

ケース番号	試験項目	P 4 [MPa]	P 1 [MPa]	P o [MPa]	T o [K]	迎角 [deg]	ロール角 [deg]	位置 [mm]	シュリーレン	ランナンバ
1-1	基本ケース	4.0	0.02	3.4	1180	0	0	X = 100	有	Kht014
1-2	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht015
1-3	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht016
1-4	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht017
1-5	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht018
1-6	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	無	Kht023
1-7	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht024
1-8	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht025
1-9	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht026
1-10	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht027
1-11	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht028
2-1	よどみ点圧力	2.0	0.01	1.7	〃	〃	〃	〃	〃	Kht019
2-2	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht020
2-3	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht059
2-4	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht060
2-5	〃	1.0	0.005	0.85	〃	〃	〃	〃	〃	Kht021
2-6	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht022
3-1	よどみ点温度	4.0	0.04	3.4	1000	〃	〃	〃	〃	Kht054
3-2	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht055
3-3	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht056
3-4	〃	2.0	0.02	1.7	〃	〃	〃	〃	〃	Kht057
3-5	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht058
4-1	迎 角	4.0	〃	3.4	1180	+ 1	〃	〃	有	Kht029
4-2	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht032
4-3	〃	〃	〃	〃	〃	+ 3	〃	〃	〃	Kht033
4-4	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht034
4-5	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht035
4-6	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht036
4-7	〃	〃	〃	〃	〃	+ 5	〃	〃	〃	Kht043
4-8	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht044
4-9	〃	〃	〃	〃	〃	+ 7	〃	〃	〃	Kht041
4-10	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht042
4-11	〃	〃	〃	〃	〃	+ 9	〃	〃	〃	Kht040
4-12	〃	〃	〃	〃	〃	+ 10	〃	〃	〃	Kht037
4-13	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht038
4-14	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht039

表 1.2 試験ケース表 (その 2)

ケース番号	試験項目	P 4 [MPa]	P 1 [MPa]	P o [MPa]	T o [K]	迎角 [deg]	ロール角 [deg]	位置 [mm]	シュリーレン	ランナンバー
4-15	迎 角	4.0	〃	3.4	1180	- 1	〃	〃	有	Kht030
4-16	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht031
4-17	〃	〃	〃	〃	〃	- 3	〃	〃	〃	Kht045
4-18	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht046
4-19	〃	〃	〃	〃	〃	- 5	〃	〃	〃	Kht051
4-20	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht052
4-21	〃	〃	〃	〃	〃	- 7	〃	〃	〃	Kht050
4-22	〃	〃	〃	〃	〃	- 9	〃	〃	〃	Kht049
4-23	〃	〃	〃	〃	〃	- 10	〃	〃	〃	Kht047
4-24	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht048
4-25	〃	〃	〃	〃	〃	0	〃	〃	〃	Kht053
5-1	ロール角	4.0	0.02	3.4	1180	0	90	Y = 0	無	Kht065
5-2	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht066
5-3	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht067
5-4	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht068
5-5	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Y = 30	〃	Kht069
5-6	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht070
5-7	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Y = 60	〃	Kht071
5-8	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht072
5-9	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Y = -30	〃	Kht073
5-10	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht074
6-1	計測位置	〃	〃	〃	〃	〃	0	0	〃	Kht063
6-2	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht064
6-3	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	200	〃	Kht061
6-4	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	〃	Kht062

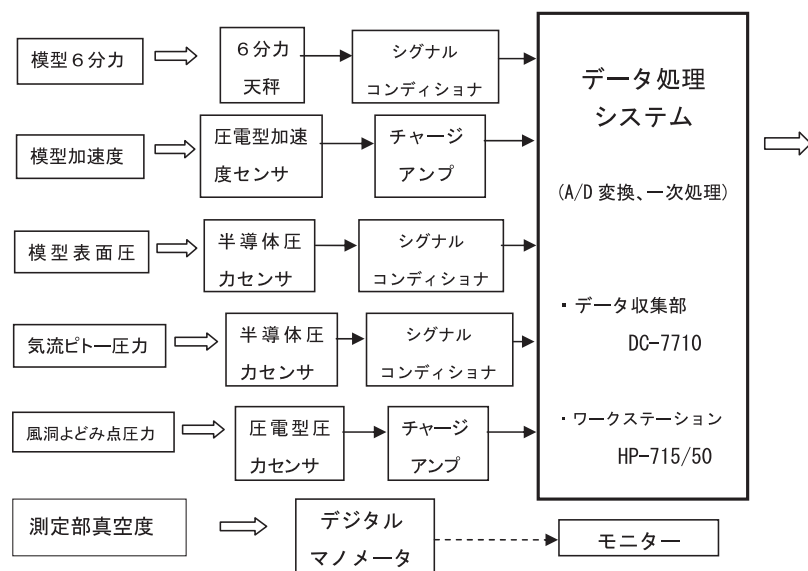


図 8 データ処理ブロック図

表 2.1 計測装置要目

計測項目	センサ／アンプ等	メーカー／型番	主要性能
模型 6 分力	内挿型 6 分力天秤 シグナルコンディショナ	日章電機 (株) / LMC-6522-15/Z 60 S DAS-100	$F_x = 4, F_y = 5, F_z = 12$ [kgf] $M_x = 0.15, M_y = 0.3, M_z = 0.15$ [kgf.m]
模型加速度	ピエゾ加速度センサ チャージアンプ	PCB PCB 482-A 20	5 GFS
模型表面圧力	半導体圧力センサ シグナルコンディショナ	Kulite XCS-093 TEAC SA-56	0.35 kg/cm ² FS, 非直線性 0.5%FS DC ~ 100 kHz, Gain : 5000 倍
風洞よどみ点圧力	ピエゾ圧力センサ チャージアンプ	Kistler 601 A Kistler 5011 A	5 MPaFS, 非直線性 0.5%FS 入力電荷範囲 10 ~ 9999000 pC

表 2.2 データ処理装置要目

処理装置等	メーカー型番	主要性能
ワークステーション	HP-9000 モデル 715/50	100 MHz, 48 MB メモリ, HDD 2 GB
A / D 変換器	太陽計測 (株) ADC-7710	1 MHzSAMPLE, 12 bit, 64 CH

出力を記録した。

なお、一様流の監視用に小型ピトープローブを新たに製作し、各ランにおけるピトー圧力をモニタした。

6. データ処理

先に 3 章で述べたように、本風洞試験の気流継続時間能力は約 40 msec であり、今回用いた 2 次元くさび模型の圧力測定配管による計測には十分な継続時間であると考えられる。

図 9 に代表的な通風データの一例として、風洞よどみ点圧力 $P_0 = 3.4$ MPa、風洞よどみ点温度 $T_0 = 1180$ K、迎角 -10 度のケースにおける風洞よどみ点圧力 P_0 、模型表面圧力 P_s (U : 上面), P_s (L : 下面) 及び一様流をモニタしているピトー圧力 P_t の時間履歴を示す。

気流安定までのステップは以下の通り。

- ① 第 1 急速開閉弁が開いて高圧管の駆動気体が低圧管に流入し作動気体を圧縮する。この圧縮は準等エントロピー的に行われ、低圧管端の風洞よどみ点の圧力 P_0 は百数十 msec の間、徐々に上昇する。
- ② 低圧管端の圧力がピークとなったタイミングで第 2 急速開閉弁が開き気流が成立し、模型表面圧力 P_s (U), P_s (L) が急速に上昇している。

試験気流として用いるのは図 9 に示すように風洞測定部に一様な気流が成立している模型表面圧力が立ち上がった後の 40 msec の区間である。

- ③ 模型表面圧力波形はこの後、一様流の一部に液化が生じるため非定常な変動を示す。

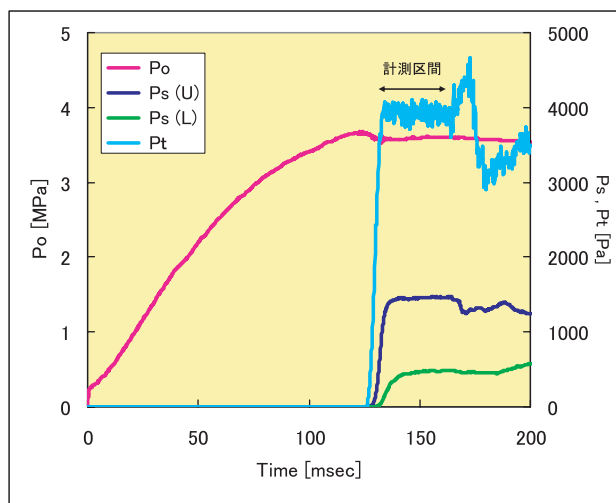


図 9 通風データ例

6.1 よどみ点状態の算出

風洞よどみ点圧力は低圧管の作動気体の圧力を低圧管端に設置されているピエゾ型圧力センサ (Kistler 601 A) によりチャージアンプを介して測定した。データのサンプリング及び記録は衝撃風洞計測システムにより模型表面圧力と同時計測にて行った。

6.2 模型表面圧力用センサーの校正

半導体圧力センサは模型に取り付けた状態でシグナルコンディショナ及び計測システムの A/D 変換器を含めたオーバーオールな圧力校正を行った。図 10 は模型上面の一番上流部の圧力孔に取り付けたセンサの校正結果で、

真空チャンバーの圧力に対するセンサの電圧出力値を示している。500 Pa 以下の低圧領域に非直線性が見られる事から、同図内に示すように校正圧力に対する電圧出力値を3次式で近似した校正式とし、試験データの処理を行った。

6.3 模型表面圧力の算出

本風洞における測定部一様流は気流立ち上がり後 15 msec 後から気流総温度が徐々に低下する傾向にあることから、取得したデータのうち、各々のチャンネルについて気流立ち上がり直後からの 10 msec 間を試験データとして平均した。これらの値は通風前のゼロレベル圧力データを差し引いて前項の校正式を反映させて表面圧力値を求めた。

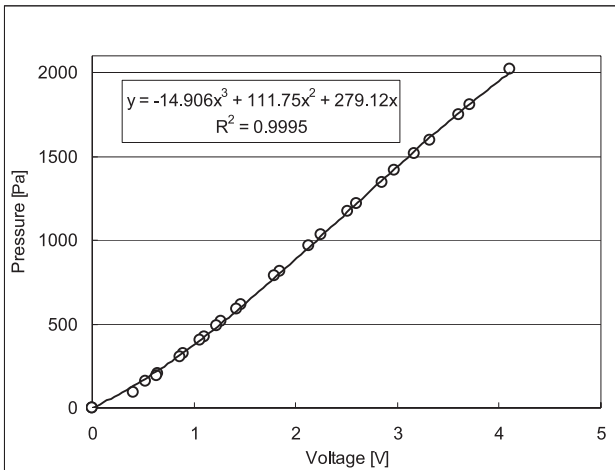


図10 圧力センサー校正結果例

7. 試験結果と考察

7.1 模型周りの流れ場

模型周りの流れ場を図11に示す。迎角 α の模型に対し、模型先端より生ずる斜め衝撃波角度を β とすると、その上流側マッハ数 M_1 と斜め衝撃波前後の圧力比 $P_{S2} / P_{S1} = \xi$ の関係は以下の様に表される。

$$\frac{P_{S2}}{P_{S1}} = \xi = \frac{2\gamma M_1^2 \sin^2 \beta - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \tag{1}$$

但し、 P_{S1} はよどみ点圧力 P_0 と斜め衝撃波上流側マッハ数 M_1 から

$$P_{S1} = P_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \tag{2}$$

一方、斜め衝撃波を通過した後の模型表面上流れの偏角 δ は模型半頂角 θ と迎角 α との差 $\theta - \alpha$ であり、衝撃波角度 β と流れの偏角 δ との関係は次式で表わされる。

$$\tan \delta = \frac{2 \cot \beta (M_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{2 + M_1^2 (\gamma + 1) - 2 \sin^2 \beta} \tag{3}$$

(1) 及び (3) 式より β を消去すると流れの偏角 δ と衝撃波前後の圧力比 $P_{S2} / P_{S1} = \xi$ 、一様流気体の比熱比 γ 、上流側マッハ数 M_1 とが以下の様に示される⁶⁾。

$$\tan^2 \delta = \left(\frac{\xi - 1}{\gamma M_1^2 - \xi + 1} \right)^2 \frac{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1) - (\gamma + 1)\xi}{(\gamma + 1)\xi + (\gamma - 1)} \tag{4}$$

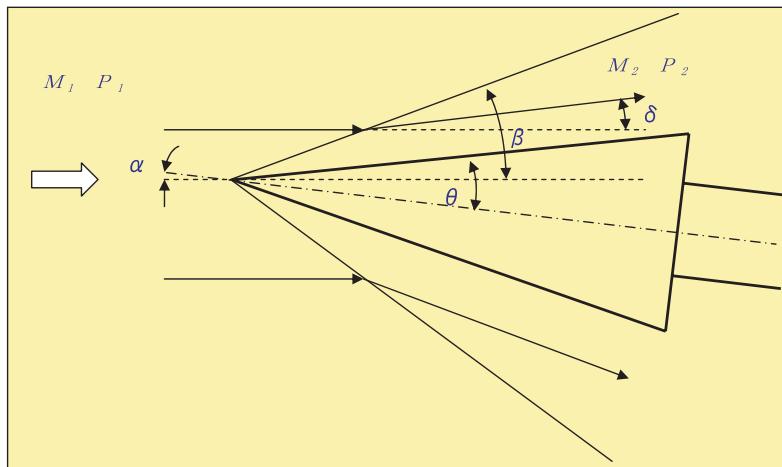


図11 模型周りの流れ場の模式図

また、斜め衝撃波下流側のマッハ数 M_2 は同様に上流側マッハ数及び斜め衝撃波前後の圧力比を用いて

$$M_2 = \left\{ \frac{M_1^2 [(\gamma+1)\xi + (\gamma-1)] - 2(\xi^2 - 1)}{\xi [(\gamma-1)\xi + (\gamma+1)]} \right\}^{1/2} \quad (5)$$

の様に表される。

上流側マッハ数 $M_1 = 10.4$ 、風洞よどみ点圧力 $P_0 = 3.4 \text{ MPa}$ 、 $\gamma = 1.4$ を用いて、これらの式から推算した模型迎角 α と斜め衝撃波下流側マッハ数 M_2 及び模型上面の圧力値 P_{S2} を表3に示す。

7.2 試験結果

7.2.1 シュリーレン観測

図12.1は迎角0度、図12.2は迎角10度における模型周りの流れ場のシュリーレン観測結果である。迎角0度の場合は先端からの衝撃波及び模型表面に沿う境界層と考えられる部分が上下対称に観察されるが、迎角10度のケースでは、模型上面においてベース部の圧力上昇の影響と考えられる境界層部分の剥離と、それに伴う衝撃波の反りが観察される。

7.2.2 模型表面圧力

図13.1に風洞よどみ点圧力 $P_0 = 3.4 \text{ MPa}$ 、風洞よどみ点温度 $T_0 = 1180 \text{ K}$ の気流条件と計測位置 $X = 100 \text{ mm}$ (基本

表3 模型迎角に対する斜め衝撃波下流側マッハ数と模型上面圧力値

模型迎角 α [deg]	模型上面の実効迎角 $(\theta - \alpha)$ [deg]	斜め衝撃波下流側マッハ数 M_2	模型上面の圧力値 P_{S2} [Pa]
10	0	10.4	62
9	1	10.0	79
7	3	9.3	127
5	5	8.6	194
3	7	7.8	283
1	9	7.1	396
0	10	6.8	462
-1	11	6.5	534
-3	13	5.9	697
-5	15	5.4	883
-7	17	4.9	1094
-9	19	4.5	1328
-10	20	4.3	1453

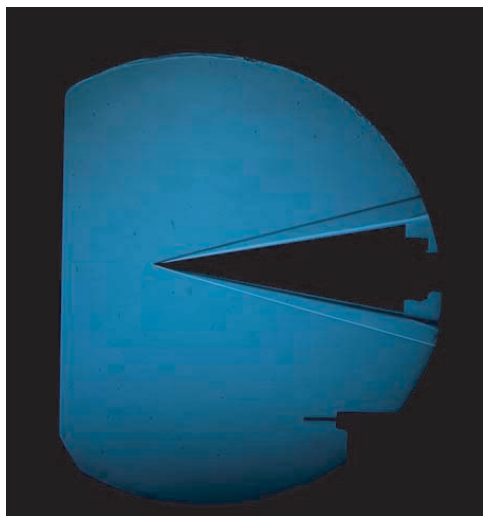


図12.1 シュリーレン観測結果 (迎角0度)



図12.2 シュリーレン観測結果 (迎角10度)

ケース)における模型上下面の中央に配置された先端から 50 mm の位置にある一番上流側の圧力孔の各迎角に対する模型上下面の圧力値を示した。実線は 7.1 節の斜め衝撃波関係式から求めた模型上下面それぞれに対応する推算値(表 3)である。上下面の圧力値は基本的に推算値と良い一致を示すが、上面では迎角が 5 度以上、下面では -5 度以下、すなわち模型半頂角が 10 度であるので一様流と上下面それぞれの面のなす角度が 5 度より小さくなる範囲では推算値と実験値の差が生じ、一様流とそれぞれの面のなす角度の減少に伴ってその差が増大すると共に表面圧力の絶対値も大きくなっており、模型後方からの圧力廻りの影響が見られる。

また、流れ方向についての変化を見ると先端から 90 mm に位置する 3 番目の圧力孔では図 13.2 に示すように基本的には図 13.1 と同様な傾向を見せるが、上面では迎角が 3 度以上、下面では -3 度以下、すなわち一様流と上下面それぞれの面のなす角度が 7 度より小さくなる範囲で推算値と実験値の差が生じている。更に先端から 130 mm に位置する最後端の 5 番目の圧力孔では図 13.3 に示すように同じく一様流とそれぞれの面のなす角度が 10 度より小さくなる範囲で推算値と実験値の差が見られる。

なお、図 13.3 では模型下面においては、模型と支持装置によるチャンネルフローによる閉塞の影響と考えられる圧力レベルの低下が見られる。

これら模型後部からの圧力上昇の影響を迎角毎にシュリーレン観察した写真を図 14.1 ~ 図 14.3 に示す。迎角が 3 度から 5 度、7 度と大きくなるにつれて、境界層の剥離位置が前方へ移り、それに伴って先端から発生している斜め衝撃波の乱れが大きくなっている様子が分かる。

これらの現象は図 6 に示す模型後方約 200 mm にあるステイング支持用の梁 (50 mm □) により生じたバウショックにより発生した高い圧力が、模型後方の亜音速領域にあるステイング境界層或いはステイング風下側の亜音速領域中を廻り模型表面圧力に影響を及ぼしているものと考えられる。同様な現象は HB-2 標準模型試験において報告されている⁷⁾。同試験の模型ベース圧力の測定結果を図 15 に示す。○印で示したものが通常の模型支持方法における迎角に対するベース圧力の変化であり、迎角が ±10 度の範囲において 350 ~ 400 Pa、最大は迎角 15 度において 550 Pa 程度の値を示している。この値は本試験における模型後方からの影響による圧力上昇の値(図 13.1 における一様流と模型表面のなす角度が 5 度未満における圧力値)とほぼ同等である。

なお、その他の試験ケースとして、よどみ点圧力を 1.7 MPa 及び 0.85 MPa に変化させた場合と、よどみ点温度を 1000 K にしたケース並びにロール角を 90 度に取り Y 軸方向の計測位置を変化させたケース、X 軸方向の位置

を変化させたケース等も試みたが、スケジュール等の都合で圧力レベルと波形の確認を行うだけとした。

7.3 気流偏向角の推定

模型後方からの圧力上昇の影響が一番少ないと考えられる模型先端から 50 mm の位置にある一番上流側の上下

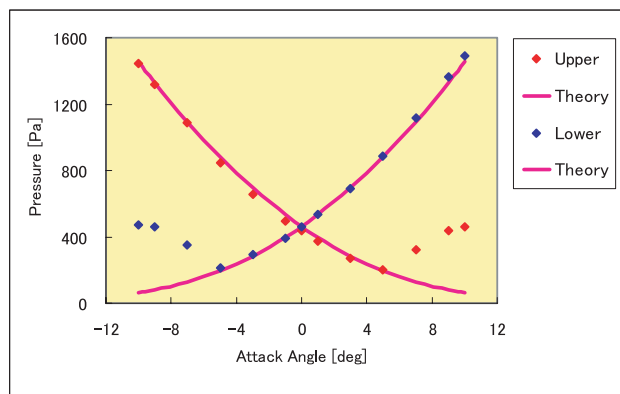


図 13.1 迎角に対する模型表面圧力値の変化 (No.1 圧力孔)

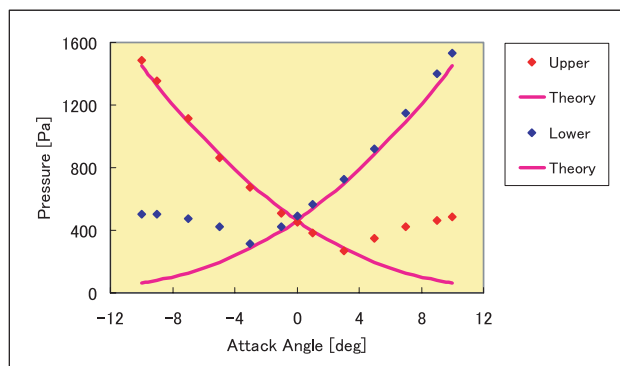


図 13.2 迎角に対する模型表面圧力値の変化 (No.3 圧力孔)

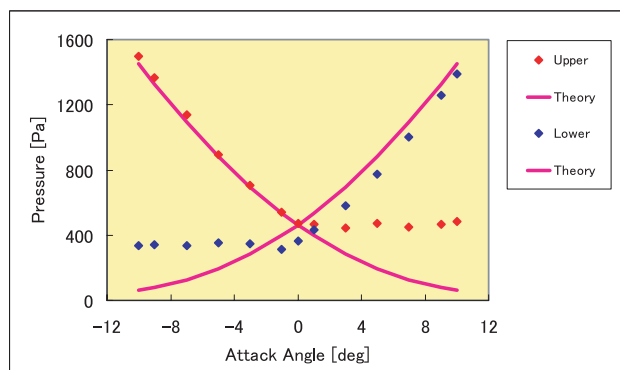


図 13.3 迎角に対する模型表面圧力値の変化 (No.5 圧力孔)

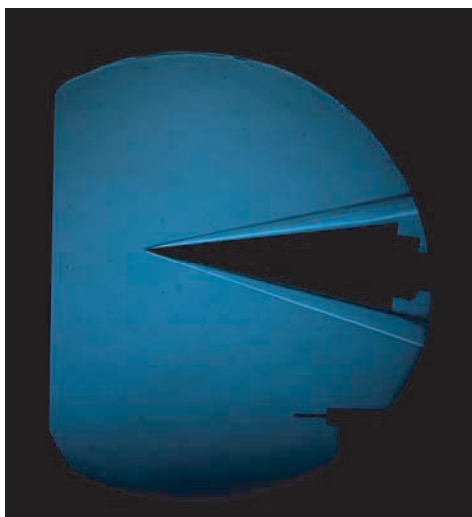


図 14.1 ベース部からの逆圧の影響 (迎角 3 度)

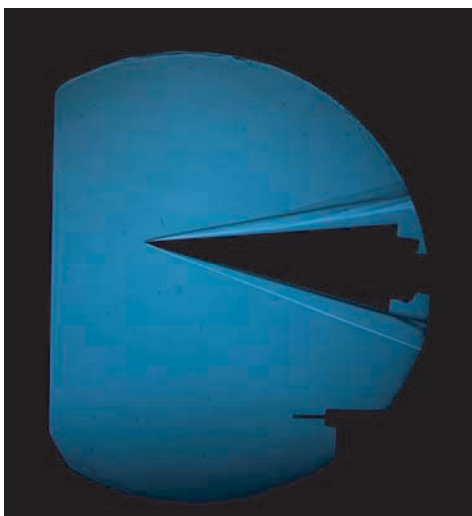


図 14.2 ベース部からの逆圧の影響 (迎角 5 度)

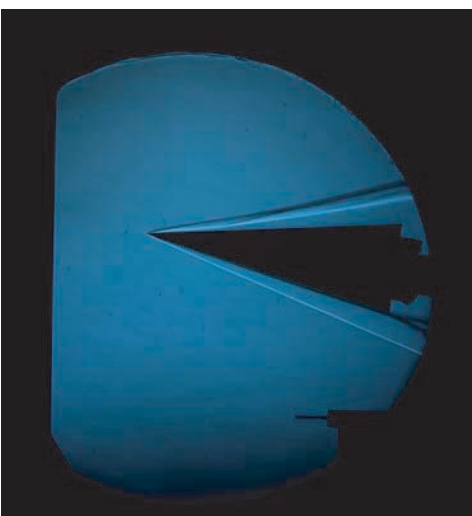


図 14.3 ベース部からの逆圧の影響 (迎角 7 度)

面圧力孔における計測データで、図 13.1 における上面側の迎角 -10 度から 5 度の範囲のデータ及び下面側の迎角 -5 度から 10 度の範囲のデータを用いて気流偏向角を推定した。

これらの各迎角における上下面の圧力計測値は斜め衝撃波関係式からの推算値に対して良い一致を示すが、詳細に観察すると一様な相違が見られる。この一様な相違が気流偏向によって生じているものと考えられるため、推算値の迎角を 0.1 度刻みで変化させ、圧力計測値と推算値との差の平方和の変化を調べた。結果を図 16 に示す。

この値が最小となる迎角偏差はプラス側に約 0.2 度である。これによりデュアルホイール型模型支持装置を用いると、模型位置で約 0.2 度の吹き上げを生じている事が分かった。

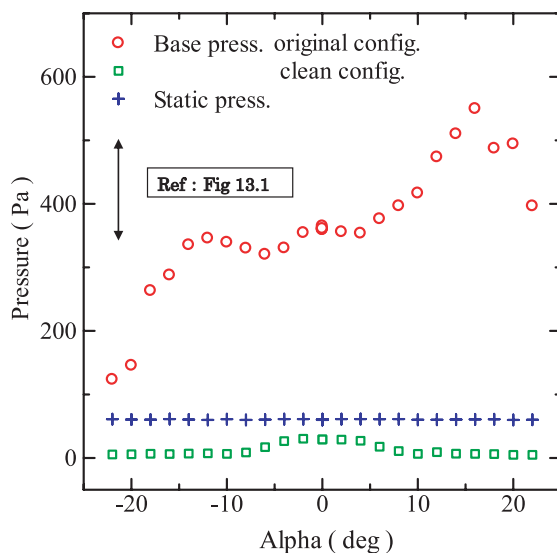


図 15 標準模型 HB-2 のベース圧力の変化 (図中の矢印の範囲は図 13.1 における一様流と模型表面のなす角度が 5 度未満の領域の圧力値)

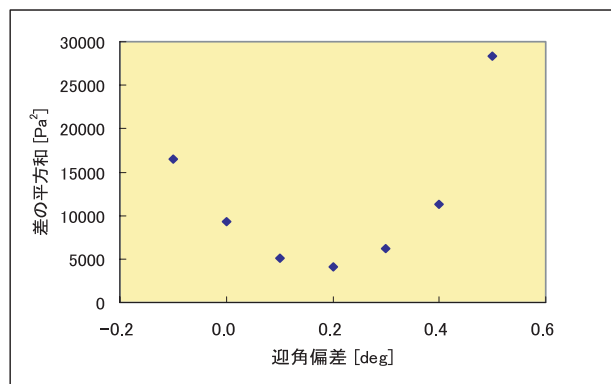


図 16 迎角偏差に対する差の平方和の変化

8. 感圧塗料試験結果の差異について

図3に示した圧縮コーナー模型を用いた感圧塗料試験結果の圧力分布の違いについて考えると、デュアルホイール型模型支持装置を用いて0.2度の吹き上げが生じたとしても、圧縮ランプ上の圧力ピークを10～20 mmも後方へ動かすような流れになるとは考えにくく、この圧力分布の違いの原因は模型後方にあるスティング支持用の梁の影響が主であろうと思われる。

しかしながら、本試験における模型後方からの圧力の廻り現象は、2次元くさび模型後端のベース面から真っ直ぐ後方へ伸ばしたスティングをスティングポッドを介して支持梁に直角に接続した典型的な形態のものであったが、圧縮コーナー模型試験の場合は前方平板から30度の角度で立ち上がったランプ部の底面にランプ面と平行な30度の角度でスティングが付き、支持梁もスティングの延長上の模型上部後方で流れに向かって30度下方を向いた状態となり、模型後方の流れ場を一層複雑なものとしている。このような支持形態が模型周りの流れ場にどのような影響を及ぼすかの推定は現状では定性的にも困難であり、今後機会を見て模型ベース面やスティング周りの圧力分布等を計測するなどして、その流れ場を確認し、二つの支持形態による圧力分布の違いの原因を究明したい。

9. まとめ

0.44 m 極超音速衝撃風洞においてデュアルホイール型模型支持装置によるマッハ数10ノズルの気流偏向角を測定する試験を2次元くさび模型を用いて行った。模型迎角に対する模型表面圧力の変化から一様流の気流偏向角を

推算し、模型位置において測定部流れに約0.2度の吹き上げが生じることが分かった。

同時に模型表面圧力の計測結果からは模型後方からの圧力の廻りと思われる現象も観測され、本検討によってデュアルホイール型模型支持装置のスティングの長さや形状を含めた課題を明確にする事が出来た。

参考文献

- 1) Nakakita, K., Asai, K., Yamazaki, T., "Improvement of PSP Measurement System in a Hypersonic Shock Tunnel", 8th PSP Workshop (2000)
- 2) 曾我国男, 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ー化改修, 日本航空宇宙学会誌 VOL.42, No.480 (1994)
- 3) 山崎 喬, 中北和之, 井上安敏: NAL 中型衝撃風洞特性試験 (第1報), 第26期日本航空宇宙学会年会講演会 (1995)
- 4) 山崎 喬, 中北和之, 井上安敏: NAL 中型衝撃風洞特性試験 (その2), 第27期日本航空宇宙学会年会講演会 (1996)
- 5) 山崎 喬, 中北和之, 関根英夫, 渡利 實: 0.44 m 極超音速衝撃風洞ターンテーブル型模型支持装置環境下でのマッハ数校正試験, JAXA-RR-05-050 (2006)
- 6) Ames Reseach Staff: "Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA Report 1135 (1953)
- 7) 渡利 實, 津田尚一: 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, JAXA-RM-05-012 (2006)

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-040

発行 平成 19 年 3 月 30 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 (株) 東京プレス

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

© 2007 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。



本書は再生紙を使用しております。