

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

JAXA超音速風洞の模型支持装置改修

永井 伸治, 赤塚 純一, 飯島 秀俊, 神田 宏, 佐藤 衛,
渡辺 光則, 木村 毅, 板橋 幸広, 西島 寛典

2012年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

JAXA 超音速風洞の模型支持装置改修*

永井 伸治^{*1}, 赤塚 純一^{*1}, 飯島 秀俊^{*1}, 神田 宏^{*1}, 佐藤 衛^{*1}, 渡辺 光則^{*1},
木村 毅^{*1}, 板橋 幸広^{*2}, 西島 寛典^{*3}

Replacement of the Model Support System of the JAXA Supersonic Wind Tunnel*

Shinji NAGAI^{*1}, Junichi AKATSUKA^{*1}, Hidetoshi IJIMA^{*1}, Hiroshi KANDA^{*1},
Mamoru SATO^{*1}, Mitsunori WATANABE^{*1}, Takeshi KIMURA^{*1}, Yukihiro ITABASHI^{*2}
and Hironori NISHIJIMA^{*3}

Abstract

The downstream part of the JAXA 1m by 1m supersonic wind tunnel was upgraded including the model support system. The new model support has new features such as a flange type sting, an automatic rolling motion and enough spaces for sensors with wiring and piping ducts. Not only the accuracies of attitude and position of the model but also operation safety were largely improved by linear guides, electric power drives with instrumentation noise suppressions, and independent final instrumentations. Moreover, an independent control of pitch, roll angle and height serves us various tests such as multi sweeps of angle of attack combined with constant sideslip angles. These features were attained by JAXA's previous survey and considerations, proposals such as operation data tables, as well as cooperation with the manufacturer including preliminary wind tunnel tests. Results of the validation tests were shown to demonstrate the improvements of the data accuracies and productivities, and then a new standard of industrial wind tunnel testing is suggested.

Key Words: Aerodynamics, Supersonic, Wind tunnel, Testing

概要

宇宙航空研究開発機構 1 m×1 m 超音速風洞の、模型支持装置を含む下流部を代替改修した。新しい模型支持装置は、フランジ締結スティング、自動ロール機構、配線や配管経路を含む十分な計測センサスペース等、新たな特長を備える。移動部のリニアガイド採用、計測信号への電磁ノイズ対策を施した電動駆動装置、独立した最終軸センサにより、模型位置や姿勢角の制御/計測精度だけでなく、運転上の安全性も大幅に向上した。さらに、ピッチ角、ロール角、模型高さの 3 軸独立制御により、横滑り角一定の迎角復スweep等、様々な試験が可能となっている。これらは、機構側の事前調査や検討、動作指定方法の提案、さらに予備風洞試験を含む製作請負者との共同作業により達成された。機能性能を検証する試験結果により、データ精度や生産性の向上を示すと共に、開発風洞試験の新たな基準を示す。

* 平成 24 年 8 月 20 日受付 (Received 20 August 2012)

^{*1} 研究開発本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Aerospace Research and Development Directorate)

^{*2} 航空宇宙技術振興財団 (Japan Aerospace Technology Foundation)

^{*3} (株) I H I エアロスペースエンジニアリング (IHI Aerospace Engineering Co. Ltd.)

記号の説明

- A : 角度／高さの加速度 [$^{\circ}$ /sec.² または mm/sec.²]
- CDF : 前面抗力係数(安定軸系)
- CLF : 前面揚力係数(安定軸系)
- CL α : 揚力傾斜
- Cm : ピッチングモーメント係数
- Cn : ヨーイングモーメント係数(機体軸系)
- Cr : ローリングモーメント係数(機体軸系)
- dt1 : 加速時間 [sec.]
- dt2 : 減速時間 [sec.]
- h : ポッド高さ [mm]
- L : 角度／高さの動作量 [$^{\circ}$ または mm]
- t0 : 遅れ時間 [sec.]
- t1 : 等速速度時間 [sec.]
- T : 動作時間 [sec.]
- V : 等速移動速度 [$^{\circ}$ /sec. または mm/sec.]
- α : 模型迎角 [$^{\circ}$]
- β : 模型横滑り角 [$^{\circ}$]
- θ : 模型支持装置ピッチ角 [$^{\circ}$]
- ϕ : 模型支持装置ロール角 [$^{\circ}$]

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)の1 m×1 m 超音速風洞は、1962年に建設された。それ以来、わが国随一の超音速風洞として、多くの国内ユーザに共用されてきた。通常通風回数は、28,000回を超えている。そして、これまで国内で開発された、ほぼ全ての超音速飛行体の風洞試験が行われている。しかし、年月の経過に伴い、風洞各部の老朽化が問題となってきた。そこで、2000年に風洞ノズルより上流部分が代替更新され、世界最高レベルの気流一様性他を得た¹。これに引き続き、2007年に模型支持装置を始めとする下流部の代替改修を行うことになった。

1 m×1 m 超音速風洞は、通風時間が限定される間欠吹き出し式である。その起動停止時には、風洞内を衝撃波が通過する。この衝撃波前後の大きな差圧により、模型支持装置には、定常空気力より大きな衝撃的空気力がかかる。よって、この衝撃的大荷重に耐え、模型姿勢を精密に維持する必要がある。さらに、限られた時間で出来るだけ多くのデータを、容易に取得できる必要がある。なお、建設からほぼ半世紀を経て、風洞試験に求められる精度や生産性に対する要求は、数段高度なものになっている。そして、模型姿勢角の不確かさが、結果の不確かさに与える寄与は小さくない。従って、代替改修される装置は、次の半世紀の要求に応える機能性能を持つ必要がある。

本稿では、まず老朽化した模型支持装置と、周辺下流部の問題点を挙げる。次に、国内外風洞の調査及び予備試験の結果に基づく、新装置の仕様について述べる。さらに、仕様を満たすための新装置の特徴を概説し、強度確保や計測精度向上、ノイズ対策、現地工事、制御方法、既存設備との整合性の確保について述べる。ここでは、今後風洞ユーザ

が留意すべき変更点も紹介する。そして、確認試験の結果により、新装置の妥当性を検証する。

以上より、改修に関する考え方をまとめると共に、今後の記録とする。

2. 老朽化した模型支持装置の問題点

2.1 JAXA 1 m×1 m 超音速風洞の下流部

図1に、JAXA 1 m×1 m 超音速風洞(以下 JAXA 風洞)の概略図を示す。

JAXA 風洞は、2次元可変ノズルにより、設定マッハ数1.4～4の試験が可能な間欠吹き出し式風洞である。常温の圧縮空気を大気に吹き出すため、設定マッハ数によって定まるよどみ点圧力P0の範囲はP0 = 150～1270 [kPa]である。最長40秒までの通風が、1日8～10ラン程度可能である。

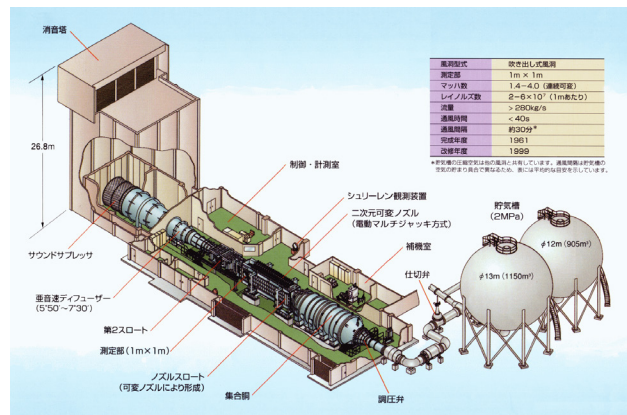


図1 JAXA 1 m×1 m 超音速風洞

図2に、JAXA 風洞旧下流部の概略図を示す。

下流部は模型支持装置、模型支持部ケーシング、可変拡散筒、固定拡散筒上流部、レールを始めとする下流部移動装置、下部フレームから構成される。模型支持部ケーシング、可変拡散筒、固定拡散筒上流部は、流れ方向に2 [m]の範囲で前後移動する。後方に移動した状態で模型準備を行い、前方に移動して測定部と模型支持部ケーシングを連結し、通風を行う。下流部移動装置の駆動源は油圧シリンダであり、移動部分は車輪とレール、位置決めガイドとガイドレールにより直動保持される。

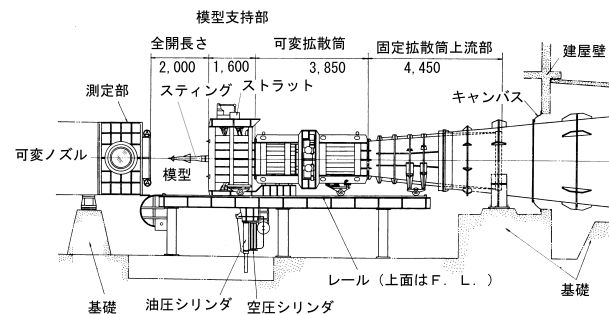


図2 JAXA 風洞旧下流部

図 3 に、JAXA 風洞の旧模型支持装置概略図を示す。

1 軸リンクのスティングーストラット方式であり、ストラット重量は空気シリンダによって打ち消される。そしてローラで直動保持されたストラットは、油圧シリンダによって上下駆動される。この上下の動きはリンクによって、模型支持装置ピッチ角 θ と連動させる。ノズル中心軸上流れ方向の回転中心位置の設定 (50 [mm] 毎) は、リンクロッド上に設けられた回転中心設定ピンの位置選択で行う。上下動(ヒービング)のみさせることも可能であるが、ピンやリンクの組み換えを行う必要がある。スティングのロール角の設定や保持は、通風前にテーパ状のくさび(パワーロック)を締結して行う。

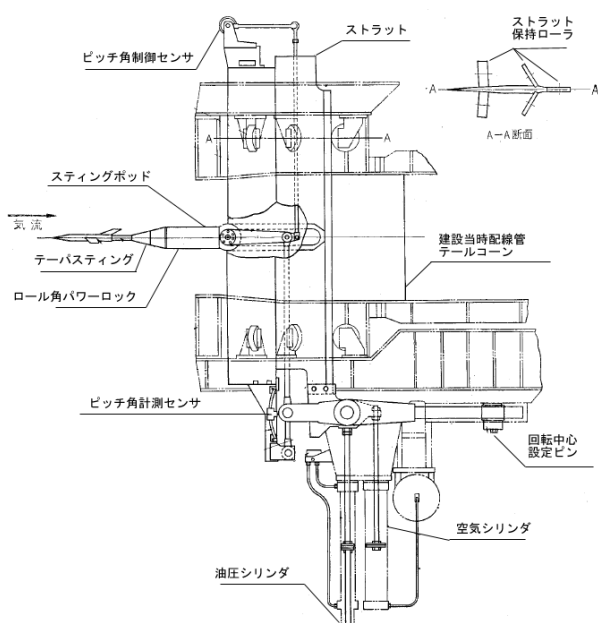


図 3 JAXA 風洞旧模型支持装置

2.2 問題点の整理

老朽化した下流部の問題点を以下に列挙する。

下流部移動装置のガイドレールに発生する軋み音がひどく、ガイド案内子を削る応急措置を行った。測定部とのピン結合が解けない事態や、固定拡散筒上流部下流端のシール面の当たりや摺れも発生した。通風毎以上の頻繁な開閉により、車輪とレールの極めて限定された当たり面が磨耗し、保持の位置精度が悪化していたと考えられる。

対称模型により、スティング軸の気流に対する傾き角を測定した。するとスティング軸、すなわちストラットの横滑り角が $0.06 [^\circ]$ あり、不可避の試験誤差となっていた。また縦方向の傾き角の再現性は、 $0.1 [^\circ]$ 程度しか得られなかった。この縦方向の傾き角の根拠となる、スティング軸のピッチ角測定の不確かさは、 $\pm 0.04 [^\circ]$ であった。これは主にリンク機構のガタに因るもので、制御精度とほぼ同等の値であった。

ストラットを直動保持する上下 10 個のローラには、当たり面の隙間が生じていた。よって、起動停止時にストラットにかかる大きな衝撃荷重により、ストラットが隙間ガタ内で振動す

る現象が見られた。振動の加速度は $230 [G]$ にも及び、この比較的高周波の振動が周囲に伝播していた。

模型支持装置の回転中心を変更、または上下動のみのヒービングモードに変更する際には、リンク機構のピン(直径 30, 54, 70 [mm])のピンを 1 または 3 本を挿し替えるため、2 名の作業員で最長 1 時間程度かかっていた。また模型ロール角の設定には、模型上のロール角を微調整しながら、パワーロックの M12 ボルト 11 本を締め込む必要があった。よって熟練作業者でも 1 回の設定に、5 分以上の時間がかかっていた。図 4 に、パワーロックの M12 ボルト部分の写真を示す。



図 4 旧模型支持装置パワーロックとテーパスティング

スティングポッドには、テーパ勘合部を持つテーパスティングを取り付け、模型を支持していた。テーパスティングは国内他風洞にも良く見られるが、製作にはテーパゲージを用いたすり合わせが必要である。また通風を繰り返すとテーパが噛み込み、ポッドからスティングが抜けなくなる事態もしばしば発生していた。噛みこんだテーパは、パワーロック部分から分解して外部に取り出し、治具にてテーパを押し出す必要があった。スティング側オステーパ部分を、メステーパ部分から押し出すための巨大な治具の写真を、図 5 に示す。



図 5 テーパ取り外し治具

図 6 に、追加した計測センサスペースの分解写真、図 7 に、下流側電線管の写真を示す。



図 6 旧模型支持装置の追加センサスペース



図 7 下流側からみた旧模型支持装置と電線管

建設当時の設計では、計測センサのスペースが不足していた。そこで、ポッド後部ストラット両脇に、汎用チャンネル材にて張り出し部分を形成して収納していた。また、配線管の役目を果たす固定テールコーン内の断線が頻発した。よって、建設後間もなくテールコーンを撤去し、溶接後付で電線管が設置されていた。さらに、ユーザが追加の配線や配管を必要とする時には、下流側にもう一本の電線管を追加する必要があった。このストラットと連動する電線管により流路抵抗の増加、すなわち風洞起動特性の悪化が懸念されていた。

3. 代替改修のための調査検討

3.1 調査検討の概要

次の半世紀は使用できる風洞とするため、これまでに蓄積された知見を整理すると共に、国内外風洞の調査を行った。また風洞各部の振動測定他、必要な各種予備試験を行った。

これらの検討結果に基づき、発注仕様の策定や設計製作者への提案を行った。それは起動停止荷重の推定から、GUI(Graphic User Interface)操作画面の提案までに至った。

また予備試験項目のいくつかは、改修後の確認試験項目へと発展した。

3.2 国内外風洞の調査

模型支持装置に関し、国内外風洞の調査を行った。以下の風洞に関しては、38 項目の質問シートに基づく質疑応答をお願いした。

- ・ 防衛省技術研究本部の三音速風洞, 低速風洞
- ・ 国内機体メーカ, 飛翔体メーカ 3 社の高速風洞
- ・ 仏 ONERA S2MA, S3MA
- ・ 米ボーイング BSWT

また改修工事の前後で、以下の風洞の見学調査を行った。

- ・ 欧 ETW
- ・ 独 DLR TMK
- ・ 印 NAL 三音速風洞
- ・ 露 TsAGI T-106, T-109, T-116, T-128

さらに基礎の鉄筋調査から技術提案まで、5 件の調査検討を外注にて行った。

3.3 発注仕様の策定

以上のような調査検討の結果に基づき、以下の発注仕様が策定された。

- ・ 自動ロール機構を加えた 3 軸(ピッチ角 θ , ロール角 ϕ , ヒービング高さ h) 制御とする。
- ・ ピッチ角 θ の動作範囲は、 $\theta = -15 [^\circ] \sim 15 [^\circ]$, 制御/計測精度は各々 $\pm 0.03 [^\circ] / 0.01 [^\circ]$ とする。
- ・ ロール角 ϕ の動作範囲は、 $\phi = -185 [^\circ] \sim 185 [^\circ]$, 制御/計測精度は各々 $\pm 0.1 [^\circ] / 0.03 [^\circ]$ とする。
- ・ 迎角 α と横滑り角 β を自由に時刻指定した動作を可能とする。
- ・ 間欠式風洞では、模型姿勢を変化させながらデータを取ることが多い。計測信号へのノイズの心配から、従来は油圧駆動が主流であるが電動化も妨げない。
- ・ 電動化の可能性を踏まえ、計測信号への影響は、入力換算 DC 1 [μ V]以下, AC 5 [μ V RMS]以下とする。
- ・ 海外では他方式も見られるため、着脱と製作が改善されるならば、既存のテーパスティングにこだわらない。
- ・ 風洞起動特性を確保するため、ポッド前部直径は従来と同じ 180 [mm]に抑える。
- ・ ピッチ角ガタ $\pm 0.01 [^\circ]$, ストラット横滑り角 $\pm 0.02 [^\circ]$ 以下とする。
- ・ 下流部移動装置の開閉両位置におけるピッチ角/ロール角の再現性 $\pm 0.02 [^\circ]$ 以下とする。
- ・ ポッド後部ストラット両側に、従来と同等の 55 × 140 × 750 [mm]の計測センサスペースを設ける。

4. 新模型支持装置の特徴と設計

4.1 特徴の概説

更新した模型支持装置と下流部の概略図を、図 8 に示す。

改修工事の請負業者は、技術提案方式による選定を経て、三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所となった。そして、模型の姿勢角や位置の精度を向上させるため、下流部の下部フレーム他の装置まで代替更新することになった。しかし、可変拡散筒と固定拡散筒上流部は再利用した。仕様を満たすための設計上の特徴を、以下に箇条書きする。

- ・ 電動サーボモータ駆動により、ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ 、ポッド高さ h の 3 軸制御を行う。
- ・ 高い計測精度を得るために、伝達機構のたわみやガタを取り除いたピッチ角 θ 、ロール角 ϕ 、高さ h の 3 軸最終軸計測専用センサを備える。
- ・ 下流部移動装置やストラットの直動保持にリニアガイドを採用し、高精度の保持と耐久性を確保する。
- ・ 計測信号に対するノイズ対策を施した、模型支持装置内外の常設配線配管ルートに加え、ユーザが追加できる配線配管経路を備える。
- ・ 上下動するストラット内に配線配管経路を設け、保護と風洞起動時の空力性能との両立を図る。
- ・ ポッド後部ストラット両側に、開閉が容易なスライドドアの計測センサスペースを設け、電子走査式圧力センサモジュールを 4 台まで設置可能とする。
- ・ 安心して作業できる強度を持つ移動作業床を備える。
- ・ 製作及び着脱が容易なフランジ式スティングを採用する。

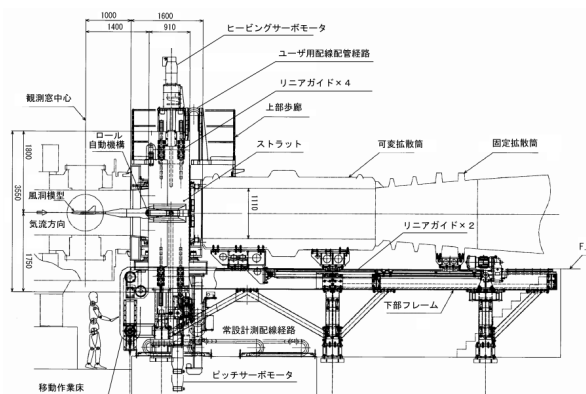


図 8 新模型支持装置と下流部概略図

機能を表 1 に整理する。

ピッチ角 θ は、ストラット前縁位置に設けられた、ポッド回転軸を中心とした回転動作により変化させる。ここで、回転動作と合わせ、ストラットのヒービング動作によりポッド高さ h を変化させる。すると、ピッチ角の変化に関わらず、模型を高さ方向の中心線付近にとどめて風洞試験を行うことが出来る。通常の試験では、このようなピッチ角とポッド高さの連動制御により、ピッチ角の回転中心を一定位置に維持する。この回転中心は、高さ方向の中心線上の任意の流れ方向位置にあらかじめ設定することが出来る。 α β モード、 θ ϕ モードでは、この回転中心を維持する制御をおこなうことにした。

発注時に明確とならなかった詳細仕様は、契約後の予備試験結果から得た情報も併せ、JAXA と請負業者との協議検討を経て、設計計画書に反映されて行った。

表 1 新模型支持装置の機能

項目	仕様
1. 駆動方式	3 軸 (ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ 、模型高さ h) 電動サーボ方式
2. 変化方式	連続変化 (スイープ) または固定点移動 (ピッチ & ポーズ)
3. 範囲・性能	
(1) ピッチ角 θ	$\theta = -15 \sim +15 [^\circ]$ (回転中心位置によっては $+18 [^\circ]$ まで), 制御精度 $\pm 0.03 [^\circ]$, 計測精度 $\pm 0.01 [^\circ]$, 動作速度 $\pm 15 [^\circ / \text{sec.}]$ まで任意設定可能
(2) ロール角 ϕ	$\phi = -185 \sim +185 [^\circ]$, 制御精度 $\pm 0.1 [^\circ]$, 計測精度 $\pm 0.03 [^\circ]$, 動作速度 $\pm 25 [^\circ / \text{sec.}]$ まで任意設定可能
(3) ポッド高さ h	$h = -380 \sim +380 [\text{mm}]$, 制御精度 $\pm 0.5 [\text{mm}]$, 計測精度 $\pm 0.1 [\text{mm}]$, 動作速度 $375 [\text{mm} / \text{sec.}]$ まで任意設定可能
4. 制御方式	
(1) α β モード	模型迎角 α 、横滑り角 β を時刻指定。風洞中心線上に回転中心位置を維持。
(2) θ ϕ モード	模型支持装置ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ を時刻指定。回転中心位置を維持。
(3) 自由モード	模型支持装置ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ 、ポッド高さ h を時刻指定。
(4) 無変化モード	模型姿勢変化なし。サーボ制御せずブレーキ保持。
(5) 不使用モード	模型姿勢変化なし。風洞制御装置から模型支持装置を分離。

表2 荷重条件

部位	荷重条件	垂直力 [N]	横力 [N]	軸力 [N]	ローリング モーメント [N・m]	内圧 [MPa]	備考
観測窓中心 模型位置	常用最大荷重	10000	5000	1200	250		仕様書に記載
	破壊荷重	30000	15000	3500	750		仕様書に記載
ケーシング	常用最大荷重					0.1	予備試験結果より
	調圧弁暴走時 の最大荷重					0.6	暴走時の検討より
	破壊荷重					1.1	仕様書に記載
ストラット	常用最大荷重		10000	6900			設計計画書での検討による
	破壊荷重		153000	11800			設計計画書での検討による

4.2 荷重に関する要求仕様

荷重に関する要求仕様を、表2に示す。

観測窓中心位置での模型にかかる空力荷重については、要求仕様にて定めた。しかし、間欠吹き出し式超音速風洞の測定部では、起動停止時に衝撃波の通過が避けられない。この衝撃波の前後には、大きな圧力差が発生する。従って、模型支持装置各部には、この大きな差圧による衝撃的大荷重がかかることになる。

予備試験にてストラット側面圧力等を測定したところ、ノズルマッハ数における垂直衝撃波後の圧力と、大気圧との差圧程度の圧力差が生じる事が分かった。マッハ数 $M = 3.0$ において最大差圧が発生することから、これよりストラットの破壊荷重を定めた。また、DATCOM等の空力データベースを活用し、ストラットの形状をした物体の空気力を推定し、常用最大荷重とした。

模型支持部ケーシングの要求仕様である内圧 1.1 [MPa]に対して、常用最大荷重となる測定部最大内外差圧は 0.1 [MPa]であり、かなりの余裕がある。さらに、実際にケーシングにかかる最大内圧は、可変ノズルを $M = 1.4$ に設定した時に、調圧弁が暴走した場合の気流静圧を考えても、0.6 [MPa]以上にはならない。

4.3 強度の設計と保証

主要構造部については、いわゆる手計算による静強度評価を行った。そして、材料の降伏点応力と破壊荷重をかけた時の推定応力とを比較し、安全率2以上とするような設計を行った。さらに、形状と荷重のかかり方が複雑なストラット及びケーシングについては、有限要素法解析を行った。ここでは、調圧弁暴走時の全荷重による推定応力と引っ張り強さとを比較し、安全率4以上となる確認を行った。

風洞上流部（可変ノズル、集合筒、高圧導管）の溶接部全線は、磁粉探傷、超音波探傷、放射線探傷のいずれかの非破壊検査がなされている。しかし、ケーシングは圧力容器とみなせず、圧力容器に準じる溶接検査は、費用対効果からも不必要と考えた。そして、最近の溶接工

程での品質保証に関する JAXA 安全・品質保証室の意見も鑑み、安全率と併せた工程管理による溶接部の強度保証が可能と判断した。

もっとも、ストラット内部の溶接線部分で、有限要素法解析による安全率が 3.18 となった部分もあった。これでは溶接工程で必要とされる安全率を確保できないため、当該個所では磁粉探傷検査を実施して欠陥が無いことを確認した。もっとも、有限要素法解析では詳細内部の発生応力も明らかになるため、手計算による静強度評価と異なり、必ずしも安全率を2とする必要はない。以上より、調圧弁暴走時にも各部が変形しない強度を得た。また、常用最大荷重を用いて、S-N 線図による各部疲労限度の推定を行い、保守管理要領に反映した。

4.4 前後分割構造の設計

スティングポッド内に、自動ロール機構を内蔵するため、スティングポッドを前後に分割にする必要が生じた。そこで、図9に示すように、ポッド回転軸から上流側 114[mm]位置に分割面を設けた。そして、前後に分割したポッドは、25本の M14 ボルトによって結合した。ここでは、トルク管理した六角穴付きボルトの初期締め付け応力と、有限要素法解析から求めたネジ部最大応力とを比較し、安全率を満たしていることを確認した。上流に向かって開くことになる多数のボルト穴には、整流覆いを設けて滑らかな外形線を実現した。

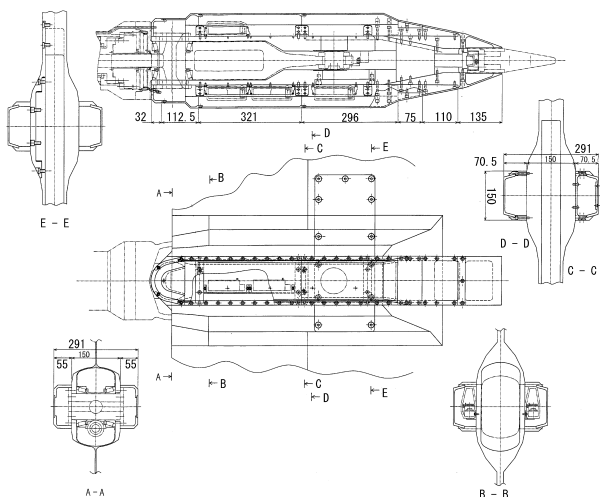
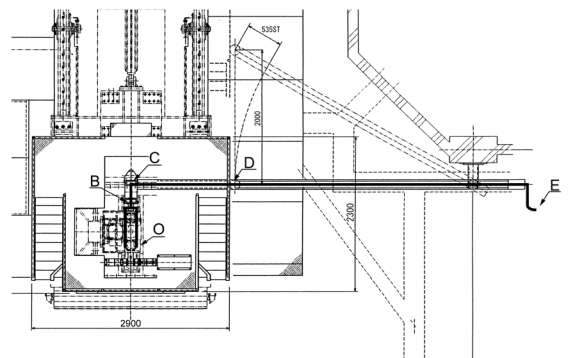


図 11 計測センサスペース

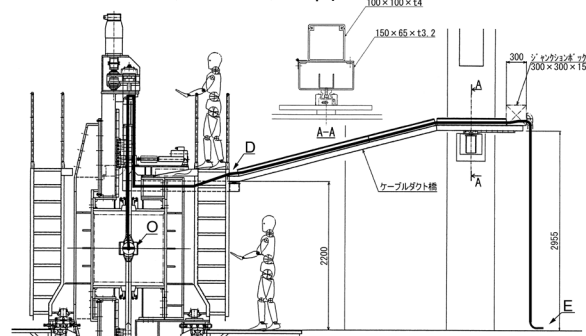
なお、このスペース内を末端とする、スティングポッド内常設配線配管の種類を、表 3 に示す。

4.8 ユーザ配線配管経路

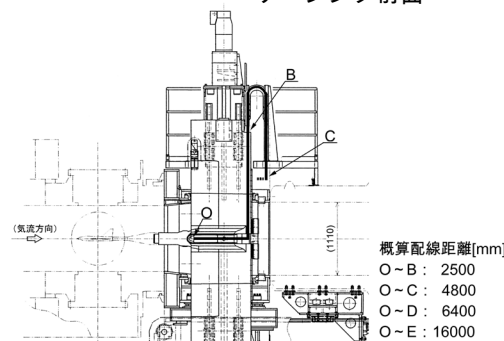
ユーザの様々な試験要求に対応するため、図 12 に示すようなユーザ専用配線配管経路を設けた。スティングポッド内に追加した配線配管を、風洞上部に導き、ケーブルダクト橋を通じて計測室脇まで導くことができる。ユーザ配線配管スペースには、常設の計測配線や配管は敷設しておらず、ユーザ専用となっている。十分なスペースを確保することで、追加配線管を排することが可能となった。



ケーシング上面



ケーシング前面



ケーシング側面

図 12 ユーザ配線配管経路

表 3 スティングポッド内常設配線/配管 (カッコ内にコネクタ種類等を示す。)

	東 左翼側 (φ=0時) 制御室側	西 右翼側 (φ=0時) グラウンド側
信号線・制御線	<ul style="list-style-type: none"> 主天秤用ケーブル (DC-37S) ×1 本 6 芯汎用計測ケーブル (HR-10-7J-6S) ×8 本 電子走査式圧力変換器 (ZOC) 専用ケーブル (15pin MDM15SL2P) ×1 本 	<ul style="list-style-type: none"> 補助天秤用ケーブル (DC-37S) ×1 本 6 芯圧力変換機用ケーブル (MC5-P-5) ×8 本 電子走査式圧力変換器 (ZOC) 専用ケーブル (15pin MDM15SL2P) ×1 本
圧力配管	φ 1/8inch 管 ×6 本 (4 本は ZOC 用, 1 本は基準背圧用, 予備 1 本)	φ 1/8inch 管 ×10 本 (8 本は ZOC 用, 1 本は基準背圧用, 予備 1 本)

4.9 ノイズ対策

空気を測定する天秤等の出力は数 [mV]程度と微弱であるため、電動模型支持装置が動作中に発生する電磁ノイズを遮蔽する必要がある。通風時間が限定される

間欠式超音速風洞では、模型姿勢角を連続的に変化させてデータを取得するスイープ試験が、主に行われるためである。また、一定の模型姿勢角を保持し、データを取得するピッチ&ポーズ試験時にも、サーボモータを駆動して位置と角度を精密に保つ必要がある。

風洞下流部ピット内の機器及び配線の配置概念図を
図 13 に示す。

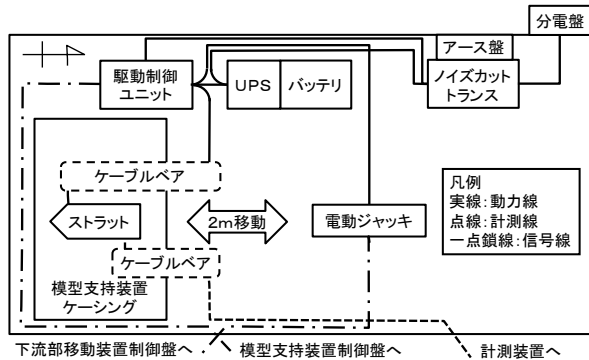


図 13 下流部ピット内機器及び配線配置概念図

動力配線と計測配線を分離すると共に、両者の距離を可能な限り取ることに努めた。例えば、ストラット内のロールモータ動力配線は、ストラット下半分の内部上流端に、計測配線は下流端に配置されている。また、通風状態と模型準備状態で、ケーシングは流れ方向（南北方向）に 2 [m] 移動する。この移動距離を吸収するために、動力配線と計測配線をそれぞれ独立したケーブルベアに収め、東西に分離配置した。そして、ピット内の西側壁面に動力配線と動力機器をまとめて配置し、東側壁面に計測配線を配置した。それぞれ最短距離で電源の分電盤や計測装置へと導かれる。計測配線と信号配線が並行する部分があるが、この信号配線はリミットスイッチの直流信号しか流れないため、計測ノイズへの影響は最小限となる。計測配線には、ツイストペアのシールドケーブルを使用した。

計測装置電源、動力装置電源の入力側には、それぞれノイズカットトランスを設け、ノイズの遮断を図った。また、接地抵抗の異なる 3 種類の接地を新設して使い分けた。もっとも接地抵抗の小さい A 種により、もっとも微小な信号を扱う計測配線の接地を取った。次に接地抵抗の小さい C 種により、模型支持装置の駆動装置の接地を取った。さらに接地抵抗の大きな D 種接地により、ノイズカットトランスの接地を取っている。

試行錯誤の結果、天秤からひずみアンプまでの計測配線のシールド外皮については、スティングポッド脇での一点接地を行う事になった。風洞筐体を通じて、A 種接地に接続されることになる。

4.10 撤去および据え付けに関する検討

図 14 に、ストラットが組み込まれた模型支持装置ケーシングの据え付け要領図を示す。

空力 3 号館風洞室には、昭和 35 年の風洞建設時に用いたと考えられる移動式梁が、3 [t] の移動式クレーンのレール上に存在する。しかし、梁自体はもちろん、レールを支える建物柱の強度が確認できず、重量物吊り下げ作業における使用を断念した。そこで、図 14 に示すような鉄骨仮設物を製作し、風洞室床面から組み上げるこ

とにした。そして、この仮設骨組みにより、撤去搬出と据え付け搬入のための吊り下げ作業を行った。模型支持部ケーシングは高さがあるため、横に寝かせて風洞室にコロ搬入した。そして、据え付け位置近くで吊りあげられ、90 [°] 回転した後に所定位置に据え付けられた。

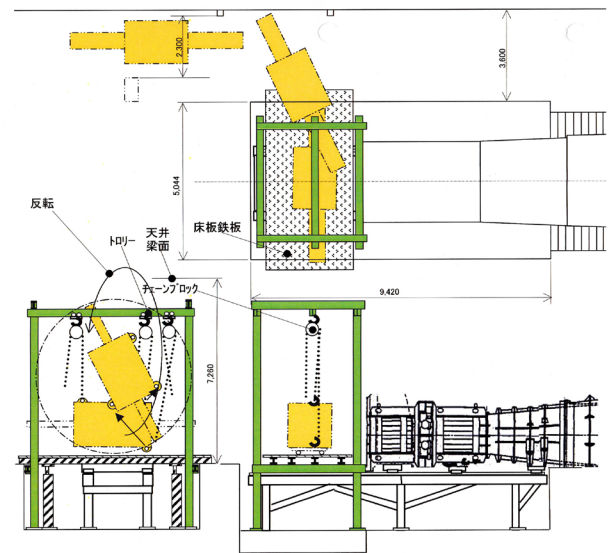


図 14 据え付け要領図

模型支持部ケーシングの据え付け位置、角度については、風洞ノズルに対する角度が最も重要である。ピッチ角は、模型支持装置によっても修正可能であるが、ヨー角は修正不可能である。そして、気流のヨー角を決定するのは、ノズルの側壁となる。

また、模型支持部ケーシングが準備位置から最上流位置に移動した際は、測定部下流端とスムーズに接続出来ることが求められる。接続端面には、4 か所のピンが設けられており、接続時の上下左右の位置関係を保つ。端面には、接合面シールゴムが設けられており、ロック装置によって均等に押しつぶされ、大気の流れを防ぐ。

なお、この接続端面は模型下流に位置するため、上下左右壁内面の 1 [mm] の段差は許容するものとした。模型支持部ケーシングの下流端は、可変拡散筒に接続される。ここでの上下左右壁内面段差も、1 [mm] の段差を許容するものとした。さらにケーシング下流端は、ピン結合の無い単純なフランジ接合のため、角度的な拘束条件も緩いものとなっている。

図 15 に、模型支持部ケーシングの据え付け位置/角度調整概念図を示す。

模型支持部ケーシングの左右位置とヨー方向角度は、流れ方向に移動するためのリニアガイドレールを、ノズル側壁を基準として設置することで定めた。具体的には、レーザ墨出し器によりノズル側壁の延長線を導き、下部フレーム上の長いリニアガイドレール前後端の左右位置を定めた。そして、レール上面を水平となるように設

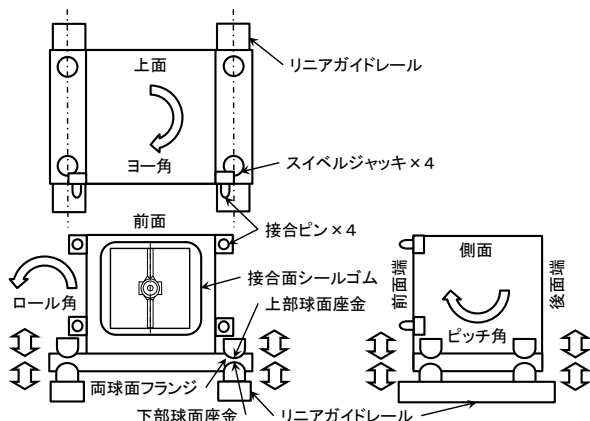


図 15 据え付け位置／角度調整概念図

置した。

ケーシングの上下位置、ロール角とピッチ角の調整は、ケーシング 4 隅に設けられたスィベルジャッキにより調整した。このスィベルジャッキは、上下位置が調節可能な下部球面座金、両球面フランジ、上部球面座金によって構成されている。両球面フランジは、ケーシングに接続され、下部球面座金はリニアガイドレールに接続されている。球面により、位置は精密に保持されるが角度の自由度が得られる。4 か所の下部球面座金の上下位置を連続的に調整することにより、上下位置とロール角、ピッチ角の調整が可能である。ここで、3 か所の下部球面座金により、ケーシング位置と角度は一意的に定まる。残る一か所の下部球面座金位置と、さらに 4 か所の上部球面座金を締結することにより、精密に調整した位置と角度を堅固に保持する。リニアガイドによる良好な位置再現性と相まって、従来のピンやロック装置の引っ掛かりを解消した。

5. 制御装置の設計

5.1 動作指定に関する提案

JAXA が行った提案の一例として、模型支持装置の動作に関する提案を示す。間欠式風洞では、通風前に運転員が、通風中の模型姿勢角や位置の動作指定を行う。よってどのような複雑な動作であっても、運転員が確実に動作を指定出来ることが求められる。

まず、 α β モード、 θ ϕ モード、(3 軸)自由モード、無変化、不使用の 5 つの動作モードを提案した。 α β モードでは、迎角 α と横滑り角 β を指定すると、スティングポッドピッチ角 θ とロール角 ϕ の組み合わせにより、模型の迎角 α と横滑り角 β が実現される。また、 α β モードと θ ϕ モードについては、ピッチ角 θ の変化に伴いポッド高さ h を変化させ、回転中心位置を維持する。しかし、自由モードでは、ポッド高さ h を指定可能として、回転中心位置を維持しない。なお、模型代表座標の事前入力により、模型が風洞壁に衝突するような値は入力できないものとする。

図 16 に、時間に対する動作指定方法の概念図を示す。

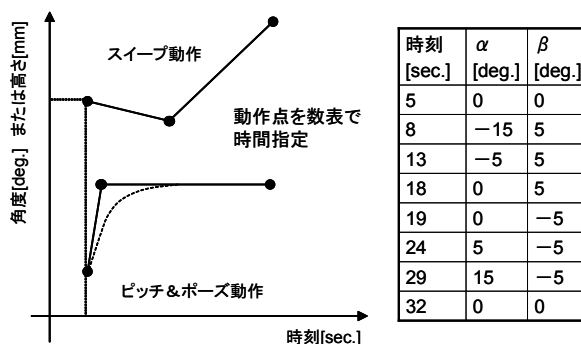


図 16 動作指定方法の概念図

動作の時間指定が必要なモードは α β モード、 θ ϕ モード、自由モードの三種類である。時間に対する動作としては、階段状のピッチ&ポーズ動作と、連続スィープ動作に分けられる。両動作は個別に指定されることが多い。しかし、ここでは図 16 左側に示すように、始点と終点により両動作を指定することにした。すなわち始点と終点の間は、直線で結ばれるものとし、動作速度と共にスィープ動作を指定する。また最高速度以上の動作を指定した場合は、出来高の最高速度で動作する。この場合、終点と同一の動作点を続けて指定すると、静止時間が最大限得られるピッチ&ポーズ動作となる。

図 16 右側に、横滑り角 β 一定の α 複スィープ動作を指定する数表の一例を示す。また、この動作をプロットしたグラフを、図 17 に示す。 α β モードでは、スィープ中の α または β の変化速度を一定とするため、ピッチ角 θ とロール角 ϕ は等速変化とはならないことに注意する。

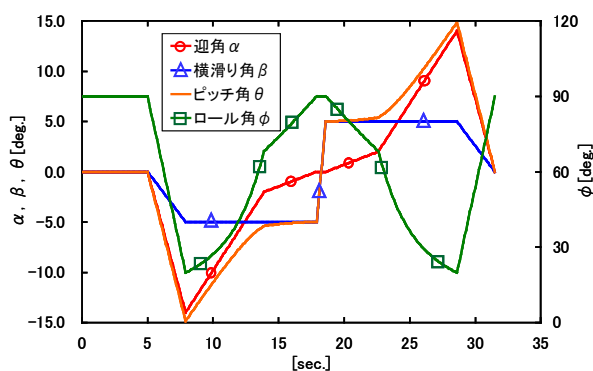


図 17 横滑り角 β 一定 α 複スィープの一例

時系列の数表で動作を指定することにより、速度の異なる複スィープが自在に設定できる。ここでは横滑り角 β を一定とした、迎角 $\alpha = -14 \sim 14$ [°] のスィープを行うことを考える。ピッチ角 θ に応じてロール角 ϕ を変化させる必要があるが、通常のスィープ速度である 2 [°/sec.] を維持すると、

ピッチ角 $\theta = 0 [^\circ]$ 付近でロール角 ϕ の速度が過大となる。このため、 $\theta = -5 \sim 5 [^\circ]$ でのスイープ速度を $1 [^\circ / \text{sec.}]$ とし、ロール角 ϕ を追従させて横滑り角 $\beta = 5 [^\circ]$ を保つ。

また、迎角 α の符号が負から正に変わる際、横滑り角 $\beta = 5 [^\circ]$ を維持すると、ロール角 ϕ が $180 [^\circ]$ 回転する必要が生じる。よって、正の迎角 α では、 $\beta = -5 [^\circ]$ を維持することにし、通風中にロール角 ϕ が $180 [^\circ]$ 回転する6秒以上の無駄時間を省く。模型の左右対称性が確認できれば、一回の試験で横滑り微係数等のデータ取得は完了できる。さらに $\beta = \pm 5 [^\circ]$ 正負両方の試験を2回行う場合でも、無駄時間の無い最小限の通風時間でデータを取得できる。

なお、風洞の起動停止荷重による模型の破損を避けるため、起動停止時には $\theta = 0 [^\circ]$ を取る。この時の $\phi = \pm 90 [^\circ]$ とすると、模型にかかる起動停止荷重を緩和することが出来る³。このように間欠吹き出し式の JAXA 風洞の特徴を十分に踏まえ、模型動作及びその指定方法を JAXA 側から提案した。

5.2 加速度性能の決定

速度性能の要求を表4にまとめる。

表4 速度性能の要求

対象軸	最大加速度	最大速度
ピッチ動作	$20 [^\circ / \text{sec.}^2]$	$15 [^\circ / \text{sec.}]$
ヒービング動作	$507 [\text{mm} / \text{sec.}^2]$	$375 [\text{mm} / \text{sec.}]$
ロール動作	$58 [^\circ / \text{sec.}^2]$	$25 [^\circ / \text{sec.}]$
備考		仕様書に記載

40年以上の試験実績のある既設模型支持装置の加減速性能を調査し、ピッチ動作に関しては同等の最大速度／加速度をもつものとした。ヒービング動作に関しては、最大速度でのピッチ動作に対し、回転中心を維持するために必要な速度から最大速度を決定した。ロール動作に関しては、横滑り試験に必要とされる値から、最大速度を決定した。また、ピッチ動作において、最大速度に達する時間は $0.75 [\text{sec.}]$ となる。ヒービング動作やロール動作に関しても同一時間で最大速度となるように、最大加速度を決定した。

5.3 制御方法の検討

5.1節で述べたように、模型支持装置の動作は、指定時刻と角度／高さ h で表現される。これに対し、 0.6 秒毎の目標角度／高さ h を計算する。 $\alpha \beta, \theta \phi$ モード時には、指定された2点間を直線状に変化する角度に対し、回転中心を維持する高さ h の目標値を計算する。 $\alpha \beta$ モード時には、指定した迎角 α と横滑り角 β を実現する模型支持装置ピッチ角 θ とロール角 ϕ を計算する。すなわち、迎角 α または迎角 β は、指定された2点間を直線状に変化するように、ピッチ角 θ とロール角 ϕ の 0.6 秒毎の目標値を計算する。

この 0.6 秒毎の目標角度／高さ h を、図18に示すような速度履歴により達成する。

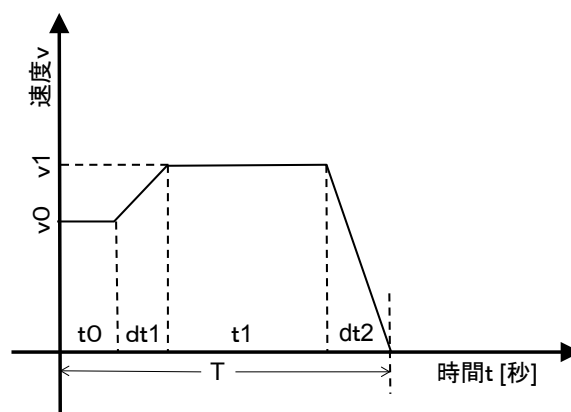


図18 速度履歴モデル図

指定時刻では停止するが、それ以外の目標角度／高さ h を求めた $0.6 [\text{sec.}]$ 毎の時刻では停止しないため、 $dt2 = 0$ となる。 $0.6 [\text{sec.}]$ 毎の目標角度／高さ h より、角度／高さ h の動作量 $L [^\circ]$ または $[\text{mm}]$ が求められる。これに加え、動作時間 $T = 0.6 [\text{sec.}]$ 、加速度 $A [^\circ / \text{sec.}^2]$ または $[\text{mm} / \text{sec.}^2]$ 、遅れ時間 $t0 [\text{sec.}]$ を入力とした連立2次方程式を解くと、加速（減速）時間 $dt1, dt2 [\text{sec.}]$ 、等速移動時間 $t1 [\text{sec.}]$ 、等速移動速度 $V [^\circ / \text{sec.}]$ または $[\text{mm} / \text{sec.}]$ が求められる。

求めたこれらの諸量に基づき、 $880 [\mu \text{sec.}]$ 毎の指令をサーボモータに与え、図18で示したような速度履歴を実現する。すると、 $0.6 [\text{sec.}]$ 毎の目標角度／高さ h 、そして指定時刻の角度／高さ h が達成される。 $\alpha \beta$ モード時は、特に $\alpha = 0 [\text{sec.}]$ 付近で必要とするロール角 ϕ の速度／加速度が、最大値を超える可能性が高い。このため、ロール角 ϕ が達成できる速度履歴を基に、ピッチ角 θ とポッド高さ h を追従させる。すなわち、まずロール角 ϕ の加速（減速）時間 $dt1, dt2 [\text{sec.}]$ と、等速移動時間 $t1 [\text{sec.}]$ を求める。次に、ピッチ角 θ とポッド高さ h の加速時間と等速移動時間を一致させ、それぞれの加速度 $A [^\circ / \text{sec.}^2]$ または $[\text{mm} / \text{sec.}^2]$ を求めることにした。よって、この場合のピッチ角 θ とポッド高さ h の加速度 A は、最大加速度より小さいものとなる。

さらに、ロール角 ϕ が追従出来ないような動作指定をした場合は、動作入力数表の該当欄に警告表示を行うことにした。5.1節で述べたように、最大速度での動作を期待するピッチ&ポーズ試験時には、警告が表示されたまま運転することもあり得る。よって、追従出来ないような動作を指定しても、可能な限りの最大加速度で運転される。

5.4 全体制御装置との整合性確保

JAXA 風洞は、川崎重工業株式会社が製作したものである。前述の上流部代替改修も行っており、模型支持装置を含めた風洞全体の制御装置は、この時に代替改修されている。ここで、模型支持装置の製作は三菱重工業株式会社が行うことになったため、風洞全体の制御装置も改

修する必要が生じた。そして、模型支持装置と風洞全体との運転制御の整合性を確保するために、運転経験を活かして JAXA が両社の間に立ち、三者調整を行うこととなった。

この際の考え方を、以下に箇条書きする。

- ・ 模型支持装置や下流部移動装置と、その他の風洞設備は、単独で運転可能な独立した制御装置（GUIを備えた PC 含む）を備える。
- ・ 旧模型支持装置を含む風洞の運転条件（インターロック）、故障条件や停止動作は全て踏襲する。故障条件は、軽故障（警報のみ）、中故障（警報後、模型姿勢を風洞起動位置に復帰させた後に、風洞設備を停止）、重故障（警報後、模型姿勢を風洞起動位置に復帰させつつ、風洞設備を停止）の3種類となる。
- ・ 模型支持装置や下流部移動装置と、その他の風洞設備を連動運転させるために情報のやり取りが必要となる。この情報インターフェースは、故障時等の切り分けを容易にするため、全てドライ接点で行う。三者調整を行い、33 点のドライ接点信号によるインターロックを構築した。

6. 確認試験の結果

6.1 試験概要

新模型支持装置により、旧模型支持装置と同等以上の試験結果が得られることを確認するため、下記の確認試験を改修前後で行った。

- ・ 風洞起動に対するセンサスペース限界寸法を確認するポッド側面厚さ追加試験
- ・ 起動特性を確認するブロックage模型風洞試験
- ・ ノイズ性能を確認する計測ノイズ評価試験
- ・ 気流特性を確認するピトーレーク気流検定試験
- ・ AGARD-B 標準模型による力試験データ確認試験

図 19 に、ポッド側面厚さ追加試験風景の写真を示す。



図 19 ポッド側面厚さ追加試験

旧模型支持装置のポッド両側に、木製の厚み追加板を取り付け、風洞が起動する限界寸法を確認した。結果は、図 11 に示したような、センサスペース設計に反映された。そして、実際に製作された装置でも、風洞が全マッハ数で起動することが確認された。

6.2 ノイズ評価試験の結果

模型支持装置にスティング、天秤、天秤に荷重を付加するキャルボディを取り付け、風洞計測装置に接続してノイズ評価試験を行った。改修前とは計測信号配線が異なるため、暗騒音（測定対象の信号が無い場合のノイズ）が異なる。よって、改修前後のデータは比較対象にならない。また、通風中は、模型支持装置のサーボ on 状態となる。これに対し、サーボ off 時には、ブレーキ機構によって姿勢が保持されると共に、模型支持装置内部への制御電力が遮断される。よって、サーボ on 状態と off 状態の計測データを比較することで、計測信号に混入するノイズの影響を調べることにした。

まず、計測信号に 10 [Hz] のローパスフィルタをかけ、DC 成分のノイズの影響を調べた。サーボ on/off 時の計測信号波形の例を図 20, 21 に、入力換算 RMS 値を表 5 に示す。天秤の軸力 FX, 横力 FY について RMS 値を算出した。



図 20 サーボ off 時の信号波形

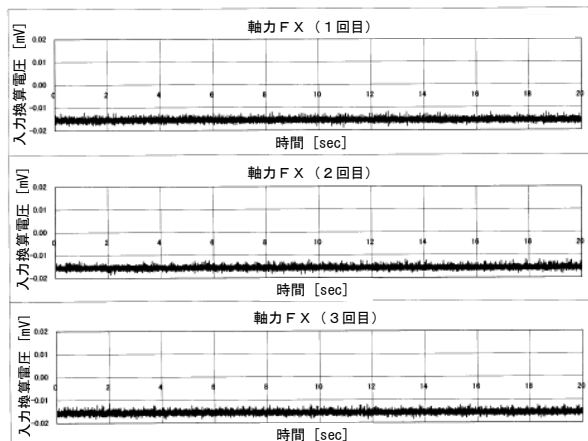


図 21 サーボ on 時の信号波形

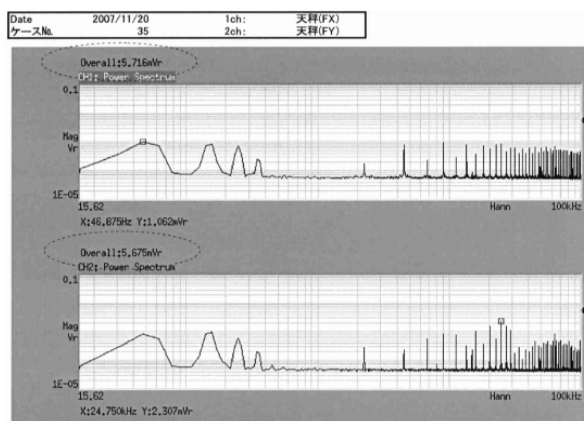


図 23 サーボ on 時のパワースペクトル分布

表 5 低周波帯域, DC 成分の RMS 値の比較

		軸力 FX [μ V RMS]	横力 FY [μ V RMS]
サーボ on	1 回目	-14.86	-12.01
	2 回目	-14.93	-12.04
	3 回目	-14.90	-12.07
	平均	-14.90	-12.04
サーボ off	1 回目	-15.49	-12.29
	2 回目	-15.53	-12.26
	3 回目	-15.53	-12.26
	平均	-15.52	-12.28
ノイズ影響	平均値の差	-0.63	-0.24

表 6 高周波帯域の RMS 値の比較

	軸力 FX [μ V RMS]	横力 FY [μ V RMS]
サーボ on	5.716	5.675
サーボ off	3.432	3.368
ノイズ影響	2.284	2.307

表 7 荷重負荷時の高周波帯域の RMS 値の比較

	軸力 FX [μ V RMS]	横力 FY [μ V RMS]
横力 FY = 980 [N] 負荷時	4.13	6.068
横力負荷無し	5.188	5.739
横力負荷による影響	-1.058	0.329
ローリングモーメント Mx = 19.6 [N·m] 負荷時	5.917	5.922
ローリングモーメント 負荷無し	5.188	5.739
ローリングモーメント 負荷による影響	0.729	0.183

次に、計測信号に 100 [kHz]のローパスフィルタをかけ、高周波成分のノイズの影響を調べた。サーボ on/off 時の計測信号の 100 [kHz]までのパワースペクトル図の例を図 22, 23 に、入力換算 RMS 値を表 6 に示す。ここでは、無負荷状態に加えて横力 FY = 980 [N], もしくはローリングモーメント Mx = 19.6 [N·m]を負荷した状態でも計測信号データを取得し、天秤の軸力 FX, 横力 FY について RMS 値を算出した。比較結果を表 7 に示す。

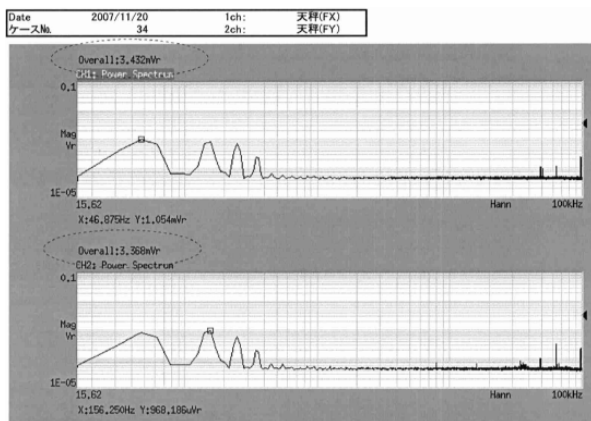


図 22 サーボ off 時のパワースペクトル分布

計測信号に与えるノイズの影響が、仕様の範囲内であることが確かめられた。観測域を高周波成分まで広げると、サーボ on によりスパイク状のノイズが追加されていることが分かる。このノイズの周波数再現性は高いため、非定常圧力測定等においても、現象との判別は可能と判断した。荷重を負荷すると、サーボ電流が増加するため、ノイズは増加する。特にロールモータは、計測配線が一番近い場所にあるため、最も影響が大きいと考えられる。表 7 に示す通り、この状態においても、仕様を満たすことを確認した。

6.3 ストラット横滑り角の測定結果

これより、AGARD-B 標準模型を用いて行った確認風洞試験の結果について述べる。超音速風洞で広く使われている AGARD-B 標準模型の概略図を、図 24 に示す。胴体直径 D = 45 [mm]と 75 [mm]の 2 種類の模型（それぞれ D45, D75 と呼称）を用いた。

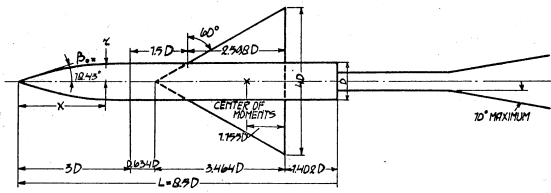


図 24 AGARD-B 標準模型概略図

この AGARD-B 標準模型を用いて、スティング軸すなわちストラットの横滑り角を測定した。ピッチ角 0° 、ロール角 $\phi = \pm 90^\circ$ を取った時の揚力係数 CL の値と、揚力傾斜 CL_α の値を用いて、ストラットの横滑り角が測定できる。この時の測定の不確かさは、 CL_α の最小二乗直線周りのばらつきに支配されており、 $\pm 0.04^\circ$ 程度であった。このばらつきは偶然誤差と考えられるため、多数の測定値の平均値を取ることによって、結果の不確かさを小さくすることが出来る⁴。代表的マッハ数である $M=1.4, 2.0, 3.0$ の測定結果を図 25 に示す。

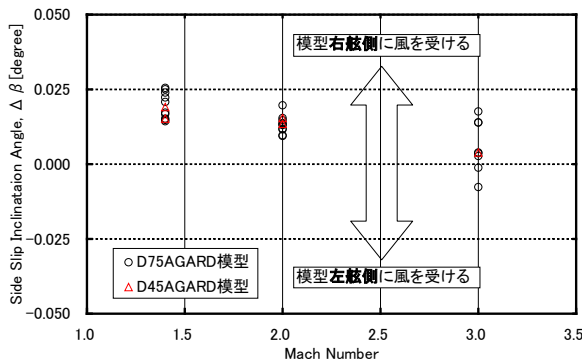


図 25 ストラットの横滑り角測定結果

同様に測定した旧模型支持装置ストラット横滑り角は、 0.06° 程度であった。しかし新装置のストラット横滑り角は $0.02 \sim 0^\circ$ 程度と、大きく改善されている。

6.4 標準模型の縦三分力比較

横軸に迎角 α 、縦軸に縦三分力を取り、新旧模型支持装置の試験結果を比較したグラフを、図 26 に示す。模型は D75AGARD-B 標準模型であり、天秤は共通のものを用いている。縦三分力とは模型前面揚力係数 CLF、ピッチングモーメント係数 Cm、前面抗力係数 CDF である。

高迎角では、新旧模型支持装置による結果に若干の違いが見られる。この結果を、横軸を前面揚力係数 CLF として比較すると、図 27 のようになる。

図 26 と比較して、図 27 の方が良好な一致が見られる。勘合部の他は、ほぼ同一形状のスティングを用いており、たわみ測定は各々行って迎角を補正している。ところが、新旧模型支持装置で、ピッチ角測定の不確かさは $\pm 0.04^\circ$ か

ら $\pm 0.014^\circ$ に大きく改善された。このため、迎角を横軸とした図 26 でデータの違いがあるように見えると考えられる。なお、図 27 の高迎角部分を拡大して見ても、各々のデータは偶然誤差限界の範囲内で一致している⁵。

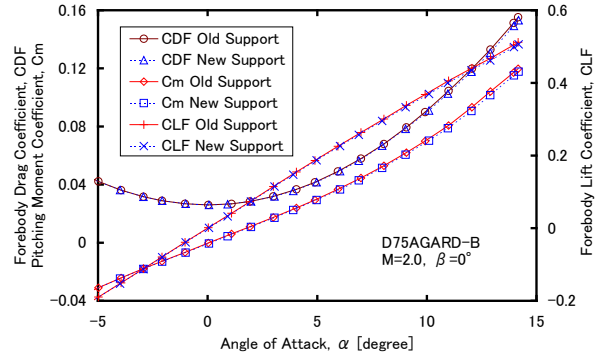


図 26 新旧模型支持装置による縦三分力比較

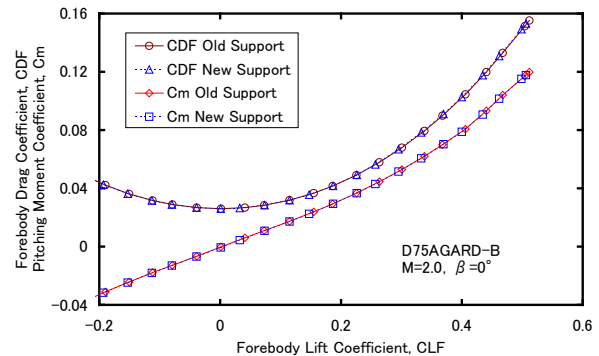


図 27 迎角の影響を排した縦三分力比較

6.5 横滑りスイープ試験の検証

間欠式風洞で行われるスイープ試験では、模型姿勢角を変化させながらデータを取得する。JAXA 風洞では典型的に、 $2^\circ / \text{sec}$ の速度で迎角 α をスイープしてデータを取得する。そして 1280 [Hz] で取得したデータの 128 点平均を行って、定常データとしている。すなわち、迎角 $\alpha = \pm 0.1^\circ$ の範囲の平均化を行っている。よって、スイープ速度を含むスイープ試験の妥当性については、ピッチ&ポーズ試験との結果比較を行って検証する必要がある。

新しく自動ロール機構を追加したことにより、特に横滑り迎角スイープ試験の生産性と精度が大きく向上した。例えば $\beta = 5^\circ$ の α スイープは、従来はロール角オフセットスティングを用いて $\beta = 5^\circ$ 付近のデータが取得できなかった。これに対し、新装置では $\beta = 5^\circ$ を保った α スイープが可能である。この横滑り迎角スイープ試験の妥当性を検証するため、ピッチ&ポーズ試験との比較を行った。D75AGARD-B 模型を用いた、横方向の空力モーメントに関する比較結果を、図 28 に示す。

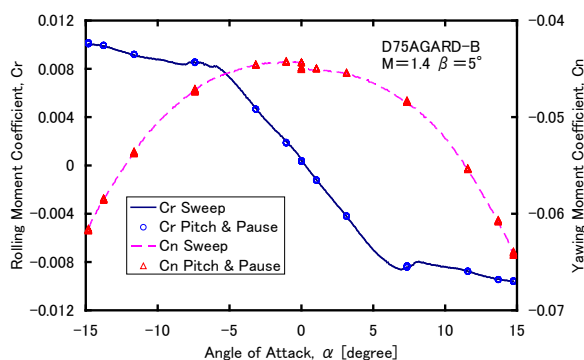


図 28 動作方式による横方向のモーメント比較

スイープ試験の結果は、ピッチ&ポーズ試験の結果と良く一致している。図を拡大してみても、偶然誤差限界の範囲内での一致が見られている。よってスイープ試験でも、ピッチ&ポーズ試験と同等のデータが取得できることが分かる。スイープ動作では、0.6 [sec.]間隔で目標角度と高さを求めて制御しているが、その間の角度と高さの精度は許容範囲内であった。すなわち、横滑り角 β の最大偏差は $0.1 [^\circ]$ 、高さ h の最大偏差は $0.2 [mm]$ 程度であった。なお、迎角の正負で非対称の結果となっているが、これは模型の上下非対称性ならびに、風洞気流の上下非対称性によるものと考えられる。 $\pm 185 [^\circ]$ の自動ロール機構により、上下非対称性の影響を見る模型を反転した試験も⁶、簡単に行うことが出来る。

7. 結論

宇宙航空研究開発機構 $1m \times 1m$ 超音速風洞の、模型支持装置を始めとする下流部の代替改修を行った。間欠吹出式風洞としては、世界的にも稀な電動3軸制御の模型支持装置を実現した。

模型姿勢角や位置の高い保持/制御精度、再現性を達成した。また、横滑り角を一定に保った迎角複スイープ試験等、多彩な制御方式を実現した。さらに、最終軸計測による、模型姿勢角や位置の高い測定精度を達成した。

製作と着脱の容易な、フランジ式スティングを国内で初めて採用した。なお、自動ロール機構の採用により、ベース圧配管導入孔の位置が変更されている。

以上より試験精度、データ生産性、ユーザの使い勝手を大幅に向上し、開発風洞試験の新たな基準を示した。

謝辞

国内外風洞調査にご協力頂いた方々並びに、装置の設計製作、据付調整工事を行った三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所関係諸氏に、感謝の意を表する。

参考文献

- ¹ 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二, 外立政隆, 野田順一, 近藤洋史, 原亘利: $1m \times 1m$ 超音速風洞の改修と風洞性能, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-24, 2006
- ² アメリカ機械学会編 日本機械学会訳: アメリカ国家規格計測の不確かさ アメリカ機械学会性能試験規約 計測機器および試験装置に関する補則 第1部 アメリカ規格協会アメリカ機械学会性能試験規約 ANSI/ASME PTC19.1-1985, 丸善, 東京, 1987
- ³ 飯島秀俊, 渡辺光則, 神田宏, 佐藤衛, 永井伸治, 鈴木教雄: 超音速風洞における起動/停止荷重に及ぼす影響パラメータの検討, 宇宙航空研究開発機構報告 JAXA-RR-05-048
- ⁴ AIAA ed.: Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing, AIAA S071A-1999, 1999
- ⁵ 永井伸治, 飯島秀俊, 神田宏, 渡辺光則, 佐藤衛: 超音速風洞での空力係数の不確かさ, 航空宇宙学会論文集 54(2006), pp.485-491
- ⁶ 永井伸治, 赤塚純一, 飯島秀俊, 渡辺光則, 佐藤衛: 気流の質による不確かさの同定, 航空宇宙学会論文集 55(2007), pp.554-560

