

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第79回 風洞研究会議論文集

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

第79回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 79th meeting

2008年2月
February 2008

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

第79回風洞研究会議（平成19年11月8、9日）

1. 高温衝撃風洞 HIEST での加速度計を用いた極短時間力計測法…………… 1
丹野 英幸、小室 智幸、佐藤 和雄、伊藤 勝宏（JAXA）
2. JAXA6.5m×5.5m 低速風洞のデータ処理設備更新と確認風洞試験結果…………… 5
青木 良尚、星野 秀雄、（JAXA）、伊藤 亮（ISE）、
室田 勝一、伊藤 健（JAXA）
3. 無人機用レシプロエンジン風洞試験について…………… 19
近藤 夏樹、安達 英夫（日本飛行機）
4. 再突入飛行環境評価技術向上のための高速衝撃波管の開発…………… 23
藤田 和央、鈴木 俊之（JAXA）、山田 剛司（東京大学大学院）
5. 極超音速実験機の遷/超音速 PSP 圧力分布計測試験…………… 27
中北 和之、田口 秀之（JAXA）、小川 友岳、中谷 浩規（東京理科大）、
伊藤 正剛（ISE）、満尾 和徳、栗田 充（JAXA）
6. CCW空力設計技術の研究…………… 33
佐々木 雅文（富士重工）
7. JAXA 極超音速風洞データ処理装置の更新…………… 37
小山 忠勇（JAXA）、中村 晃祥（JAST）

高温衝撃風洞 Hiest での加速度計を用いた極短時間力計測法

丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、伊藤勝宏(宇宙航空研究開発機構)

Aerodynamic force measurement technique with miniature-accelerometers for short test duration in the high-enthalpy shock tunnel Hiest.

Hideyuki Tanno, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato, Katsuhiro Itoh
(Japan Aerospace Exploration Agency)

概要

大気圏再突入流れに代表される高エンタルピ流れ場を地上で再現できる自由ピストン型衝撃風洞は、従来型風洞を大きく上回る数千気圧、数千度のよどみ点条件を作り出すことが可能である。しかし、その試験時間は極めて短く数msから数10ms程度しかない。この短い試験時間で空力計測を可能とするには、応答性の高い計測法が必要であり、過去から多くの計測法が研究されてきた。宇宙航空研究開発機構では、従来型空力天秤を用いた計測法に変わる新たな力計測法として、模型をワイヤで保持し、模型加速度を計測する方法の研究を続けて来た。今回の報告では、この方法の Hiest への適用性を実験的に検証するために、極超音速風洞試験の標準模型である HB-2 模型を用いた風洞試験を Hiest で行い、以前に Hiest でおこなった空力天秤計測結果、および長秒時試験が可能な極超音速風洞での計測結果と比較した。

1. Introduction

Free-piston shock tunnel¹⁾ is one of the ground test facility to simulate high-temperature real gas flow such as external flow around reentry vehicles. The tunnel can produce high stagnation pressure and stagnation temperature up to several hundred MPa and up to several thousand K, respectively. However, ms order test duration of the tunnels is extremely short comparing with conventional blow-down wind tunnels. Hence, conventional force measurement technique, which has been generally used in long duration wind tunnel can not be available because of its time response is not sufficient.

For aerodynamic force measurement in such a short test duration, fast response force measurement technique is required. A direct acceleration measurement technique²⁾ was developed by CALSPAN in the 1960s. In this technique, test models were weakly restrained (suspended) with low stiffness support such as thin wires, allowing the effect of restorative force due to model support to be neglected within a short test period. Aerodynamic force can be thus obtained simply as a product of the measured acceleration and mass of a model. However, this technique has the disadvantage of degrading measurement accuracy with messy oscillations. This was caused by mechanical vibrations due to the insufficient rigidity of the test model. Since these oscillations do not damp within a

short test time, they overlap with the relevant signal and disturb accurate measurement. With this oscillation, applicable models were restricted to small size models of a few hundred mm. If the effect of the oscillation can be removed, time resolution of the direct acceleration technique will be improved.

In this study, the signal recovery technique was applied to aerodynamic force measurement in the free-piston shock tunnel Hiest. To evaluate the feasibility of the present technique, unsteady drag force measurement was performed with the HB-2 hypersonic standard model. The measurement results were compared with the results obtained with the aerodynamic force balance technique in Hiest³⁾. The results were also compared with the results obtained in a blow-down type hypersonic wind tunnel.

2. Force measurement for aerodynamic model

Signal recovery method

To remove the oscillations caused by mechanical vibrations of the test model, a signal recovery process based on frequency domain de-convolution was applied as follows. If we assume the measurement system to be linear, the relation between output signal $x(t)$, system function $g(t)$ and input force $f(t)$ can be related by the following convolution equation.

$$x(t) = \int_0^t g(t-\tau)f(\tau)d\tau \quad (1)$$

To obtain the loaded force $f(t)$ from measured signal $x(t)$, the integral must be inverted. By applying Fourier transform, Eq. (1) is converted to

$$X(\omega) = G(\omega)F(\omega) \quad (2)$$

where ω is the angular velocity. The capital letters represent the transformed function. Thus, $f(t)$ can be obtained through invert Fourier transform F^{-1} as follows.

$$\begin{aligned} f(t) &= F^{-1}(F(\omega)) \\ &= F^{-1}(X(\omega)/G(\omega)) \end{aligned} \quad (3)$$

In Eq.(3), $G(\omega)$ has to be obtained with an impact test. $G(\omega)$ can be determined from

$$G(\omega) = X_c(\omega)/F_c(\omega) \quad (4)$$

Where, $X_c(\omega)$ is output from the accelerometer and $F_c(\omega)$ is output from the impact hammer.

HB-2 hypersonic standard model

The HB-2 model is a standard model used for evaluation of test flow characteristics in various supersonic wind tunnels. The HB-2 model used in this study are shown in Fig. 1. This model was made from aluminum alloy (A7075), with a model length and mass of 500mm and 10.88kg respectively. For the installation of piezoelectric type accelerometers (PCB 352C66: resonance frequency of 40kHz), the model has a 50mm × 50mm square open space in the vicinity of the model mass-center. The model was suspended with thin wires 0.5mm in diameter. Although high-stiffness large-diameter sting was not necessary for this measurement, a small diameter sting was required,

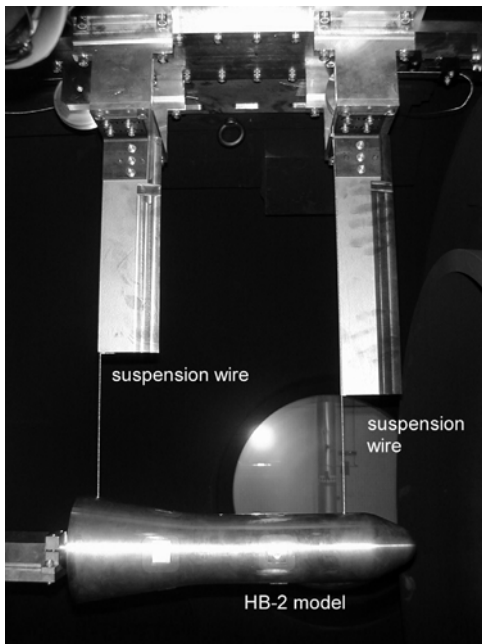


Fig.1 HB-2 standard model installed in the HIEST test section. The model was suspended from thin wires.

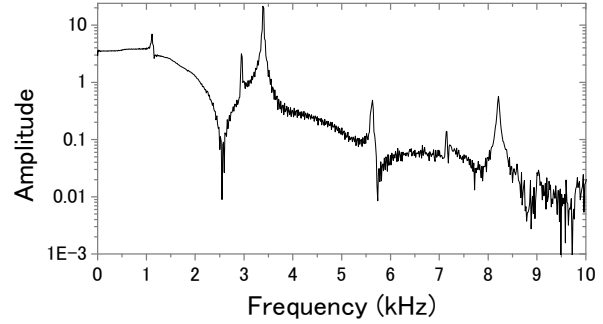


Fig.2 Frequency characteristics of the HB-2 model

protecting the signal cables of the accelerometers from high-enthalpy test flow. This sting was also used as a safety holder for the model, if the suspension wires accidentally broke.

Dynamic characteristics of the test model were obtained through an impact test. An impact hammer (PCB model 086C03) was used to initiate impulse response on the model. Fig. 2 shows the spectrum of the accelerometer output. In the figure, there are a number of peaks that represent the resonance frequency of the mechanical vibrations; the natural mode of vibration of the test model. The figure shows that the 1st vibration mode was 3.35kHz. The higher frequency modes were 5.6kHz and 8.2kHz.

In the signal recovery process, high frequency components will cause messy noise on de-convoluted signals. The noise can be removed with a low-pass filter to cut-off higher frequency component in $G(\omega)$. This means the time response of the recovery process is determined by the low-pass filter characteristics. The cut-off frequency of the low-pass filter was set at 10kHz.

3. Wind tunnel test

Throughout the present series of tests, stagnation pressure P_0 was mostly held constant at 20MPa. On the other hand, stagnation enthalpy H_0 was varied from $H_0=4\text{MJ/kg}$ to 12MJ/kg . Table 1 shows the test flow conditions, which were calculated with an axis-symmetrical in-house nozzle flow code⁴. Since shock tube operation conditions were slightly under-tailored, the free-stream Pitot pressure history

Table 1. Test flow condition of HIEST

P_0 (MPa)	16	22	18
H_0 (MJ/kg)	3.9	7	12
T_∞ (K)	350	710	1290
ρ_∞ (10^{-3}kg/m^3)	16	12	8
u_∞ (km/s)	2.7	3.5	4.5

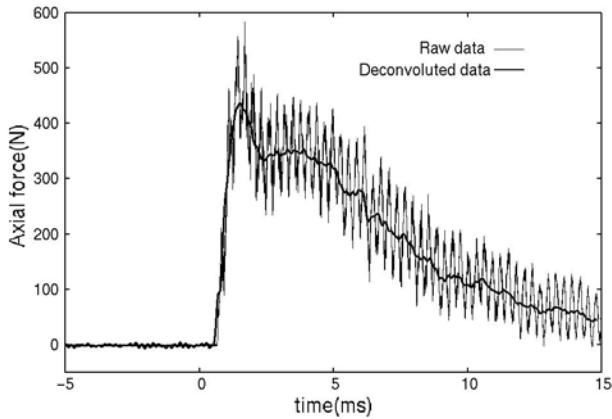


Fig.3 Axial force measurement record of HB-2 standard model. The thin line shows raw data from the accelerometer mounted in the model. The thick line shows signal recovery data through the de-convolution calculation.

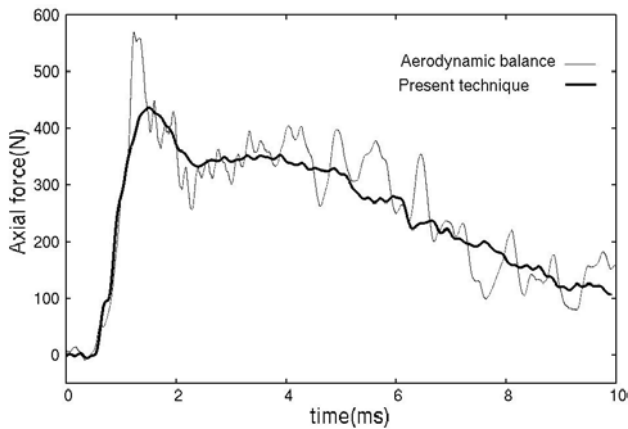


Fig.4 Axial force record of the HB-2 standard model. The thin line and thick line show the balance measurement technique and present measurement technique.

showed over-shoot at the test flow initiation. However, pressure seems steady after this nozzle starting process. The test time in this study was specified as 2 to 4ms, when the flow seems to be established.

Fig. 3 shows an example of the measured axial force record. The thin line and thick line show the raw data and signal recovery data, respectively. The fluctuation caused by mechanical vibration of the model in the raw signal record can be removed with the signal recovery process as shown by the thick line. It should be noted that the cut-off frequency of the low-pass filter applied in this study is 10kHz. Hence, the measurement guaranteed the analysis of the phenomena, with a time-constant of less than 0.1ms.

Fig. 4 shows a comparison between the present measurement technique and the aerodynamic force balance technique, which was previously performed in HIEST⁷. The cut-off frequency of the low-pass filter in the balance technique was less than 500Hz. The figure clearly shows that the balance results still had heavy fluctuation, caused by irrelevant high frequency components. However the present method does offer a faster time response without high-frequency noise.

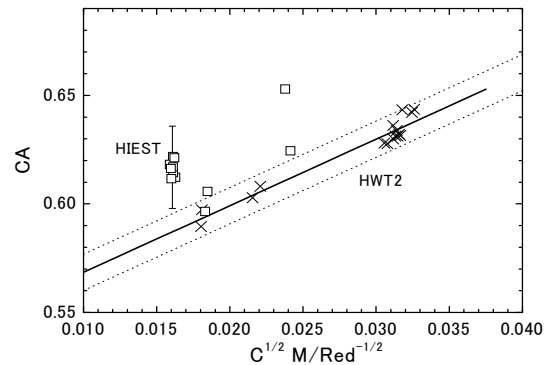


Fig.5 Comparison of the CA with viscous interaction parameter $M/Re^{-1/2}$. The solid line shows the results obtained in HWT2 (the hypersonic wind tunnel at JAXA Chofu). The dotted line shows 95% uncertainty. The open square shows the present results. The error bar shows 95% uncertainty.

To evaluate the present measurement uncertainty, a comparison with other wind tunnel facilities was conducted as shown in Fig. 5. In this comparison, reference data was used that had been obtained in the blow-down type hypersonic wind tunnel HWT2 located at JAXA Chofu⁵⁾. Since the Mach number and Reynold's number differed between the facilities, the viscous interaction parameter M_∞/\sqrt{Re} was applied to compare the tunnel results. The uncertainty of the HWT2 results is less than 3%. On the other hand, the uncertainty of the HIEST is less than 6%. The number of data in HIEST was not enough to evaluate the uncertainty in detail. However, the figure shows that the results were 5% higher than that of HWT2 measurements.

4. Summary

The latest results on hypersonic combustion obtained in the free-piston high-enthalpy shock tunnel HIEST are reported. A new scramjet engine model, named M12-03, was developed and tested in HIEST under hypervelocity corresponding to a flight Mach number over 10. The combustor performance at the stagnation enthalpy condition of 7MJ/kg or higher was improved. The results supported the theory that high pressure at the combustor entrance and reduced combustor length help to achieve high combustor performance under hypervelocity conditions.

A new force measurement technique for short duration was also evaluated in HIEST. The evaluation showed that the present technique is feasible for measuring aerodynamic force in free-piston shock tunnels. Since the measurement technique can guarantee a fast time response to the order of sub-msec, it is expected to be a useful tool for observing aerodynamic phenomena in a hypervelocity flow field. This measurement technique can be easily extended to a multi-component system.

References

¹⁾Itoh, K., Ueda, S., Tanno, H., Komuro, T. and Sato, K., "Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel," *Shock Waves*, Vol.12, pp.93-98, 2002.

²⁾Duryea, G. R. and Sheeran W. J., "Accelerometer force balance techniques", ICIASF'69 record, IEEE publication 69 C 19-AES, 1969²⁾Lordi, J.A., Mates, R.E. and Moselle, J.R., "Computer Program for the Numerical Solution of Nonequilibrium Expansions of Reacting Gas Mixture," NASA CR-472, 1966.

³⁾Sato, K, Komuro. T, Tanno. H, Ueda.S, Itoh. K, Kuchi-ishi. S, Watanabe. S, "An experimental study on aerodynamic characteristics of standard model HB-2 in high enthalpy shock tunnel Hiest", Proceedings of the 24th International symposium on Shock Waves, Beijing, China, July.11-16,2004

⁴⁾Gray, J.D." Summary report on aerodynamic characteristics of standard models HB-1 and HB-2", AEDC-TDR-64-137, 1964

⁵⁾Kuchi-ishi, S, Watanabe, S., Nagai, S., Tsuda, S., Koyama, T., Hirabayashi, N., Sekine, H., and Hozumi, K., "Comparative force/heat flux measurements between JAXA hypersonic test facilities using standard model HB-2 (Part 1: 1.27 m hypersonic wind tunnel results), JAXA-RR-04-035E, 2004

JAXA6.5m×5.5m 低速風洞のデータ処理設備更新と確認風洞試験

青木 良尚, 星野 秀雄(JAXA), 伊藤 亮(ISE), 室田 勝一, 伊藤 健(JAXA)

Renewal of the Data Processing Equipment of the JAXA6.5- by 5.5- m Low Speed Wind Tunnel and the Preliminary Wind Tunnel Testing

Aoki yoshihisa, Hoshino hideo(JAXA), Ito ryo(ISE), Murota katsuichi, Ito takeshi(JAXA)

Abstract

The new data processing equipment of the JAXA 6.5- by 5.5- m Low Speed Wind Tunnel has been in operation since March 2005. This paper presents an outline of the new equipment and shows the result of the preliminary wind tunnel testing.

1. はじめに

JAXA6.5m×5.5m 低速風洞は, 国内最大級の測定部を持つ回流式風洞であり, 建設以来日本で開発されたほとんどの航空機の空力特性取得のために利用されてきた。これまで使用されてきたデータ処理設備はHPのVXIシステムベースのものであったが, 一部のPCに使用されているOSのサポート期限が切れた, ファイルシステムが古く, 対応する小容量ハードディスクの入手が難しいなど, 新しいデータ処理設備に更新する必要性が高くなったため, リース期間の終了に伴い2005年2月にNI社のPXIシステムベースのデータ処理設備に更新を行った。次章より, 新しく導入されたデータ処理設備と, 確認風洞試験結果の概要について述べる。

2. 新データ処理設備の概要

2.1 システムの概要

これまでにデータ処理設備を使用してきた経験やユーザからの要望を反映して, 基本的なシステムの構築指針は以下の内容とした。

(1) 既設システムの資源(計測器を含めたハード/ソフト)が有効に利用出来且つ本設備と容易に整合がとれる。

(2) 操作性の良いマンマシンインタフェースを

提供し, 風洞試験の計測操作とデータ処理手順が円滑に行える(その都度マニュアルを見なくとも使える)システム。

(3) データ処理設備の電源投入切断が一ヶ所から一括操作で可能(電源投入切断操作の煩雑さ回避)。

(4) 風洞パラメータ(気流温度, 圧力, 風速, 模型姿勢角, テスト番号等)や天秤, 圧力データの情報が風洞測定部に於いても簡単な操作で得られる環境を提供。

以上の構築指針に沿って新しく追加された機能は以下の通りである。

(1) データ監視・オンラインクイックルック機能

天秤のオーバーロード時に警告を与えたり, 計測データを表示し, 過去のデータとの重ねがきを行う。また, モーメント基準点を変換した現在の6分計測出力データをリアルタイム表示し, トリム試験にも対応した。

(2) タッチパネル

計測室以外の場所での風洞パラメータ, 天秤出力電圧値を確認することが出来る。

(3) 風洞パラメータスーパーインポーズ機能

監視カメラ録画映像に撮影時の風洞パラメー

データを記録する事が出来る。

(4) ESPによる圧力計測

スキャニバルブを使用した圧力計測に加えて、データ生産性の高いESPシステムを導入した。

(5) 圧力配管漏れチェック用プログラム

圧力配管漏れチェックの為に圧力計測値を現場で確認できる。

(6) 風洞試験プログラムリモート通信機能

TCP/IP 接続によって風洞試験プログラムを遠隔操作できる。コマンドについては、付録Aに示す。

(7) 風袋補正係数算出法を追加

これまでと比較して小数の模型姿勢角計測点数による風袋補正係数算出に対応した風袋補正係数算出法を追加した。

(8) 生データファイル形式を追加

計測の不確かさ算出に使用する為、計測値の標準偏差を記録するタイプや、過渡応答の確認などの為、計測値に平均処理をしないタイプを追加した。但し、平均処理をしない場合の計測可能点数についてはAD変換ボードのバッファの関係から、各ボード毎に計測チャンネル1Ch当り4バイト/点、合計65536バイトの制限がある。

次節から、データ処理設備のハードウェア構成とソフトウェア構成について述べる。

2. 2 データ処理設備のハードウェア構成

ハードウェアは各種機能別に構築している。図1にデータ処理設備構成を示す。

以下ハードウェアの役割の概要について記す。

<風洞パラメータ&試験情報サブシステム>

風洞パラメータ(気流温度、圧力:動圧/静圧、模型姿勢角:迎角、横滑り角、スティングポット高さ及び横位置)を取り込み(デジタル量)、オフセット処理などをした後、3系統に出力(BCD分配機能)する。現在、送風機制御盤とESPシステム(電子式多点圧力スキャナ)にそれぞれ

1系統使用し、のこりの1系統は予備としている。又、外部ユーザシステムに風洞パラメータの提供を目的としてD/A変換してアナログ出力(風速含め8チャンネル分)しており1階計測室より取り込み可能となっている(BNCコネクタ)。その他に8チャンネル分の圧力データ(アナログ量)を取り込めるようになっている。これらは、シーケンサーと関連インタフェース(DC入力ユニット、A/D変換ユニット、D/A変換ユニット)で収集及び処理を行い、ネットワーク上にフリーランで出力している。

<圧力分布データ収集サブシステム>

圧力試験に於いて、スキャニバルブをGPIBインターフェースによりコントロールしながら圧力データを取り込むもので、NI社のPXIシステムで構成している。A/D変換器は差動型、32チャンネル入力で速さは100KS/秒となっている。又、分解能は16bitである。

<天秤データ収集サブシステム>

力試験に於いて、ピラミッド天秤、内挿天秤、ヒンジ天秤などのデータを取り込むもので、NI社のPXIシステムで構成している。A/D変換器は差動型、64チャンネル入力で速さは100KS/秒となっている。又、分解能は16bitである。

<計測操作用PC>

風洞試験の指令塔の役目を持ち、力、圧力データの収集やプリテスト(アンプゲイン校正、ウエイトテア補正係数算出、天秤校正、天秤ショートキヤル処理、配管漏れチェック)などを一括して行えるようになっている。又、ESPとの通信(LAN)によりESPシステムのデータが取り込めるようになっている。外部通信モードでは、他のユーザPCからTCP/IP接続する事によって、LANを経由したコマンド操作により計測操作を行うことが可能である。

<データ管理用PC>

計測操作用PCで取り込んだ風試データやデータ処理結果ファイル、収集条件テーブル、処理条件テーブル等、試験に関連する全てのデータやファイル、グラフ等の保管管理を目的としている。過去のデータが迅速に参照出来且つオンラインクイックルックに過去のデータの重ね書きが出来るようハードディスク容量を大きくしている(480GB)。

<オンラインクイックモニタ用PC>

データ収集時に於ける力及び圧力データのクイックルック表示を行うもので、電圧値、物理量、空力係数、圧力係数等が表示出来るようになっている。又、力データのアニメーション表示(風速、電圧値、物理量、空力係数など)が可能となっている。その他に天秤のオーバーロードを監視する為の天秤レンジ上下限表示や励起電圧変動を監視出来るようになっている。

<風洞パラメータ&試験情報編集用PC>

風洞パラメータ&試験情報サブシステムよりネットワーク上にフリーランで出力されている風洞パラメータを50msのタイミングで取り込みマルチキャスティングを行っている。又、カート上に設置してある監視カメラ(上面/側面)の映像信号を取り込み風洞パラメータ情報をスーパーインポーズし映像信号として出力出来るようになっている。その他にシステムの自動立ち上げとシャットダウンがこのPCから出来るようにしている。但し、計測操作用PC、データ管理用PC、オンラインクイックモニタ用PCのみ可能としている(風洞パラメータ&試験情報サブシステムは常時電源オン状態)。

<タッチパネル>

風洞パラメータや試験情報(テスト番号、ラン番号、ケース番号、データ収集状態等)の表示や

画面からのデジタルデータの入力機能がある(このデジタルデータは収集生データファイルに格納される)。又、天秤データ(電圧値、物理量)、圧力データ(電圧値)、傾斜計データ(電圧値、角度)などが表示可能となっている。2階計測室に2台、1階計測室1台及びカート室1台、カート踊り場に1台の計5台設置している。タッチパネルは、WINDOWS XP(Embedded)搭載のクロック400MHz、メモリ256MBの性能を有している。

<遠隔操作用PC>

風洞測定部に於いて、天秤校正や天秤ショートキヤルあるいはスキャニバルブをコントロールして配管漏れチェック等に使用する場合やユーザに貸し出して持込システムと同期して1階計測室でデータ収集を行う場合等に使用する事を目的とし、移動容易なノートPCとしている。使用環境としては、無線LAN/有線LANで使用出来るようになっている。又、計測操作用PCと全く同じ操作が出来るようになっているので、計測操作用PCのバックアップ用としても利用可能となっている。

<ネットワーク機能>

データ処理設備は、既設システムを含めハブ(100Base-T/1000Base-TX, 10Base-T/100Base-TX)経由で接続され、各システム相互間のプログラムやデータファイル等の参照やカラープリンターのアクセスが出来るようになっている。又、カート室に無線LANアダプタを取り付け、無線LANにも対応可能となっている。

2.3 データ処理設備のプログラム構成

図2にプログラム構成を示す。プログラムは大きく分けて8個のモジュールから構成されている。

<試験管理プログラム>

このプログラムは各種プログラムの一元管理機能を有しており、風洞試験プログラム（力、圧力データの収集）やプリテストプログラム（アンプゲイン校正、天秤風袋補正係数算出、天秤校正、天秤ショートキヤル、配管漏れチェック）の起動が出来るようになってきている。計測操作用PCが立ち上がると自動的にこのプログラムが起動するようになってきている。

<風洞試験プログラム>

力、圧力及び力/圧力同時データ収集が行えるプログラムである。力としては、ピラミッド天秤（励起含む）、内挿天秤（励起含む）、ヒンジ天秤（励起含む）データなど最大64チャンネル、圧力はスキャニバルブデータ（最大432点）が収集可能となっている。又、ESPシステムと通信（LAN）により圧力データ収集が可能となっており、1PSIレンジデータが128点、2.5PSIレンジデータが64点収集出来るようになってきている。データ収集は、力単体、圧力（スキャニバルブ）単体、圧力（ESP）単体、力/圧力（スキャニバルブ）、力/圧力（ESP）、力/圧力（スキャニバルブ、ESP）等の組み合わせが選択出来るようになってきている。収集データファイルは3種類（A、B、Cタイプ）作成可能となっている。Aタイプは従来のフォーマット、Bタイプは出力並びを見易くし平均の標準偏差値も出力している。CタイプはBタイプと出力並びが同じで平均しない時系列データを出力している。これら3種類のデータファイルは任意に選択の組み合わせが出来るようになってきている。収集データファイルは全てデータ管理用PCに格納されるようになってきている。

<力データ収集プログラム>

試験管理プログラムのメニュー画面で力試験が選択されるとこのプログラムが起動し操作指令待ち状態となる。力収集プログラムは天秤データ収集サブシステムの電源がオンになると自動立ち上げされ、風洞試験プログラムからのメニュー

一選択待ち状態となっている。収集画面上では、収集データのファイルタイプ表示や初期及び終了データのプリントオンオフ鈕、収集条件設定やデジタルデータ（タッチパネルからのデジタルデータ入力と同じ機能）が入力出来るなど操作性を重視した画面となっている（収集条件は風洞試験メニュー画面上でも可能）。

<圧力データ収集プログラム>

試験管理プログラムのメニュー画面で力試験が選択されるとこのプログラムが起動し操作指令待ち状態となる。圧力収集プログラムは圧力分布データ収集サブシステムの電源がオンになると自動立ち上げされ、風洞試験プログラムからのメニュー選択待ち状態となっている。収集画面上では、収集データのファイルタイプ表示や初期及び収集条件設定やデジタルデータ（タッチパネルからのデジタルデータ入力と同じ機能）が入力出来るなど操作性を重視した画面となっている（収集条件は風洞試験メニュー画面上でも可能）。又、スキャニバルブの誤動作を監視する滑りチェックや取り込みデータの動圧値（ポート1）のチェック等が出来るようになっており、これらの機能は画面上よりオンオフ選択が可能となっている。ESPシステムと接続した場合は、ゼロ校正やスパン校正等が可能となっている。

<プリテストプログラム>

プリテストプログラムは天秤校正、天秤ショートキヤル、天秤風袋補正、アンプゲイン校正、圧力配管漏れチェックプログラムから構成されており、これらの起動操作は計測操作用PC及び遠隔操作用PCから行えるようになってきている。

天秤校正はピラミッド天秤、内挿天秤、ヒンジ天秤の選択ができ感度係数や相互干渉係数が算出可能になっている（ヒンジ天秤については感度係数のみ）。感度係数の次数はピラミッド、ヒンジ天秤が1次で内挿天秤は2次まで算出出来るようになってきている。その他に結果データやグ

ラフの作成、重ね書きやデータの間引きなどの釦があり、任意に選択が出来るようになっている。処理するデータファイルは天秤校正画面上より容易に選択出来るようになっている（このデータファイルはカデータ収集プログラムで取り込んだ生データ）。

天秤ショートキヤルはピラミッド天秤、内挿天秤、ヒンジ天秤の選択ができ、校正値（読値）やフルレンジに対する誤差の割合（%）や標準偏差等の処理結果が出るようになっている。アンプゲインやオフセット処理、結果データ作成、グラフ作成、重ね書きなどの釦が有り任意に選択出来るようになっている。処理するデータは天秤校正と同じく画面上より容易に選択出来るようになっている（このデータファイルはカデータ収集プログラムで取り込んだ生データ）。

アンプゲイン校正はG P - I Bインタフェース経由で既設電圧発生器をコントロールして校正電圧を発生し既設の入力切換器を校正側に切換えアンプに入力し、その出力を天秤データサブシステムで取り込み、このデータからアンプゲイン（倍率）の算出を行っている。この一連の処理は自動的に可能となっている。校正電圧は±4, 6, 8 mV の6点で重みを付けることにより任意に値が換えられるようになっている（校正画面上より設定可能）。校正パターンとしては他にプログラムよりアンプ内蔵の校正電圧を発生して校正する方法が可能となっているが、現状はアンプのバランスがうまくとれない、チャンネルの発生やゲインの標準偏差が大きい（校正電圧値は外付け電圧値の方が高精度）などのため、最初のパターンで行っている。データ収集時のサンプルインターバル、平均回数、A/Dレンジ、A/Dのチャンネル設定、天秤の選択（ピラミッド、内挿、ヒンジ）などが画面上より容易に設定出来るようになっている。

天秤風袋補正は、ピラミッド、内挿、ヒンジ天秤の補正係数を算出するもので、従来から行っている幾何学的方法に新しく多項式近似方法を追

加した。多項式近似の係数はピラミッド、内挿天秤は3次の次数まで可能でヒンジ天秤は2次の次数まで算出可能となっている。処理する天秤の種類、手法、アンプゲイン補正、結果データの作成、グラフ作成、データの間引き等が画面上の釦より容易に選択可能となっている。処理するデータは天秤校正と同じく画面上より容易に選択出来るようになっている（このデータファイルはカデータ収集プログラムで取り込んだ生データ）。

圧力配管漏れチェックは圧力試験に於いて、圧力配管の漏れをカート測定部にてチェックすることを基本としており、遠隔操作作用PCで操作を行う。スキャニバルブをコントロール（ホーミング、ステッピング）し圧力センサーの出力をPCの画面上にバーグラフで表示する。画面上には選択されたポート番号（赤色に変えて）や出力値の単位（電圧値/物理量の切換可能）が表示される。又、表示するスキャニバルブのチャンネル番号が選択出来るなど操作性を重視した画面となっている。

データ監視プログラムは試験管理プログラムとは独立して起動出来るようになっており、天秤（ピラミッド、内挿）のレンジオーバーロードや天秤励起電圧の変動などを監視出来るようになっている。操作はオンラインクイックルックモニター用PCで行うようになっている。オンラインクイックルックプログラムは、収集した天秤データ（ピラミッド、内挿、ヒンジ）や圧力データを加工（物理量、空力係数、圧力係数などに）表示し、収集データ良否の判断が行えるようになっている。又、空力係数については過去のデータとの重ね書きが容易に可能となっているので、データ再現性などの確認が行える。その他の機能として、画面上よりX座標の変更（迎角、横滑り角、風速、動圧、スティングポット高さ、回転数）、表示種類（電圧値、物理量、風軸係数、機体軸係数、安定軸係数）、グラフ線種（シンボル、線）の選択や画面の印刷や保存（ビットマップファイル）等が釦により簡単に出来るようになっている。天秤

からの力データに臨場感（視覚）を持たせる目的として6分力データのアニメーション表示も行えるようになってきている。アニメーションの6分力データはシーケンサーよりフリーランで収集しているデータを使用している。操作はデータ監視プログラムと同じオンラインクイックルックモニタ用PCで行うようになってきている。

風洞パラメータ&試験情報編集プログラムは、風洞パラメータ（気流温度、静圧、動圧、模型姿勢角、スティングポット高さ、横位置など）を取り込み、処理などを施してデジタル値として3系統に出力（BCD分配機能）したりD/A変換をしてアナログ値として出力及びLANに出力する機能（シーケンサーで処理）を有している。又、シーケンサーから出力された風洞パラメータを50ms周期でマルチキャスト（配信）したり模型監視カメラからのビデオ信号に風洞パラメータのスーパーインポーズやシステムの自動立ち上げ/シャットダウン機能（風洞パラメータ&試験情報編集用PCで処理）及び風洞測定室などに風洞パラメータや天秤出力（電圧値、アナログ量）、圧力センサー出力（電圧値）及び傾斜計出力（電圧値、角度）や試験情報（テスト番号、ラン番号、ケース番号、収集状態）等が容易にタッチパネルからの操作で得られる等の機能を有している。又、タッチパネルからは試験条件などをデジタル値として入力出来る等操作性を考慮した機能としている。シーケンサーからD/A変換した風洞パラメータのアナログ値（気流温度、静圧、動圧、風速、 α 、 β ）は風洞試験ユーザシステムへの提供を目的としたものである。

3. データ取得設備確認風洞試験

3.1 データ取得設備確認風洞試験の概要

データ取得設備更新によって取得データに異常がないことを確認するために、データ取得設備確認風洞試験を行った。供試体はONERA M5 2.5倍相似模型を使用し、支持装置は前後2本ストラット支持装置を使用、6分力の計測は風洞付帯の

ピラミッド天秤によって行い、風速50m/sの条件で2002年にピラミッド天秤で取得したデータと比較した。また、再現性の評価の指標として、計測値のバラつきと天秤計測の不確かさから95%包括度不確かさの評価を試行した。

3.2 不確かさの推定

3.2.1 2005年試験データの不確かさの推定

2005年試験データに関しては、今回のデータ処理設備更新によって新たに天秤出力などの電圧計測値の平均値に加えて、その標準偏差を出力する生データファイル形式であるタイプCが加わったので、これを用いて不確かさの推定を行った。考慮した誤差要因を以下に示す。

[正確度]

- ・風洞一様流静圧、一様流動圧圧力センサのカタログ誤差
- ・天秤カタログ誤差
- ・模型姿勢角計測センサのカタログ誤差
- ・モーメント基準点の誤差
- ・初期データと終了データ天秤電圧計測値の差

[精密度]

- ・風袋補正フィッティング誤差
- ・アンプゲインのバラつき
- ・励起電圧計測値の標準偏差
- ・風洞一様流パラメータ計測値の標準偏差
- ・天秤電圧計測値の標準偏差
- ・模型姿勢角計測値の標準偏差

現在、試行中であるので具体的な値については明示しない事とするが、上記の誤差要因から、6分力空力係数の不確かさを推定した。今回は同一風洞間・同一支持方法・同一模型での再現性の比較に用いる為、風洞測定部断面の動圧のバラつきなど、異なる風洞間で作用する計測の誤差要因については考慮しなかった。

3. 2. 2 2002 年試験データの不確かさの推定

2002 年の試験データに関しては、2005 年とほぼ風洞や計測の状態が変わっていないと仮定し、2005 年計測データから得られた 6 分力空力係数の不確かさの平均を使用した。

3. 3 データ取得設備確認風洞試験結果

図 3 に、ピッチランにおける縦 3 分力計測結果を各迎角における空力係数の平均を基準とした空力係数として示す。どの迎角においても揚力係数、抗力係数、ピッチングモーメント係数のいずれも 95% 包括度不確かさの範囲に入っていることが確認できた。

図 4 に、ヨーランにおける横 3 分力計測結果を各横滑り角における空力係数の平均を基準とした空力係数として示す。横滑り角 -5° の横力係数が 95% 包括度不確かさ範囲を超えているが、それ以外については、横力係数、ヨーイングモーメント係数、ローリングモーメント係数は 95% 包括度不確かさの範囲に入っていることが確認できた。横滑り角 -5° の横力係数が 95% 包括度不確かさ範囲に入らなかった原因については、6 分力全 96 点の中の 1 点であるので、出現率は 1.0% であり正しいものを誤っていると判断（第 1 種の過誤）してしまった可能性と、考慮していない誤差要因の影響によるものが考えられる。

以上より、データ取得設備確認風洞試験結果は横滑り角 -5° における横力係数のみ 95% 包括度不確かさ範囲を超えたが、全体の 99% の空力係数は 95% 包括度不確かさ範囲内に入ったので、データ取得設備の確認結果は妥当と判断した。計測の不確かさ解析については今回は試行であったが、本格的な計測の不確かさ解析法の検討は今後の課題とする。

4. まとめ

2005 年 2 月に更新された JAXA6.5m \times 5.5m 低速風洞データ処理設備の概要と、確認風洞試験結果について述べた。確認風洞試験結果については 95% 以上の確率で、95% 包括度不確かさ範囲内に再現性データが入ったので、確認試験結果は妥当であると判断した。本格的な計測の不確かさ解析法の検討は今後の課題とする。

参考文献

1. 太陽計測株式会社, 「6.5m \times 5.5m 低速風洞データ処理設備の設計製作 完成図書」, 2005
2. 太陽計測株式会社, 「6.5m \times 5.5m 低速風洞データ処理設備の設計製作 取扱説明書」, 2005
3. 星野, 「6.5m \times 5.5m 低速風洞データ処理設備更新の概要について」, LMR05-004R0, 2005
4. 太陽計測株式会社, 「低速風洞データ処理設備データ取得装置外部通信機能拡張作業 完成図書」, 2005
5. 三菱スペース・ソフトウェア, 「6.5 m \times 5.5 m 低速風洞高速圧力分布測定装置用ソフトウェアの設計・製作 取扱説明書」, 2005
6. 株式会社シルク・ラボラトリ, 「大型低速風洞データ処理プログラム機能追加作成 仕様書・設計書」, 2002 年
7. 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」, 丸善, 1987
8. AIAA, 「Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing」, AIAA S071A-1999, 1999
9. 永井 他 4 名, 「超音速風洞における空力係数の不確かさ」, 日本航空宇宙学会論文集, 54(2006), pp. 485-491
10. 永井 他 5 名, 「気流の質による不確かさの同定」, 日本航空宇宙学会論文集, 55(2007), pp. 554-560

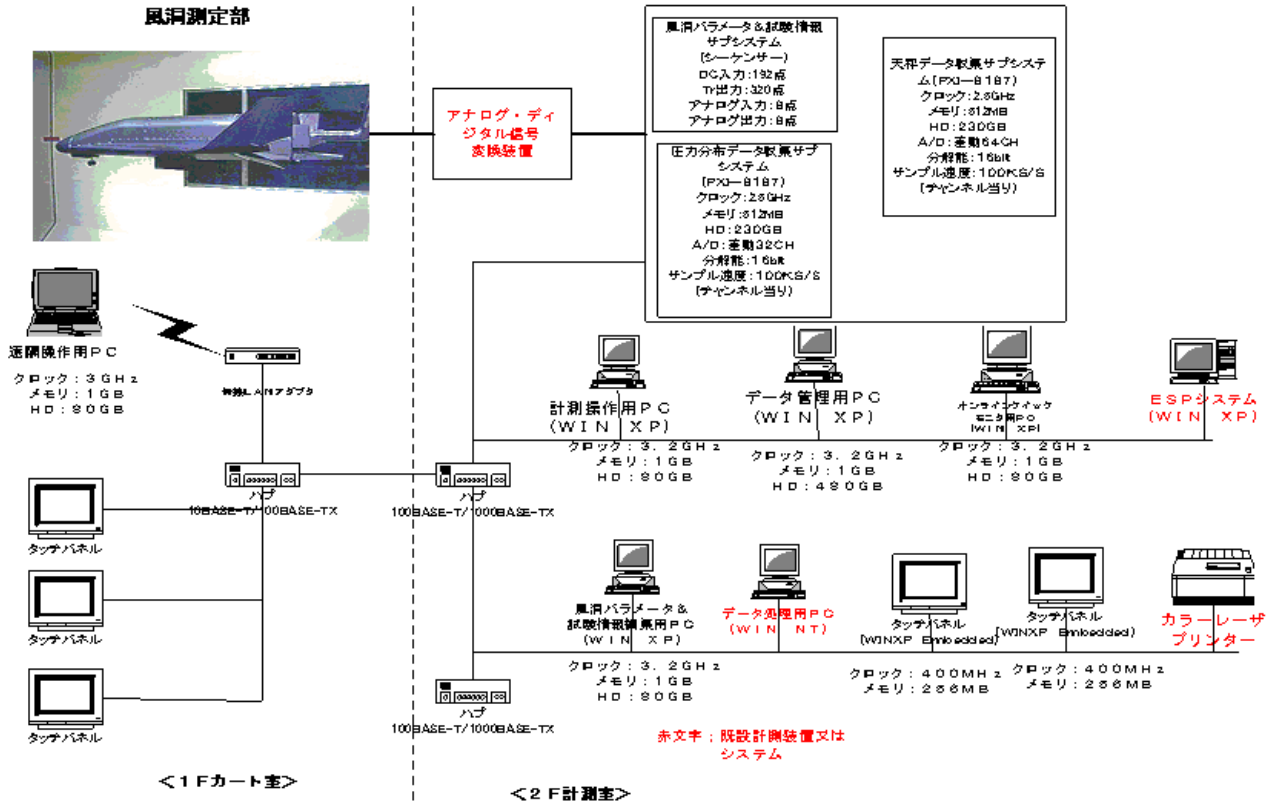


図1 JAXA6.5m×5.5m 低速風洞データ処理設備構成

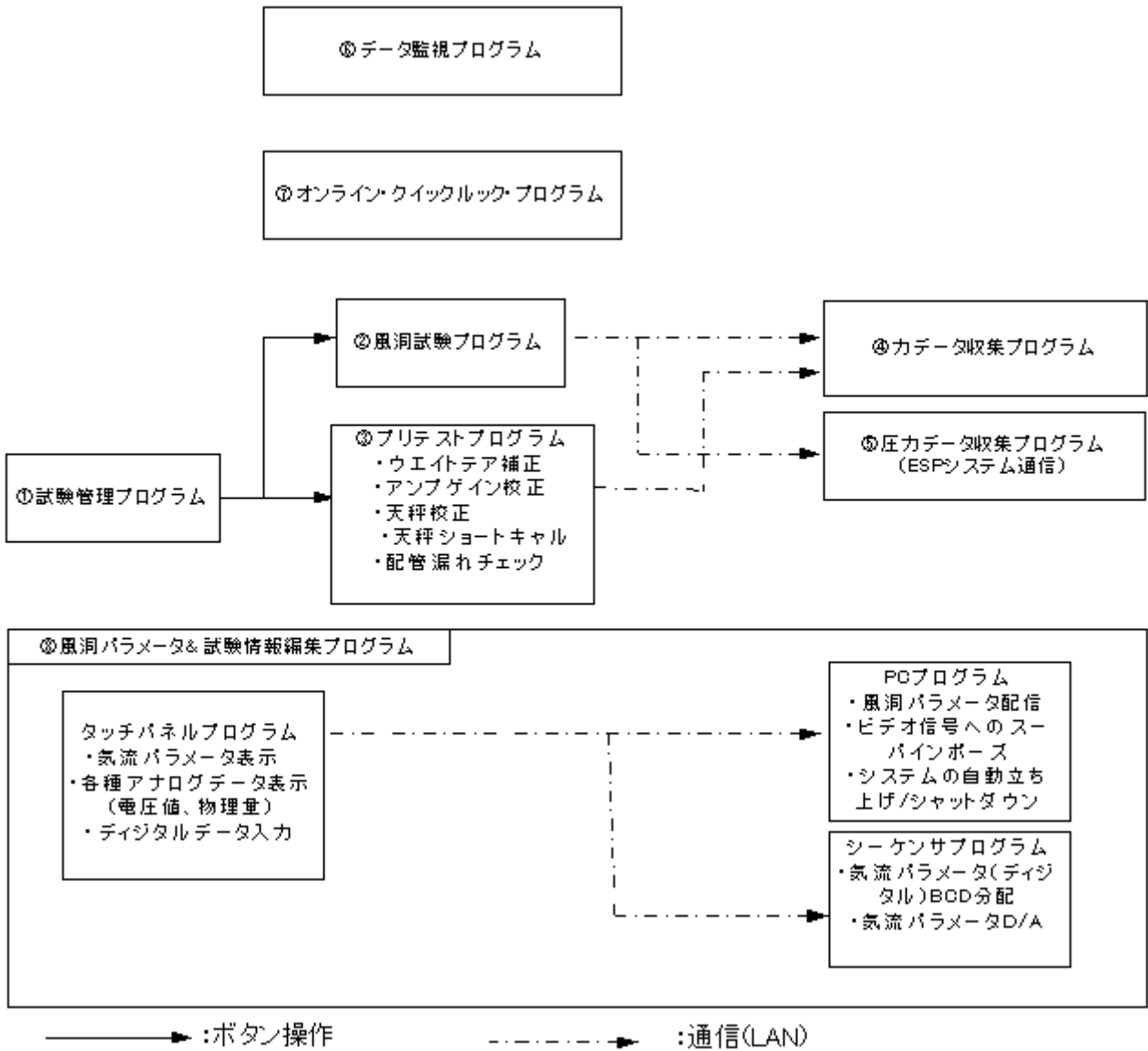


図 2 6.5m×5.5m 低速風洞データ処理設備プログラム構成

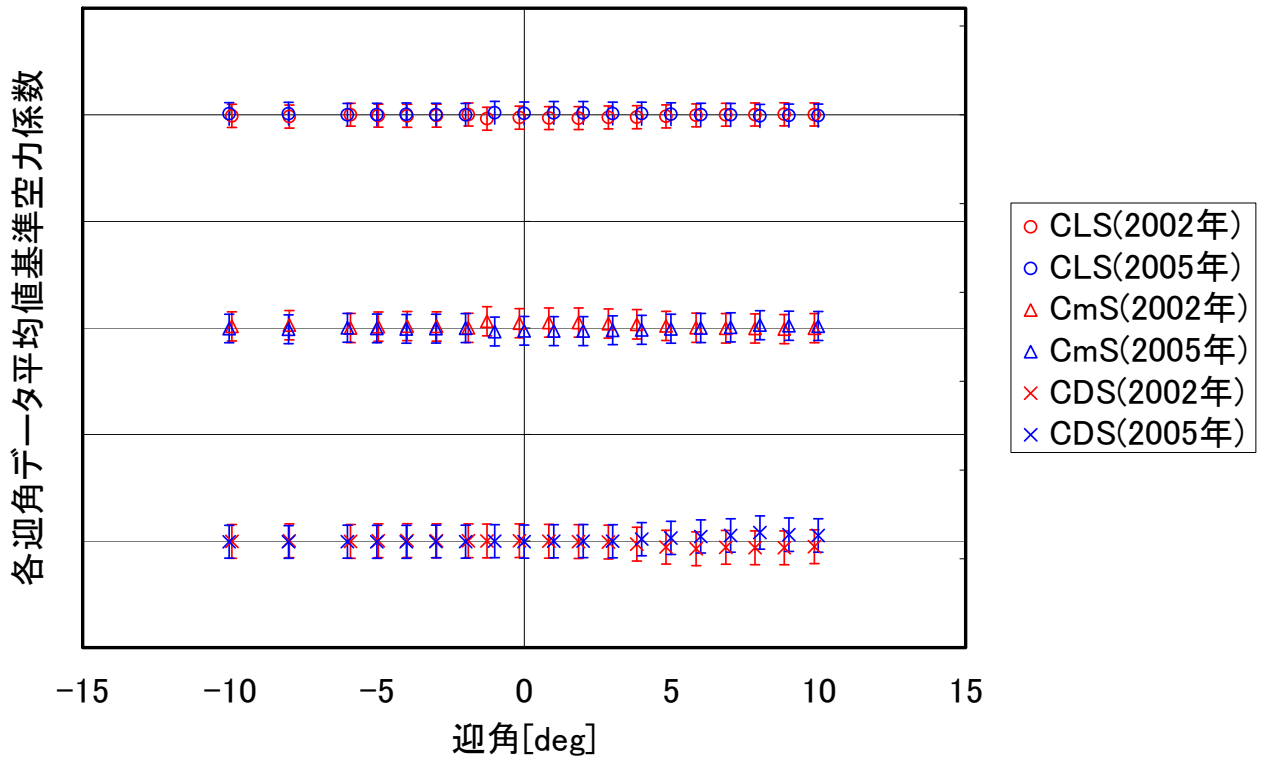


図3 データ処理設備確認風洞試験縦3分力計測結果

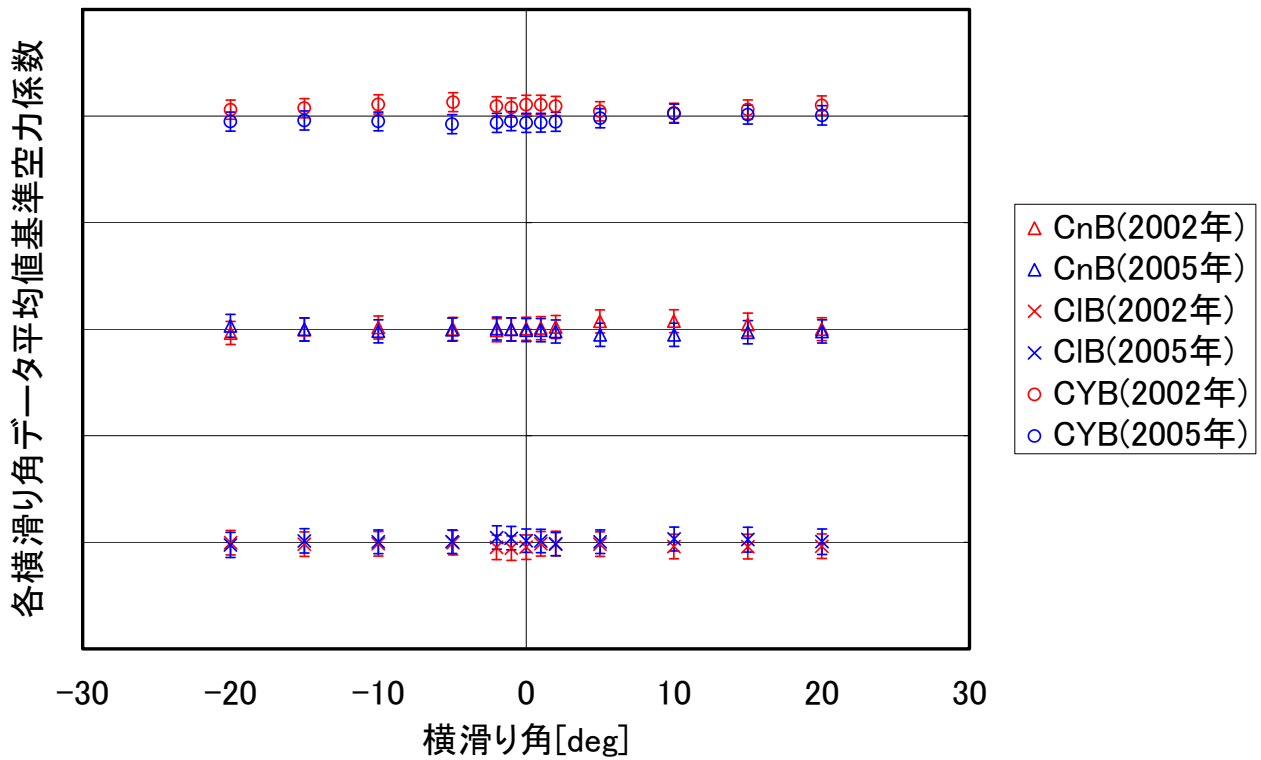


図4 データ処理設備確認風洞試験横3分力計測結果

付録 A. データ取得装置外部通信機能の概略

A. 1 データ取得装置外部通信機能の概略

6.5m×5.5m 低速風洞データ取得装置外部通信機能のシステム概略図を図 A-1 に示す。図中の赤で示されている部分が、データ取得装置外部通信機能が担当する部分である。システムを統括するマスターコンピュータから計測制御指令コマンドを計測操作用 PC が受け、レスポンスを返す。システムの特徴を下記に示す。

1. マスターコンピュータをサーバ、計測操作用 PC をクライアントとする LAN による TCP/IP 接続。
2. データ収集プログラムの風洞試験プログラムと力データ収集プログラム、圧力データ収集プログラム、力/圧力データ収集プログラムにおける基本的な操作をマスターコンピュータからのコマンドによって実行することができる。
3. クライアント（計測操作用 PC）側では、マスターコンピュータの IP アドレスと通信に使用するポートを任意に設定できる。
4. 必要に応じて、計測と動作を合わせたい外部接続装置を追加することが出来る。

次節から、外部通信機能で使用するコマンドを示す。以下、説明するコマンドは「」内に記す。

マスターコンピュータからクライアントにコマンドが送られた場合のクライアントがマスターコンピュータに返す戻り値は以下の通りである。

コマンド実行正常終了 : CPL
 コマンド実行失敗 : ERR
 意味のないコマンド : NAN
 他のコマンドを実行中 : BSY

A. 2 外部通信機能コマンド

A. 2. 1 外部通信開始時

外部通信開始時におけるコマンドを示す。

「CONPXI****++++」

マスターコンピュータにクライアントが接続した際に、クライアントがマスターコンピュータに送信する。

****には現在設定されているテスト番号を 4 桁の整数で、++++には現在設定されているラン番号を 3 桁の整数で入力される。但し、マスターコンピュータから指示されたテスト番号などの数値は、風洞試験プログラムの実行中は保持されるが、次回の風洞試験プログラム立上げ時には保存されていない。

マスターコンピュータがこのコマンドを受け取った後にクライアントに返さなくてはならない戻り値は以下の通りである。

接続成功 : CPL

接続失敗 : 特になし

(ex. CONPXI0501001 : テスト番号 0501, ラン番号 001 で接続開始)

また、マスターコンピュータからクライアントにコマンドが送られた場合のクライアントがマスターコンピュータに返す戻り値は以下の通りである。

コマンド実行正常終了 : CPL
 コマンド実行失敗 : ERR
 意味のないコマンド : NAN
 他のコマンドを実行中 : BSY

A. 2. 2 風洞試験プログラムにおける指令コマンド

風洞試験プログラムメニューにおける指令コマンドを下記に、指令コマンドの依存関係を図 A-2 に示す。

「TRN****+++」

テスト番号とラン番号を設定する。****には設定するテスト番号となる4桁の整数が、+++には設定するラン番号となる3桁の整数が入力される。入力が負又は整数でない場合はエラーとなる。

(ex. TRN0501001 : テスト番号 0501, ラン番号 001 に設定)

「TCS*+@%&」

試験の種類と記録するファイルタイプ、力試験の場合の使用する風袋補正係数ファイル、圧力試験の場合の使用する機器（スキヤニバルブ又はESP）を選択する。

*には試験の種類に応じて以下の数字が、+には力試験ファイルタイプに応じて以下の数字の和が、@には圧力試験ファイルタイプに応じて以下の数字の和が、&には使用する圧力計測機器に応じて以下の数字の和が入る。

但し、選択されていない試験の種類に対応するファイルモードや機器などの設定は無視する。

◎ 試験の種類

力試験 : 0
 圧力試験 : 1
 力/圧力同時試験 : 2

◎ ファイルタイプ

Aタイプ : 1
 Bタイプ : 2
 Cタイプ : 4

◎ 風袋補正係数ファイル

登録した風袋補正係数ファイルに事前に設定した値。

◎ 圧力計測機器

スキヤニバルブ : 1

ESP : 2

(ex. TCS11303 : 圧力試験, カファイルタイプについてはAタイプが設定されているが無視, 圧カファイルタイプ A・B⇒1+2=3, 風袋補正係数ファイル番号 0 が設定されているが無視, 圧力計測機器はスキヤニバルブと ESP⇒1+2=3)

「NEX」

計測画面へ移動。

「DUS*+」

静圧と動圧の表示単位を設定する。*には静圧の表示に用いる単位系に応じた以下の数値が、+には動圧の表示に用いる単位系に応じた以下の数値が入る。

MKS 単位系 : 0

SI 単位系 : 1

A. 2. 3 カデータ収集プログラム・圧カデータ収集プログラム・力/圧カデータ収集プログラムにおける指令コマンド

カデータ収集プログラム・圧カデータ収集プログラム・力/圧カデータ収集プログラムにおける指令コマンドを下記に、指令コマンドの依存関係を図 A-3 に示す。

「RET」

画面上の戻るボタンを押したのと同じ機能。

「SVC*+@@???? (&) #%%%%」

スキヤニバルブ滑りチェックと許容動圧差分を設定。

引数の意味は以下の通り。但し、(&) は&に相当する区切り文字であり、引数ではない。

* : 滑りチェックをする場合には 1, しない場合には 0

+ : 滑りチェックをするスキヤニバルブチャンネル (0~9)

@@ : 滑りチェックをするスキヤニバルブポート (00~47)

???? : 許容差分[mmH2O], 特に桁数の決まりはない

: 許容動圧差分のチェックをする場合は 1, しない場合には 0

%%%% : 許容動圧差分設定値[mmH2O]が入るが, 特に桁数の決まりはない

(ex. SVC10460. 5&00. 5 : 滑りチェックあり, チャンネル 0, ポート 46, 許容差分 0.5mmH2O, 許容動圧差分チェックなし, 許容動圧差分 0.5mmH2O は無視)

「ZCL」

ESP ゼロ点較正実行. 圧力計測を含む試験で ESP を使用する場合にのみ有効.

「SCL」

ESP スパン較正実行. 圧力計測を含む試験で ESP を使用する場合にのみ有効.

「PRT*」

プリントアウト設定. 力計測を含む試験の場合にのみ有効. *には ON では 1, OFF では 0 が入る.

「SVS」

スキヤニバルブステップ.

「SVH」

スキヤニバルブホーミング.

「INI (d0) &...& (d9)」

初期データ取得. (di) (i=0~9) には, ノート PC デジタル入力設定値が入るが, 特に桁数の決まりはない. &は区切り文字である.

(ex. INI0&0&0&0&0&0&0&0&0 : 初期データ計測, 全てのノート PC デジタル入力は 0)

「MES (d0) &...& (d9)」

データ計測開始. (di) (i=0~9) には, ノート PC デジタル入力設定値が入るが, 特に桁数の決まりはない. &は区切り文字である.

「ECS」

ケース終了.

「ETS」

試験終了.

「STP」

(データ計測中に) データ計測強制停止.

「CAN」

リモート通信解除.

「DUS*+」

静圧と動圧の表示単位を設定する. *には静圧の表示に用いる単位系に応じた以下の数値が, +には動圧の表示に用いる単位系に応じた以下の数値が入る.

MKS 単位系 : 0

SI 単位系 : 1

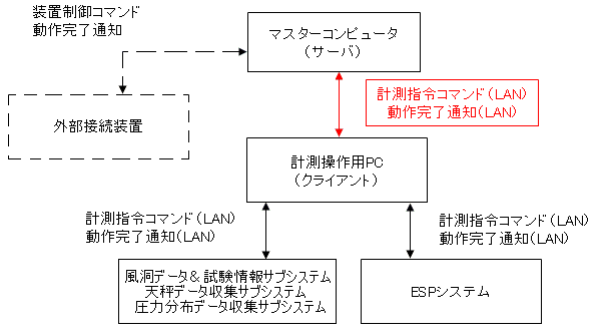


図 A-1 データ取得装置外部通信機能のシステム概略図



※ コマンド間の依存関係はなし

図 A-2 風洞試験プログラムにおけるコマンド依存関係

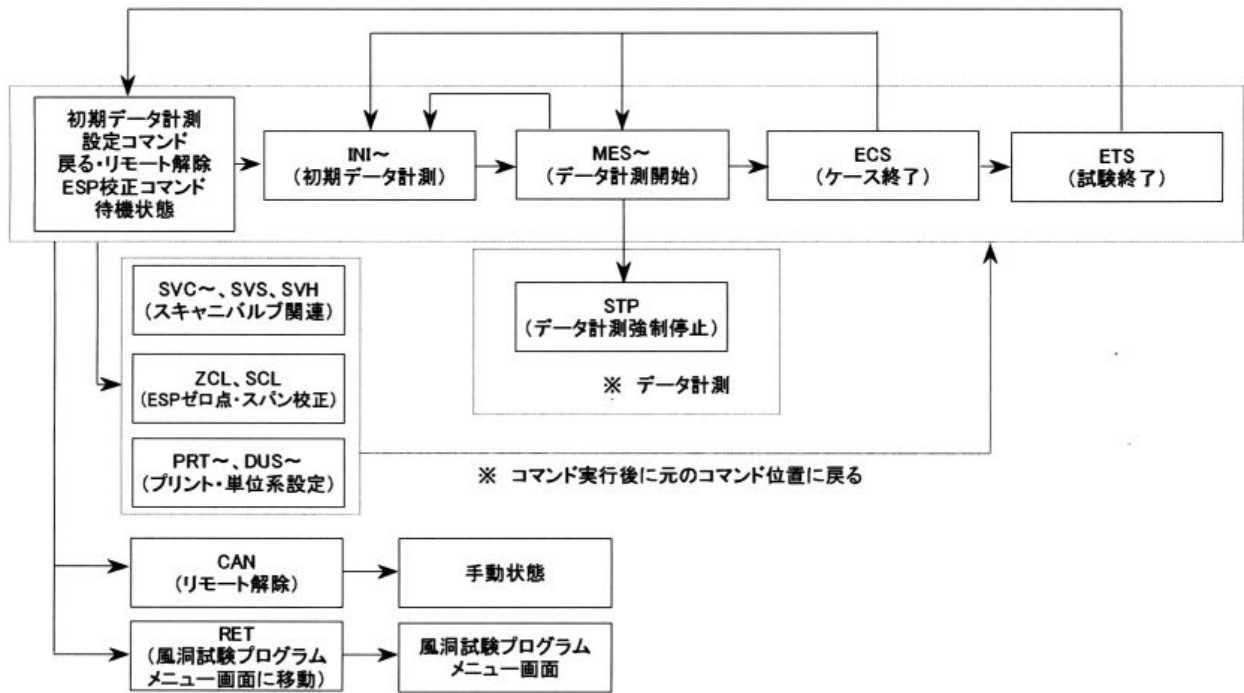


図 A-3 カデータ収集プログラム・圧力データ収集プログラム・力/圧力データ収集プログラムにおける指令コマンド依存関係

無人機用レシプロエンジン風洞試験について

近藤夏樹、安達英夫（日本飛行機）

Wind Tunnel Test of Reciprocating Engine for UAV

Natsuki KONDO, Hideo ADACHI (Nippi corporation)

概要

日本飛行機において研究中のプロペラ無人機への適用を検討している 250cc レシプロエンジンに木製プロペラを装着し、風洞内で運転させて、プロペラ推力、エンジン回転数、燃費等のデータを取得した。プロペラ直径は約 0.7m で、低速飛行用の低ピッチ・プロペラと高速飛行用の高ピッチ・プロペラの 2 種類を用意した。風洞は川崎重工殿 2.5m 低速風速を使用し、試験最大風速 60m/s までデータを取得した。結果としてプロペラ径をやや大きめにしていたことから、最大出力まで回転数を上げることはできなかったが、エンジン性能は公称値通り得られる見通しを得た。

1. はじめに

日本飛行機では平成 13 年よりプロペラ無人機の研究に着手し、大学や研究所とのタイアップによる観測飛行の実績を積んできた。従来機のエンジンは排気量 50~174cc と模型用の小型エンジンを使用してきたが、より大きなペイロード（目標 20kg）を搭載して飛行させる為に 250cc クラスのレシプロエンジンを適用することを検討している。その一環として、プロペラを装着したエンジンを風洞内で駆動させて、風速毎の最大エンジン回転数、プロペラトルク、プロペラ推力、燃費等を計測し、新しく開発する無人機の性能計算に適用した。

今回は風洞試験の概要について紹介する。

2. エンジン概要

今回使用したエンジンはフジインバック製 BT-250 である。エンジンの外観を図 1 に示す。同エンジンは元々モータ・パラグライダー用として使用されていた為、軽量で比較的馬力が高い。燃料はレギュラー・ガソリンに専用オイルを混合して使用する。エンジンの主要諸元を表 1 に示す。

装着するプロペラは直径とピッチが異なる 2 種類（10 インチと 16 インチ）を製作した。低ピッチ・プロペラは飛行速度 20m/s 前後にマッチした低速用、高ピッチ・プロペラは飛行速度 60m/s 前後にマッチ

した高速用として比較を行った。プロペラの材質は桜材を用い、プロペラ形状は時間的な制約もあり RC 用に市販されているプロペラをスケールアップした。その為、今回使用したプロペラには振り下げは付いていない。



図 1 BT-250 エンジン外観

3. 風洞試験概要

試験は当初、日本飛行機 2m φ 低速風洞において実施する予定であったが、プロペラから発生する空力音が予想以上に大きく、風洞近隣の住宅地との境界線上の騒音が規制値を上回ってしまった為、試運転の段階で試験を中止し、本試験は川崎重工業 2.5m 低速風洞を借りて実施することになった。風洞へ設置状況を図 2 に示す。

表1 エンジン主要諸元

型式	BT-250
エンジン形式	空冷2サイクル 水平対向ガソリンエンジン (リードバルブ式)
シリンダー内径	58mm
シリンダー行程	47mm
気筒数	2
総排気量	248.4cc
最大出力	15.45kW(21ps) @7800rpm
質量	8.5kg (Dryweight)
アイドル回転数	3800rpm ± 200 (遠心クラッチ使用時) 2000rpm以下 (プロペラ直接駆動時)
エア・クリーナ	乾式
気化器	ダイヤフラム気化器 WB-99 (Walbro)
点火栓	NGK BPMR8Y
点火方式	電子点火方式
始動方式	リコイルスタート
潤滑方式	燃料混合方式 (ガソリン:オイル = 100:1)
回転方向	起動側から見て右

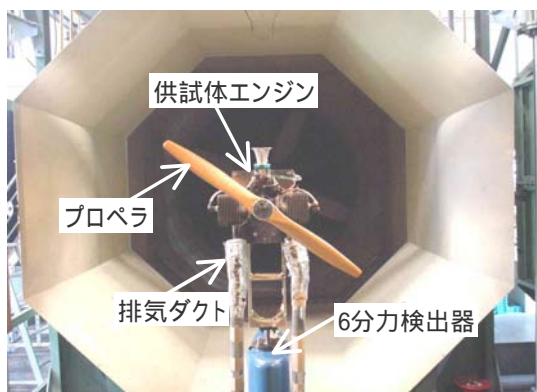


図2 供試体設置状況(上流側より見る)



図3 エンジンマウント部防振ゴム

エンジンは振動を抑える防振ゴムを介して専用治具に装着し、6分力検出器に取り付けた。プロペラ後流がなるべく支持部にかからないように治具を高くし、後流をなるべく後ろに逃がす構造にした。排気管はストレート管とし、排気が風洞内に充満しないように、アルミ製のフレキシブルダクトを通じてファンで建屋外部へと排出した。安全の為、エンジン操作者側に防護壁を取り付けた。スロットルワイヤを防護板の外側まで伸ばし、エンジン操作者はエンジン回転計を見ながらスロットル操作を行った。

プロペラ推進力と軸トルクは6分力検出器により計測した。燃料消費量は燃料タンクの重量変化を同時計測し、そこから算出した。試験手順としては、まずエンジンを始動させ、アイドル運転の状態 で風速を目標風速まで上げる。目標風速に達した後、エンジン・スロットルを操作して設定回転数に合わせ、風速が安定したのを確認してから計測を行う。計測終了後はプロペラ回転数をアイドルまで戻してから風速を下げ、風洞停止後にエンジンを切るようにした。

試験条件および計測項目を以下に示す。

風速 (m/s)	0, 20, 40, 60
エンジン回転数 (rpm)	idle ~ max 1000ステップ
角(deg)	0
計測項目	プロペラ推進力 プロペラ軸トルク 燃料消費量

4. 試験結果概要

試験により得られたエンジン軸出力および軸トルクを図4, 5にまとめる。計測されたエンジン特性はメーカー公称値とほぼ一致することが確認された。ただし、今回使用したプロペラでは回転数が十分上がらず、最大出力まで確認することはできなかった。図6, 7には低速時(風速 20m/s)と高速時(風速 60m/s)において、2種類のプロペラ推力の違いを示す。低速域では当初の想定通り、ピッチの小さい低速用プロペラの方が高速プロペラも高い推力を発生しているが、高速域ではピッチの大きい高速用プロペラは回転数が上がらない

為、ピッチの小さい低速用プロペラも推力が低くなる結果となった。回転数が上がらなかった原因として、プロペラ径が従来モータ・パラグライダー用として使われていたプロペラよりも一回り大きく、かつ模型用の形状をスケールアップしたことから捩り下げを付けていなかった為、トルクが大きくなり回転が低く抑えられる結果になったと考えられる。同エンジンの性能を引き出すためには、より回転径を小さくし、捩り下げを付加したプロペラを高速で回転させる方が良いと思われる。

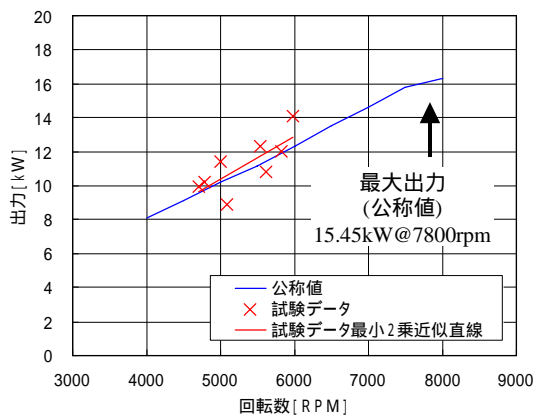


図4 軸出力計測結果

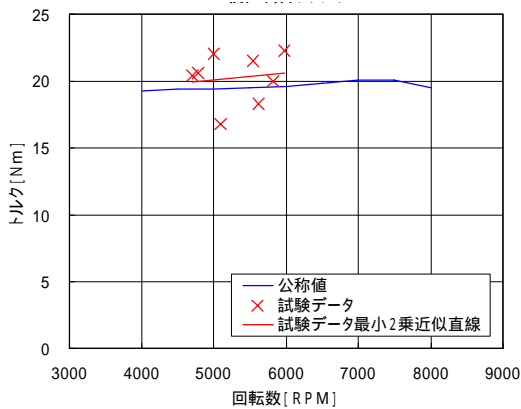


図5 軸トルク計測結果

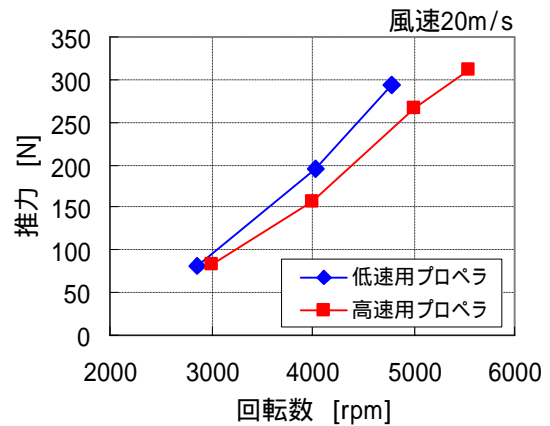


図6 低速時のプロペラ推力

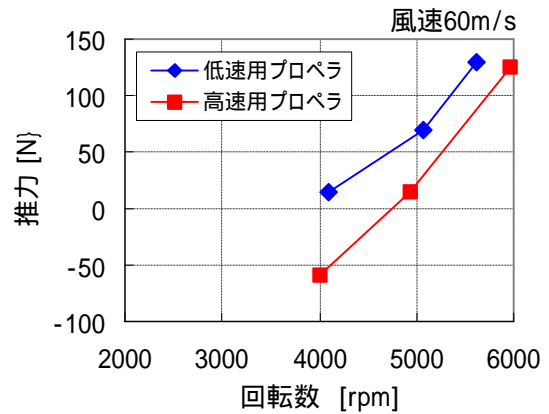


図7 高速時のプロペラ推力

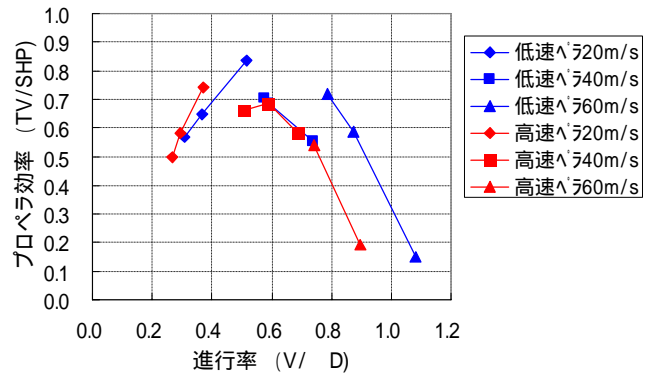


図8 プロペラ効率

5.まとめ

今回の試験結果を元に、同エンジンにマッチした新しいプロペラを製作するとともに、次のステップでは実際に無人機を試作し、飛行試験を行うことでエンジン性能を確認していく予定である。

謝辞

本試験の実施にあたりまして、ご支援、ご協力頂きました川崎重工業(株)航空宇宙カンパニー 技術本部 研究部の森田部長、同研究部空力技術課の村重課長ならびに関係者の方々に深く感謝の意を表します。

再突入飛行環境評価技術向上のための高速衝撃波管の開発

藤田和央, 鈴木俊之 (JAXA 総合技術研究本部)
山田剛司 (東京大学大学院 新領域科学創成学科)

Development of a Hyper-velocity Shock Tube for Improvement of Reentry Flight Environment Assessment Technologies

Kazuhisa Fujita, Toshiyuki Suzuki (JAXA/IAT)
Gouji Yamada (University of Tokyo)

概要

JAXA 総合技術研究本部では、将来の再使用輸送系、有人飛行、惑星プローブ開発に関わる基盤技術の向上を目指し、観測部が 70×70mm、全長約 23 m の中規模で、最大衝撃波速度 12 km/s を達成可能な中型高速衝撃波管を開発し、その運用を開始した。本報告では、衝撃波管の概要と性能について紹介するとともに、超高速短時間計測システム開発の現状を紹介し、今後の研究開発の方向について議論する。

1. はじめに

JAXA の長期ビジョンには、将来の再使用輸送系、有人飛行、惑星プローブ開発など、高度な再突入飛行を必要とするミッションが数多く謳われている。再突入技術の開発は、OREX や HYFLEX など一連の HOPE-X プロジェクトで手がけられ、USERS カプセルや HAYABUSA カプセルで培われてきた。しかしながら欧米と比べると国内では熱空力に関わる基礎技術があまりに未熟であり、実際に機体を開発する段階での過大な重量マージンやコスト増につながるなど、バランスの良い研究開発体制が構築されたとは言い難い。上記の将来計画を着実にかつ効率よく行うためには、数値シミュレーションによる評価技術を高度化し、地上インフラの選択的・効率的な整備を行ってシミュレーション技術を検証し、地上で実証できる項目を可能な限り増やして、飛行実証に関わるコストを抑制するなど、バランスの良い研究開発体制を構築することが重要である。

このような立場から、総合技術研究本部・空力

グループでは、飛行環境評価や熱防御システム評価のための標準コードの整備を行うとともに、これを検証するためにミニマムコストで最大限の効果の期待できる実証装置の整備を推進してきた。衝撃波管は開発に関わるコストが安価であるとともに、再突入機の前方衝撃層をほぼ完全に再現できる唯一の地上設備であるため、気体の断熱圧縮フェーズで生じる実在気体効果の検証にはもっとも適した装置である。実際、NASA の Ames Research Center でも、衝撃波管を用いた熱化学コードの検証と開発が継続的に行われている。このような背景から、空力グループでは中規模で汎用性の高い、かつ将来ミッションの飛行環境をカバーすることのできる衝撃波管を H19 年度に開発し、現在動作マップの取得と計測システムの開発を行っている。

2. 衝撃波管の概要

図 1 に衝撃波管の概念図を、図 2 にその外観を示す。衝撃波管は現在、JAXA 飛行場分室の第二突風風洞に設置されている。装置の全長は約 23 m で

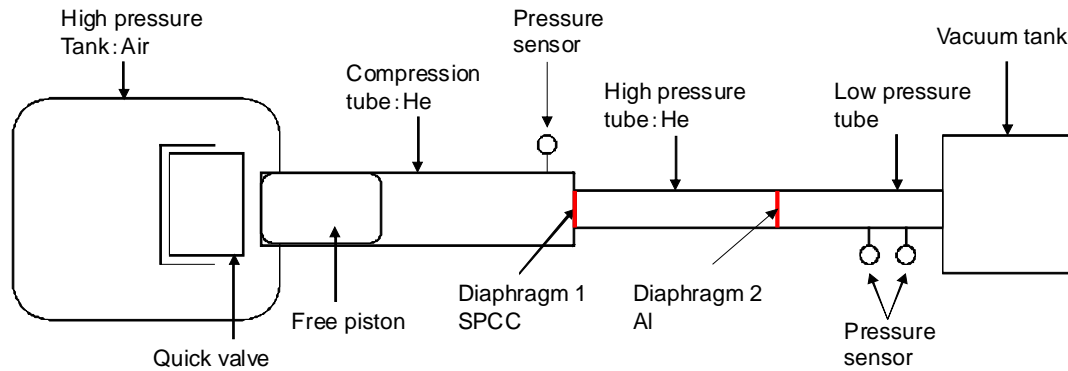


図 1 : 自由ピストン・二段隔膜型衝撃波管の概念図

あり、空気源は 0.98 MPa まで充填可能である。衝撃波管は自由ピストン圧縮による高圧 He を発生する内径 150 mm の圧縮管と、これに続く He 高圧管および試験部の低圧管から構成される。試験部は 70×70 mm 矩形断面を持つアルミ引き抜き管であり、全長約 4 m である。ピストン駆動と破膜衝撃から装置を守るため、空気源から観測部までは可動式の台上に設置され、二重のベローズによって真空タンクに接続されている。

衝撃波管観測部においては、高応答の圧力センサーを 2 個用いて衝撃波到達を検出し、到達時間のずれとセンサー間の距離から衝撃波速度を検出する。また下流のセンサーは計測系のトリガーピックアップ信号としても使われており、プログラマブル遅延パルス発生装置によって、任意の位置に衝撃波を「停止させて」衝撃波背後の任意の位

置における計測を実現している。なお、衝撃波面と計測システムへのトリガへの正確な相対関係は、別途衝撃波面のレーザーシュリーレン計測装置によって決定される。

図 3 に示したのは、このようにして幾つかの衝撃波速度について、衝撃波背後の様相を撮影したものである。露光時間は 100 ns であり、図では衝撃波背後の発光の様子を衝撃波を「停止させて」観測することに成功している。

3. 衝撃波管の性能

これまで多くの研究が自由ピストン・二段隔膜衝撃波管についてはなされており、その性能を予測することは困難ではない。実際、衝撃波管の設計は、これまでの数多くの研究成果をもとに行われた。本稿では、今回開発された衝撃波管特有の特性を取得することを目的として、いくつかのパラメトリック実験を行い、最終的に動作マップの作成を行った。

3.1 隔膜最小厚みと到達圧力

ピストンにより圧縮された He による第一隔膜の破断は、圧縮管の最大到達圧力を決定する重要な要素である。第一隔膜破断時に、ピストンがまだ十分な速度を有している場合、破膜後ピストンが第一隔膜部のピストンダンパーに激突し、装置にダメージを与える。このため事前にピストンの挙動と圧縮特性を解析し、また隔膜の破断圧を試験に



図 2 : 衝撃波管外観

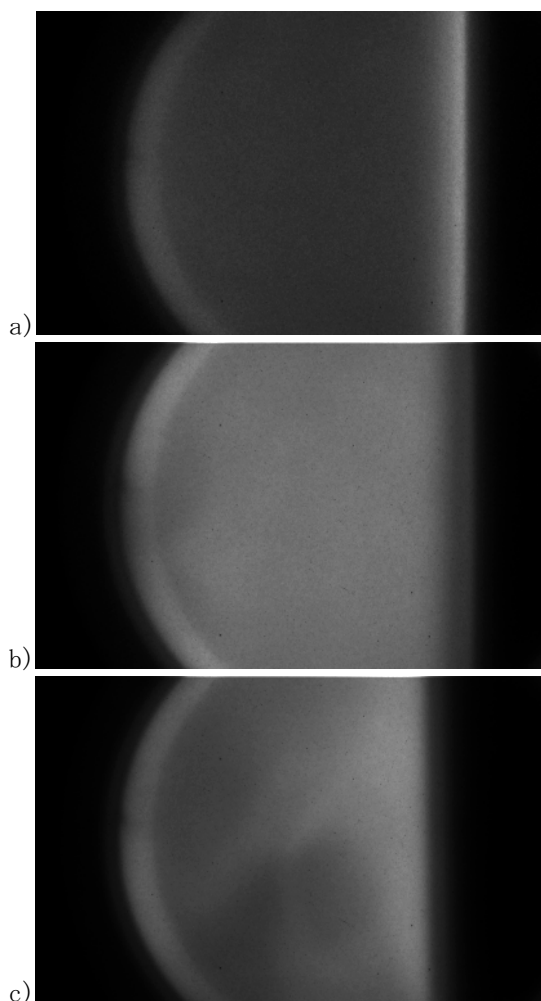


図 3 : 衝撃波背後の発光の様子。ゲート時間は 100 ns。衝撃波速度と衝撃波前方圧力はそれぞれ a) 9.2km/s、100 Pa、b) 10.4km/s、30Pa、c) 11.8km/s、30Pa。衝撃波は画面左から右へ走行。

より測定しながら、ソフトランディングが可能な条件を決定している。図 4 に示したのは、第一隔膜の最小厚みと破断圧力との関係である。本装置では、第一隔膜として SPCC を採用し、溝は幅 3mm、深さ 0.4mm としている。図より、第一隔膜破断圧は、第一隔膜最小厚みとほぼ線形な関係で結ばれることが分かる。これをもとに、ピストン上死点での到達圧力が、使用している隔膜の破断圧とマッチするように、空気源圧力や圧縮管の He 初期充填圧力を調整している。

3.2 高圧管充填圧と衝撃波速度

衝撃波管理論によると、二段隔膜衝撃波管にお

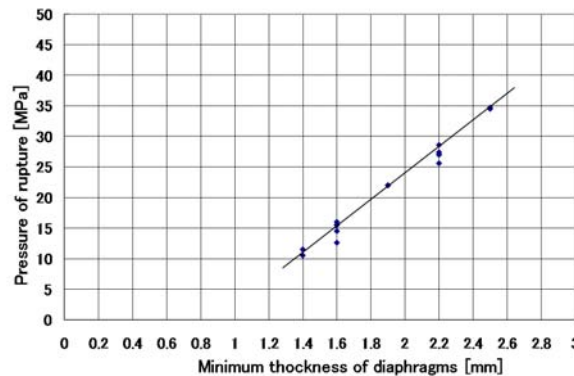


図 4 : 第一隔膜破断圧と最小厚みの関係。

いては、高圧管 He の充填圧力が観測部衝撃波速度に与える影響は小さいとされる。しかし実際には、高圧管の充填圧力は衝撃波速度にかなりの影響を与える。図 5 に示したのは、高圧管の充填圧力以外はすべて同じ条件として衝撃波管を運用した場合の、衝撃波速度の変化を示したものである。一般に、高圧管の充填圧力を増加すると衝撃波速度が低下するが、逆に低すぎても衝撃波速度は低下する。これは、高圧管充填圧力が低すぎると、高圧管を走行する衝撃波面とコンタクトサーフェスの距離が十分に確保できなくなるため、第二隔膜破断後に膨張波の影響が顕著となるためであると考えられる。本試験の結果から、当該装置では、高い衝撃波速度を達成する場合は、高圧管の充填圧を 5 kPa に設定している。

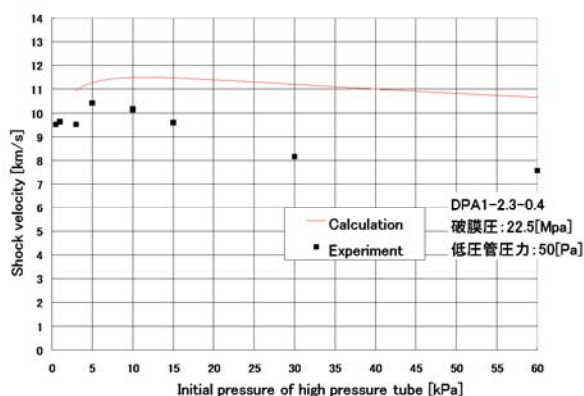


図 5 : 衝撃波速度と高圧管充填圧力の相関。

3.3 ピストン圧縮管初期圧と衝撃波速度

衝撃波管理論によると、ピストン圧縮管初期圧はピストンのソフトランディングと最大到達圧に影響を与えるものの、衝撃波速度には影響を与えない。しかし実際には、第一隔膜破断時にあまりにもピストンが第一隔膜に接近していると、圧縮 He のボリュームが十分でなく、膨張波によって高圧管を走行する衝撃波が減衰し、結果として観測部での衝撃波速度が低下する。図 6 に示したのは、ピストン圧縮管初期充填圧のみを変化させて観測部の衝撃波速度への感度を調べたものである。破断厚が低いケース a) では、ピストンによる圧縮比が低いいため、破膜時に十分な高圧 He のボリュームが確保されるため、衝撃波速度の著しい低下は起こらない。これに対し、破断圧が高いケース b) では圧縮比が高く高圧 He のボリュームが小さくなる

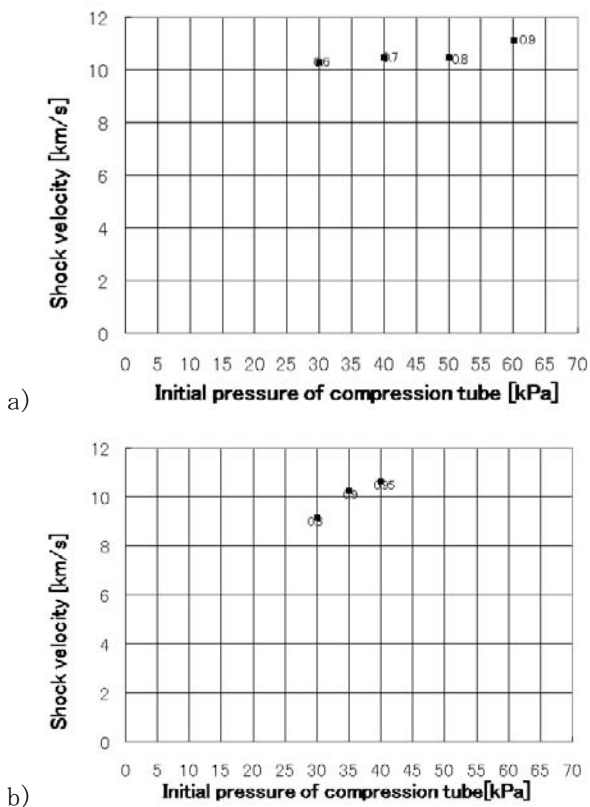


図 6：衝撃波速度とピストン圧縮管初期圧の相関。第一隔膜最小厚み、破膜圧、高圧管初期圧力はそれぞれ a) 1.6 mm、16 MPa、5 kPa および b) 2.5 mm、34.5 MPa、15 kPa。

ため、初期充填圧を十分高くしないと衝撃波速度が低下する。すなわち、ただいたずらに破膜圧を

上げればよいというものではなく、破膜時に十分な高圧 He のボリュームを確保する必要がある。

3.4 性能マップ

以上の基礎的なパラメトリック実験に基づき、適正条件で衝撃波速度の性能マップを取得した結果を図 7 に示す。図で STS-40、HAYABUSA とあるのはそれぞれ orbital entry、super-orbital entry として代表的な 2 つのケースの飛行環境である。Exp3 が適正条件で運用した結果であり、特に Exp2 は最適条件で行った結果である。本装置は、HAYABUSA の飛行環境を完全にカバーするとともに、最適条件ではより高い性能を発揮するポテンシャルを有することが示されている。

4. 今後の予定

現在の飛行環境評価コードは、実は十分な検証が完了しておらず、また誤差に対する定量的な評価も困難である。今後まず手始めに、大気の主成分で、特に orbital entry 環境で熱・空力特性に大きな影響を与える N_2 について、熱的緩和・解離反応の検証と誤差の評定、またオンデマンドで高精度モデルの構築を目指す。

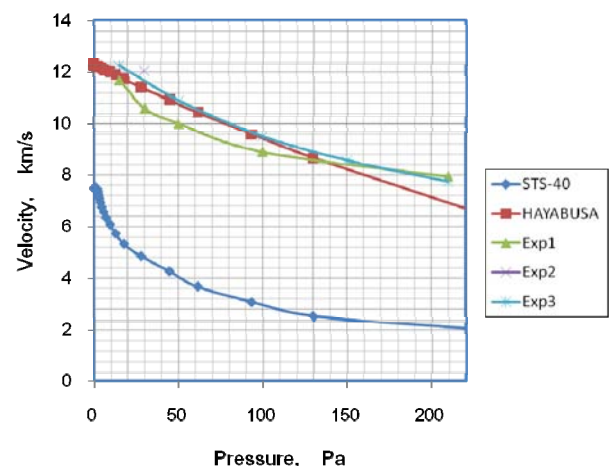


図 7：衝撃波管性能マップ（適正条件による）

極超音速実験機の遷/超音速 PSP 圧力分布計測試験

中北和之、田口秀之（宇宙航空研究開発機構）
小川友岳、中谷浩規（東京理科大）
伊藤正剛（IHI エアロスペースエンジニアリング）
満尾和徳、栗田 充（宇宙航空研究開発機構）

HYTEX Pressure Measurement Test Using Pressure-Sensitive Paint at Transonic and Supersonic Wind Tunnels

Kazuyuki Nakakita, Hideyuki Taguchi (JAXA)
Tomotake Ogawa, Hiroki Nakatani (Tokyo University of Science)
Masatake Ito (ISE)
Kazunori Mitsuo, Mitsuru Kurita (JAXA)

概要

JAXA で基礎研究を進めている極超音速実験機（HYTEX）の遷音速及び超音速での空力特性を確認するため、10%スケール模型を用いて 1m×1m 超音速風洞(SWT1)及び 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)において感圧塗料 (PSP)による圧力分布計測試験を行った。PSP は SWT1 試験では複合 PSP を使い、TWT1 試験では PSP/TSP 塗り分けを用いた。SWT1 及び TWT1 で風洞試験を行い機体周りの詳細な圧力分布を取得した。本稿では M=2.5, 2.0, 1.4, 1.1, 0.9, 0.7 での PSP 試験結果について、模型上面及び下面での圧力分布とそれに関わる現象について考察を加える。また圧力孔計測データとの比較も行なった。

1. はじめに

JAXA では JAXA 長期ビジョンにおいて 2025 年にマッハ 5 クラスの極超音速輸送機を実証することを目指して掲げ、これに関係する技術の検討を進めている。この検討では東京-ロサンゼルス間をマッハ 5 で巡航し約 2 時間で飛行することを念頭に置き、このための小規模な極超音速飛行実験を計画している¹⁾。この小型極超音速実験機 (Hypersonic Turbojet Experiment; HYTEX) の基本形状は簡易空力推算を用いた最適設計によって決定され、風洞実験や CFD 結果との比較・検証を通して設計手法の妥当性検証や、翼洞干渉、機体/エンジン干渉などの影響評価による性能向上の検討などが行われている段階である。

風洞試験による設計検証としては、これまでに巡航条件である M=5 での空力特性試験、圧力試験、空力加熱試験が行われている。本研究では HYTEX の加減速フェーズである遷音速/超音速領域での空力特性を取得することを目的とする。感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint; PSP) を用いて機体上の圧力分布を取得し、遷音速、超音速の複雑な流れを含む速度領域において問題となる現象の有無の把握や、より良い機体形状の設計に向けた模型周りの流れ場の理解、機体表面全体での CFD 検証データの提供などを旨とする。

PSP 技術²⁾に関しては、2002 年度より JAXA 風洞技術開発センターの大型風洞群への PSP 計測システムを整備しており、これまでに遷音速での ONERA

M5 遷音速標準模型での技術検証³⁾や国産旅客機開発試験での表面圧力計測試験 (MHI/JAXA 共同研究)⁴⁾を始めとし、遷音速での Lifting Body 試験機模型、低速での JAXA 高揚力装置風洞模型や SST 試験機模型、超音速での SST 試験機模型⁵⁾などすでに多種の研究開発試験に適用されている計測技術である。

以下に PSP 計測についてや本試験で用いた模型と風洞について述べ、さらに遷音速・超音速両風洞で行なわれた PSP 試験の結果を紹介し、結果についての考察を加える。

2. PSP 計測

2.1 PSP について

PSP は特定の有機分子からの発光が酸素消光によって減少することを用いた分子センサである。PSP からの発光量は酸素分子の少ない低圧環境下では大きくなり、高圧下では小さくなる。PSP は反応層と白色下地層の 2 層から構成され、計測対象模型の表面に塗装して用いられる。白色下地層は拡散反射によって反応層中の感圧色素の発光量を増大させるために用いられる。

感圧色素は吸収スペクトルに相当する光を吸収し、発光スペクトルの波長で発光する分子である。周囲に酸素分子が存在すれば酸素消光によって PSP の発光強度は小さくなる。

この圧力と発光量の関係は理論的には以下の Stern-Volmer の式；

$$\frac{I_{ref}}{I} = A + B \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

を用いて記述される。ここで、 I 及び P は試験時の発光量及び圧力、 I_{ref} 及び P_{ref} は無風時の既知圧力下での発光量及び圧力である。

2.2 PSP の温度依存性補正

PSP は圧力感度だけではなく温度依存性も持っている。定量的 PSP 計測にはこの温度補正が重要となる。十分精度の良い定量計測を行うためには模型温度を計測し、温度補正を加える必要がある。簡易的には温度計による代表点温度計測などが用いられるが、実際には温度分布が存在するため、JAXA PSP 計測システムでは以下の2つの方法を用いている。

2.2.1 PSP/TSP 塗り分け

模型温度分布の左右対称性を仮定し、模型の一半面に PSP、他半面に PSP より温度感度が大きく、圧力感度が小さい特性を持つ感温塗料 (Temperature-Sensitive paint; TSP) を塗装し、PSP・TSP 2種類の計測データから相互補完的に温度と圧力を算出する方法である。図1に PSP/TSP 塗り分け塗装した ONERA M5 標準模型を例として示す。左右それぞれに PSP と TSP を塗装し、流れ場の左右対称性を仮定して PSP データの温度依存性を補正している。

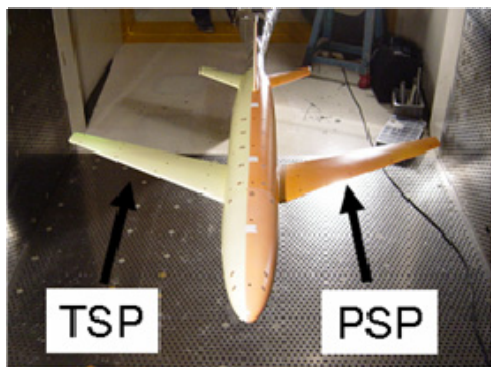


図1 PSP/TSP 塗り分け

2.2.2 複合 PSP

2.2.1 に記した PSP/TSP 塗り分け手法では横滑り角があるようなケースや半裁模型などでは流れ場の左右対称性を用いることができず仮定を逸脱する。このような限界を打破するため、1つの塗装に PSP 成分と TSP 成分を混合したものが複合 PSP である。図2に複合 PSP 分光特性の概念図を示す。PSP 成分の発光と TSP 成分の発光を光学フィルタで分離可能な異なる波長のものとし、図3に示すようにそれぞれの発光波長に対応した光学フィルタを備えた2台のカメラで独立に計測し、データ処理ソフト内で統合して PSP 成分の温度依存性補正を行なう。図3のようなカメラ2台システムの外に、カメラを1台とし、光学フィルタを交換して順に PSP 成分と TSP 成分を計測するシステムを用いる場合もある。図2の吸収波長は PSP・TSP 成分ともに UV から青色

領域に存在し、共通に励起可能であり、発行波長と干渉しないものである必要がある。

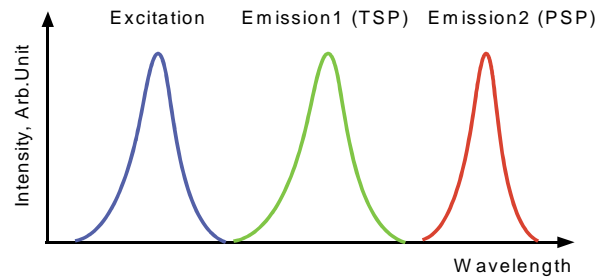


図2 複合 PSP 分光特性の概念図

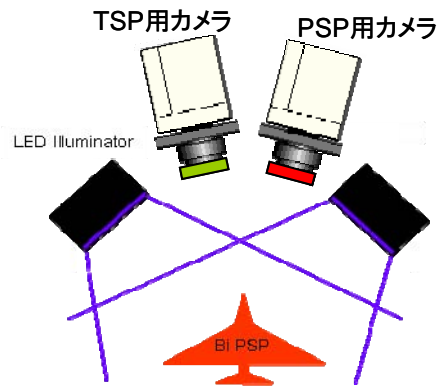
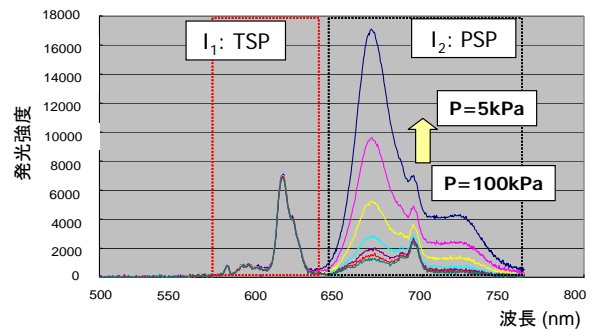
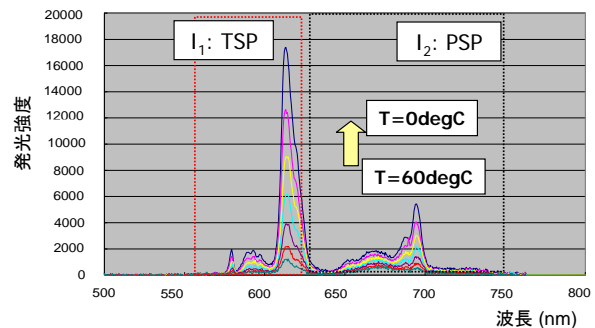


図3 複合 PSP 計測システム



(a)



(b)

図4 複合 PSP の圧力、温度に対する特性 (a) 圧力依存性, (b) 温度依存性

図4(a)(b)に複合 PSP の圧力、温度に対する特性として圧力依存性と温度依存性のデータを示す。(a)の圧力依存性データでは PSP 成分の発光量が圧力に

対して大きく変化しているのに対し、TSP 成分はほとんど変化していない。(b)の温度依存性データでは PSP 成分、TSP 成分ともに温度に対する感度を持っているが、TSP 成分の方が感度が高いことが分かる。このようにほぼ温度感度だけを持ち圧力依存性の非常に小さい TSP 成分を使って圧力、温度ともに反応する PSP 成分の温度依存性を補正する。

2.3 PSP 計測システム

図 5 に TWT1 第 4 カートでの PSP 計測システムの様子を示す。全機周りの圧力分布を計測するため、上下左右の 4 方向にそれぞれ計測セットを設置し、計測時間の効率化のために同時に模型全面を計測している。それぞれの系は、PSP/TSP 励起光源と CCD カメラ、励起と発光の両光学フィルタや機器間同期用トリガ信号系などの付属装置類から成っている。

励起光源は PSP/TSP を励起するための装置であり、発光量の時間変動の小さい高安定型 300W キセノン光源や UV や紫などの LED を用いている。PSP/TSP からの発光を計測するためには A/D 分解能が 14bit あるいは 16bit の冷却型 CCD カメラを用いる。光学フィルタとしては、励起光源側の照射ヘッドに PSP と TSP の吸収スペクトルに相当する 400-550nm のみを透過させる励起光フィルタ、CCD カメラ側に PSP と TSP の発光スペクトルに相当する 590-710nm のみを透過させる発光フィルタを装着し PSP/TSP の発光計測画像に励起光成分が混入しないようにしている。

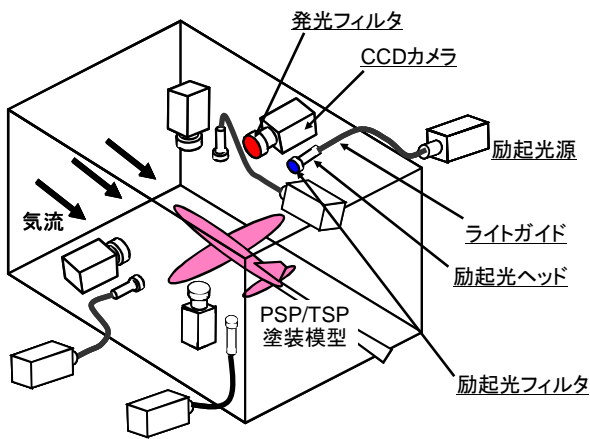


図 5 TWT1 第 4 カートでの PSP 計測システム

3. 模型及び風洞

3.1 試験模型

試験には 10% スケール極超音速機模型を用いた。全長 449mm、全幅 143mm、全高 59mm であり、エンジンインテークは着脱が可能である。本稿ではエンジンインテーク有の形態のデータのみを用いている。圧力孔は計 21 点設置されており、上面中心軸に 7 点、上面 offset(16mm)軸に 3 点、左側面 3 点、下面中心軸に 5 点 (ただしエンジン有形態では下流側 3 点はエンジンインテーク内に位置する)、下面 offs

et(16mm)軸 1 点である。この他にエンジンインテーク内のピトー圧を計測するためにインテーク入り口部と出口部に 1 点ずつの合計 2 点も設置されている。この模型には空気力を計測するための天秤は装着されていない。

PSP の塗装状況としては、SWT1 試験では図 6 に示す複合 PSP を、TWT1 試験では PSP/TSP 塗り分けをそれぞれ用いた。本来であれば TWT1 試験でも複合 PSP を使用したいところであるが、複合 PSP は現在開発を進めている段階であり、今回の SWT1 試験で用いたものも TSP 成分の発光量劣化が比較的大きい、という問題点がある。このため試験シーケンスとして基準画像 (I_{ref}) 取得と通風画像 (I) の間の時間が短く、両者の間で大きな発光量劣化が生じない SWT1 試験でのみ使用した。TWT1 試験では風洞運転の違いから基準画像を風洞起動前に一式全て撮っておく必要があるため、今回の試験では劣化の影響の小さい PSP・TSP 塗料を用いることができる PSP/TSP 塗り分けを用いている。

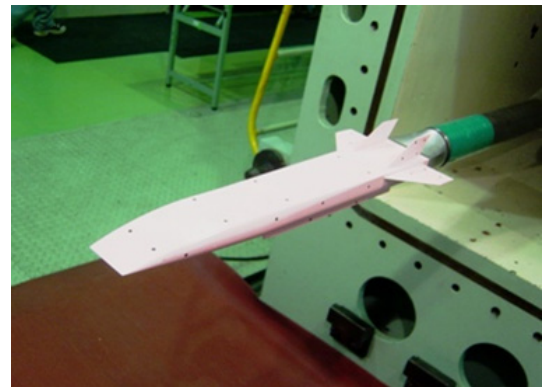


図 6 SWT1 用塗装：複合 PSP



図 7 TWT1 用塗装：PSP/TSP 塗り分け

3.2 風洞

本試験は JAXA 風洞技術開発センターの 1m×1m 超音速風洞(SWT1)と 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)を使用して行なった。表 1 に SWT1 でのノミナル試験条件を、表 2 に TWT1 でのノミナル試験条件を記す。

表 1 SWT1 試験条件

マッハ数	澱点圧力 Po(kPa)	動圧 q (kPa)	単位 Re 数 ($1 \times 10^6/m$)
1.4	155	66.8	23.7
2.0	220	78.7	28.0
2.5	300	76.8	30.2

表 2 TWT1 試験条件

マッハ数	澱点圧力 Po(kPa)	動圧 q (kPa)	単位 Re 数 ($1 \times 10^6/m$)
0.7	100	24.7	12.0
0.9	100	33.5	13.3
1.1	100	39.7	13.8

TWT1 での PSP 計測系は図 5 に示されたものを用いた。SWT1 での PSP 試験では計測系は上方系と左舷側の側方系の 2 系統だけのシステムを使用した。

4. 試験結果

4.1 SWT1 試験

前述のように SWT1 での PSP 試験は複合 PSP を使っているため模型上下面全ての領域の圧力分布が計測可能となる。

図 8 に SWT1 での $M=2.5$, 迎角 0° のシュリーレン写真と PSP 結果との比較を示す。シュリーレン写真でのカラーフィルタの方向は横であり、上から下方向を正とした密度勾配に対し圧縮が赤、膨張が青となっている。

PSP データからは、上面でのノーズ部で弓上に等圧力線が分布していること、翼前縁に高圧領域があること、弱い剥離渦によると思われる負圧領域が見られることなどが分かる。下面では、エンジンインテーク入口で突き出した左右側壁前縁に衝撃波による高圧領域があること、底面前縁で先端が楔となっている部分だけに黄色い圧力上昇が見られること、インテーク底面に X 字型の先端からの圧縮波が明瞭に観察できること、などがある。下面側のインテーク出口付近ではインテーク内を通過しインテーク内部での衝撃波によって総圧損失を被った流れとインテーク外部の流れとが干渉することによる流れ場の圧力分布が見られることも興味深い。また、PSP データとシュリーレン写真を比べることで、PSP データでの圧力変化の存在する領域とシュリーレン写真での密度勾配が対応していることが分かる。

なお、SWT1 での PSP 試験では計測系は上方と側方の 2 系統だけであるため、上面計測と下面計測は異なるランのデータである。同様に PSP 計測とシュリーレン計測も同時に行うことはできず、異なるランの結果である。

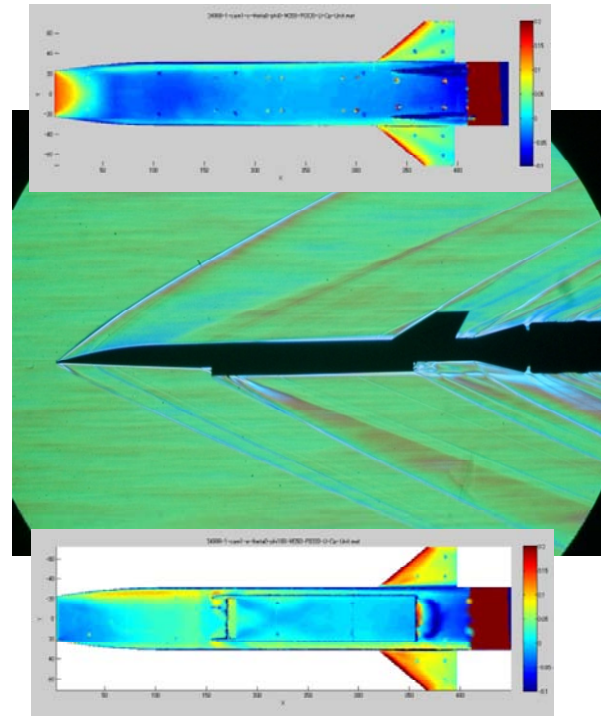


図 8 PSP 結果とシュリーレン写真の比較
 $M=2.5, \alpha=0$, 図中のカラーバー $C_p: -0.1 \sim 0.2$

図 9 は $M=2.5$ で迎角を -5° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。上面ではノーズ部の圧力が迎角の大きくなるにつれエンジ色から水色に徐々に低下していくこと、翼面上の圧力も迎角が大きくなるにつれ低下し、剥離渦による負圧が顕著になること、などが見て取れる。下面では逆に迎角が大きくなるにつれ胴体下面と翼面の圧力が大きくなっていることが分かる。エンジンインテーク出口に弧状に分布する青色の負圧領域の位置、大きさは迎角によらずほぼ一定である。

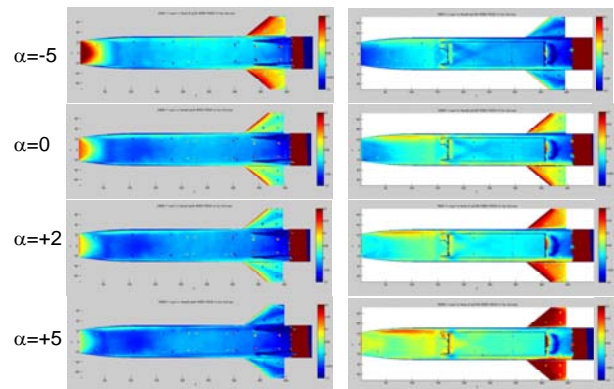


図 9 PSP 試験結果 ($M=2.5$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.1 \sim 0.2$

図 10 は $M=2.5$ 、迎角 0° の模型上面の PSP データと圧力孔データの比較である。模型上面中心部の圧力孔列 S1 と中心から 16mm オフセットした圧力孔列 S2 の 2ヶ所での比較である。S2 ラインの PSP データで何点かスパイク上にノイズが見られるが、これは画像での位置同定用マーカがこのライン上に重なったことによる。

PSP データと圧力孔データとは定量的によく一致していることが分かる。1点、S1 で最もノーズ側の圧力孔が PSP データとのずれが大きい。この原因としてはこの部分では模型厚さが薄く、温度変化が大きいため、PSP の温度依存性補正が十分に処理できていないことなどが考えられる。

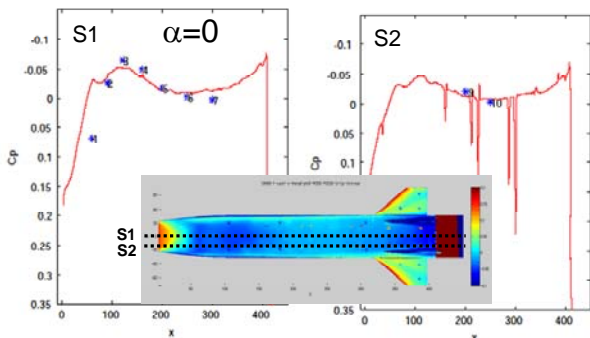


図 10 模型上面の PSP データと圧力孔データ
 $M=2.5$, $\alpha=0$, 図中のカラーバー $C_p: -0.1 \sim 0.2$

図 11, 12 はそれぞれ $M=2.0$, $M=1.4$ での迎角を 0° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。上面でノーズ部の圧力の迎角が大きくなるにつれ徐々に低下していくこと、翼面上の圧力も迎角が大きくなるにつれ低下すること、下面では迎角が大きくなるにつれ胴体下面と翼面の圧力が大きくなること、などは $M=2.5$ での傾向と同様である。 $M=2.5$ と異なる点としては、 $M=1.4$ でノーズ部の圧力分布が $M=2.0$, $M=2.5$ では弧状であったのに対し、 $M=1.4$ では矩形に近くなっている。また $M=1.4$ では 2本の垂直尾翼から生じる衝撃波によって胴体よりも垂直尾翼間の圧力が大きくなっていること、エンジンインテーク入り口でインテーク内流れが負始動となっているような圧力上昇があること、などが分かる。

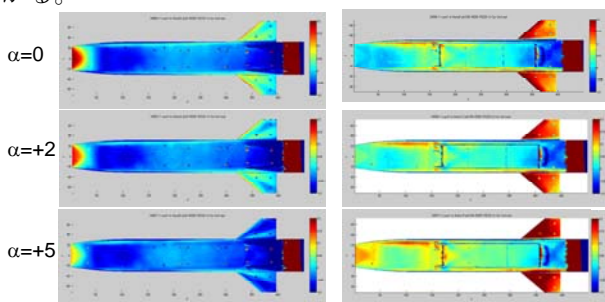


図 11 PSP 試験結果 ($M=2.0$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.1 \sim 0.2$

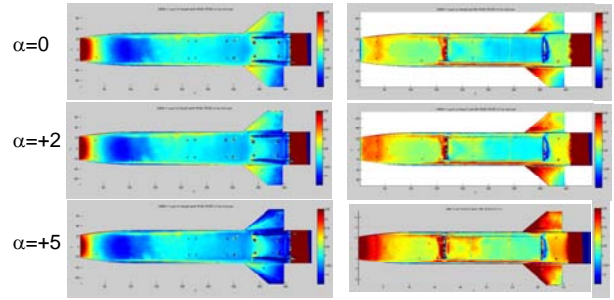


図 12 PSP 試験結果 ($M=1.4$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.15 \sim 0.25$

4.2 TWT1 試験

TWT1 での PSP 試験は PSP/TSP 塗り分けであるため、SWT1 での複合 PSP の結果と異なり模型半分の圧力分布として結果が得られる。

図 13 は $M=1.1$ で迎角を -5° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。SWT1 での超音速の圧力分布と異なり、遷音速での模型表面圧力は変化の激しいものとなっている。垂直尾翼の間では流れがチャンネル流れとなり衝撃波による大きな圧力上昇が見られる。特に迎角 -5° では非常に大きな圧力の領域が現れている。また翼面上でも衝撃波が立ち圧力回復していると思われる流れに垂直な圧力分布も見られる。胴体下面ではエンジンインテークで流れが不始動となっており、入り口部に高い圧力領域が存在する。この下流にあたるエンジンインテーク底面では大きな負圧領域が形成されている。

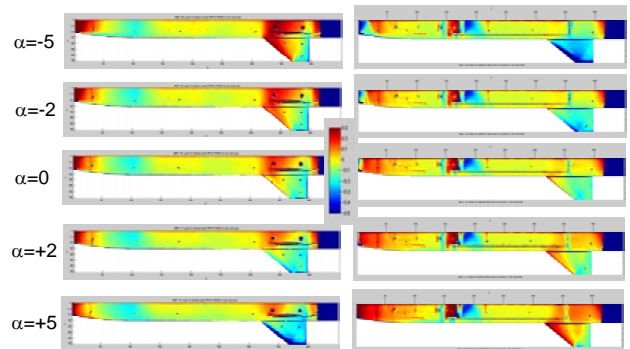


図 13 PSP 試験結果 ($M=1.1$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.5 \sim 0.3$

図 14 は $M=1.1$ 、迎角 0° での模型上面の PSP データと圧力孔データの S1 及び S2 ラインでの比較である。PSP データと圧力孔データとは定量的によく一致しているが、S1 ラインで負圧ピークの点での圧力孔と PSP データの差が大きい。他データでも同様な傾向が見られることから圧力センサ自体の不具合ではないであろうと考えられ、左右非対称の仮定からのずれにより PSP の温度依存性補正が十分でないこと、圧力孔が PSP 塗装領域と TSP 塗装領域の境界に位置することから圧力孔に非常に小さなバリ

などがあり、計測圧力に誤差を生んだ可能性などが考えられる。

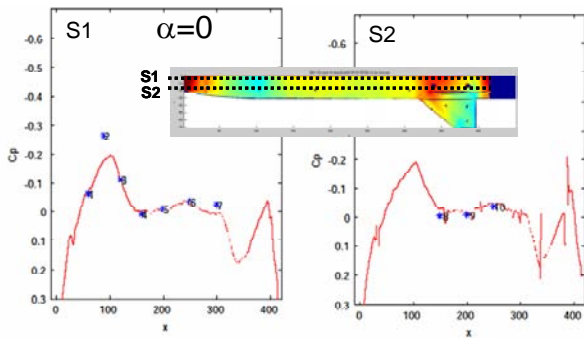


図 14 模型上面の PSP データと圧力孔データ
M=1.1, $\alpha=0$, 図の C_p 範囲: $-0.5 \sim 0.3$

図 15, 16 はそれぞれ $M=0.9, 0.7$ で迎角を -5° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。ノーズ部、翼の上下面、2 枚の垂直尾翼間の流れの 3 ヶ所で迎角によって大きく流れ場が変化していることが明瞭に見て取れる。M=1.1 と M=0.9 及び M=0.7 の比較では、M=1.1 と M=0.9 及び M=0.7 の間には流れ場の構造に大きな違いがある。M=0.9 と M=0.7 の比較では両者に圧力変化の大きさでは差はあるものの、流れ場の構造は非常に似通っている。

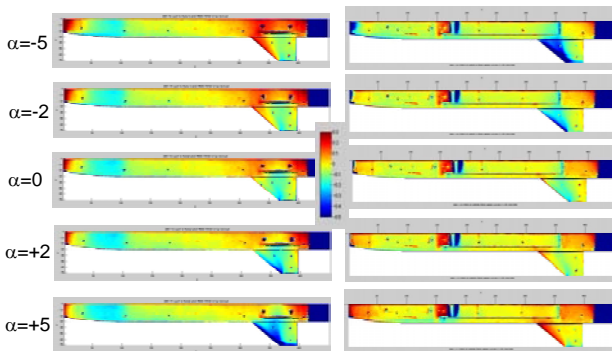


図 15 PSP 試験結果 (M=0.9)
左列: 上面、右列: 下面
図中のカラーバー $C_p: -0.5 \sim 0.3$

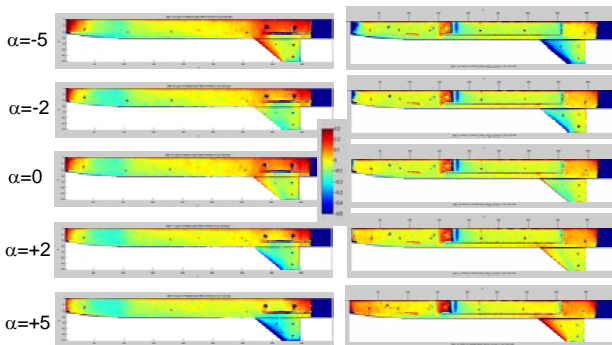


図 16 PSP 試験結果 (M=0.7)
左列: 上面、右列: 下面
図中のカラーバー $C_p: -0.5 \sim 0.3$

5. まとめ

PSP を用いてこれまでに風洞試験の行なわれたことのない HYTEX 加減速フェーズに相当する遷音速/超音速領域での機体表面の圧力分布を取得した。PSP を用いることによって模型表面全体の圧力分布を取得することが出来、主翼やインテーク周りの複雑流れ場などの遷音速/超音速での変化の大きな流れ場に対しても詳細な圧力分布特性を把握することが可能であった。PSP による圧力計測データは迎角やマッハ数による流れ場の変化の傾向の理解に有効であり、機体設計改善の点からも有用であると考えられる。また定量性の点からは圧力孔データとの一致もほぼ良好であった。

取得された PSP データは CFD 計算における比較・検証データとしてや、今後の HYTEX 設計の改良にあたっての参照データとして有効に活用してゆく所存である。

謝辞

本試験の遂行にあたり、試験計画、実験準備、風洞運転、データ取得/処理など広範にわたりサポートしていただいた JAXA 風洞技術開発センター 遷音速風洞セクション、超音速風洞セクションの皆様へ謝意を表します。

参考文献

- 1) 田口他, “極超音速機のシステム検討,” 日本航空宇宙学会 第 37 期年会講演会講演集, 2006, pp. 6-99.
- 2) Bell, K. J. H., Schairer, E. T., Hand, L. A., and Mehta, R. D., “Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 33, 2001.
- 3) Nakakita, K., Kurita, M., Mitsuo, K., and Watanabe, S., “Practical Pressure-Sensitive Paint Measurement System for Industrial Wind Tunnels at JAXA,” *Meas. Sci. Technol.* 17, 2005, pp. 359-366.
- 4) 中北他, “国産小型航空機開発への感圧塗料技術の適用,” 第 42 回飛行機シンポジウム CD-ROM 講演集 1A1, 2004.
- 5) 満尾他, “複合感圧塗料計測システムの研究開発,” 第 35 回可視化情報シンポジウム講演論文集 (可視化情報学会誌 Vol. 27, No.1), 2007, pp. 29-32.

CCW 空力設計技術の研究

○ 佐々木雅文 (富士重工業 (株))

Study of Circulation Control Wing Aerodynamics Design
Masafumi Sasaki (Fuji Heavy Industries LTD.)

Key Words : CCW, 2D CFD, 2D Wind-Tunnel-Test, Conventional High-Lift-Device

Abstract

In this study, the aerodynamic performance of CCW (Circulation Control Wings) is investigated by two-dimensional (2D) CFD and the results are verified by 2D Wind-Tunnel-Test. It is found that CCW can achieve very higher lift and various lift-drag ratios at constant angle of attack (0deg) in comparison with a conventional high-lift-device.

1. はじめに

循環制御技術に基づく高揚力装置 (CCW : Circulation Control Wings) は、主翼後縁を円弧状に成形し、その上端からE/G抽気等によるGasを円弧形状に沿ってJet噴射し、主翼後縁付近の流れを押し下げる効果 (コアンダ効果) を得、主翼周りの循環強化を図ることにより高揚力を獲得するというコンセプトに基づく動力式高揚力装置の一種である (図 1-1)。

上述の背景から、本研究では、CCW 空力設計手法の確立を目的として、2次元 CFD による基礎データの構築、及び2次元風洞試験による基礎データの妥当性検証を行った。本資では、その研究内容を紹介すると共に、今後の研究における技術課題についても言及する。

2. 概要

2. 1 基礎データの構築

CCW 空力設計に供する基礎データの構築を目的として、定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式系に基づく2次元 CFD 解析 (汎用数値計算ソフト Fluent を使用 / 乱流モデルは Standard $k-\epsilon$ モデルを採用) により、迎角一定 (0deg) の条件下における CCW 空力特性と Jet 流量の関係性を明らかにした。尚、計算モデルに関しては、計算結果の妥当性を同様の風洞試験結果との比較により検証する観点から、図 2.1-1 に示すような、Chord 長が 0.4m である Supercritical 翼型 (NASA SR(2)-0614) をベースに、Flap 形式の CCW 形状を設定し、又計算条件に関しては、風洞試験条件相当とした (2.2 節参照)。

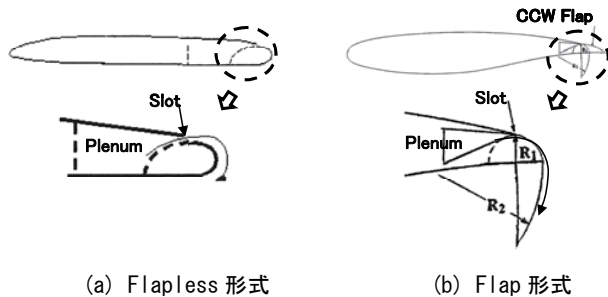


図 1-1 CCW 概念図

本高揚力装置は、従来型のメカニカルな高揚力装置 (図 1-2) に比して、可動部が極めて少数であることから、システムの簡素化や重量の低減を図ることができ、又 Jet 噴射により翼後縁部に発生する渦が拡散されることから、エアフレーム・ノイズ低減効果が期待できる。

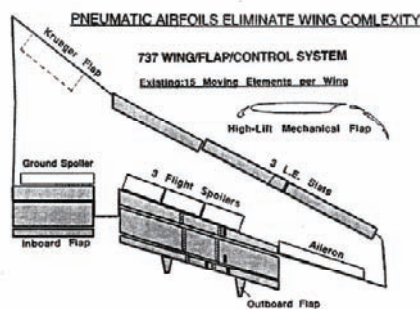
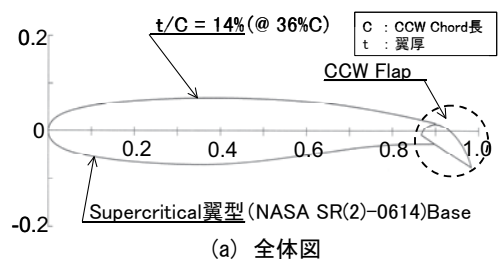
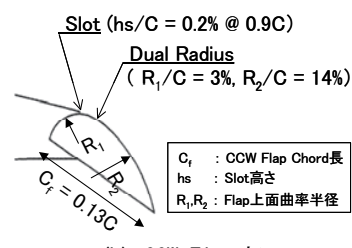


図 1-2 従来型高揚力装置の例 : Boeing737 Triple-Slotted-Flap¹⁾



(a) 全体図



(b) CCW Flap 部

図 2.1-1 計算モデル概要図 [2D CFD]

2. 2 基礎データの妥当性検証

2次元CFD解析による基礎データ(2.1節参照)の妥当性を検証する観点から、同様の風洞試験を弊社2次元煙風洞にて行った(図2.2-1,表2.2-1)。試験の内容は、空力特性(3分力)測定、及びタフトを用いた可視化によるコアンダ効果の確認試験である。尚、試験供試体は、その内部にPlenum部を設けてあり、支持金具を通して高压ガスを供給することにより、Plenum部から続くFlap部上端に位置するSlot部からのJet噴射を可能とする2次元翼型である(図2.2-2)。

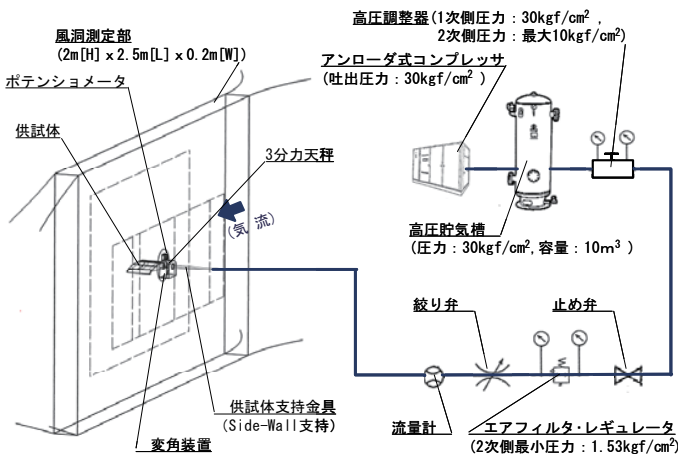


図 2.2-1 試験概要図

表 2.2-1 試験条件

一様流流速	40 [m/s]
一様流動圧	0.98 [kPa]
Reynolds 数	1.1×10^6
迎角	0 [deg]
Flap 舵角	0, 30, 60, 90 [deg]
Jet流量*	0 ~ 約 0.30 [kg/s]

*単位 Span 長 (1m) あたりの Jet 流質量流量

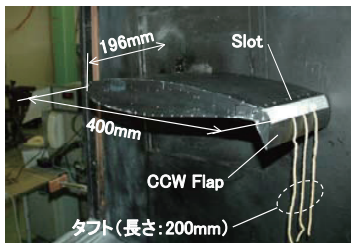


図 2.2-2 供試体

(タフトによる可視化試験時)

3. 結果及び考察

3. 1 基礎データの構築

(1) 揚力特性

CCWの各Flap舵角 δ_f における揚力係数ClとJet流量 m_j の関係を図3.1-1に示す(但し、Jet流量に関しては、CCWの安定した高揚力性能を確保する観点から、Slot部におけるJet流Mach数が1.0未満という制限を設けている)。揚力係数は、各Flap舵角共に、Jet流量の増加にともない単調にその値を増しており、失速は確認されない。

図3.1-2にFlap舵角 $\delta_f=30^\circ$ におけるCCW Flap周りの流れ場の様子をJet流量毎に示す。 $m_j=0$ kg/s (No Blowing) 時には、Flap後縁付近において渦が発生しているが、Jet流の増加にしたがって渦は拡散され、又Flap後縁付近の流れを押し下げる効果(コアンダ効果)が得られていることがわかる。

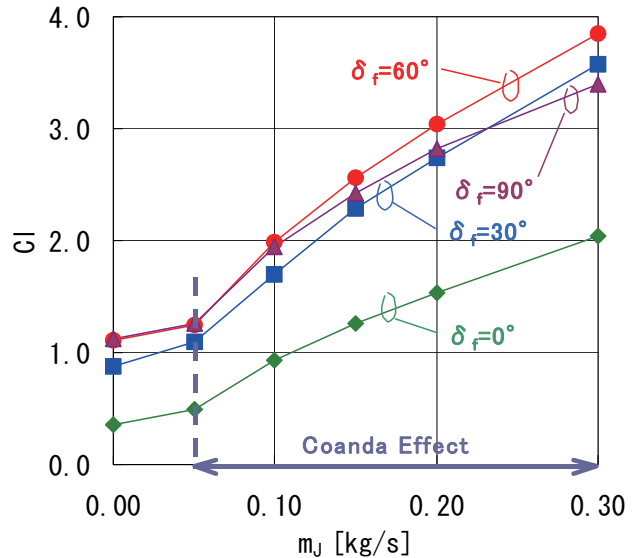


図 3.1-1 揚力係数と Jet 流量の関係

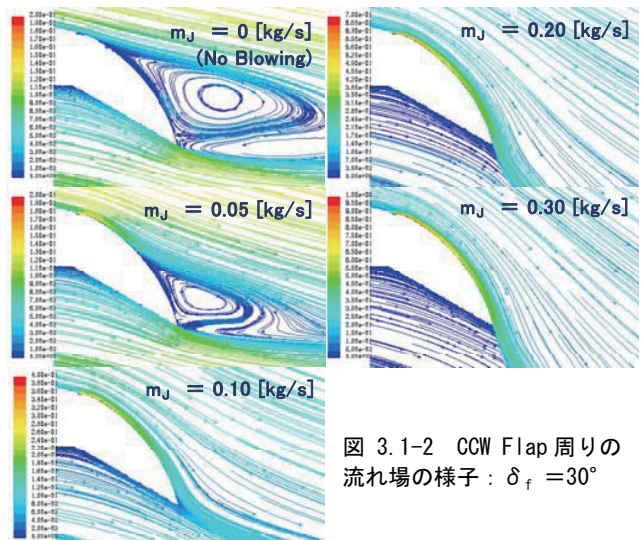


図 3.1-2 CCW Flap 周りの流れ場の様子: $\delta_f = 30^\circ$

図3.1-3にFlap舵角 $\delta_f=30^\circ$ における翼面静圧分布(Cp分布)とJet流量 m_j の関係を示す。CCWでは、Jet流量の増加により、翼前縁部、及びSlot部近傍($X/C \approx 0.9$)においてピークを持つようになるという特徴を有する。これは、Jet流により翼前縁部の流れが加速されること、並びに、Flap周りの一様流に起因する流れ(遅い流れ)とJet流(速い流れ)間の差圧により、Flap上面の流れが円弧形状に沿って加速されること、即ち、Jet流により翼周りで循環が強化されていることを示している。

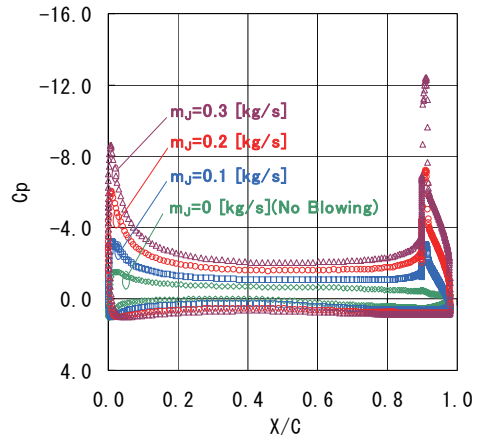


図 3.1-3 翼面静圧分布と Jet 流量の関係: $\delta_f = 30^\circ$

(2) 揚抗比特性

CCW の揚抗比を評価するデータとして、図 3.1-4 に揚抗比 $L/D_{cor.}$ ($=Cl / Cd_{cor.}$:ここに、 $Cd_{cor.} = Cd - C\mu$, 即ち、抗力 Cd から Jet 流による推力 $C\mu$ を除した物理量) と揚力係数 Cl の関係を示す。尚、 Cl の増加は、 Jet 流の増加に対応していることに留意を要する (3.1 節(1)項参照)。揚抗比に関しては、各 $Flap$ 舵角共に $Cl \doteq 1.0 \sim 2.0$ の範囲において最大値を有し、 $\delta_f = 30^\circ$, $Cl \doteq 1.10$ において約 24.5 の最大揚抗比を達成している。又、ある揚力係数における各 $Flap$ 舵角の揚抗比に着目した場合、 $Flap$ 舵角によってその値が大きく変化していることがわかる。即ち、CCW では、迎角を変化させることなく、 Jet 流量と $Flap$ 舵角の組合せのみにより、揚抗比を広範囲で制御することが可能となる。

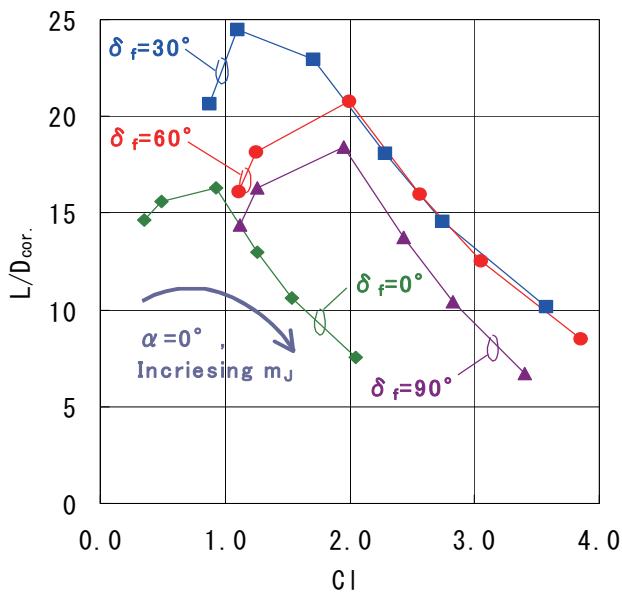


図 3.1-4 揚抗比と揚力係数の関係

(3) 高揚力性能評価

CCW の高揚力性能 (揚力特性, 揚抗比特性) に関する評価として、従来型のメカニカルな高揚力装置との比較を、NACA23012 翼型に 30% Chord 長の $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$ を配した 2 次元モデルの風試データ²⁾ を用いて行った。尚、本項に示す計算結果は、比較の風試条件²⁾ にあわせて再計算してある。

(a) 揚力特性

図 3.1-5(a) に、揚力特性に関する従来型高揚力装置 ($Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$) との比較を示す。尚、比較は、3.1 節(1)項において CCW が最大揚力係数を達成した $Flap$ 舵角 $\delta_f = 60^\circ$ で行った。又、CCW における抗力係数の値は、3.1 節(2)と同様、 Jet 流による推力の効果を除してある。CCW の場合、 Jet 流量の増加にともない、失速することなく揚力を増加させ、最大揚力係数 $Cl_{max} \doteq 4.61$ を達成している ($Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$ の Cl_{max} に比して約 46% の増加)。

(b) 揚抗比特性

図 3.1-5(b) に、揚抗比特性に関する $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$ との比較を示す。尚、比較は、3.1 節(2)項において CCW が最大揚抗比を達成した $Flap$ 舵角 $\delta_f = 30^\circ$ で行った。又、CCW における揚抗比の値は、3.1 節(2)と同様、 Jet 流による推力の効果を除してある。CCW の揚抗比は、 $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$ とほぼ同様の Order となっている (最大揚抗比に関して約 3.6% の増加)。

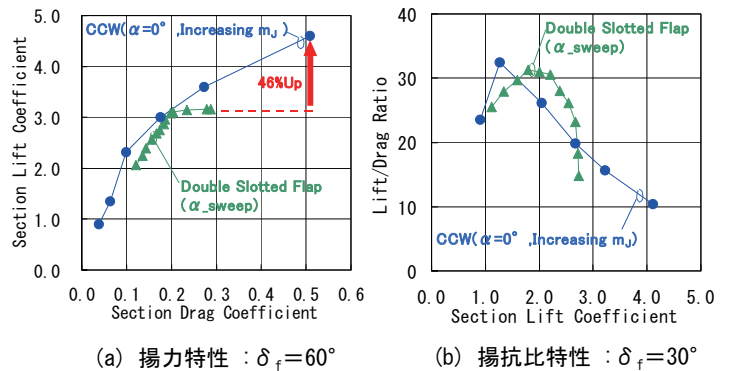


図 3.1-5 高揚力性能に関する従来型高揚力装置との比較

以上の結果は、 $Flap$ Chord 長が従来型高揚力装置 ($Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$) に比して約 40% とコンパクトな CCW が、 Jet 流により、従来型高揚力装置と同等以上の高揚力性能を達成可能であること、並びに、CCW では、迎角が一定 ($\alpha = 0^\circ$) であるにもかかわらず、 Jet 流により、従来型における迎角特性と同様の効果が得られることから、着陸時の尻擦り余裕確保やパイロットの下方視界確保の点において、従来型高揚力装置に比して有利であることを示している。

3. 2 基礎データの妥当性検証

(1) 風洞試験データとの比較

(a) 揚力特性

図 3.2-1(a) に揚力特性に関する風試データとの比較を示す。CFD データと風試データは、定性的に同様の傾向が表れており、又定量面においても、相対誤差が、概して 10% 未満であることから、良好な対応を示していると言える。尚、 $Flap$ 舵角 $\delta_f = 60^\circ, 90^\circ$ 、 Jet 流量 $m_j \doteq 0.15 \sim 0.30$ kg/s の範囲において誤差が大きく表れる傾向がみられるが、対応する CFD 解析の結果によれば、この時、 $Flap$ 後縁付近では、 Jet 流により押し下げられた流れが、遠心力により、 Jet 流の急激な曲りに追従できずに剥がれていることがわかる (図 3.2-2)。このことは、CFD において、上述のような $Flap$ 後縁付近における複雑な流れを精確には捉えきれていない可能性が有ることを示唆している。

(b) 抗力特性

図 3.2-1(b) に抗力特性に関する風試データとの比較を示す。尚、比較は、3.1 節(2)と同様、 Jet 流による推力の効果を除した場合について行っている。CFD データ、及び風試データは共

に、Jet 流量や Flap 舵角の増加にともない、抗力係数が単調に増加するという傾向は一致しているものの、誤差としては大きな Order を示しており、 $\delta_f=90^\circ$, $m_j \doteq 0.30 \text{ kg/s}$ 時において、最大約 3000 Count となっている。本結果の要因としては、風試において Jet 流を実現する為に、模型 Plenum 部に高压ガスを供給する際に発生する Momentum Drag の影響が考えられる。

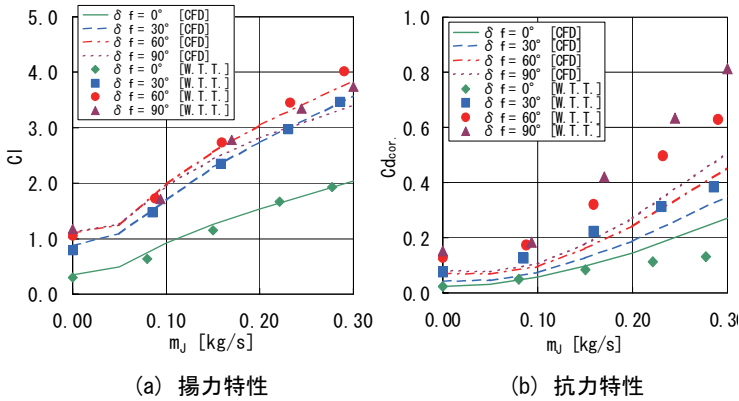


図 3.2-1 風洞試験データとの比較

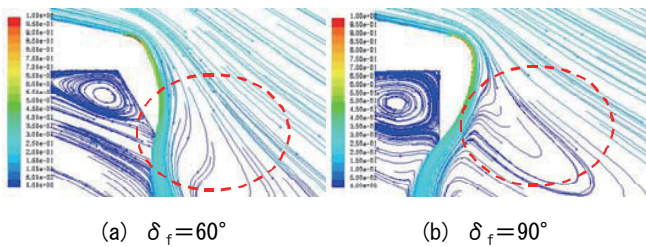
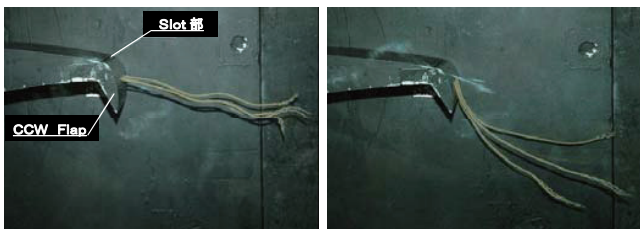


図 3.2-2 CCW Flap 後縁付近における流れの様子: $m_j \doteq 0.30 \text{ kg/s}$ [2D CFD]

(2) コアンダ効果の確認 (タフトによる可視化試験)

図 3.2-3 に、No Blowing 時及び Blowing 時におけるタフトの様子を比較を示す。尚、比較は、Flap 舵角 $\delta_f=60^\circ$ で行った。No Blowing 時においては、タフトは、Flap 上面を離れ振動しているのに対し、Blowing 時においては、タフトは、Flap 上面の円弧形状に沿っていることが確認される。このことから、No Blowing 時においては、Flap 上面付近の流れは剥離していると考察され、一方で、Blowing 時においては、Jet 流によりコアンダ効果が獲得されていることが確認される。



(a) No Blowing ($m_j=0 \text{ kg/s}$) (b) Blowing ($m_j=0.15 \text{ kg/s}$)

図 3.2-3 コアンダ効果の確認 (タフトによる可視化試験): $\delta_f=60^\circ$

4. 纏め

本研究では、CCW 空力設計手法の基礎を固めたと共に、CCW に関する以下の特性を明らかにした。

- CCW は、Jet 流量の増加にともない単調に揚力を増し、失速は確認されない (但し、Slot 部における Jet 流 Mach 数が 1.0 未満という制限有)。
- CCW では、迎角を変化させることなく、Jet 流と Flap 舵角の組合せのみにより、揚抗比の広範囲にわたる制御が可能となる。
- CCW は、Flap Chord 長が、翼弦長の 13% とコンパクトであるにもかかわらず、従来型のメカニカルな高揚力装置と同等以上の高揚力性能を達成するポテンシャルを有する。
- CCW では、機体の迎角を増すことなく従来型における迎角特性と同様の効果が得られることから、着陸時の尻擦り余裕確保や、パイロットの下方視界確保の点において、従来型に比して有利である。

又、本研究の結果により、以下の問題点、及び今後の課題が明らかとなった (3.2 節参照)。

- CCW のような Jet 翼では、一様流という遅い流れと、Jet 流という速い流れが混在することから、複雑な流れ場が形成され、CFD による正確な解析が困難となる場合がある。今後の CCW 設計においては、本研究成果以上の精度を有するデータが求められることから、CFD における乱流モデル再考等、計算方法の詳細な再検討が必要であると考えられる。
- 抗力に関しては、風試データと CFD データの定量的な一致がみられなかった。一般的に、CCW のような Jet 翼の風洞試験において、模型 Plenum 部に高压ガスを供給する際に発生する Momentum Drag の影響を除去し、抗力を精度良く計測する為には、Wake Probe による Wake 特性の計測等、詳細なデータの取得が必要となる¹⁾ことから、風洞試験技術の向上に関しても、今後の技術課題と考える。

謝辞

本資の内容は、(社) 日本航空宇宙工業会 革新技術開発センター「航空機工業の競争力強化に関する調査研究」平成 16 ~ 17 年度委託研究『循環制御技術による航空機の高揚力性能改善の為の空力設計技術の研究』における研究成果の一部を公表したものである。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Gregory S. Jones, Ronald D. Joslin : Proceeding of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop. NASA/CP-2005-213509/PT1, PT2
- 2) Paul E. Purser, Jack Fischel, and John M. Riebe : Wind-tunnel Investigation of an NACA 23012 Airfoil with a 0.30-airfoil-chord Double Slotted Flap. NACA ARR No.3L10

JAXA 極超音速風洞データ処理装置の更新

○小山 忠勇 (宇宙航空研究開発機構), 中村 晃祥(航空宇宙技術振興財団)

Replacement of the Data Processing System for the JAXA Hypersonic Wind Tunnels

Tadao KOYAMA (JAXA), Akiyoshi NAKAMURA (JAST)

概要

平成 19 年 2 月に JAXA 極超音速風洞のデータ処理装置をこれまでの HP 社の VXI システムによるデータ収集装置から NI 社の PXI を用いたデータ収集装置に更新した。また、データ処理・データ解析に使用していたサーバも UNIX から汎用の Windows に更新し拡張性を広げた。

データ収集ソフトウェアはこれまで同様に GUI を使用して確実に計測できるようにするとともに 1 次処理、2 次処理操作も効率的に行い、ユーザにすばやく計測データを提供できるように工夫した。これらの極超音速風洞データ処理装置更新の概要および現状について報告する。

1. 背景

宇宙航空研究開発機構(JAXA)総合技術研究本部の極超音速風洞データ処理装置は、1997 年に HP 社製の高速 A/D 変換器(HP-V743)とデータ処理用 WS(HP-C160)を用いた UNIX のデータ処理システムに更新した。¹⁾ 前回の更新時に GUI (グラフィック・ユー

ザ・インターフェース)を用いたデータ収集システムを導入し、誰にでも間違いなく計測できるよう効率化と汎用化を図ってきた。

しかし、導入から 10 年が経過し、HP-V743 の保守期限が切れ、交換部品の調達および保守契約の継続が困難な状況になった。重ねて、これまでの大きな故障もなく運用してきた同システムが、時々作動不良の

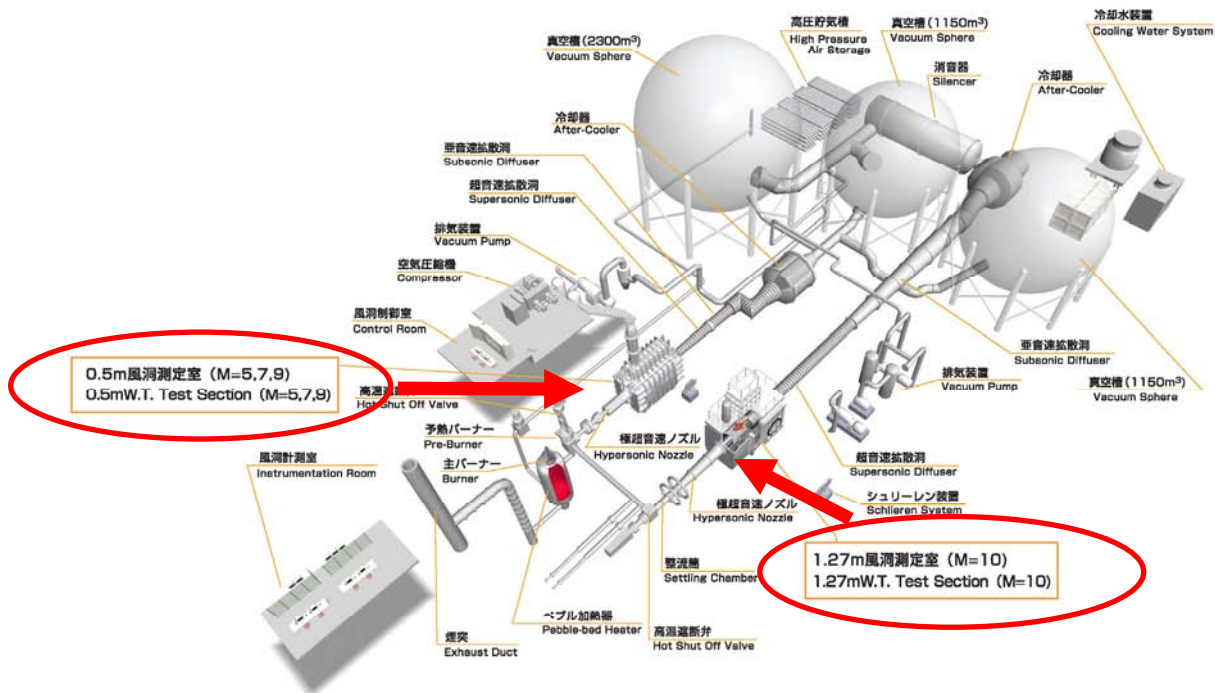


図 1 極超音速風洞システム

兆候を示すようになり、早急に対策が必要となった。

今回の更新では、ここ数年来のパソコンの大幅なデータ処理能力の向上およびデータ転送速度の向上により、試験が終了してからユーザにデータを提供するまでの時間が短縮できることやハードディスクの機能向上によりデータ管理能力の向上が期待できるなどのメリットが予想できる。

2. 極超音速風洞のデータ処理設備の特徴

極超音速風洞は図1に示す通り、0.5m 極超音速風洞(HWT1:マッハ数 5,7,9,)と 1.27m 極超音速風洞(HWT2:マッハ数 10)の2つの風洞からなり、いずれも吹き出し吸い込み型の間欠風洞で、持続時間は約 30～60 秒程度である。

従って、極超音速風洞データ処理装置は、2つの風洞設備を1つのデータ処理装置で計測するという特徴がある。

そのため、出来る限り2つの風洞の風洞基準量測定チャンネルを固定化し作業性を向上させるため、多チャンネル測定(最低:80チャンネル)を行う必要がある。

図2に極超音速風洞の主要機器の作動と計測処理のタイミングチャートを示す。同図に示す通り、風洞の主要機器である高圧空気源、加熱器、真空槽は通風時間の1～2時間前から動作し、通風準備を行う。測定室では模型交換などの測定室での作業が終了した後、測定室扉を閉めて、真空排気を行う。測定室が充

分に真空状態になった状態で、無風時のデータ(初期データ1およびテアーデータ(力測定試験時のみ))を取得する。但し、振動の影響を避けるため、高圧空気源を停止させた後に計測する。風洞各機器の試験準備が整ったところで、加熱器を燃焼停止させ、加熱器内の燃焼残ガスを真空排気して全ての試験準備が完了する。力測定以外の試験ケースの場合はここで初期データ2を取得する。その後風洞の起動信号により、加熱器内に高圧空気を充填する。加熱器内の空気圧力が試験の設定圧力(1～8.5MPa)に到達すると、遮断弁が開き、通風を開始する。RUNデータはこの通風開始の直前から通風終了までの全データを一定のサンプリング周期(1kHz または 10kHz)で取得する。通風終了後、データ確認のための終了データを取得し1RUNの試験ケースの計測が終了する。

3. データ処理装置更新にあたって

データ処理装置の更新にあたっては、これまでのシステムで良かった点は引継ぎ、さらに改良すべき点を出来る限り、直していくことを目標にした。具体的にこれらの点を整理してみると次のようになる。

良かった点としては、① データ収集およびデータ処理にGUIを導入し、1つ1つの操作・処理を明確にしたことで、データ収集・処理時における人為的なミスが減らすことができた。② 極超音速気流における実在気体効果を含んだ処理ソフトウェアを改良し、処理ソフトとして組み込んだ。③ 2つの風洞に対応するた

めの多チャンネル測定の実績、実績を得た。

改良すべき点としては、① データ転送やデータ処理に時間がかかりすぎ、ユーザを待たせることがあった。データ転送時間の短縮を行い、遅くとも試験終了後 10～15 分以内(運転制御装置の通風完了後、測定室が大気圧力に戻るまでの時間)にはユーザに提供できるようにする。② 操作性を拡大すること。可搬型のデータ収集端末を導入し、試験準備などに際して現場で、リモート操作によりデータ取得・確認が行える機能を持たせる。

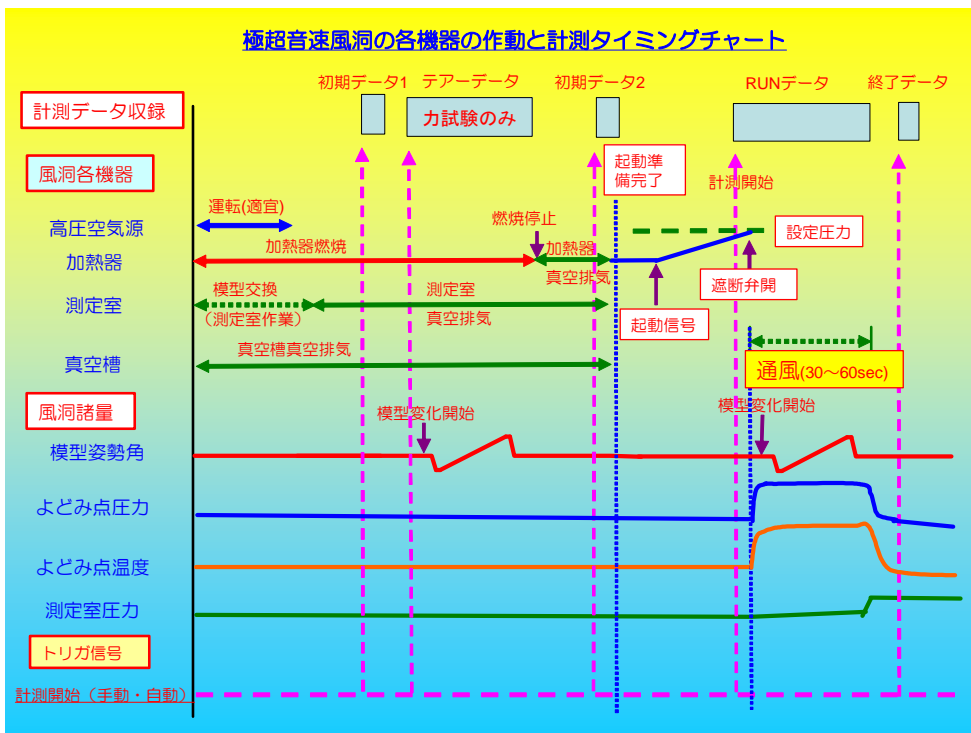



図2 各機器の作動と計測タイミング

③ 測定精度の向上を図る。これまでのシステムでは、サンプリング周期により、A/D 変換器の測定精度が異なるなどの問題があった。今回の更新では、すでに JAXA 風洞センター内の各風洞に使用されており、実績のある NI 社の A/D 変換器を使用することで測定精度の向上を図る。また、データの測定精度を左右するノイズの低減については、アンプおよび A/D 変換器を測定部近傍に設置し、早期にデジタル化して光ケーブル等により転送することが望ましい。④ セキュリティの確保・向上。これまでのシステムは全ての通信を構内 LAN を使用して行っていたが、風洞独自のローカル LAN を構築し、セキュリティの確保・向上を図る。⑤ 汎用性・拡張性の確保。これまでのシステムは、データ収集は HP-VEE、データ処理は UNIX および WindowsNT を使用していた。そのため、アプリケーションソフトウェアを追加する場合、専門的な言語を用いなければならないなど互換性に乏しかった。今後、コンピュータの発達を考えると処理用のコンピュータの更新サイクルは短くなることが予想されるため、基本の OS を Windows に統一し汎用性を高める必要がある。

4. データ処理装置のハードウェア構成

図 3 に更新した極超音速風洞データ処理装置のハードウェア構成系統図を示す。

同系統図に示す通り、風洞～アンプまで  の斜線部は予算の都合により既存設備を使用する。

新たに設けた計測ラックに A/D 変換モジュールと 80ch の信号中継パネル、無停電電源を組み込んだ。

信号は、アンプ出力端子から信号切り換えラック(既設)を経由して信号中継パネルに導かれ、A/D 変換した後、データ計測用 PC に取り込まれる。

データ計測用 PC と A/D 変換モジュールは MXI Express で接続し、計測操作、データの転送、ファイル管理等はデータ計測用 PC 側から容易に行なえるように設計している。

取得した計測データは、データ計測用 PC に取り込むとともに、データ管理用サーバにバックアップデータとして保管する。

計測用可搬端末を整備し、風洞室内の各部に端末を持っていき、直接センサ等にアクセスしながらデータの確認および計測作業を行なうことができる。

データ管理用サーバはセキュリティ確保のため、構内 LAN と風洞内のローカル LAN を切り分け機能を有している。

図 4 に既設のアンプ収納ラック、信号切り換えラックおよび新設の計測ラックの外観写真を、図 5 に A/D モジュール部の拡大写真を、図 6 にはデータ計測用 PC、データ管理用サーバの外観写真をそれぞれ示す。

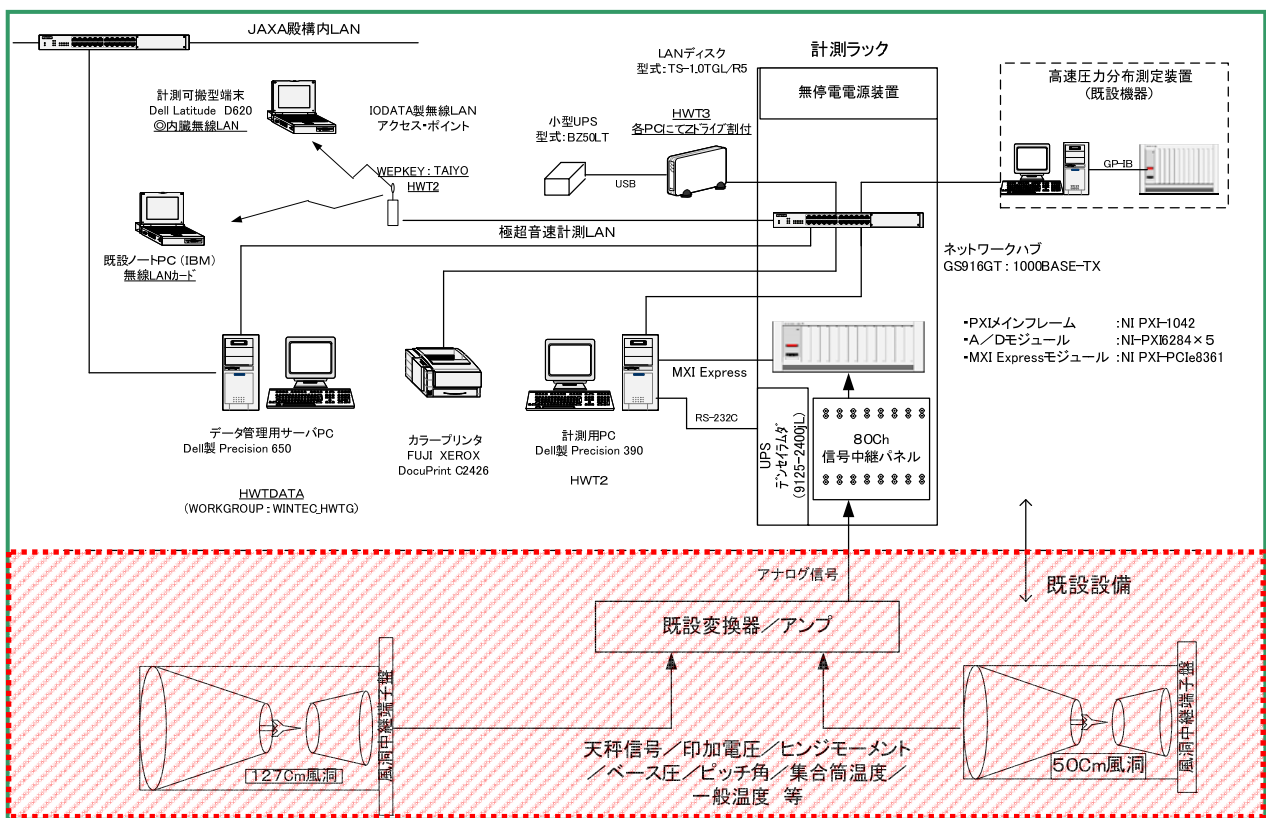


図 3 データ処理装置のハードウェア構成系統図

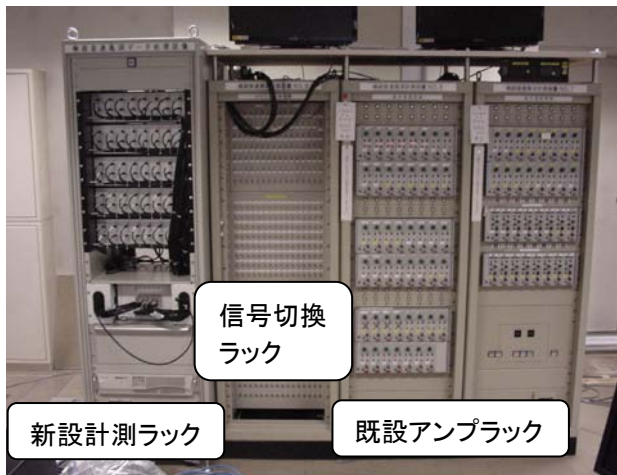


図4 既設アンブラックおよび新設計測ラック



図5 A/D モジュール部の拡大写真



図6 データ計測用 PC とデータ管理用サーバ

各ハードウェアの主な諸元は以下の通りである。

データ計測用 PC

型式 :Dell 製 Precision 390
 本体形状 :ミニタワー・シャーシ

O S :Windows® XP (日本語版)
 CPU :インテル® Core™ 2 Duo プロセッサ
 メモリ :2GB
 HDD :160GB ×2 (RAID0 構成)
 モニタ :20インチ ワイドTFT液晶モニタ

データ管理用サーバ

型式 :Dell 製 Precision 650
 本体形状 :ミニタワー・シャーシ
 O S :Windows® XP (日本語版)
 CPU :インテル® Xeon™
 メモリ :1GB
 HDD :80GB
 モニタ :19インチ 液晶モニタ

外付け HDD (LAN ディスク)

型式 :Buffalo 製 TS-1.0TGL/R5
 メモリ :1GB
 HDD :250GB ×4 (RAID5 構成)

可搬型端末

型式 :Dell 製 Latitude D620
 本体形状 :A4 ワイド・ノート PC
 O S :Windows® XP (日本語版)
 CPU :インテル® Core™ 2 Duo プロセッサ
 メモリ :1GB
 HDD :60GB
 モニタ :14.1 インチ液晶モニタ
 無線 LAN :リモートにて計測用 PC 操作可能

データ収集部

PXI メインフレーム装置

メーカー :日本ナショナルインスツルメンツ(株)
 型番 : NI PXI-1042Q (8 スロットシャーシ)

MXI-Express モジュール (NI PXI-PCIe8361)

型番 : NI PXI-PCIe8361
 持続スループット : 110 MB/秒

アナログ入力モジュール (NI PXI-6284)

型番 : NI PXI-6284 32Ch
 M シリーズマルチファンクション DAQ
 チャンネル数 : 32Ch (16Ch 差動) × 5 台
 入力レンジ : ±10V, ±5V, ±2V, ±1V,
 ±0.5V, ±0.2V, ±0.1V
 入力分解能 : 18 ビット
 サンプリングレート : 500ks/秒(最大)

5. データ処理装置のソフトウェア構成

データ計測用 PC に組み込むソフトウェアは、これまでの経験を生かし、GUI(グラフィック・ユーザ・インターフェース)を用いたものにした。

極超音速風洞のデータ処理ソフトウェアは以下の 4 つのソフトウェアから構成される。

1) 計測管理ソフトウェア

試験番号や試験条件、処理条件等を管理する。

2) データ収集ソフトウェア

設定したサンプリング速度で設定時間中のデータを取得し、指定されたハードディスク内に保存する。

3) データ処理ソフトウェア

1次処理・・・取得したデータをセンサタイプによる変換方法に基づき平均化して物理量に変換する。

マッハ数処理・・・ノズル較正試験結果^{2),3)}に基づき試験条件によりマッハ数を選択し、レイノルズ数等の風洞基準量を算出する。

力処理・・・模型変化条件等を基に模型に加わる空気力および空力係数を算出する。

4) アプリケーションソフトウェア

取得したデータのグラフ表示を行う。

5-1 計測管理ソフトウェア

データ計測用 PC のデスクトップのアイコンをクリックすると図 7 に示す計測管理ソフトウェアの画面が立ち上がる。



図 7 計測管理ソフトウェア画面

はじめに計測操作ボタンの中にある環境設定で、取得したデータの保存先のホルダーを指定する。但し、デフォルトは前回値を保存してあるので、一連の試験シリーズのはじめに設定すればよい。

次に試験条件設定領域の実験番号、実験名称、ユーザー名、コメント等を入力する。実験番号以外はデフォルトを前回値にしてある。(実験番号は空白)

実験番号を入力し「決定」ボタンを押したときにその実験番号がすでにある場合は「既存の実験番号です」という注意がうながされ、新しい実験番号の場合は試験番号のホルダーを作成する。

処理条件設定領域では、以下のファイルの編集、保存を行う。①共通パラメータファイル・・・取得した電圧データをそれぞれのセンサタイプに合わせ物理量に変換するための変換係数等を設定する。(詳細は後述)②処理諸元設定ファイル・・・試験模型の基準寸法等を設定する。(詳細は後述)③天秤設定ファイル・・・力試験において使用する天秤秤量や天秤のたわみ係数等を設定する。④干渉係数ファイル・・・使用する天秤の較正結果の干渉係数を設定する。⑤オフセットファイル・・・A/D 変換器等のオフセットを設定する。試験ケース毎にどの設定ファイルを使用したかは管理ファイルに記録される。

ここで、編集ボタンをクリックすると各ファイルの編集画面が立ち上がり編集することが可能になる。今回は具体的な例として共通パラメータ設定画面と処理諸元設定画面を例に説明する。

共通パラメータ設定ファイルの編集画面の例を図 8 に示す。

共通パラメータ設定では縦にチャンネル番号をとり、それぞれのチャンネルに対応する設定項目を横に並べた表形式である。

設定項目は、チャンネルの使用・不使用(これは 2 つの風洞により使用するチャンネルが異なるため)、センサ名称、センサタイプ(主なものは絶対圧型圧力、差圧型圧力、熱電対、天秤出力、模型角度など)、アンプ番号、ゲイン設定、アンプ感度、アンプオフセット、感度係数(3次)を設定する。

チャンネル	使用	センサー名称	センサータイプ	アンプ番号	ゲイン設定	アンプ感度	アンプオフセット	感度係数0	感度係数01	感度係数02	感度係数03	センサーオフセット
1	<input type="checkbox"/>	POH	POH	1	1	0.99997	0	0.0014	0.002343988	0	0	0
2	<input type="checkbox"/>	POL	POL	2	1	1.0004	0	0.0008	0.000827424	0	0	0
3	<input type="checkbox"/>	TR	TR	3	500	499.96	0	1	0	0	0	0
4	<input type="checkbox"/>	TR2	TR	4	500	499.81	0	0	1	0	0	0
5	<input type="checkbox"/>	TRG	EXV	49	1	1	0	0	1	0	0	0
6	<input type="checkbox"/>	TRV1	EXV	50	1	1	0	0	1	0	0	0
7	<input type="checkbox"/>	IRSC1	EXV	51	1	1	0	0	1	0	0	0
8	<input type="checkbox"/>	IRSC2	EXV	52	1	1	0	0	1	0	0	0
9	<input type="checkbox"/>	IRSC3	EXV	53	1	1	0	0	1	0	0	0
10	<input type="checkbox"/>	TRV5	ANO	54	1	1.0042	0	1506.22	-0.160268	0	0	750
11	<input type="checkbox"/>	TRV6	ANO	55	1	1.0037	0	0	0	0	0	5000
12	<input type="checkbox"/>	2POL	POH	1	1	0.99997	0	-0.0014	0.002343988	0	0	0
13	<input type="checkbox"/>	THETA_N	ANO	48	1	1.0001	0	0.0426435	0.0100008	0	0	-0.00133
14	<input type="checkbox"/>	POL	ANO	6	1	1.0001	0	0	0.02	0	0	-0.00133
15	<input type="checkbox"/>	POS1	DEG	56	1	1.0024	0	1.950	0.2	0	0	-6744
16	<input type="checkbox"/>	TRB142	EXV	9999	1	1	0	0	1	0	0	0
17	<input type="checkbox"/>	1Pch	PBL	57	1	1.003	0	0.0212	0.133362	0	0	0
18	<input type="checkbox"/>	Ps #22	PBL	58	1	1.003	0	0.011566	0.1333154	0	0	0
19	<input type="checkbox"/>	Pref1	PBL	59	1	1.003	0	-0.0422	0.133342	0	0	0
20	<input type="checkbox"/>	Pp1	PBL	60	1	1.003	0	0	0.132743	0	0	0
21	<input type="checkbox"/>	Pcal	PBL	61	1	1.003	0	-0.06	0.133362	0	0	0
22	<input type="checkbox"/>	ESP	EXV	62	1	1.003	0	0	0	0	0	0
23	<input type="checkbox"/>	Pp12	PBL	63	1	1.003	0	0	0.133362	0	0	0
24	<input type="checkbox"/>	Pp19	PBL	64	1	1.003	0	0	0.133362	0	0	0
25	<input type="checkbox"/>	P28	P	27	5000	1	0	0	0.133362	0	0	0
26	<input type="checkbox"/>	P26	P	26	5000	1	0	0	0.133362	0	0	0
27	<input type="checkbox"/>	P25	P	25	5000	1	0	0	0.132769	0	0	0
28	<input type="checkbox"/>	P24	P	24	5000	1	0	0	0.131134	0	0	0
29	<input type="checkbox"/>	P23	P	23	5000	1	0	0	0.128328	0	0	0
30	<input type="checkbox"/>	NC	ANO	29	1	1	0	0	0.0415	0	0	1000
31	<input type="checkbox"/>	P21	P	21	2500	1	0	0	0.128328	0	0	0
32	<input type="checkbox"/>	POH	POH	39	1	0.99992	0	0.0042	0.00413401	0	0	0
33	<input type="checkbox"/>	POL	POL	2	1	1.0004	0	0.0006	0.00069589	0	0	0
34	<input type="checkbox"/>	TR	TR	35	200	499.93	0	1	0	0	0	0
35	<input type="checkbox"/>	THETA	ANO	36	1	1.0002	0	0.09709022	0.005006229	0	0	0
36	<input type="checkbox"/>	Pcham	PBL0	57	1	1	0	0.212	1.33362	0	0	0
37	<input type="checkbox"/>	Pref	ANO	506	1	1	0	-0.422	1.33342	0	0	5
38	<input type="checkbox"/>	Ps	P	507	1	1	0	56.299	0.34408	0	0	0
39	<input type="checkbox"/>	Pp10	ANO	508	1	1	0	1	0	0	0	5
40	<input type="checkbox"/>	TRV	EXV	24	1	1.003	0	0	0	0	0	0

図 8 共通パラメータ設定ファイル画面

実験番号: 4238 ファイル名: AGARD-B_061005.sst

モーメント中心位置(m): X: 0.05826 Y: 0 Z: 0

模型基準面積(m²): 0.01596

模型基準長(m): ロール: 0.192 ピッチ: 0.1108 ヨー: 0.192

レイノルズ数基準長(m): 1

ベース面積(m²): 0.00181

模型全長(m): 0.408

模型先端からモーメント中心までの距離(m): 0.28526

底面圧力点数: 2

保存 別名保存 キャンセル

図 9 処理諸元設定ファイル画面

図 9 に処理諸元設定ファイル画面の例を示す。処理諸元設定画面では、模型基準面積、基準長、レイノルズ数基準長、モーメント中心位置、ベース面積など力処理等に使用する基準値を設定する。

ここでは、できる限りわかりやすい名称を使用して間違いをなくすよう配慮した。

設定単位はmまたはm²とし、底面圧力点数については個数の入力とした。デフォルトは、前回値とし1連の試験で模型に変更がない場合は、なにもしなくてよいようになっている。

5-2 データ収集ソフトウェア

計測管理ソフトウェアで、環境設定、試験条件設定領域の設定、処理条件設定領域のファイル設定が完了したら計測操作ボタンの「(M)測定ボタン」をクリックするとデータ収集ソフトウェアの画面が立ち上がる。

図 10 にデータ収集ソフトウェアの画面を示す。

はじめに AD ボードの測定レンジを設定する。AD ボードは 16 チャンネルのボードが 5 枚あり、それぞれ測定レンジを設定できるが、極超音速風洞では±10V に固定して使用している。

データのサンプリングはサンプリング間隔を時間で設定してもサンプリング周波数で設定しても良く相互に連携するようになっている。極超音速風洞では 1kHz をサンプリングの基本周波数に設定し、赤外線カメラのパルスを測定する場合に 10kHz を使用している。



図 10 データ収集ソフトウェア画面

測定種別選択では、次の測定が何のための測定なのかを選択し、その測定にあわせて取得したデータファイルの名前を決定し保存する。

測定種別としては、イニシャルデータ(通風前の初期データ)、スタティック・テアデータ(力測定試験において無風状態で模型を試験と同じ状態で作動させ、模型の自重データを取得する)、通風データ(試験時の生データ)、ファイナルデータ(通風後の確認データ)の 4 種類がある。

それぞれの測定は、何回でも繰り返し取得することが可能なようになっており、ショートキャリブレーション時などに荷重を変えて何度も測定するときに便利な機能を有している。

収集時間は秒単位で設定ができ、最大 180 秒まで測定が可能である。

トリガ条件設定では、マニュアルトリガなのか、オートトリガなのかを選択する。オートトリガの場合はトリガとなるデータのチャンネル番号と閾値を設定する。

但し、イニシャルデータとファイナルデータはマニュアルトリガのみが有効である。

計測したい測定種別、収集時間、トリガ条件等の設定が良ければ、「設定完了」ボタンをクリックする。

画面下方の「トリガ使用試験スタート」および「手動スタート」ボタンが緑色に変化し、測定開始準備が完了したことを表示する。

オートトリガの場合は「トリガ使用試験スタート」をクリックし、設定したチャンネルの電圧が閾値を超えた瞬間、「トリガ使用試験スタート」ボタンが黄色に変化するとともに「測定時間」の欄に時間が表示される。

マニュアルトリガの場合は「手動スタート」ボタンのみが緑色に変化する。測定を開始したい時にこの「手動スタート」ボタンをマウスでクリックすると黄色に変化するとともに「測定時間」の欄に時間が表示される。

測定中に停止ボタンを押せば、その時間までで測定を中断し、そこまでのデータを保存する。

5-3 データ処理ソフトウェア

必要なデータ収集操作が完了したら、計測管理ソフトウェアに戻り、計測操作ボタンの「(P)後処理」ボタンをクリックするとデータ処理ソフトウェアの画面が立ち上がる。

図 11 にデータ処理ソフトウェア画面を示す。

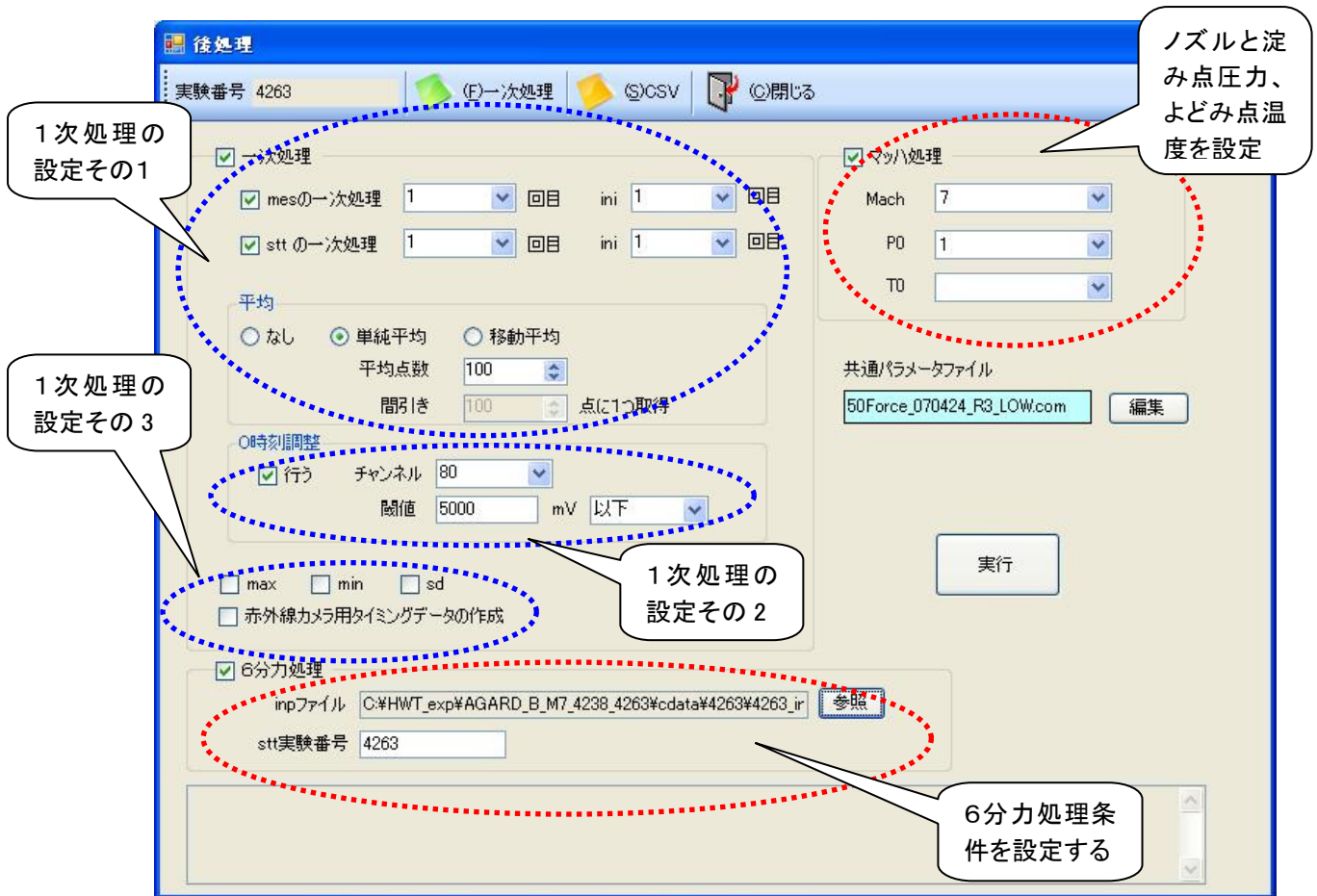


図 11 データ処理ソフトウェア画面

データ処理ソフトウェアとしては、1次処理とマッハ数処理、力処理の3つから構成され、必要な処理は各項目をクリックすることで実行する。

1次処理は取得した電圧データをセンサタイプにより、それぞれの変換方法に基づき平均化して物理量に変換する処理で図 11 の ----- で囲まれた部分がそれに対応する。まず、取得したどの電圧データ(通風データなのかスタティック・テアデータなのか)をどのように平均化(単純平均か移動平均か、平均点数はいくつか)するかを選択する。

次に時刻調整を行うかどうかを選択する。時刻調整を行う場合は、どの信号が入ったときを時刻 0 にするかを決める。(通常、風洞制御装置の時刻との同期をとるため遮断弁開信号をとる) 時刻調整を行わない場合は、データ取得開始が時刻 0 となる。

その他の処理として各平均化したデータの max: 最大値、min: 最小値、sd: 標準偏差のデータを付加するかどうか、赤外線カメラ用のタイミングデータを作成するかどうかを選択できる。

マッハ数処理は試験に使用したノズルマッハ数および淀み点圧力、淀み点温度に対応したノズル較正試験結果^{2),3)}に基づき試験マッハ数を選択し、風洞基準量を算出する。

マッハ数処理により算出される風洞基準量としては、マッハ数、静圧、静温度、動圧、レイノルズ数等であり、いずれも文献 4) の実在気体効果を考慮したものになっている。

6分力処理を行う場合は1次処理およびマッハ数処理を行った後でなければ実行できないようになっている。1次処理により平均化された6分力出力(センサ名称、FX,FY,FZ,MX,MY,MZ:いずれも電圧値)を較正試験結果をもとに歪量に変換し、天秤干渉係数等に基づき模型に作用する力を算出する。なお、どのような姿勢角の時のデータを計算するかは、設定した inp ファイルで指定する。スタティック・テアデータは同一のランに限らず自由に選択できる。

5-4 アプリケーションソフトウェア

データ処理ソフトウェア等でデータ処理が完了したデータを画面表示させ、データの確認を行うのがアプリケーションソフトウェアである。

計測管理ソフトウェア画面に戻り、計測操作ボタンの「(O)オフライン」ボタンをクリックするとオフラインモニタ画面が立ち上がる。

オフラインモニタ画面の例を図 12 に示す。

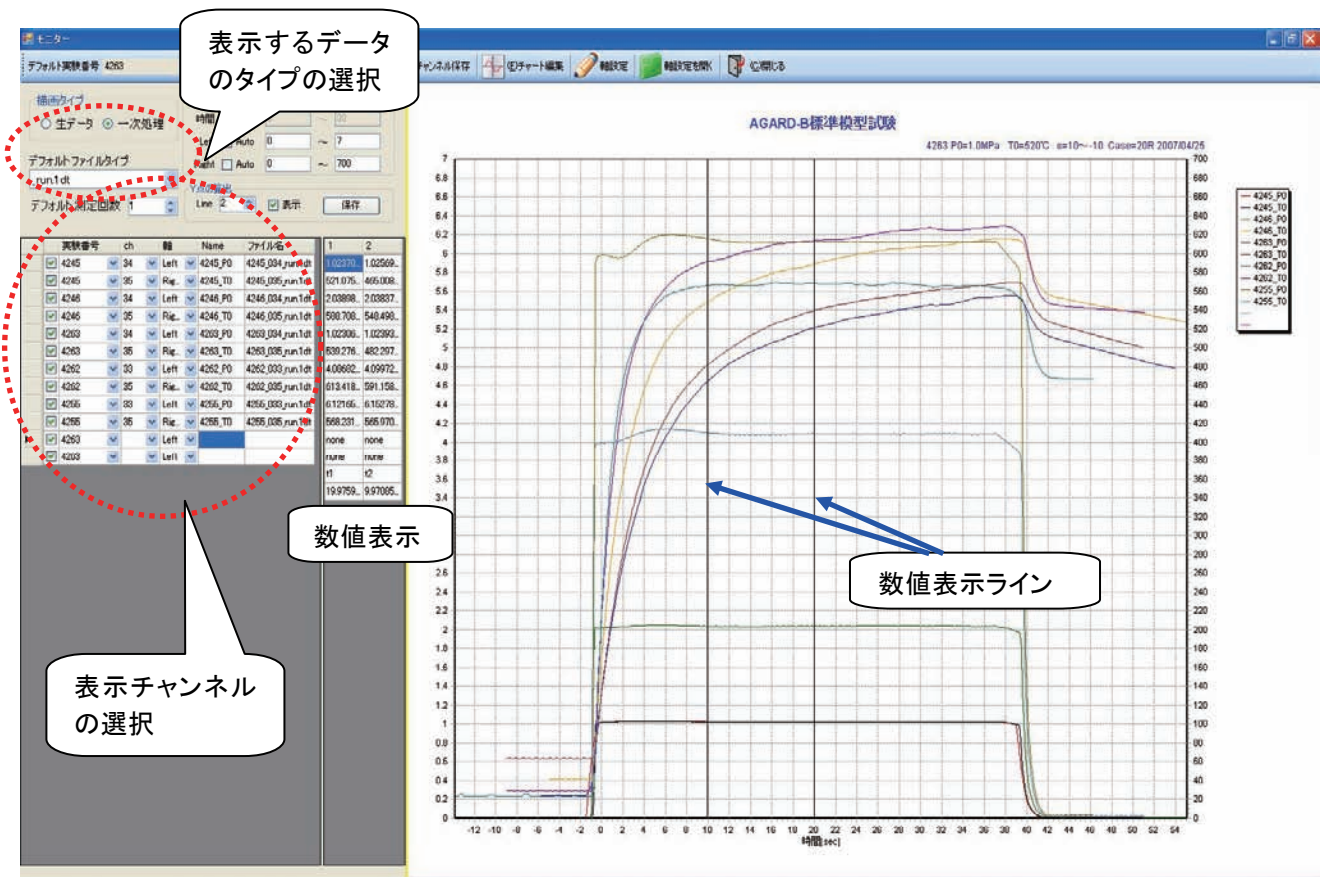


図 12 アプリケーションソフトウェア(オフラインモニタ)の表示例

オフラインモニタ画面では、表示したいデータのタイプとチャンネルを選択し「描画」ボタンをクリックすると右のような画面が表示される。表示チャンネルは当該試験のチャンネルだけでなく過去の試験のデータも表示できるようになっており、試験間のデータ比較が容易に行えるようになっている。

表示チャンネル数は最大 20 本まで表示できる。

表示された画面内に数値表示ラインを表示させるとその時の各チャンネルの値をチャンネル毎に数値で表示するように工夫されている。

その他のアプリケーションソフトウェアとしてはデータを取り込みながら表示するオンラインモニタも整備しており、取得データの確認など試験準備に大いに役立っている。

表 1 新旧データ処理装置の処理時間の比較

測定項目	データ収集時間	ファイル保存時間(旧)	ファイル保存時間(新)	時間短縮率
ini (1kHz)	1 秒間	15 秒	1 秒以下	1/25 以下
stt (1kHz)	30 秒間	43 秒	1 秒以下	
mes (1kHz)	30 秒間	43 秒	1 秒以下	
fin (1kHz)	1 秒間	15 秒	1 秒以下	
1次処理(1kHz)	100 点平均	1 分 5 秒	3 秒	1/40 以下
ini (10kHz)	1 秒間	21 秒	1 秒以下	
stt (10kHz)	30 秒間	4 分 40 秒	4 秒	
mes (10kHz)	30 秒間	4 分 40 秒	4 秒	
fin (10kHz)	1 秒間	21 秒	1 秒以下	1/40 以下
1次処理(10kHz)	100 点平均	7 分 40 秒	13 秒	

6. データ処理時間の短縮と測定精度の向上

極超音速風洞データ処理装置の更新にあたって、どうしても解決しなければならない問題がデータ処理時間の短縮であった。前装置はA/D変換器のメモリー内に取得データを溜め込み、データ収集が完了した後、計測PCのハードディスクに書き込む方式をとっていた。今回の更新にあたっては、データ収集しながら直接ハードディスクに書き込む方式を採用したため大幅な時間の短縮が可能になった。

表1に実際に1kHzと10kHzのサンプリング速度でデータを収集したときに要する時間と1次処理に要する時間を測定した結果を示す。

ここで、ini: 初期データ、stt: スタティック・テアデータ、mes: 通風データ、fin: ファイナルデータである。

1kHzで30秒間データを取得した場合、前装置ではデータ測定終了後、データ転送に43秒かかっていたのが、新装置ではデータ測定終了と同時にデータの保存が完了している。同様に10kHzで30秒間データを取得した場合、前装置ではデータ転送に4分40秒かかっていたのが新装置では測定終了後4秒とほとんど時間を要さずに完了している。

1次処理結果では最大7分40秒(10kHz、30秒データ取得)かかっていたものが13秒に短縮された。

全体として、時間短縮率は1kHzで1/25以下に10kHzでは1/40以下にまで短縮することができた。

データ処理装置の更新でもう1つ期待されるのが測定精度の向上である。前述したように風洞～アンプまでは予算の関係で既設設備を踏襲するため測定精度に変化はない。期待されるのはA/D変換器の変換精度である。

これまで使用してきたHP-V743は、16bitとというもののA/D変換精度がサンプリング周波数により異なり、なおかつ1kHzでは0.2%程度とかなり悪かった。

また、経年変化によりさらに精度の落ちるチャンネルも現れはじめていた。

新データ処理装置(NI-PXI 6284)は、18bitと分解能も高く大幅な測定精度の改善が期待できる。

測定精度を確認するために基準電圧発生器から±1V,2V,4V,6V,8V,10Vの電圧を新旧のデータ処理装置に与え、その測定結果を図13および図14に示す。

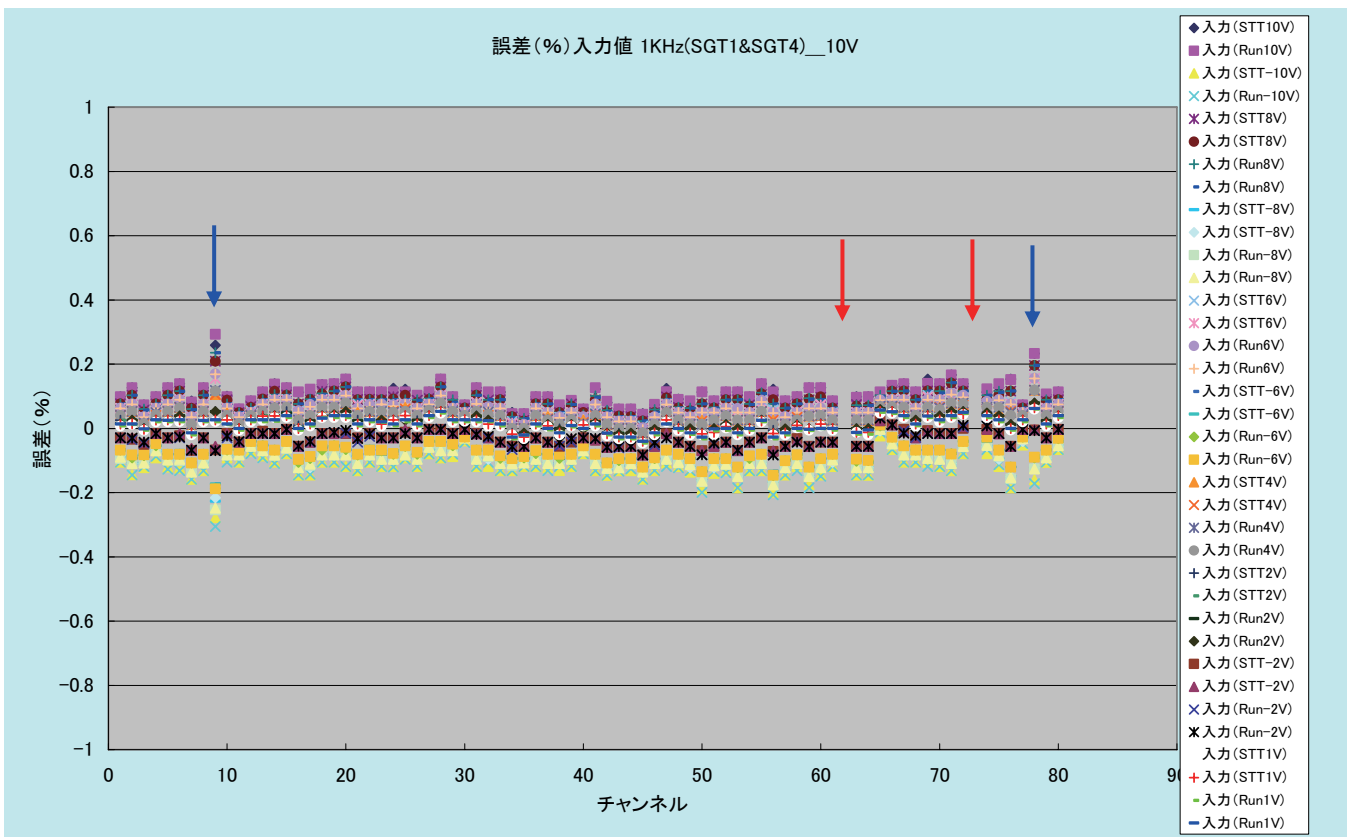


図13 前データ処理装置による測定精度試験結果

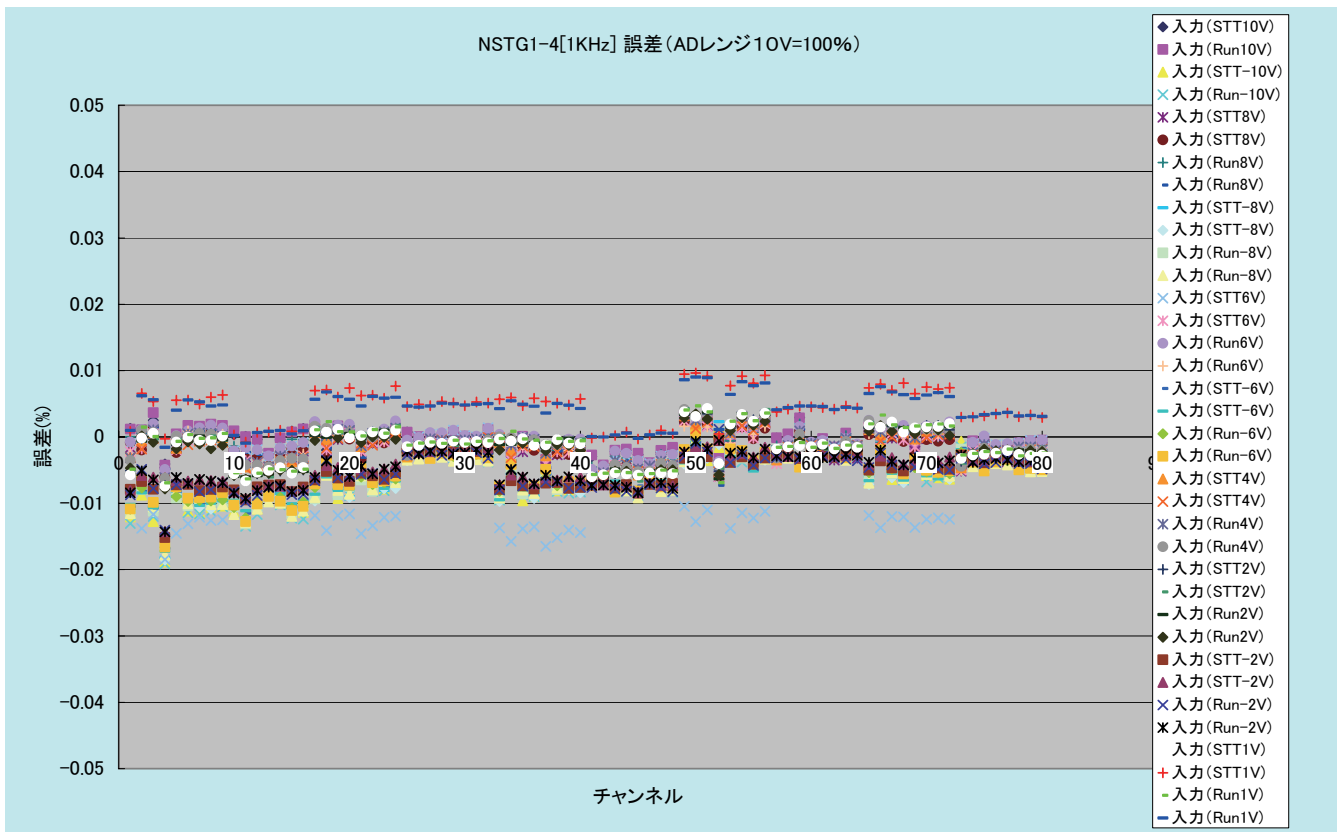


図 14 新データ処理装置による測定精度試験結果

図 13、14 とも誤差は以下の式で求めた。

$$\text{誤差}(\%) = (\text{基準電圧} - \text{測定電圧}) / 10V \times 100$$

図 13 の図中に示す ↓ のチャンネルは誤差が 0.2% を超えており、↓ で示すチャンネルは 1% を越えてグラフからはみ出している。

図 14 の新データ処理装置による測定結果は、全体にばらつきはあるものの全てのチャンネルが測定誤差 0.02% 以内に収まっており、測定誤差は前装置の 1/10 以下になり測定精度は大幅に改善された。

理時間が大幅に短縮された。(1/25~1/40) その結果、試験終了後、ユーザにデータを提供できるまでの時間が短くなった。(試験終了後 10 分程度)

- ④ 同時に A/D 変換器の測定誤差が 1/10 以下に改善され測定精度の向上が図れた。
- ⑤ 今後の課題として、ソフトウェアの更なる改善を図り、見やすいデータをユーザに短時間で提供できるように改善をすることとアンプを風洞近傍に設置するなど一層の測定精度の向上に努めていく。

7. まとめ

参考文献

- ① JAXA 極超音速風洞データ処理装置の更新を平成 19 年 2 月に実施し、新データ処理装置による運用を開始した。この間、大きな問題もなく順調に運用できている。
- ② 今回の更新において、ソフトウェアの整備と可搬型端末の導入を行った。その結果、試験準備や模型への各種センサの取り付け時におけるデータの確認が容易になり、試験効率の向上と作業性の向上がはかれた。
- ③ データ処理装置の性能向上が図られ、データ処

- 1) 津田,小山:極超音速風洞データ処理装置の更新について, NAL TM-737 (1999/3)
- 2) 小山,永井,津田,平林,関根,穂積,渡利:1.27m 極超音速風洞マッハ数校正試験, JAXA-RR-05-041 (2006/2)
- 3) 関根,平林,小山,津田,永井,穂積,渡利:0.5m 極超音速風洞マッハ数 5 及び 7 ノズル校正試験, JAXA-RR-05-043 (2006/2)
- 4) 渡利:極超音速風洞で用いている気体モデル, JAXA-RR-06-011 (2007/2)

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-07-019

発行日 平成20年2月29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 ケーティエス情報(株)

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

© 2008 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。

この用紙は地球環境・森林資源のため再生紙を使用しています。

