

# デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) マッハ数・浮力補正および風試不確かさ解析機能について

○越智康浩、口石茂、香西政孝、永井伸治 (宇宙航空研究開発機構)

Mach Number and Buoyancy Corrections, Uncertainty Analysis using  
Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN)  
Yasuhiro Ochi, Shigeru Kuchi-Ishi, Masataka Kohzai, Shinji Nagai (JAXA)

Key Words: Wind Tunnel Testing, CFD, EFD/CFD Integration

## Abstract

As a trial of the integration of Experimental Fluid Dynamics (EFD) and Computational Fluid Dynamics (CFD), JAXA has developed a system called Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN), which is a comprehensive platform for integrating EFD/CFD data and enhancing their efficiency and reliability. The system is presently served for the practical use in the JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel. In the present article, adding the introduction of Mach number and buoyancy corrections, uncertainty analysis of DAHWIN, several examples of the corrections and analysis to NASA-CRM is introduced.

### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、現状の風洞 (実流れを対象とした「アナログ風洞」) に対して CFD (数値シミュレーションという意味での「デジタル風洞」) を強く連携させたコンカレントな EFD/CFD 融合システムである、「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN)」の開発を平成 24 年度に終了し、25 年度より JAXA 2m×2m 遷音速風洞において本格運用を開始している。

DAHWIN の利用フローを図 1 に示す。まず、風試模型形状が定義された後、試験実施に先立った CFD 解析 (事前 CFD) を行い、得られた解析結果は風試計画の立案や風試データ補正における基本データとして利用される。そして、風試中には風試データを事前 CFD 結果とリアルタイムに比較することでデータの健全性を評価することが可能である。風試データは随時デジタル風洞側にフィードバックされ、風試条件を踏まえた CFD 解析を実行することも可能である。風試全体が終了した時点で、風試/CFD データおよび両者を融合させた空力データがデータベース化され、以降の研究開発に活用される。

本稿では、DAHWIN の一機能である、マッハ数・浮力補正および風試不確かさ解析について紹介する。

DAHWIN における主要機能の概要や活用事例については文献 1) を参照されたい。

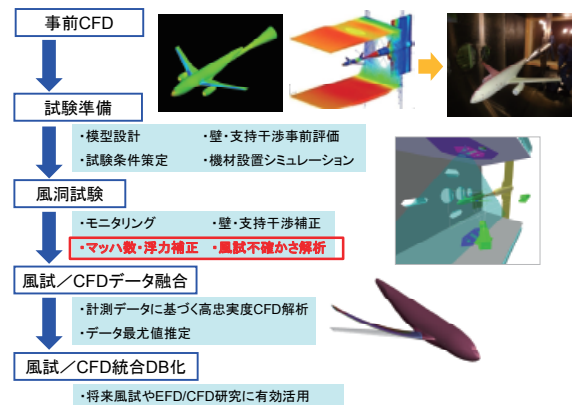


図 1 DAHWIN 利用フロー

### 2. マッハ数・浮力補正

マッハ数補正とは、風洞気流基準量を求めるプレナム室静圧と実際の測定部静圧の違いに起因するマッハ数と動圧の違いを補正することである<sup>2)-3)</sup>。模型の空力中心付近の測定部の静圧から局所マッハ数 ( $M_{local}$ ) を算出し、プレナム室圧力から算出したマッハ数 ( $M$ ) との差分を取ることで補正量 ( $M_{difference}$ ) が得られる。

$$M_{difference} = M_{local} - M$$

$$= \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left( \frac{P_0}{Cp_{probe}(X_{center}) \times Q + P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} - M$$

$M_{difference}$  : マッハ数補正量  
 $Cp_{probe}(x)$  : 中心プローブ測定圧力係数  
 $X_{center}$  : 空力中心位置

なお、測定部の静圧は図 2 に示す中心プローブ (直径 100mm, 長さ 9,000mm の円筒状で両側に静圧孔、

2m×2m 測定部断面の中心位置に配置) で測定した圧力を使用している。

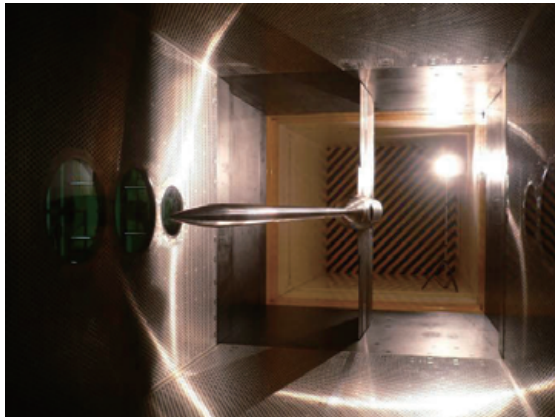


図2 中心プローブ

マッハ数補正を行ったマッハ数 ( $M_{corrected}$ ) を基に、静圧 P 及び動圧 Q について補正し、これらを基に空力係数の補正を行う。

$$M_{corrected} = M + M_{difference}$$

$$P_{corrected} = \frac{P_0}{\left(\frac{\gamma-1}{2} \times M_{corrected}^2 + 1\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$Q_{corrected} = \frac{\gamma}{2} \times P_{corrected} \times M_{corrected}^2$$

$$CAf = CA - CDc$$

$$CAf_{corrected} = CAf \times \frac{Q}{Q_{corrected}}$$

$$CN_{corrected} = CN \times \frac{Q}{Q_{corrected}}$$

浮力補正とは測定部主流方向のマッハ数傾斜(静圧傾斜)を評価し、抵抗に対する補正量を評価することである。図3に示すように、模型下流部では支持装置の影響が非常に強いのでその影響を補正する。

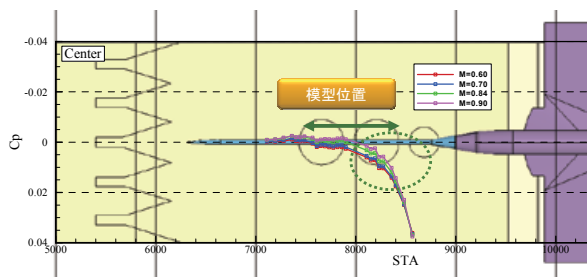


図3 測定部主流方向の静圧傾斜

以下の式に示すように、浮力補正量 ( $CDf_{buoyancy}$ ) は模型全体にかかる浮力項とキャビティ・ベース部にかかる浮力項から構成される。

$$= \frac{1}{S_{ref}} \int_{x_{nose}}^{x_{tail}} \left( \frac{dCp_{probe}(x)}{dx} \times S_{Model}(x) \right) dx$$

模型全体にかかる浮力

$$= \frac{Cp_{probe}(X_{cavity}) \times S_{cavity}(X_{cavity}) + Cp_{probe}(X_{tail}) \times S_{base}(X_{tail})}{S_{ref}}$$

キャビティ・ベース部にかかる浮力

$CDf_{buoyancy}$  : 浮力補正量

$S_{Model}(x)$  : 模型断面積分分布

$$CDf_{corrected} = CDf - CDf_{buoyancy}$$

DAHWIN において、マッハ数補正および浮力補正は通風終了後にラン単位で補正を行う。ランの一覧の中から補正対象とするランを選択し、そのランに対してどの補正を行うのかを指定する。マッハ数補正のみ単独で実施することも可能である。補正手法および対象を選択した後は実行ボタンをクリックするだけで補正が自動的に行われる。事前に入力するデータは中心プローブデータ(総圧とマッハ数の組み合わせに対する圧力係数)と浮力補正の場合には模型断面積分分布である。

### 3. 風試不確かさ解析

本稿では、誤差をかたより誤差と偶然誤差に分類する。この分類はAIAA-S071A-1999に準拠しており、以降、本規格に沿って議論を進める。

- ・ かたより誤差

系統誤差、規則性があり、測定値に偏りを与える。

- ・ 偶然誤差

環境条件などの変動により偶発的に生じる誤差、測定値のばらつきとなって現れる。

95%包括度(100回の計測のうち、95回の割合で真の値を含むと期待される範囲)の偏り誤差の推定値を正確度 B と呼ぶ。また、95%包括度の偶然誤差の推定値を偶然誤差限界 P と呼ぶ。偶然誤差限界 P は標本標準偏差(精密度) S と自由度  $\nu$  (データの個数を N 個とした場合、 $\nu=N-1$ ) に応じた 95%信頼度の Student t 値の積 ( $P=t*S$ ) で表される。

空力係数を算出するためには、天秤校正、風洞測定、データ処理などが行われるが、これらの処理手順を階層化することにより、誤差の推定が容易になる。最終的な空力係数の誤差へ反映するため、測定量の空力係数に対する感度係数(偏導関数)を導入

する。感度係数は連鎖率を使って求める。

得られた感度係数を各測定量の正確度や偶然誤差限界にかけ、二乗和平方根 (Root Sum Square, RSS) を計算することにより、最終的な空力係数の正確度や偶然誤差限界が求まる。

$$B = \left[ \sum (\theta_i B_i)^2 + \sum (\theta_i B_i \cdot \theta_j B_j)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$P = \left[ \sum (\theta_i P_i)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

$\theta_i$ : 感度係数  $i$ : 測定量インデックス

空力係数の不確かさ幅 (95%包括度)  $U$  はこの正確度と偶然誤差限界の二乗和平方根として表される。

$$U = \left[ B^2 + P^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

具体例として安定軸系軸力係数  $CDs$  の不確かさを算出する手順を示す。 $CDs$  の階層構造は図5のように機体軸座標系荷重  $FA$ 、 $FN$ 、動圧  $Q$ 、迎角  $\alpha$  などの関数である。さらに  $FA$  は自重補正後の天秤出力  $Fx4$  の関数であり、 $Fx4$  も補正前の天秤出力  $Fx2$  と自重補正量  $\Delta Fx$  の関数となっている。 $Fx2$  や  $\Delta Fx$  は測定量なので、正確度や偶然誤差限界が求められる。

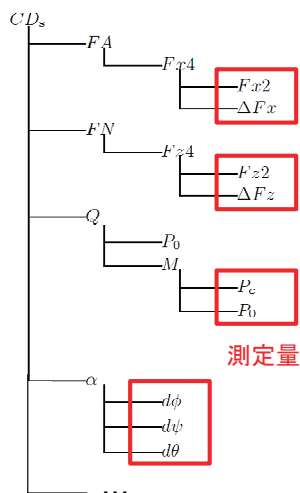


図5 安定軸系軸力係数 ( $CDs$ ) の階層構造

以下の式は  $CDs$  の偶然誤差限界の計算式を示すが、測定量の偶然誤差限界に感度係数をかけ、これらの二乗和平方根を求めている。

$$P = \left[ (\theta_{Fx2} P_{Fx2})^2 + (\theta_{\Delta Fx} P_{\Delta Fx})^2 + (\theta_{Fz2} P_{Fz2})^2 + (\theta_{\Delta Fz} P_{\Delta Fz})^2 + (\theta_{P_0} P_{P_0})^2 + (\theta_{P_c} P_{P_c})^2 + (\theta_{d\phi} P_{d\phi})^2 + (\theta_{d\psi} P_{d\psi})^2 + (\theta_{d\theta} P_{d\theta})^2 + \dots \right]^{\frac{1}{2}}$$

感度係数は例えば  $\theta_{Fx2}$  の場合、以下の式のように連鎖率を使って求められる。

$$\theta_{Fx2} = \frac{\partial(Fx4)}{\partial(Fx2)} \cdot \frac{\partial(FA)}{\partial(Fx4)} \cdot \frac{\partial(CD_s)}{\partial(FA)}$$

DAHWIN において、風試不確かさ解析は通風終了後にラン単位で実施する。入力データは測定量の正確度・偶然誤差限界である。風洞基準量であるマッハ数や動圧、模型姿勢角の不確かさも算出することが可能である。

#### 4. JAXA 2m×2m 遷音速風洞における解析例

解析事例として、NASA Common Research Model (CRM) 80%縮尺模型に対する JAXA 2m×2m 遷音速風洞試験に対応した解析結果を示す。NASA-CRM は、AIAA CFD Drag Prediction Workshop において提示された CFD 検証を主たる目的とした標準模型である<sup>4)6)</sup>。JAXA においても、NASA Langley National Transonic Facility (NTF) における風試とプロセージを合わせるために、NTF の 80%縮尺サイズ模型を製作の上、平成 23 年度以降、全機 6 分力や圧力孔のデータのみならず、PIV (Particle Image Velocimetry, 粒子画像流速測定法)、模型変形、非定常圧力等を含めた幅広い計測を実施している<sup>7)9)</sup>。本模型はステンレス製で、全長 1,355mm、全幅 1,269mm である。

JAXA 2m×2m 遷音速風洞試験条件は、マッハ数 0.6 から 0.85、風洞総圧は 100, 120kPa、迎角 -2 度から 10 度であり、カートは第 4 カートを使用した。

##### 4. 1 風試不確かさ解析

DAHWIN における風試不確かさ解析の操作概要とともに解析結果を示す。図 6 の左側が DAHWIN のメイン画面となっており、全ての操作はこの画面を基点に行う。風試不確かさ解析機能を選択し、実行ボタンをクリックすると解析対象を選択する画面 (右上) が起動する。本画面にて対象のランを選択し、実行ボタンをクリックすると入力ファイルを指定する画面 (右下) が起動する。この入力ファイルは 3 章で議論した測定量の正確度・偶然誤差限界を記入したファイルである。ファイルを指定後、Submit ボタンをクリックすると後は自動で処理が進む。

処理が完了すると、各空力係数の不確かさ幅が出力された画面が表示される。1 計測点当たりの処理時間は 10 秒弱である (この時間はシステムに処理要求を送信してから、結果の出力が完了するまでの時間なので、解析に要している時間はこれよりも短い)。従って、目安として計測点が 100 点あるランの場合、20 分弱で解析が終了する。出力ファイルには感度係数や各空力係数の正確度、偶然誤差限界、不確かさ

幅が記入されている。

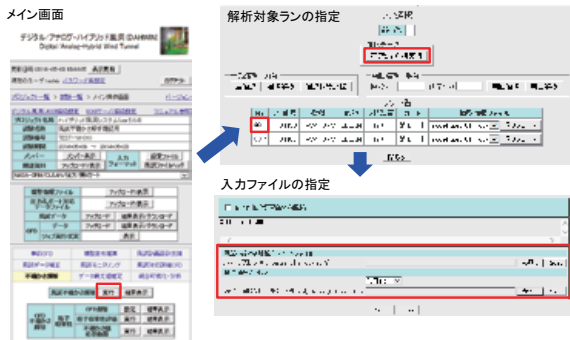


図6 風試不確かさ解析操作画面

得られた不確かさ幅は DAHWIN 上で可視化することができる。図7はCD-CLのグラフで、赤枠内を拡大した図を重ねている。不確かさ幅はエラーバーとして表示さる。なお、CLについてもエラーバーは表示しているが、縦軸のスケールに対して小さいので画像上では見づらくなっている。CDsの不確かさは2から4カウント程度である。マッハ数(測定)の不確かさは0.85の場合0.00005程度であるが、これはあくまで測定の不確かさであり、空間・時間変動分は入っていないため、厳密には風洞試験の不確かさとは言えない。迎角 $\alpha$ の不確かさ幅は0.03度程度である。現状、迎角は模型内センサーではなく、模型支持装置で計測している。

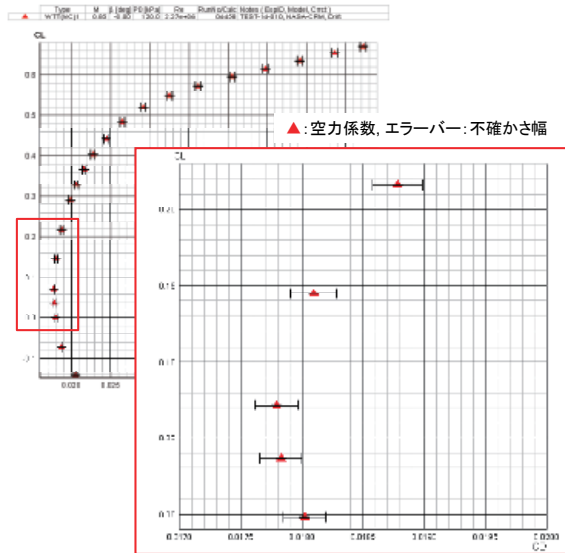


図7 安定軸系軸力係数(CDs)の不確かさ幅

各測定量の正確度と偶然誤差限界が空力係数の正確度と偶然誤差限界にどの程度寄与しているのかを示す。図8は、横軸に測定量、縦軸に感度と正確度の二乗平方根をとったグラフである。本グラフより

自重補正量 $\Delta Fx$ の寄与が最も大きく、約1.7カウント分寄与しているのがわかる。次に天秤出力 $Fx2$ 、ピッチ方向たわみ補正量 $d\theta$ 、設定ピッチ角 $\theta_s$ がそれぞれ0.6カウント、0.5カウント、0.3カウント程度の順で寄与している。図9は縦軸に感度と偶然誤差限界の二乗和平方根をとったグラフである。偶然誤差限界についてはピッチ方向たわみ補正量 $d\theta$ の寄与が最も大きく約0.5カウント、続いて、自重補正量 $\Delta Fx$ 、天秤出力 $Fx2$ 、設定ピッチ角 $\theta_s$ の順にそれぞれ0.3カウント、0.2カウント、0.1カウント程度寄与している。

図8、9で示した自重補正量に関するデータは現状得られる最良のデータを使用したものの、空力係数に対する寄与度について正確に議論する観点からはデータが不足しているため、今後、十分なデータを取得した上で見直す必要がある。

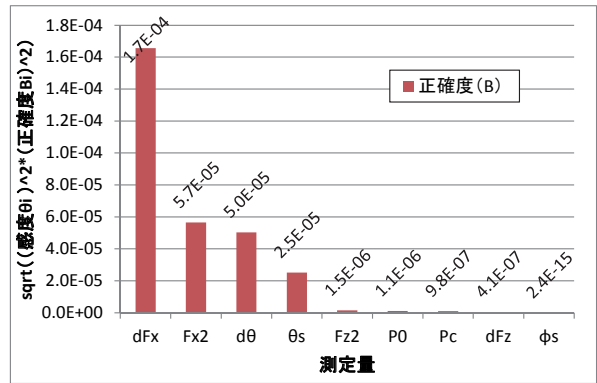


図8 安定軸系軸力係数(CDs)に対する測定量の寄与度(正確度)

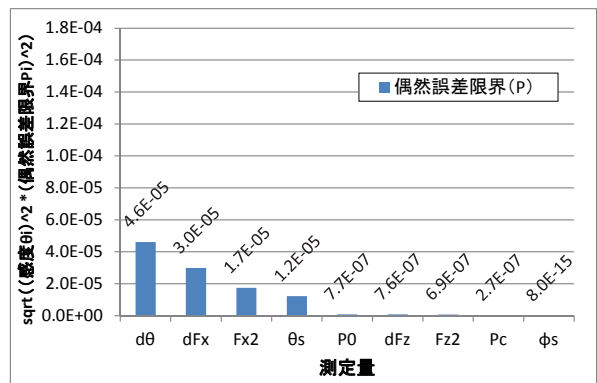


図9 安定軸系軸力係数(CDs)に対する測定量の寄与度(偶然誤差限界)

#### 4.2 マッハ数・浮力補正

DAHWINにおけるマッハ数・浮力補正の操作概要とともに補正結果を示す。風試不確かさ解析の場合と同様、図10に示すようにまずはメイン画面(図

左側) から風試データ補正機能を選択し、実行ボタンをクリックする。すると補正対象のラン及び補正の種類を指定する画面(右上)が起動するので、対象ランと補正種類を選択した上で実行ボタンをクリックすると後は自動で処理が行われる。処理が完了すると結果の一覧画面(右中)が表示される。ダウンロードボタンをクリックすると、補正結果が記入されたファイル(右下)がダウンロードされる。

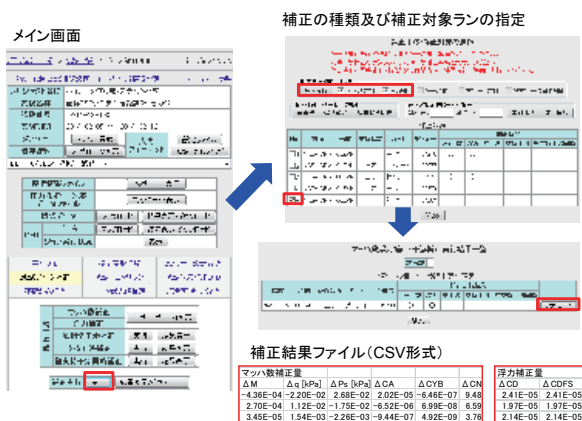


図 10 マッハ数・浮力補正操作画面

図 1 1 はマッハ数補正の結果である。横軸に(プレナム室)マッハ数、縦軸に補正量(測定部マッハ数からプレナム室マッハ数を引いたもの)を示す。補正量は 0.0004 程度であり、CDs の補正量に換算すると 0.2 カウント程度である。マッハ数の不確かさ幅は 0.00005 であり(4. 1 節)、これと比べるとマッハ数補正量は有意に大きな値である。なお、1 計測点当たりのマッハ数補正量計算時間は 1 秒以内である。従って、目安として計測点が 100 点あるランの場合、2 分以内で処理が終了する。

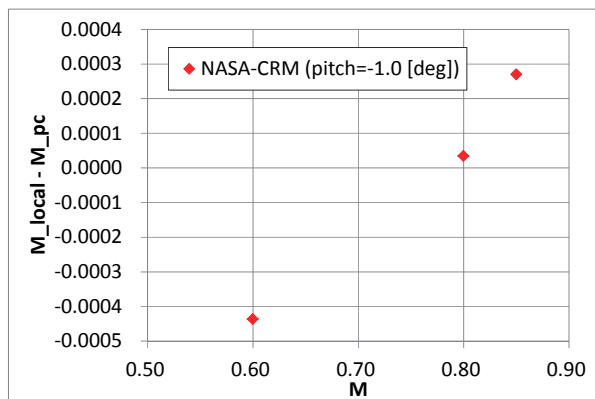


図 1 1 マッハ数補正結果

図 1 2 は浮力補正の結果である。横軸に(プレナム室)マッハ数、縦軸に補正量を示す。補正量は 2 か

ら 4 カウント程度である。CDs の不確かさ幅は 2 から 4 カウント程度であり(4. 1 節)、これと同程度である。なお、1 計測点当たりの浮力補正量計算時間は 1 秒以内である。従って、目安として計測点が 100 点あるランの場合、2 分以内で処理が終了する。

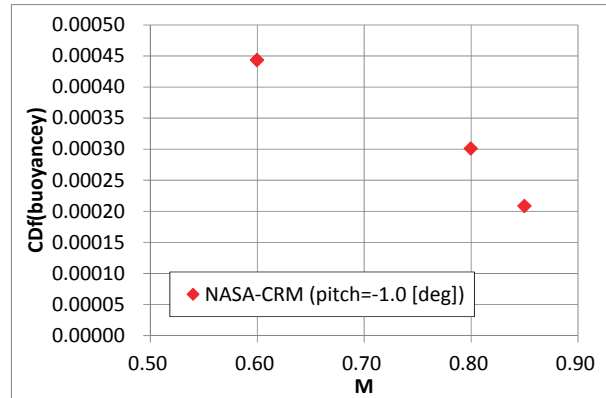


図 1 2 浮力補正結果

## 5. 今後の課題

本解析を通して明らかとなった今後の課題について以下のように取りまとめる。

### マッハ数・浮力補正の力試験標準データ処理への反映

現状、JAXA 2m×2m 遷音速風洞では標準データにマッハ数・浮力補正を施していないが、4. 2 節で示したとおり補正量は必ずしも小さくはないので、反映することについて検討する必要がある。

### マッハ数補正における局所マッハ数の定義

マッハ数補正において、現状、模型の空力中心位置の静圧から局所マッハ数を算出しているが(2 章)、模型周辺ではマッハ数が変化しており、空力中心位置の静圧だけで局所マッハ数を算出するのは十分妥当とは言い切れない。そのため、模型周辺における静圧から平均化されたマッハ数を算出するなど、局所マッハ数の定義について検討する必要がある。

### 浮力補正用の模型断面積分布の算出作業効率化

現状は CAD データから手作業で模型断面積分布を取得しているが、取得すべき断面の位置の指定なども含め作業の効率化を検討している。

### 中心プローブ測定圧力係数の勾配計算

浮力補正に関して中心プローブで測定した圧力係数の勾配計算について十分に検討する必要がある。

測定された圧力係数は値そのものが小さく、その上空間的に変動している。そのため、その勾配を計算する際、近似曲線のとり方によっては最終的に得られる補正量の値が大きく変わってしまうという問題がある。今後、適切な勾配計算の方法を検討する必要がある。

#### 自重補正項の不確かさデータ見直し

風試不確かさ解析に関連して、4.1節で触れたとおり、現状、自重補正項に関するデータが不足している。今後、(無風)データを活用して、この部分の不確かさ解析を見直す予定である。

#### 風洞基準量測定方法の見直し

風洞基準量である総圧  $P_0$  やプレナム静圧  $P_c$  は現状、1秒間に1回計測しているだけであるが、今後、変動幅や時間平均を取得することを検討している。

#### 6. まとめ

DAHWINの適用により、JAXA 2m×2m 遷音速風洞では、容易かつ迅速に風試不確かさ解析およびマッハ数・浮力補正を実施可能となった。本稿ではNASA-CRM80%縮尺模型に対する風洞試験に対応した風試不確かさ解析およびマッハ数・浮力補正を実施した。風試不確かさ解析について、計測点あたりの処理時間10秒弱であり、CDsの不確かさ幅は2から4カウント程度であった。マッハ数補正について、計測点あたりの処理時間1秒以内であり、補正量は0.0004程度(CDsの補正量に換算すると0.2カウント程度)であった。浮力補正についても、計測点あたりの処理時間1秒以内であり、CDsの補正量は2から4カウント程度であった。今後もDAHWINにおける風試不確かさ解析およびマッハ数・浮力補正機能を有効に活用する予定である。

#### 参考文献

- 1) 口石茂, 山下達也, 村上桂一, 渡辺重哉, 齋木英次, 荻野純: JAXA デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) の開発 (その1): システム概要と活用例, 第45回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013, JSASS-2013-2068-F/A, 2013.
- 2) 河本巖, 小国保男, 中村正剛, 細江信幸: 航技研遷音速風洞試験データの補正 マッハ数補正と浮力補正, 第30回流体力学講演会, 1998.
- 3) 香西政孝, 上野真, 塩原辰郎, 小松行夫, 唐沢

敏夫, 小池陽, 須谷記和, 我那覇義人, 今直樹, 原口智裕, 中村晃祥: JAXA 2m×2m 遷音速風洞における測定部マッハ数検定試験, 第77回風洞研究会議, JAXA-SP-06-026, 2007.

- 4) Vassberg, J. C., et al., "Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies," AIAA Paper AIAA 2008-6919, Aug. 2008.
- 5) Vassberg, J. C., et al., "Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper AIAA 2010-4547, June 2010.
- 6) Rivers, M. B. and Dittberner, A., "Experimental Investigations of the NASA Common Research Model in the NASA Langley National Transonic Facility and NASA Ames 11-Ft Transonic Wind Tunnel," AIAA Paper AIAA 2011-1126, Jan. 2011.
- 7) Ueno, M., et al., "80% Scaled NASA Common Research Model Wind Tunnel Test of JAXA at Relatively Low Reynolds Number," AIAA Paper AIAA 2013-0493, Jan. 2013.
- 8) Kohzai, M., et al., "Wall Interference Corrections of a NASA Common Research Model in JAXA Wind Tunnel Tests," AIAA Paper AIAA 2013-0493, Jan. 2013.
- 9) Koga, S., et al., "Analysis of NASA Common Research Model Dynamic Data in JAXA Wind Tunnel Tests," AIAA Paper AIAA 2013-0493, Jan. 2013.