

HB-2 形状標準模型を用いた JAXA 1.27 m 極超音速風洞 3 分力/空力加熱率測定試験

口石 茂, 渡辺重哉, 永井伸治, 津田尚一, 小山忠勇, 平林則明 (JAXA 風洞技術開発センター)
関根英夫, 穂積弘一 (JAST)

Force/Heat Flux Measurements in the JAXA 1.27 m Hypersonic Wind-Tunnel Using Standard Model HB-2

Shigeru Kuchi-Ishi, Shigeya Watanabe, Shinji Nagai,
Shoichi Tsuda, Tadao Koyama, and Noriaki Hirabayashi (JAXA WINTEC)
Hideo Sekine and Koichi Hozumi (JAST)

概要

In the present paper, results of force and heat flux measurement tests conducted in the JAXA 1.27 m Hypersonic Wind Tunnel (HWT) using the HB-2 standard model are presented. The tests were conducted at a nominal Mach number of 10, a stagnation enthalpy of 1 MJ/kg, and stagnation pressures from 1 to 6 MPa. Both for the force and heat tests, good data repeatability was confirmed. The heat transfer coefficient obtained from the IR thermography agreed well with the one from the thermocouple measurement. On the other hand, a conventional uncertainty estimation method which estimates the bias and random error components was applied to the force test data, whereas Monte Carlo approach was utilized to numerically estimate the uncertainty in the data reduction process of the heat flux data. The present experiment was conducted as a series of comparison test campaign between two hypersonic facilities in JAXA. The present test data is also expected to serve as a set of database for the validation of hypersonic computational fluid dynamics (CFD) codes.

1. はじめに

現在 JAXA は主要な極超音速領域関連風洞として、風洞技術開発センターに所属する 1.27 m および 0.5 m 極超音速風洞、0.44 m 極超音速衝撃風洞と、角田宇宙センターに所属する高温衝撃風洞 (HIEST) の 4 種類の設備を有している。これらは極超音速のマッハ数領域をカバーしているという点で共通しているが、気流条件や風洞スペックについては大きく異なっているため、これらの設備を相補的に活用することで互いの長所を積極的に利用し、かつ弱点を補い合うことが重要である。

このような観点から、1.27 m 極超音速風洞、0.44 m 極超音速衝撃風洞、高温衝撃風洞の 3 設備をターゲットとした対応風試が実施された。本稿では、このうち 1.27 m 極超音速風洞において実施された、HB-2 形状標準模型を用いた 3 分力/空力加熱率測定試験について報告する。風洞仕様、模型、試験条件、計測手法に

ついて概要が述べられるとともに、代表的な試験データが示される。また、測定データの妥当性を評価する目的で不確かさ解析が実施されたので、その手法および結果の概要についても述べられる。計測・解析手順の詳細および個々のデータの具体的な値については、文献 1 にまとめられてあるので、参照されたい。

2. JAXA 1.27 m 極超音速風洞

Figure 1 に JAXA 1.27 m 極超音速風洞 (HWT) の概略図を示す。HWT はブローダウン方式のコールドタイプ極超音速風洞である。ノミナルマッハ数は 10 で、4 種類の標準澱み圧力 ($P_0 = 1, 2.5, 4, 6$ MPa) について試験が行われ、対応する単位レイノルズ数の範囲は $1.0 \sim 4.3 \times 10^6$ 1/m である。測定部は主模型支持装置および高速模型投入装置を有し、それぞれ力試験および熱試験に用いられる。気流持続時間は最大で 48 秒である。過去に実施された気流校正試験によると測定部内のマッハ数のばらつきは 0.3% 以下であり、



Fig. 1: JAXA 1.27 m Hypersonic Wind Tunnel (HWT)

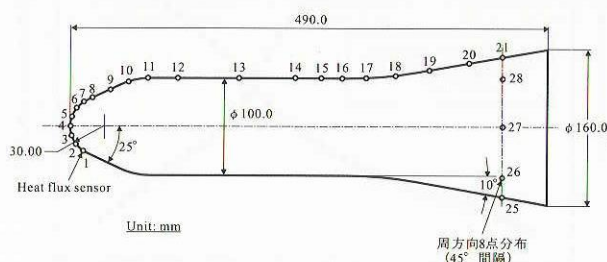


Fig. 2: HB-2 standard model

優れた気流特性が確認されている。

3. 試験概要

3-1 試験模型

本対応風試では、CFD 解析の容易さ、模型形状の複雑さより生じる不確実性(模型製作精度その他)を極力排除するという意図で、比較的単純な形状を有する HB-2 模型が採用された。HB-2 模型は 1950-60 年代における AGARD および STA(Supersonic Tunnel Association) の共同作業の一環として提案されたバリスティック形状の標準模型であり、球-円錐-円筒-フレアの結合体として解析的に表現できる形状となっている。[2]

空気力測定用模型はステンレス製で、重量は 12.675 kg(天秤を除く)、全長 490mm、円柱部直径 100mm である。模型内部には 6 分力天秤が内挿されており、天秤中心は模型の中間部に位置する。またベース部には Kulite センサを上下 2 点設置し、ベース圧補正を施して前面軸力係数を算出できるようにした。

加熱率測定用模型は、風洞測定部がほぼ同サイズ

である高温衝撃風洞 (HIEST) との共用となっており、模型サイズは力模型と同じである。模型表面には計 28 個(軸方向 21 点、フレア部周方向 7 点)のクロメル-コンスタンタン型同軸熱電対(外径 1.5 mm)が装着されており、模型本体材質には模型材料と同軸熱電対材料との間の熱物性値の相違による測定不確実性を排除するという目的でクロメルを使用した。さらに頭部はポリイミド系材質の部品と交換可能とし、同軸熱電対のデータを赤外線カメラによる画像計測から得られる熱伝達係数の面分布結果と比較できるようにした。

3-2 試験条件

力試験、熱試験共に風洞澱み圧力 $P_0 = 1, 2.5, 4, 6$ MPa の各条件について試験を実施した。澱みエンタルピはいずれの条件でも 1 MJ/kg 程度である。迎角は力試験について $-10 \sim 32$ deg の範囲内、熱試験については 0 および 15 deg の 2 種類についてデータが取得された。力試験においては、気流持続時間の制限から迎角範囲を 2 分割してスイープを行った。またデータの再現性確認の目的でリピートランを力試験、熱試験それぞれ 5 回づつ実施し、統計的手法により偶然誤差を算出できるようにした。

3-3 データ算出手法

力試験は 6 分力天秤の出力から複合干渉補正を施すことにより縦 3 分力を導出した。動圧は各ランにおいて測定された風洞澱み圧力/温度および校正試験によって得られたマッハ数から、1 次元等エントロピー関係式および文献 3 にある実在気体効果補正式を用いて、気流条件を計算することにより求められる。

加熱率算出方法としては、同軸熱電対に関しては表面温度の時間履歴から 1 次元熱伝導を仮定し、非定常加熱にも有効な Cook & Felderman の手法によって評価する。[4], [5] 赤外線カメラを用いた方法では、熱伝達係数一定を仮定し、カメラの第 1 フレーム取得時刻とノズルの外縁を通過する時間から加熱開始時刻を推算し、Jones & Hunt 法 [6] により加熱量を求めた。

4. 不確かさ解析

力試験、熱試験それぞれについて不確かさ解析を実施した。力試験については、誤差を偏り誤差と偶然誤差とに分割して、校正、データ取得/算出の各測定階層ごとに評価し、根二乗和 (root sum square) で総括するという、文献7および8のガイドラインに準拠したものとなっている。一方熱試験については、データ算出手順にスムージング、数値積分、時間平均等の数値オペレーションが含まれるために、手書き計算の手法の適用は困難である。そこで今回は、1次元熱伝導方程式の厳密解から得られる温度履歴を乱数を用いてばらつかせ、それから得られる加熱率の真値に対する分散値を反復的に求めるモンテカルロの手法で、温度測定誤差に起因する加熱率の偶然誤差を数値的に評価した。各不確かさ解析手順の詳細については文献1を参照のこと。

5. 結果と考察

Figure 3 (a), (b) に風洞澱み圧力 6 MPa の条件における各空力係数の迎角に対するプロット図を示す。本条件では各迎角範囲それぞれにおいて計3回のリピートランを実施したが、図から明らかなようにデータ再現性は良好である。不確かさ解析で得られた不確かさ幅を Fig. 3 (a) に波線で示す。データは予測された不確かさ区間に妥当に納まっていることが確認できる。 C_N , C_m に関する不確かさの幅は C_{AF} と比較して十分に小さい。Figure 3 (b) には文献2にある AEDC データを併せてプロットしているが、本試験データと良好に一致している。Table 1 に風洞澱み圧力 1 MPa の条件における、不確かさ解析で評価された偶然誤差の予測値と計5回のリピートランから得られた実測値との比較を示す。3成分いずれも予測値が

Table 1: Comparison of predicted/experimentally-evaluated precision limits ($P_0 = 1$ MPa, $\alpha = 15$ deg)

	Estimated from uncertainty analysis	Obtained from 5 repeat runs
C_{AF}	0.021	0.011
C_N	0.030	0.018
C_m	0.028	0.024

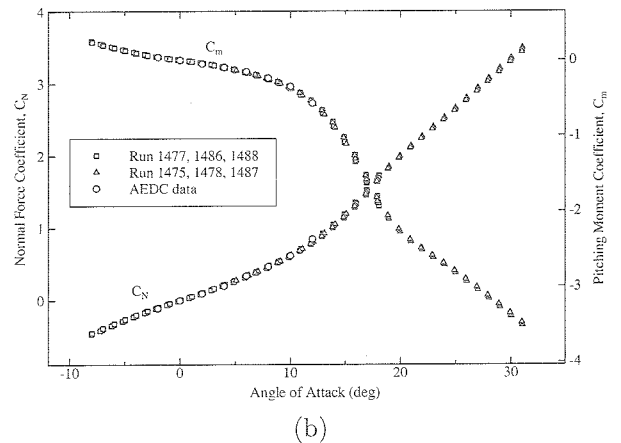
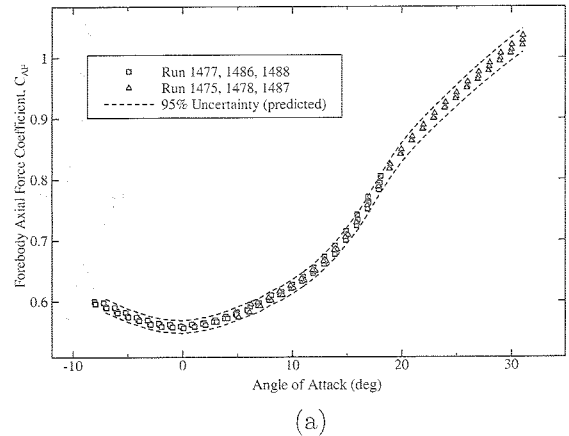


Fig. 3: Three-component aerodynamic force coefficient versus angle of attack ($P_0 = 6$ MPa)

実測値を上回る結果となっているが、これは主に天秤出力の偶然誤差を過大評価したことが原因と考えられる。風洞澱み圧力が低い場合は空気が小さくなるため、空力係数算出精度に対する天秤出力誤差の影響が相対的に大きくなる。

次に熱試験の同軸熱電対データについて、風洞澱み圧力 2.5 MPa の条件に関する熱伝達係数 5 ラン分のデータを模型軸方向にプロットした結果を Fig. 4 に示す。円筒-フレア結合部周辺では加熱率が相対的に低くなるため、温度測定値に対するノイズの割合が高くなり、結果としてデータのばらつきが確認される。本試験条件におけるセンサの温度上昇は、模型頭部では 40°C に達する一方で、加熱率が最小となる円筒-フレア部では高々 1°C 程度であり、データノイズのレベルが温度上昇量に匹敵する。

本繰り返し測定データから統計的手法に基づいて計算された偶然誤差の各センサごとの分布を Fig. 5

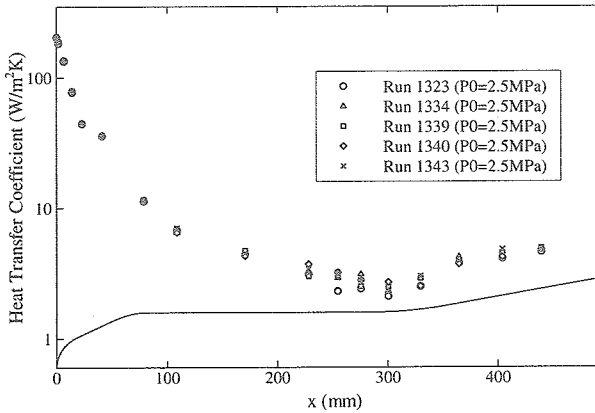


Fig. 4: Repeatability of the heat transfer coefficients ($P_0 = 2.5 \text{ MPa}$, $\alpha = 0$ degrees)

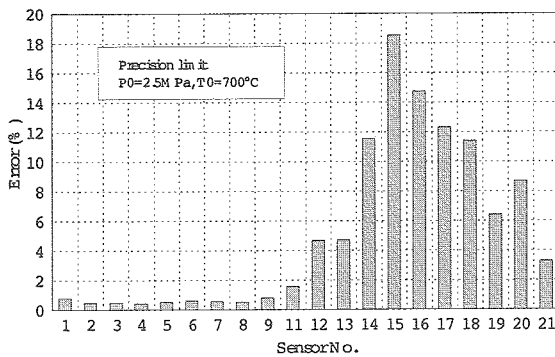


Fig. 5: Random error (precision limit) distribution obtained from the five repeat runs ($P_0 = 2.5 \text{ MPa}$)

に示す。加熱率の高くなる模型頭部のセンサについては、いずれも 1%以下の良好な再現性が確認される一方で、低加熱率のセンサについては 20%近いデータのばらつきが見られる。この結果の妥当性を検討するために、先に述べたモンテカルロシミュレーションにより、 1 kW/m^2 から 100 kW/m^2 までの範囲の加熱率レベルにおける加熱率測定の偶然誤差を数値的に評価した。その結果を Fig. 6 に示す。センサの熱物性値に関する項は加熱率を求めるにあたっては定数として与えられるため、不確かさは加熱率レベルによらず一定で、2.9%と見積もられる。図より低加熱率条件では温度測定に起因する偶然誤差が加熱率誤差の主要因であることがわかる。本試験条件における加熱率の最小値は 1.5 kW/m^2 程度であるが、図より試験によって得られた偶然誤差のレベルが、数値的に予測された値とよく一致していることが分かる。すなわち本試験データは、予測された不確かさの範囲内に妥当に納まって

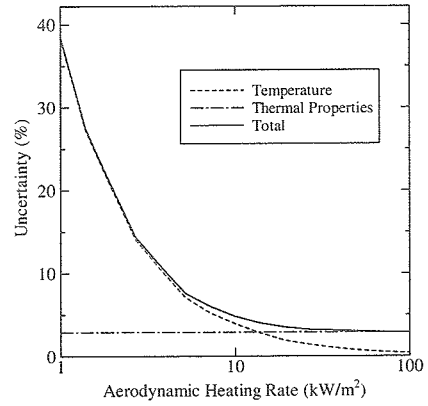


Fig. 6: Estimated heat flux errors versus the heat flux level

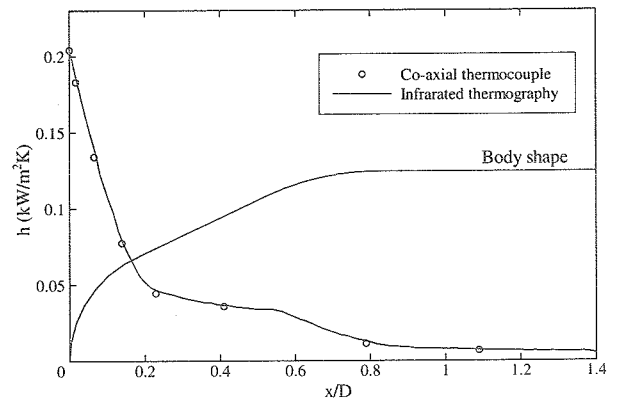


Fig. 7: Estimated heat flux errors versus the heat flux level

いることが確認される。

最後に同軸熱電対によって得られた熱伝達係数を、赤外線カメラによって得られた面計測データと比較した結果を Fig. 7 に示す。両者の差は淀み点において 3%程度であり、赤外線画像データを 3次元マッピング処理することにより算出した各ロール角位置における軸方向分布もよく一致している。加熱率を異なる 2つの測定手法で算出した結果について定量的な一致が確認されたことにより、本試験データの信頼性を向上させることができたと考える。

6. まとめ

本報告では、JAXA 1.27 m 極超音速風洞において JAXA 極超音速関連風洞対応風試の一環として行われた、HB-2 形状標準模型を用いた空気力/空力加熱率測定試験について述べた。試験は風洞淀み圧力 $1 \sim 6 \text{ MPa}$ 、淀みエンタルピ 1 MJ/kg の条件で実施され、

結果として力試験、熱試験双方において良好なデータ再現性が確認された。

また本試験ではデータの妥当性を確認する目的で、不確かさ解析を実施した。力試験については統計的手法に基づき、偶然誤差と偏り誤差を各測定階層において評価し、それぞれを総括することで空力係数の不確かさ幅を評価した。一方熱試験については、モンテカルロシミュレーションを実施することで、温度測定誤差に起因する加熱率の偶然誤差を数値的に評価した。力試験については、予測された誤差幅にデータが妥当に納まることが確認された一方で、予測された偶然誤差幅は計5回のリピートランから求められた偶然誤差をやや上回る結果となった。熱試験については、計算結果をやはり計5回のリピートランから算出された偶然誤差と比較したところ、低加熱率領域において予測値と実測値がほぼ一致することが確認された。

本試験の詳細については文献1にまとめられている。力試験、熱試験ともに測定データの妥当性を十分に吟味した上で、各ランにおける気流条件およびデータの詳細を記述してあるので、特にCFDコードの検証に有効であると考えられる。ぜひともご活用頂きたい。

References

- 1) 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 Research and Development Report JAXA-RR-04-035E, 2005.
- 2) Gray, J. D., "Summary Report on Aerodynamic Characteristics of Standard Models HB-1 and HB-2," AEDC-TDR-64-137, July 1964.
- 3) Boudreau, A. H., "Performance and Operational Characteristics of AEDC/VKF Tunnels A, B, and C," AEDC-TR-80-48, 1981.
- 4) Cook, W. J., and Felderman, E. J., "Reduc-

tion of Data from Thin-Film Heat-Transfer Gages: A Concise Numerical Technique," *AIAA J.*, Vol. 4, No. 3, March 1966, pp. 561-562.

5) Schultz, D.L., and Jones, T. V., "Heat Transfer Measurements in Short Duration Hypersonic Facilities," AGARDograph 165, 1973.

6) Jones, R. A., and Hunt, J. L., "Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat-Transfer Data," NASA TR R-230, 1966.

7) *Measurement Uncertainty*, ASME Performance Test Codes, Supplement on Instruments and Apparatus, Part 1, ANSI/ASME PTC19.1-1985, 1985.

8) *Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty*, AIAA Standard S-071-1995, AIAA, Washington, DC, 1995.