

# 高温衝撃風洞 Hiest における極超音速境界層遷移研究について

○ 丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、高橋政浩、小寺正敏、伊藤勝宏（宇宙航空研究開発機構）

## Current status of hypersonic boundary layer transition researches in the impulsive facility Hiest

TANNO Hideyuki, KOMURO Tomoyuki, SATO Kazuo, TAKAHASHI Masahiro  
KODERA Masatoshi, ITOH Katsuhiko(JAXA)

*Key Words : Shock tunnel, Boundary layer transition, High-enthalpy flow*

### Abstract

Wind tunnel experiments were performed to investigate hypersonic boundary layer transition in the impulsive facility Hiest. A 7° half-angle cone model 1100 mm long was designed and manufactured for the study. To change the Reynold's number, stagnation enthalpy was varied from  $H_0=3.5$  MJ/kg ( $Re=6.0 \times 10^6/m$ ) to  $H_0=8.7$  MJ/kg ( $Re=1.6 \times 10^6/m$ ). Seventy-two miniature co-axial thermocouples were flush-mounted on the surface of the model to measure heat flux distribution. Surface pressure fluctuation was measured in order to observe the second-mode instability in the boundary layer. The heat flux distribution measurement indicated that transition occurred on the model at approximately  $Re=4.0 \times 10^6$ . Surface pressures exhibited peaks in their frequency spectra that were thought to represent second-mode instability. Schlieren high-speed video showed disturbances in the vicinity of the model surface at the location where laminar-turbulent transition occurred.

## 1 はじめに

極超音速流れ場の境界層遷移現象は、大気圏再突入機設計において、未だに不確定要因の一つである<sup>(1)</sup>。我が国でも、再突入実験機 HYFLEX で経験した、遷移における飛行試験と地上試験・数値計算との違い<sup>(2)</sup>は解決されていない。また、極超音速流れ場における境界層遷移予測は、次世代宇宙機の設計だけでなく、極超音速巡航機体、空気吸い込み型エンジンの開発、あるいは惑星探査カプセル開発にも極めて重要な課題である。米国では、極超音速境界層遷移現象を重要研究課題として位置付け、代表的な研究機関が連携しながら、鋭意研究を進められている。

わが国では、JAXA 調布において、極超音速風洞を使用して基礎的な研究が行われている<sup>(3)</sup>が、境界層遷移は風洞設備依存性が強く、多種多様な風洞設備での対応風洞試験が必須である。そこで、極超音速境界層遷移現象の解明の一環として、また、大型風洞評価データ取得のため、自由ピストン型衝撃風洞 Hiest<sup>(4)</sup>を用いた極超音速境界層遷移試験を行った。Hiestは従来型風洞では再現できない、高いよどみ点条件を生成することが可能であり、実機飛行条件に近い気流条件での試験を、大型の模型を用いて行うことが可能なため、境界層遷移試験でも貴重な試験データの算出が期待できる。

本試験では、世界的に標準模型として使われており、比較用の風洞データ、数値計算結果が豊富な半

頂角 7 度の円錐模型用い<sup>(5)</sup>、模型表面熱流束分布より境界層遷移現象を観察する。また、遷移に先立って発生する 2 次モード不安定波を観測するために、模型表面の圧力変動計測を行う。Hiestの気流条件では、境界層内部の圧力変動周波数は数百 kHz オーダーの極めて高速の現象であり、極超音速条件で且つ軸対象流れ場の計測はほとんど報告例が存在しない。更に同時に、シャッター速度 250ns、サンプリング速度 1μs の高速ビデオカメラによる連続シュリーレン撮影も実施し、流れ場の擾乱の可視化も試みる。

## 2 円錐模型

本試験で用いた円錐模型を図 1 に示す。模型はステンレス製で、全長 1100mm、半頂角 7 度である。鈍頭半径 2.5mm の先端部分は耐熱性を考慮し、CZC で製作した。熱流束分布計測用に模型表面には 86 個の熱電対を設置したが、本研究ではそのうち 72 個を用いた。尚、モデル表面の研磨は、熱電対を模型表面に取り付け後に行った。表面粗さは 0.4S 以下である。模型は 4 分割構造で、各部分で生じる段差は 0.005mm 未満を確保した。

境界層内部の 2 次モード不安定を観察するために、高速応答性圧力変換器を模型表面に設置している。今回の試験条件では、圧力擾乱の周波数は数百 kHz オーダーが見込まれるため、計測には、周波数応答性が MHz オーダーの圧力変換器が必要となる。ここでは、圧電型圧力変換器である PCB132A37 を選択した。

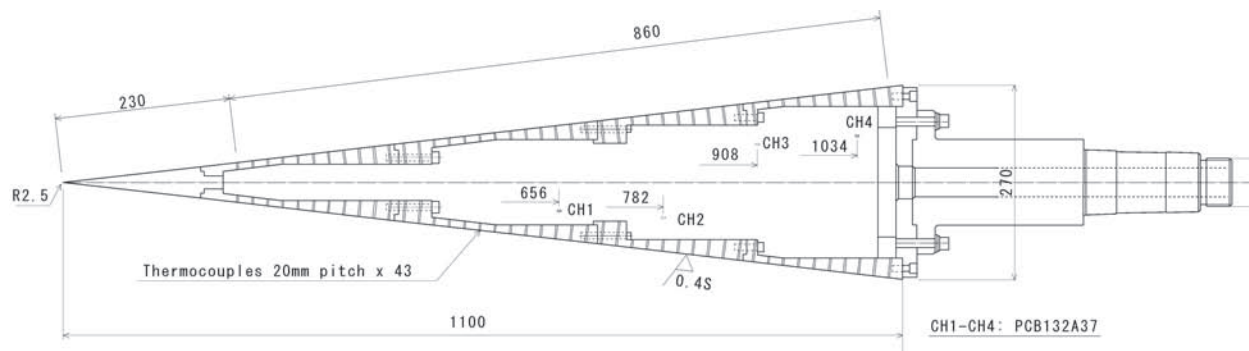


Fig.1 A 7° half-angle cone model. Four piezoelectric pressure transducers (PCB132A37) were mounted on the surface of the model at X=656mm, 782mm, 908mm and 1034mm.

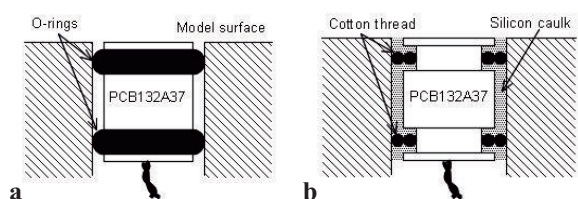


Fig.2 Schematics of pressure transducer installation on the model surface. a: Left-hand figure is a standard installation of PCB132A37 with o-rings. b: Right-hand figure shows the modified installation with cotton threads and silicone caulk.

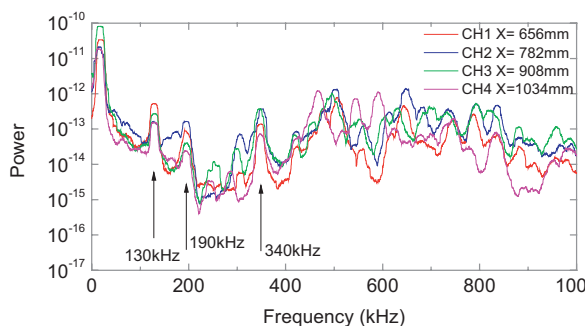


Fig.3 Frequency spectra of the surface pressure transducers. These spectra were obtained from a hammering test using a plastic hammer.

圧電型圧力変換器は、加速度に極めて敏感であり、模型表面の機械振動が原因となって、しばしば大きな雑音を引き起す。模型からの機械振動を回避するために、圧力変換器の取り付けに何らかの工夫が必要である。

図 2a は、2 つの o-ring で取り付けられる PCB132A37 の従来の取り付け法である。この方法は機械振動の減衰にはある程度効果がある<sup>(6)</sup>しかし、風洞試験前に行った打撃検査では、この方法では十分に振動を減衰することができなかった。図 2b に改良した取り付け法を示す。o-ring の代わりに、振動減衰が期待できるシリコン・シーラントを模型と変換器のギャップに充填した。木綿糸は変換器が模型表面に直接接触しないように、変換器を中心に配置するた

めに使用している。図 3 は打撃試験で得られた変換器の振動の周波数スペクトルを示す。振幅としては、極めて小さいものの、130kHz、190kHz および 340kHz の高い周波数が固有振動モードとして確認されている。

### 3 風洞試験

風洞試験は自由ピストン型衝撃風洞 Hiest を用いた。本試験では、よどみ点圧力  $P_0$  をほぼ 30MPa としている。一方、よどみ点エンタルピー  $H_0$  は、 $H_0=3.3$  MJ/kg から 8.7MJ/kg で変化させた。表 1 に非平衡ノズル流計算コード NENZF<sup>(7)</sup> で算出した試験条件を示す。衝撃風洞では、衝撃波管の初期圧力を変えることにより tailoring 条件を容易に変更可能である。本試験では、tailoring 条件を変化させて、風洞 driver 条件を変えることなく、よどみ点条件および Re 数を変化させた。Under tailored 条件では、高い Re 数を得ることができるが、急激なよどみ点圧力の低下が憂慮される。今回の試験条件では、under tailored 条件でも、ほぼ定常圧力が 2~4ms で得られた。

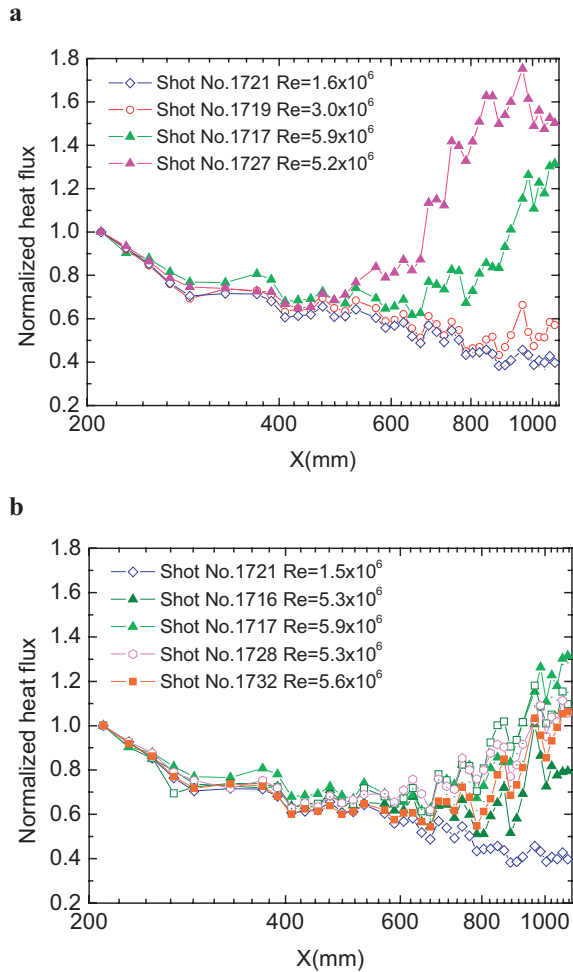
Table 1. Test flow conditions in Hiest

Operation condition	A	B
$P_0$ (MPa)	27-31	30-33
$H_0$ (MJ/kg)	3.3-5.3	6.5-8.7
$T_\infty$ (K)	240-460	610-910
$\rho_\infty$ ( $10^{-3}$ kg/m <sup>3</sup> )	21-38	15-22
$u_\infty$ (km/s)	2.4-2.9	3.3-3.8
$Re \times 10^6$ (1/m)	2.6-6.2	1.5-2.4

### 4. 風洞試験結果

#### A. 熱流束測定

図 4 は、模型軸方向の熱流束分布を示す。熱流束は、最上流配置の熱電対 (X=230mm) の計測値で無次元化している。各熱電対には個体差による出力の違いがあり、分布にある程度のばらつきが認められる。しかし、境界層遷移領域を識別するには空間解像度は十分である。図 4a 中、Shot No. 1721 ( $Re=1.6 \times 10^6/m$ ) は、層流境界層を狙った低 Re 数条件での結果である。熱流束はほぼ一様に低下し、境界層は全域で層流であると思われる。Re 数



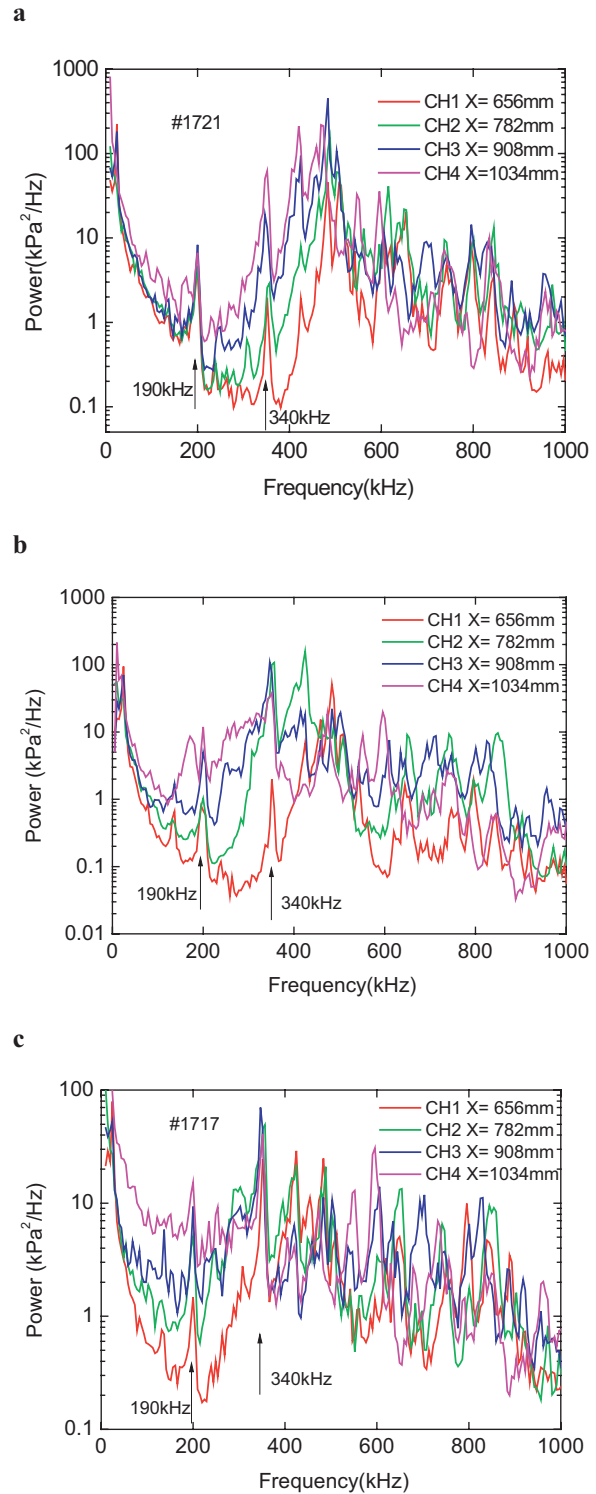
**Fig.4 a(top): Heat flux distribution along the model axial direction. b(bottom): Repeatability of the each Shots. Heat flux distribution appears approximately similar from  $Re=5.3 \times 10^6/m$  to  $5.9 \times 10^6/m$ .**

を増加させた条件 (Shot No. 1719) では、熱流束の増加が模型後端 ( $X=1000mm$  付近) で確認され、更に  $Re$  数を増加させた Shot No. 1717 ( $Re=5.9 \times 10^6/m$ ) では、 $x=700mm$  付近で熱流束の上昇が確認され、境界層が遷移したものと認識される。図中には、強制的に遷移させた結果 (Shot No. 1727) も、参考データとして表示した。この強制遷移は、 $Re=5.2 \times 10^6/m$  条件で、表面を粗くした模型先端チップを用いることで得られた。

また、今回の試験の再現性を確認するための、同じ条件での熱流束分布計測結果を図 4b に示した。HIEST 試験では、隔膜デブリおよび駆動気体中の煤が模型表面に高速で衝突するため、模型表面粗さが試験毎に変化する懸念があったが、図 4b に示されるように、熱流束分布には、初期の試験結果と末期の試験結果間での変化は認められず、再現性は良好であることが確認された。

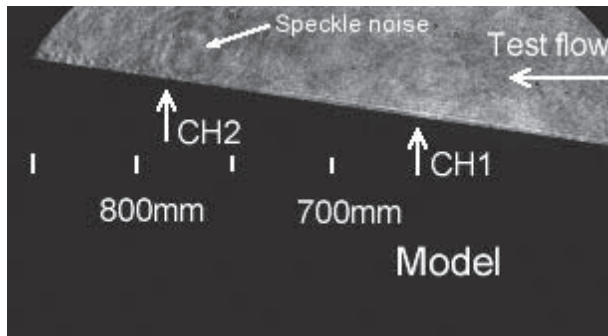
**B. 表面圧力測定**

図 5 は、モデル表面の圧電型圧力変換器によって測定された表面圧力の変動スペクトルを示す。FFT 解析は、4096 点で処理を行った。計測系のサンプリングレート



**Fig.5 Frequency spectra of the surface pressure fluctuations. a(top): Shot No. 1721 ( $Re=1.6 \times 10^6/m$ ), b(middle): Shot No. 1719 ( $Re=3 \times 10^6/m$ ) and c(bottom): Shot No. 1717 ( $Re=5.6 \times 10^6/m$ ).**

は 20MHz なので、FFT 解析の周波数分解能は 4.88kHz である。測定されたスペクトルには、打撃試験で確認された振動モードの 190kHz、および 340kHz が重畳している



**Fig.6 Schlieren photo on the surface of the model recorded by high-speed video camera. Flow came from right to left. Shot No. 1732 ( $Re=5.6 \times 10^6$ ). Sampling time: 1  $\mu$ s. Exposure time: 250ns. The arrows show location of the pressure transducers CH1 and CH2.**

ことに注意を要するが、定性的な傾向の確認目的としては、影響は少ない。

低  $Re$  数条件である図 5a では、2 次モード不安定波と推定される周波数のピークが、圧力変換器の位置が下流になるにつれて、低周波にシフトすることが確認できる。スペクトルの形状にはあまり変化が認められない。 $Re$  数が増加した図 5b の場合は、圧力変換器 CH1 のおよそ 500kHz の周波数ピークは、CH2 で、より低い周波数（およそ 400kHz）にシフトし、スペクトルがブロード化する。更に CH2 のスペクトルには、800kHz 付近に他のピークが認められるが、これは恐らく、2 次モード不安定波の高調波と思われる。CH3 と CH4 の計測結果では、スペクトルはさらにブロード化し、低周波から高周波まで、ほぼ全域に拡散する。最も高い  $Re$  数条件である図 5c では、CH2 ですでに圧力変動のスペクトルがブロード化を起しており、すでにブレイクダウンしているものと考えられる。

### C. 高速シュリーレン撮影結果

図 6 は、高速ビデオカメラで記録されたシュリーレンのイメージを示す。気流条件は最大  $Re$  数条件である。ビデオカメラの解像度が低すぎるため、2 次不安定波を確認したとは断言できないが、境界層内に発生したローブ波<sup>(8)</sup>に似た擾乱を撮影することに成功した。この擾乱は、熱流束が増加を開始する、ほぼ  $X=750\text{mm}$  で発生しており、圧力スペクトルの変化となんらかの相関があるものと推定される。

## 5. まとめ

高温衝撃風洞 HIEST による極超音速境界層遷移の風洞試験を実施した。試験では、全長 1100mm、半頂角  $7^\circ$  の円錐模型を用い、気流  $Re$  数を、 $Re=1.6 \times 10^6/\text{m} \sim Re=6.0 \times 10^6/\text{m}$  の範囲で変化させた。熱流束分布計測により、単位  $Re$  数が約  $Re=4.0 \times 10^6/\text{m}$  で、境界層が層流から乱流に遷移することを確認した。また表面圧力計測では、2 次モード不安定波と思われるスペクトルを確認すると共に、同時に行ったシュリーレン撮影により、

境界層内の擾乱の撮影に成功した。

### 参考文献

- (1) Schneider, S.P., "Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies" *Progress in Aerospace Science*, Vol.40, 1-50, 2004.
- (2) Inoue, Y., Fujii, K., Tkizawa, M., Takaki, R., Watanabe, S. and Itoh, T., "Flight results of HYFLEX onboard measurement", AIAA Paper No.96-4528, 1996.
- (3) Fujii, K., "Experiment of the two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition", *J.Spacecraft and Rocket*, Vol.43, No.4, 2006
- (4) 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, 93-98, 2002.
- (5) Wadhams, T.P., E. Mundy, E., MacLean, M.G. and Holden, M.S., "Pre-Flight Ground Testing of the Full-Scale HFiRE-1 Vehicle at Fully Duplicated Flight Conditions: Part II", AIAA Paper No.2008-0639, 2008.
- (6) He, Y., "Transition and heat transfer in compressible boundary layer flow over a flat plate", PhD thesis, Dep. of Mech. Eng., Univ. of Queensland, 1991.
- (7) Lordi, J.A., Mates, R.E. and Mossele, J.R., "Computer program for numerical solution of nonequilibrium expansions of reacting gas mixtures", NASA CR-472, 1966.
- (8) Kimmel, R.L. and Poggie, J., "Disturbance evolution and breakdown to turbulence in a hypersonic boundary layer – Ensemble – averaged structure", AIAA Paper No.97-0555, 1997