

# 極超音速境界層における表面圧力変動の計測

丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、伊藤勝宏、藤井啓介(宇宙航空研究開発機構)

Measurement of surface pressure fluctuation in hypersonic boundary layer

TANNO Hideyuki, KOMURO Tomoyuki, SATO Kazuo, ITOH Katsuhiko<sup>\*1</sup>, FUJII Keisuke<sup>\*2</sup>

<sup>\*1</sup>Japan Aerospace Exploration Agency, Kakuda, Miyagi 981-1525

<sup>\*2</sup>Japan Aerospace Exploration Agency, Chofu, Tokyo 182-8522

## Abstract

Surface pressure measurement of a 7° half-angle cone model was conducted under hypersonic high-enthalpy flow condition. The measurement was performed in the impulsive facility Hiest. 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  $H_0=8.2$  MJ/kg ( $Re=1.6 \times 10^6/m$ ). On the cone model, Eighty-six 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.

## 1 はじめに

極超音速境界層遷移現象は、空力加熱、摩擦抗力を大きく変化させるために、大気圏再突入体、極超音速巡航機、あるいは惑星大気突入体の設計に重大な影響を及ぼす現象だが、遷移のメカニズムが明らかでないため、設計要求に耐えうる精度を有する予測法は未だに確立していない<sup>(1)</sup>。特に、化学反応を伴う高エンタルピ条件では、信頼できる地上試験設備が限られていることもあり、小数の報告<sup>(2)(3)</sup>をのぞいて殆ど手つかずの状態である。近年、米国では、この極超音速境界層遷移現象を重要な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、鋭意研究を進めている。

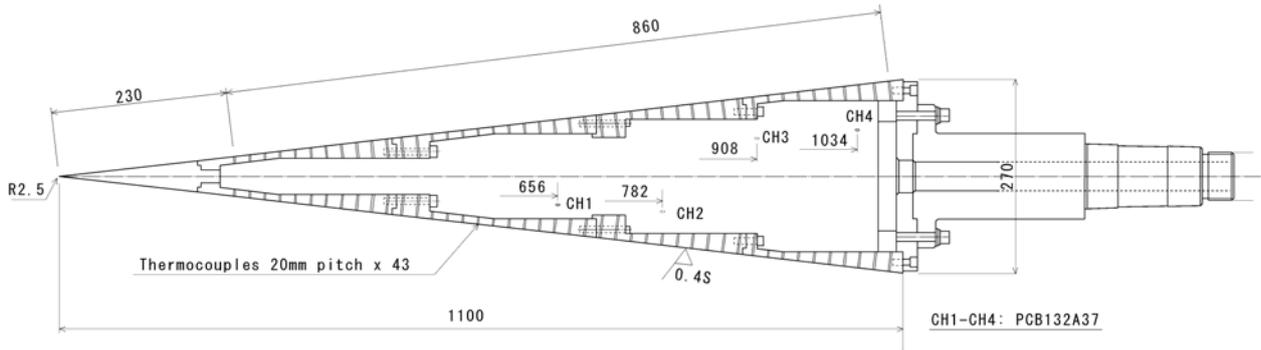
極超音速流れ場における遷移は、超音速流れ場における1次モード不安定に対して、2次モード<sup>(4)</sup>不安定が支配的とされる。この不安定波の計測は比較的にマッハ数が低い流れ場においては、熱線流速計測法により、いくつかの報告がなされているが、高エンタルピ流れ場では、高い熱負荷により計測実施は困難であった。藤井は、円錐模型の表面圧力計測を、高速応答性の圧電型圧力トランスデューサを用いることで、極超音速風洞での2次モード不安定波の計測に成功した<sup>(5)</sup>。本報告では、藤井の計測法を極短時間試験流れ場に適用し、自由ピストン型衝撃風洞

Hiest<sup>(6)</sup>での高エンタルピ気流条件における2次モード不安定波の計測を試みた。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、境界層遷移現象に関する貴重な試験データの産出が期待できる。

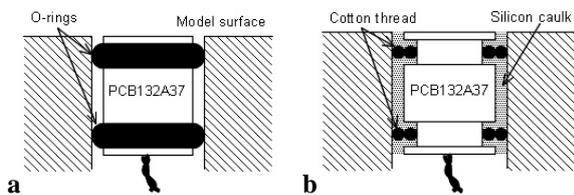
Hiestの風洞試験には、比較用の風洞試験結果、数値計算結果が豊富な半頂角7度の円錐模型<sup>(7)</sup>を用いた。模型表面には、高速応答性が確保できる小型同軸熱電対を86個取り付け、熱流束分布より遷移開始位置の計測を行った。遷移に先立って発生する2次モード不安定波の観測には、圧電型圧力トランスデューサを4個取り付け、時間変動を記録した。

## 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、耐熱合金である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



**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.**



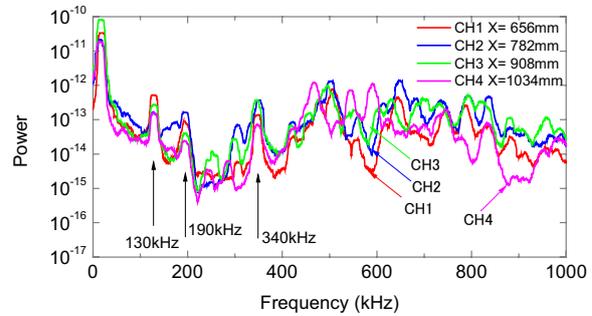
**Fig.2 Schematics of pressure transducer installation on the model surface. a:Left-hand figure is a standard installation of PCB132A37 with o-rings. b:Right-hand figure shows the modified installation with cotton threads and silicone caulk.**

した。

境界層内部の2次モード不安定を観察するために、高速応答性が確保できる圧電型圧力トランスデューサを模型表面に4個設置した。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、PCB132A37（共振周波数1MHz以上）を選択した。圧電型圧力トランスデューサは、加速度に対して極めて敏感であり、模型表面の機械振動が原因で、しばしば大きな雑音が発生する。模型からの機械振動を回避するために、圧力変換器のマウント法として以下の工夫を行った。

図2aは、メーカーが推奨するPCB132A37の従来の取り付け法である。o-ringで取り付けられるこの方法は、

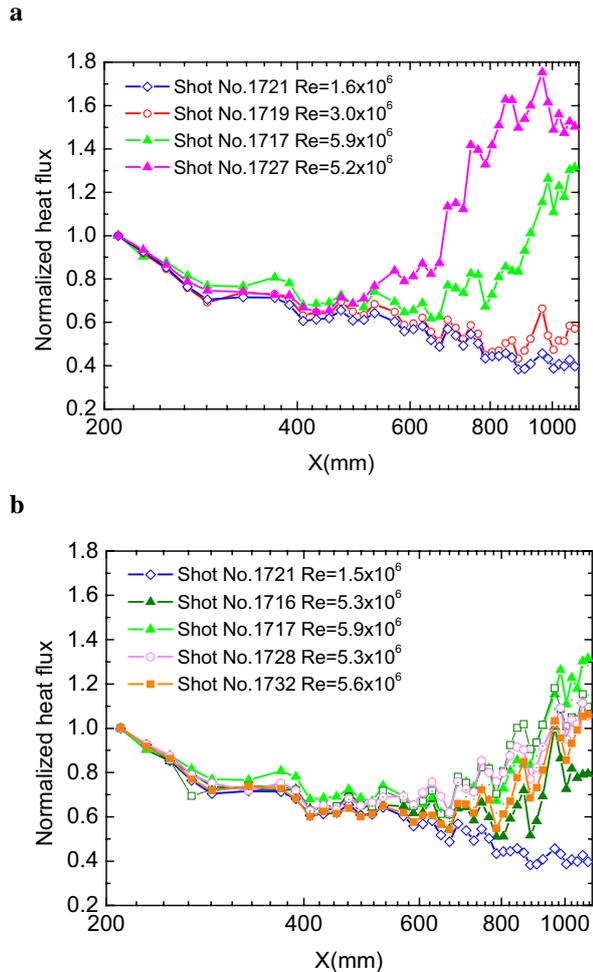
o-ringによる振動ダンピングによって、機械振動に対して、ある程度の減衰効果は認められるが<sup>(8)</sup>、風洞試験前に行った打撃検査では、十分に機械振動を減衰することができなかった。図2bに本計測で用いた改良取り付け法を示す。o-ringの代わりに、更に振動減衰が期待できるシリコン・シーラントを模型と変換器のギャップに充填した。木綿糸は変換器が模型表面に直接接触しないように、変換器を中心に配置するために使用している。図3は打撃試験で得られた変換器の振動の周波数スペクトルを示す。振幅としては、極めて小さいが、130kHz、190kHzおよび340kHzの高い周波数が固有振動モードとして確認されている。



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

**Table.1 Test flow conditions.**

Shot No.	$T_0$ (K)	$P_0$ (MPa)	$H_0$ (MJ/kg)	$T_\infty$ (K)	$P_\infty$ (kPa)	$\rho_\infty$ (kg/m <sup>3</sup> )	$V_\infty$ (m/s)	$M_\infty$	Viscosity	Unit $Re_\infty$ (1/m)
1717	2.72E+03	3.16E+01	3.26E+00	2.44E+02	2.67E+00	3.82E-02	2.41E+03	7.71E+00	1.57E-05	5.88E+06
1719	3.65E+03	2.74E+01	4.75E+00	3.95E+02	2.67E+00	2.36E-02	2.90E+03	7.28E+00	2.26E-05	3.01E+06
1721	5.21E+03	3.10E+01	8.17E+00	8.44E+02	3.97E+00	1.63E-02	3.72E+03	6.50E+00	3.74E-05	1.62E+06
1732	2.78E+03	3.08E+01	3.35E+00	2.52E+02	2.64E+00	3.65E-02	2.45E+03	7.68E+00	1.61E-05	5.55E+06



**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  $5.9 \times 10^6/m$ .

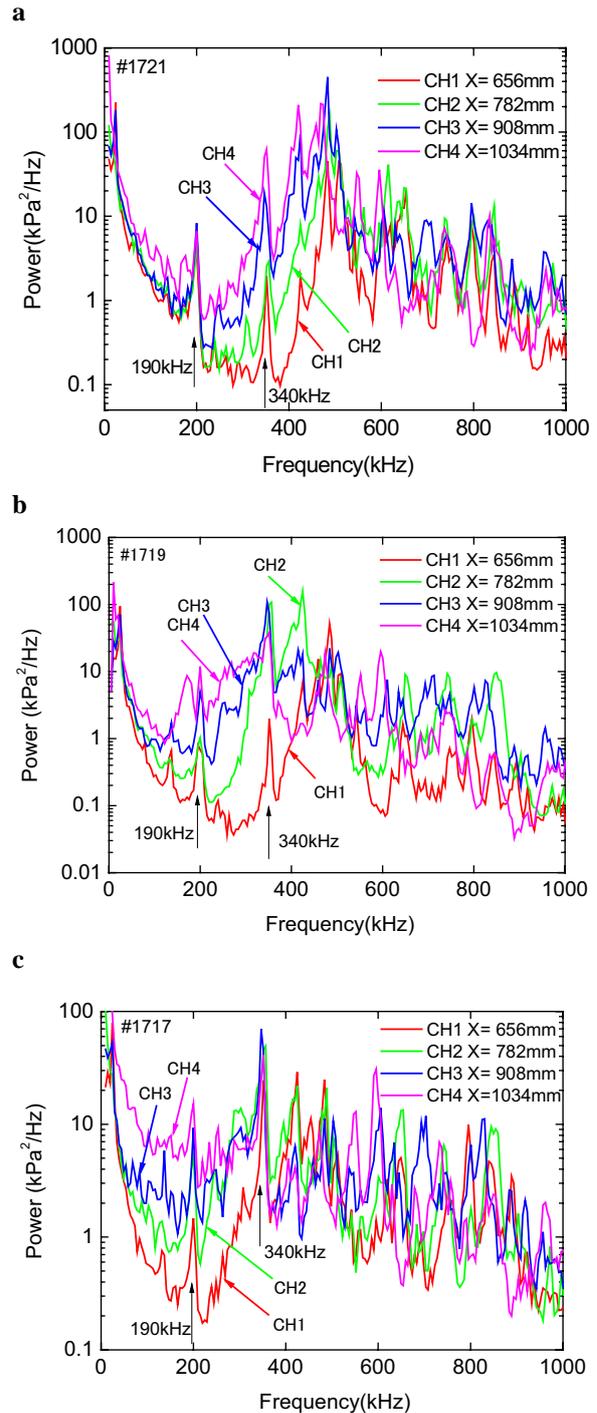
### 3 風洞試験

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とした。一方、よどみ点エンタルピー $H_0$ は、 $H_0=3.3 \text{ MJ/kg}$ から $8.2 \text{ MJ/kg}$ で変化させた。表1に非平衡ノズル流計算コードNENZF<sup>(9)</sup>で算出した試験条件の代表例を示す。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。

### 4. 風洞試験結果

#### 4.1 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、



**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 ( $Re=5.6 \times 10^6/m$ ).

最上流配置の熱電対( $X=230\text{mm}$ )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モデル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。

#### 4.2 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は20MHzなので、FFT分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130kHz、190kHz、および340kHzが重畳している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こしており、すでにブレークダウンしているものと考えられる。

#### 5. おわりに

全長1100mm、半頂角 $7^\circ$ の円錐模型を用いて、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、よどみ点エンタルピーを変更し、気流Re数を $Re=1.6 \times 10^6/m \sim Re=6.0 \times 10^6/m$ の範囲で変化させた。熱流束分布計測によると、境界層の層流-乱流遷移位置は、ほぼ $Re=4.0 \times 10^6/m$ である。また表面圧力計測により、2次モード不安定波と思われるスペクトルの確認に成功した。

#### 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)Adam, P., Hornung, HG., "Enthalpy effects on hypervelocity boundary layer transition: Ground test and flight data", *J.Spacecraft & Rockets*, 34(5):614-619,1997.
- (3)Malik, MR., Anderson EC., "Real gas effects on hypersonic boundary-layer stability" *Phys. of Fluids A*, 3(5):803-821,1991.
- (4)Mack, LM., "Linear stability theory and the problem of supersonic boundary-layer transition", *AIAA J.* 13(3):278-289,1975.
- (5)Fujii, K., "Experiment of the two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition", *J.Spacecraft and Rocket*, Vol.43, No.4, 2006
- (6)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.
- (7)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.
- (8)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.
- (9)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.