

極超音速境界層に与える二次元ラフネスの効果に関する実験

藤井啓介 (ISTA/JAXA)

An Experiment of Two Dimensional Roughness Effects on the Hypersonic Boundary Layer Transition

K.Fujii*

* Wind Tunnel Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics, Japan
Aerospace Exploration Agency, Japan

ABSTRACT

An experimental investigation for an efficient tripping method of the hypersonic boundary layer is conducted with a 5 deg half angle sharp cone in ISTA/JAXA $\phi 0.5$ m hypersonic wind tunnel. Aerodynamic heating distributions and fluctuations of wall pressure are measured both with and without roughness elements. A set of transition data and wall pressure fluctuation measurements in the wind tunnel are obtained. A two-dimensional wavy roughness of a wave length approximately as two times much as the estimated boundary layer thickness doesn't show any effects on the location of the boundary layer transition, while in the case where the boundary layer thickness is approximately 1.25 times of the half wavelength, a clear delay in transition is observed. Effects of conventional three dimensional roughness elements on tripping effectiveness are also examined.

Key Words: hypersonic boundary layer, tripping, roughness

1 序

宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部の風洞技術開発センターでは風洞試験技術の向上を目指してPIVや、PSP/TSP、風洞壁干渉等の大型風洞への適用について取り組んでおり、それらのひとつとして強制遷移・遷移位置計測法の確立について取り組んでいる。強制遷移技術は、通常の地上設備では出すことのできない高い Reynolds 数となる実飛行環境を工学的に模擬するいわゆる高 Reynolds 数外挿技術の一つとしてその重要性は広く認識されている。特に低超音速までの速度域においては Braslow¹ によって必要な最小粗さ高さの推定法が粗さ高さ Reynolds 数 Re_k の形提案されており、極めて有効であることが実験的にも確認されているが、極超音速領域においては必要な Re_k が急増することなどにより境界層厚さ以上の粗さが一般的に必要となることが知られている。そのため、非粘性流場への影響を極力抑えるように、より効果的な粗さ形状を検討する必要性が生じている。ここでは By-pass 機構による遷移点固定とは異なるが、極超音速境界層における線型安定性を利用した遷移促進を試みた二次元波状ラフネスによる遷移への効果について調べることにした。

極超音速境界層の自然遷移過程において支配的な線型不安定性は 2nd mode と呼ばれ境界層内で壁と音速線との間で共鳴的に増幅する音響型の擾乱であることが

知られている。ここでこの線型不安定性を利用して遷移の促進を考えると、適切な周波数の音波を境界層に効率的に導入することが必要となる。しかしながら極超音速域では Mach 角が極めて小さいため模型外部から音響擾乱を導入することが困難であり、実際、過去に極超音速における安定性に関する実験においても模型に擾乱を発生させる機構を設けることが一般的である。ここでは遷移計測に特化しない一般の風洞試験模型における強制遷移技術をゴールとしているため、ラフネスなどの模型に付加できる方法を検討する必要があった。超音速流において二次元波状壁が一様流中に音波を放出することを考慮して予測される境界層厚のおよそ 2 倍の波長を持った波状壁が 2nd mode 周波数と同程度の音波を作り出すものと予想されるのでここでは二次元波状ラフネスの遷移位置・壁圧スペクトルへの影響について調べることにした。同時にラフネス効果を比較する目的で過去に用いられてきているいくつかの代表的形状のラフネス効果についても併せて調べることにした。

これまで極超音速風洞では IR カメラによる遷移位置の判定をルーチン的に行ってきたが、加熱率の導出のために樹脂模型を使うことが主であった。ここでは強制遷移法の確立と同時に、一般の風洞試験において境界層状態の確認をおこなう方法を提供するために金

属模型を用いた境界層状態の確認を行う手法の妥当性確認ももうひとつの目的とした。

2 実験

2.1 装置、模型

本実験の目的から極超音速境界層を実現できること、また澁点状態量を広範囲に変化させられることから、試験設備としては宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部 (ISTA/JAXA) の 0.5 m 極超音速風洞 M7 ノズルを用いることとした。この風洞はノズル出口径 500 mm、オープンジェットタイプの噴出し式風洞で、貯気槽圧力 $P_0=1$ MPa~8 MPa、貯気槽温度 $T_0=600$ K~1100 K、気流持続時間は最大で 120 s である。

ここではまず基本的なケースに限定し、圧力勾配のない二次元極超音速境界層について考えることとした。そこで供試模型としては半頂角 5° 、800 mm 長の先端の鋭い円錐形状 (図 1) のステンレス製とし、試験を通じ、迎角、横滑り角はとっていない ($\pm 0.05^\circ$)。頂点より 200 mm までの先端部とそれ以降の本体部との 2 つの部分からなり、先端部の後端近傍にラフネスを取り付け、計測項目として本体部に同軸熱電対 10 点、表面圧力変動計測用圧力センサ 3 点を図 1 に示される箇所に装着している。この実験において境界層状態を空力加熱率を計測し理論値と比較する事で判定するため、より詳細な加熱率分布を得る目的で模型表面を黒色塗装し (膜厚約 $40\mu\text{m}$)、赤外線カメラによる加熱率分布計測を行った。加熱率導出はここでは半無限位置次元熱伝導を仮定して行った。

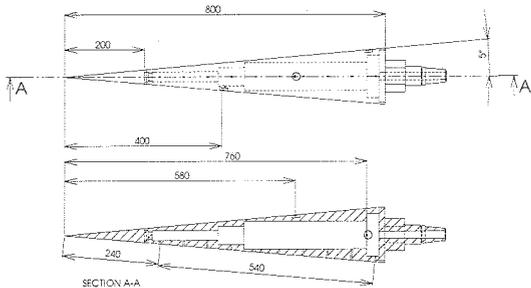


図 1: 半頂角 5° 円錐模型、下部に 10 点の同軸熱電対 ($s=240$ mm~780 mm)、また、左右上面部に壁圧変動用圧力センサを配置している ($x=400$ mm, 580 mm, 760 mm)。

ここでは表 1 で示されるように、ラフネスを特に付加しないケース、高さ 0.5 mm、間隔 2.0 mm の二次元波状ラフネスと、リファレンスとしてスパン方向間隔 2 mm に配置した高さ 1.0 mm の球および立方体 (ひ

とつの角を上流に向けた菱形配置) のケースについて報告する。前述の通りラフネス位置 ($x=200$ mm) における境界層厚が重要なパラメータであるので、表 2 にこの実験におけるノミナル貯気槽条件で推算した境界層厚 δ_{99} を mm の単位で示す。これから分かるように $T_0 \approx 970$ K、 $P_0 \approx 6$ MPa の条件が今回の二次元波状ラフネスの効果をもっとも期待された条件である。

表 1: ラフネス形状、パラメータ

config.	height h , mm	location x , mm	Interval λ , mm
Wavy wall	0.5	198	2.0
Sphere	1.0	198	-
Square	1.0	198	-

表 2: ノミナルの試験条件において推定された境界層厚さ $\delta_{99\%}(x=200$ mm)

P_0 MPa	$T_0=620$ K δ_{99} , mm	$T_0=820$ K δ_{99} , mm	$T_0=970$ K δ_{99} , mm
1	2.4	2.5	-
2	1.7	1.8	1.8
2.5	-	-	1.6
4	1.22	1.3	1.3
6	-	-	1.1

3 結果・考察

ラフネス試験に先立ち実施した代表的なラフネスなしケースにおける Stanton 数 ($St \equiv \frac{\dot{q}}{\rho_e u_e (h_{aw} - h_w)}$) 計測結果を図 2 に示す。同図から、ノミナル貯気槽温度 $T_0=820$ K、 $P_0=1$ MPa において観測領域全体にわたり層流加熱率予測とほぼ一致しており層流状態であることがわかる。 P_0 を増すにつれ境界層遷移が現れ、 $P_0=2$ MPa においては壁圧計測を行っている $x \approx 400$ mm 位置近傍に遷移開始点が位置し、 $P_0=4$ MPa では同位置でほぼ遷移が終了していることが分かる。

同条件において得られた壁圧変動成分を図 3 に示す。 $P_0=1$ MPa のケースにおいて壁圧変動計測している $x=400$ mm, 580 mm, 760 mm 位置において 2nd mode による擾乱の成長、およびその harmonic と考えられる塊がはっきり見られる。さらに $P_0=2$ MPa では、遷移開始点付近で特定の周波数の擾乱の成長が止まり、遷移終了点付近 ($x \approx 700$ mm) で一様なスペクトルとなることが観測された。 $P_0=4$ MPa のケースにおいてもその傾向と整合した結果となっていることが分かる。

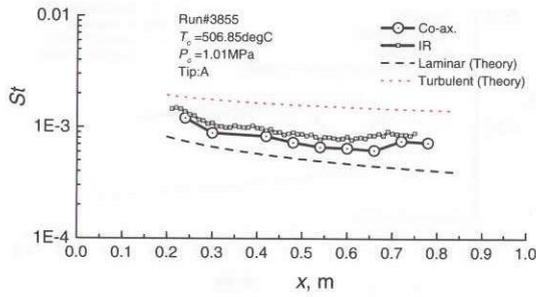
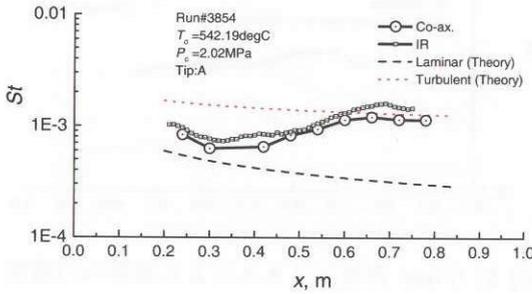
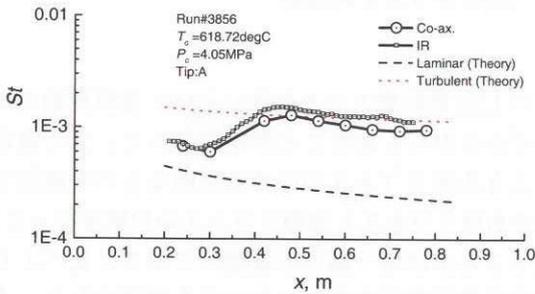
(a) $T_o=780$ K, $P_o=1$ MPa(b) $T_o=810$ K, $P_o=2$ MPa(c) $T_o=880$ K, $P_o=4$ MPa

図 2: 粗さをつけていない状態での St 数分布。同軸熱電対と IR データとでの加熱率絶対値の不一致は塗装膜厚による温度の応答遅れのためと考えられる。

二次元波状ラフネスとして $T_o \approx 620$ K, 970 K で、貯気槽圧力を 1 MPa から 6 MPa まで変化させ実験を行ったが、 1 ケースを除き、加熱率分布、壁圧変動どちらにも有意な差が見られなかった。図 4 に今回の実験で唯一有意差の見られた Run3863, $T_o=1020$ K, $p_o=4.0$ MPa の St 数分布、壁圧変動成分計測結果を示す。当初の予想に反しラフネスなしのケース (Run3859, $T_o=980$ K, $p_o=4.0$ MPa) と比べ、弱いながらも遷移を抑制する効果が観察された。この差が再現性、ばらつき誤差と比べ十分に大きいことは確認しており、他の気流条件においては効果がなく、かつ境界層厚さ ($\delta_{99} \approx 1.25$ mm) にくらべ大きなラフネス高さ (0.5 mm) にもかかわらず遷移を遅らせていることは二次元波状ラフネスが特定

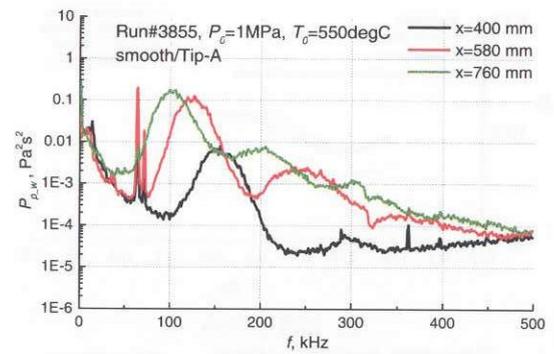
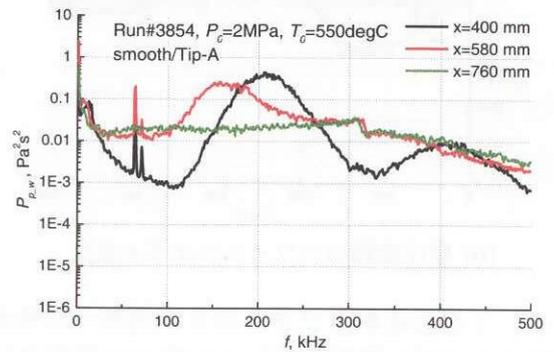
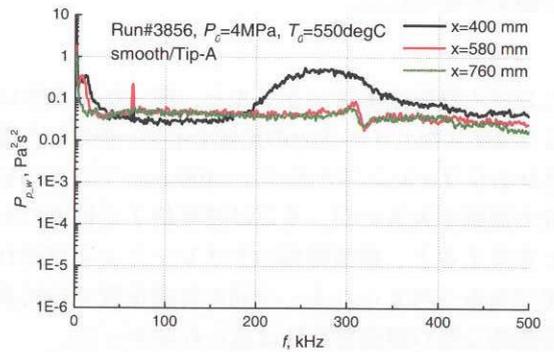
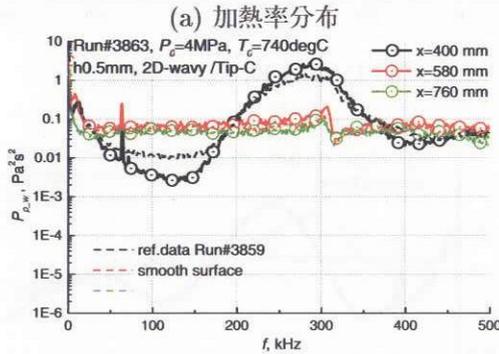
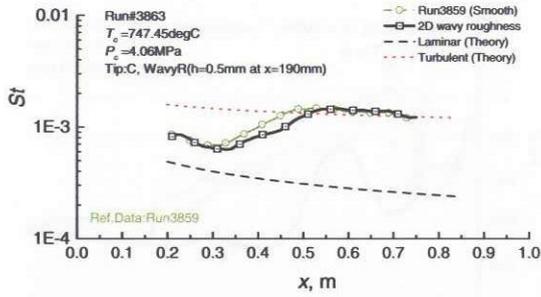
(a) $T_o=780$ K, $P_o=1$ MPa(b) $T_o=810$ K, $P_o=2$ MPa(c) $T_o=880$ K, $P_o=4$ MPa

図 3: 同条件における壁圧変動のパワースペクトル密度。計測点は $x=400$ mm, 580 mm, 760 mm であり、2nd mode の線型成長、サチレーション、乱流化が明確に捕らえられている。

の周波数の擾乱を境界層に与えそれによって遷移を逆に遅らせているものと推測させる。適切ではない周波数の擾乱を導入することによって遷移に直接結びつく周波数の擾乱の成長を結果的に妨げるという現象が横流れ不安定に関するいくつかの報告²にあるように今回の実験にも類似した特長が見られた。

図 4(b) に二次元波状ラフネスにより遷移が遅れたケー



(b) 壁圧変動のパワースペクトル密度

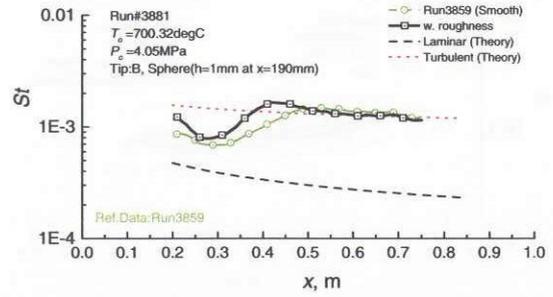
図 4: 二次元波状ラフネスによる遷移への効果。 $\lambda=2.0$ mm に対し境界層厚 $\delta_{99} \approx 1.25$ mm に相当する $T_o=1020$ K, $p_o=4.0$ MPa のケースにおいて遷移を抑制する効果が見られた。

スにおける壁圧変動スペクトルと、同一気流条件におけるラフネスなしケースとの比較を示す。細かい点線で示されるリファレンスと比べ $x=400$ mm では 300 kHz 付近の振幅が大きいが、そこは遷移終了点付近であることを考えると、線型増幅のサチレーションが遅れた結果であると考えられる。今回の計測位置での結果では特徴的な他の周波数特性は見られなかった。

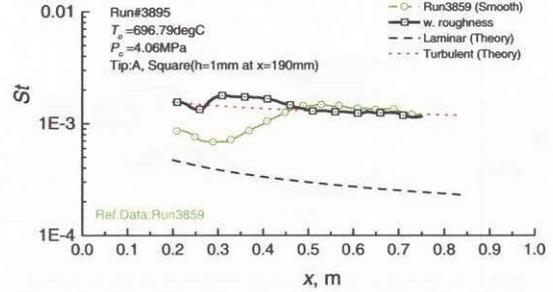
二次元波状ラフネスが期待された遷移促進効果をまったく示さなかったため、いくつかの代表的なラフネス形状として $\phi 1$ mm 球及び $h 1$ mm 立方体（菱形配置）について遷移促進効果について実験的な確認を行った。代表的な気流条件における St 分布結果を図 5 に示す。Berry ら³の検討にあるように同一の粗さ高さに対して立方体（菱形配置）のラフネスが強制遷移の観点からは極めて有効であることを改めて確認できた。

4 まとめ

より効果的な極超音速境界層の強制遷移法にむけた遷移風試を ISTA/JAXA $\phi 0.5$ m 極超音速風洞 M7 ノズルで実施し、あわせてラフネスなしのクリーン形態での一連の遷移データを半頂角 5° 円錐模型で得た。ある特定周波数の擾乱の導入を意図した二次元波状粗さによる遷移促進効果は見られず、逆に境界層厚さが粗さ半



(a) $\phi 1.0$ mm 球ラフネスによる遷移への効果



(b) $h 1.0$ mm 角型ラフネスによる遷移への効果

図 5: ノミナル貯気槽温度 $T_o=970$ K, $p_o=4$ MPa における三次元ラフネスの効果

波長の 1.25 倍程度となる条件において遷移抑制の効果がわずかながらもあることが確認された。また通常使われる 3 次元ラフネスの中で効果的なものを確認する目的で角型ラフネスと球型ラフネスの比較を行ったが、角型ラフネスは同一高さの球型ラフネスと比べより強い遷移促進効果が本実験においても確認された。また副次的な目的として、金属模型を用いた遷移点計測が十分可能であることを確認した。

参考文献

- [1] A.L. Braslow, R.M. Hicks, and R.V. Harris Jr. Use of grit-type boundary-layer-transition trips on wind-tunnel models. Technical Report NASA TN D-3579, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1966.
- [2] W.S. Saric and H.L. Reed. Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness. AIAA Paper 2002-0147, 2002. (40th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 14-17, Reno, NV, USA).
- [3] S.A. Berry, A.H. Auslender, A.D. Dilley, and J.F. Calleja. Hypersonic boundary-layer trip development for Hyper-X. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 38(6):853-864, 2001.