

実機レイノルズ数風洞試験を想定した加圧型高レイノルズ数風洞における音響風洞試験法に関する基礎検討

○青木 良尚, 浜本 滋, 神田 宏, 佐藤 衛 (宇宙航空研究開発機構),
木村 毅, 西島 寛典 (IHI エアロスペースエンジニアリング)

Fundamental Study of Aero Acoustic Test Method for Flight Reynolds Number Wind Tunnel Test in Pressurized High Reynolds Number Wind Tunnel

Yoshihisa Aoki, Shigeru Hamamoto, Hiroshi Kanda, Mamoru Sato (Japan Aerospace Exploration Agency)
Takeshi Kimura, Hironori Nishijima (IHI Aerospace Engineering)

Abstract

The high frequency tone (e.g. ultrasonic) measurement is important in the wind tunnel test using scale model. There are two problems for ultrasonic measurement. One is whether ultrasonic could be measured in the pressurized high Reynolds number wind tunnel. The other is whether ultrasonic was theoretically generated from the model in the flow under pressurized environment. The microphone and the pressure transducer for high frequency tone measurement and pressurized environment use were selected for ultrasonic measurement method confirmation in this. The measurement data from these and generated frequency from theory matched well for Aeolian tone measurements. Then we tried boundary layer transition measurement using china clay method under pressurized environment.

Key Words: Pressurized High Reynolds Number Wind Tunnel Test, Aero Acoustic Measurement

1. はじめに

非線形を持つレイノルズ数効果の補正の難しさから、アメリカやヨーロッパにおいて、実機レイノルズ数で試験可能な開発風洞の整備が進められてきた¹⁾²⁾。1979年には、日本でも旧航空宇宙技術研究所に実機レベルの高レイノルズ数を実現できる二次元風洞が建設された。1997年には、大型改修に伴い、測定部の大型化及び三次元支持装置が新設された³⁾。一方、エンジン騒音の低減と環境問題意識の高まりから、航空機の離着陸時の空力騒音の低減が課題となっている。このため、将来の実機レイノルズ数風洞試験を想定し、加圧型高レイノルズ数風洞における、空力音響計測法に関する基礎検討を行ったので、これを報告する。

2章に背景を、3章に加圧環境下における音響計測法確認試験について、4章にまとめを述べる。

2. 背景

2.1 流れ場の相似則⁴⁾

風洞試験では、風洞測定部の大きさの制約から、実機のスケールモデルを使用して試験を行う事が一般的である。しかし、スケールモデルを用いた計測結果は、当然、実機の計測結果と異なる。このため、スケールモデルの計測結果から実機スケールの計測結果への変換が必要となる。

スケールモデルで得られた計測結果が、実機スケールで得られた計測結果と一致するための条件は、

ナビエ・ストークス方程式の次元解析から求められる相似則から導かれる。例えば、流体に体積力が働かないとすると、流速 V 、時間 T 、長さ L 、圧力 P で無次元化されたナビエ・ストークス方程式の x 軸成分は、下式となる。

$$\frac{L}{TV} \frac{\partial u^*}{\partial t^*} + u^* \frac{\partial u^*}{\partial x^*} + v^* \frac{\partial u^*}{\partial y^*} + w^* \frac{\partial u^*}{\partial z^*} = -\frac{P}{\rho V^2} \frac{\partial p^*}{\partial x^*} + \frac{\mu}{\rho VL} \left(\frac{\partial^2 u^*}{\partial x^{*2}} + \frac{\partial^2 u^*}{\partial y^{*2}} + \frac{\partial^2 u^*}{\partial z^{*2}} \right) \quad (1)$$

ここで、 u 、 v 、 w はそれぞれ x 軸、 y 軸、 z 軸方向の流速成分、 t は時間、 p は圧力、 ρ は密度、 μ は粘度、上付き*はそれぞれのパラメータの無次元量とする。式(1)より、長さと同時間、流速スケールからストローハル数、圧力と密度、流速から圧力係数、粘度と密度、流速、長さスケールからレイノルズ数、の3つの無次元パラメータが導かれる。これに加えて、音速に対する流速の比の無次元パラメータとしてマッハ数が導かれる。スケールモデルの流れ場を、実機スケールの流れ場に相似とするためには、スケールを含む無次元パラメータである、ストローハル数、レイノルズ数、及び圧縮性に関するマッハ数が全て一致すると、流れ場は完全に相似となる。定常状態においては、マッハ数とレイノルズ数

を一致させることが出来れば流れ場は相似となる。

しかしながら在来型の風洞においては、実機と一致させることが比較的簡単なマッハ数を実機に合わせ、レイノルズ数が実機と異なる条件で試験を行うのが一般的である。レイノルズ数の違いによる粘性効果の違いにより、レイノルズ数効果と呼ばれる、最大揚力係数、失速角、抵抗係数などの違いが生じる。このレイノルズ数効果は非線形性を持つため、補正が難しい。そこで、アメリカやヨーロッパでは、レイノルズ数とマッハ数を同時に実機と合わせる事が出来る能力を持つ、高レイノルズ数風洞が整備された。

2.2 高レイノルズ数風洞における音響計測の課題

空力音のような非定常現象は、マッハ数とレイノルズ数に加えて時間スケールに関連するストローハル数も合わせなくてはならないが、スケールモデルではストローハル数を実機と合わせる事は難しい。ストローハル数に比例して時間スケールも変化する。従って、ストローハル数が実機よりも小さくなる、スケールモデルを用いた空力音の測定においては、実機よりも高周波数の音響を計測しなくてはならなくなる。一般的なマイクロフォンは、人の可聴域にのみに周波数帯域を持っていることが多いので、高周波数の空力音を計測する為のセンサの選択が課題となる。これは、暗騒音低減化又は高暗騒音環境における音響計測と同様に、在来型風洞においても課題となる。

在来型風洞と異なる加圧型風洞（風洞内圧を調節できる風洞を含む）の特徴に起因した、加圧型風洞における音響計測は、風洞のベントやバルブが騒音源となる、高い静圧がマイクロフォンの周波数特性に影響を与える、計測装置の風洞内外の接続に制約がある、など困難を伴う。このため、使用するセンサ、設置方法、配線経路の検討が必要となる。

加圧型高レイノルズ数風洞での空力音に関する研究⁵⁾によると、レイノルズ数が変わると支配的な音源が変わるので、レイノルズ数効果は音源の相対的な重要性に影響を与える。従って、レイノルズ数は、空力音の推定に対しても重要な無次元パラメータとなる。また、フライトテストでは発生しなかった音が、スケールモデルでは現れるなど、模型の正確さやレイノルズ数効果に関する疑問が未解決である。このため、流体力学の理論的観点に基づいた音響相似則の検討が必要となる。加圧型風洞における音響計測課題を、表1に示す。

以上の課題の解決を最終目標として、加圧型高レ

イノルズ数風洞における音響計測法に関する基礎検討を行ったので、この結果について述べる。また、音響相似則に関する基礎検討として、NACA0012 二次元翼の翼後縁離散周波数騒音の計測と、チャイナクレー法による遷移計測を行ったが、これらについては、風洞暗騒音の影響によって離散周波数騒音の計測が出来なかったことから、本報告では割愛する。

3. 加圧環境下音響計測法確認試験

3.1 試験概要

加圧型高レイノルズ数風洞における音響計測法の確立の為、宇宙航空研究開発機構 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞（図1、以下、本風洞）で、音響計測法確認風洞試験を行った。この風洞の主要諸元を、表2に示す。この風洞は、淀み点圧力を変えることが出来る、加圧型高レイノルズ数風洞である。図2に示すように、測定部周りのプリナム室は密閉されており、内部へは限られたアクセス窓を経由しなければならない。

この試験は、主に下記を目的とした。

- ・風洞内外の計測系配線経路の検討。
- ・金属壁を持つ風洞内へのセンサの設置方法の妥当性の確認。
- ・高静圧環境下で使用可能な、高周波数音響計測可能なセンサの確認。

センサについては、高静圧環境下で高周波数音響の計測が可能で、専用のマイクロフォンを候補とした。これは、参考文献5で使用されたマイクロフォンの姉妹品である。この他に、非定常圧力センサを準備した。使用したセンサの主要諸元を、表3に示す。マイクロフォンについては、マイクロフォンカートリッジの他、専用のショートタイプのプリアンプ(2670-W-001)、マイクロフォンコンディショニングアンプ(2690-A-0S1)を使用した。非定常圧力センサのアンプは、風洞付帯の計測装置のアンプを使用した。

供試体として、円柱を模擬したワイヤを用いた。これは、発生する空力音の周波数が、カルマン渦列の安定性理論によって示されているので、計測値の検証が容易であるためである。ワイヤの直径と想定された空力音（エオルス音）の発生周波数を、表4に示す。ここで、発生周波数 f は、ストローハル数を St 、ワイヤ直径を d 、流速を u とした時、下式によって推定した。

$$f = St \frac{u}{d} \quad (2)$$

最も高い発生周波数は、53.3～66.7 kHz となるので、超音波領域における空力音の発生及び計測法の検証も可能となる。

3.2 計測系セッティング

風洞壁へのマイクロフォン及び非定常圧力センサの設置法と、風洞内外の配線経路を示す。

センサの設置方法は、風洞壁面に既設の静圧レール設置用のねじ穴に、各センサ設置台（図2、図3）を取り付けた。設置台は、気流への干渉を最小限とするために、可能な限り高さを小さくするとともに、センサの設置面を平面となるようにした上で、センサ表面がこの平面の面位置となるようにした。マイクロフォンの設置台が細長いのは、プリアンプにマイクロフォンカートリッジを取り付けた時の長さが最小全長の制限となったからである。

それぞれのセンサの設置台への設置方法は、マイクロフォンは、ダイアフレームのカバーを外したうえで、カバーの取付けネジで設置台に固定した。この為、ダイアフレームがむき出しになるので、取扱には注意を要した。非定常圧力センサは、平面型を使用したので、センサ表面が設置台に面位置となるように設置台に溝を掘ったうえで、接着剤で固定した。風洞内設置状態の1例として、マイクロフォンの設置状態を図5に示す。

風洞内外の配線経路の概要図を図6に示す。マイクロフォンは、プリアンプと共に設置台に設置される。配線は、風洞壁スリットからプリナム室に入り、図7に示す風洞内外アクセス用の貫通孔に設置されたシール配管を通して風洞外に出る。シール配管からの漏れを防ぐため、配線周りをエアコン用シールパテで塞いでいる。風洞外のマイクロフォンコンディショニングアンプに接続されたのち、計測装置に接続される。非定常圧力センサは、設置台に設置され、配線は風洞壁スリットからプリナム室に入り、風洞既設の端子盤に接続される。端子盤の先は、既設の配線によって、風洞計測装置に接続される。

3.3 試験結果

代表的な音圧レベルの計測結果を、図7～図9に示す。図7はマッハ数0.3、総圧200kPa、直径0.35mm、図8はマッハ数0.3、総圧600kPa、直径0.3mm、図9

はマッハ数0.3、総圧1000kPa、直径0.35mmの計測結果である。マッハ数0.2における計測では、空力音が風洞暗騒音に埋もれてしまい、計測できなかったことを記す。

図7では、音圧のピークが50kHzに、図8では66kHz、図9では47kHzに有り、表3に示す空力音周波数の推定値に一致した。また、マイクロフォンと非定常圧力センサで計測した空力音周波数はほぼ一致した。

図7と図8のケースでは、音圧レベルも2つのセンサで一致したが、図9のように、2つのセンサで音圧レベル異なるケースが有った。音圧レベルの差については、どちらかのセンサが必ず大きくなるようなことは無かった。同じマッハ数と直径でも、総圧が大きくなるほど、周波数は小さくなる結果となった。この原因については、マイクロフォンと非定常圧力センサの高さ方向の設置位置の違いや、これに伴う境界層の影響、計測したタイミングによる影響などが考えられる。

以上より、マイクロフォンと非定常圧力センサによる高静圧環境下におけるエオルス音を対象とした音響計測は、どちらのセンサでも空力音周波数は一致すると共に、理論から推定される周波数ともほぼ一致し、音圧レベルも概ね一致する事が分かった。また、可聴域外となる超音波領域においても、エオルス音の発生を問題無く計測する事が出来る事が分かった。

4. まとめ

実機レイノルズ数風洞試験を想定した、加圧型高レイノルズ数風洞における音響風洞試験法に関する基礎検討を行った。空力音の発生周波数が理論的に推定できる円柱断面のワイヤを供試体として用い、加圧型風洞におけるマイクロフォン等のセンサの設置法、配線経路、音響計測に関する試験を実施した。この結果、スケールモデルで実機スケール相当の音響計測を行うには、高周波（超音波領域）の音響計測が必要であるが、高静圧・高周波数対応マイクロフォンや非定常圧力センサを用いて、高周波数の空力音を計測できることが分かった。また、超音波領域においても、計測された空力音の周波数は、カルマン渦列の安定性理論から予測される周波数とほぼ一致した。

参考文献

- 1) Ross G. Roepke, "The High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel HIRT Proposed as Part of the National Aeronautical Facilities Program",

AIAA-72-1035, 1972

- 2) J. P. Hartsuiker, “The European Transonic Windtunnel ETW : Design Concepts and Plans”, AIAA-86-0731, 1986
- 3) 二次元風洞研究室, 「航技研二次元風洞の改修」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-744, 1999
- 4) Joseph Katz and Allen Plotkin, “Low-Speed Aerodynamics”, Cambridge University Press, 2nd edition, pp.14-16, 2001
- 5) Robert W. Stoker et al, “Investigations of Airframe Noise in Pressurized Wind Tunnels”, AIAA-2001-2107, 2001

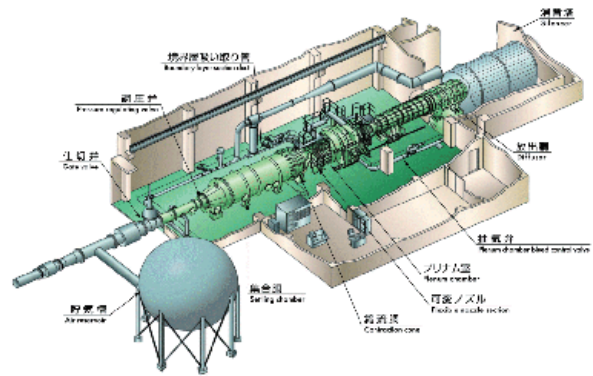


図1 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞鳥瞰図

表1 加圧型風洞における音響計測課題

加圧型風洞固有の課題 (使用するセンサ, 設置方法, 配線経路の検討が必要)	<ul style="list-style-type: none"> ・騒音源の増加 (バント, バルブ) ・センサの周波数特性への影響 ・計測装置の風洞内外接続の制約
流体力学の課題 (音響相似則の検討が必要)	<ul style="list-style-type: none"> ・模型の正確さやレイノルズ数効果に関する疑問が未解決

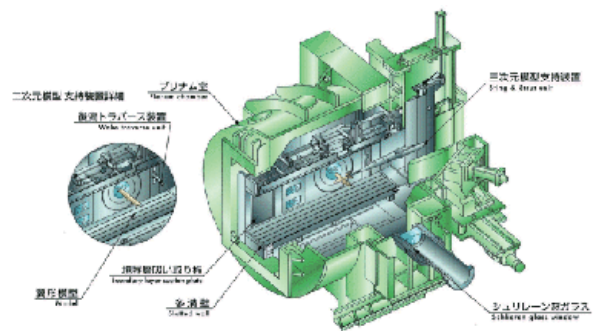


図2 測定部拡大図

表2 0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞主要諸元

風洞形式	間欠吹き出し式
測定部断面	幅 0.45m, 高さ 0.8m
淀み点圧力	196kPa ~ 1176kPa
マッハ数範囲	0.2 ~ 0.4
通風時間	9秒 ~ 100秒



図3 マイク設置台

表3 音響計測用センサの主要諸元

分類	マイクロフォン	非定常圧力センサ
メーカー	ブリュエル・ケアー	kulite
型式	4938-W-001	LQ-125-2D
周波数範囲	4Hz~70kHz	150kHz (共振周波数)

表4 供試体主要諸元

ワイヤ直径 [mm]	0.9	0.35	0.3
空力音周波数[kHz]*	11.7~14.7	30.1~37.7	35.2~44.0
	17.7~22.2	45.7~57.2	53.3~66.7

*ストローハル数を 0.16~0.20 とする. 上段はマッハ数 0.2, 下段はマッハ数 0.3.

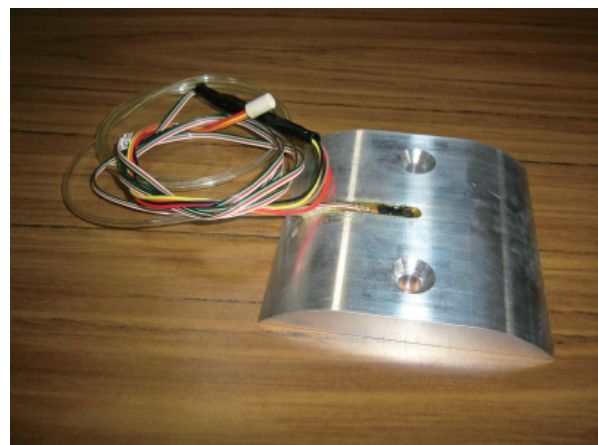


図4 非定常圧力センサ設置台

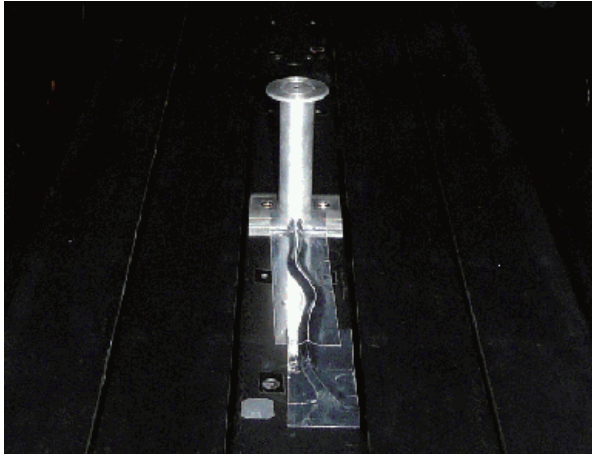


図5 マイクロフォン風洞内設置状態

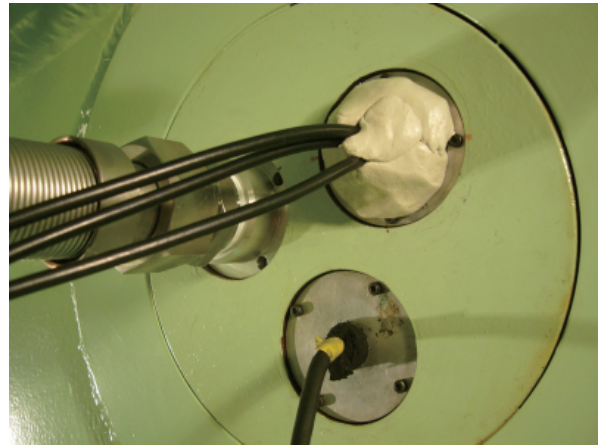


図7 シール配管

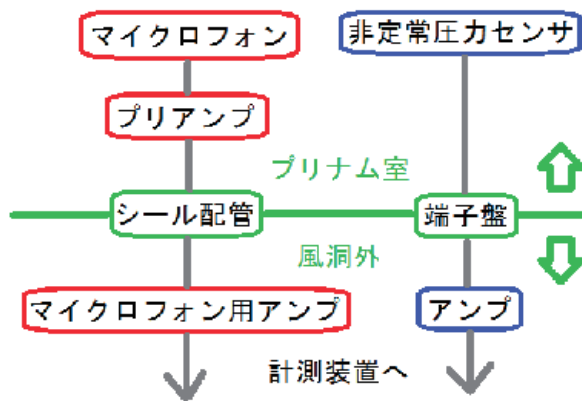


図6 配線経路概要図

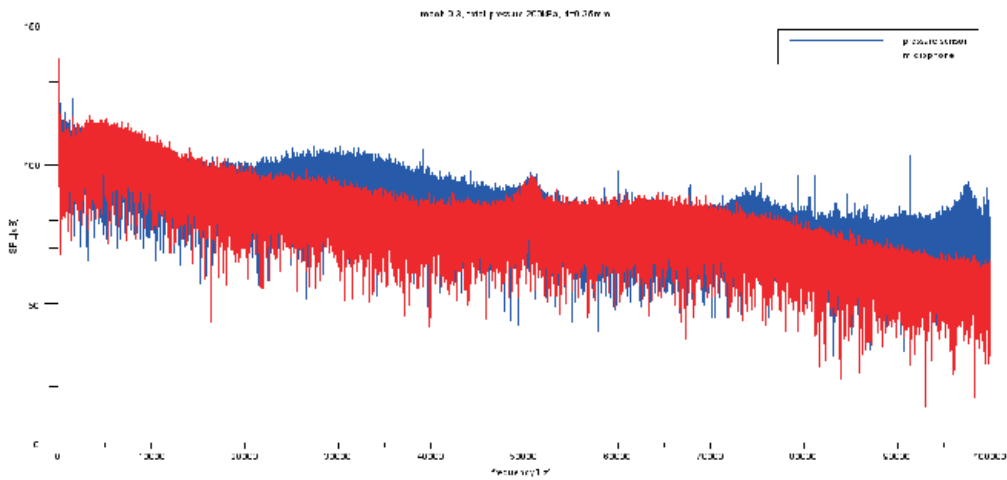


図8 マッハ数0.3, 総圧200kPa, 直径0.35mm計測結果

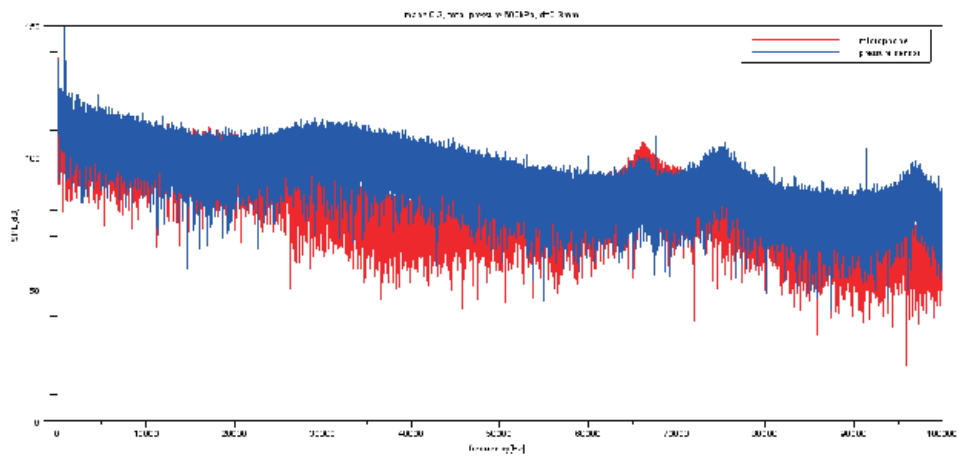


図9 マッハ数 0.3, 総圧 600kPa, 直径 0.3mm 計測結果

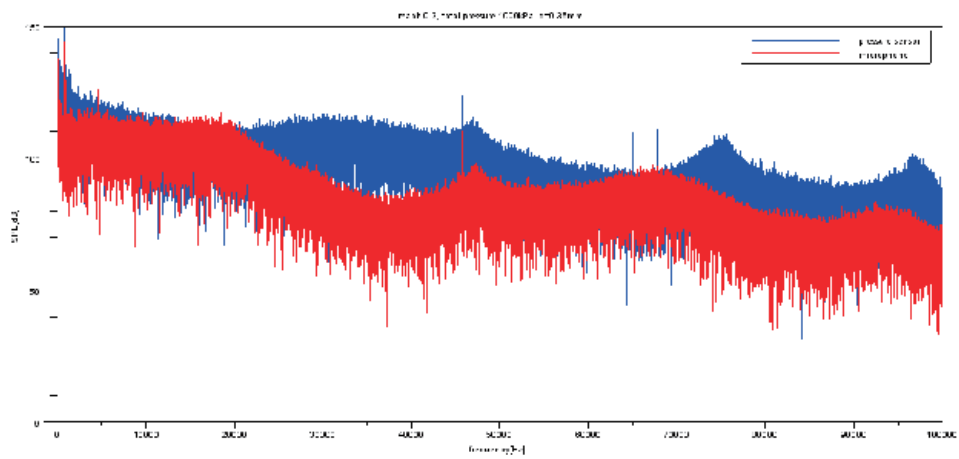


図10 マッハ数 0.3, 総圧 1000kPa, 直径 0.35mm 計測結果