

# 観測ロケット S310-43 号機試験における

## 極低温二相流のボイド率計測

北古賀 智史(早大院・基幹理工) 角 悠輝(早大院・基幹理工) 坂本 勇樹(早大院・基幹理工)  
佐藤 哲也(早大) 小林 弘明(JAXA) 杵淵 紀世志(JAXA)

### 1. 序論

JAXA では極超音速旅客機への適用を目指し、予冷ターボジェットエンジンの研究が進められている<sup>1)</sup>。しかし、シミュレーションより外部から流入される高温の空気が原因で、燃料である液体水素が燃料供給系で気液二相流状態になることが判明。エンジンの制御のために、二相流状態における水素の流動特性の解析が必要であることが示唆された。この流動特性の指標となるのが、ボイド率と呼ばれる気液二相流の気相の体積割合を示す値である。ボイド率の計測方法には、大きく分けて接触式と非接触型の二つに分けられる。接触式としては、点電極<sup>2)</sup>、光ファイバ<sup>3)</sup>などのプローブを利用したもの、ワイヤーメッシュ<sup>4)</sup>による計測方法。非接触としては、レーザ<sup>5)</sup>、超音波<sup>6)</sup>を利用した手法などがある。しかし、これらの手法は主に水-空気二相流についての計測を目的としたものが主であり、液体水素や液体酸素のような極低温流体に使用可能なボイド率計測手法は確立されていない。これより本研究グループでは、静電容量型のボイド率計測手法をベースに、極低温流体に適用可能なボイド率計の研究開発を進めている。

図1に、静電容量型ボイド率計測の概念図を示す。計測対象の配管に2枚の電極板を対向設置し、電極間の静電容量を計測すると、気相と液相の比誘電率差から、ボイド率を導出することができる。フッ素樹脂チューブなどの非金属配管内のボイド率を計測する場合は、管外に電極を装着することができるが、金属管内のボイド率を計測する場合は、計測原理上、電極板を管内に挿入設置する必要がある。本研究グループでは、これまで、透明な非金属配管に装着するタイプのボイド率計を対象とし、高速度可視化映像との比較で精度検証を行ってきた<sup>7,8)</sup>

本研究に関連して、2014年8月4日に本センサを搭載した観測ロケット S310-43 号機が内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられ、宇宙空間での極低温ボイド率計測に成功。新型基幹ロケット予冷解析ツール精度検証に必要な極低温二相流動データを取得した。本稿では、観測ロケットに搭載された極低温ボイド率計の設計、並びに観測ロケット実験結果について述べる。

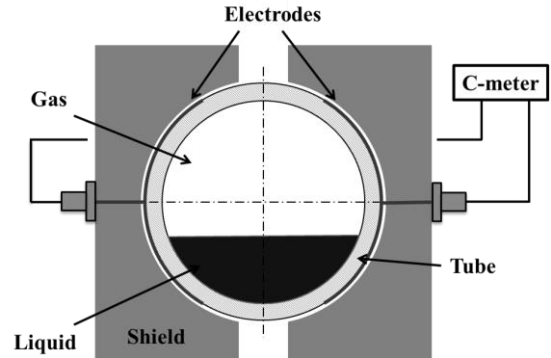


図1 静電容量型ボイド率計

### 2. 観測ロケット用極低温ボイド率計

#### 2.1 設計方針

観測ロケット用極低温ボイド率計の外観写真を図2、電極板形状を図3、主な仕様を表1に示す。管内が100%窒素ガス状態の静電容量は27.7 fF、100%液体窒素状態の静電容量は40.6 fFである。観測ロケットに搭載するにあたり、可能な限り部品点数の削減と構造の簡略化を行い、耐振動性能を改善するとともに、センサ単体重量の軽減を図った。

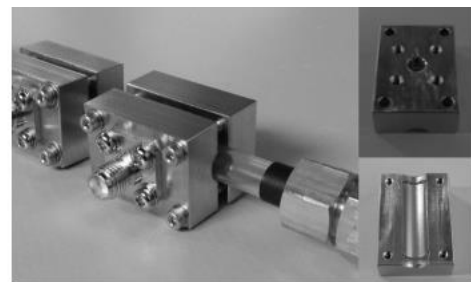


図2 観測ロケット用極低温ボイド率計外観

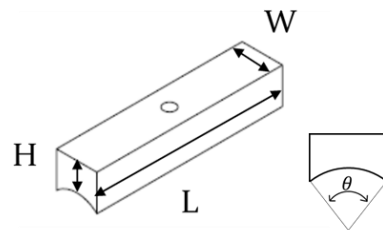


図3 電極板形状

表1 ボイド率計の主な仕様

本体寸法 mm	H 22.35×W 18×L 25
管外径 mm	6.35
部品点数	20
重量 g	64
材料	電極：真鍮 シールド：SUS304 管：フッ素樹脂
基準静電容量 fF	27.7
最大変化量 fF	12.9

本ボイド率計が有する技術課題の一つに、温度ドリフトが挙げられる。これはセンサ自体の温度が常温から極低温へ変化することで、センサ構成部品、特に配管の比誘電率が変化し、図4に示すように静電容量の測定値を変化させる問題である。ここでShu<sup>9)</sup>らの理論から導出した、管内ボイド率、管比誘電率、静電容量計測値の関係例を図5に示す。配管は外径25.4mm、内径15mm、作動流体を液体窒素(比誘電率1.4)としている。これより、管比誘電率が変化すると、静電容量の計測値が大きく変化している(温度ドリフトが生じる)ことがわかる。図5の解析例では、電極板幅Wが内管径より0.68mm大きく設定されており、電極板間の一部の電気力線が上下の管壁を通過することになり、この領域での静電容量変化が温度ドリフトの主要因となっている。比較のため図6に、電極板幅を縮小し、電気力線が上下の管壁を通過しないようにした解析例を示す。電極板サイズの適正化により、温度ドリフトの問題がかなり改善されていることがわかる。この結果より、従来型のボイド率計では図6に示す様な、内径を過不足なく覆う寸法の電極板を採用してきた。一方で、電極板幅を小さくしすぎると、管内にボイド率検知不能の領域が生じ、計測精度を低下させる。従って、極低温ボイド率計は、特に電極寸法の適正化と取付位置精度の向上が重要であることがわかる。

また、本ボイド率計は、fFオーダーの微小静電容量を増幅して計測することから、S/N比改善のためには周囲の電界の影響を極力排除しなければならない。これより本ボイド率計では、図7に示すように電極板をシールド部品の中に埋め込み、シールド同士をスペーサを挟んで固定することで、2枚の電極板とチューブの相対位置を厳密に管理できるように設計した。

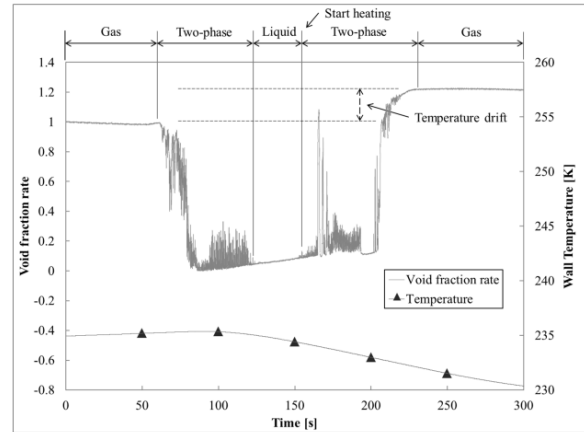


図4 ボイド率計温度ドリフトの例

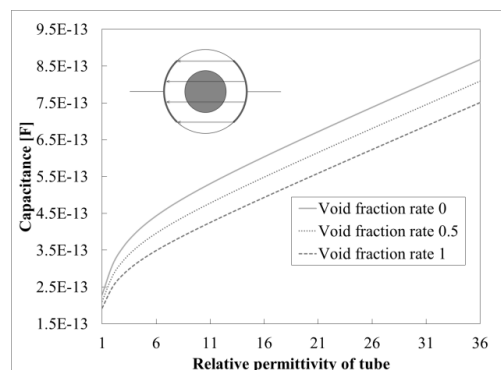


図5 管比誘電率と静電容量(電極大)

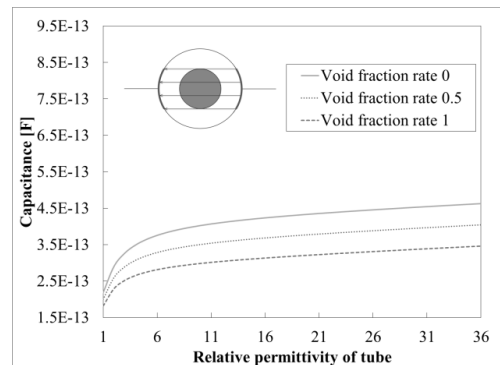


図6 管比誘電率と静電容量(電極小)

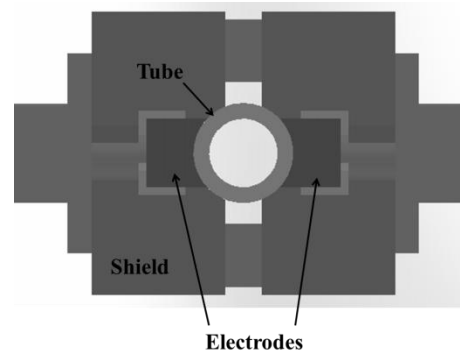


図7 ボイド率計断面図

## 2.2 ボイド率計機能試験

観測ロケット搭載用に設計したボイド率計の動作確認、並びに電極板サイズ選定のための単体試験を実施した。図8に実験装置を示す。本実験では2つのボイド率計を近接した位置に直列で取り付け、液体窒素配管内のボイド率を計測した。液体窒素タンク内圧は0.5MPa、液体窒素流動開始時の配管初期温度は常温とした。ボイド率計測との比較のために、高速度カメラを用いて管内の流動可視化を行った。着霜防止用に、ボイド率計周囲をアクリル容器で覆い、窒素ガスによるパージを行った。温度ドリフト評価のため、ボイド率計自体の温度も計測している。表2に本実験でパラメータとする電極板寸法を記す。

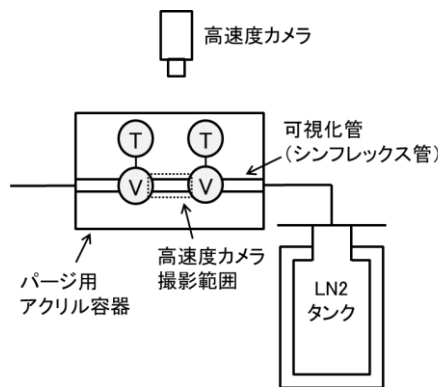


図8 実験装置全体図

表2 電極板寸法

No.	厚さ H mm	幅 W mm	長さ L mm	極板角 $\theta$ deg
1	1.50	4.35	20.0	86.5
2	3.00	4.35	20.0	86.5
3	3.00	2.90	20.0	55.0
4	3.00	3.18	20.0	60.0
5	3.00	3.40	20.0	65.0

図9に結果の例として、電極板 No.1 と No.2 で取得したボイド率履歴を示す。図10に、高速度カメラにより撮影された管内画像を示す。ボイド率計測値が振動している範囲(75.25s~300s)では、圧力振動によって管内の流動状態が周期的に変動している様子がわかる。また、300s以降はボイド率が0となり、流動状態も液相100%である事が確認された。

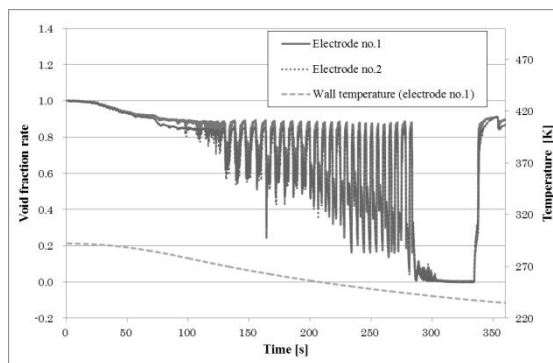


図9 実験結果

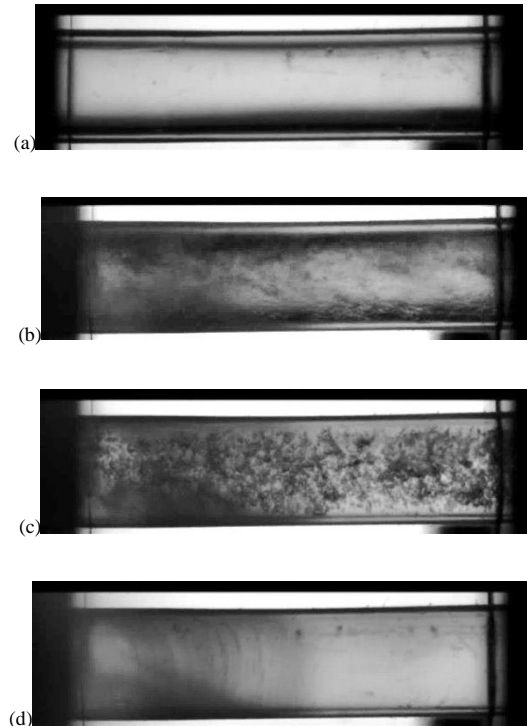


図10 取得画像  
(a)0s(気相 100%) (b) 248.87s  
(c) 251.48s (d) 271.02s(液相 100%)

次に、電極板 No.1~No.5 について、温度ドリフトの影響を、表3に示すように評価した。温度ドリフトによるボイド率計測値への影響指標 $\gamma$ を式(1)の様に定義する。 $C_{G1}$ は流動開始時の静電容量計測値、 $C_{G2}$ は流動終了直後、つまり本実験においては温度ドリフトの影響が最大となる点での静電容量計測値、 $C_L$ はボイド率0での計測値である。電極板厚さHの異なるNo.1とNo.2を比較すると、No.2の方が温度ドリフトの影響を受けづらいこと、また、静電容量の絶対値はほぼ一致していることがわかる。電極板取付精度の観点でも、Hは大きいほうが望ましいため、電極板厚みは3mmを採用することとした。No.3~5は、前述のように従来型と同じ、電極板幅Wが内径を過不足なく覆う寸法であるNo.1,2と比較してWを縮小した効果を評価している。電極板No.3~5は、従来型と同じ電極板幅であるNo.2と比較して温度ドリフト影響を大幅に改善できていることがわかる。また、計測される静電容量がfFオーダーと微小であることから、なるべく静電容量の絶対値が大きい方が望ましい。以上のトレードオフにより、No.5を観測ロケット用極低温ボイド率計の電極板として採用した。

$$\gamma = \frac{C_{G2} - C_{G1}}{C_L - C_{G2}} \times 100 \quad (1)$$

表 3 温度ドリフト影響の評価

No.	液相 100%時 $C_L$ fF	流動開始時 $C_{G1}$ fF	流動終了時 $C_{G2}$ fF	温度ドリフトの影響 $\gamma$ %
1	95.03	69.301	73.541	19.731
2	99.448	74.016	77.556	16.170
3	31.121	22.184	22.958	9.482
4	39.398	27.732	28.743	9.489
5	45.291	32.371	33.6	10.512

### 3. 観測ロケット S310-43 号機実験

図 11 に観測ロケット S310-43 号機の外観，図 12 に実験装置部，図 13 に実験装置部の配管系統図を，図 14 にターボポンプ軸受室周辺を模擬した供試体 TSA の形状を示す。供給する液体窒素の流量を 2 水準とり，TSA-1 (1g/s)，TSA-2 (0.5g/s) が搭載される。ボイド率計は TSA の上流側，下流側にそれぞれ 1 台ずつ，計 4 台が取り付けられる。



図 11 観測ロケット  
S310-43 号機外観



図 12 実験装置部

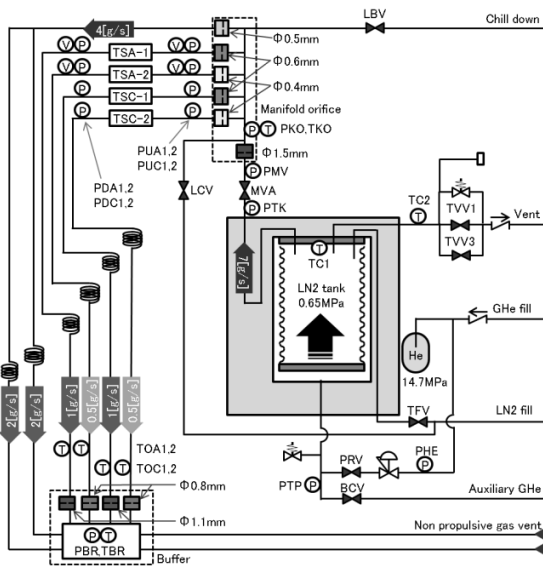


図 13 配管系統図

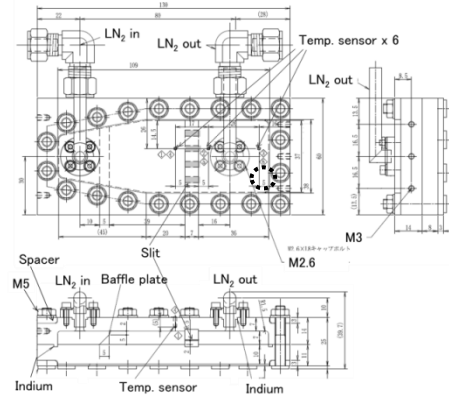


図 14 供試体(TSA)

本実験の結果と，地上実験の結果，並びにボイド率計取り付け位置近傍である供試体映像との比較より，本ボイド率計が正常に計測を行ったかを判断する。なお地上実験とは，実験装置部にボイド率計を取り付けた状態で，打上時を模擬した最大 5G の正弦波振動，最大 40G 衝撃を加え，加振後に重力環境以外を本実験と同条件，同シーケンスとして地上にて行った流動実験を指す。

図 15～22 にフライト試験，並びに地上実験の結果得られた温度・圧力・ボイド率の履歴を示す。本実験の送液開始時刻は 100s，地上実験は 13673s である。地上試験の結果と比較より，本実験の計測値は地上実験と比較的に近い値を示し，低 S/N 比である事が分かる。また供試体映像との比較より，供試体映像と本実験におけるボイド率計測値が定性的に一致する事を確認した。これより，観測ロケットに搭載されたボイド率計は全て正常に作動し，微小重力環境下における極低温二相流のボイド率計測を行ったと判断した。

続いて流動の様子に着目すると，供試体下流側のボイド率低下が早くなっており，TSA-1 においては 210s 以降，上流，下流側共にボイド率 0，すなわち供試体全域が液単相状態で流れるようになることがわかった。これは，地上の 1G 環境下では一度も発生したことがない状況である。小流量を供給する TSA-2 下流側でも，全体的に地上と比較してボイド率が低くなっていることがわかる。このように，ボイド率の計測からも，観測ロケット慣性飛行中の低重力環境下では，供試体が冷却されやすいという傾向を捉えることができた。この結果は，図 23～26 に示す供試体内の流動可視化画像とも整合がとれている。液体窒素は，120s に TSA-1 上流に到達し，155s に TSA-2 上流に到達する。その後，次第に液相の割合が増加していき，210s には TSA-1 内が全域液相状態となり気泡が消失した。一方で TSA-2 の方は，流動終了間近の 255s においても気相が残留したままで，そのまま流動が終了した。

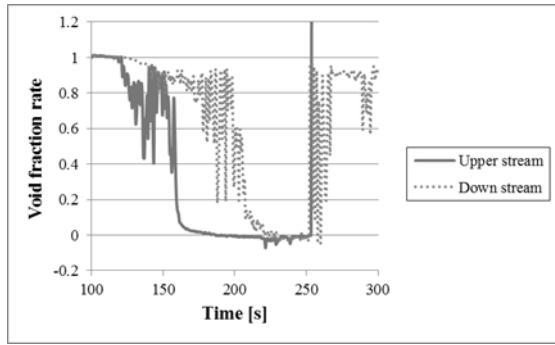


図 15 ボイド率(TSA-1,観測ロケット実験)

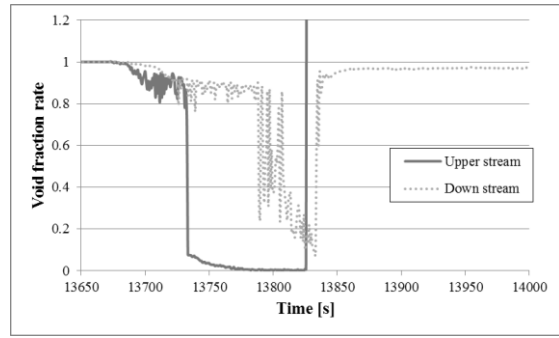


図 16 ボイド率(TSA-1,地上実験)

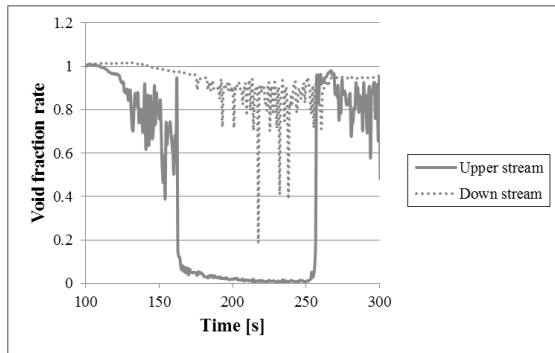


図 17 ボイド率(TSA-2,観測ロケット実験)

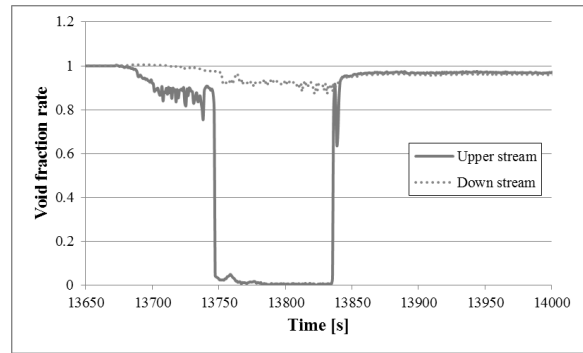


図 18 ボイド率(TSA-2,地上実験)

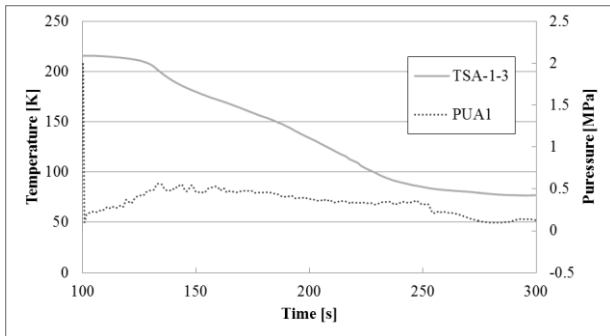


図 19 温度, 圧力(TSA-1, 観測ロケット実験)

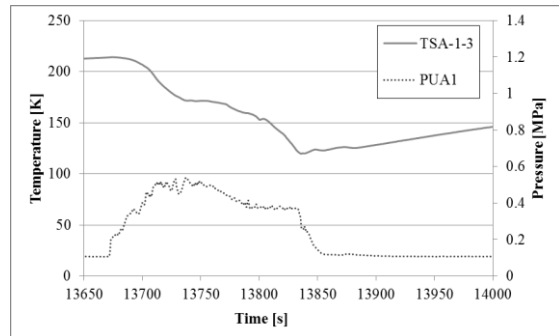


図 20 温度, 圧力(TSA-1,地上実験)

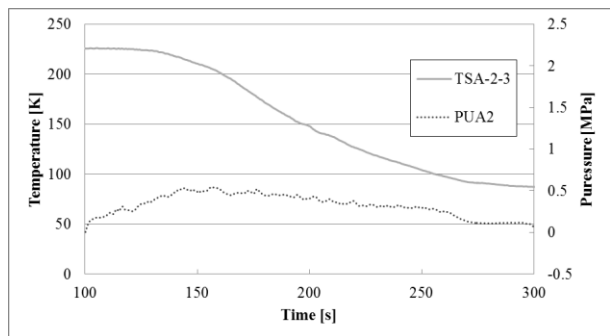


図 21 温度, 圧力(TSA-2, 観測ロケット実験)

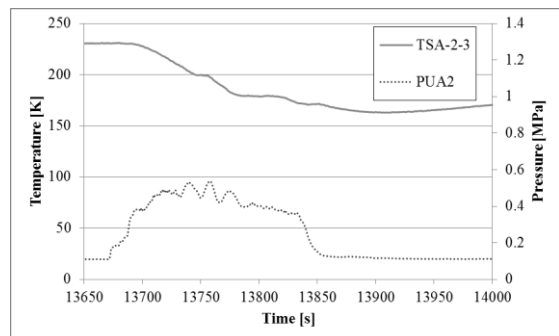


図 22 温度, 圧力(TSA-2,地上実験)



図 23 流動可視化(120s)

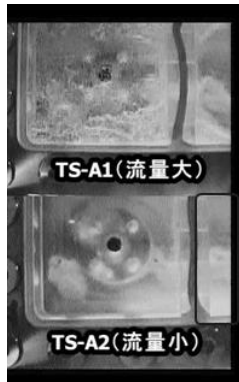


図 24 流動可視化(155s)



図 25 流動可視化(210s)



図 26 流動可視化(255s)

#### 4. 結言

1) 温度ドリフトの影響を従来型と比較して低減し、耐ノイズ、振動性能を有する観測ロケット用ボイド率計を設計。微小重力環境下においてボイド率の計測が可能である事が証明された。

2) 観測ロケット実験用に新規開発したボイド率計により、新型基幹ロケット予冷解析ツール精度検証に必要な極低温二相流動データを取得することに成功した。

観測ロケットの打上に際しては、宇宙科学研究所石井信明教授を始めとする観測ロケット実験室の皆様にご支援をいただきました。ここに謝意を表します。

#### 参 考 文 献

- 1) Taguchi, H., et al, Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines, Acta Astronautica, Vol.73, pp.164-172, 2012.
- 2) Marco Jose Da Silva, Eckhard Schleicher, Uwe Hampel, A novel needle probe based on high-speed complex permittivity measurements for

investigation of dynamic fluid flows, Instrumentation and Measurement, IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement ,56 pp1249-1256, 2007.

- 3) 日向滋, J.E.S.Venart, A.C.M.Sousa, 桜井正幸, 中沢賢, 市村市夫, 光ファイバを使った微細ボイド率計に関する研究. 日本機械学会論文集. B 編 56, pp1433-1439, 1990
- 4) Heiko Pietruske, Horst-Michael Prasser(2005)Wire-mesh sensors for high resolving two-phase flow studies at high pressures and temperatures, Flow Measurement and Instrumentation, 18 pp87-94, 2007
- 5) 大場謙吉, 小笠原光信, 上村次明, 佐藤純一, レーザ計測法による垂直管内気泡流の研究, 日本機械学会論文集. B 編 48, pp78-87, 1982
- 6) Hideki Murakawa, Hirosige Kikura, Masanori Aritomi, Application of ultrasonic Doppler method for bubbly flow measurement using two ultrasonic frequencies, Experimental Thermal and Fluid Science, 29, pp843-850, 2005
- 7) Hitomi Iizuka, An Experimental Study on Void Fraction Measurement of Cryogenic Multiphase Flow, International Symposium on Space Technology and Science, pp2-6, 2011
- 8) Maeno, N., Okada, W., Kitakoga, S., Sumi, Y., Sato, T. and Kobayashi, H., Void Fraction Measurement of Cryogenic Two Phase Flow Using a Capacitance Sensor, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, 12, pp101-107, 2014
- 9) Ming T. Shu, Charles B. Weinberger, and young H. Lee, A Simple Capacitance Sensor for Void Fraction Measurement in Two Phase Flow, Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals, 21, pp175-181, 1982