

## 東京大学航空宇宙工学専攻における ロケット推進の研究活動

東京大学大学院 工学系研究科  
航空宇宙工学専攻  
渡辺 紀徳

1

UT JET PROPULSION LABORATORY

### はじめに



東京大学航空宇宙工学専攻はJAXA社会連携講座の幹事専攻であり、両者の協力のもと、ロケット推進に関する基礎研究が実施されている。

#### 内容

1. ロケットタンク内部の気液二相流の挙動と推進薬管理
  - 1.1 気液界面挙動のシミュレーション
  - 1.2 スロッシング
  - 1.3 伝熱との連成
  - 1.4 界面張力駆動流れと液体管理
2. 噴射器流れと推進薬の微粒化
3. 微小重力場における燃焼現象
4. 非化学推進

## 重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ 流体管理



### … 着眼点

宇宙開発利用の進展に伴い、宇宙輸送システムの推進機関や軌道上構造物の熱管理機器など、地上とは異なる加速度環境で液体を利用する場面が増えつつある。

これらの流体機器を構成する液体貯蔵容器や蒸発・凝縮器の内部は、気液両相の共存系となるが、推力や姿勢変動を伴う宇宙機内部の動的加速度環境や、比重差による液体駆動を期待できない軌道上の低重力環境では、液体を望ましい位置に保持し、思い通りに搬送するという、**流体管理 (fluid management)** が非常に難しくなる。

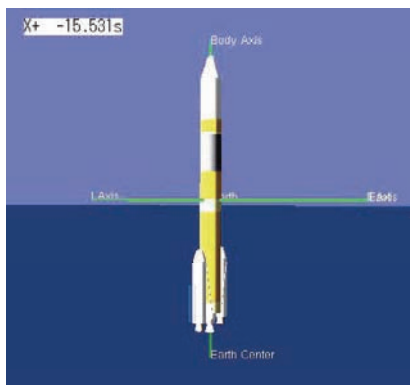
今後、軌道上で運用される流体機器の信頼性を向上させ、同時に開発コストと運用リスクを低減するためには、その設計・計画段階から作動流体の挙動を適切に予測する技術が求められる。特に、貯蔵容器や流路内部の自由表面流を考える場合、液体の重心移動などの動力学特性に注目するだけでなく、伝熱や相変化までも考慮し、共存する気体との熱交換に起因する熱流動特性を把握することが重要である。

3

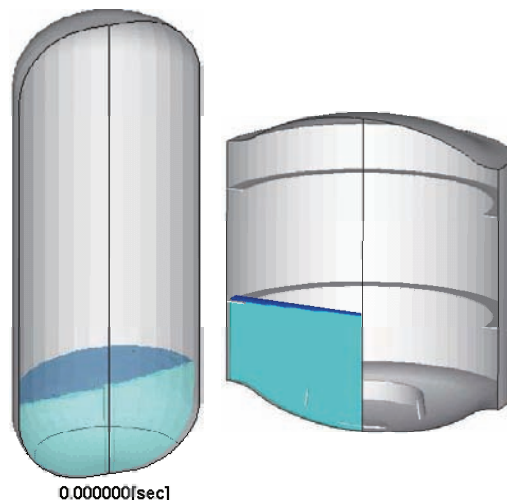
## 液体ロケットの推進薬が関係する諸問題 H-IIAロケットの飛行シーケンス



Dynamic behavior of liquid propellant also in the tanks of **ELVs** are expected to be clarified with the developed technology.



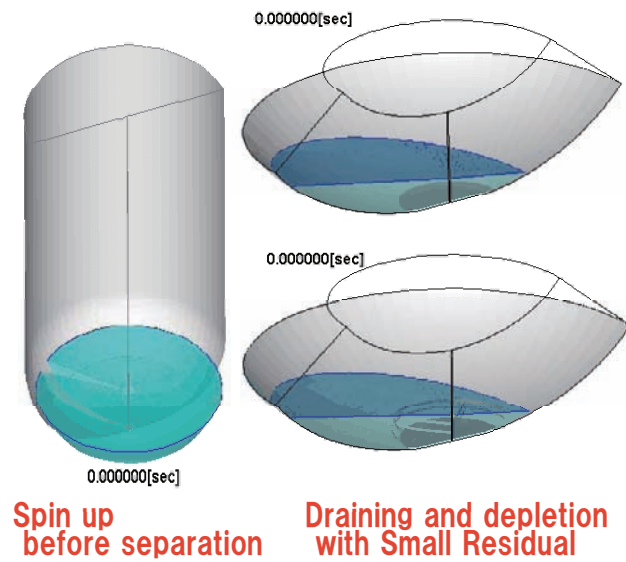
Flight Sequence of H-IIA



Sloshing in Powered Ascent      Pressurization in Coasting Flight

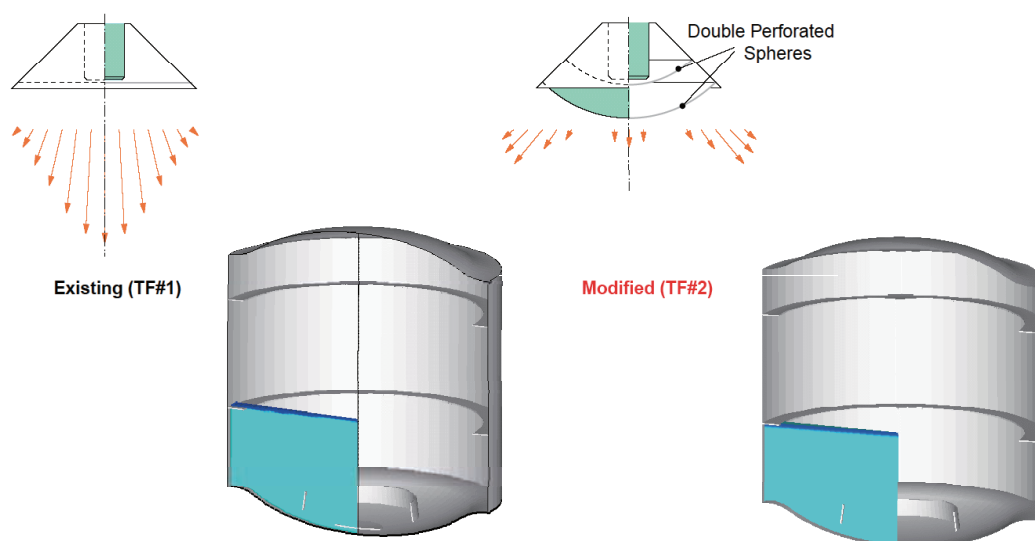
4

## 液体ロケットの推進薬が関係する諸問題 H-IIAロケットの飛行シーケンス



5

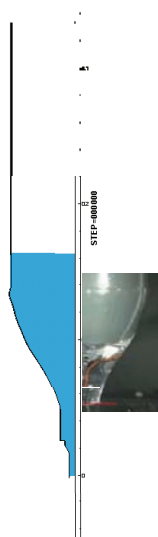
## 過渡加圧ガスの液面貫入



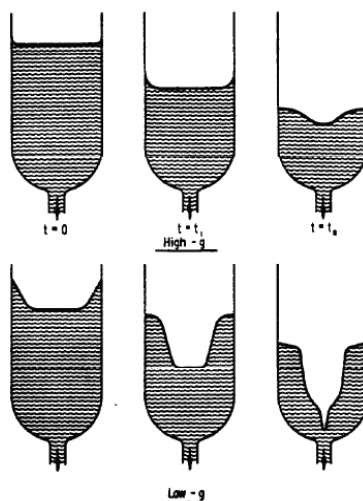
Ref. AIAA 2002-3987 (Himeno)

6

## 重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ 排出問題



(米本, 姫野, 2008)

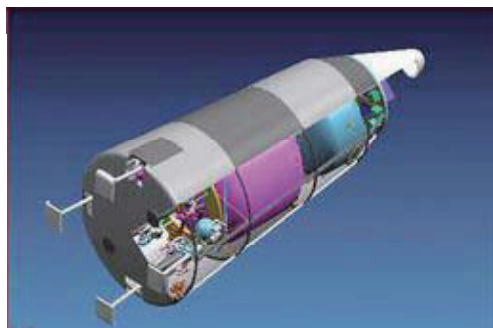


(NASA SP-106, 1967)

支配的な無次元数を揃えれば、相似流れを実験室で実現できる。  
微小重力、微小寸法、微小時間の相似性を上手に利用。

7

## 再使用観測ロケットの推進薬管理 SRLV: Sub-orbital Reusable Launch Vehicle



全長 11 m  
直径 3 m  
重量 8900 kg (打上時)

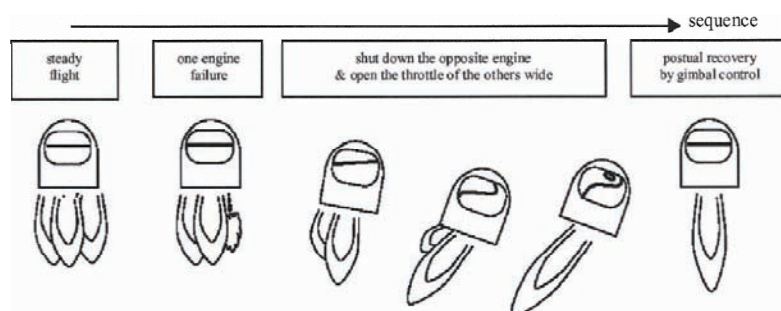
冗長性 (機体喪失可能性の低減) のため  
再使用観測ロケットは  
クラスタ化された推進系を採用

4機のポンプ供給型  
液体ロケットエンジン(LOX/LH2) が、  
機体底面に対称配置されている。

8

## 再使用観測ロケットの推進薬管理

**SRLV: Sub-orbital Reusable Launch Vehicle**



万一、エンジンの1基が故障した場合、  
対になるもう1基のエンジンも自動停止し、  
**推力のミスアライメント**を修復する。

故障発生から対エンジンの停止までの秒時、  
推力ミスアライメントにより  
機体姿勢が大きく乱される。

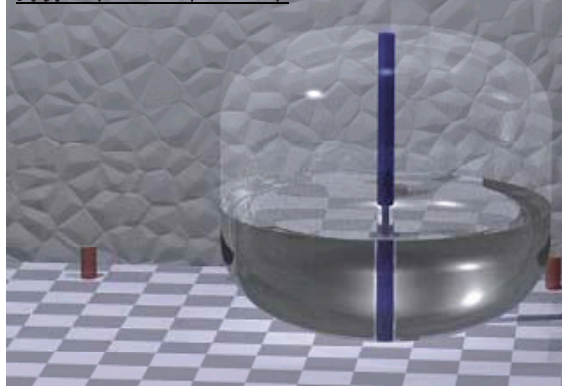
**推進薬管理**の観点からは、  
非定常的な横加速度が  
**スロッシング**や**ガス噛み**を  
引き起こす恐れが懸念される。

9

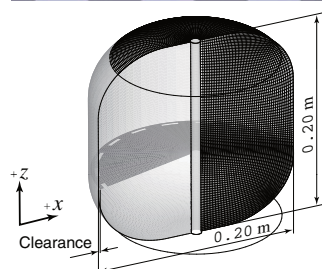
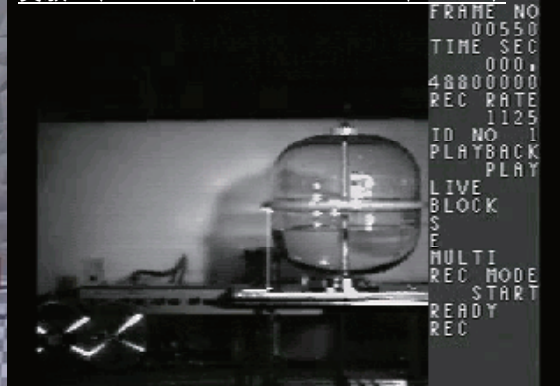
## 模型タンクによるスロッシング観察実験と数値解析



計算: (Himeno, 2003)

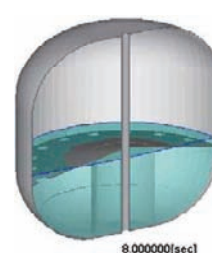


実験: (Himeno, Nonaka and Naruo, 2002)



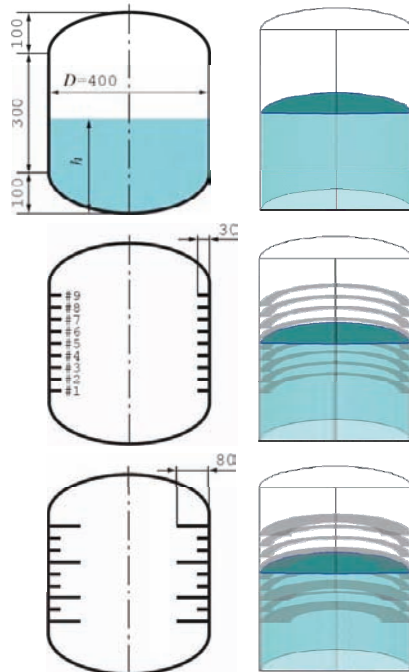
Ref. AIAA 2005-3931 (Himeno)

- 相似流れについて  
実験と計算の相関を確認
- 実機飛行条件を計算で予測





## スロッシング減衰効果予測のための基礎試験



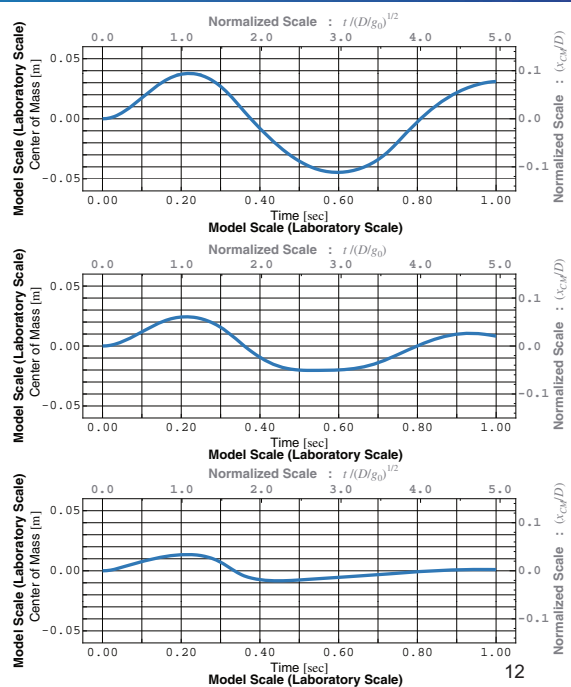
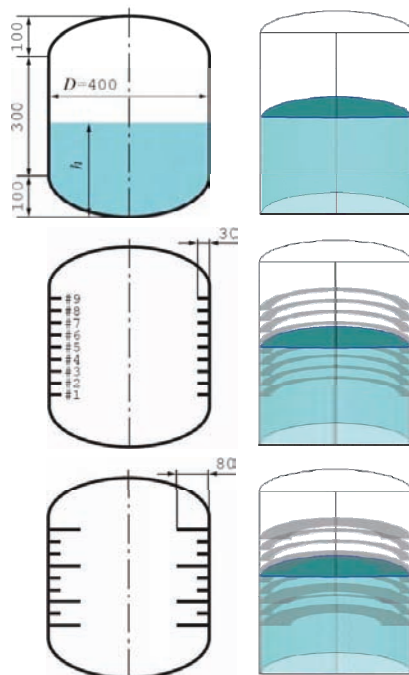
複数のバブルを模擬した場合でも、  
計算は液面形状を良く再現している。

気泡や飛沫までの追跡には至らないが、  
非定常加速度環境での  
スロッシングに伴う機体重心位置の移動を  
予測するのには有効。

実験と計算の相関が確認されたので、  
バブル形状の最適化や  
故障時エンジン停止シーケンスの検討を、  
計算を援用しながら進めていく。

11

## スロッシング減衰効果予測のための基礎試験



12

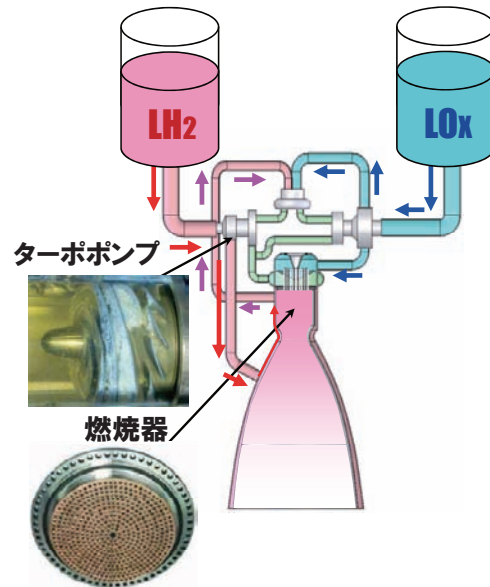
## 伝熱との連成

### スロッシング-相変化連成 : 密閉容器内圧力変化推算



大振幅のスロッシングや碎波が、  
界面熱伝達と相変化を促進すると、  
タンク圧力の急変をもたらす。

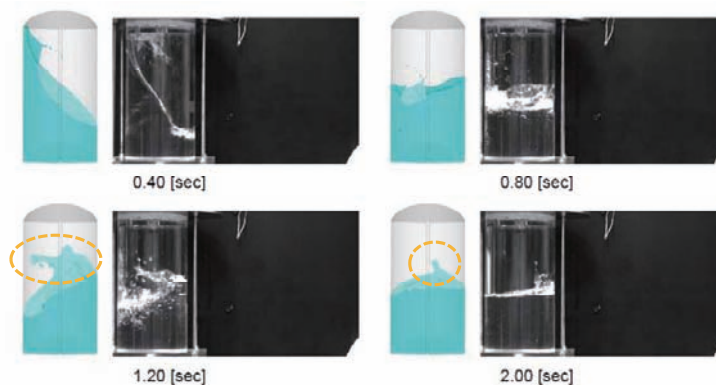
タンク圧の急変は、下流に位置する  
ターボポンプのキャビテーション発生や、  
燃焼室での混合比制御に  
好ましくない。



13

## スロッシングと伝熱の連成

### 液体挙動の可視化



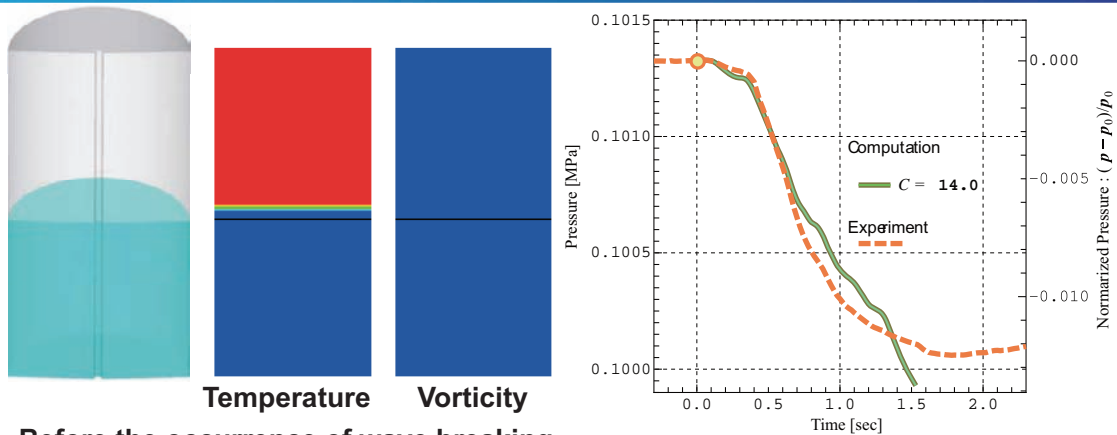
The **sloshing and following wave breaking** observed in the experiment (Case 9) were appeared also in the computation.

As to the **surface deformation**, not only the earlier period of excitation, the shape of wave caps were **well reproduced** in the computation, **even after the occurrence and settlement of wave breaking**.

At the same time,  
it was found that the bubbles and **droplets smaller than the grid scale** were **not resolved in the computation**.

## スロッシングと伝熱の連成

### 液体挙動と圧力変化

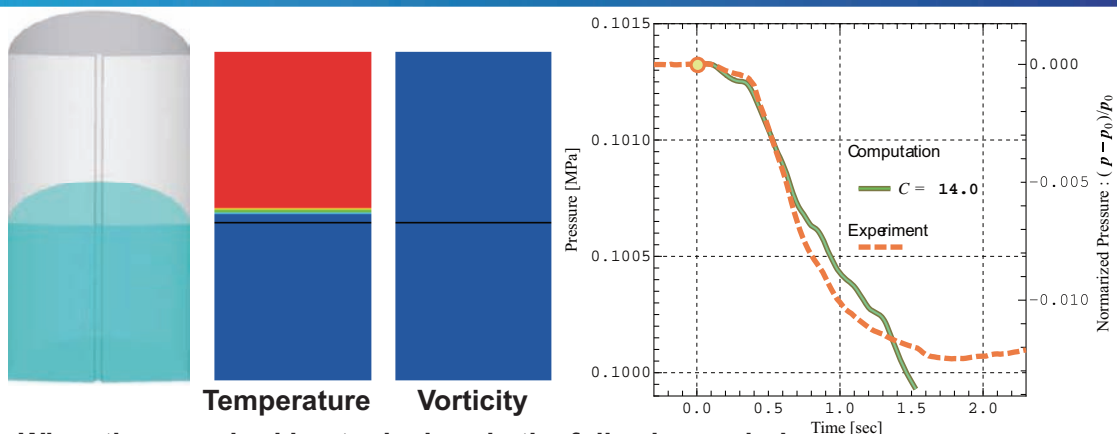


Before the occurrence of wave breaking,

since the contours of  $T$  were almost parallel curves to the liquid surface, heat conduction was found to be dominant in the temperature stratification near the interface during this period.

## スロッシングと伝熱の連成

### 液体挙動と圧力変化



When the wave braking took place in the following period,

shear flow and vortices were induced and found to disturb the temperature stratification near the surface.

The convective heat transfer was thought to be dominant in this region.

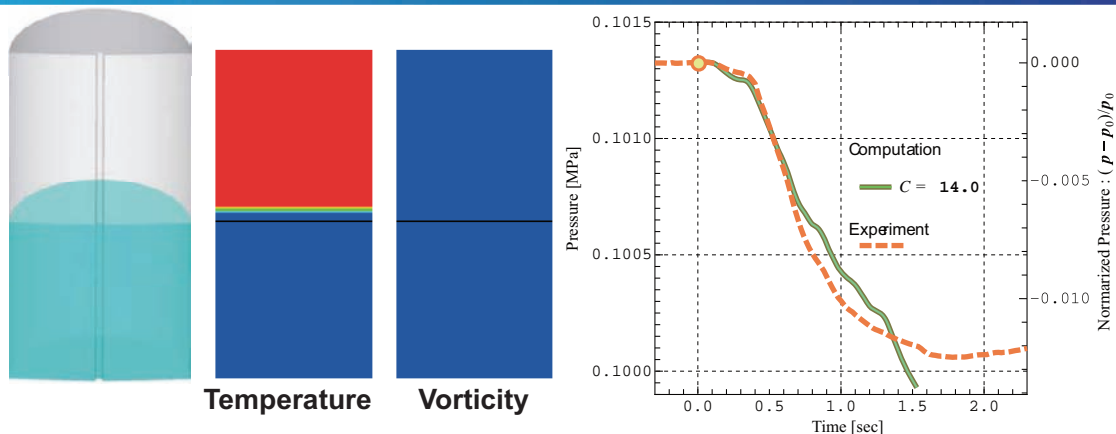
At the same time,

the vortices accompanied by the droplets mixed almost whole region in the gaseous phase.



## スロッシングと伝熱の連成

## 液体挙動と圧力変化



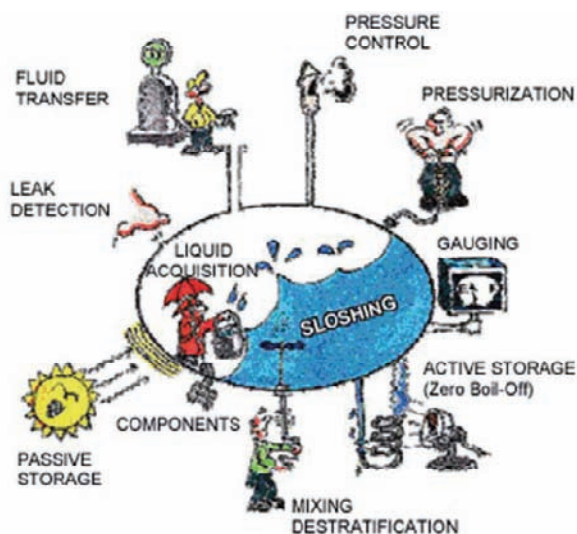
It was suggested that  
the large deformation of liquid surface **induce shear flow and vortices**  
which enhance **convective heat transfer**,  
and that  
the magnitude of heat flux and dropping rate in pressure become  
much larger than that in the early period of excitation.

## 重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ

### 流体管理



軌道上再補給技術



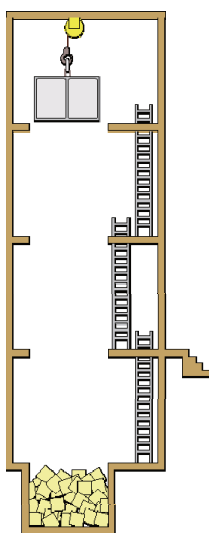
極低温流体管理技術

## 表面張力による液体駆動

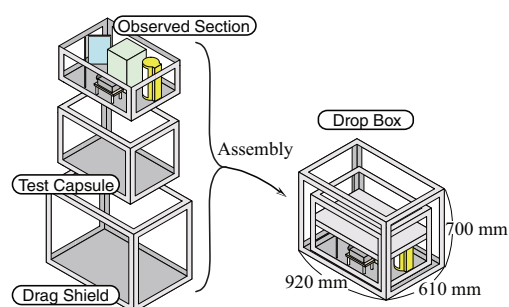
### 落下塔を用いた微小重力実験, 単純円筒



微小重力環境では毛細管現象が太い管でも起こる



- 落下形式 : 大気中落下 (風防付)
- 落下高 : 10 m
- 落下時間 : 1.4 sec (max.)
- G-level : 1/1000 G



19

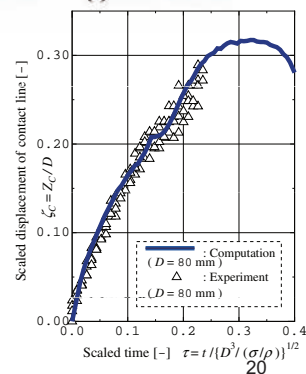
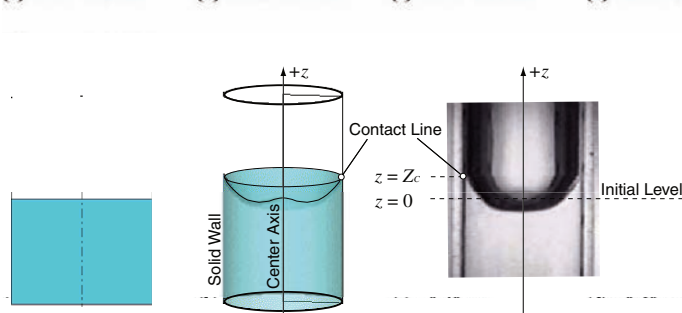
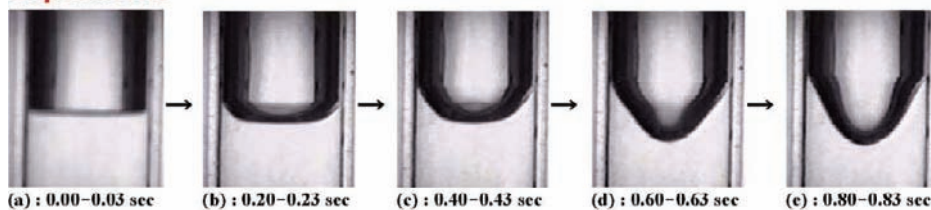
## 表面張力による液体駆動

### 落下塔を用いた微小重力実験, 単純円筒



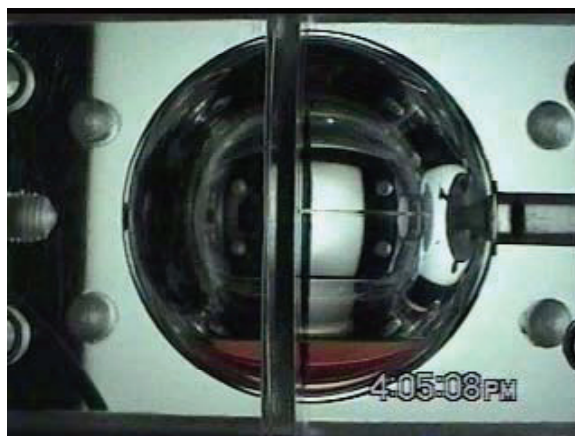
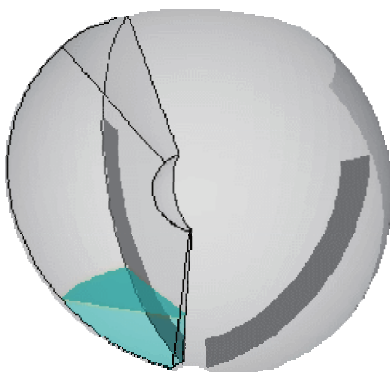
$D = 80 \text{ mm}$ , *ethanol-Air*

Experiment



## 表面張力による液体捕獲

### 人工衛星の推進薬タンク設計

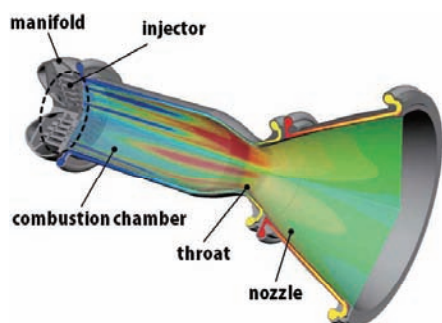


21

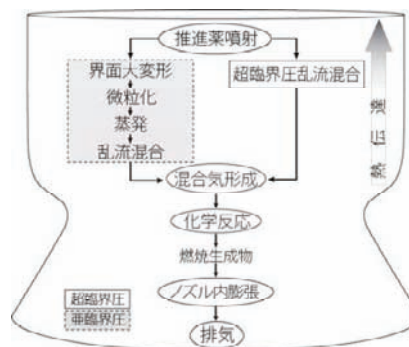
## 高圧噴射・微粒化



- ・ロケットエンジン推力室内の推進薬微粒化および混合は、下流の混合気組成や燃焼特性と強い相関があり、ひいては推進性能に大きく影響する重要な現象である。
- ・噴射器設計の観点からは、水流し試験結果と実機燃焼試験結果との物理的相関は、完全には把握されておらず、現状では、開発プロセスに出戻りのリスクが内在する。
- ・更なる高機能かつ高信頼性エンジンの実現を目指す上で、噴射器近傍の熱流動現象に関する知見に基づいて、合理的なエレメント設計を行うことが求められている。

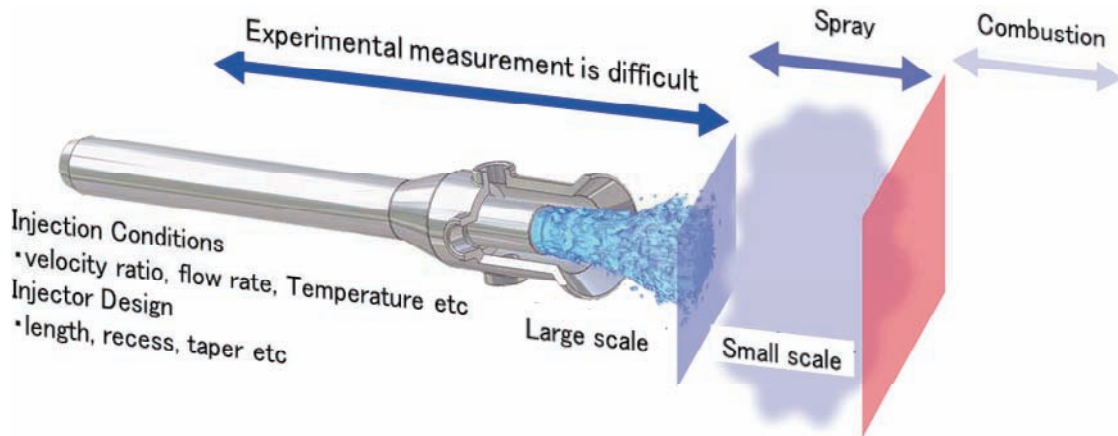


ロケットエンジン推力室



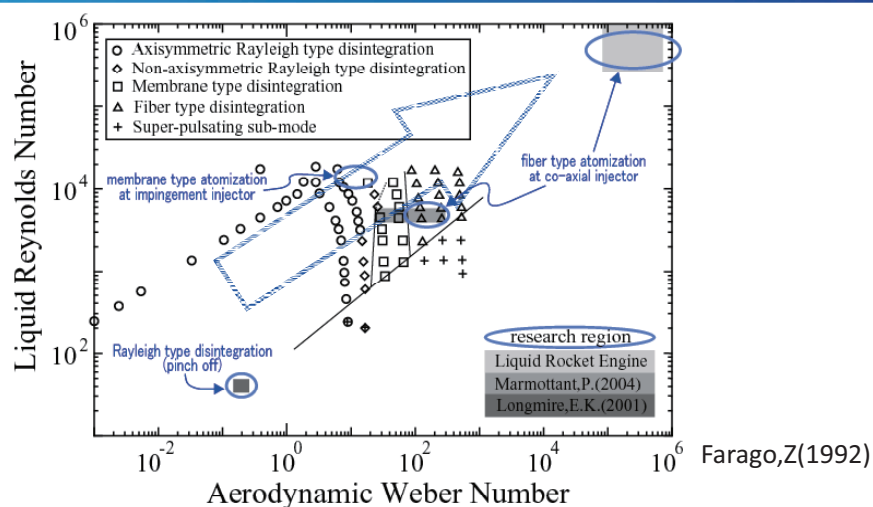
推力室内の現象フロー

## ロケットエンジン内の微粒化研究の目的



- ☑ 噴霧特性に大きく影響する、噴射器の近傍における一次微粒化は、特に実験的計測が難しい。
- ☑ 液体ロケットエンジンの非設計点作動まで見据えて、噴射条件と噴射器近傍の微粒化の関連、およびその流体力学的機構を明らかにする。
- ☑ 噴射器内部あるいはその上流の影響までも考慮する。

## 液体微粒化

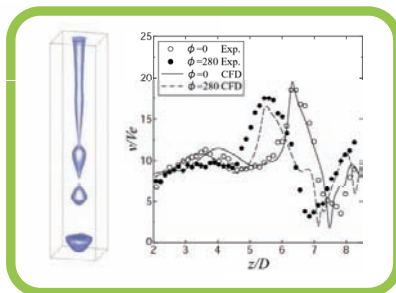
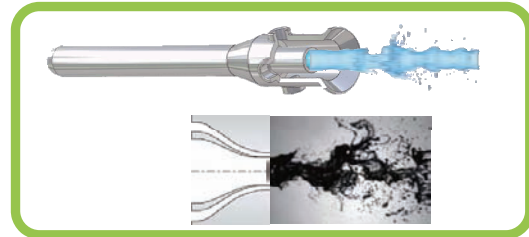
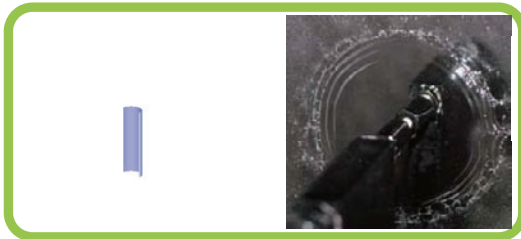


Classification of liquid jet atomization at coaxial type injector

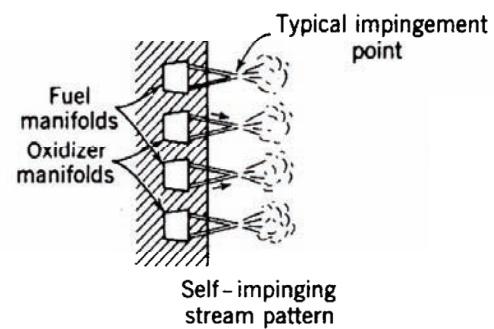
- 数値解析とあわせて、対応する実験を実施。
- 低Weber数の比較的単純な単一液滴分裂現象から、段階的に高Weber数の液膜微粒化、液柱微粒化現象を対象として、微粒化現象の知見を蓄積。



## 液体微粒化



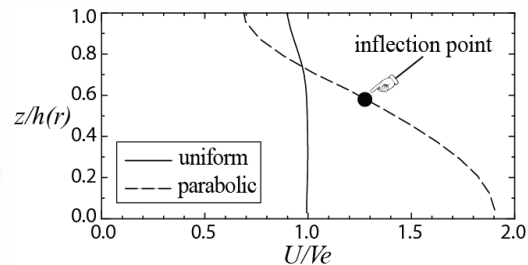
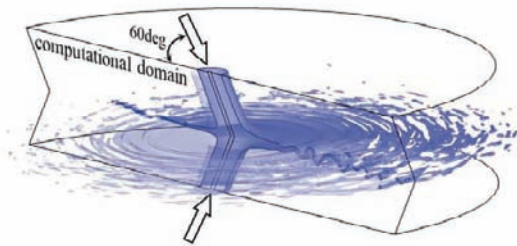
## 衝突型噴射器における微粒化



G.P.Sutton(2000)



## 衝突型噴射器における微粒化



$r/D=3$ における半径方向速度分布  
(衝突点を含む断面に滑り壁を仮定)

変曲点型の不安定性が卓越する場合には、非一様な速度分布で噴射時、即ち、噴射器流路長さが長いときに、液膜不安定性が促進される。

しかし、エンジン作動環境では、様々な擾乱が存在するので、噴射器流路長さと微粒化特性の関連は、必ずしも噴射速度分布のみでは整理できない。

UT JET PROPULSION LABORATORY

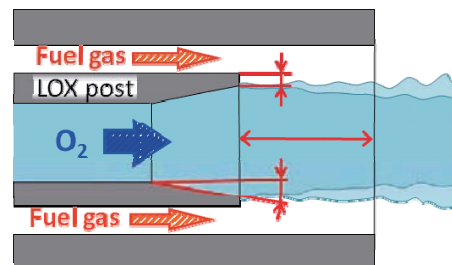
## 超臨界圧下の同軸噴流に関する研究

寺本研究室



### 研究背景

液体ロケットエンジンの同軸型噴射器の出口形状は燃焼器性能に強く影響することが知られるが、超臨界圧条件下において出口形状が与える影響は明確にされていない。



### 研究目的

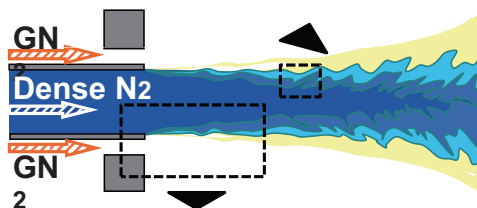
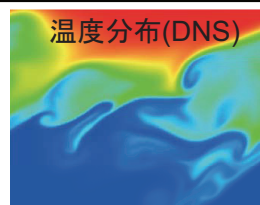
超臨界圧かつコールドフロー条件下の同軸噴流の流動場に対して噴射器出口形状が与える影響を調べる。

## CFD解析によるアプローチ

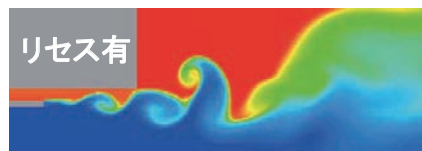
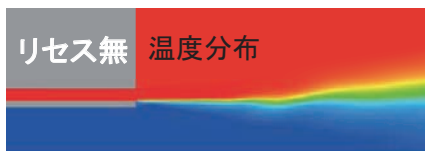


**Step 1 :** DNS解析により超臨界圧下の  
乱流混合の特徴を調査

**Step 2 :** 超臨界圧条件に有効な乱流  
モデルの検討



**Step 3 :** RANS解析による噴射器出口形状の調査

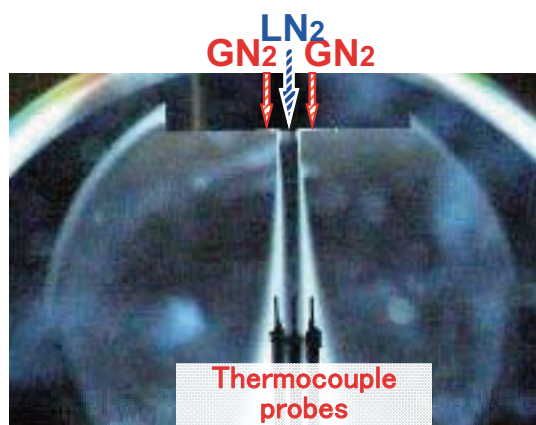
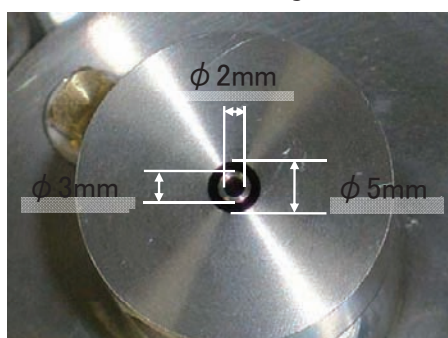


## 実験解析によるアプローチ



超臨界圧雰囲気中にLN2/GN2を同軸噴射し、CFD解析結果の検証データを取得する。熱電対による温度分布計測を予定している。

### Coaxial Injector

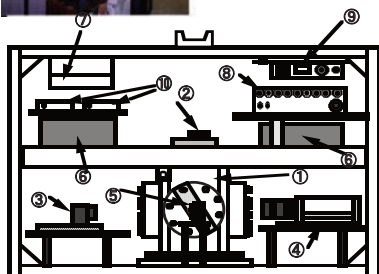


## 微小重力場における燃焼現象 1

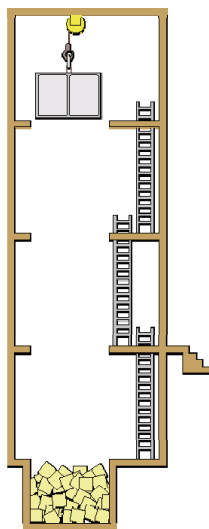
津江研究室



微小重力下における燃焼実験の装置概略と落下塔（東大、高さ10m）



微小重力実験装置概要



落下塔

雰囲気圧力が大きくなると、燃焼に及ぼす自然対流の影響が大きくなる。その影響を排除するため、微小重力環境を利用する。

通常の噴霧燃焼では噴霧中に存在する液滴径は非常に小さいため、自然対流の影響は無視される。

液滴実験では1mm程度の大きな液滴を使用するため、自然対流の影響除去が重要となる。

31

## 微小重力場における燃焼現象 2



### 正オクタン燃料の燃焼時間と雰囲気圧力の関係

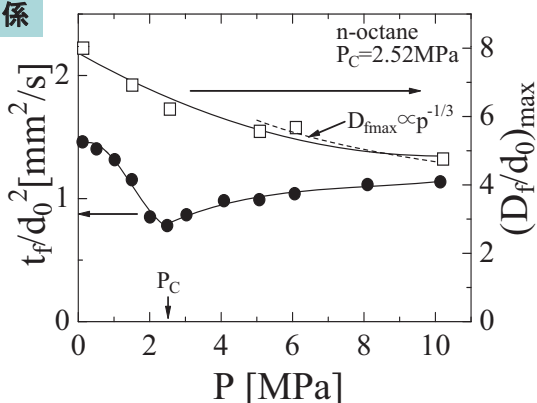
燃焼時間は、液滴の点火から火炎が消滅するまでの時間で、液滴初期直径で無次元化。

液滴火炎の最大直径は、燃焼期間中に球状火炎の直径が最も大きくなった時の直径で、液滴初期直径で無次元化。

$P_c$  : 正オクタンの臨界圧力

燃料の臨界圧力以下では燃焼時間は圧力とともに減少する(燃焼が早い)。これは燃焼現象を液体燃料の蒸発過程が律速(支配)しているためである。

一方、雰囲気圧力が臨界圧力を越えると、液滴自体が速やかに臨界点に達するため、燃焼現象は燃料の拡散過程が律速となる。このため、燃焼時間は圧力とともに増大する。



正オクタン液滴における燃焼時間の  
雰囲気圧力依存性(微小重力場)

拡散律速を仮定すると、火炎寸法は圧力の $1/3$ 乗に比例するという解析結果があり、臨界圧力以上の最大火炎直径の圧力依存性に関する実験結果と一致する。

## 微小重力場における燃焼現象 3



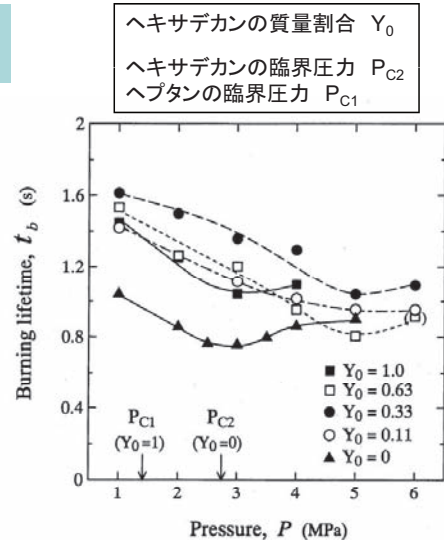
### 正ヘプタン／正ヘキサデカン燃料の燃焼時間と 雰囲気圧力の関係

揮発性(沸点)の異なる2成分燃料を対象。  
正ヘプタンの方が揮発性が良い(沸点が低い)。

ヘプタン単体の場合 ( $Y_0=0$ )，燃焼時間の圧力  
依存性は正オクタンの場合と同じ。

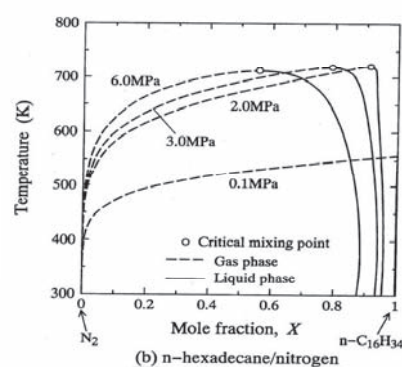
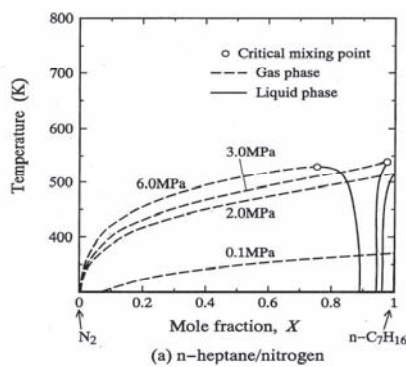
一方，正ヘキサデカンの場合 ( $Y_0=1$ )，燃料の  
臨界圧力を越えても，燃焼時間は単調に減少  
し，臨界圧力の3倍程度の雰囲気圧力を越え  
ると，増大し始める。

このように揮発性の低い燃料では，臨界圧力  
を越えても，燃焼は蒸発過程が律速となって  
おり，拡散律速になるには，臨界圧力をはるかに  
越える雰囲気圧力が必要となる。



正ヘプタン／正ヘキサデカン液滴における  
燃焼時間の雰囲気圧力依存性  
(微小重力場)

## 微小重力場における燃焼現象 4



正ヘプタン／窒素および正ヘキサデカン／窒素系における相平衡ダイアグラム

液滴燃料自体の挙動を調べるため，燃料と空気(窒素で代表)の2成分相平衡を考える。  
左図からヘプタンが臨界点に達する温度は約500Kであり，右図からヘキサデカンが臨界点に達する温度は約700Kである。燃焼期間中に液滴温度は火炎からの熱を受けて時間とともに増大するが，ヘプタンの臨界温度が比較的低いために，ヘプタンはすみやかに臨界点に達し，燃焼期間中ではヘプタンは臨界状態にあると見なされる。一方，ヘキサデカンは臨界温度が高いため，臨界点に達するまでに時間を要し，雰囲気圧力が臨界圧力以上であっても温度は臨界温度以下の亜臨界状態で燃焼しているため，臨界圧力以上の雰囲気圧力下においても亜臨界圧力下と同様な燃焼挙動となる。圧力が臨界圧力を大きく越えるようになると，ヘプタンと同様に燃焼期間中に臨界点に達し，拡散律速の燃焼を示すようになる(燃焼時間が増加する)。

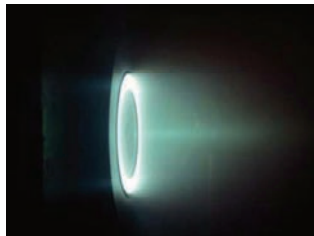
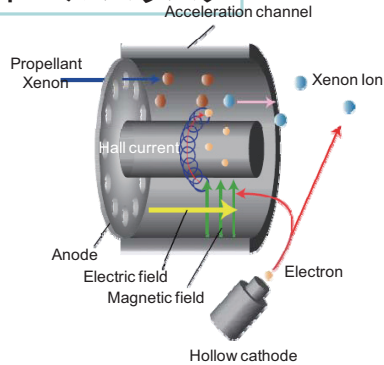


## 非化学推進 1

荒川・小紫研究室

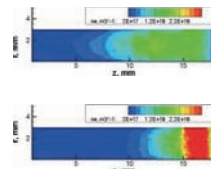


### ホールスラスト



光学測定によるプラズマ診断

### 低放電振動 & 高推進効率の推進機開発



数値解析(粒子法)結果  
などから得られた推察  
をもとに...

新型推進機実機開発へ

### 放電室壁面損耗(推進機の寿命)に関する研究

推進剤  
イオン



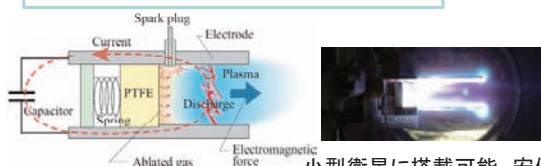
放電室壁面

- 壁面方向にイオンが加速されるメカニズムの解明
  - 壁面損耗料をリアルタイムに、かつ、定量的に計測する手法の確立
- etc.

## 非化学推進 2

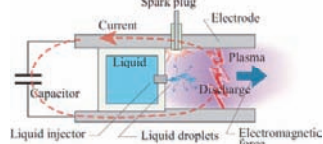


### パルス型プラズマ推進機

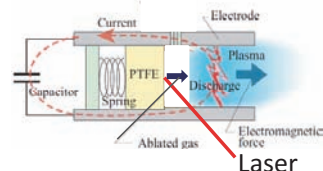


#### 推進剤流量の制御

- 液体推進剤の利用



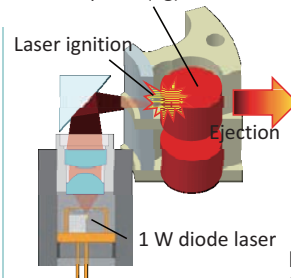
- レーザーアブレーションの利用



小型衛星に搭載可能、安価  
電磁的にプラズマを加速・  
排出

### レーザー駆動型マイクロ推進機

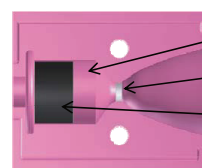
B/KNO<sub>3</sub> pellet (1g)



N級ハイブリッド推進機  
固体燃料にレーザーを照射  
して着火

#### 燃焼効率の改善

未燃推進剤が効率低下や推力のばらつきの原因と考えられ、解決すべき課題



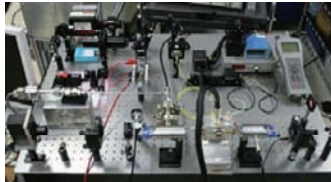
- 推進剤の配置法
  - ノズルクロージャ
  - 他の推進剤
- etc.



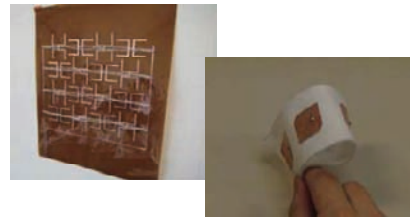
## 非化学推進 3 JAXAとの共同研究



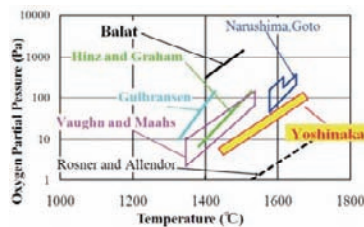
高感度レーザー吸収分光法の研究  
(ARD流体グループ)



軽量フレキシブルレクテナの開発  
(ISAS佐々木研、客員教授)



宇宙往還機の耐熱材料の試験評価技術に関する研究 (ISAS八田研究室)



マイクロ波ロケット飛行実証実験  
(ISAS船木研、戦略開発共同研究)



## おわりに



- 東京大学航空宇宙工学専攻で実施されているロケット推進・宇宙推進関連の研究を紹介した.
- 同専攻とJAXA社会連携講座ロケットエンジンモデリングラボラトリーは, 今後も密接に協力しつつ, ロケット推進の基礎研究を継続的に進展させていく計画である.
- 各研究活動に対する関連諸機関のご協力に感謝する.