

アドバンス・シミュレーション 第1回 ・セミナー 2024

2024年 4月19日(金) 離

プログラム

1. アドバンスソフト株式会社についてと、先生のご紹介 1

招待講演

2. 「**ロケットと宇宙機に関するいろいろな自由表面流**」 3

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授 姫野 武洋 様

3. アドバンスソフトからの情報提供 47

講演概要

「ロケットと宇宙機に関するいろいろな自由表面流」

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授 姫野 武洋 様

液体ロケットや人工衛星の推進システムなど、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ります。しかし、このような環境では、貯蔵容器内の液体を望ましい位置に保持し、外部へ搬送するなど、液体を思い通りに操るのがとても難しくなります。これらの技術課題を解決するためには、地上では再現が困難な熱流動現象に関する知見の獲得と蓄積が不可欠であり、理論と実験を補完する手段として数値シミュレーション技術の確立が期待されています。

本講演では、宇宙機に関係した気液二相流を中心に、実験と数値シミュレーションを組み合わせた研究内容を紹介します。

Advance Soft



アドバンスソフト株式会社 セミナー事務局

〒101-0062 東京都千代田区神田駿河台四丁目3番地 新お茶の水ビルディング 17階西

TEL: 03-6826-3971 FAX: 03-5283-6580

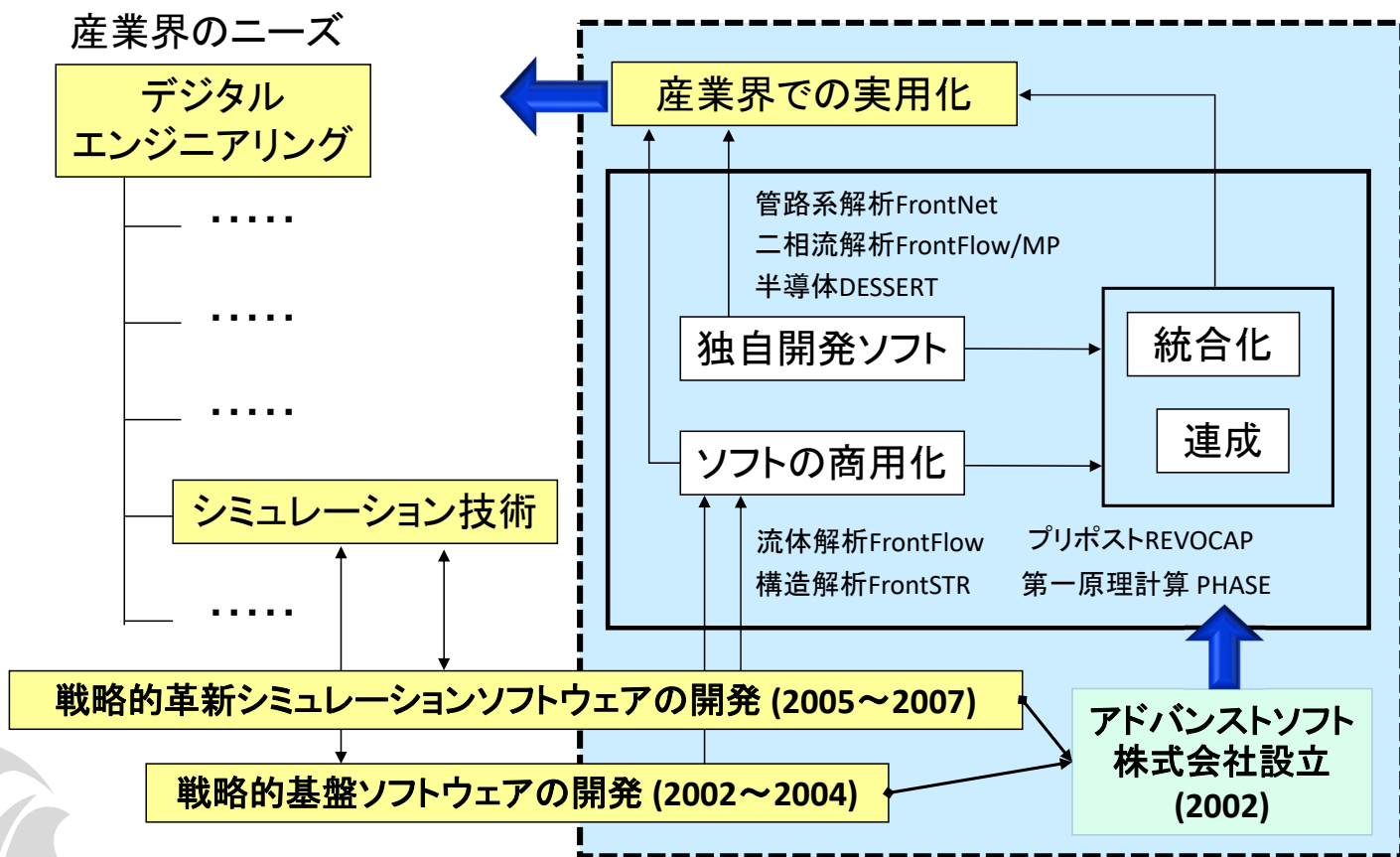
URL: <http://www.advancesoft.jp/> E-mail: office@advancesoft.jp

アドバンスソフト株式会社についてと 先生のご紹介

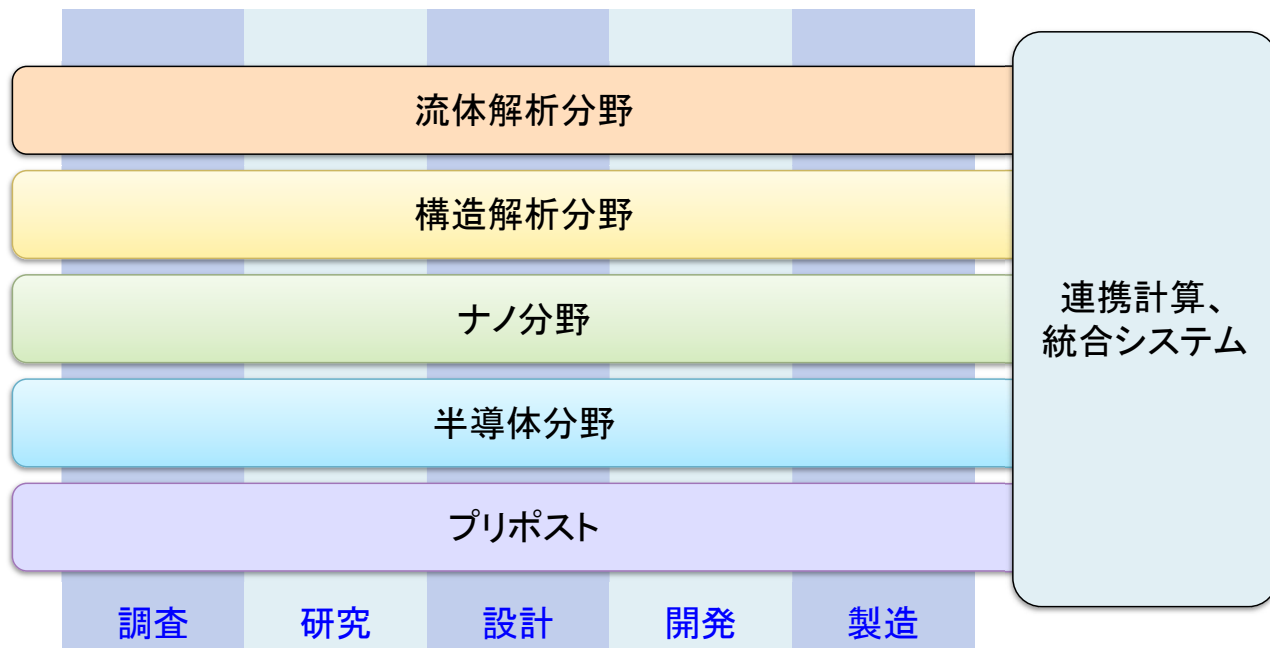
第1回 アドバンス・シミュレーション・セミナー 2024
(東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻
教授 姫野 武洋 様)

2024年4月19日 (金) 開催
アドバンスソフト株式会社

アドバンスソフトとは



事業分野



産業の主要な分野のあらゆるフェーズで直面する課題に対し、
科学技術計算によるソリューションをご提供します。

姫野 武洋 先生のご紹介

ご経歴

- 1996年 東京大学 工学部 航空宇宙工学科 卒業。
- 2001年 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 博士課程修了。
- 2000年 日本学術振興会 特別研究員（DC2）。
- 2001年 宇宙開発事業団 特別研究員。
- 2003年 宇宙航空研究開発機構 プロジェクト研究員。
- 2004年 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 講師。
- 2006年 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 准教授。
- 2021年 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授。

ご研究内容

航空宇宙推進系の内部熱流動、自由表面流数値解法の研究に従事。

ロケットと宇宙機に関係するいろいろな自由表面流

東京大学 航空宇宙工学専攻 姫野 武洋

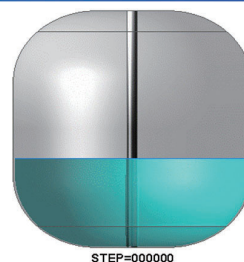
UT JET PROPULSION LABORATORY

液体ロケットに関する自由表面流



自由表面流

とても身近ではあるが、
形を説明したり予測するのはとても難しい。



東京大学とJAXAは協力して、
航空宇宙推進機関内部の
自由表面流の熱流動を予測できる知見と技術の
獲得に努めている。

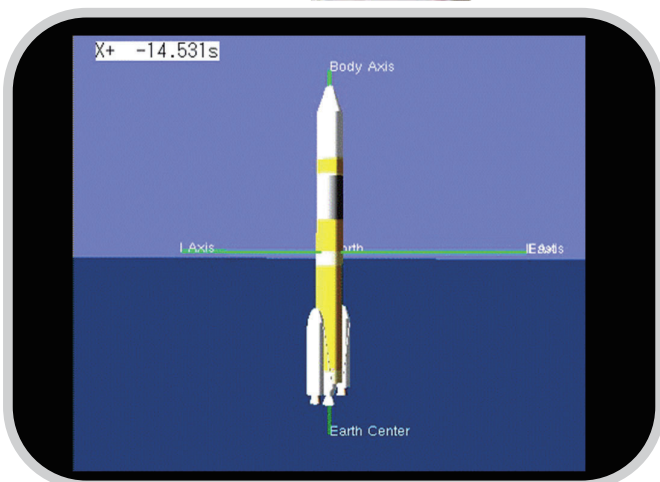


UT JET PROPULSION LABORATORY

揺れる乗り物の中で液体をあやつる

UT JET PROPULSION LABORATORY

ためる : ロケットに積まれた液体燃料



打ち上げ後のロケットは
機体姿勢やエンジン推力の変化に伴って、加速度を受ける(揺れる)。

液体推進剤(燃料・酸化剤)も
揺さぶられる。

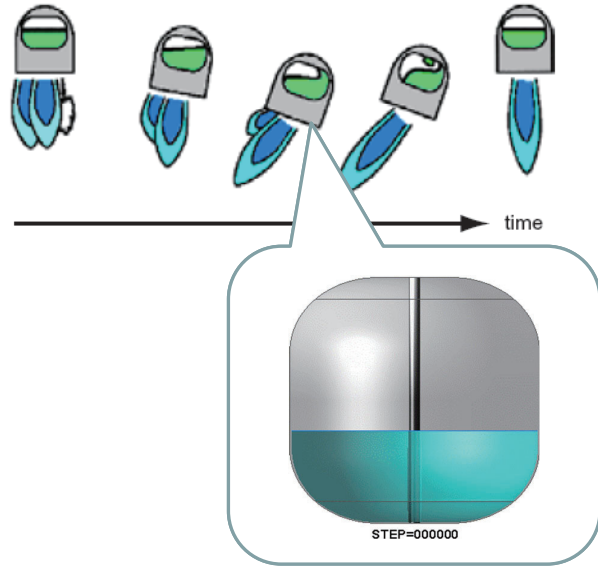
UT JET PROPULSION LABORATORY

ためる : ロケットに積まれた液体燃料



垂直離着陸型のロケットは
もっと大きな加速度を受ける(揺れる)可能性がある。

One engine fail Shut down opposite engine Aborting flight



液体推進剤(燃料・酸化剤)も
もっと揺さぶられる。

UT JET PROPULSION LABORATORY

無重量の宇宙で液体をあやつる

UT JET PROPULSION LABORATORY

ためる : 引力に身を任せて飛ぶ(落ちる) ... 無重量の世界



落下塔

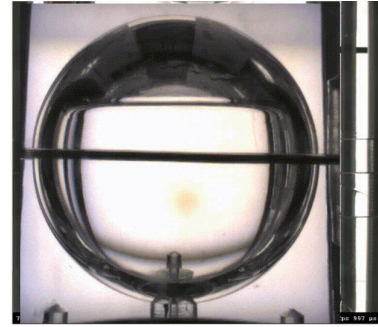
高さ 50m
落下時間3秒
 $10^{-3}G$



実験装置はオレンジ色のカプセルの中



実験用タンク



© 東京大学 ジェット推進研究室

引力に身を任せて飛ぶ(落ちる)と無重量になる。

8

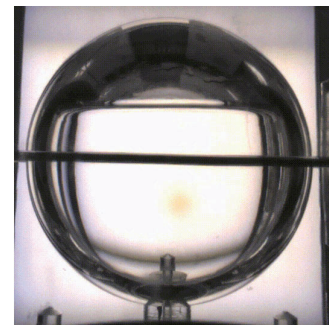
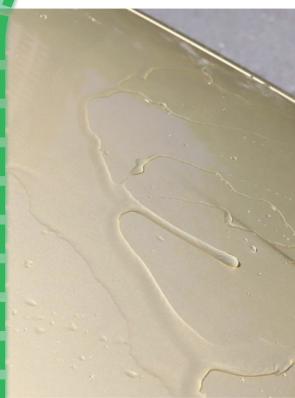
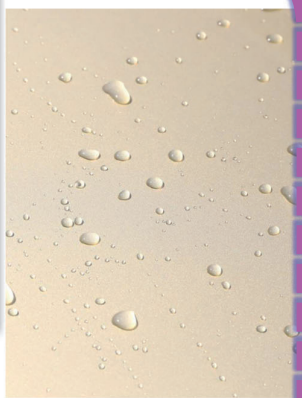
UT JET PROPULSION LABORATORY

表面張力 と 濡れ性

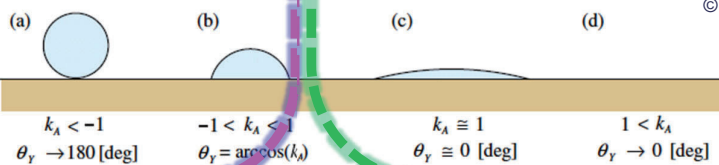


撥水性 (はじく)

親水性 (なじむ)



© 東京大学 ジェット推進研究室



9

UT JET PROPULSION LABORATORY

ためる : 無重量の世界 … 表面張力が重力に勝つ



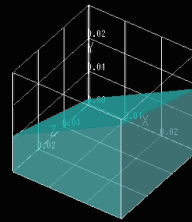
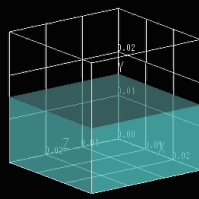
表面張力

重力



表面張力が卓越

重力が卓越



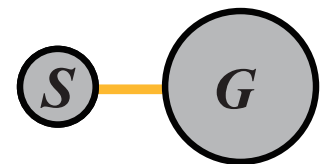
無重力環境 (0G)

地上の場合 (1G)



表面張力

重力



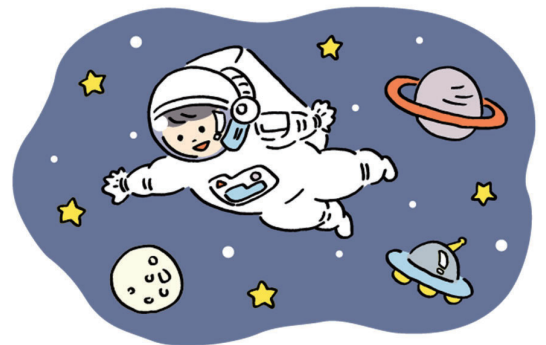
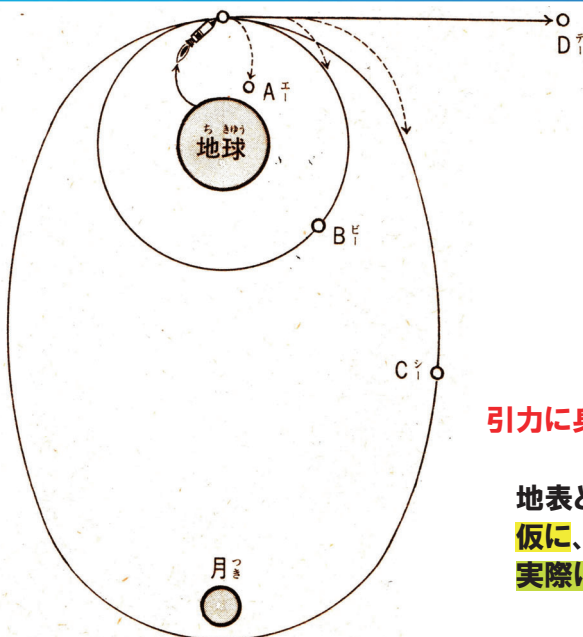
表面張力

重力

© 東京大学 ジェット推進研究室

UT JET PROPULSION LABORATORY

ためる : 引力に身を任せて飛ぶ(落ちる) … 無重量の世界



引力に身を任せて飛ぶと無重量になる。

地表と水平に発射された宇宙船は

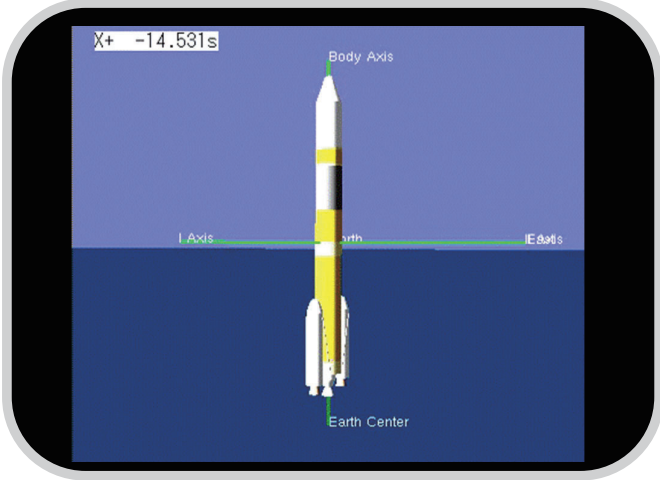
仮に、地球に引力が無ければ、Dの方向へ水平にまっすぐ飛ぶ。

実際に、A, B, C のように飛ぶのは、

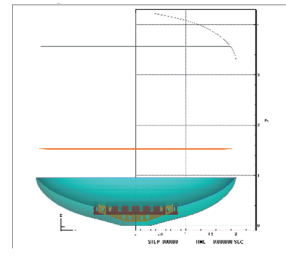
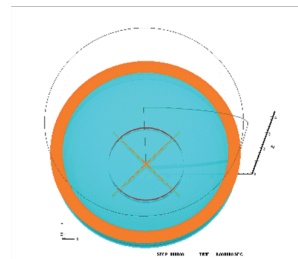
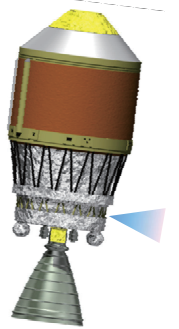
地球の引力に身を任せて絶えず落ち続けているから。

UT JET PROPULSION LABORATORY

ためる : ロケットに積まれた液体燃料



重たいものほど下に沈む



© 東京大学 ジェット推進研究室

ロケットの第2段はエンジンを停止し、地球の**引力に身を任せて**飛ぶ(慣性飛行)こともある。

液体を望ましい位置にとどめておくことが難しい

UT JET PROPULSION LABORATORY

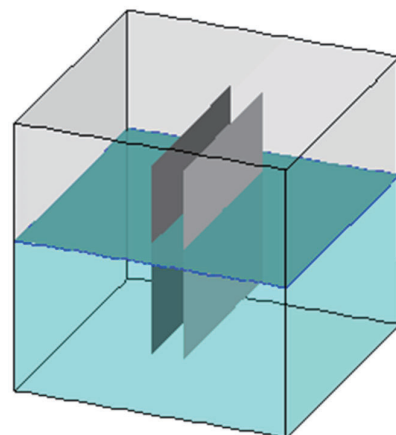
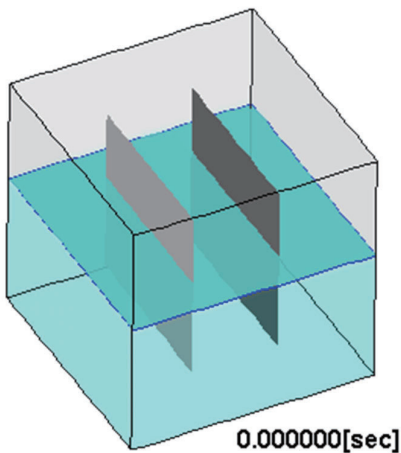
つかむ : 無重量の世界 ... 液体捕獲 ... 表面張力を味方につける



表面張力デバイス

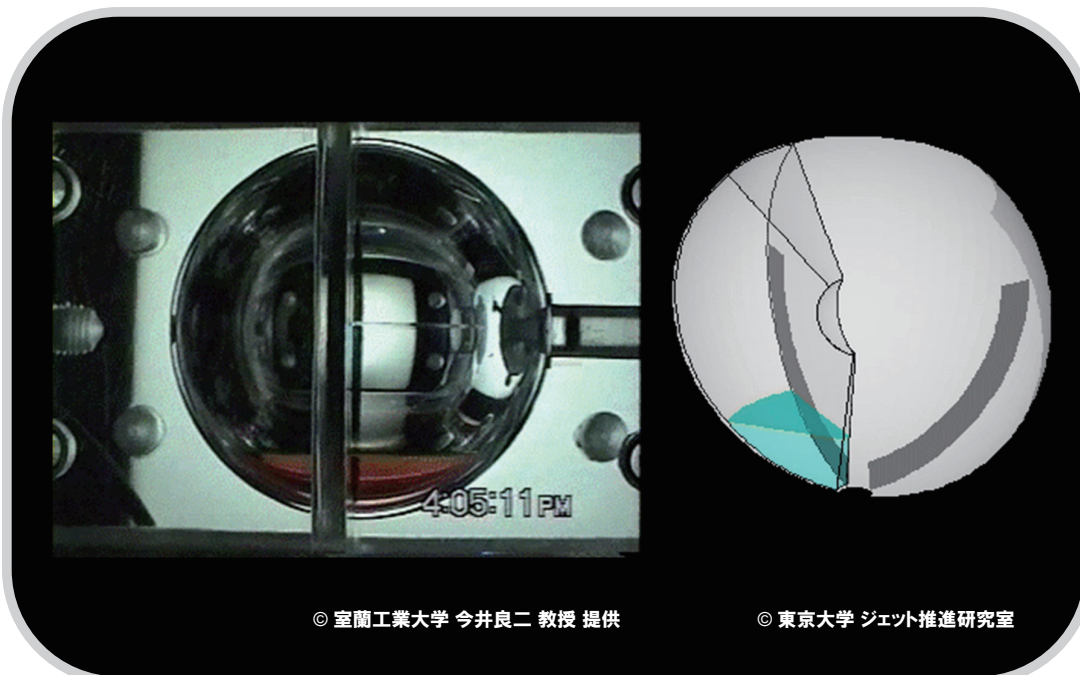
Wide channel

Narrow channel



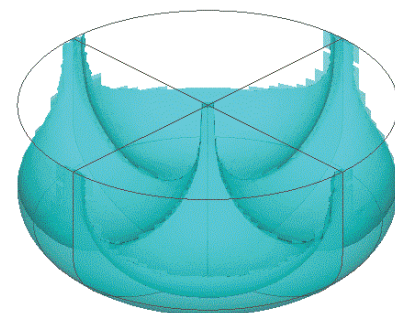
© 東京大学 ジェット推進研究室

平板間隔を変えて望ましい液面位置と形状を実現する



© 室蘭工業大学 今井良二 教授 提供

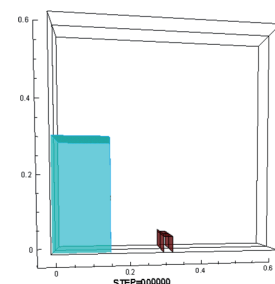
© 東京大学 ジェット推進研究室



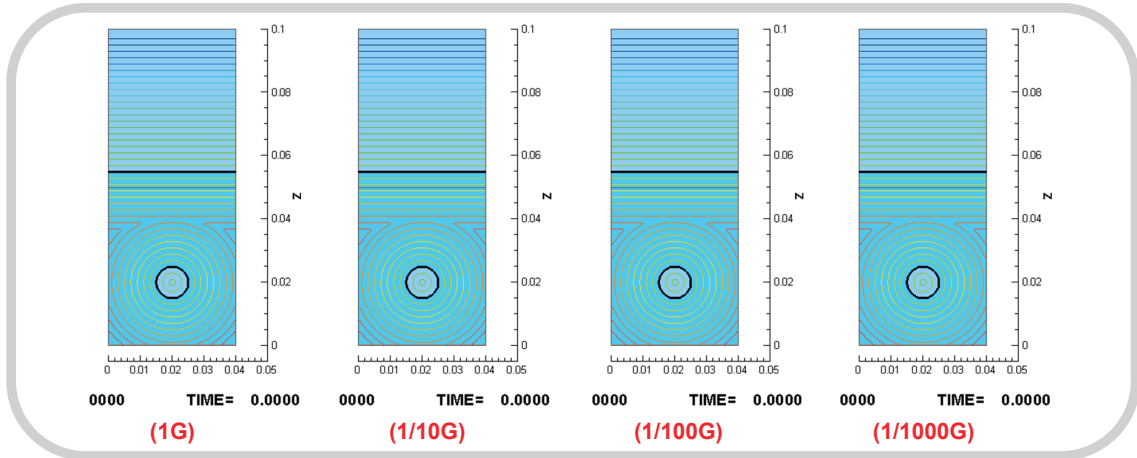
UT JET PROPULSION LABORATORY

主役交代と **試** 運転の難しさ

流動現象の相似則 : 二相流



UT JET PROPULSION LABORATORY



© 東京大学 ジェット推進研究室

比重差による液体駆動を期待できず、界面張力が相対的に卓越する低重力環境では、液体を、

- ① 望ましい位置に保持し (捕獲)、
- ② 思い通りに移し替え (搬送)、
- ③ その温度と圧力を制御すること (熱制御) が難しくなる。



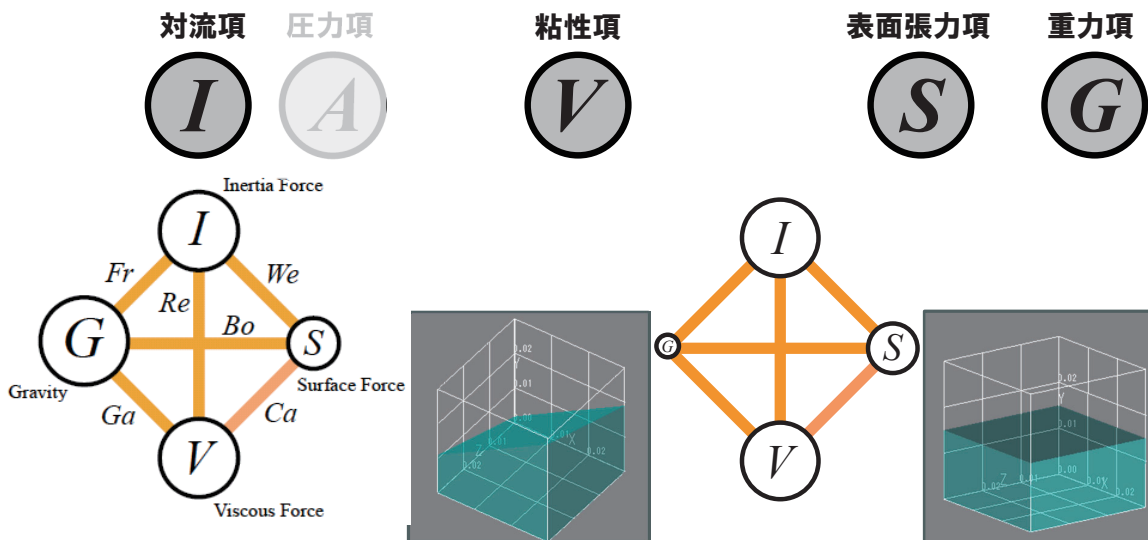
重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ

流れ場を支配する力



Navier-Stokes方程式 (運動量)

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho(\vec{u} \cdot \nabla)\vec{u} = -\nabla p + \nabla \{ \lambda(\nabla \cdot \vec{u})\mathbf{I} + \mu(\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) \} + \nabla \{ \sigma \delta_s (\mathbf{I} - \vec{n}_s \vec{n}_s) \} + \rho \vec{g}$$



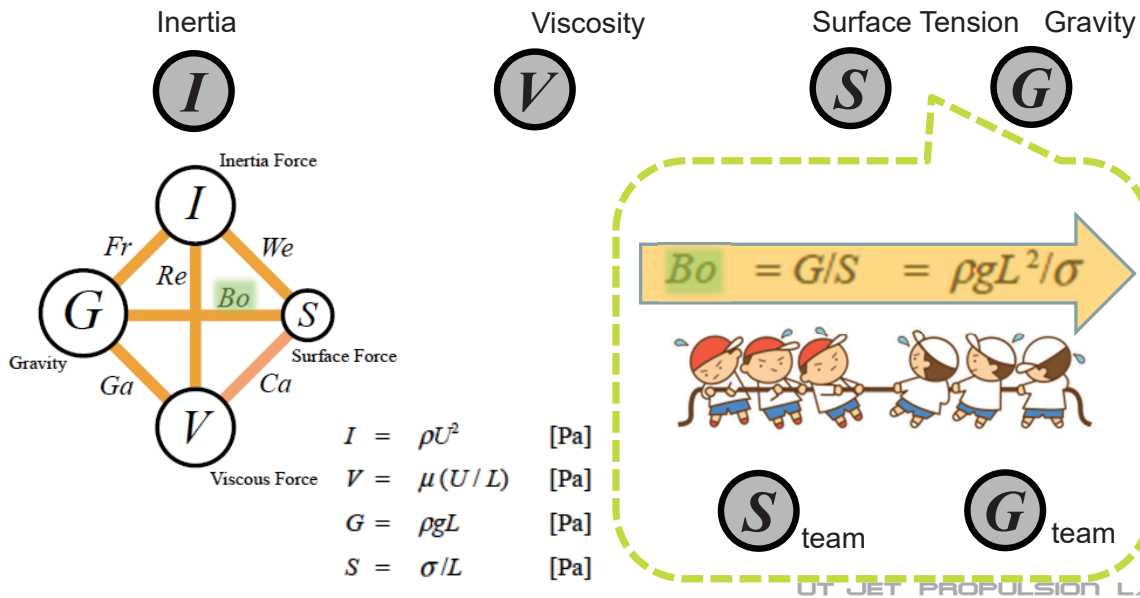
重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ

流れ場を支配する力



Navier-Stokes Equation (Momentum)

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho(\vec{u} \cdot \nabla)\vec{u} = -\nabla p + \nabla \left\{ \lambda(\nabla \cdot \vec{u})\mathbf{I} + \mu(\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) \right\} + \nabla \left\{ \sigma \delta_s (\mathbf{I} - \vec{n}_s \vec{n}_s) \right\} + \rho \vec{g}$$



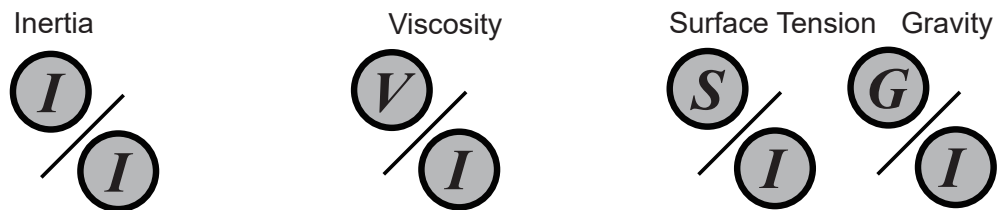
重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ

流れ場を支配する力



Navier-Stokes Equation (Momentum)

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho(\vec{u} \cdot \nabla)\vec{u} = -\nabla p + \nabla \left\{ \lambda(\nabla \cdot \vec{u})\mathbf{I} + \mu(\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) \right\} + \nabla \left\{ \sigma \delta_s (\mathbf{I} - \vec{n}_s \vec{n}_s) \right\} + \rho \vec{g}$$

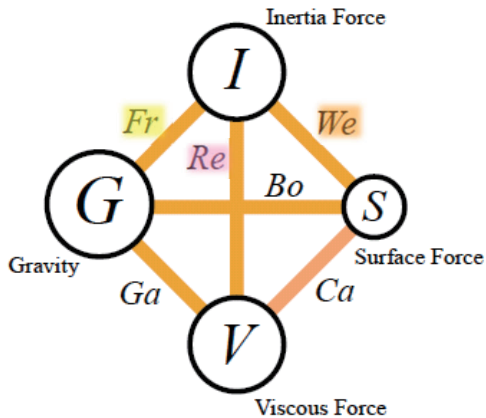


Navier-Stokes Equation (Normalized)

$$\frac{(L/U)}{\partial t^*} \frac{\partial \vec{u}^*}{\partial t^*} + (\vec{u}^* \cdot \nabla^*) \vec{u}^* = -f(M) \nabla^* C_p + \frac{1}{Re} \nabla^* \left\{ -\frac{2}{3} (\nabla^* \cdot \vec{u}^*) \mathbf{I} + (\nabla^* \vec{u}^* + \nabla^* \vec{u}^{*T}) \right\} + \frac{1}{We} \nabla^* \left\{ \delta_s (\mathbf{I} - \vec{n}_s \vec{n}_s) \right\} + \frac{1}{Fr} \vec{g}^*$$

重力支配の流れと界面張力支配の流れ

流れ場を支配する力



(自由度: バッキンガムの Π 定理)

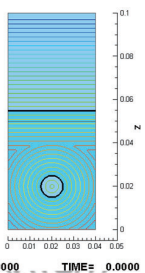
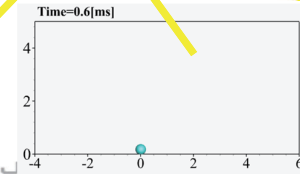
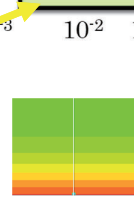
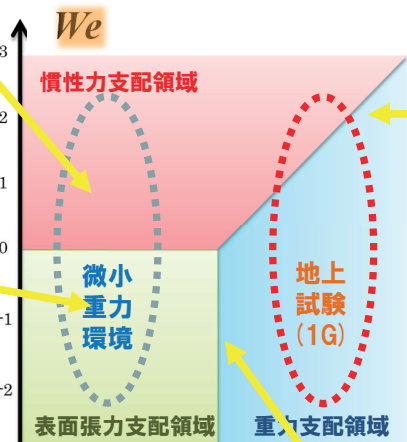
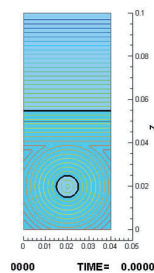
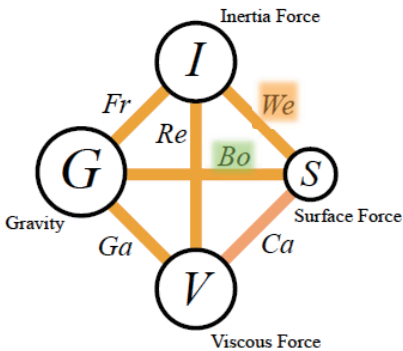
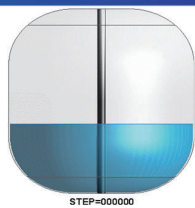
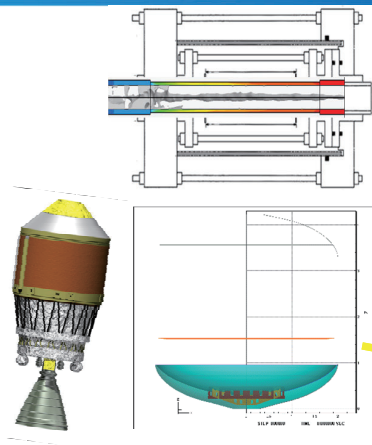
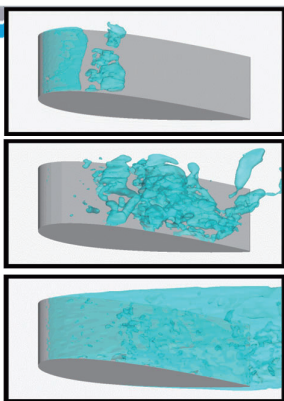
Navier-Stokes方程式 (無次元運動量)

$$\frac{(L/U)}{\partial t^*} \frac{\partial \bar{u}^*}{\partial t^*} + (\bar{u}^* \cdot \nabla^*) \bar{u}^* = -f(M) \nabla^* C_p + \frac{1}{Re} \nabla^* \left\{ -\frac{2}{3} (\nabla^* \cdot \bar{u}^*) \mathbf{I} + (\nabla^* \bar{u}^* + \nabla^* \bar{u}^{*T}) \right\} + \frac{1}{We} \nabla^* \{ \delta_s (\mathbf{I} - \bar{n}_s \bar{n}_s) \} + \frac{Bo}{We} \bar{g}^*$$

慣性力	$I = \rho U^2$	[Pa]
粘性力	$V = \mu(U/L)$	[Pa]
加速度力	$G = \rho g L$	[Pa]
界面力	$S = \sigma/L$	[Pa]
ウェーバー数	$We = I/S = \rho U^2 L / \sigma$	
レイノルズ数	$Re = I/V = \rho U L / \mu$	
フルード数	$Fr = I/G = U^2 / g L$	
ボンド数	$Bo = G/S = \rho g L^2 / \sigma$	
キャピラリ数	$Ca = V/S = \mu U / \sigma$	
ガリレオ数	$Ga = G/V = \rho g L^2 / \mu U$	

重力支配の流れと界面張力支配の流れ

流れ場を支配する力、主役交代と「試運転」の難しさ





… 着眼点

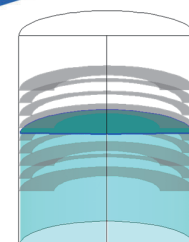
宇宙開発利用の進展に伴い、宇宙輸送システムの推進機関や軌道上構造物の熱管理機器など、地上とは異なる加速度環境で液体を利用する場面が増えつつある。

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。



ロケット・宇宙機に関する研究例

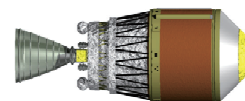


液体ロケットに関する自由表面流 将来宇宙輸送インフラのための課題



命題

未だ実現に至っていない宇宙輸送システム開発のためには、
流体力学や伝熱学などの様々な学理を動員し、
「試運転」の難しさを克服し、試行錯誤により獲得した知見を
設計に反映させなくてはならない。



そのためには、
分析技術(分析科学)と統合技術(設計科学)の両方が必要。
力学的な考察(無次元化)に基づく縮小模型実験による現象理解、
数値流体解析をはじめとする計算力学的手法の援用 が強く期待されている。

本交流会では

具体的な取組みの例を2つ紹介して、
輸送系開発におけるアカデミアの役割を考えたい。

30

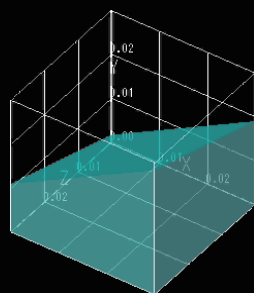
UT JET PROPULSION LABORATORY

重力支配の流れ と 界面張力支配の流れ

流れ場を支配する力

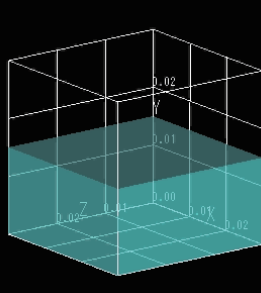


重力が卓越

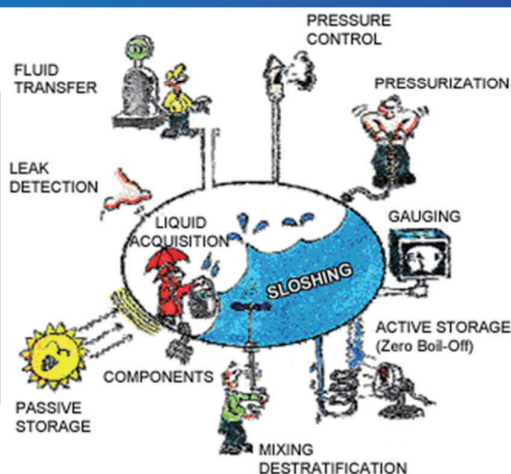


地上の場合 (1G)

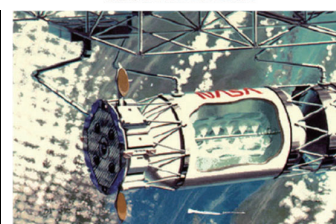
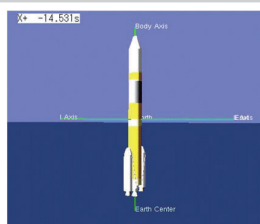
界面張力が卓越



無重力環境 (0G)



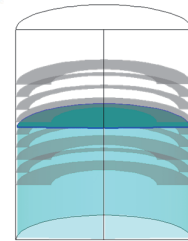
ELV, RLV, OTV
共通課題



UT JET PROPULSION LABORATORY



液体挙動予測
 圧力変化予測
 沸騰現象予測

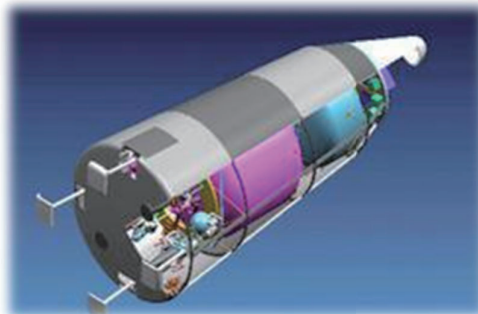


UT JET PROPULSION LABORATORY

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



RVTから発展した開発プログラムとして
 JAXA/ISAS は 再使用観測ロケット の概念設計を行い提案している。

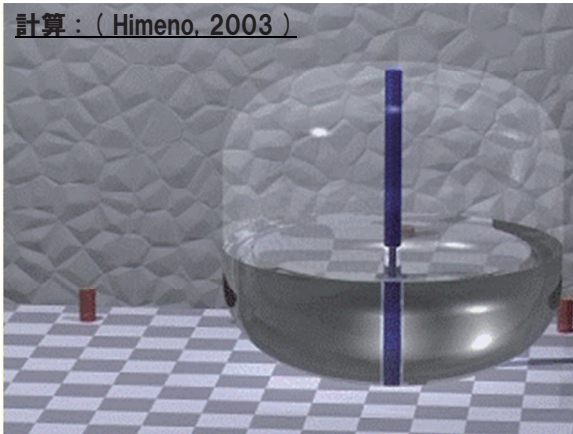


RVT : Reusable Vehicle Testing
 VTVL flight demonstrator

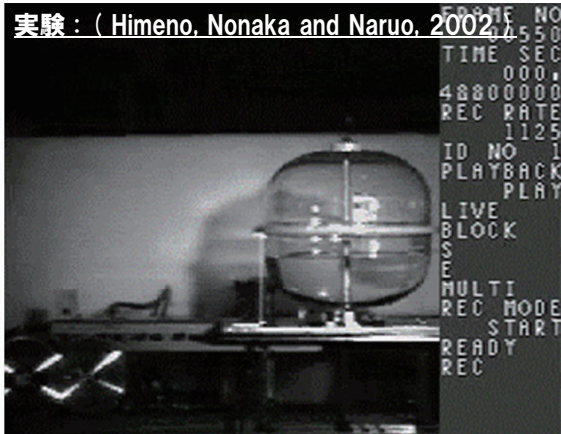
液体推進薬のタンクスロッシング 数値解析によるアプローチ



計算：(Himeno, 2003)

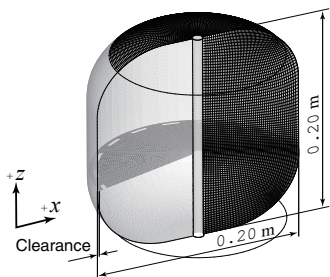


実験：(Himeno, Nonaka and Naruo, 2002)



```

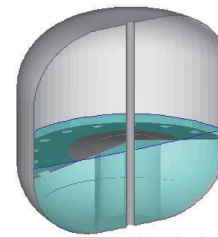
FRAME NO
004550
TIME SEC
000.
48800000
REC RATE
1125
ID NO 1
PLAYBACK
PLAY
LIVE
BLOCK
SE
MULTI
REC MODE
START
READY
REC
    
```



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

CIP-LSM (東大コード) で計算



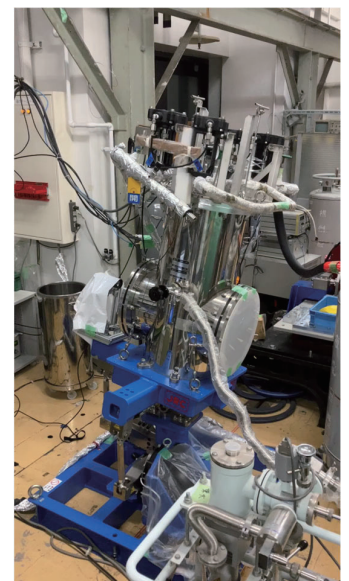
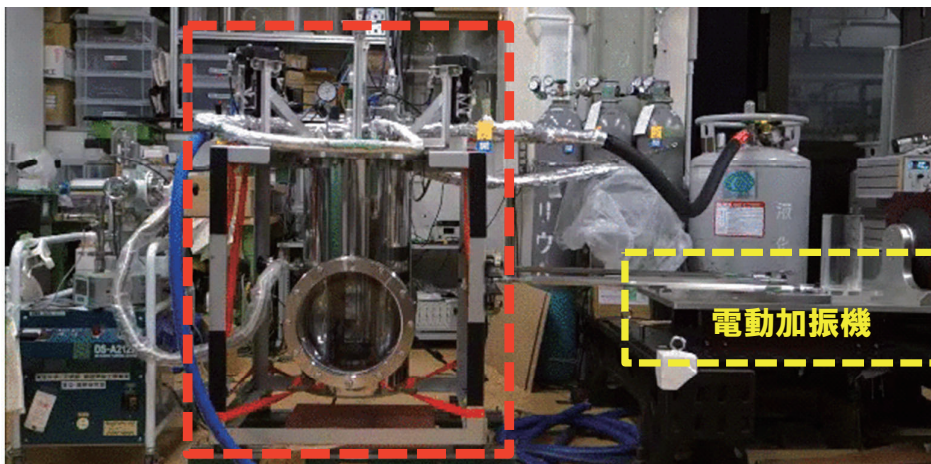
8.000000[sec]

UT JET PROPULSION LABORATORY

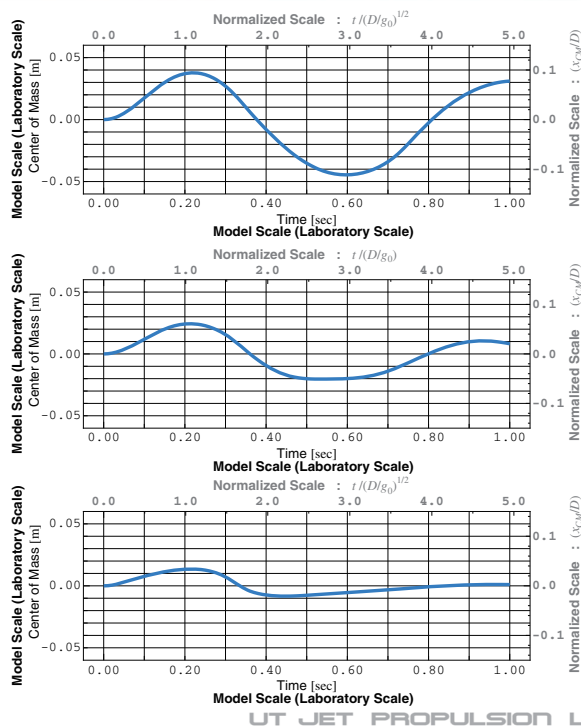
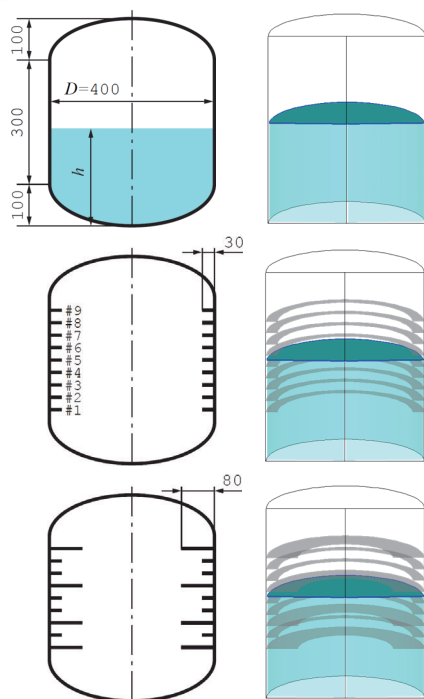
液体推進薬のタンクスロッシング 実験装置：光学クライオスタットと電動加振機



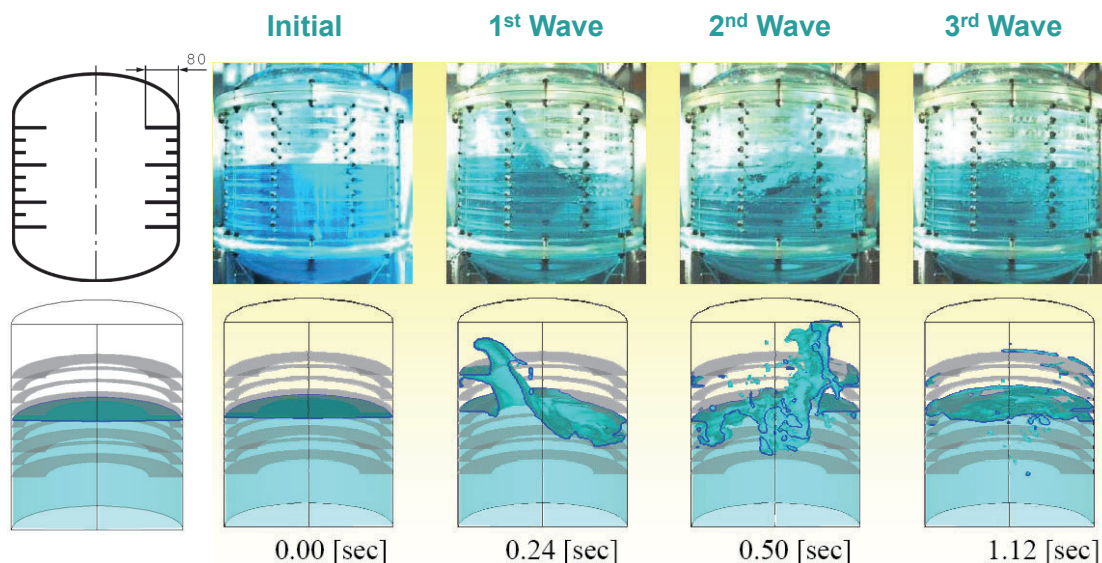
光学クライオスタット



UT JET PROPULSION LABORATORY



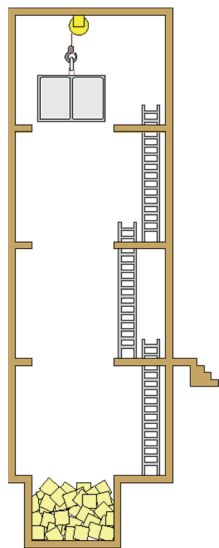
スロッシング減衰効果予測のための基礎試験 ： 幅広 リングバブル あり (80 mm)



- + 幅 80mm でも、第1波を遮れないが、第2波は⑥番バブル (80mm) によって遮られる。
- + 飛沫や気泡の量は、ベースライン (30mm) 形状の場合より少ない。
- + ガス噛み防止、タンク圧制御の観点など、推進薬管理の観点からは望ましい。

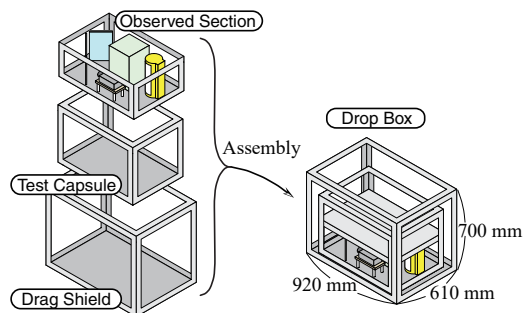


微小重力環境では毛細管現象が太い管でも起こる



$$Bo = G/S = \rho g L^2 / \sigma$$

- 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

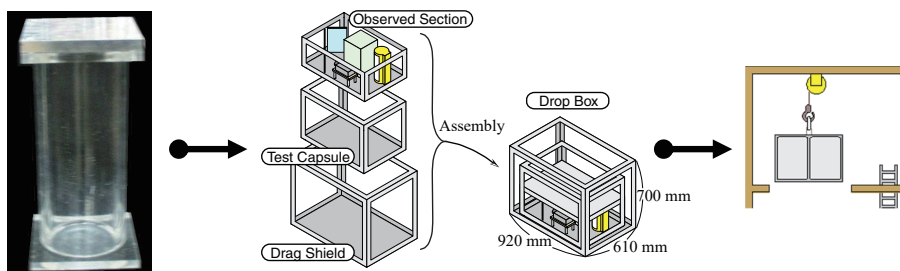
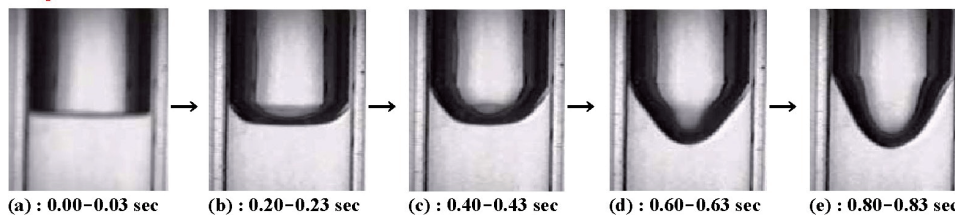


38



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

Experiment



39

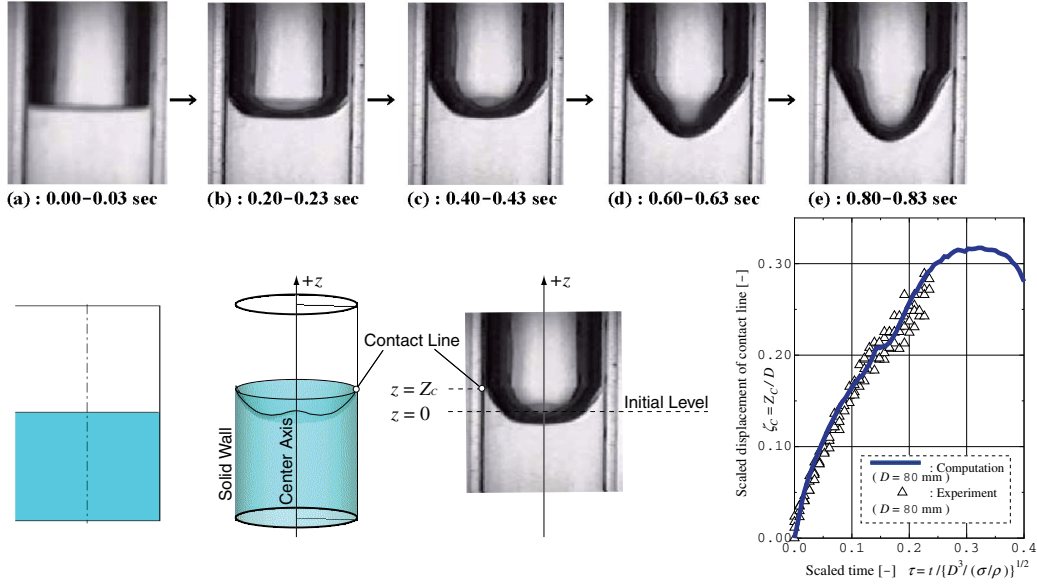
Drop Tower Experiment

Visualization of Surface Deformation



$D = 80$ mm, *ethanol-Air*

Experiment



40

UT JET PROPULSION LABORATORY

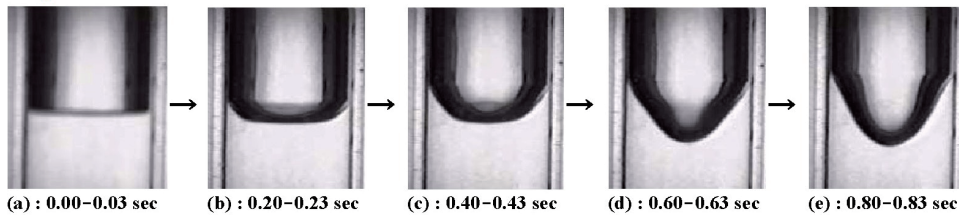
表面張力による液体駆動

落下塔を用いた微小重力実験, 単純円筒

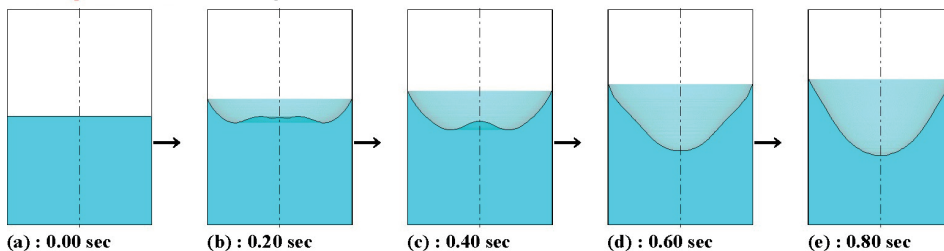


$D = 80$ mm, *ethanol-Air*

Experiment



Computation : Axisymmetric 60×180 stencils



41

UT JET PROPULSION LABORATORY



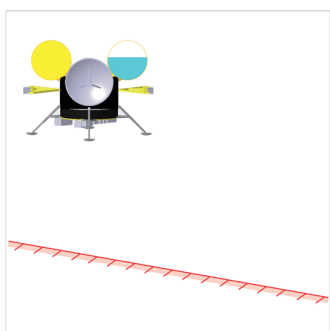
☐ 微小天体への着地

MMX : Martian Moons eXploration

- ✓ 火星の衛星フォボスのサンプルリターンミッション
- ✓ しかし、着地が非常に難しい
 - 1) 微小重力 ($\approx 1/2000 \text{ G}$)
 - 2) 着地は自由落下で速度が早い ($a_{imp} \approx 0.4\text{G}$)
→ 排ガスでフォボス表面を汚したくない
 - 3) **機体重量の6割ぐらいが推進薬**



→ スロッシングが機体の運動に与える影響が非常に強くなる



“微小重力” + “強い衝撃の着地” により
大振幅スロッシング発生

スロッシングによる力が機体に作用

跳ねる・浮く・転倒するリスク

Watanabe-Himeno Lab., Dept. of Aero. & Astro., The University of Tokyo

42

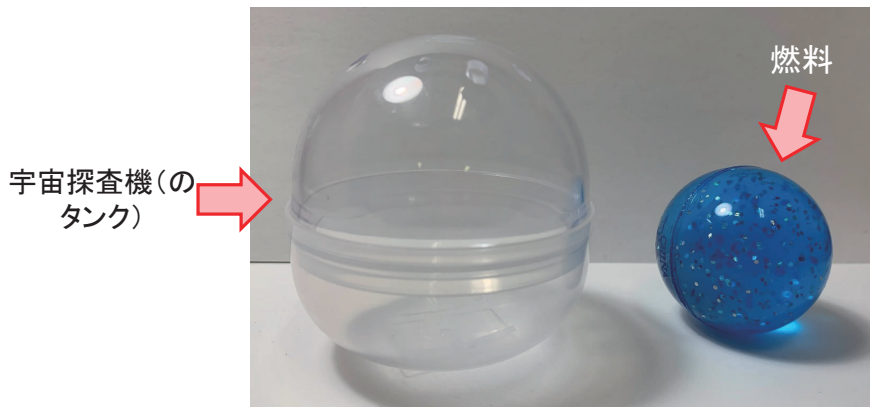
UT JET PROPULSION LABORATORY



☐ スロッシングの影響とは？

- タンクの中で物体が移動すると、どういう影響があるの？
- 液柱が天井にあたって、機体が浮き上がる(前ページ)
→ ホントか?????

予備実験



「タンク」に「燃料」を入れて
落とす

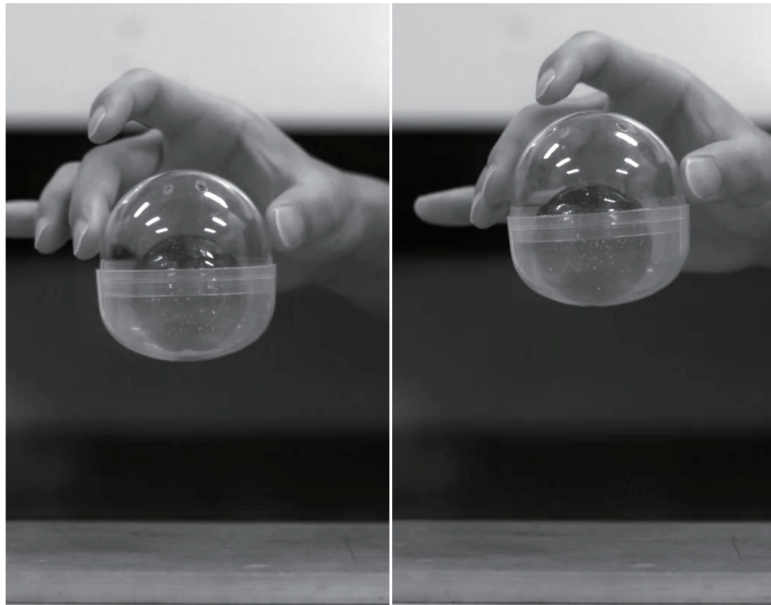
燃料が跳ね回ると
どうなる？

43

UT JET PROPULSION LABORATORY



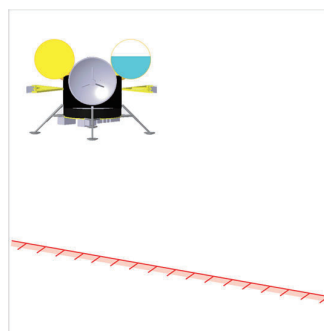
スロッシングの影響とは？



ボールが固定

ボールが可動

- ボール固定 (左)
 - 重心がタンク下部に固定されている
 - 着地では転倒しない
- ボール可動 (右)
 - ボールが跳ね、着地から遅れてタンク壁面に当たる
 - タンクが転倒する



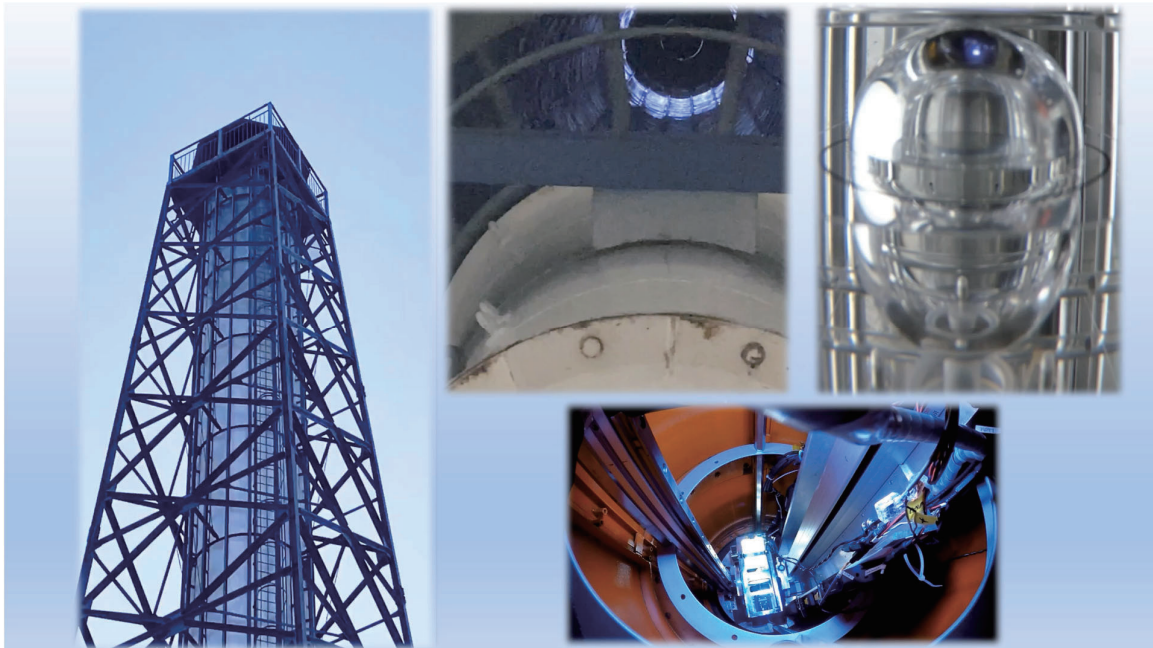
44

UT JET PROPULSION LABORATORY



落下塔@植松電機

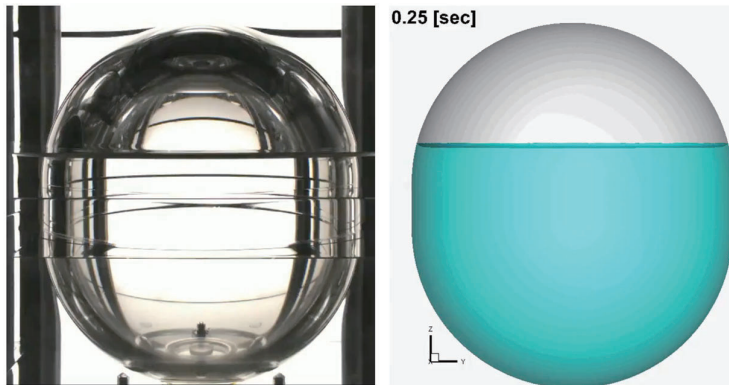
➡
高さ 50m
落下時間3秒
 $10^{-3}G$



UT JET PROPULSION LABORATORY



実験とシミュレーションの比較



以下の特徴がよく一致している:

- 微小重力状態での濡れの高さ
- 液柱の形状
- 液柱が天井に当たるタイミング

小さな気泡や雫を除いて、
液体の動きの大部分が実験とよく一致している

重心運動に最も影響するところ

タンクから液体にかかる力 (= スロッシングによる力の反力) により起こる

→ シミュレーションによって重心変化とスロッシング力を計算することができる

Ref. Furuichi, Himeno (2022)

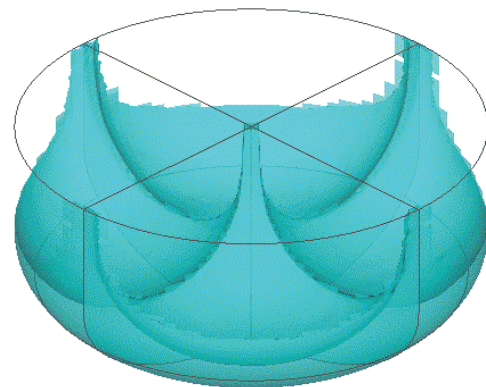
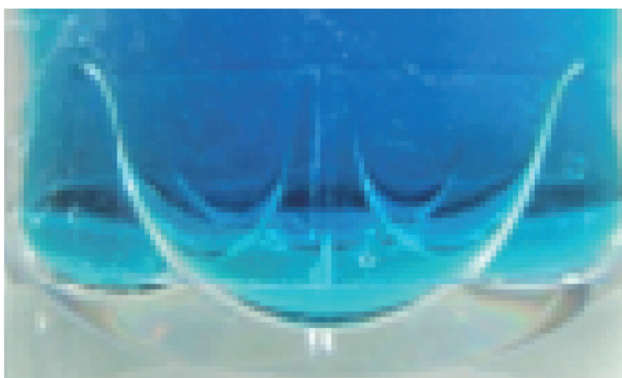
Watanabe-Himeno Lab., Dept. of Aero. & Astro., The University of Tokyo

46

UT JET PROPULSION LABORATORY

表面張力による液体捕獲

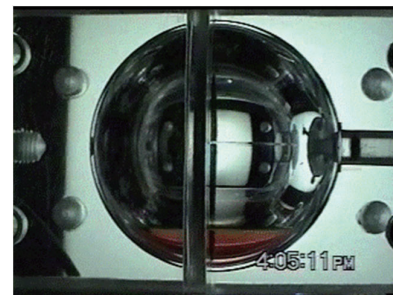
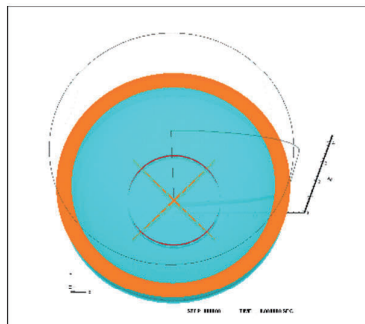
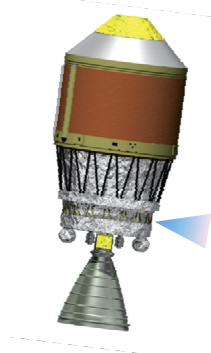
人工衛星の推進薬タンク設計



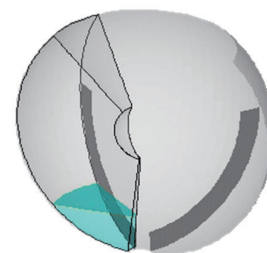
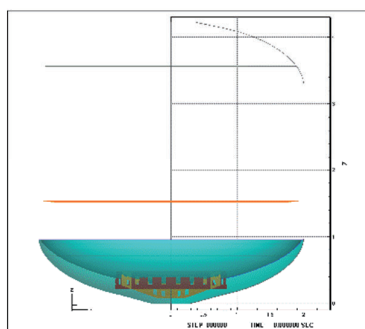
47

UT JET PROPULSION LABORATORY

低重力環境でのタンク内推進薬挙動 実機運用事前検討への適用



東大コードをJAXAおよびメーカーに供与
H-IIA上段高度化ミッションの成立性検討・
バッフル配置最適化検討に使用



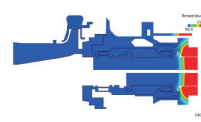
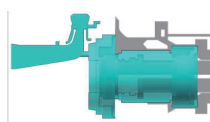
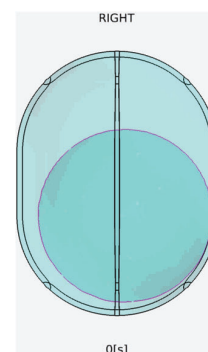
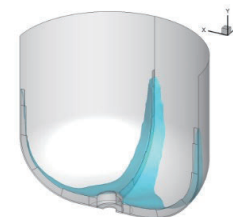
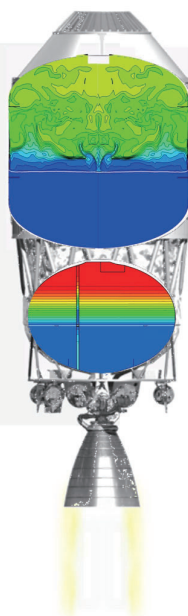
衛星タンク内の液挙動 (IHI)

UT JET PROPULSION LABORATORY

液体ロケットに関する自由表面流 将来宇宙輸送インフラのための課題



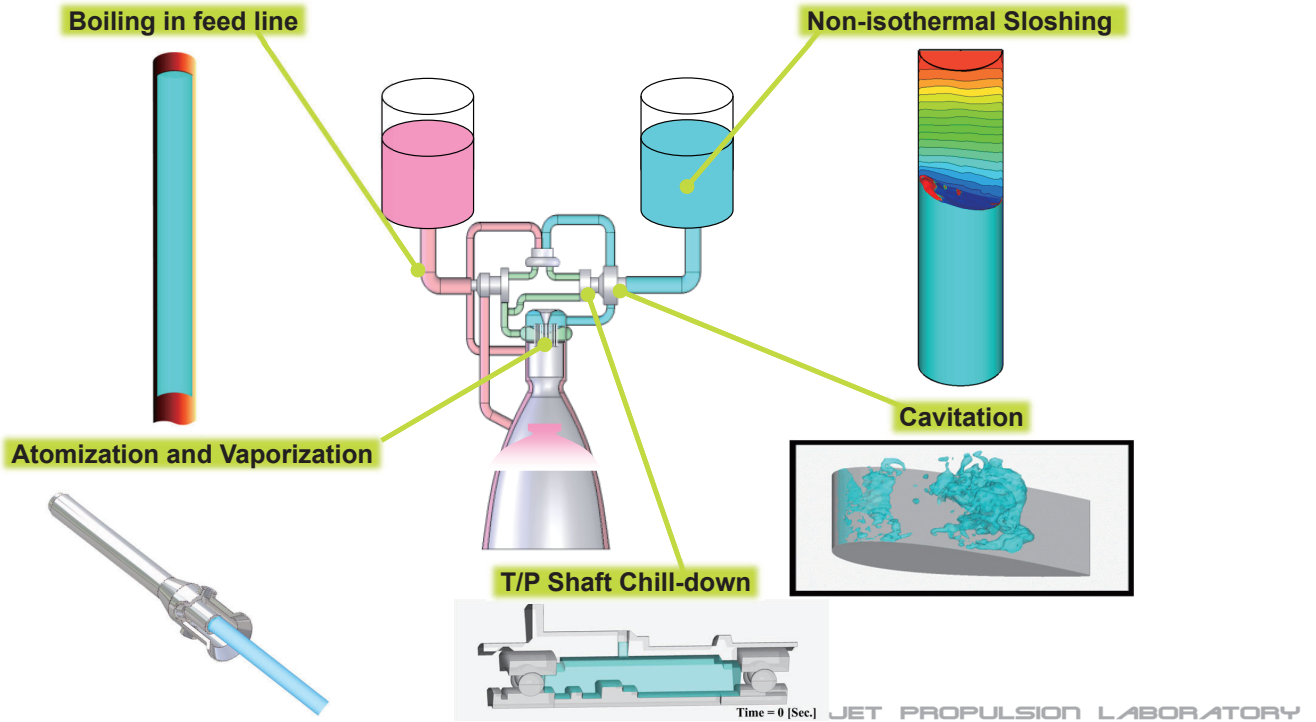
Temperature[K]
170.0
20.0
100[sec.]



Ref. Umemura (2014-19)

UT JET PROPULSION LABORATORY

液体ロケットに関する自由表面流
相変化を伴う熱流体管理・予測

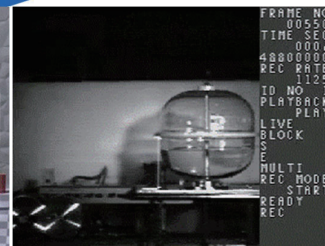
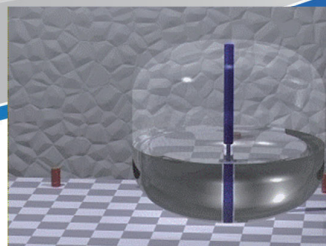


CIP-LSM

流体解法 : Thermo CIP-CUP (TCUP)

界面捕獲 : **MARS + LSM**

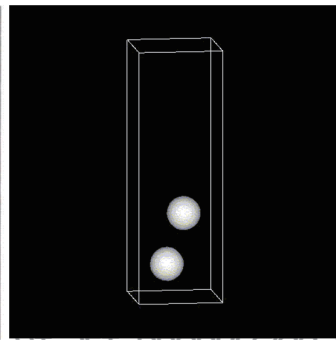
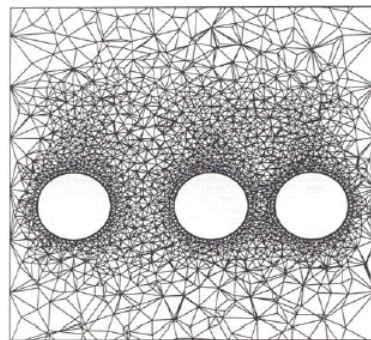
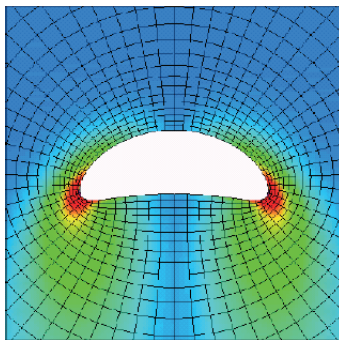
相変化 :



UT JET PROPULSION LABORATORY



手法	格子	特徴
移動格子法 (ラグランジュ法)	変形あり	計算領域の境界は界面に適合。 界面の位置を陽に表せ、界面形状を厳密に評価できる (○) 界面が大変形する場合には格子の歪みが大きくなる。 (×) 計算格子はタイムステップ毎に変更する必要あり。
固定格子法 (オイラー法)	変形なし	計算格子は空間に固定 界面は陰関数の等高面として表現 (密度関数の導入)。 界面形状の把握に劣る。 (×) アルゴリズムは簡単で、大変形する界面を扱える。 (○)



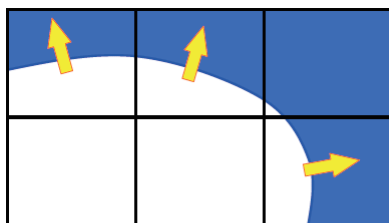
52

UT JET PROPULSION LABORATORY

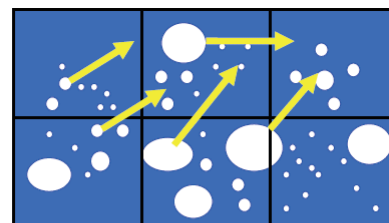
補助方程式: 相属性 (気体/液体)



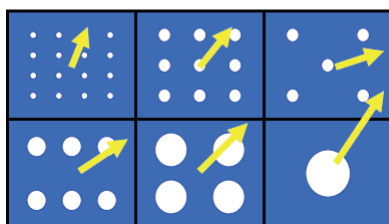
混相流の数値解析では様々なスケール毎の表現があるが・・・



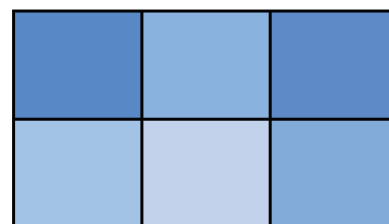
界面を追跡する場合



個別気泡の追跡



代表気泡による表現



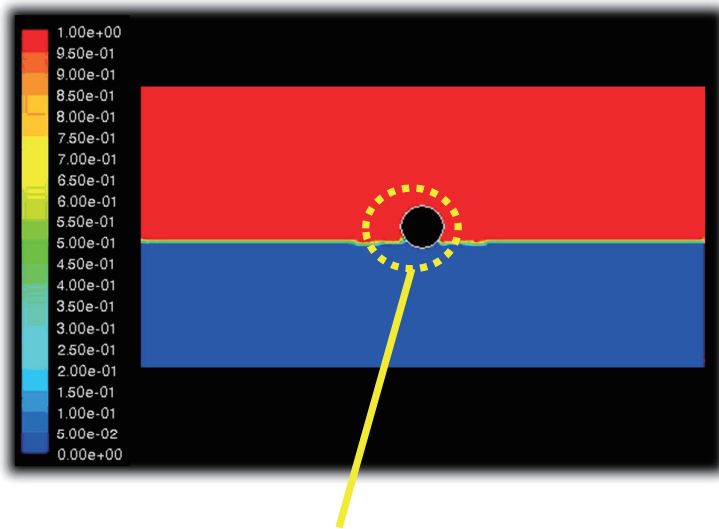
均質流体による表現

54

UT JET PROPULSION LABORATORY

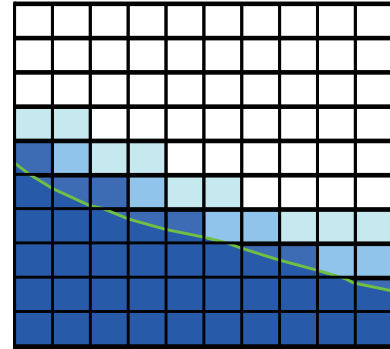


VOF関数の数値的散逸



VOFの数値的散逸
気液の非物理的かつ不可逆な混合

セル内部の
液体の偏在が
考慮されていない。

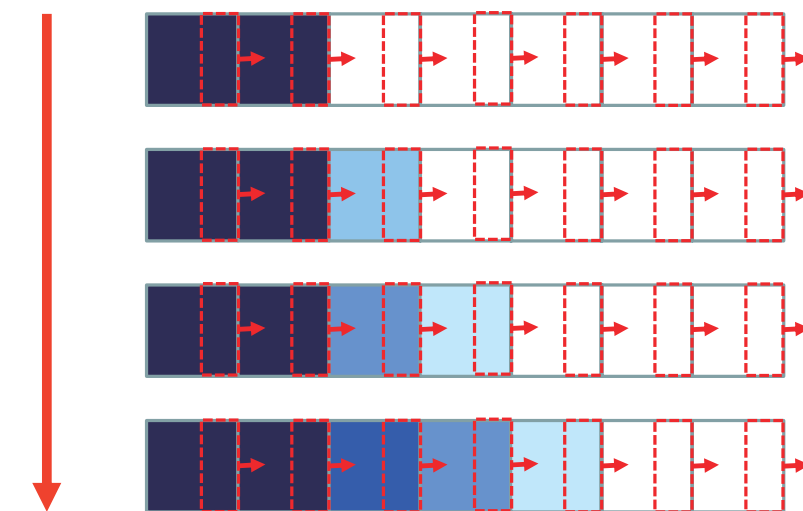


界面勾配を考慮すべき
→ PLIC-VOF

How to predict liquid behavior ?

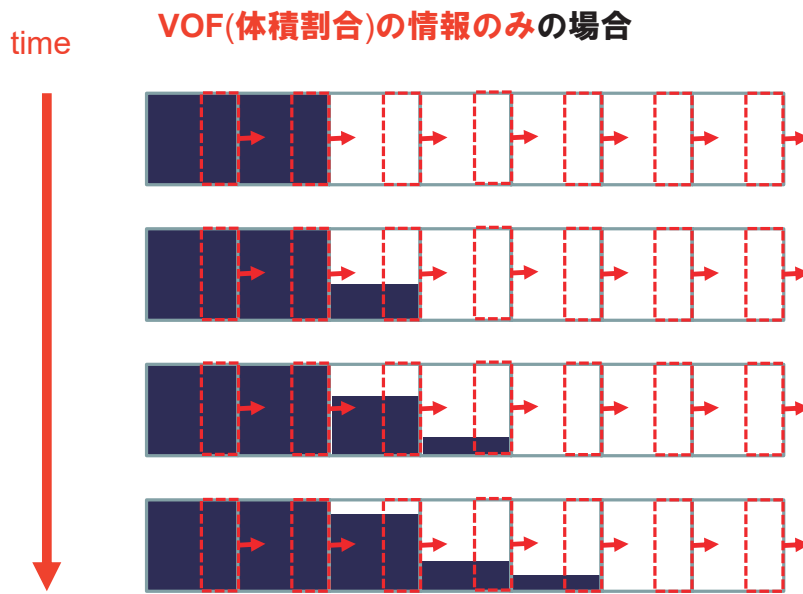


time VOF(体積割合)の情報のみの場合



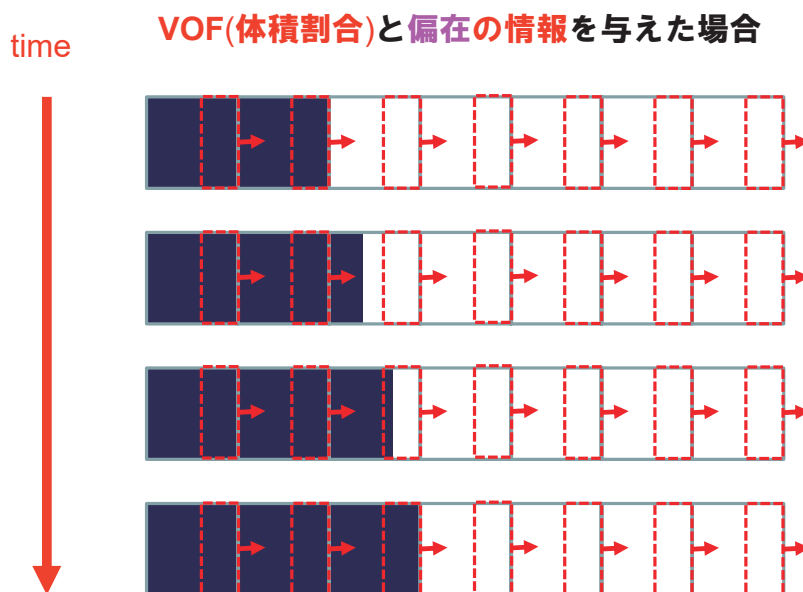
VOFの数値的散逸
気液の非物理的かつ不可逆な混合

How to predict liquid behavior ?



UT JET PROPULSION LABORATORY

How to predict liquid behavior ?

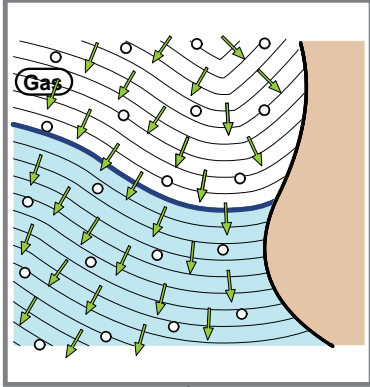
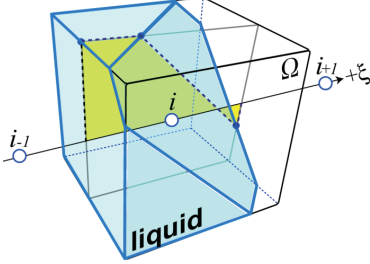
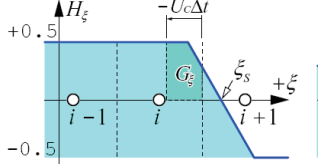


UT JET PROPULSION LABORATORY

界面捕獲 : MARS + LSM

(Kunugi 1997) (Sussman 1994)



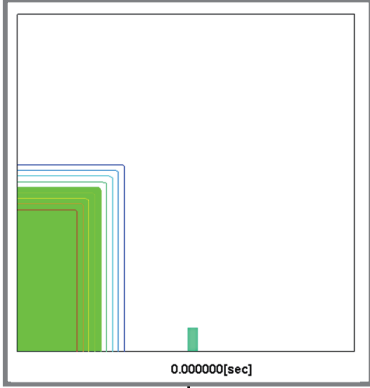
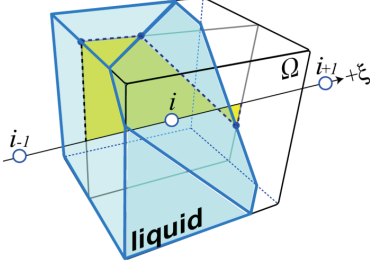
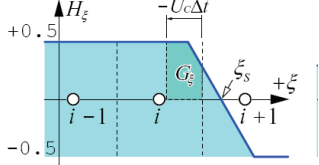
Distance Function	MARS
<p data-bbox="391 367 630 403">Distance function ϕ</p> <p data-bbox="236 524 571 560">From the distribution of ϕ</p> <p data-bbox="236 586 432 618">Normal Vector</p> $\vec{n}_s = \frac{\nabla \phi}{ \nabla \phi }$ <p data-bbox="236 698 373 730">Curvature</p> $\kappa = \nabla \cdot \vec{n}_s = \nabla \cdot \left(\frac{\nabla \phi}{ \nabla \phi } \right)$ <p data-bbox="284 846 603 882">are precisely computed</p> <p data-bbox="236 913 746 949">Surface tension is computed by CSF model</p> 	<p data-bbox="979 367 1177 403">VOF distribution</p>   <p data-bbox="842 913 1347 949">Interpolated distribution of liquid fraction</p>

UT JET PROPULSION LABORATORY

界面捕獲 : MARS + LSM

(Himeno, 2003)



Distance Function	MARS
<p data-bbox="359 1482 662 1585">Distance function ϕ overset around moving interface</p> <p data-bbox="236 1639 571 1675">From the distribution of ϕ</p> <p data-bbox="236 1702 432 1733">Normal Vector</p> $\vec{n}_s = \frac{\nabla \phi}{ \nabla \phi }$ <p data-bbox="236 1814 373 1845">Curvature</p> $\kappa = \nabla \cdot \vec{n}_s = \nabla \cdot \left(\frac{\nabla \phi}{ \nabla \phi } \right)$ <p data-bbox="284 1962 603 1998">are precisely computed</p> <p data-bbox="236 2029 746 2065">Surface tension is computed by CSF model</p> 	<p data-bbox="927 1482 1230 1585">VOF distribution re-constructed with piecewise linear function</p>   <p data-bbox="842 2029 1347 2065">Interpolated distribution of liquid fraction</p>

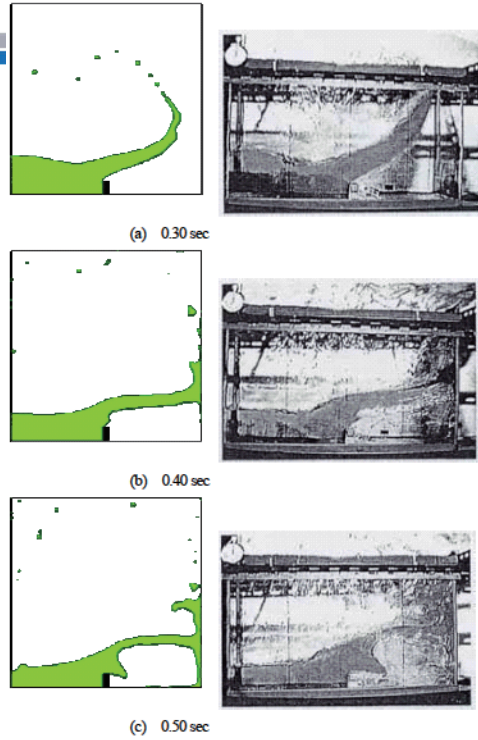
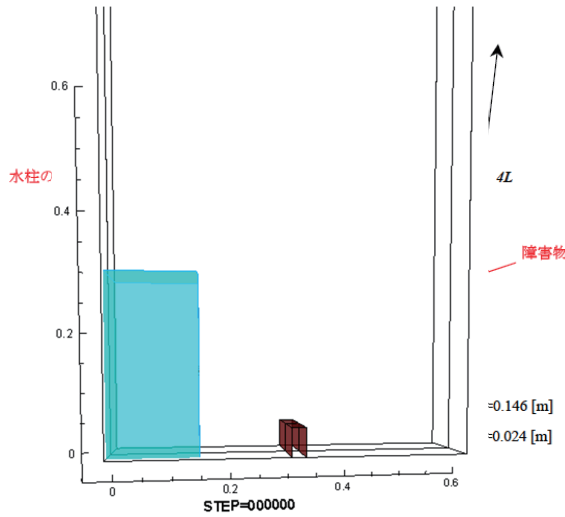
UT JET PROPULSION LABORATORY

自由表面流の数値解法 : 複雑形状の液面追跡へ向けた改良



- 数値粘性を小さく (RCIP-C)
- 液面を1セルで捕捉 (平滑化排除)

障害物を伴うダム崩壊問題 (検証用)

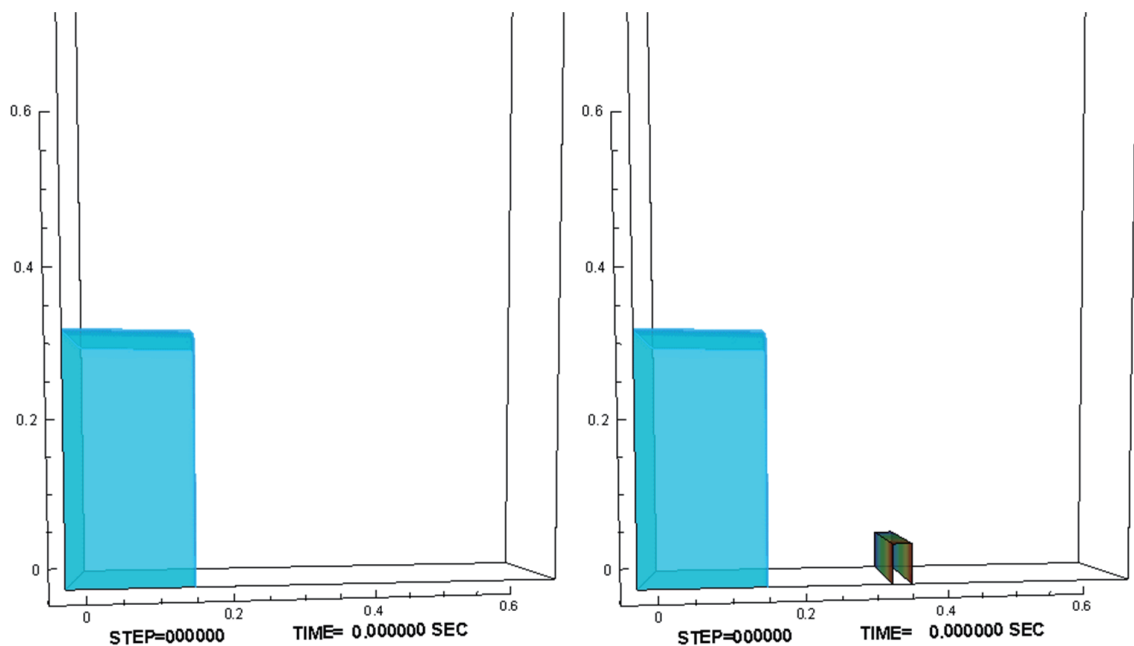


実験 : (Koshizuka, 1995)

66

UT JET PROPULSION LABORATORY

界面捕獲 : 乱流モデルの導入 : 高精度な界面捕獲の発展性



68

UT JET PROPULSION LABORATORY



液体挙動予測
圧力変化予測
沸騰現象予測



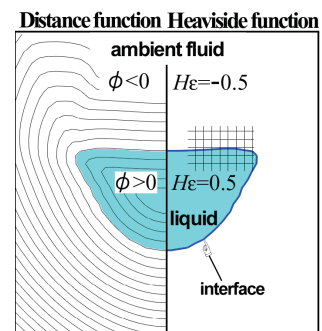
UT JET PROPULSION LABORATORY

相変化 : CIP-LSM の特長

: 高精度な界面捕獲の発展性 : 相変化モデルとの親和性



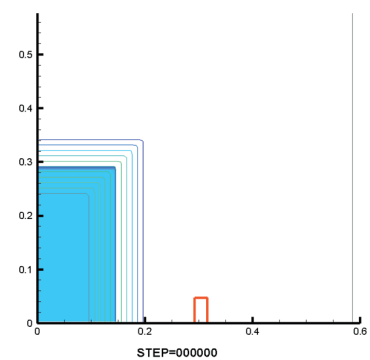
CIP-LSM (CIP based Level Set method and MARS)



利点

- ・ **移流時の液体の体積保存性が良い**
⇒ 相変化による界面移動が数値的な散逸なのか差別化する上で重要
- ・ **界面に数値的(人工的)な厚みがない**
⇒ 物性値や密度の不連続をシャープに取り扱える

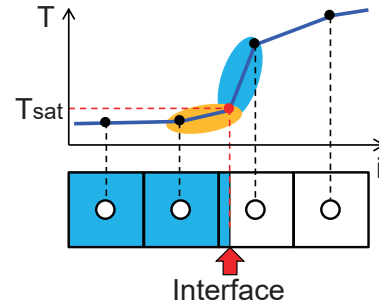
※ 1つ分のセル間で気液が切り替わる



相変化：支配方程式の記述 → 不連続熱流束 ：高精度な界面捕獲の発展性



- ① 相平衡状態を仮定することで
界面の温度が飽和温度であると定義され、
界面を挟んだ各相の温度勾配を別々に補間。
- ② CIP-LSMは界面追跡用に
界面までの距離関数 ϕ を記憶している。
距離関数 ϕ の情報を用いることにより、
各相の温度勾配と熱流束を差分計算できる。



$$\frac{\partial T}{\partial n} \equiv \frac{\partial T}{\partial \phi} \cong \frac{T_i - T_{Sat}(P)}{\phi_i}$$

- ③ 潜熱項は界面を挟む
各相の温度勾配と熱伝導率を用いて
求められる

$$\dot{m}(h_G - h_L) \cong \left(k_L \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_L - k_G \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_G \right) \vec{n}_s \cdot \vec{\delta}_s$$

界面を挟んで成立する
顕熱と潜熱のジャンプ条件

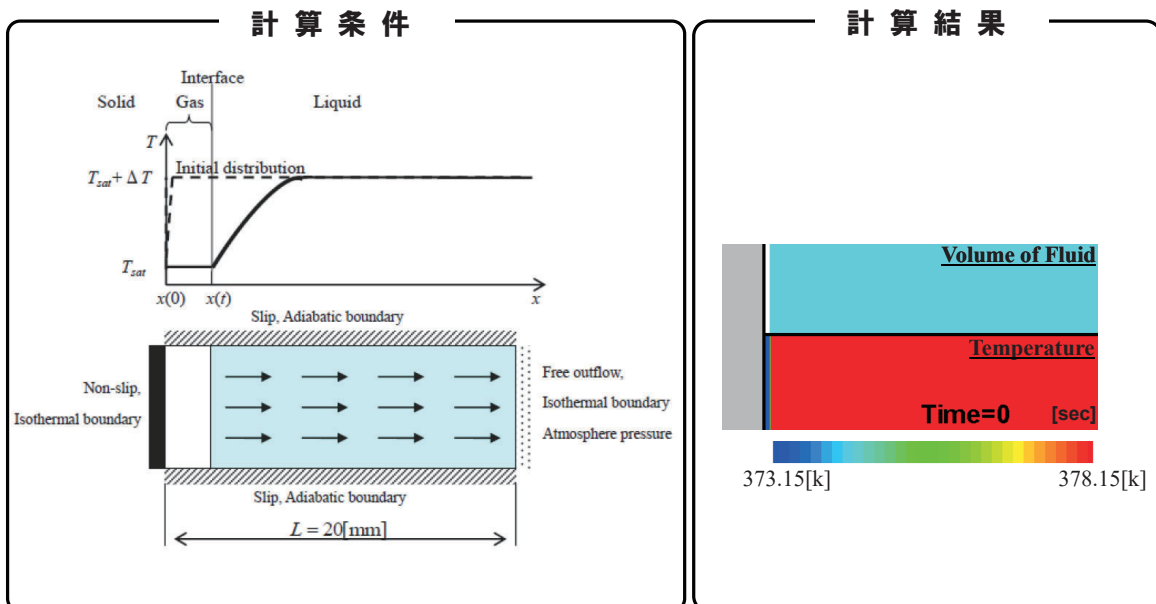
$$\vec{q}_{Gas} - \vec{q}_{Liq} = \dot{m}(h_{Gas} - h_{Liq.}) \vec{n}$$

LABORATORY

相変化：CIP-LSM の特長 ：高精度な界面捕獲の発展性：相変化モデルとの親和性



検証：ステファン問題 (CIP-LSM+相変化)



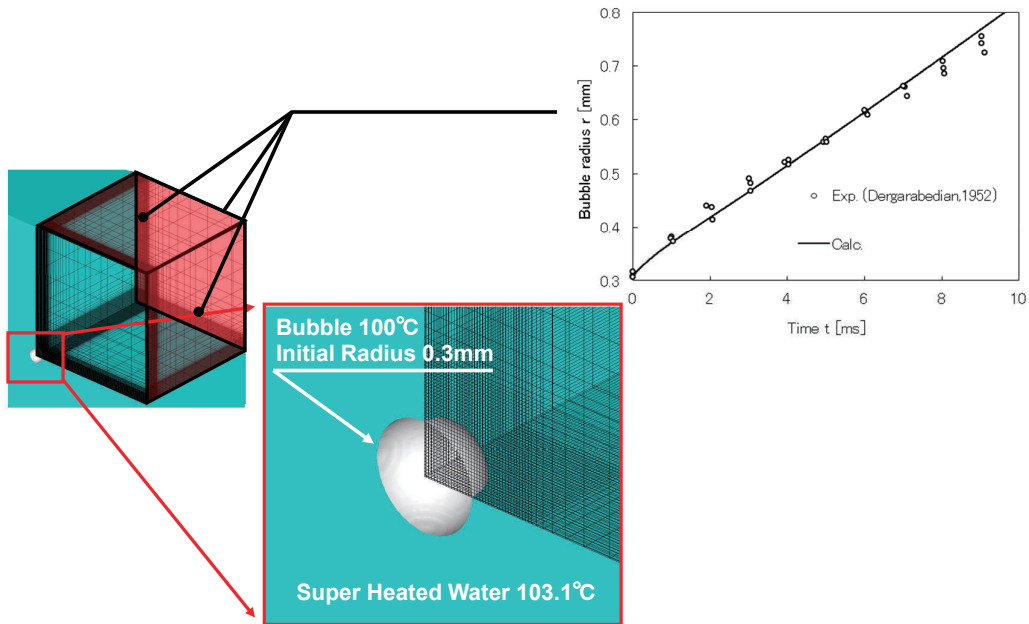
UT JET PROPULSION LABORATORY

相変化 : CIP-LSM の特長

: 高精度な界面捕獲の発展性 : 相変化モデルとの親和性



検証 : 過熱水中気泡成長 (CIP-LSM+相変化+界面張力+多次元)

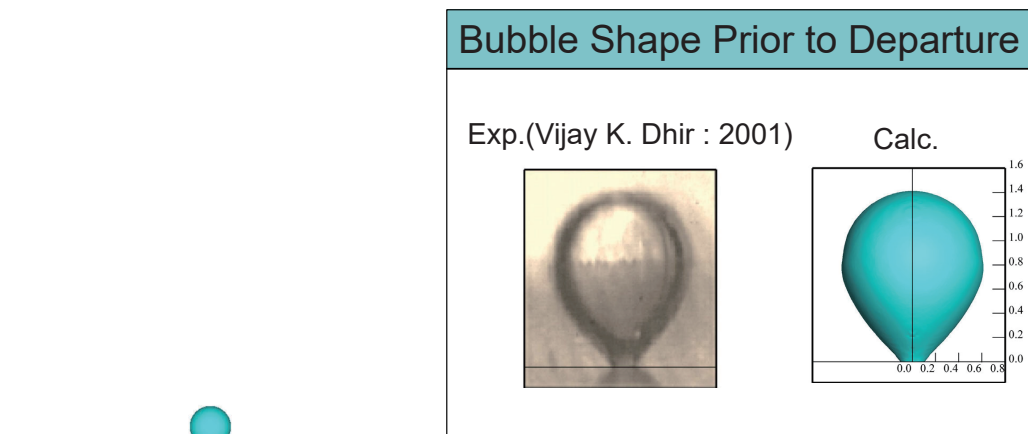


UT JET PROPULSION LABORATORY

液体推進薬の配管内対流沸騰熱伝達予測へ向けて 相変化モデルの構築と自由表面流直接解析

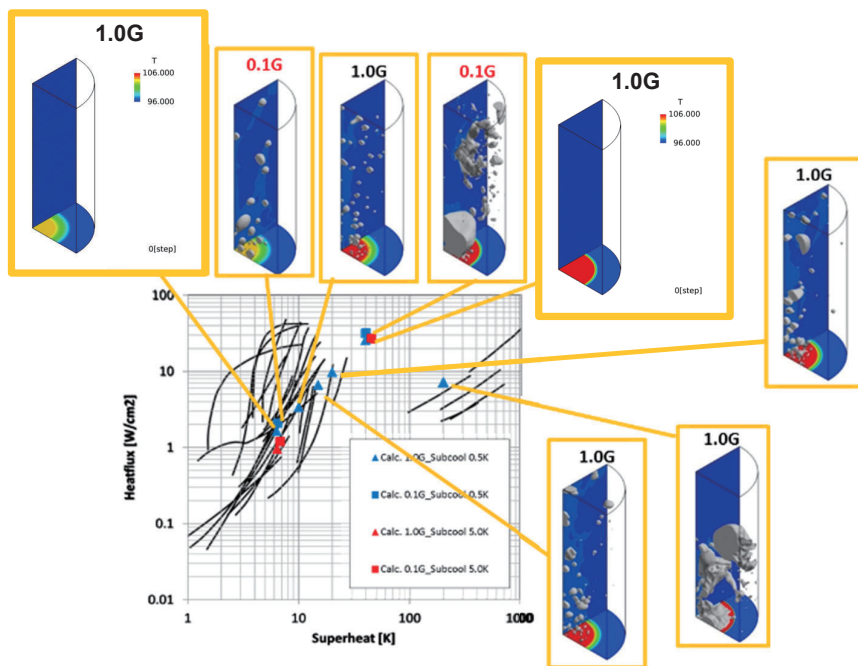


検証 : 沸騰離脱気泡 (CIP-LSM+相変化+界面張力+多次元+重力) 梅村 (2012)



UT JET PROPULSION LABORATORY

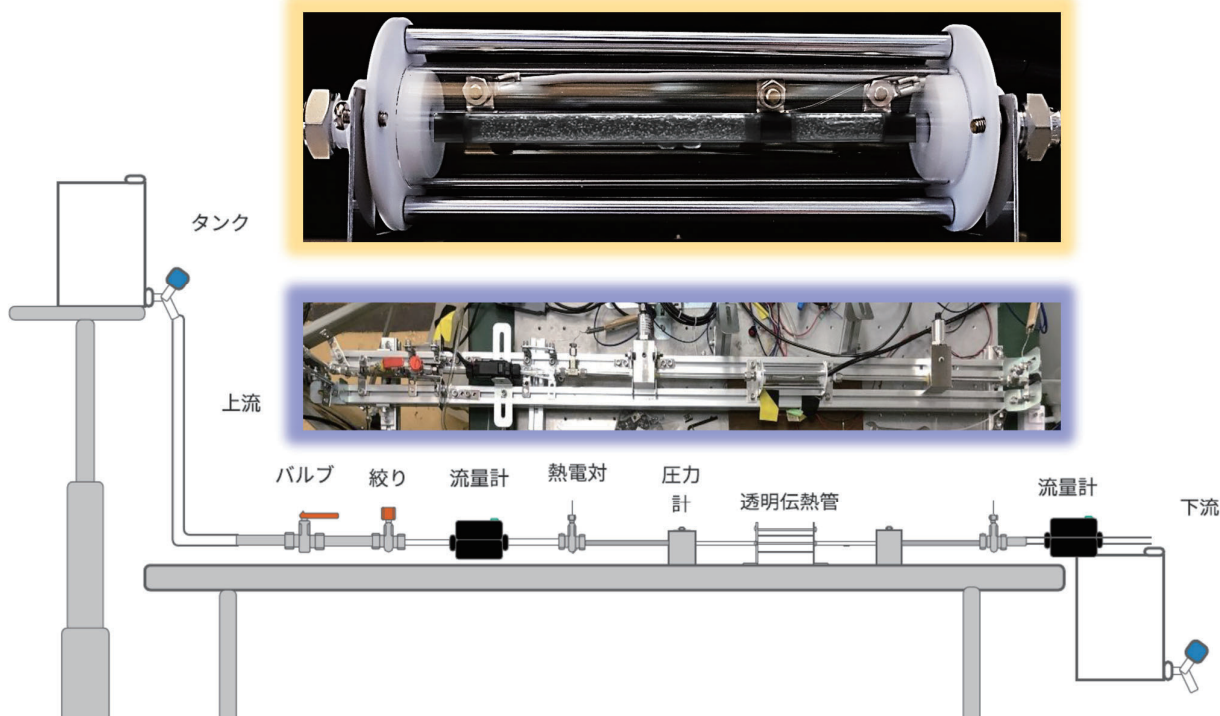
液体推進薬のタンク内対流沸騰熱伝達予測へ向けて 相変化モデルの構築と自由表面流直接解析



90

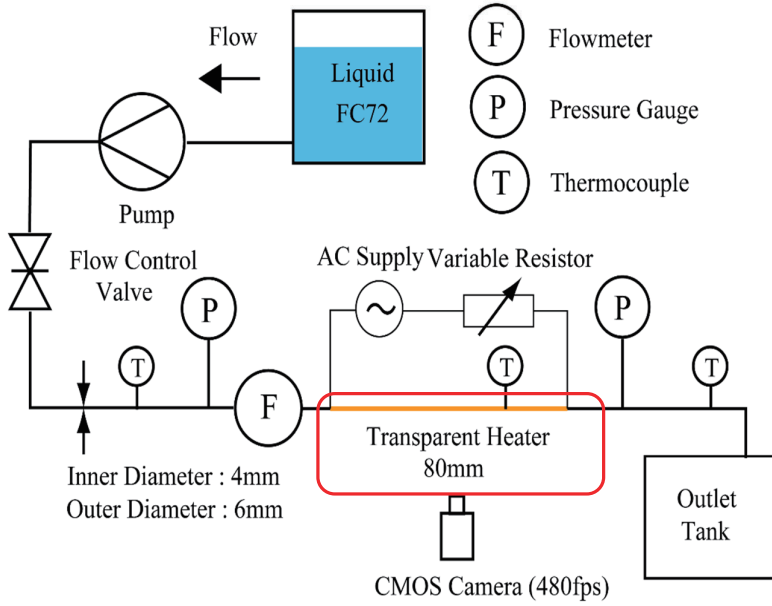
UT JET PROPULSION LABORATORY

沸騰を伴う配管内二相流動 実験装置 (単管)



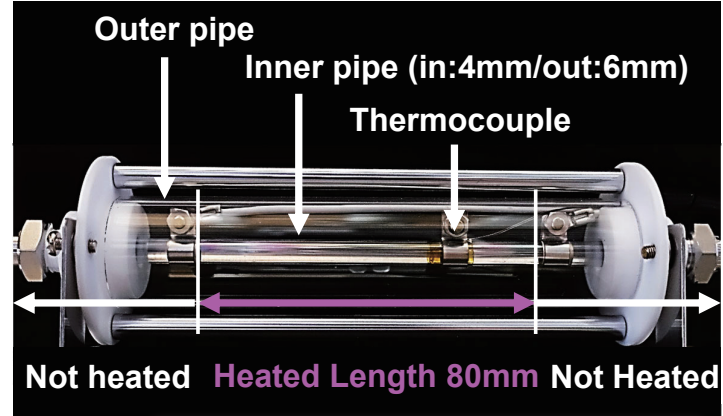
LATORY

沸騰を伴う配管内二相流動 実験装置 (単管)

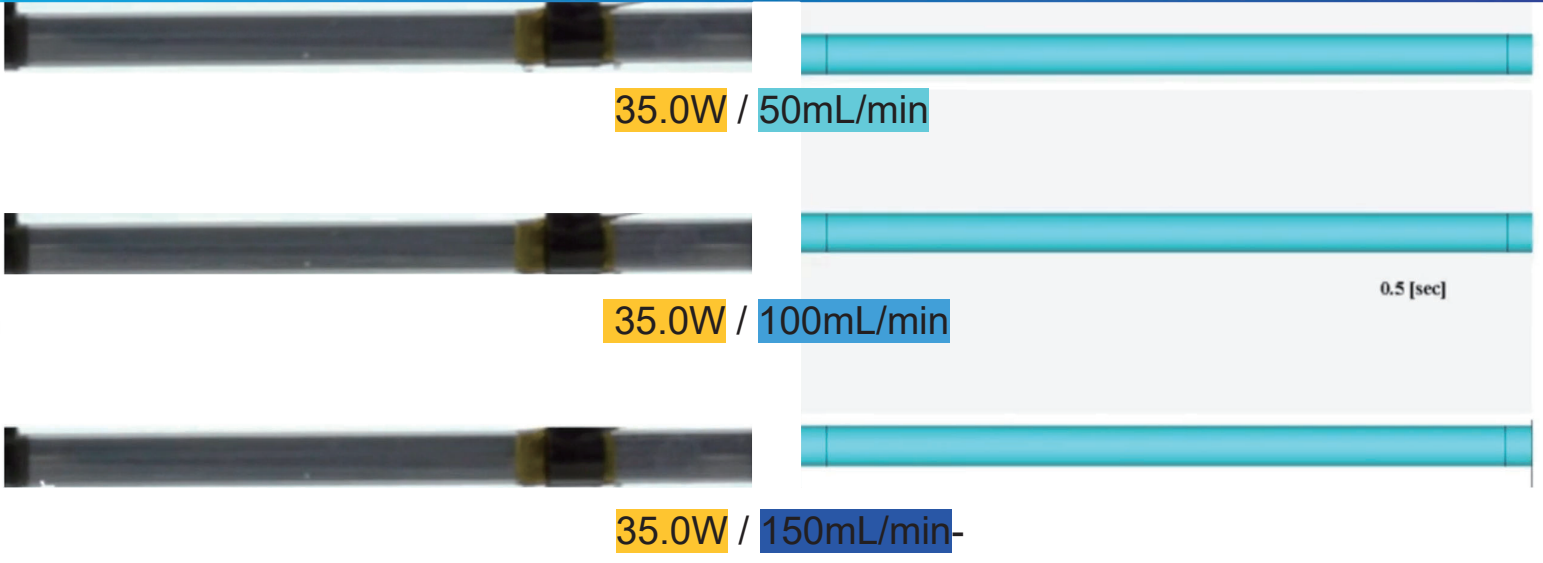


透明ヒーター

ガラス管表面に薄い金属膜を蒸着
内部流体の可視化と通電加熱が可能



沸騰を伴う配管内二相流動 数値解析 (単管) : 計算例

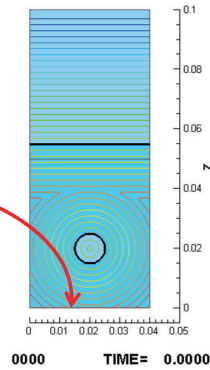
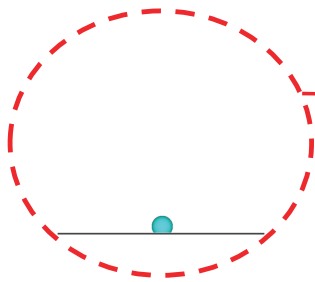


- 流量を変えた場合の流動様式の変化を定性的に再現することができている
- 流量が小さいほど気相の割合が大きくなり、気相は連続的になる

研究課題 数値解析の検証と相変化モデルの改良

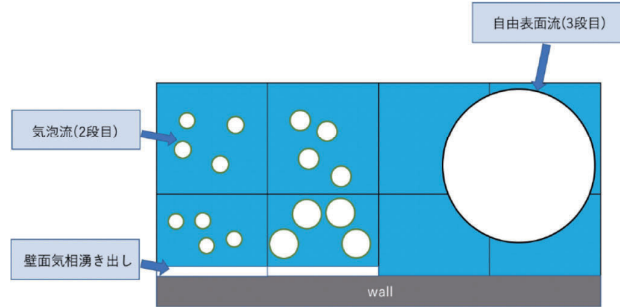


最小気泡を解像する直接計算は
事実上不可能



相変化モデルの課題

計算格子サイズ
気泡サイズの
大小関係に応じて液面と相変
化モデルを使い分ける



UT JET PROPULSION LABORATORY

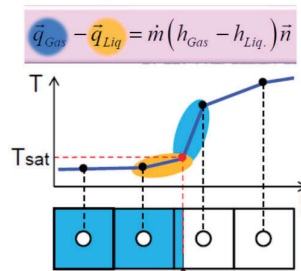
研究課題 数値解析の検証と相変化モデルの改良



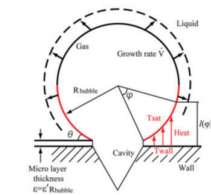
(中) 混相流での気泡成長モデル
= 準平衡(チューニング)



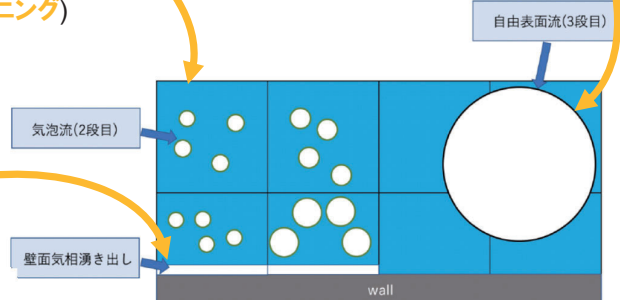
(大) 液面形状を考慮した
= 熱流束評価(チューニング)



(小) 壁面での気泡発生(量)モデル
= キャビティモデル・面密度(チューニング)



$$\dot{V}_{cell} = \frac{2\pi k_{liq} R_{bubble} (T_{wall} - T_{sat})}{\rho_{gas} L} \cdot \log \frac{\cos \theta}{\epsilon'} \cdot n \cdot S_{cell}$$



UT JET PROPULSION LABORATORY

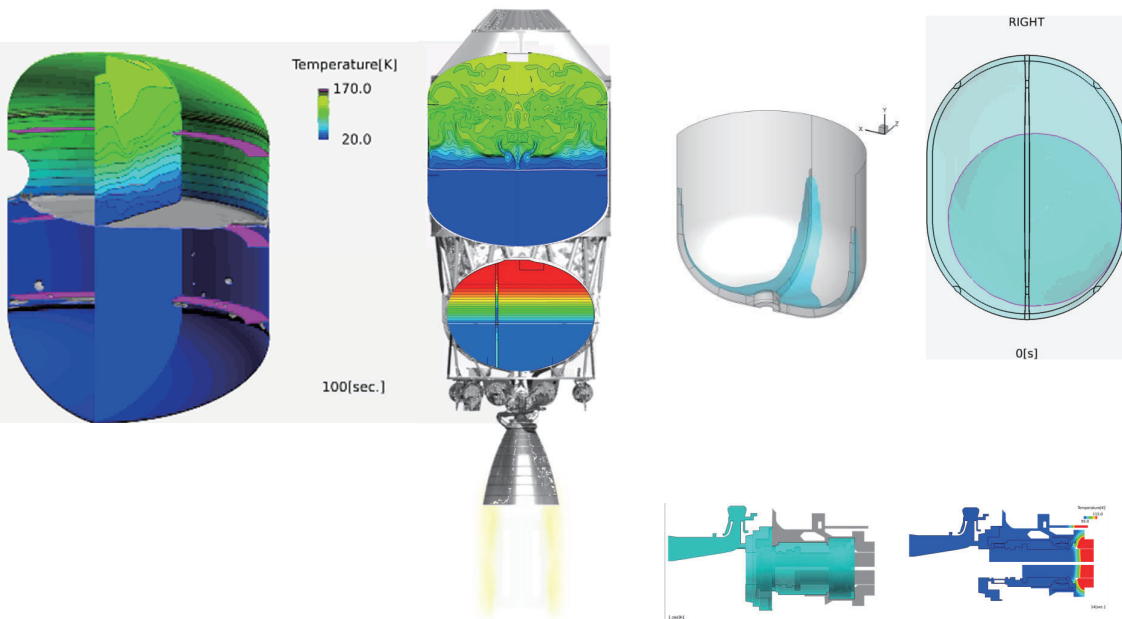


まとめ



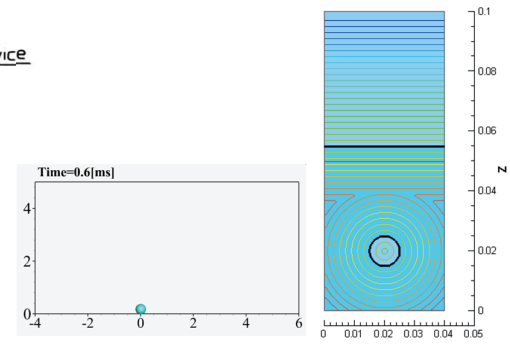
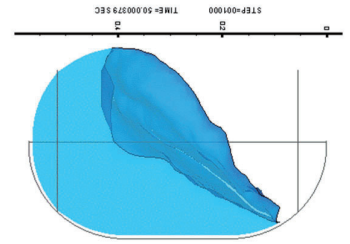
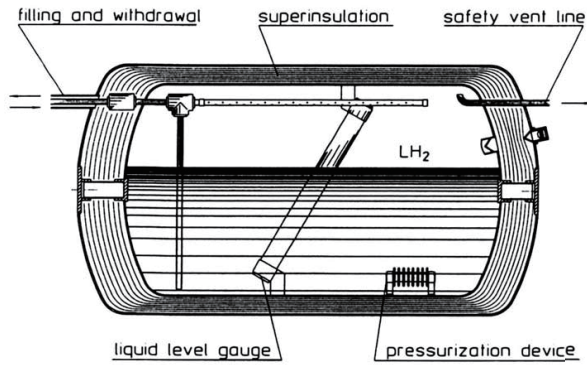
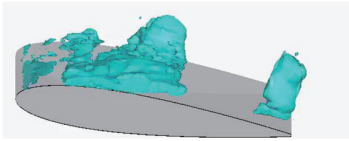
UT JET PROPULSION LABORATORY

液体ロケットに関する自由表面流 将来宇宙輸送インフラのための課題



UT JET PROPULSION LABORATORY

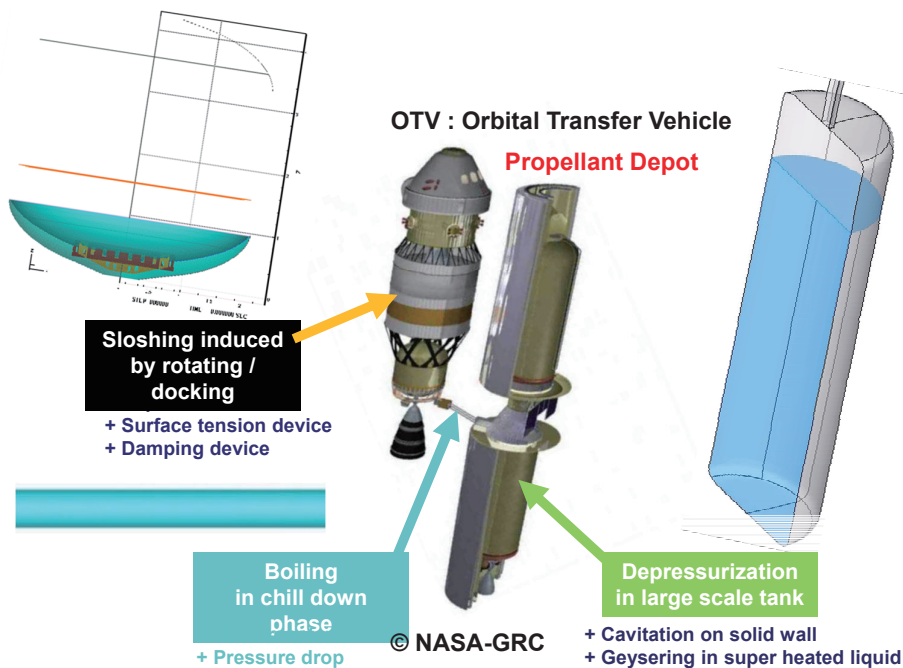
モビリティ全般に関する自由表面流 移動式タンクにおける熱流体管理・予測



0.5 [sec]

UT JET PROPULSION LABORATORY

液体ロケットに関する自由表面流 将来宇宙輸送インフラのための課題



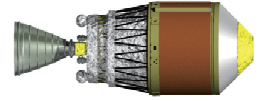
UT JET PROPULSION LABORATORY

液体ロケットに関する自由表面流 将来宇宙輸送インフラのための課題



命題

未だ実現に至っていない宇宙輸送システム開発のためには、
流体力学や伝熱学などの**様々な学理**を動員し、
「**試運転**」の**難しさを克服**し、**試行錯誤**により獲得した知見を
設計に反映させなくてはならない。



そのためには、
分析技術(分析科学)と**統合技術**(設計科学)の**両方が必要**。
力学的な考察(**無次元化**)に基づく**縮小模型実験**による現象理解、
数値流体解析をはじめとする**計算力学的手法の援用**が強く期待されている。

現象の理解とモデリング、および、解析技術を検証するため、
実験が果たす役割は拡がっており、**一層重要度を増している**ことを強調したい。

アカデミアの役割 = 推進系共通基盤技術の担い手、継承者

加振環境試験機、落下塔などの**基盤実験設備の整備**、**開発研究への提供**
数値シミュレーション技術の開発と高度化、**開発研究への提供**

[リンク#1](#)

[リンク#2](#)

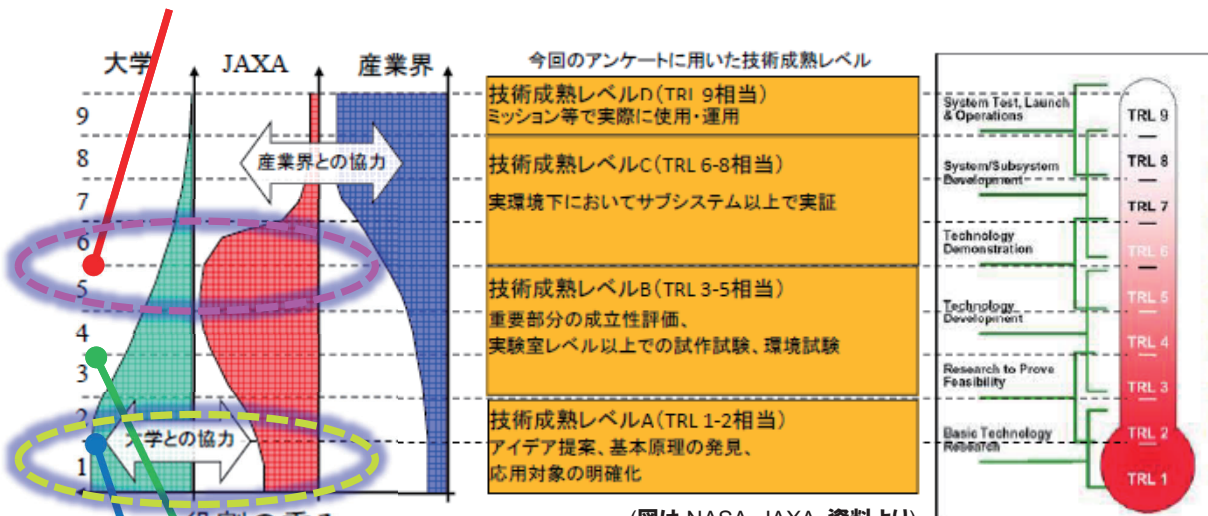
161

UT JET PROPULSION LABORATORY

技術成熟レベル (TRL) と研究機関の役割 将来宇宙輸送インフラのための課題



〔実証・実装〕研究課題：価値に繋げる。



(図は NASA・JAXA 資料より)

〔基盤〕研究課題：支える。今を未来に繋げる。

〔先導〕研究課題：未来をつくる。

UT JET PROPULSION LABORATORY

ロケット・宇宙機における推進薬管理*

Propellant Management in Liquid Rockets and Space Vehicles

姫野 武 洋**

HIMENO Takehiro

Abstract With the progress of human activities in space, the occasion to handle liquids in non-uniform acceleration or low-gravity is now growing. On the launch vehicles with liquid propulsion system, the dynamic acceleration during its powered ascent or ballistic flight makes it very difficult to control the position of propellants in the tanks. For the establishment of the technology for the management of liquid propellant in space vehicles, a numerical method, called ‘CIP-LSM’ (CIP based Level Set & MARS), was developed to simulate three-dimensional free-surface flows under various gravity conditions, which has been applied to clarify the dynamic behavior of liquid propellant in the tanks of launch vehicles.

Keywords: Cryogenic, Free-surface Flow, Liquid Rocket, Propellant Management, CFD

1. 緒 言

人間の日常的な活動領域が地球周回軌道上天上で拡大するのに伴い、宇宙活動を支える基盤技術として、低重力環境で燃料や冷却剤などの液体を貯蔵そして輸送する技術は欠かせないものであり、今後ますます重要となる。例えば、軌道に推進機関用の燃料を貯蔵して宇宙輸送機に供給する技術が確立されれば、再使用が可能な軌道間輸送機を実現でき、低コストで柔軟性に優れた宇宙輸送体系のための基盤を構築することが期待される。

しかし、推力や姿勢変動を伴うロケット飛翔中の動的加速度環境や、比重差による液体駆動を期待できず、界面張力の影響が顕在化する地球周回軌道上の低重力環境では、自由表面流の挙動は地上の場合と大きく異なり、液体を容器内部の望ましい位置に保持し、思い通りに容器外部へ輸送することすら難しくなる。そのため、「重いものほど下に沈む」という、地上での経験を頼りに設計

された流体機器は、軌道上で想定した性能を発揮できず、計画通りに運用できない恐れがある。

このように、特殊な加速度環境における自由表面流の挙動予測と制御は、宇宙工学の分野で、「流体管理(fluid management)」、あるいは、宇宙輸送システムに限って、「推進薬管理(propellant management)」と呼ばれる^[1,2]。

軌道上での流体搬送技術と熱管理技術を確立するためには、低重力環境における自由表面流の流動と伝熱の特性を適切に評価および予測できる知見が求められる。しかし、自然現象に潜む支配法則を分析するだけでなく、それらの知見を総合し、熱流動現象を制御して人工物の設計に反映するという工学的立場からは、残念ながら、関連する知見の蓄積は十分でない。実際、低重力環境において種々の熱流動現象を観察する実験は精力的に実施されているが、大気圏内で落下塔や航空機を用いて人為的に低重力環境を創出できる機会は設備と費用の両面から限られており、機会

に恵まれたとしても獲得できる低重力環境の質と持続時間にかなりの制約を受ける。このことが軌道上で運用される機器の設計段階における試運転を難しくしており、勢い設計は保守的にならざるを得ず、宇宙開発利用を展開していく技術の革新と低コスト化を阻む一要因となっている。

一方、理論的予測と実験的再現が困難な現象への第三のアプローチとして、系全体を有限個の要素に分割し、要素の内部状態と相互関係を規律した支配方程式を数値的に解くシミュレーションの援用が期待される。近年著しい計算機性能の向上とあいまって、かつては大規模と冠された数値解析は様々な分野の研究開発に従事する研究者や設計部署の個人レベルでも可能となり、計算力学という横断的な学問領域が形成されている。実際、単相流の計算流体力学(CFD)は、理論と実験を補完する手段として、様々な流体機械の設計に応用されている。自由表面流の分野でも、経験的な構成方程式やモデルをできるだけ排除した数値解析手法の構築が試みられており^[3-5]、大変形しながら移動する気液界面を精度良く追跡できる技術が確立されつつある。

2. 自由表面流の挙動予測へ向けた接近法

2.1 数値解析手法の開発

東京大学と宇宙航空研究開発機構(JAXA)は協力して、宇宙輸送系の推進薬管理に関する基盤技術として、無重力から地上重力まで広範な加速度環境に置かれた自由表面流を模擬できる数値流体力学解法 CIP-LSM を開発してきた。

宇宙機の推進薬タンク内部では、常温の気体と極低温の液体がしばしば共存し、熱交換に伴う流体粒子の体積変化を無視できないため、非圧縮流の仮定が不適切な場合も少なくない。流動の速さは各相の音速と比べてかなり遅く、圧縮性流体解法を適用するのも難しい。伝熱現象や相変化までも考慮するならば、温度を従属変数とせず直接的に解くのが望ましく、熱流束をより適切に評価するためには、界面近傍における物性値の平滑化を避け、人工的な界面厚を極力排除したい。また、高精度な界面追跡のためには、数値的散逸の小さな計算スキームで対流項を評価すべきである。

本手法は、上記の要求を意識して設計されており、CIP-CUP 法^[3]を熱流動解析用に改良した TCUP 法により均質二相流の Navier-Stokes 方程式

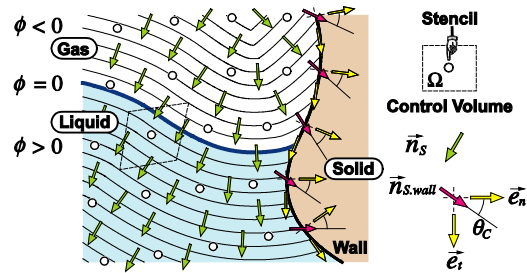


Fig.1 Interface capturing in CIP-LSM^[6].

Normal vector of interface calculated from the distribution of distance function.

を解く一方、Fig.1 に示すように、MARS 法^[4]と Level Set 法(LSM)^[5]を融合した界面捕獲法により、体積保存性と形状捕捉の両方を高度に満足しつつ、大変形する液面を三次元一般曲線座標の固定格子上で追跡できるのが特長である。計算手法の詳細は文献^[6]を参照されたい。

2.2 検証実験の実施

数値解法の開発と並行して、微小重力環境で界面張力に駆動される流れを観察する落下塔実験や、再使用ロケット内部のスロッシングを想定した模型タンクの加振実験も実施している。一連の研究の狙いは、実験から得られる事実を数値解析により補完して知見を明確化すると同時に、数値解析における境界条件や界面現象のモデリングを実験事実に照らして適切化することにある。

本稿では、これらの取り組みを具体的事例に沿って紹介するとともに、関連する研究課題について展望したい。

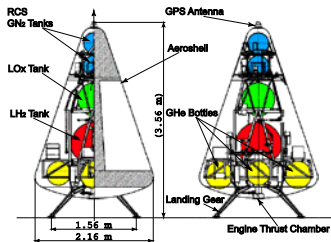
3. 推進薬の流動：動き

3.1 再使用ロケット実験機 (RVT)

宇宙科学研究所(JAXA/ISAS)では、再使用型宇宙輸送機(RLV)の実現へ向け、Fig.2 に示すような、液体酸素と液体水素を推進薬とする、圧力供給方式の小型エンジンを搭載したロケット実験機を製作し、比較的短秒時の垂直離着陸飛行試験を反復することで、関連技術開発の促進と研究課題の抽出を行ってきた。一連の試験では、比較的低高度の放物飛行も検討されたが、その際、横風により誘起される小さな加速度でも、タンク内の推進薬が大揺動する懸念があった。液体揺動(スロッシング)は機体姿勢制御に有害だけでなく、タンク底部に気相(アレジガス)が到達して大量に



(a) Flight demonstration (RVT-9 in 2003).

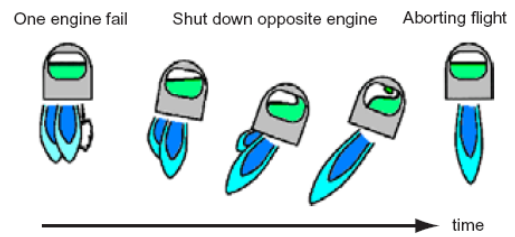


(b) Perspective drawing of vehicle.

Fig.2 Reusable rocket Vehicle Test : RVT (JAXA/ISAS)



(a) Configuration of vehicle (GC).



(b) Initial operation of aborting operation.

Fig.5 Reusable Sounding Rocket : RSR (JAXA/ISAS)



Fig.3 Electrical exciter for sloshing test.

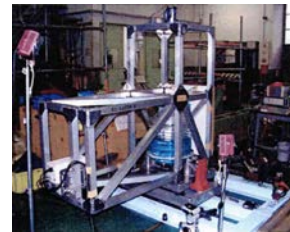
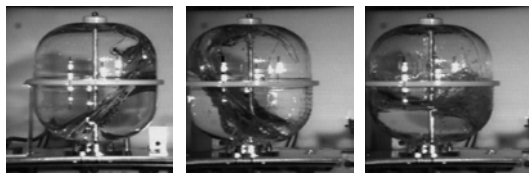


Fig.6 Hydraulic exciter for sloshing test.

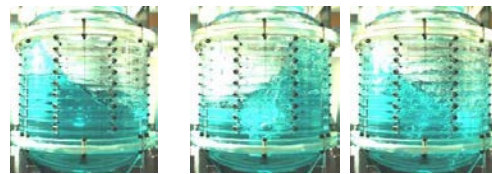


(a) Experiment

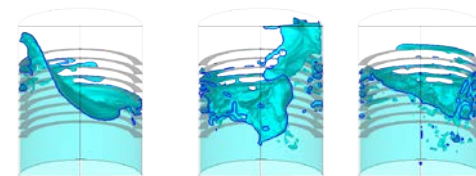


(b) Computation

Fig.4 Sloshing in the model tank of RVT without anti-slosh devices^[6].



(a) Experiment



(b) Computation

Fig.7 Sloshing in the model tank of RSR with multiple baffles^[8].

供給配管へ混入すると、エンジンの再着火に失敗し、機体喪失に陥る危険があった。

そこで筆者らは、Fig.3 に示すような電動加振機を製作して、模型タンク加振実験を試みた。界面張力と粘性力の影響を無視し、慣性力と加速度力で作られるフルード(Fr)数の一致に基づく相似則を仮定すれば、模型タンク内部で観察された液体揺動を、実機タンク内部の現象に換算できる。

実験結果の一例を、並行して実施した数値解析結果と共に Fig.4 に示す。計算では、格子幅より細かく分裂した気泡や飛沫について比較はできないものの、液体揺動の振幅や碎波のタイミングなどに注目すると、実験をよく再現できている。ことから、界面を 1 格子幅以内で捕獲する CIP-LSM と物体適合格子を用い、動的に変化する加速度環境で、三次元的に大変形し大移動する界面挙動を、かなり正確に模擬できる可能性を確認できた。

3.2 再使用観測ロケット(RSR)

同所は、RVT の発展計画として、高層大気観測や長秒時無重力実験をミッションとする再使用観測ロケット(RSR)を提案^[7]している。Fig.5 (a) に示す機体は、地上からの加速上昇の後、エンジンを停止して高度約 120 km に達する弾道飛行と大気圏への再突入を行った後、エンジンを再着火して減速下降し、所定の着陸点へ垂直着陸する。推進系については、中断帰還(アポート)を含む多様な運用形態に対応するため、ポンプ供給方式の液酸液水エンジンを 4 系統クラスタ化した冗長系が組み立てられている。

万一、加速上昇中に 1 系統のエンジン故障が検知された場合、Fig.5(b) に示すように、故障系統と対称に配置された系統のエンジンも停止させたいうで、残り 2 系統で地上帰還のための飛行を継続する。その場合、故障発生から対系統エンジンの停止までの間には、推力のミスアライメントによって機体姿勢が大きく変動し、横方向加速度が発生するため、推進薬タンク内では大振幅のスロッシング発生が懸念されている。

筆者らは、JAXA と三菱重工業㈱の協力を得て、実機タンク内に艤装される邪魔板の液体揺動減衰効果の評価を行うべく、Fig.6 に示すような油圧加振機を用い、模型タンク加振実験を試みた^[8]。

実験結果の一例を、並行して実施した数値解析結果と共に Fig.7 に示す。リング状邪魔板の内縁

付近に立ち上がる波頭の形状や、その後に多数の気泡が液体内部に取込まれる様子が計算でも再現された。また、数周期の揺動を経た後の液面傾斜についても、実験結果との良い一致が確認され、複数枚の邪魔板によるスロッシング抑制効果を適切に評価できた。

3.3 基幹ロケット上段推進系 (H-IIA)

JAXA が中心となって開発された基幹ロケット(H-IIA)の上段を Fig.8 に示す^[9]。この機体に搭載されるエンジン(LE-5B)は多数回着火機能を有し、様々なミッション要求に対応できる。その一方、燃焼を一旦停止して機体が低重力環境を経験する慣性飛行の数十分間、エンジンの再着火に備えて、推進薬をタンク底部の吸引口付近に静定(リテンション)させなくてはならない。また、推進薬にキャビテーション余裕を持たせるため、再着火に先立ってタンク内へ加圧ガスを噴射する昇圧操作(再着火前過渡加圧)が必要とされる。

H-IIA 初号機の飛行では、上段推進系での推進薬管理の妥当性を検証すべく、タンク内に多数の液相センサを配置し、推進薬挙動が詳細に調べられた。また、再々着火に先立つエンジン始動シーケンスを実証すべく、ペイロード放出後の残留推進薬を利用した軌道上実験も実施され、その間、液体水素タンク内の様子が CCD カメラにより可視化された。ところが、各液相センサからの出力

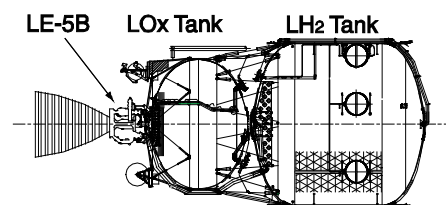


Fig.8 Perspective drawing of H-IIA Upper Stage^[9].

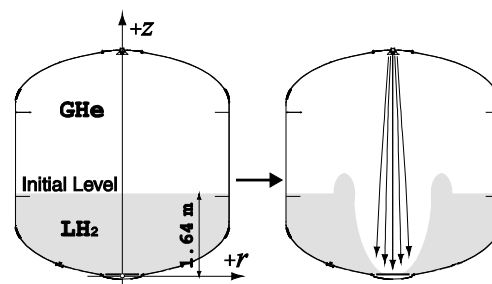


Fig.9 Schematic drawing of gas penetration during coasting flight^[9].



Fig.10 Dynamic behavior of liquid hydrogen, visualized during the pressurization in the extended engineering experiment^[9].

Left : Wavy surface and following atomization.
Right : Liquid drop coming up to the top.

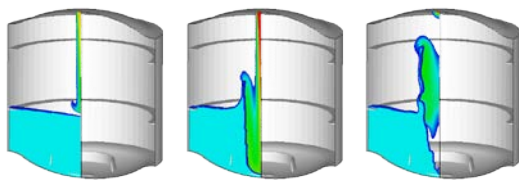


Fig.11 Computed deformation of liquid hydrogen^[9]

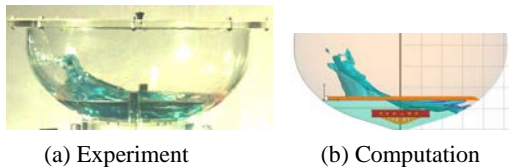


Fig.12 Sloshing with small residual (model scale)^[10]

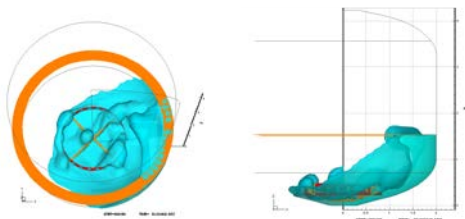


Fig.13 Computed deformation of liquid hydrogen during coasting flight of H-IIA upper stage induced by small disturbance (flight scale)

を総合した結果、Fig.9 に示すように、再着火前過渡加圧の開始後、液体水素タンクの前方ドーム頂部に位置するディフューザを通じて噴射された加圧ガスが、液面へ強く吹き付け、さらに液相をタンク底部まで貫入していたことが示唆された。実際、Fig.10 に示す再々着火予備実験中の取得映像からも、加圧ガスの噴流が液面に吹き付ける様子が明瞭に捉えられており、ディフューザの

ガス拡散性能が不十分であることが判明した。

本不具合事象の事後評価として、筆者らは、再着火前過渡加圧時の液体水素タンク内流れ場の数値解析を行った。計算では、タンク形状が一部簡略化されているものの、加圧ガスの流量と温度、系に加わる加速度などの条件は実際の飛行データと一致させ、風洞試験で計測されたディフューザ下流の速度分布を基に加圧ガスの流入境界条件を与えた。

Fig.11 に示す計算結果からは、噴射された加圧ガスの大部分が液面に吹き付け、その後、深く液体水素を貫入する様子が再現されており、ディフューザ下流の速度分布を改善する必要があることが確認された^[9]。

その後、H-IIA 2号機の打上げに先立ち、ガス拡散性能を向上させた改修型ディフューザを用いた場合の過渡加圧時の数値解析も実施し、その健全性を評価したことを付記する。

3.4 基幹ロケット上段推進系 (高度化 H-IIA)

現在、基幹ロケットの多用途化を目的として進められている H-IIA 上段推進系の高度化では、上段エンジン(LE-5B)の再々着火が計画されており、再着火から再々着火に至る長秒時慣性飛行中のタンク内残推進薬量は、タンク容積に対して数%にまで少なくなる。そのため、機体姿勢変化等による推進薬の過大なスロッシング発生や、再々着火時のアレジガス供給配管混入が懸念され、これらを防止するための対策が求められている。

この課題に対しては、Fig.12(a)に示すように、まず、数値解析の妥当性を検証するための模型タンク加振実験を実施した^[10]。具体的には、タンクの邪魔板配置の再検討を行い、水を用いた模型タンク加振実験を実施。Fig.12(b)に示すように、対応する数値解析結果が、広範な条件下において実験結果と一致することを確認した。

続いて、Fig.13 に示すように、上段推進系の慣性飛行時における実機スケールでの数値解析を実施し、低重力環境で外乱加速度が印加された際の液面挙動を予測し、タンク内邪魔板配置の妥当性を評価しつつある。

また、3.3 項で述べられた実績を活かし、基幹ロケット高度化の実飛行時には、タンク内推進薬挙動を可視化することにより、実現象の理解と数値解析手法の検証に益するデータ取得が計画されている。

3.5 軌道間輸送機 (将来輸送系)

現状、基幹ロケット(H-IIA)上段の慣性飛行時における推進薬のリテンションには、ヒドラジンスラスタによる機軸方向加速度の印加が行われてきた。また、上段推進系高度化では、ヒドラジン節約のために水素タンクからの放圧(ベント)ガスによるリテンションを採用する計画である。

しかしながら、さらなる将来、極低温上段推進系で超長秒時ミッションを行う場合には、無効推進薬の最少化が至上命題となることから、ベントリテンションの採用も難しいと判断される。

一方、軌道上で長期間に亘って運用される人工衛星の推進薬タンクでは、界面張力と濡れ性を利用した推進薬捕獲デバイスが広く採用されている。大型の極低温推進薬タンクへの適用例は未だ存在しないが、これが実現されれば、リテンション加速度の印加により消費される無効推進薬の低減に有効であると期待される。

この研究課題に対して筆者らは、Fig.14 示す落下塔(東京大学、津江・中谷研究室に設置)を用い、重力がステップ的にほぼ消失した環境で、界面張力と濡れ性に駆動される自由表面流の観察実験を実施した^[11]。実験結果の一例を、並行して実施した数値解析結果と共に Fig.15 に示す。

実験結果からは、固体壁面上で濡れが進行し、その接触線変位が界面上を伝播していく様子が見て取れる。また、進行濡れと界面張力波の伝播について、計算結果と観察された実験結果の間に良好な一致を認めることができる。界面厚を排除した今回の計算でも、界面張力波の伝播とそれに伴う界面変形を、接触線の変位までを含め、安定かつ精度良く模擬できると評価した。

加えて、比重差が殆ど変わらない非混和性2液体を用いた低ボンド(Bo)数環境を模擬した実験を実施し、併せて数値解析も試みている。Fig.16 に示す結果からは、界面張力と濡れ性を利用して捕獲される流体の液面形状を、計算でも良好に再現可能であることが確認された。今後、人工衛星ならびに上段推進系に採用される推進薬捕獲デバイスの形状検討を進める計画である。

4. 推進薬の熱流動：動き + 熱 + 相変化

極低温推進系のタンク内部は、極低温液体と比較的高温のアレジガスが共存する系であり、機体姿勢変化や推力変動に伴うスロッシングが

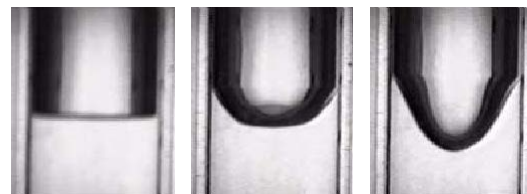
発生すると、気液間の熱交換が促進され、タンク圧を制御するのが難しくなる。従って、推進薬の流動だけでなく、相間伝熱や相変化までを含め、スロッシングに伴う圧力変動を適切に予測することも重要である。

4.1 非等温スロッシングとタンク圧制御

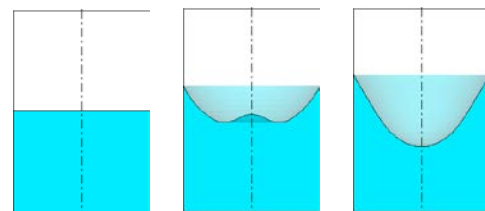
一般に、極低温推進系の設計において、ターボポンプで一旦昇圧された極低温推進薬の一部を



Fig.14 Drop tower (left) and test cylinder (right)

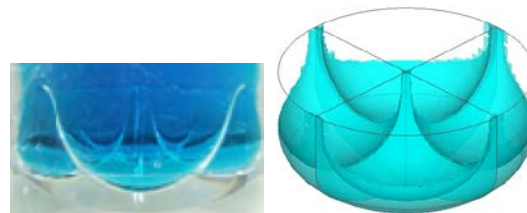


(a) Experiment



(b) Computation

Fig.15 Liquid motion in a cylinder driven by capillary force. Ethanol and poly-acrylate resin, 80 mm in diameter^[6,11].



(a) Experiment

(b) Computation

Fig.16 Liquid acquisition with vanes under low Bo number condition^[10].

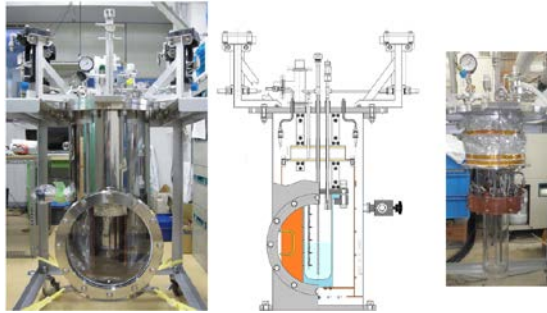


Fig.17 Super-insulated cryostat for sloshing test
Assembly (left), section view (center) and
test vessel made of polycarbonate (right).

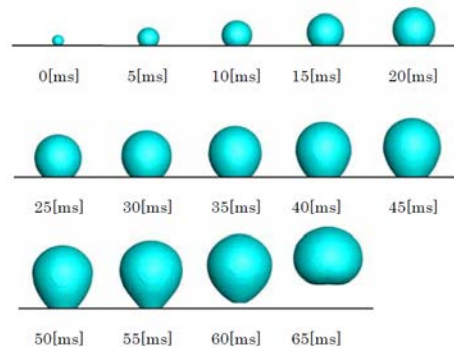


Fig.19 Bubble growth and departure^[13].

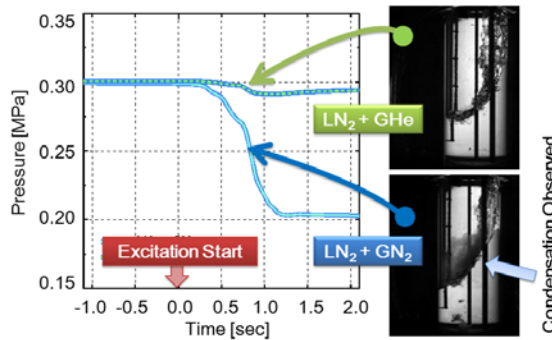


Fig.18 Dynamic motion of liquid nitrogen in a
cylinder pressurized with gaseous nitrogen or
helium and induced changes in pressure.

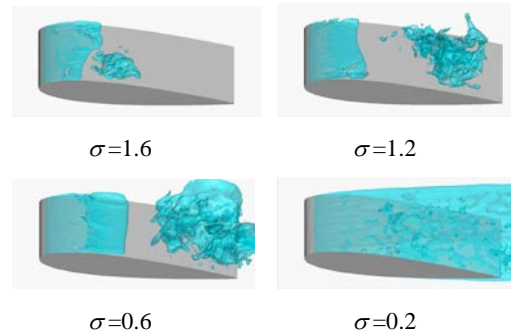


Fig.20 Cavitation around NACA0015 airfoil^[14].
Computed by interface capturing method
(CIP-LSM) : Attack angle = 8 deg.

熱交換器で昇温させてタンクに戻す「同種加圧」方式を採用すると、加圧系統の簡素化に伴う機体重量の利得がある反面、熱力学的に非平衡一成分系となるタンクの圧力制御が難しくなる。タンク圧力の急降下は、キャビテーション余裕の低下に直結し、ターボポンプ吸込性能の悪化を招くなど、推進系にとって有害である。

この研究課題に対して筆者らは、Fig.17に示す真空断熱槽(クライオスタット)を製作し、内部に設置した小型透明の密閉容器に極低温液体と常温気体を封入して、スロッシング実験を行った。具体的には、真空断熱槽を電動加振機に搭載し、水平方向に様々な非定常加速度を与えることで、液面変形が線型的応答を呈する微小な場合から、砕波を生じる大規模な場合まで、容器内部での熱交換と相変化に起因する圧力変動を計測した。同時に、真空断熱槽の観察窓を通じて容器内部の液

面挙動を高速度撮影し、加速度に駆動された自由表面流の動学的挙動と圧力変化の相関を整理するとともに、その発生機序を伝熱学的に説明することを目指している。

実際、液体窒素を用いた極低温スロッシング実験では、気体窒素による同種加圧の条件を課した場合、Fig.18に示すように、スロッシングに伴って気体窒素が急激に凝縮する様子が観察された。気体ヘリウムによる異種加圧の場合に比べて、大幅な圧力降下の発生が認められた^[12]。

4.2 相変化モデルの構築へ向けて

このような圧力変化までを含め、数値流体解析により模擬するためには、乱流熱伝達と相変化が適切に考慮されるべきである。

近年、界面捕獲法に基づく自由表面流数値解法に適した相変化モデルが考案された(梅村ら)^[13]。現在までに、筆者らは、Fig.19に示す沸騰気泡の

離脱現象^[13]や、Fig.20 に示すキャビテーション流れ^[14]への適用を試み、対応する実験結果との比較を通じて、モデルの妥当性を検証しつつある。

しかし現状では、特に砕波を伴う激しい液体揺動の場合、界面近傍の温度境界層を解像できず、圧力降下の促進効果を定量的に予測するには至っていない。一般的に見て、相変化との連成までを適切に考慮した自由表面流の数値解析は発展途上である。

5. まとめ

様々な加速度環境における推進薬管理技術の確立へ向け、実験による知見の蓄積と、自由表面流解法 (CIP-LSM)の改良を通じた取り組みを紹介した。静的あるいは動的な加速度を受けて気液間の比重差に駆動される流れと、低重力環境で界面張力と濡れ性に駆動される流れについて、動的な液面変形に注目して計算結果と実験データを比較したところ、何れの場合でも、両者の間に良好な一致を確認できた。濡れ性モデルの高度化、乱流モデルや相変化モデルの組み込みに加え、移動境界熱流動現象について手法の妥当性を評価する更なる検証などを慎重に進めることが、今後の課題である。

推進薬管理技術の構築にあたっては、流体力学や伝熱学などの様々な学理を、極低温、超高压、微小重力といった極限的条件下に展開し、そこで獲得した知見を人工物の設計に反映させなくてはならない。そのためには、分析技術(分析科学)と統合技術(設計科学)の両方が必要であり、数値流体解析をはじめとする計算力学的手法の援用が強く期待されている。同時に、現象の理解とモデリング、および、解析技術を検証するため、実験が果たす役割は拡がっており、一層重要度を増していることを強調したい。

参考文献

[1] Reynolds, W. C. and Statterlee, H. M., Liquid propellant behavior at low and zero g., The Dynamic Behavior of Liquids in Moving Containers, Abramson, H. N. (ed.), NASA SP-106 (1966), pp.387-449.
[2] Antar, B. N. and Nuotio-Antar, V. S. Fundamentals of Low Gravity Fluid Dynamics

and Heat Transfer, (1993), CRC Press, ISBN 0-8493-8913-5.

- [3] Yabe, T. and Takei, E., A new higher-order Godunov method for general hyperbolic equations, J. Phys. Soc. Japan, Vol.57 (1988), pp.2598-2601.
[4] Kunugi, T. MARS for multiphase calculation, Computational Fluid Dynamics Journal, Vol.9, No.1(2000).
[5] Sussman, M., Smereka, P. and Osher, S., A level set approach for computing solutions to incompressible two-phase flow, J. Comput. Phys., Vol.114 (1994), pp. 146-159
[6] Himeno, T., Negishi, H., Nonaka, S., Inoue, C., Watanabe, T. and Uzawa, S., Numerical Analysis of Free-surface Flows under Various Conditions in Acceleration (Improvement of CIP-LSM : CIP-based Level Set & MARS) , *Trans. JSME Ser. B*, Vol.76, No.765 (2010), pp.778-788.
[7] Working Group of Reusable Sounding Rocket., Proposal of Reusable Sounding Rocket, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency (ISAS/JAXA), (2006), (in Japanese)
[8] Himeno, T., Watanabe, T., Nonaka, S., Naruo, Y., Inatani, Y. and Aoki, H., AIAA 2007-5557.
[9] Himeno, T., Konno, A., Tsuboi, M., Fukuzoe, M., Kitayama, O. and Watanabe, T., AIAA 2002-3987.
[10] Kinefuchi, K., Saito, Y., Yamanishi, N., Sarae, W., Okita, K., Tani, N., Kobayashi, H., Himeno, T., Aoyama, T. and Kitayama, O., Proceedings of the 56th Conference on Space Science and Technology. JSASS, No.1A04 (2012).
[11] Himeno, T., Watanabe, T. and Imai, R., Numerical Analysis of Free Surface Flows Driven by Interfacial Tension Effect, Journal of the Japan Society of Microgravity Application, Vol.23, No.2(2006), pp.99-105.
[12] Himeno, T., Sugimori, D., Ishikawa, K., Umemura, Y., Uzawa, S., Inoue, C., Watanabe, T., Nonaka, S., Naruo, Y., Inatani, Y., Kinefuchi, K., Yamashiro, R., Morito, T. and Okita, K., AIAA 2011-5682.
[13] Umemura, Y., Himeno, T. and Watanabe, T., Numerical Simulation of Bubble Growth and Departure on Heat Transfer Surface, J. Jpn. Soc. Microgravity Appl. Vol. 29 No.1 (2012), pp.2-7.
[14] Ishikawa, K., Umemura, Y., Himeno, T., Watanabe, T., Tani, N., Terashima, H. and Koshi, M., Numerical Analysis on Unsteady Cavitation by Direct Interface Tracking Approach, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, (accepted)

アドバンスソフト
からの情報提供

1. 今後のセミナー予定
2. セミナー資料のダウンロード
3. アーカイブ動画のご案内

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.

今後のセミナー予定

第2回

2024年5月17日（金）
14：00～15：30

「ペプチド創薬を加速する
分子動力学シミュレーションと深層学習」
東京工業大学 情報理工学院 情報工学系
教授 秋山 泰 様

受付中

第3回

2024年6月28日（金）
14：00～15：30

「デトネーションエンジン開発状況と
シミュレーション事例の紹介」
慶応義塾大学 理工学部 機械工学科
教授 松尾 亜紀子 様

受付中

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.

下記のURLから、過去のセミナー資料をダウンロード可能です。
<https://www.advancesoft.jp/download/>



シミュレーション図書館 (資料ダウンロード) について

- 初めてご利用いただくお客さまは、「新規メンバー登録 (フォーラム会員登録)」をお願いいたします。ご登録いただきますと、いただいたメールアドレスあてにダウンロード用のログインパスワードをお知らせいたします。
- ログインパスワードをお持ちのお客さまは、お客さまのご登録されたメールアドレスと、こちらからお知らせしましたパスワードで、ログインしてください。ログイン中はどの資料もダウンロードいただけます。
- 会社案内、会社概要、開発実績は、ログイン不要でダウンロードいただけます。
- ご登録いただいたメールアドレスあてに、メールマガジンやアドバンスソフトからのご案内をお送りさせていただきます場合がございますので、ご了承ください。
- 資料に含まれている内容を、その一部でも著作権者の許諾なしに、複製、改変、配布を行うことおよびインターネット上で提供する等により、一般へ送ることは法律によって固く禁止されています。

資料カテゴリー一覧

パッケージソフトウェア▷ ナノ・バイオ 半導体 流体 管路系 二相流 防災 構造 統合環境
解析・コンサルティング▷ 防災・地震 二相流 2次電池 その他



半導体

【半導体】> セミナー資料 (アドバンスソフトの半導体デバイス、電磁波解析のご紹介 ~DX、グリーンイノベーションを加速する数値解析シミュレーション~) 20221117_all 【全体】

カテゴリー: 半導体 パッケージソフトウェア

【半導体】> セミナー資料 (半導体デバイス3次元TCADシステム Advance/TCAD 最新動向セミナー) 20181225_all 【全体】

カテゴリー: 半導体 パッケージソフトウェア

【半導体】> セミナー資料 (半導体デバイス3次元TCADシステム Advance/TCAD 製品紹介セミナー) 20190828_all 【全体】

カテゴリー: 半導体 パッケージソフトウェア

【半導体】 Advance/TCAD > セミナー資料 (オンラインセミナー「アドバンスソフトの電磁波、半導体デバイス解析のご紹介 ~IoTを支える数値解析シミュレーション~」) 20200825_all 【全体】

カテゴリー: 半導体 パッケージソフトウェア

【半導体】 Advance/TCAD > セミナー資料 (半導体デバイス3次元TCADシステム発売のご紹介セミナー)

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.

YouTubeにて、セミナーのアーカイブ動画を配信中
<https://www.youtube.com/user/advancesoft>



- 【セミナー動画】第1回 アドバンス・シミュレーション・セミナー 2023年4月21日 (金) 開催 [防災・インフラ分野でのシミュレーション] advancesoft • 0 回視聴 • 35分前
- 【セミナー動画】第10回 アドバンス・シミュレーション・セミナー 2023年1月20日 (金) 開催 [環境対策を身近に感じることができる...] advancesoft • 34 回視聴 • 2 か月前
- 【セミナー動画】第9回 アドバンス・シミュレーション・セミナー 2022年12月23日 (金) 開催 [「JAMSTECの最先端地球科学」回] advancesoft • 98 回視聴 • 3 か月前
- 【セミナー動画】第6回 アドバンス・シミュレーション・セミナー 2022年11月11日 (金) 開催 (動的破壊進展解析と大規模粒子「...



- 【セミナー動画】 NanoLabo/NeuralMD 新機能紹介セミナー 2023年4月20日 (木) 開催 advancesoft • 2 回視聴 • 6 時間前
- 【セミナー動画】 OpenModelica 活用セミナー 2022年11月30日 (水) 開催 advancesoft • 166 回視聴 • 4 か月前
- 【セミナー動画】 アドバンスソフトの半導体デバイス、電磁波解析のご紹介 ~DX、グリーンイノベーションを加速する数... advancesoft • 70 回視聴 • 4 か月前
- 【セミナー動画】 NanoLabo 新機能、新製品 NeuralMD Pro ご紹介セミナー 2022年11月10日 (木) 開催

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.



警告

このレポートに収録されている文章および内容については、ご自身のために役立つ用途に限定して無料配布しています。
このレポートを、販売、オークション、その他の目的で利用するには、著作権者の許諾が必要になります。
このレポートに含まれている内容を、その一部でも著作権者の許諾なしに、複製、改変、配布を行うことおよびインターネット上で提供する等により、一般へ送ることは法律によって固く禁止されています。