

Title	航空機を用いた微小重力実験における熱物性測定システムの最適化： 可変重力場における高温物体まわりの数値流体シミュレーション
Sub Title	Optimization of thermophysical property measurement system under microgravity condition using a parabolic flight of a jet plane : numerical simulation of fluid around a high temperature body under variable gravity field
Author	柿倉, 圭吾(Kakikura, Keigo) 日比谷, 孟俊(Hibiya, Taketoshi)
Publisher	慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科
Publication year	2010
Jtitle	
JaLC DOI	
Abstract	<p>溶接などの工業的プロセスにおいて問題となる、表面張力に及ぼす雰囲気酸素分圧の影響を明らかにするため、電磁浮遊させた熔融金属液滴に液滴振動法を適用し、雰囲気酸素分圧を制御した条件で測定を行っている。電磁浮遊法では、液滴の形状が卵形に変形し、振動周波数の解析が困難になるため、真球形状を維持できる微小重力環境の利用が最も好ましい。筆者の所属する研究グループでは、航空機を用いた微小重力実験（PFLEX 実験: Parabolic Flight Levitation EXperimental facility 実験）を行い、表面張力の酸素分圧依存性の解明を行っている。本研究では、限られた条件で行われるPFLEX実験のオペレーションをシステム工学の手法を用いて最適化することを試み、航空機実験において特有な機首引き上げ時の過重力状態が、酸素分圧制御に及ぼす効果について数値流体力学を用いて解析を行い、微小重力状態ならびに過重力のいずれにおいても利用可能なガラス管利用による酸素分圧制御法を提案した。</p> <p>第1章では、表面張力測定法、および航空機を用いた微小重力下でのPFLEX実験を実施する意義を述べる。</p> <p>第2章では、システムエンジニアリングの概念を用いて、PFLEX実験の解析を行い、実験オペレーションの最適化を行った。航空機実験で得られる微小重力環境は20秒程度と短く、解析的なオペレーションデザインが求められる。すなわち、暗黙知の形式知化である。重力加速度の変化を加味した酸素分圧制御法の検証をおこなうことが、とりもなおさず、PFLEX実験システム全体の最適化になることをあきらかにした。</p> <p>第3章では、CFD（数値流体力学）を用いて、現状の吹き付けによる酸素分圧制御が不完全であることを指摘した。また、それに代わる新たな酸素分圧制御法（ガラス管利用）を提案し、解析を行った。その結果、ガラス管を導入することにより、適切な条件下では、酸素分圧の制御性が改善されることを示した；流入ガス速度が0.05m/s より大きく0.5m/s 以下であればよい。</p> <p>第4章では、第2章と第3章に示した結果を考察し、PFLEX実験システム全体の最適化を行った。さらに、本研究で作成したPFLEX用計算コードの検証が、地上実験との比較においてなされることを示した。流体力学における相似則より、浮力対流の強度を示す無次元グラスホフ数と慣性力を示す無次元レイノルズ数の二乗の比Gr/Re^2をパラメータとして参照すれば、航空機上での可変な重力加速度と可変な流速を組み合わせることにより、雰囲気酸素分圧が制御可能な条件を適切に選択できる。本計算の妥当性が示されれば、本計算コードを用いて、PFLEX実験における流体挙動を予測できることになる。</p> <p>第5章では、本研究で得られた結果をVモデルを用いて整理した。今後の課題は、本数値計算結果を地上実験の結果と比較して妥当性を実験的に検証することである。</p>
Notes	修士学位論文. 2010年度システムデザイン・マネジメント学 第42号
Genre	Thesis or Dissertation
URL	https://koara.lib.keio.ac.jp/xoonips/modules/xoonips/detail.php?koara_id=KO40002001-00002010-0019

慶應義塾大学学術情報リポジトリ(KOARA)に掲載されているコンテンツの著作権は、それぞれの著作者、学会または出版社/発行者に帰属し、その権利は著作権法によって保護されています。引用にあたっては、著作権法を遵守してご利用ください。

The copyrights of content available on the Keio Associated Repository of Academic resources (KOARA) belong to the respective authors, academic societies, or publishers/issuers, and these rights are protected by the Japanese Copyright Act. When quoting the content, please follow the Japanese copyright act.

修士論文

2010 年度

航空機を用いた微小重力実験における
熱物性測定システムの最適化
—可変重力場における高温物体まわりの
数値流体シミュレーション—

柿倉 圭吾

(学籍番号：80933107)

指導教員 日比谷 孟俊

2011 年 3 月

慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科

システムデザイン・マネジメント専攻

Optimization of Thermophysical Property
Measurement System
under Microgravity Condition
Using a Parabolic Flight of a Jet Plane
- Numerical Simulation of Fluid around a High
Temperature Body under Variable Gravity Field -

Keigo KAKIKURA

(Student ID Number : 80933107)

Supervisor Taketoshi HIBIYA

March 2011

Graduate School of System Design and Management,

Keio University

Major in System Design and Management

論 文 要 旨

学籍番号	80933107	氏 名	柿倉 圭吾
論文題目： 航空機を用いた微小重力実験における熱物性測定システムの最適化 —可変重力場における高温物体まわりの数値流体シミュレーション—			
<p>(内容の要旨)</p> <p>溶接などの工業的プロセスにおいて問題となる、表面張力に及ぼす雰囲気酸素分圧の影響を明らかにするため、電磁浮遊させた熔融金属液滴に液滴振動法を適用し、雰囲気酸素分圧を制御した条件で測定を行っている。電磁浮遊法では、液滴の形状が卵形に変形し、振動周波数の解析が困難になるため、真球形状を維持できる微小重力環境の利用が最も好ましい。筆者の所属する研究グループでは、航空機を用いた微小重力実験（PFLEX 実験：Parabolic Flight Levitation EXperimental facility 実験）を行い、表面張力の酸素分圧依存性の解明を行っている。本研究では、限られた条件で行われる PFLEX 実験のオペレーションをシステム工学の手法を用いて最適化することを試み、航空機実験において特有な機首引き上げ時の過重力状態が、酸素分圧制御に及ぼす効果について数値流体力学を用いて解析を行い、微小重力状態ならびに過重力のいずれにおいても利用可能なガラス管利用による酸素分圧制御法を提案した。</p> <p>第1章では、表面張力測定法、および航空機を用いた微小重力下での PFLEX 実験を実施する意義を述べる。</p> <p>第2章では、システムエンジニアリングの概念を用いて、PFLEX 実験の解析を行い、実験オペレーションの最適化を行った。航空機実験で得られる微小重力環境は 20 秒程度と短く、解析的なオペレーションデザインが求められる。すなわち、暗黙知の形式知化である。重力加速度の変化を加味した酸素分圧制御法の検証をおこなうことが、とりもなおさず、PFLEX 実験システム全体の最適化になることをあきらかにした。</p> <p>第3章では、CFD（数値流体力学）を用いて、現状の吹き付けによる酸素分圧制御が不完全であることを指摘した。また、それに代わる新たな酸素分圧制御法（ガラス管利用）を提案し、解析を行った。その結果、ガラス管を導入することにより、適切な条件下では、酸素分圧の制御性が改善されることを示した；流入ガス速度が 0.05 m/s より大きく 0.5 m/s 以下であればよい。</p> <p>第4章では、第2章と第3章に示した結果を考察し、PFLEX 実験システム全体の最適化を行った。さらに、本研究で作成した PFLEX 用計算コードの検証が、地上実験との比較においてなされることを示した。流体力学における相似則より、浮力対流の強度を示す無次元グラスホフ数と慣性力を示す無次元レイノルズ数の二乗の比 Gr / Re^2 をパラメータとして参照すれば、航空機上での可変な重力加速度と可変な流速を組み合わせることにより、雰囲気酸素分圧が制御可能な条件を適切に選択できる。本計算の妥当性が示されれば、本計算コードを用いて、PFLEX 実験における流体挙動を予測できることになる。</p> <p>第5章では、本研究で得られた結果を V モデルを用いて整理した。今後の課題は、本数値計算結果を地上実験の結果と比較して妥当性を実験的に検証することである。</p>			
キーワード (5 語) 最適化オペレーション、微小重力実験、熱物性測定、表面張力、数値流体シミュレーション			

SUMMARY OF MASTER'S DISSERTATION

Student Identification Number	80933107	Name	Keigo KAKIKURA
<p>Title</p> <p style="text-align: center;">Optimization of Thermophysical Property Measurement System under Microgravity Condition Using a Parabolic Flight of a Jet Plane</p> <p style="text-align: center;">- Numerical Simulation of Fluid around a High Temperature Body under Variable Gravity Field -</p>			
<p>Abstract</p> <p>In order to reveal the dependence of oxygen partial pressure on molten metal surface tension, we measure that adopting the droplet vibration method to the electromagnetic levitated droplet under oxygen partial pressure controlled condition. For the electromagnetic levitation method, droplet deforms to egged-shape thus frequency analysis becomes difficult. Therefore measurement under microgravity condition is needed which the droplet can be sphere as an initial shape. Our research group carries out the surface tension measurement under microgravity condition using a parabolic flight of a jut plane (PFLEX experiment; Parabolic Flight Levitation EXperiment al facility). In this study, we optimize the PFLEX experiment which is carried out in the limited condition by system engineering concept. And we analyze how the gravity change affects the oxygen partial pressure control by CFD (Computational Fluid Dynamics), which is particular phenomenon in a parabolic flight experiment because of the control of the pitch angle of an aircraft. As a result, we suggest the oxygen partial pressure control method which can adopt to the any condition of PFLEX experiment; under 1.5 G and microgravity conditions.</p> <p>Chapter 1, surface tension measurement method and needs of PFLEX experiment are mentioned.</p> <p>Chapter 2 is described the optimization of the PFLEX experiment from the system engineering viewpoint. Because we obtain only 20 seconds microgravity condition in PFLEX experiment. As a result, it is found that optimization of the oxygen partial pressure control leads the optimization of whole PFLEX experiment system.</p> <p>Chapter 3 deals with the verification of the oxygen partial pressure control using CFD. Then the present control is not enough to control and observe that. Furthermore, we suggest the new control method and verify that. As a result, it is found that the oxygen partial pressure control assures under appropriate condition; inlet gas speed range is within 0.05 m/s to 0.5 m/s.</p> <p>Chapter 4, the results of Chapter 2 and 3 are discussed and optimize the PFLEX experiment system. And it is found that the calculation program is possible to be verified with ground-based experiment result. The ratio of Grashof number and square of Reynolds number enables us to decide the appropriate inlet gas speed. If the program is verified, we can predict the fluid behavior aboard the aircraft.</p> <p>Chapter 5, the results of study are arranged by Vee model. As a future work, we should verify the calculation program with the ground-based experiment.</p>			
<p>Key Word(5 words)</p> <p>Optimization of operation, Microgravity experiment, Thermophysical Property Measurement, Surface tension, Computational Fluid Dynamics</p>			

目次

1. 緒言	1
1.1. 表面張力測定の意義.....	1
1.2. 表面張力測定方法	4
1.2.1. 従来の表面張力測定法	4
1.2.2. 電磁浮遊法と液滴振動法を用いた表面張力測定手法.....	4
1.3. 航空機を用いた微小重力実験	7
1.4. 地上実験と航空機実験の相違点	8
1.5. 研究目的.....	10
2. PFLEX 実験システムデザイン	11
2.1. PFLEX 実験の詳細.....	11
2.2. 測定中の重力加速度の変化.....	13
2.3. PFLEX System の解析.....	14
2.3.1. PFLEX 実験のオペレーションチャート	14
2.3.2. PFLEX 実験のアーキテクチャ.....	15
2.3.3. 最適化可能なイベントの選定	16
2.4. 酸素分圧コントロール法の検証と新モデルの提案	18
3. 数値解析.....	21
3.1. 緒言	21
3.1.1. 現状の酸素分圧コントロール法	21
3.2. 提案モデル	23
3.3. 支配方程式.....	25
3.3.1. 有次元支配方程式	25
3.3.2. Boussinesq 近似	25
3.3.3. 無次元支配方程式	26
3.4. 境界条件.....	27
3.5. 離散化手法	28
3.6. 結果と考察.....	28
3.6.1. 定常状態への収束判断	29
3.6.2. $Re = 141$ の解析 (Case A – Case C)	30
3.6.3. $Re = 14$ の解析 (Case D – Case F)	31
3.6.4. Re 数の違いによる比較	31
4. 最適化	41
5. 結言	43
Appendix 1. HSMAC 法.....	45
Appendix 2. 数値モデルの決定	49

Appendix 3.	数値モデルの信頼性検証	51
参考文献.....		53

1. 緒言

1.1. 表面張力測定の意味

表面張力 (σ : J/m²) は、液体と気体の境界に存在する単位面積あたりの Helmholtz の自由エネルギーである。感覚的には次のように説明できる；液体内部の分子は、互いの分子間力で全方向に引っ張り合いバランスを保っているが、気体と接する分子は、内部の分子に比べて半分の分子が力を余している。そのエネルギーが表面張力である。一般に、低温ほど表面張力の値は大きく、高温になるほど、表面張力の値は小さくなる。

熔融金属の表面張力は、周囲の汚れ (Contamination) に敏感である。第 16 族元素は、金属表面に対して表面活性元素となる。特に、常温で気体として存在する酸素は、熔融金属の表面張力測定において注意が必要な元素である。Szyszkowski は、Langmuir の等温吸着式と Gibbs の吸着等温式から、酸素吸着による表面張力の低下を理論的に以下のようにモデル化した；

$$\sigma = \sigma^p - RT\Gamma_o^{\text{SAT}} \ln(1 + K_{\text{ad}} a_o). \quad (1.1)$$

ただし、 σ [N/m²] は温度および P_{O_2} に依存した表面張力、 σ^p [N/m²] は酸素分圧の影響を受けない表面張力、 R [J/m²] はガス定数、 T [K] は温度、 Γ_o^{SAT} [mol/m²] は飽和酸素吸着量、 K_{ad} は酸素吸着平衡定数、 a_o は酸素活量を示す。ここで、Sieverts の法則に従うと、酸素活量 a_o は、熔融金属周囲の酸素分圧を P_{O_2} とすると、

$$a_o \propto \sqrt{P_{O_2}} \quad (1.2)$$

という関係が導かれる。よって、式 (1.1) の右辺第 2 項は、温度および酸素分圧の従属関数であることがわかる。

これまで金属の表面張力は、物質と物質表面温度に依存していると実験報告がなされてきた。しかし、その測定データには測定者によって大きなばらつきがあった。その理由は、金属表面の雰囲気酸素分圧の影響であった。金属の雰囲気酸素分圧が表面張力に影響を及ぼすことは式 (1.1) に見られるように、理論的に知られていた。しかし、汚れに敏感な表面張力測定において雰囲気酸素分圧をコントロールした測定困難である。そのために、式 (1.1) に従った表面張力値の測定は、なされていなかった。

ところが近年、熔融金属を他の物質に接触させずに表面張力を測定する技術が確立されたことにより、汚れを無視した表面張力測定が可能になった。無容器浮遊を実現する手法の一種である電磁浮遊法 (EML: Electromagnetic Levitation Method) および液滴振動法

を用いた表面張力の測定手法を用いることで、表面張力の雰囲気酸素分圧依存性が実験的に確かめられた¹⁾。

Figure 1.1 に銀の場合の表面張力の温度係数・雰囲気酸素分圧依存性を測定した結果を示す²⁾。雰囲気酸素分圧が低い場合 ($P_{O_2} = 10^{-21}$ Pa)，表面張力は温度上昇にともない直線的に単調減少する。逆に，雰囲気酸素分圧が高い場合 ($P_{O_2} = 10^2$ Pa)，表面張力は温度上昇にともないブーメラン型の曲線を描く。この結果は，金属表面に存在する酸素分子の吸着・脱着により説明できる。

一般に，酸素分子が表面に吸着・脱着すると，金属表面の表面エネルギーが変動する。金属表面に酸素分子が吸着すると，表面エネルギーが減少する。表面エネルギーが，酸素分子との結合に使われるためである。一方，金属表面から酸素分子が脱着すると，結合に使われていた表面エネルギーが余り，表面エネルギーが増加する。吸着と脱着は，金属表面温度に依存し，温度が上昇するに従って，脱着する。Figure 1.1 における， $P_{O_2} = 10^2$ Pa の結果（ブーメランカーブ）の場合，およそ 1200 K から 1500 K の範囲で上記の原理に従っていることがわかる；温度上昇にともない，酸素分子が脱着し，その結果表面張力が増加している。しかし，1500 K を超えた温度領域では，温度上昇にともない，表面張力の値が減少している。これは，およそ 1500 K において，金属表面から酸素分子が完全に脱着し，それ以降は，温度上昇にともない表面エネルギーが増加することはないためである。温度上昇にともない，表面張力の値が減少している理由は，もう一方の結果 ($P_{O_2} = 10^{-21}$ Pa の場合) の原理により説明できる。 $P_{O_2} = 10^{-21}$ Pa の結果の場合，全温度領域において表面

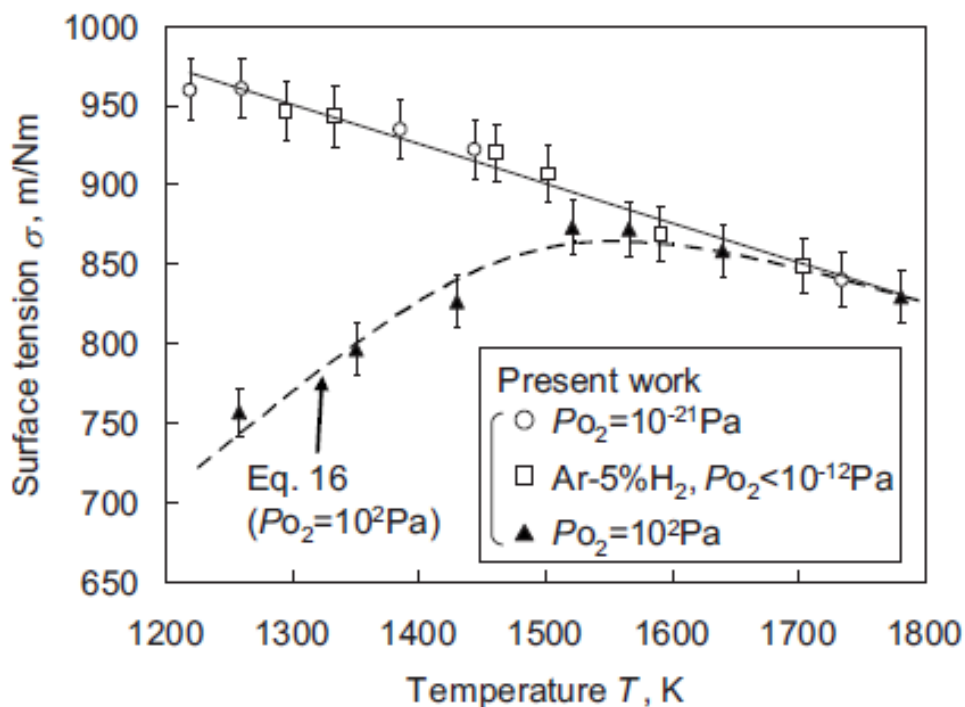


Figure 1.1: The surface tension dependence on oxygen partial pressure¹⁾.

張力の値が，単調減少している．これは，全温度領域において，酸素の吸着がなく，いわば，純粋な表面張力の挙動を示していることになる；表面張力は，低温では大きく，高温では小さいという性質．

表面張力の温度・酸素分圧依存性を明らかにすることで，融けた金属をあつかう溶接工程の発展に貢献がある．Lu らは，雰囲気酸素分圧が高い場合，溶接プールは深くなり，雰囲気酸素分圧が低い場合には溶接プールが浅くなることを実験的に示した²⁾．Figure 1.2 (a) は，異なる雰囲気酸素分圧を与えた場合のおおのの溶接プールの断面図を示す．アーク溶接の接触点は，図の中心であり，最も高温となる．また，図中の記号 a から f にいくにしたがって，酸素分圧が高くなっている．a から d までは，酸素分圧が高くなるにしたがって，溶接プールが深くなっている．酸素分圧が低い場合 (a) は，温度上昇とともに表面張力が減少するため，高温となるアーク接触点が最も表面張力の低い点となる．そのため，接触点以外の低温の点に向かって表面の流体は流動する (Figure 1.2 (b)-(a)) ．一方，酸素分圧が高い場合 (d) は，温度上昇とともに表面張力が増加するため，高温となるアーク接触点が最も表面張力の高い点となる．そのため，接触点以外の表面の低温の流体は，アーク接触点に向かって流動する (Figure 1.2 (b)-(b)) ．e および f の場合は，これまでに記した原理では説明がつかない．その理由は，これら二つの結果は，金属表面に酸化被膜が形成されているため，酸素の吸着・脱着による説明が意味をなさないことによる．これらの結果は，雰囲気酸素分圧のコントロールにより，溶接プールの形状をコントロールでき

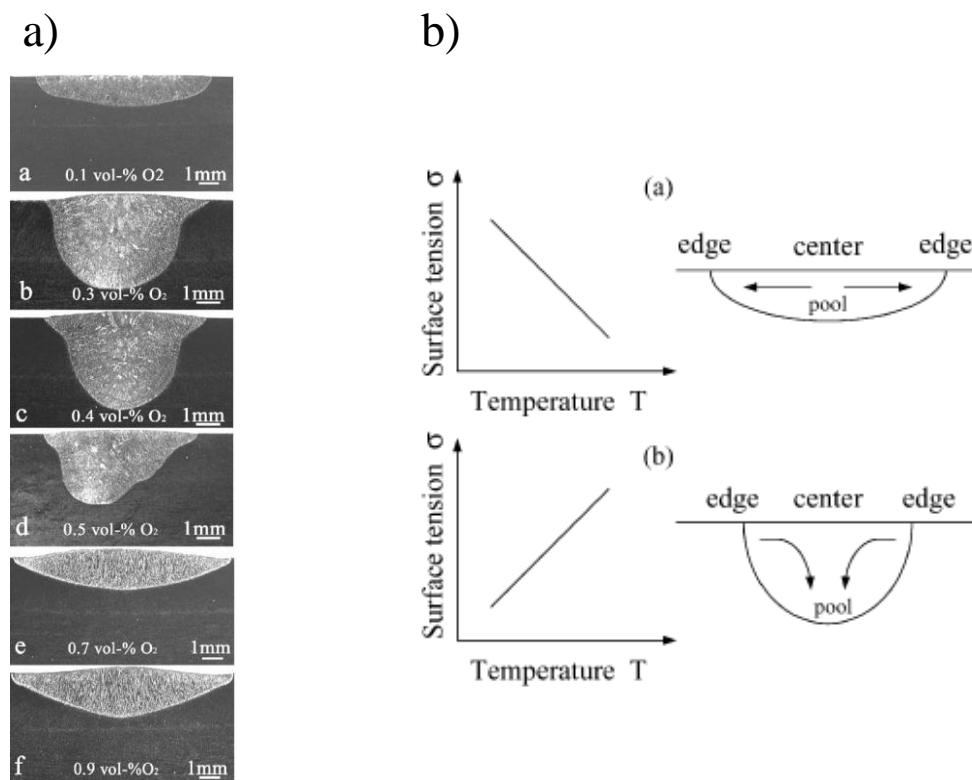


Figure 1.2: The surface tension dependence on oxygen partial pressure²⁾.

ることを導くものである。

以上の現象を実験的・数值的に解析・検証・応用する場合、温度・雰囲気酸素分圧に依存する正確な表面張力値が事前に得られていることが必要である。そのため、表面張力の酸素分圧依存性を解明することは、意義のあるものであると言える。

1.2. 表面張力測定方法

1.2.1. 従来の表面張力測定法

表面張力の測定は古くから行われており、測定法として、静滴法 (Sessile drop method)、懸滴法、回転法などがある。たとえば静滴法とは、基盤の上に液滴をのせ、その幾何学的形状から表面張力を算出する方法である。この方法の利点としては、測定実験が容易で、雰囲気酸素分圧の制御が可能であることが挙げられる。一方、欠点としては、測定する液滴と基盤が接触しているため、広い温度領域での表面張力測定ができないことが挙げられる。なぜなら、液滴が高温になれば、基盤との化学反応で表面が侵され、正確な表面張力の値が測定できないことになる。これは、汚れ (Contamination) に敏感な表面張力測定において、致命的な欠点となる。

そこで、基盤などの他の物体と接触することなく測定を行なうことが望まれる。以下に、電磁浮遊法と液滴振動法を用いた表面張力の測定手法を述べる。

1.2.2. 電磁浮遊法と液滴振動法を用いた表面張力測定手法

電磁浮遊法とは、ローレンツ力により導電性金属を浮遊させ、ジュール熱により金属を溶解させる技術である。Figure 1.3 に示すように、金属試料下方に設置されたコイルに高周波交流電流を流すことにより、試料周辺に高周波交流磁場を形成させる。その結果、導電性金属試料表面には渦電流が印加される。複数の渦電流は、それぞれ相殺され、実質的に、金属資料円周上にループ状の電流を流すこととなる。その結果、コイルにより形成され

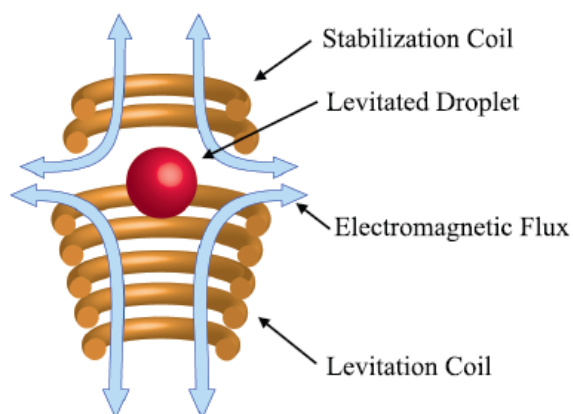


Figure 1.3: Schematic of electromagnetic levitation method.

た磁場と金属円周上の電流のローレンツ力により金属試料が浮遊する．また，固体金属に誘導電流が流れることにより，ジュール熱の影響で熔融金属となる．

液滴振動法とは，熔融金属液滴の表面振動を観測することで，表面張力を算出する方法である．表面張力，熔融金属質量，熔融金属の振動周数をそれぞれ γ [N/m²], M [kg], ν_R [s⁻¹]とすると，表面張力 γ は次式であらわされる³⁾；

$$\nu_R^2 = \frac{l(l-1)(l+2)}{3\pi} \frac{\sigma}{M}, \quad \text{where } l \in \mathbb{Z}. \quad (1.3)$$

ただし，任意の l に対し $|m| \leq l$ の振動パターンが存在するが，振動の対象性のために，振動数は一つに縮退する．振動数が 0 にならない l の最小値は 2 であり，この場合の振動数を Rayleigh 振動周波数と呼ぶ．この場合，式 (1.3) に $l=2$ を代入し，変形すると，

$$\gamma = \frac{3\pi M}{8} \nu_R^2 \quad (1.4)$$

を得る．この式を用いれば，液滴質量およびその振動周波数を測定することで，表面張力が算出されることになる．

ところが， ν_R の観測は理想的な環境のもとでのみ可能であるという制約がある；振動のための復元力が表面張力のみであることを理想的であると定義する．すなわち，液滴の振動周波数 ν_R が一つの振動周波数に縮退している必要がある．重力や磁場の外力により，振動の初期状態が球からずれると，それら外力が復元力に影響を与え，縮退を確認することができない．そのため，式 (1.3) を用いて表面張力を測定することができる環境は，唯一，無重力環境であるといえる．

Figure 1.2 の実験は，地上で行われた実験であるため，振動の縮退を確認することができず，補正を施した結果である．式 (1.4) 中の Rayleigh 振動周波数は，球を初期状態とする液滴の振動周波数である；復元力が表面張力のみの場合に適用可能である．よって，重力により液滴の初期状態が卵形となる環境では，縮退を確認できない．そのため，複数観測される振動周波数から，以下の補正式を用いて Rayleigh 振動周波数を理論的に導き，式 (1.4) を用いて表面張力を算出している⁴⁾；

$$\nu_R^2 = \frac{1}{5} \sum_{m=-2}^2 \nu_{2,m}^2 - \nu_t^2 \left[1.9 - 1.2 \left(\frac{z_o}{a} \right)^2 \right] \quad \text{where } z_o = \frac{g}{8\pi^2 \nu_t^2}. \quad (1.5)$$

ただし， $\nu_{2,m}$ は球面調和関数における $l=2$ モードの振動周波数， ν_t は重心移動振動周波数， a は球の場合の試料半径である．Cummings ら⁴⁾ が導いた式 (1.5) は，理論的に導かれた式であり，その実験的検証はいまだなされていない．

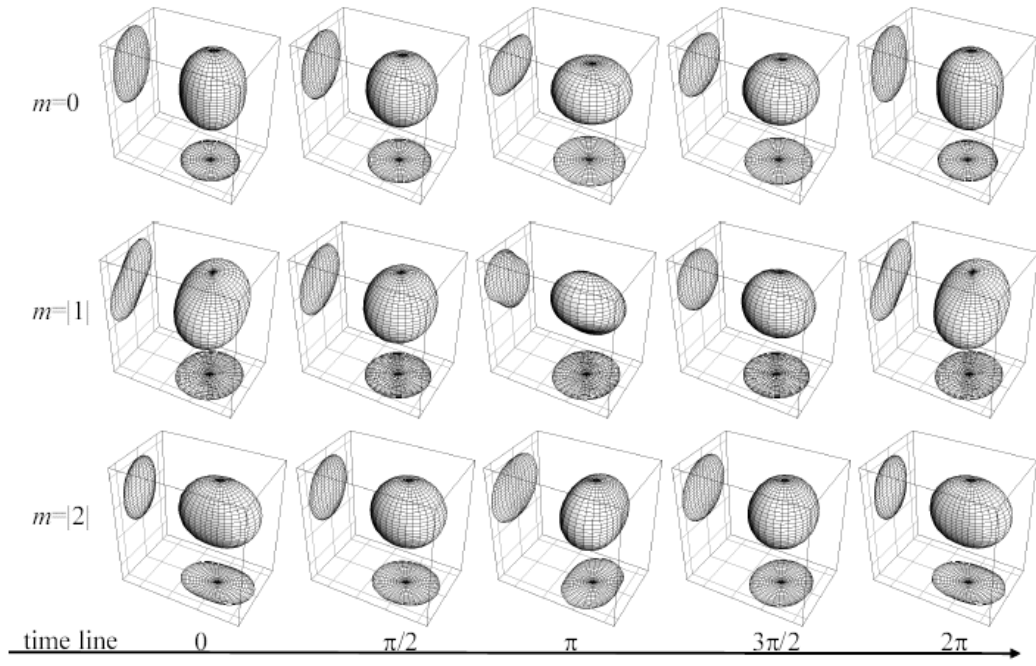


Figure 1.4: Air view of levitated droplets that oscillate each one cycle of $l = 2$, $m = 0$, $|1|$, $|2|$ modes.

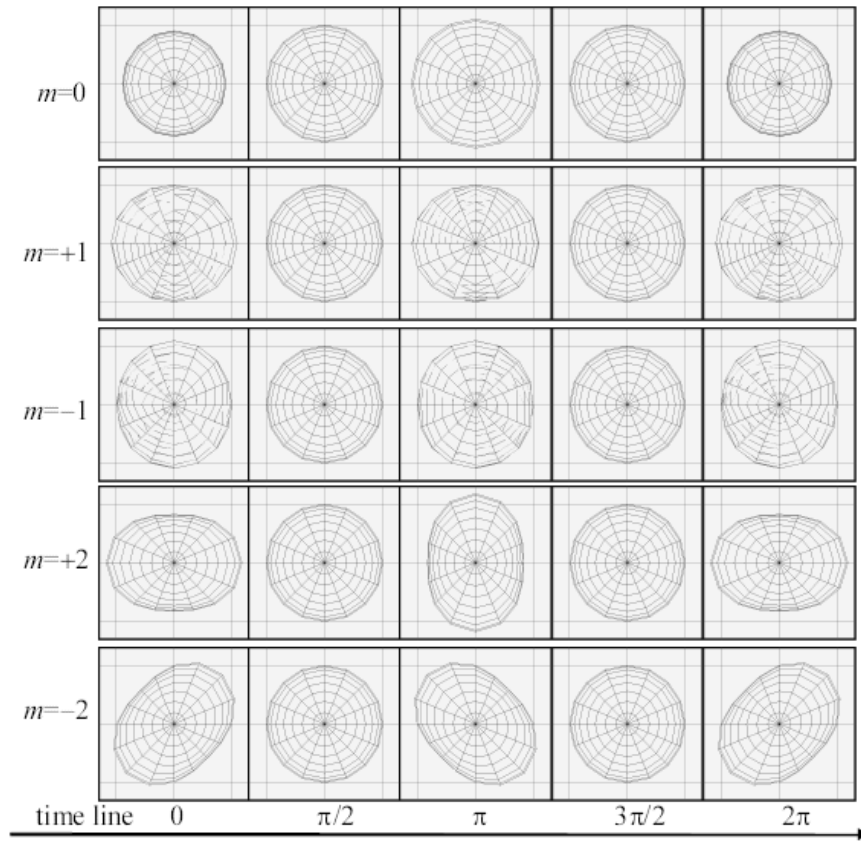


Figure 1.5: Top view of levitated droplets that oscillate each one cycle of $l = 2$, $m = 0$, ± 1 , ± 2 modes.

1.3. 航空機を用いた微小重力実験

補正式を用いないで表面張力を算出することおよび補正式の信頼性の確保のため、微小重力環境下で実験を行うことが望ましい。本研究では、複数ある微小重力実験手段の中から、航空機を用いた微小重力環境下で、表面張力の酸素分圧依存性を測定する。

微小重力環境を用いた実験（微小重力実験）手段として、国際宇宙ステーション（ISS: International Space Station）、スペースシャトル、小型観測ロケット、航空機、落下塔を用いる手段が確立されている。ISS は、高度 500 km 付近の地球周回軌道を飛行しており、常に自由落下し、微小重力環境を得ている。スペースシャトル、小型観測ロケットも ISS と同様に、いずれも大気圏外において機体を自由落下させ微小重力環境を得ている。一方、航空機を用いた実験では、ISS などと違い、大気圏内で機体を放物線運動させることにより微小重力環境を得ている。すなわち、空気抵抗を受けながら微小重力環境を得ている。落下塔を用いた実験では、真空中もしくはガスで満たされた塔の中を、供試体を搭載したカプセルが自由落下し、得られた微小重力環境下で実験を行う。

Table 1.1 は、これら 5 つの手段の利点・欠点を比較した表である。比較する対象は以下のとおりである。

- a. **重力加速度の操作**：対象の手段で、複数の重力加速度を生じさせ、その環境下で実験が可能かどうか、
- b. **人による実験操作**：対象の手段における実験中、実験担当者が器材とともに搭乗し、実験操作がかのうであるかどうか、
- c. **質**：得られる重力加速度の値、
- d. **測定時間**：得られた重力加速度下で実験可能な時間、
- e. **搭載装置容量**：搭載できる実験器材の大きさ。

a. 重力加速度の操作では、航空機のみが操作可能である。航空機は、水平飛行している航空機を加速させ、機首を上に向け推力を断つことにより放物線飛行を行っている。そのため、機首の突入角度を変えることで、機体に生じる空気抵抗を操作し、重力加速度を変化させることができる。

Table 1.1: Comparison between ways of microgravity experiment from 6 viewpoints.

	ISS	スペースシャトル	小型ロケット	航空機	落下塔
重力加速度の操作*	不可	不可	不可	可	不可
人による実験操作**	有人	有人	無人	有人	無人
質	$<10^{-4} G$	$\sim 10^{-4} G$	$<10^{-4} G$	$10^{-2} \sim 10^{-3} G$	$<10^{-4} G$
測定時間	数年	7～14日	6～15分	20 秒	3～10秒
搭載装置容量	150 m ³	2.5 m ³	3 m ³	1 m ³	0.1 m ³

b. 人による実験操作では、ISS、スペースシャトル、航空機による実験で可能である。これらを用いた実験では、実験装置とともに実験担当者が搭乗することが可能であるからである。利点として、実験担当者が微小重力時間中に操作が可能であれば、自動化されたオペレーションよりも複雑で高い要求を満たすオペレーションが可能となることがあげられる。一方欠点として、人の介入により、実験オペレーションが複雑になり、測定の実現に対してリスクを負うことがあげられる。

c. 質では、落下塔による実験が最も良質な微小重力環境を得ることができ、航空機による実験が最も質が悪い。落下塔による実験が最も良質である理由は、実験装置を真空中で落下させ微小重力環境を得ることで、他の手段では無視することができない空気抵抗を無視することができるためである。空気抵抗の影響を受ける微小重力実験手段は、大気圏内で自由落下をする航空機を用いたもののみである。そのため、重力加速度の質が他に比べて悪い。

d. 測定時間では、ISS が数年単位の実験が可能である。一方、落下塔は 3-10 秒程度、航空機は 20 秒程度しか微小重力環境を得ることができない。この測定時間の制約は、地上実験と航空機実験との間に存在する大きな制約の一つである。

e. 搭載装置容量では、ISS が 150 m^3 もの装置搭載を許容しているのに対し、落下塔では、 0.1 m^3 と制約がある。

この中で、航空機を用いた実験は、重力加速度の質および測定時間の面で他の手段に劣るものの、どのクライテリアにおいてもバランスの良い手段であると言える。

1.4. 地上実験と航空機実験の相違点

地上実験と航空機実験では、測定時間、重力加速度、印加するローレンツ力、酸素分圧コントロール法が異なる。測定時間は、地上実験では、数時間のオーダーで実験が可能であり、航空機実験では、20 秒程度の時間しか得られない。重力加速度は、地上実験では $g = 1 \text{ G}$ ($G = 9.81 \text{ m/s}^2$) であり、航空機実験では、 $g = 10^{-2} \text{ G}$ 程度である。重力加速度の

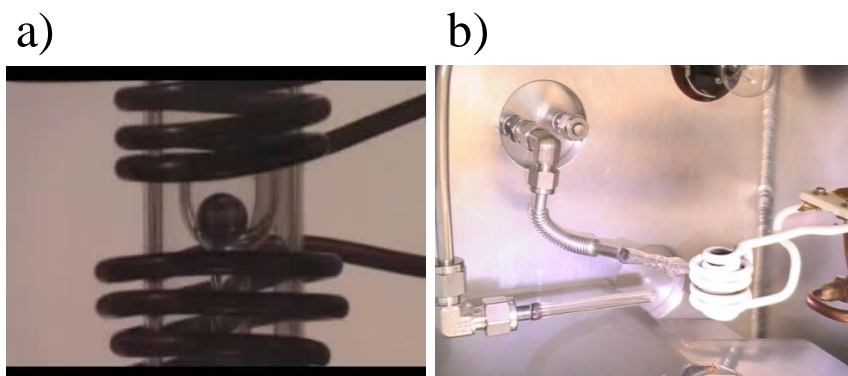


Figure 1.6: Method for changing the new sample after a parabolic flight. The 16 samples have been placed at the 16 sample holders.

違いにともない、印加すべきローレンツ力は、地上実験では重力と相殺するだけのローレンツ力を与えなければならない、航空機実験では、ほぼ与えなくて済む。ただし、試料のポジショニングのために、一定のローレンツ力を与えている。酸素分圧のコントロール法においては、Figure 1.6 に示す違いがある。地上実験 (Figure 1.6 (a)) では、試料雰囲気酸素分圧をコントロールするために、コイル内にガラス管をとおり、上方からコントロールされたガスを流している。一方、航空機実験 (Figure 1.6 (b)) では、コイルの外側からコントロールされたガスを流し、コイル内にある試料まわりの雰囲気酸素分圧をコントロールしている。その理由は、航空機実験におけるオペレーションの制約に由来する。

航空機実験は、一度離陸してから着陸するまでに 16 回の放物線飛行を行う；表面張力の測定が 16 回行える。そのため、密閉されたチャンバー内の回転試料台 (Sample holder) にあらかじめ 16 個の試料を設置し、オペレータのボタン操作で、試料台の回転、試料のコイル中心への移動を行なっている (Figure 1.7)。このように、半自動的に試料交換を行うために、現状の小口径のコイルには、地上実験のようにガラス管をとおすことができない；試料台とコイルが干渉するため。その代替案としてコイル外側からコントロールされたガスを吹き付ける機構 (吹き付け機構) を採用している。

これら 4 つの違い (測定時間、重力加速度、ローレンツ力、雰囲気酸素分圧コントロール法) は必ずしも地上実験における検証でまかなえるものではない。そのため、航空機実験における微小重力環境を用いて検証したり、数値シミュレーションを用いて検証したりする必要がある。重力加速度の違いによる様々な影響 (ローレンツ力や試料の加熱時間など) の検証は、実際に航空機実験の際に実験担当者が感覚的に検証を行なっている；感覚的な検証は必ずしも信頼性の欠如を導くものなく、加熱の操作や試料の溶解状況などは、人間の目視による検証が最も信頼性の高いものになり得る。一方、雰囲気酸素分圧コント

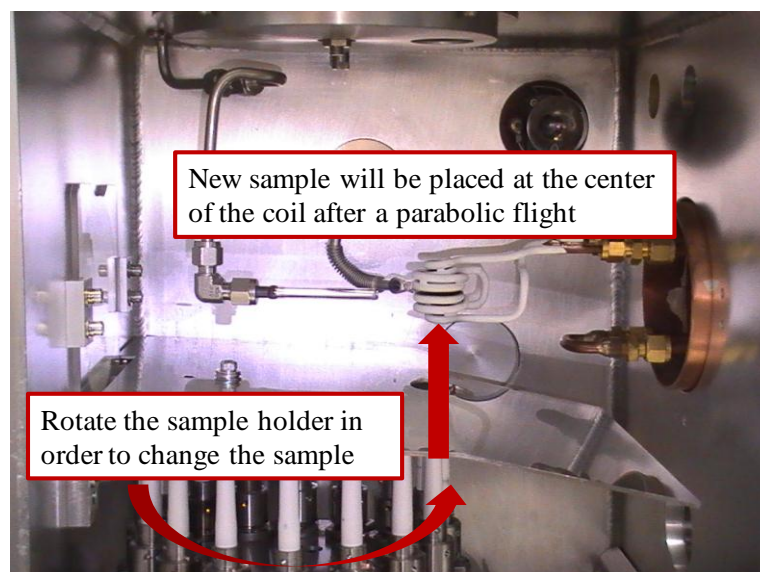


Figure 1.7: Method for changing the new sample after a parabolic flight. The 16 samples has been placed at the 16 sample holders.

ロール法の検証は、航空機実験においても地上においても検証がなされておらず、検証が必要な要素の一つであると言える。

1.5. 研究目的

本論文の目的は、以下の 2 つである；

- 1) これまで感覚的になされてきた航空機実験システムの検証を解析的に検討し、表面張力の酸素分圧依存性の測定結果が実験システムからみて信頼できるものであるかどうかを判断すること。すなわち、暗黙知を形式知化し、トレーサビリティを与えることにより、信頼性を高めること；Verification,
- 2) 検証の結果、測定時間に対して最適化が可能である場合、その最適化手法を提案すること；Optimization.

最後に、Figure 1.8 に本研究の研究グループ内での立場を Vee model に従って示す。

研究グループ全体の研究目的は、表面張力の酸素分圧依存性を解明することである。それを地上実験と航空機実験の二つの System により解明するものとする。さらに、航空機実験は、実験装置と測定手法という二つの Subsystem に分解した。それら二つに共通する部分として、酸素分圧コントロール法を抽出した。

提案した酸素分圧のコントロール手法は、数値シミュレーションにより検証する (Verification)。さらに、提案したコントロール手法が実際の実験環境に適合するかどうかの検証は航空機実験により検証される (Verification)。最後に、提案手法で得られた表面張力の値を地上実験のものと比較し、妥当性を判断する (Validation)。

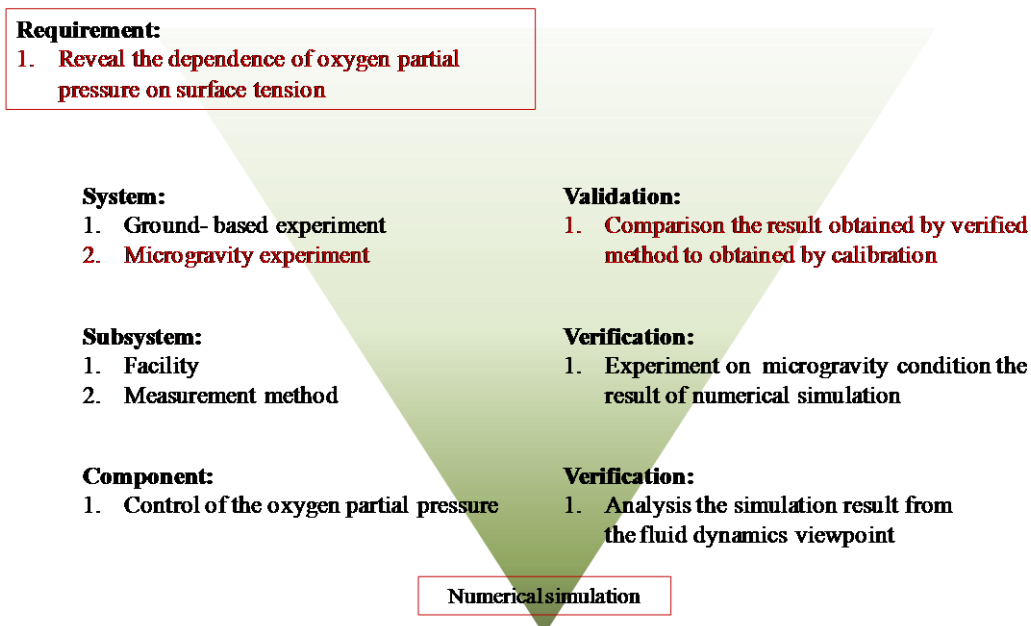


Figure 1.8: Vee model of the PFLEX system design.

2. PFLEX 実験システムデザイン

本章では、航空機の放物線飛行を用いた熱物性測定実験；PFLEX（Parabolic Flight Levitation Experimental Facility）をシステムエンジニアリングの概念を用いて解析し、検証を行い、最適化の余地の有無を確認する。

はじめに、PFLEX 実験で用いる装置および測定の概要を示し、次に、それらを重力加速度の Viewpoint から解析し、検証・最適化を試みる。

2.1. PFLEX 実験の詳細

PFLEX（Parabolic Flight Levitation Experiment Facility）実験とは、航空機の放物線飛行を用いて得た微小重力環境下で、電磁浮遊法を用いて表面張力を測定する実験の呼称である。

航空機の放物線飛行により微小重力環境を発生させる原理を Figure 2.1 に示す。まず航空機は、放物線飛行を行うに足る速度を得るために、機首を下げ加速する(Shallow down)。その後、機首を上げ（1.5 G 環境を遷移することになる）、放物線飛行に入る。ただし、図では、2.0 G まで重力加速度が大きくなっている；航空機は、Shallow down の加速をコントロールすることにより、放物線飛行突入の際の初速度をコントロールできるが、そのためには、機首上げの際の加重が大きくなり、実験環境に大きく影響を与える。約 20 秒間程

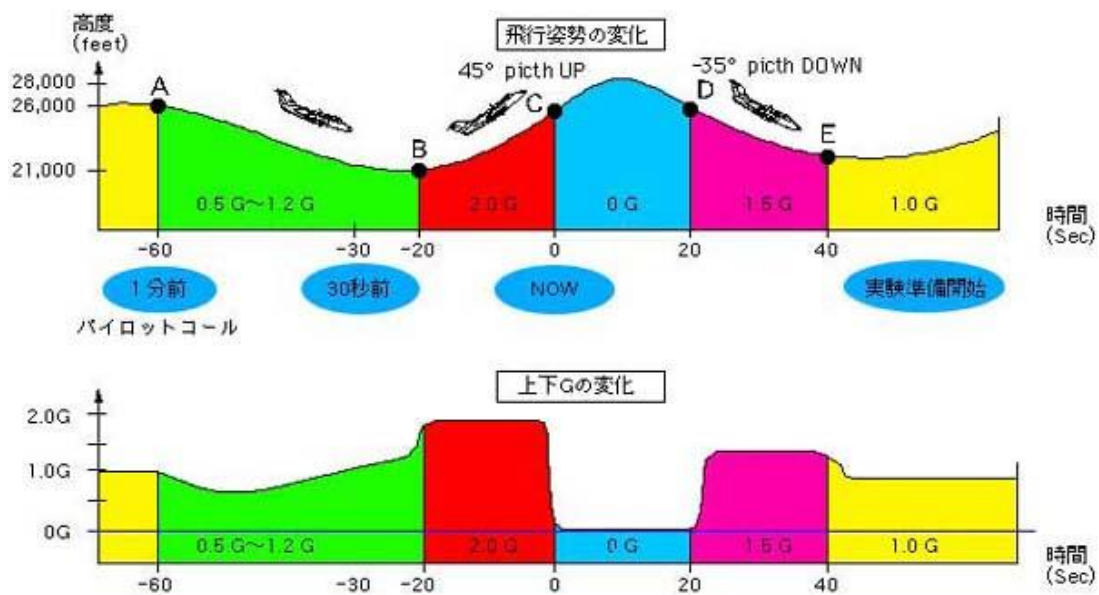


Figure 2.1: Principle of obtaining the microgravity condition using a parabolic flight of a jet plane (©Diamond Air Service) .

度の放物線飛行の後、機体を水平飛行へ戻すため、機種を上げる (Level out).

Figure 2.3 に航空機実験で用いるすべての装置を示す；航空機に搭載する装置のすべてである。Control box は、その他の装置のすべてをコントロールする機器である。Cooling system は、浮遊に用いる空洞コイル内に水を流し、コイルの冷却に用いられる。EML Chamber は、密閉された空間内で、先の地上実験と同様に電磁浮遊を行う装置である。Vacuum pump は、Chamber 内のガスを不活性ガスで置換するために一度真空引きするための装置である。Power supply は、コイルに高周波交流電流を流すための装置である。High speed camera は試料の振動を上方から撮影するための装置である。Pyrometer は、試料の温度を測定するための装置である。Oxygen pump は、試料まわりの雰囲気酸素分圧を制御するために、コントロールされたガスを流すため、および雰囲気酸素濃度を測定するための装置である。

航空機実験では、これらすべての装置が定常的に使用できるわけではない。航空機が離陸する際にはすべての電源が使用できず、装置が使えない。すなわち、十分な実験準備を行えないまま、微小重力環境下での実験に突入しなければならない；地上実験では、十分な実験準備時間を経て、測定することができる。ゆえに、航空機実験のオペレーションを時系列に沿って記述し、最適化の余地の有無を確認する必要がある；いわば、暗黙知を形式知化することが必要である。

また、微小重力環境下での実験の検証のすべてが地上でまかなえるとは限らない。たとえば、電源系は重力加速度に影響を受けないので、地上での検証がそのまま微小重力環境下における検証とみなすことができる。しかし、重力加速度の影響を受けると考えられる浮遊や雰囲気酸素分圧のコントロールは、微小重力環境下での検証が必要となる。ゆえに、検証が必要である要素を抽出し、その検証性を議論する必要がある。

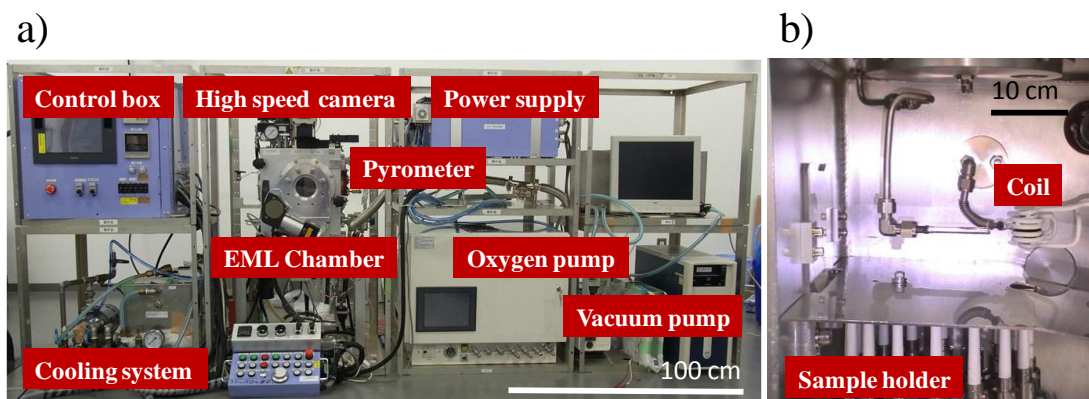


Figure 2.2: The equipment for microgravity experiment; a) whole facility: control box, cooling system, chamber, vacuum pump, power unit, and b) detail of the chamber.

2.2. 測定中の重力加速度の変化

はじめに、地上実験と航空機実験の大きな違いである測定時間、重力加速度について説明する。

Figure 2.3 は、微小重力環境突入前後の重力加速度の変化を示したグラフである。重力加速度の変化は大きく分けて二つある。一つは、微小重力環境突入直前に生じる“Transition”であり、もう一つは、微小重力環境下で生じる重力加速度の細かい振動“g-jitter”である。

“Transition”発生の理由は、微小重力環境を発生させるための航空機の挙動にある。微小重力環境を得るために、航空機は放物線運動をおこなう。放物線運動に突入するために航空機は加速し、その状態から機体を上昇させる際におよそ 1.5 G の加速度が生じる。その後、放物線飛行に突入し、急激に微小重力環境を得るため、ステップ的な重力加速度の遷移“Transition”が生じる。

“g-jitter”発生の理由は、放物線飛行時に航空機がうける空気抵抗によるもの、エンジンの振動およびクルーの様々なアクティビティにある。航空機は、大気中を放物線運動し微小重力環境を得るために、空気抵抗を常に受けながら飛行している。航空機の大きな慣性力のために、マクロには放物線飛行を実現しているが、ミクロには、空気抵抗とのカップリングの影響が存在する。また、微小重力環境生成をパイロットの操縦のみに依存しているため、完全に安定な微小重力環境を得ることはできない；放物線運動の際の機体のピッチ角の操縦によっては、鉛直下向きの加速度が大きくなり、負の微小重力環境を得ることに

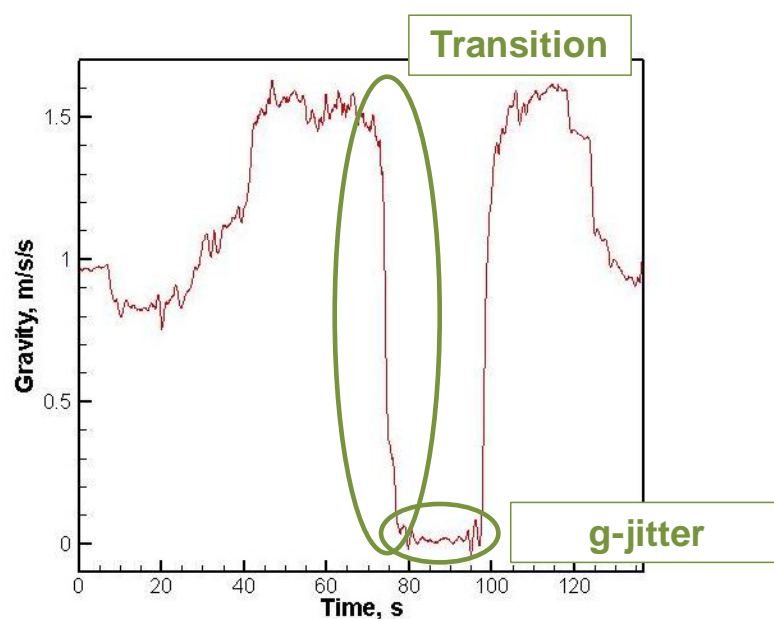


Figure 2.3: Gravitational acceleration transition at entering to a microgravity condition and during a microgravity condition.

なる (g-jitter の最小値 : $g = -10^{-2}$ G). さらに, エンジンの振動やクルーのアクティビティによる振動も, “g-jitter”を生じさせる原因となっている.

このように, 微小重力実験では, 理想的な微小重力環境を仮定することができないため, 不可避な制約を実験計画に組み込み, 考慮しなければならない. 特に, 航空機実験では, 得られる微小重力環境が 20 秒程度であるという不可避な制約が存在する: この制約は, 航空機実験におけるボトルネックである. このボトルネック以外に, 実験時間を狭める制約がないことが望ましい. その検討のために, 実験オペレーションの解析を行い, 航空機によるボトルネック以外のボトルネックの有無を確認する; 暗黙知を形式知化する.

2.3. PFLEX System の解析

2.3.1. PFLEX 実験のオペレーションチャート

Figure 2.6 は, 航空機の状態にともなって変化する各イベントの状態を示した図である; 具体的には, “重力加速度”, “電源”, “ガスフロー”, “試料位置”, “加熱”, “浮遊”, “計測装置”, “データ収集”, “実験担当者” である. 航空機の状態は, パイロットが機体のピッチ角をコントロールすることで決定される. そのため, 本来であれば, パイロットの操縦を横軸に設定すべきであるが, パイロットの操縦と航空機の状態は 1 対 1 対応するため, 問題はない. 以下, 航空機に依存するボトルネック以外に回避可能な制約があるか検討するために, 実験オペレーションを記述する.

PFLEX system は, まず 5 つの Subsystem に分解することができる; “Jet plane”, “Power unit”, “Chamber”, “Measurement system”, “Human activity”. これら subsystem は, それぞれ MECE な関係となっており, さらに Architecture を考えることができる. はじめに, それぞれの subsystem の PFLEX system における立場を明確化し, 最適化の余地を検討する準備をする.

“Jet plane” は, 航空機の状態や運動の結果に由来する subsystem である. さらに, 本 subsystem は, “Attitude of the jet plane” と “Gravity” という component に分解できる. “Attitude of the jet plane” は, PFLEX system における Input であり, 明らかに不可避なボトルネックである. また, その結果として “Gravity” を定義できる. “Gravity” は, 航空機の状態が直接起因するパラメータであり, “Attitude of the jet plane” の変換とした場合, PFLEX system の唯一の独立変数となる. この “Gravity” が最適化の Input となり, 最適化が不可能なボトルネックである.

“Power unit” は, 装置に供給する電源すべてを取り扱う subsystem である. “Power unit” は, “Power” という component に分解できる. “Power” は, 試料浮遊・溶解に必要な高周波電流供給や計測機器の動作のために用いられるため, 全体を支配している Component であるといえる.

“Chamber” は, 装置の中心部である真空 Chamber のシステムをあらわす Subsystem である. “Chamber” は, “Gas Flow”, “Sample position”, “Heating”, “Levitation” に分解される. “Gas Flow” は, 試料雰囲気酸素分圧をコントロールする機構の状態を示した

ものである。“Sample position”は、各 Parabolic Flight において対象となる試料がどこに位置しているかを示す Component である。“Heating”は、試料を加熱する機構の状態を表す Component を示している。“Levitation”は、浮遊に関わる対象の状態を表す Component である；コイル電流，コイル形状，コイル位置。

“Measurement System”は、データ収集に関わる機器およびデータ収集自体に由来する Subsystem である。“Measurement System”は、“Measurement Facility”および“Data acquisition”に分解される。“Measurement Facility”は、データ収集器材が使用可能であることを表したものである。“Data acquisition”は、その時点でデータ収集可能かどうかを表したものである。

“Human activity”は、航空機に搭乗している実験担当者の状態をあらわしている。

“Human Activity”は、“Experimenter”に分解され、実験担当者の装置操作可能性をあらわしている。たとえば、離陸時に実験担当者は、法律により着席が義務づけられており、あらゆる操作ができない状態にある。また、微小重力環境突入直前は、機体に 1.5 G の重力加速度が生じるため、物理的に操作が制限される。

2.3.2. PFLEX 実験のアーキテクチャ

以上のように、おのものの Component は、それぞれ関わり合いがある。このような複雑システムを解析するために、PFLEX 実験の Component の Architecture を記述し、解析する。

Figure 2.4 は、PFLEX 実験システムの Component のアーキテクチャである。おの

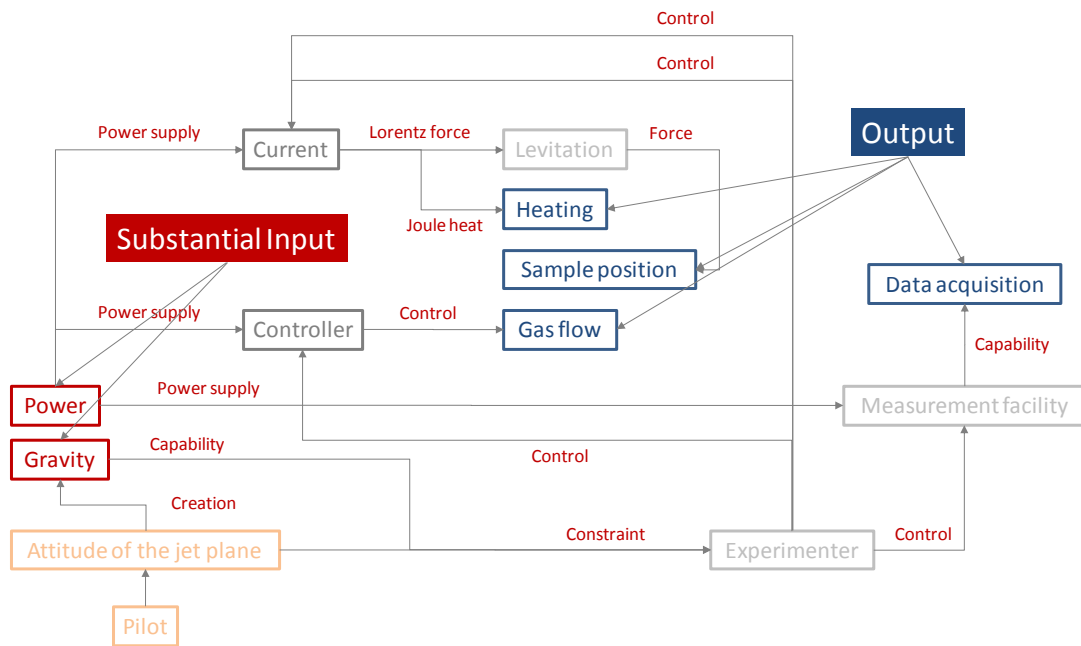


Figure 2.4: Architecture of PFLEX experimental system; Concern with components of PFLEX system.

の Component が関わるその他の Component との関係を記述している。このアーキテクチャを分析することで、PFLEX 実験システムの独立変数と従属変数が明らかになり、最適化の判断が確かなものになる。

“Attitude of the jet plane”と“Gravity”の関係は、独立変数と従属変数の関係にある。重力加速度の変化“Gravity”は、航空機の状態“Attitude of the jet plane”に依存する。たとえば、水平飛行時には鉛直下向きに 9.81 m/s^2 の重力加速度がはたらき、微小重力環境突入時には放物線飛行のための機体の機首上げにより 1.5 G の重力加速度がはたらく。よって、本来“Attitude of the jet plane”が唯一の独立変数であるが、その結果である“Gravity”を新たな唯一の独立変数と考えることができる。

“Power”も“Gravity”と同様に、“Attitude of the jet plane”に依存する変数である。“Power”は、航空機離陸時に電源を OFF にしなければならない制約があるのみで、その他では常に ON の状態でいられる。“Power”は、“Gravity”と同様に、“Attitude of the jet plane”から単純に導かれる変数であるため、二つ目の独立変数として扱うことができる。以上二つの変数以外は、すべてこれら二つの独立変数に従属である。

2.3.3. 最適化可能なイベントの選定

以上 2 つの独立変数をシステムの Input とした場合、Figure 2.4 を参考にどのような Output が出てくるかを考える。

PFLEX System を下位概念に Decompose した結果、ボトルネックの検討をすべき要素が判明した。すなわち、Figure 2.6 における Component である。これら Component が、微小重力時間を狭めるボトルネックになり得るかどうかを検討し、その最適化を提案する。この際、“Gravity”が PFLEX System の Input であるから、“Gravity Viewpoint”から、それぞれの Component の最適化可能性を議論すればよい。

“Attitude of the jet plane”および“Gravity”は、最適化の対象である PFLEX System の Input であるから、最適化を考える必要はないし、最適化できない。なぜなら、それらは航空機実験を行う上での前提条件であり、不可避なボトルネックであるからである。

“Power”は、電流・電圧などの電磁気系統およびその環境に依存する。このうち、電流・電圧は重力加速度に影響を受けないので、ボトルネックの検討から排除できる。環境は、その時点で電源を使用できるかどうかが外的要因によって決定されることを指す；たとえば、航空機離陸時は電源をすべて OFF にしなければならないという制約がある。環境による“Power”の制約は、航空機の離陸時に電源を OFF にしなければならないことのみであり、微小重力時間に直接影響を与えることはない。ゆえに、“Power”をボトルネックの検討項目から排除できる。

“Chamber”は、重力加速度に依存する。“Levitation”は重力加速度と関連したローレンツ力の操作であるため、重力加速度の影響を受ける。

“Heating”は、試料台上での加熱時に航空機が 1.5 G に加速し、微小重力環境に突入した際に、測定したい温度まで金属を上昇させるため、重力加速度の影響を受ける。“Sample position”は、“Levitation”の結果であるため、重力加速度の影響を受ける。“Gas flow”

は、密度の小さいガスを対象としているため、重力加速度影響を受けないようであるが、試料が 1000 K を超える温度を有するため、浮力対流の影響が顕著であると考えられる。そのため、重力加速度の影響を受ける。

“Measurement System” は、電源の供給に依存する。電源は、航空機が水平飛行に突入してから使用できるため、それと同時に “Measurement System” は使用可能となる。そのため、微小重力環境突入前に十分な時間を残したまま、準備を終えることができる。よって、ボトルネックの検討項目から排除できる。

“Human activity” は、“Attitude of the jet plane ” にのみ依存する。操作ができない時間は、離陸の際と航空機が放物線飛行に突入する 1.5 G 環境下である。前者は、法律上・安全上のためである。また、離陸の際は機器に電源が供給されていないため、操作が可能であっても意味をなさない。1.5 G 環境下において操作が制限される理由は、実験担当者が 1.5 G の不可に耐えて操作ができないためである。よって、データ収集および試料の交換は、1.5 G 環境突入前の水平飛行時に行われる。なお、浮遊に関しては、1.5 G 環境下から加熱することで、実験時間を有効に活用することができるため行っている；加熱・浮遊の操作は、着席したまま可能であるため、1.5 G 環境の影響を比較でき受けずに済む。以上より、“Human activity” は、ボトルネックの検討項目から排除できる。

以上より、電磁浮遊に関わるものおよび酸素分圧コントロールが PFLEX 実験におけるボトルネックとなり得ることが判明した。このうち、電磁浮遊に関わる “Sample position”

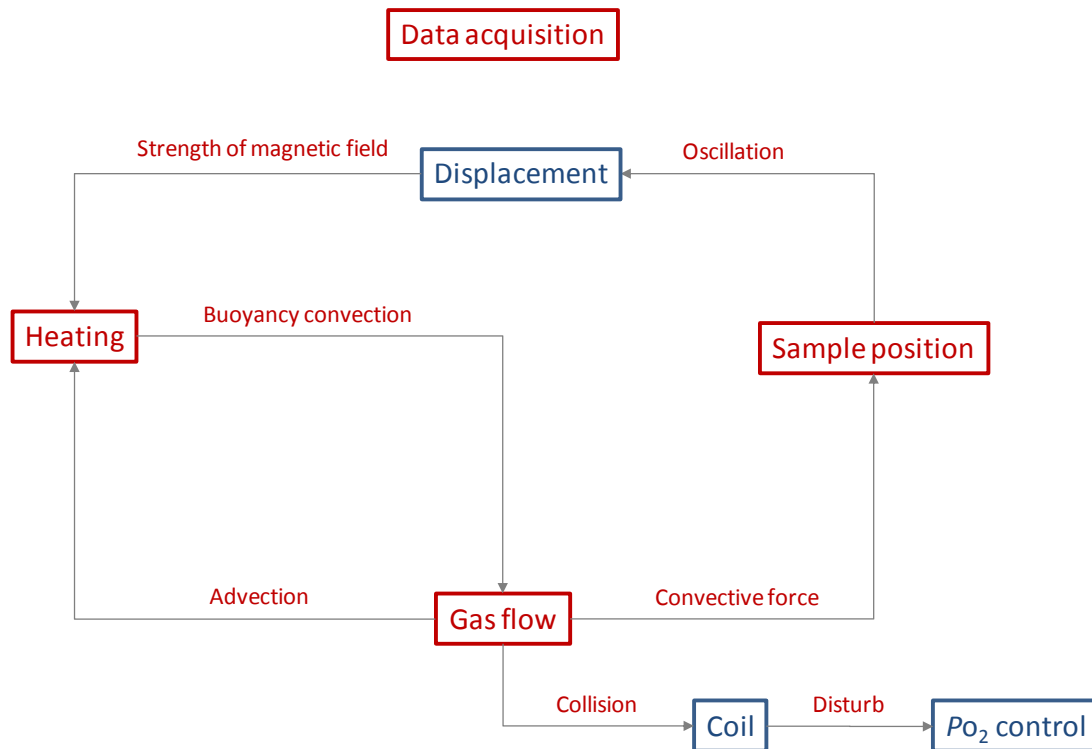


Figure 2.5: Architecture of PFLEX experimental system; Concern with components of PFLEX system.

および“**Heating**”は、航空機上で検証がなされている。しかし、ガスの吹き付けによる酸素分圧コントロールは、地上においても検証がなされておらず、より早急な検証の必要性があると言える (Figure 2.7)。

2.4. 酸素分圧コントロール法の検証と新モデルの提案

PFLEX 実験において、重力加速度の変化以外のボトルネックが、酸素分圧コントロール機構であることが判明した。その理由は、

- 1) 現状の酸素分圧コントロール法の **Verification** がなされていないこと、
- 2) 吹き付けガスが一度開空間をとおり金属表面に到達せざるを得ないこと。

である。

一つ目の理由は、酸素分圧測定の **Validation** に影響を与える。実験の信頼性確保のために、不可欠な **Verification** である。

二つ目の理由は、実験オペレーション最適化の余地を残す。重力加速度の変化およびコントロール法に影響される。重力加速度の変化では、まず“**Transition**”の影響を考慮する必要がある。試料は 1000 K を超える大温度であるため、微小重力環境突入時の 1.5 G 環境下において大きな浮力対流を生じる。そのため、吹き付けガスは浮力対流に移流されるもしくは妨げられることが予想される。すなわち、吹き付けガスは非定常的に雰囲気酸素分圧をコントロールしているに過ぎず、その非定常性が有効微小重力時間を狭める可能性がある。また、“**g-jitter**”の影響も考慮する必要がある。なぜなら、大温度を持つ試料まわりには、浮力対流が存在し、その温度が大きいと、小さな重力加速度の変化でも影響を受けると考えられるからである。

現状の大きな問題点は、吹き付けガスが開空間をとること、および、浮力対流により酸素分圧コントロールを妨げられている可能性があることである。よって、なるべく閉空間を用いて酸素分圧をコントロールすること、および、重力の変化に対してロバスト性をもつコントロールモデルが必要である。以上より、現状のコントロールモデルの **Verification** と新たなコントロール法の提案が必要である。

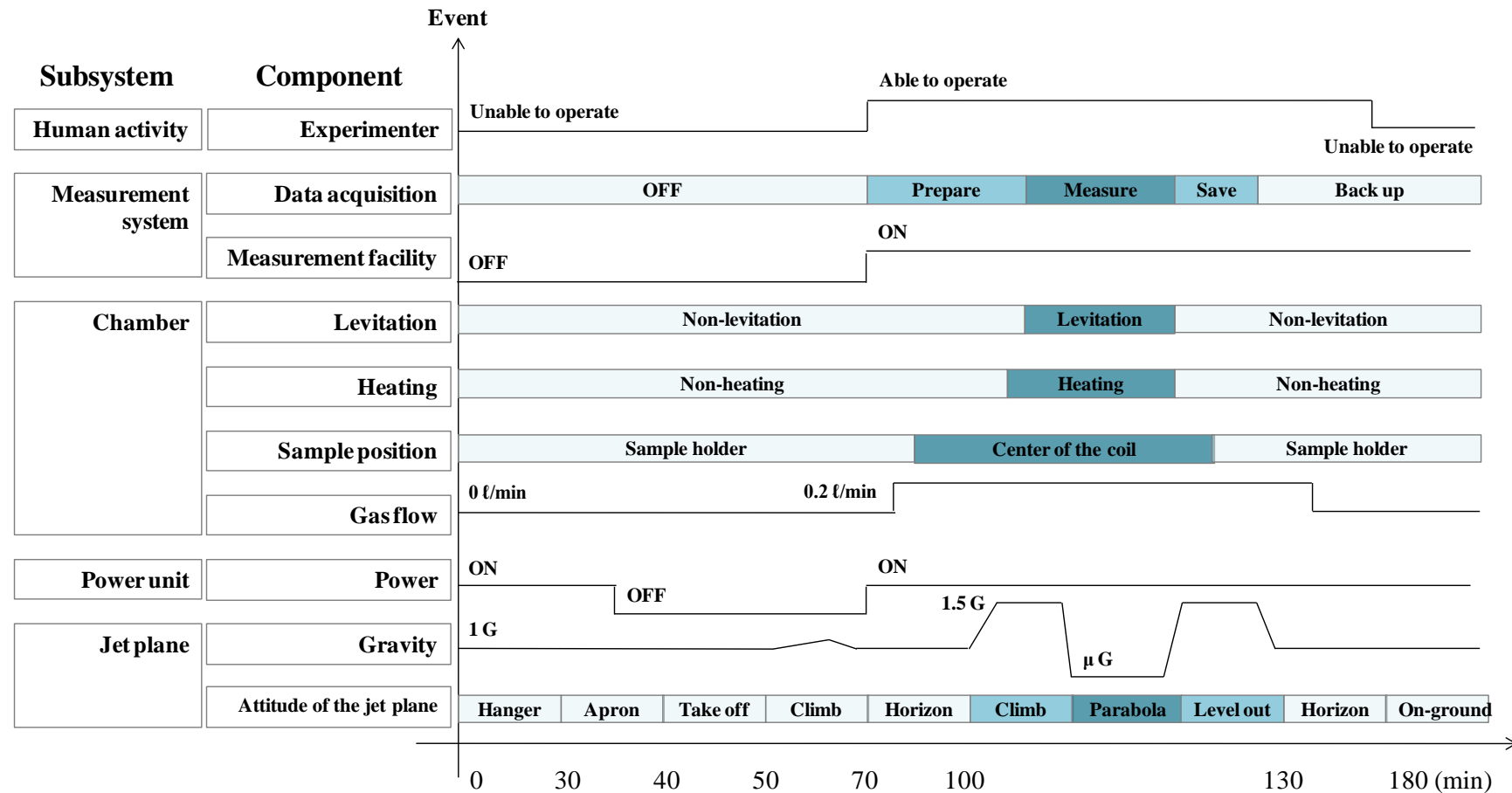


Figure 2.6: PFLEX experimental operation with a state of the jet plane.

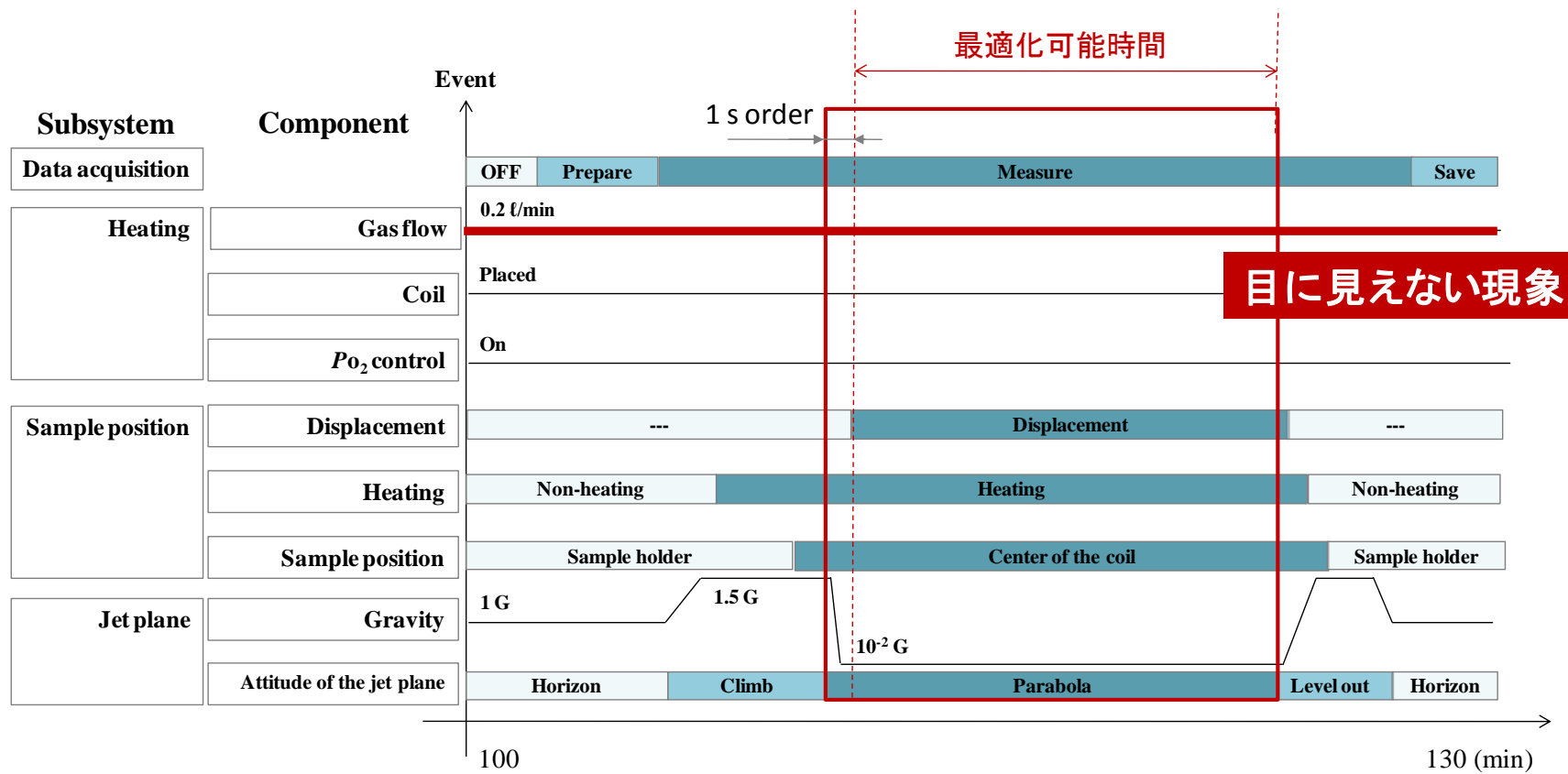


Figure 2.7: PFLEX experimental operation with a state of the jet plane.

3. 数値解析

PFLEX 実験における酸素分圧コントロール法は、今のところ検証されていない。本章では、現状モデルの検証および提案モデルの検証をおこない、適切な雰囲気酸素分圧コントロール法を提案する。

3.1. 緒言

3.1.1. 現状の酸素分圧コントロール法

現行の酸素分圧コントロール方法は、定性的にコントロール性が悪い。理由は4つあり、開空間をとって酸素分圧をコントロールしていること、コイル外部から吹き付けていること、鉛直方向に生じる浮力対流に対して垂直に吹き付けていること、試料を並進させることを避けるために、大流量をながしていないことである。

開空間をとって試料表面に到達するガスは、吹き付けガラス管から流出するガスと同一のものとみなせない。なぜなら、金属表面における化学反応により生成された未知のガスが残留し、吹き付けガスの組成を変化させている可能性があるからである。

コイル外部からコントロールされたガスを吹き付ける場合のコントロール性の欠如の原因には、噴流によるものとコイルに妨げられるものがあげられる。ガラス管からガスが放出される機構は、いわゆる流路拡大モデルであり、ガラス管から流出直後、噴流 (Jet) を形成する。流出したガスは、主流方向に軸対称の渦を形成しながら直進する。さらに、コイルのスリットは 3 mm と狭く、噴流の渦は、スリット上下のコイルに衝突していると予想できる。

浮力対流の考慮は、PFLEX 実験システムにおいて特に重要である。熔融金属は、1000 K を超える大温度を持つ。よって、 $g = 10^{-2} \text{ G}$ 程度の小さい重力加速度下においても、浮力対流の影響を無視できないと考えられる。特に航空機を用いた微小重力実験では、微小重力環境を得るために、その直前に 1.5 G 環境に突入する制約がある。1.5 G 環境下では、大きな浮力対流が発生するため、吹き付けガスの挙動も複雑になると予想される。

流量の制約では、大流量を流すことができないことがあげられる。そのため、試料近傍に浮力対流が生じた場合、小さな流入速度では、表面の酸素分圧をコントロールするに至らないと考えられる。

以上の仮説を検証するために、現状の酸素分圧コントロールを模擬した数値シミュレーションを実施した。理想的には、チャンバー内すべてを模擬すればよいが、計算時間や計算精度、およびネガティブな検証であるために、コイル内をモデル化し、チャンバーをモデル化するのに比べ簡単なモデルを用いて検証を行った。

Figure 3.1 に計算モデルを示す。密閉された円筒内中心に固体の高温球を設置する。試

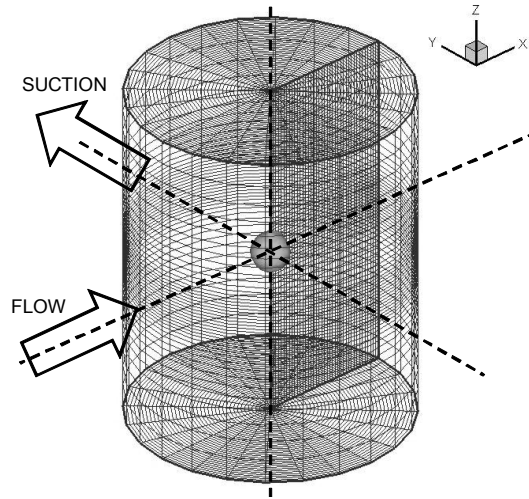


Figure 3.1: Numerical model; gas flows to a sample surface and is sucked out.

料直径を D とし，円筒半径を $2.5 D$ および円筒高さを $8.25 D$ とした．図の矢印の位置二か所にスリットを設け，吹き付けガスの流入および試料表面のガスの吸引を模擬した．

計算条件は，後述のものと類似している．支配方程式は，式 (4.15) から (4.18) である．また，離散化手法も後述のものと同一である．格子分割数は， $(N_r, N_\theta, N_z) = (40, 24, 40)$ の 38400 点である．代表速度をスリットからの流入速度 0.05 m/s ，代表長さを試料直径 $D = 4 \text{ mm}$ とし，アルゴンガスを流入させる． Re 数， Gr 数， Pr 数はそれぞれ 85, 14700, 0.71 である．

Figure 3.2 に計算結果を示す．ただし，定常状態を得ることができなかったため，初期条件に依存した，定常状態への遷移過程を計算結果として用いる．a) は， $g = 10^{-2} G$ における計算結果であり，b) は $g = 1.5 G$ 環境下における計算結果である． $g = 10^{-2} G$ においては，吹き付けガスが試料をおおっていることがわかる．また，破線で示した流線の概念図のように，一度表面付近を流れたガスが，吸引されている傾向を示している．ただし，

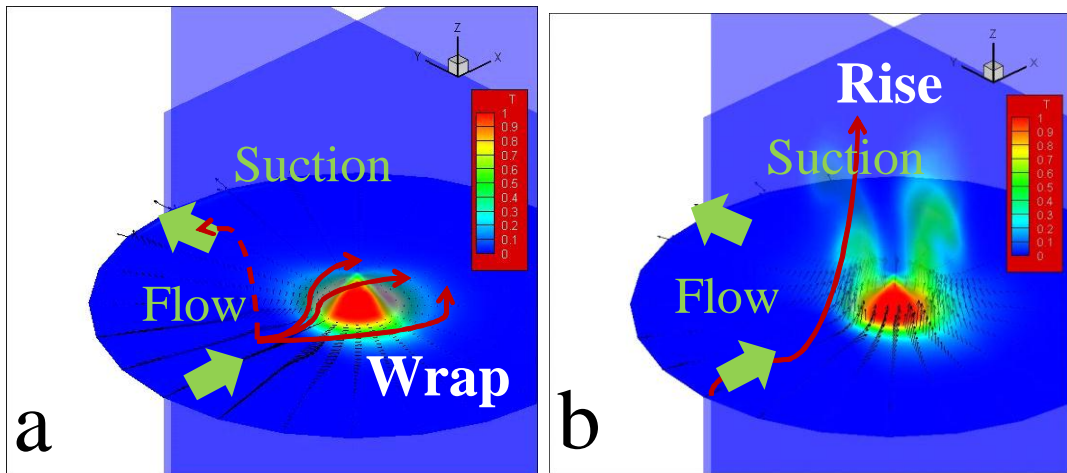


Figure 3.2: Velocity and temperature fields around (a) the high temperature sphere under microgravity and (b) 1.5 G condition.

吹き付け方向のガスが球後方へ到達した後のガスの挙動は見取れない。 $g = 1.5 \text{ G}$ 環境下では、強い浮力対流の影響で、吹き付けガスが、球上方へ移流されていることがわかる。そのため、吹き付けガスの一部は、浮力対流にさえぎられて、直接吸引されている可能性がある。

以上の結果から、 $g = 10^{-2} \text{ G}$ では、必ずしも雰囲気酸素分圧がコントロールされていないとは言えない。しかし、本計算の前提条件は、ガスが設定した速度で流入することである。そのため、コイル外部での流体の挙動が考えられておらず、信頼性に欠ける。また、コイル外部での吸引も信頼性の欠如につながる。なぜなら、ノズル（ガラス管）からの吸引現象では、ノズル方向のガスを必ずしも吸引するとは言えず、流れ場によっては、任意の方向からガスを吸引する性質を持つ。そのため、さらに、開空間をとったガスを吸引しているため、表面酸素分圧（表面酸素濃度）と吸引の結果が一致するかわからない。

以上より、現行の酸素分圧コントロール法では、定性的にはあるが、コントロールできているとは言えない。そこで、定性的に信頼性の高い提案モデル（現行のものに対する代替案）をつくり、酸素分圧コントロールの検証を数値シミュレーションにより行う。さらに、大温度を持つ球まわりの流れ場の解析の基礎的な結果を得た後、再度、現行の酸素分圧コントロール法を考察する。

3.2. 提案モデル

Table 3.1 において、現行のモデルにおける 4 つの問題点を解決する提案を行った。すなわち、コントロールされたガスが、試料表面に到達するまでに、なるべく閉空間をとること、ガス挙動がコイルの存在に影響を受けないためにコイルないで雰囲気酸素分圧をコントロールすること、浮力対流抑制のために、鉛直方向下向きにガスを流すこと、比較的並進に影響を及ぼさないよう鉛直方向の並進のみに流入ガスの影響が及ぶようにすることである。

以上より、地上実験に似たモデルを提案することがもっとも適切であると言える。ただ

Table 3.1: Suggestion of the new P_{O_2} control model.

現行のモデル	提案型モデル
ガスが開空間をとる	ガスが準閉空間をとる
コイル外から吹き付け	コイル内で吹き付け
浮力対流が吹き付け方向と垂直に生じる	浮力対流が吹き付け方向と平行に生じる
大流量を流せない（試料並進のため）	大流量を流せる（試料並進のため）



Figure 3.3: Difference of oxygen partial pressure control method on PFLEX experiment. The current model and suggested model.

し、酸素分圧コントロールし得を優先させることで、以下 2 点のトレードオフが発生する．

- 1) 現行のコイル形状では、地上実験のようにガラス管を通すことができないため、コイル内径を大きくすること、
- 2) 試料台との干渉を防ぐため、試料台の径に比べ大きくすること．

しかし、流体力学的な信頼性の欠如を提案モデル以外でおぎなうことに比べ、コイル内径の拡大は比較的容易であると考えられる．以下、地上実験モデルに類似なモデル（Figure 3.3）を用いて、航空機実験特有の重力加速度の変化を加味した解析を行う．

Figure 3.4 に、提案型の雰囲気酸素分圧コントロール方法をモデル化したものを示す．

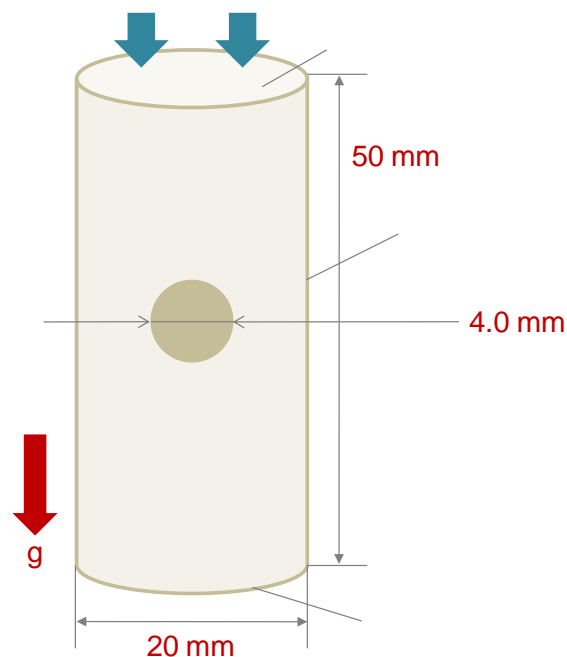


Figure 3.4: Numerical model; a sphere is placed at center of the cylinder.

ガラス管は、直径 10 mm、高さ 50 mm であり、上下とも開放されている。試料は、直径 4.0 mm で、固体を仮定し、周囲流体からの影響を受けず、静止状態を保つものと仮定する。

Figure 3.4 (b) は球中心をとる断面の拡大図である。

上方の開口部からは、酸素分圧のコントロールされたガスが定常的に流入しており、下方の開口部は自由表面である。流入速度は、0.5 m/s および 0.05 m/s の場合を解析する。流入温度は 300 K、流入ガスの酸素濃度は、 1.0×10^{-15} mol/l である。

本来、熔融金属（液体）と雰囲気流体（気体）は相互に運動の影響を及ぼし合うが、本解析では、熔融金属を固体球と仮定し、解析をおこなう。すなわち、球の温度は定常的に 1500 K とし、外部からの熱伝導を考えない。

3.3. 支配方程式

3.3.1. 有次元支配方程式

本解析では、非圧縮性流体を仮定する。また、温度による密度差のために浮力を考慮する必要がある。そのため、Navier-Stokes 方程式の外力項において、密度のみ温度に依存する仮定の Boussinesq 近似を適用する。温度場、濃度場は速度による移流と拡散を考慮する。以上より、用いる支配方程式は以下ようになる；

Equation of continuity

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (3.1)$$

Navier-Stokes equation

$$\rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} = -\rho \nabla \cdot (\mathbf{u}\mathbf{u}) + \mu \nabla^2 \mathbf{u} - \nabla p + \rho \beta_o (T - T_o) \mathbf{g}, \quad (3.2)$$

Energy equation

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = -\rho C_p \nabla \cdot (\mathbf{u}T) + \kappa \nabla^2 T, \quad (3.3)$$

Advection-diffusion equation of concentration

$$\frac{\partial c_A}{\partial t} = -\nabla \cdot (\mathbf{u}c_A) + D_{AB} \nabla^2 c_A. \quad (3.4)$$

3.3.2. Boussinesq 近似

Boussinesq 近似とは、Navier-Stokes 方程式の外力項においてのみ密度の温度依存性を考慮するものである。Boussinesq 近似を適用する前の Navier-Stokes 方程式は、

$$\rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} = -\rho \nabla \cdot (\mathbf{u}\mathbf{u}) + \mu \nabla^2 \mathbf{u} - \nabla p + \rho \mathbf{g}, \quad (3.5)$$

である。ここで、式 (4.4) の圧力 p を以下のように定義する；

$$p = p_o + p'. \quad (3.6)$$

ただし, p_0 , p' はそれぞれ温度 T_0 における系が静止している状態の圧力, 流れが発生したことによる p_0 からの変動分である. このとき, ρ_0 を T_0 における密度とし, 式 (3.5) に静止状態の条件を代入すると ; $\mathbf{u} = \mathbf{0}$,

$$\nabla p_0 = \rho_0 \mathbf{g}, \quad (3.7)$$

を得る. すなわち,

$$\nabla p = \nabla(p_0 + p') = \rho_0 \mathbf{g} + \nabla p'. \quad (3.8)$$

よって, Navier-Stokes 方程式の圧力項および重力項は, 以下のように書き直される ;

$$-\nabla p + \rho \mathbf{g} = -\rho_0 \mathbf{g} - \nabla p' + \rho \mathbf{g} = -\nabla p' + (\rho - \rho_0) \mathbf{g}. \quad (3.9)$$

さらに, 式 (3.9) の ρ を温度 T を用いてあらわす. 温度 $T = T_0$ 近傍で, 流体の体積 V は, 体積膨張率 β_0 を用いて 以下の式で近似される ;

$$V = V_0 + \beta_0 V_0 (T - T_0). \quad (3.10)$$

また, 流体密度 ρ , 流体質量 m , 流体体積 V の間には, $m = \rho V$ の関係があるから, 式 (3.10) を ρV で割り, 次式を得る ;

$$\rho_0 = (1 + \beta_0 (T - T_0)) \rho. \quad (3.11)$$

式 (3.11) を式 (3.9) に代入すると, Navier-Stokes 方程式の圧力項と重力項は次式のよ
うに近似できる, 式 (3.2) を得る ;

$$-\nabla p + \rho \mathbf{g} = -\nabla p' + (\rho - \rho_0) \mathbf{g} = -\nabla p' + \rho \beta_0 (T - T_0) \mathbf{g}. \quad (3.12)$$

3.3.3. 無次元支配方程式

流入速度 U および試料直径 D を用いて無次元化を行った. 得られた無次元支配方程式系を以下に示す ;

Equation of continuity

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (3.13)$$

Navier-Stokes equation

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} = -\nabla \cdot (\mathbf{u}\mathbf{u}) + \frac{1}{Re} \nabla^2 \mathbf{u} - \nabla p + \frac{Gr}{Re^2} T \mathbf{g}, \quad (3.14)$$

Energy equation

$$\frac{\partial T}{\partial t} = -\nabla \cdot (\mathbf{u}T) + \frac{1}{Re \cdot Pr} \nabla^2 T, \quad (3.15)$$

Advection-diffusion equation of concentration

$$\frac{\partial c_A}{\partial t} = -\nabla \cdot (\mathbf{u}c_A) + \frac{1}{Re \cdot Sc} \nabla^2 c_A. \quad (3.16)$$

ここで, Re , Gr , Pr , Sc はそれぞれ Reynolds 数, Grashof 数, Prandtl 数, Schmidt 数である. Re 数 ($= UD / \nu$) は, 慣性力と粘性力の比をあらわす. Gr 数 ($= g \beta_0 \Delta$

TD^3/ν^2) は、浮力と粘性力の比をあらわす. Pr 数 ($= \nu / \alpha$) は粘性率と熱拡散率の比をあらわす. Sc 数 ($= \nu / D_A$) は、粘性力と分子拡散の比をあらわす. また, Gr/Re^2 は、浮力と慣性力の比をあらわす.

たとえば, 300 K の密度 $\rho = 1.6 \text{ kg/m}^3$, 粘性係数 $\mu = 22.7 \times 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{s}$, 熱拡散係数 $\alpha = 2.1 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$, 拡散係数 $D_A = 1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ のアルゴンガスが, 流入速度 $U = 0.5 \text{ m/s}$ で流入する場合, 代表長さ $D = 4 \text{ mm}$, 試料温度 $T_s = 1500 \text{ K}$ とすれば, Re 数, Gr 数, Pr 数, Sc 数はそれぞれ以下とおり計算できる;

$$Re = \frac{UD}{\nu} = \frac{0.5 \times 4 \times 10^{-3}}{22.7 \times 10^{-6} / 1.6} \cong 141, \quad (3.17)$$

$$Gr = \frac{g\beta_o \Delta T D^3}{\nu^2} = \frac{9.8 \times 1/300 \times (1500 - 300) \times (4.0 \times 10^{-3})^3}{(22.7 \times 10^{-6} / 1.6)^2} \cong 12514, \quad (3.18)$$

$$Pr = \frac{\nu}{\alpha} = \frac{22.7 \times 10^{-6} / 1.6}{2.1 \times 10^{-5}} \cong 0.67, \quad (3.19)$$

$$Sc = \frac{\nu}{D_A} = \frac{22.7 \times 10^{-6} / 1.6}{1.8 \times 10^{-5}} \cong 0.78. \quad (3.20)$$

3.4. 境界条件

速度の境界条件は次のように与えた. 円筒上面の法線方向には, 鉛直下向きに無次元速度 -1 の一様流を定常的に与え, 接線方向には Non-slip 条件を与えた. 円筒底面の法線方向には, Sommerfeld の放射条件を与え, 計算領域から陽的に境界条件を決定し, 接線方向には Non-slip 条件を与えた. 円筒側面の法線方向には, 無次元速度 0 を与え, 接線方向には Non-slip 条件を与えた. 試料の境界条件には, スカラー関数を用いた; 球内部および外部にそれぞれスカラー 0 および 1 を与え, 格子境界上で定義される速度に両方のスカラーの算術平均を乗じて速度とした.

温度の境界条件は次のように与えた. 円筒上面には, 無次元温度 0 を与えた. 円筒底面には, Neumann 条件を課し, 計算領域から陽的に境界条件を決定した. 円筒側面には, Neumann 条件を課した; 等温条件であるため, エネルギーの授受はない. 試料の境界条件には, 試料内部に定常的に無次元温度 1 を与えた.

濃度の境界条件は次のように与えた. 円筒上面には, 濃度 1 の流体が定常的に流入する条件を課した. 円筒底面には, Neumann 条件を課し, 計算領域から陽的に境界条件を決定した. 円筒側面には, Neumann 条件を課した; 濃度勾配がなく, 拡散がない. 試料の境界条件には, Neumann 条件を与えた; 試料は固体を仮定しているため, 濃度勾配がなく, 分子の移動がない条件を課した.

速度の初期条件には, 半径方向および軸方向に静止状態 ($u_r = u_\theta = 0$), 軸方向に無次元流入速度の 99% の速度を与えた ($u_z = -0.99$). 温度の初期条件には, 試料内部には 無次

元温度 1 , 試料外部に無次元温度 0 を与えた. 濃度の初期条件には, アルゴンガスで充満している条件である $C = 0$ を与えた.

3.5. 離散化手法

3 次元円筒座標系等間隔 staggered 格子を用いて有限差分法による熱流体計算を行った. 格子分割数は, $(N_r, N_\theta, N_z) = (32, 36, 100)$ の 115200 点である. 非圧縮性粘性流体, 物性値一定の条件を課した. ただし Boussinesq 近似を用いて密度の温度依存性を考慮した. 時間積分には, 時間に関して 1 次精度差分である Euler 陽解法を用いた. Navier-Stokes 方程式の対流項にはエネルギー保存差分スキーム⁵⁾, その他の項には 2 次精度中心差分法を適用した. エネルギー方程式および濃度の移流拡散方程式の対流項には QUICK 法, その他の項には 2 次精度中心差分法を適用した. アルゴリズムには HSMAC 法を適用した (Appendix 1).

3.6. 結果と考察

球直径を代表長さ, 流入速度を代表速度とした場合, 球まわりの流れでは, $Re = 270$ まです定常解を得ると報告がある²⁹⁾. そのため, 本研究の対象は定常状態をなすと考えられる.

流入速度が 0.5 m/s ($Re = 141$) および 0.05 m/s ($Re = 14.1$) の二通りにおいて, $g = 1.5$

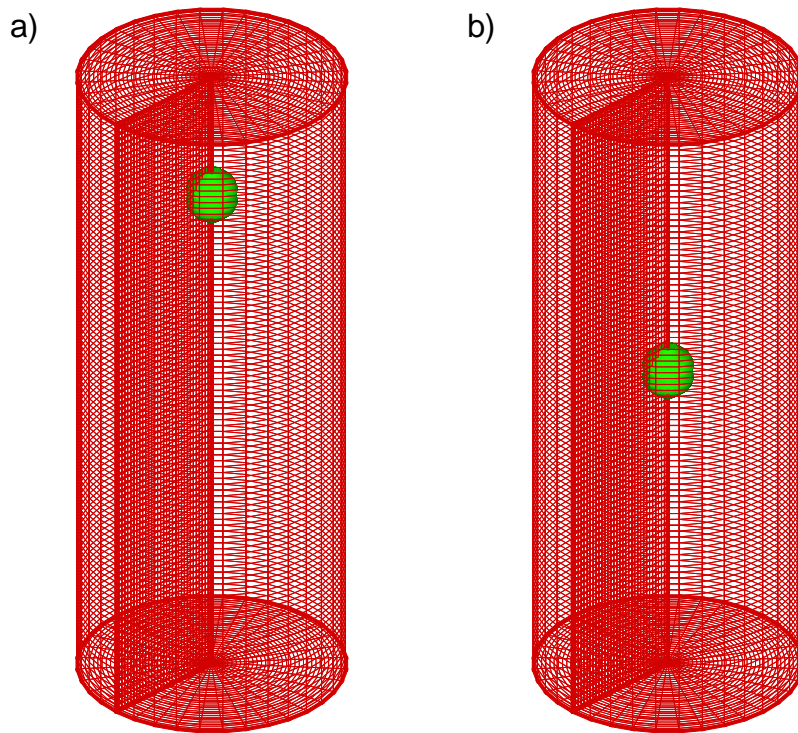


Figure 3.5: Numerical model; a) 3-dimensional cylindrical coordinate system, b) the section near the sphere, which contour represents values of scalar function.

G , $10^{-2} G$, $-10^{-2} G$ の3通りの重力加速度を与えた場合の計算を行った．無次元化の段階における Gr 数は，地上における代表重力加速度 $g_0 = 9.81$ で算出したが，Navier-Stokes 方程式の浮力項に無次元重力加速度 (g / g_0) を乗じるため，実質的な Gr 数は，Case ごとに異なる．そのため，浮力項に実質的な影響を与える Gr_s を計算した．また， Gr 数と Re の二乗の比 Gr / Re^2 は，浮力と慣性力の比をあらわす数値であり，本モデルにおいて重要なパラメータであるため，同様に計算した； Gr / Re^2 が 1 より大きい場合は浮力が支配的，1 より小さい場合は慣性力が支配的な系であることをあらわす．

以上をまとめて，計算パラメータを Table 3.2 に示す．本研究では，Case A から F の6種類に対して計算を行った．Case A から C までは， $Re = 141$ のもとで，重力加速度をそれぞれ $g = 1.5 G$, $10^{-2} G$, $-10^{-2} G$ として計算したものである．Case D から F までは， $Re = 14$ のもとで，重力加速度をそれぞれ $g = 1.5 G$, $10^{-2} G$, $-10^{-2} G$ として計算したものである．はじめに，全 Case において，定常状態への収束を判断する．次に，Case A から Case C において考察し，さらに Case D から Case F において考察する．最後に， Re 数の違いによる考察を与える．

3.6.1. 定常状態への収束判断

Case A から F のすべてにおいて，定常状態への収束を判断する．本計算では，定常状態の解をもって解析を行う．計算の初期段階では，時間進行にともない速度場，温度場，濃度場，圧力場は定常状態への収束を目指して変化している．時間が経過するにつれ，これら物理量の変化は小さくなり，理想的にはやがて変化がなくなる；この状態が定常状態である．しかし，変化が 0 になるまでには膨大な計算時間が必要になる．さらに，数値粘

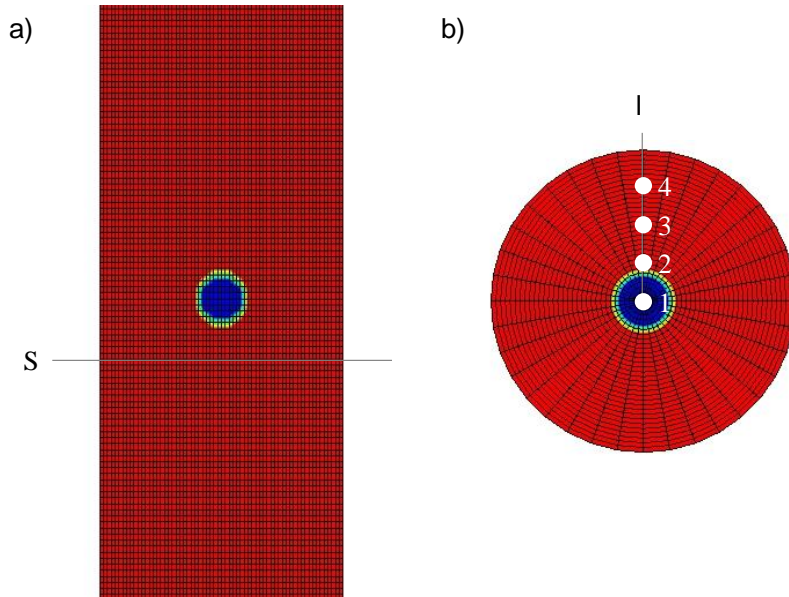


Figure 3.6: Position for judgment of steady state; a) the sections of cylinder, b) detail of the sections and defined lines for steady state at section S_2 .

性的ため、厳密に 0 に収束するのを待つことは非現実的である。

そこで本研究では、球周辺の軸方向速度、温度、濃度に着目する。円筒座標上面からは、強制的にガスが流入しているため、浮力対流の有無によらず、下流（円筒下方）に行くにしたがって定常状態への収束は遅くなると予想できる；浮力対流の影響が小さければ、上流から順に定常状態へ収束し、浮力対流の影響が大きくても、上流の流れ場の影響は下流へ伝わる。

Figure 3.6 に示すように、球中心から下流に $2D$ の距離にある断面 S において、 $\theta = \pi/2$ の円筒半径成分 (1) に等間隔に配置された壁面を除く 4 点上の物理量の変化をもって定常状態への収束を判断する。高 Re 数モデルと低 Re 数モデルでは球の位置が異なるが、ともに、球中心から下流に $2D$ の距離にある断面 S 上の直線 1 において判断する。

Figure 3.7 から Figure 3.12 は、Case A から F のそれぞれにおける断面 S 上の直線 1 における 4 つの評価点での軸方向速度、温度、濃度の時間進行にともなう推移を示したものである。すべての Case において、定常状態への収束を確認できるが、Case A の中心軸から 2 番目の点における軸方向速度の挙動が予想できない (Figure 3.7)。しかし、計算時間の制約上、同じ評価点における温度と濃度が定常状態へ収束していることから、定常状態への収束が近いと判断し、定常状態の結果として用いることとする。結果として、すべての Case において、無次元時間で $12 U/D$ 以上の時間が経過したものを定常状態とみなした。

3.6.2. $Re = 141$ の解析 (Case A – Case C)

Case A から C まではすべて $Re = 141$ の系であり、相違点は重力加速度の違いのみである。計算に用いた代表長さ D はすべて球直径で等しく、アルゴンガス中に酸素ガスを流入速度 U で流入させるモデルである。よって、重力加速度の違い、すなわち実質 Grashof 数 Gr_s の違いのみが、Case A から C の違いとなる。

Figure 3.13 Case A から Case C までは、 $Re = 141$ において重力加速度をそれぞれ $1.5G$ 、 $10^{-2}G$ 、 $-10^{-2}G$ と変化させた場合の定常状態の流線図である。すべての Case において流入方向に流体が流れていることがわかる。球下流に発生する渦は、Case A で長く、それに比べて Case B および C で短い。温度を考慮しない場合であれば、重力加速度の影響を受けないため、どの Case の渦も等しくなる。Johnson らによれば、温度を考慮しない球まわりの流れにおいて、 $Re = 150$ では、渦の先端は球中心から $1.5D$ の位置まで発達するという結果を得ている。本計算結果の場合、Case A では、 $5D$ まで、Case B および C では $1.5D$ の位置まで発達している。すなわち、重力加速度が $g = 10^{-2}$ の場合は、温度場の影響をほぼ無視できる結果を得る。また、重力加速度が $g = 1.5G$ の場合は、温度場が渦を発達させることがわかる。温度場の影響により、球周辺には鉛直上向きの浮力対流が発生している。球上方では、その対流は流入ガスにより相殺されているが、球下方では、温度場を考えない場合に発生する渦の鉛直上向きの速度ベクトル（中心軸近傍のベクトル）に浮力対流が加わり、渦が発達したと考えられる。

Figure 3.14 Case A から C までは、流線図と同様のパラメータにおける定常状態の温度

場である．すべての Case において流入方向に温度が移流されていることがわかる．球下流の温度場の形状は，Case A で軸を中心に双子型に分かれ，Case B および C は直線的に下流へ伸びている．Case B および C では，渦による低温領域からの温度の移流がない．一方，Case A では，低温領域から温度が移流し，軸近傍の温度が低くなっている．

Figure 3.15 Case A から C までは，流線図と同様のパラメータにおける定常状態の濃度場である．すべての Case において流入濃度が下流へ移流されていることがわかる．温度場と同様に，球下流の濃度場の形状は，Case A で軸を中心に双子型に分かれ，Case B および C は直線的に下流へ伸びている．Case B および C では，渦による濃度の攪拌が少なく，初期濃度が球近傍へ与える影響は小さい．一方，Case A では，初期濃度が渦により中心軸近傍へ移流されるため，球下方では，初期濃度の分布が支配的である．

3.6.3. $Re = 14$ の解析 (Case D – Case F)

Case D から F まではすべて $Re = 14$ の系であり，相違点は重力加速度の違いのみである．計算に用いた代表長さ D はすべて球直径で等しく，アルゴンガス中に酸素ガスを流入速度 U で流入させるモデルである．よって，重力加速度の違い，すなわち実質 Grashof 数 Gr_s の違いのみが，Case D から F の違いとなる．

Figure 3.13 Case D から Case F までは， $Re = 14$ において重力加速度をそれぞれ $1.5G$ ， $10^{-2}G$ ， $-10^{-2}G$ と変化させた場合の定常状態の流線図である．Case D では，強い浮力対流の影響で，球上方に鉛直上向きの大きな流れ場が形成されている．Case D は唯一， $Gr/Re^2 > 1$ の系であり，パラメータの示すとおり浮力対流が支配的な結果が得られた．一方，Case E および F は，球下流に渦が形成されておらず，ほとんど剥離も見られない．

Figure 3.14 Case D から F までは，流線図と同様のパラメータにおける定常状態の温度場である．すべての Case D では，鉛直上向きに温度場が発達しているのに対し，Case E および F では，流入方向に温度が移流されていることがわかる．また，Case D では，浮力対流が流入境界まで到達していることがわかる．本計算では，流入境界はコントロールボリューム内の計算結果によらず強制的に流速を与えているため，球上方に十分な空間を確保すれば，より上方まで温度場が発達することが予想できる．

Figure 3.15 Case D から F までは，流線図と同様のパラメータにおける定常状態の濃度場である．Case D では，初期濃度が浮力対流に移流され，流入濃度と混ざっていることがわかる．一方，Case E および F は，球表面を流入濃度におおわれていることがわかる．その理由は，Case E および F において，球下流に剥離がほとんど生じていないために，また，浮力対流の影響が極めて小さいためである．

3.6.4. Re 数の違いによる比較

すべての Case を計算結果から，Case A，Case B および C，Case D，Case E および F の 4 種類にわけることができる．このなかで，Case A と D は明らかに流れのパターンが異なる．一方，Case B および C と Case E および F は，似た流れ場を示している．顕著な違いは，球下流の渦の発生の有無，球下流における温度場である．これらすべ

てに共通する性質は、温度場の球下流における半径方向への“広がり”である。Case B および C では、Case E および F に比べて、半径方向への“広がり”が小さい。温度の拡散係数はすべての Case で同じなので、 Re 数の違い（流入速度の違い）によるものか、もしくは渦の有無による違いである。さらに、Case B および C における流線図から、 $g = \pm 10^{-2} G$ の重力加速度を与えた結果は、温度場を考慮しない場合に類似していることがわかっている。そのため、球下流の温度分布の違いは、 Re 数の違いによるといえる。

Table 3.2: Given and resultant flow parameters.

	Gravitational acceleration	Inlet velocity	Reynolds number	Grashof number	Substantial Grashof number	Prandtl number	Schmidt number	Buoyancy inertia ratio
	g	U	Re	Gr	Gr_s	Pr	Sc	Gr/Re^2
Case	$\times 9.81 \text{ m/s}^2$	m/s	-	-	-	-	-	-
A	1.5	0.5	141	1.25×10^4	1.88×10^4	0.67	0.78	0.946
B	10^{-2}	0.5	141	1.25×10^4	1.25×10^2	0.67	0.78	0.00629
C	-10^{-2}	0.5	141	1.25×10^4	-1.25×10^2	0.67	0.78	-0.00629
D	1.5	0.05	14	1.25×10^4	1.88×10^4	0.67	0.78	94.6
E	10^{-2}	0.05	14	1.25×10^4	1.25×10^2	0.67	0.78	0.629
F	-10^{-2}	0.05	14	1.25×10^4	-1.25×10^2	0.67	0.78	-0.629

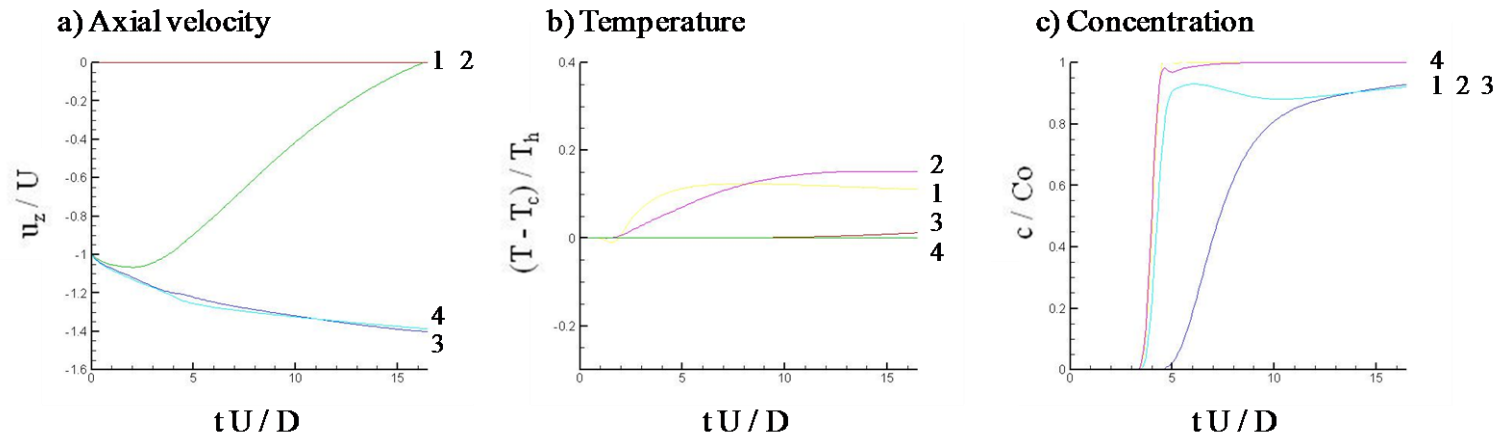


Figure 3.7: Distribution of velocity, temperature, concentration and pressure at l_1 and l_2 on section S_1 to S_5 .

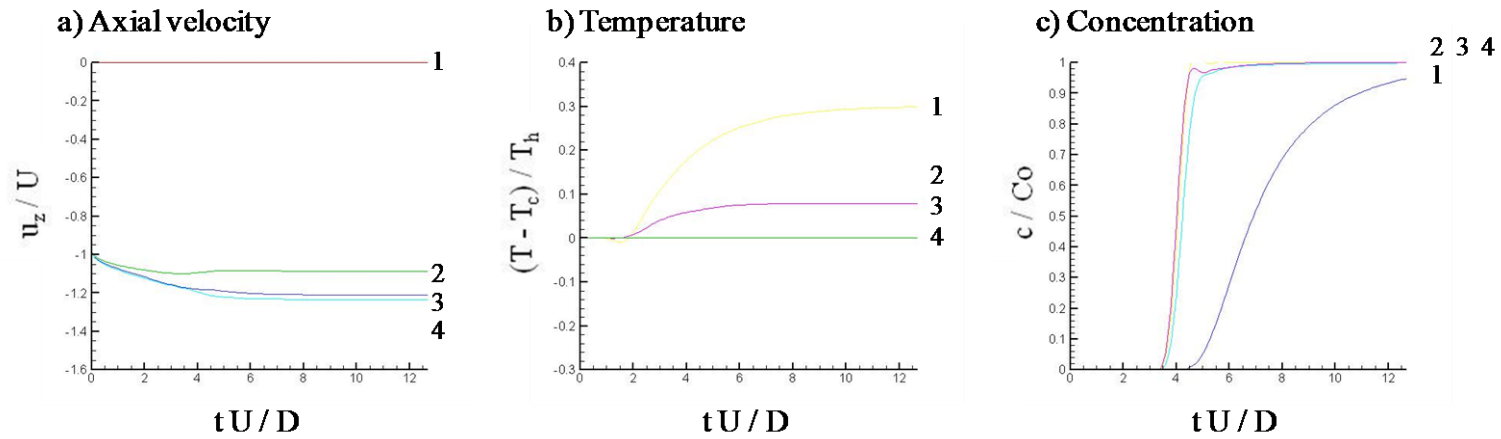


Figure 3.8: Distribution of velocity, temperature, concentration and pressure at l_1 and l_2 on section S_1 to S_5 .

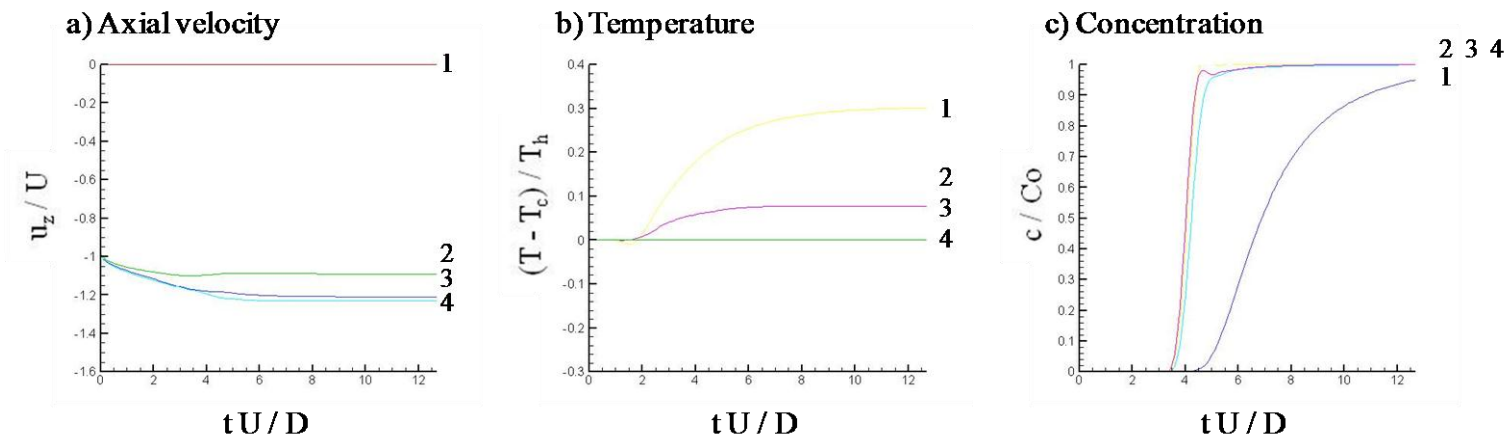


Figure 3.9: Distribution of velocity, temperature, concentration and pressure at l_1 and l_2 on section S_1 to S_5 .

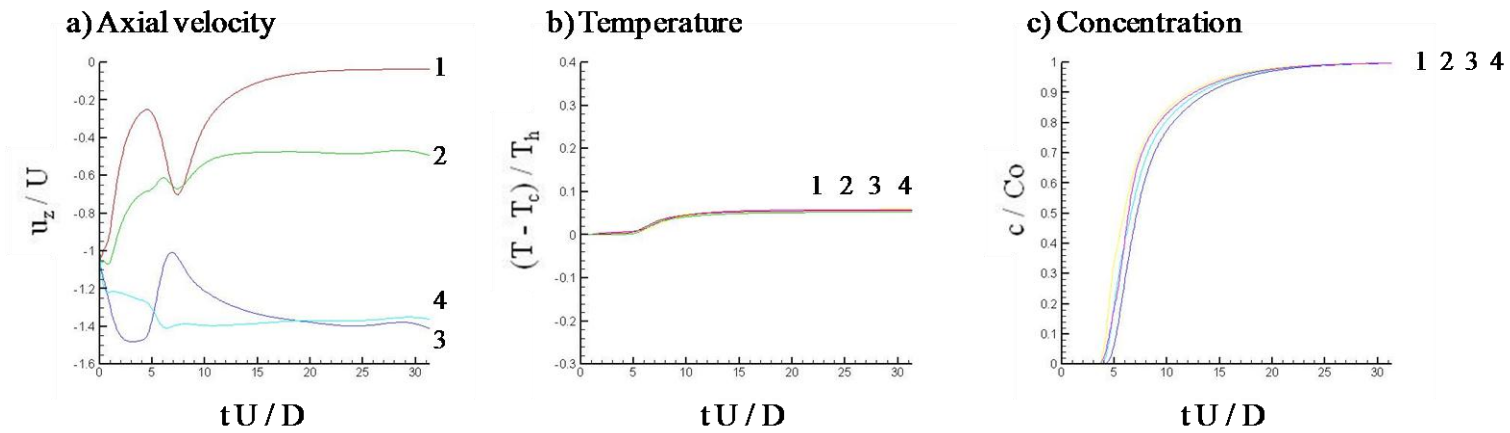


Figure 3.10: Distribution of velocity, temperature, concentration and pressure at l_1 and l_2 on section S_1 to S_5 .

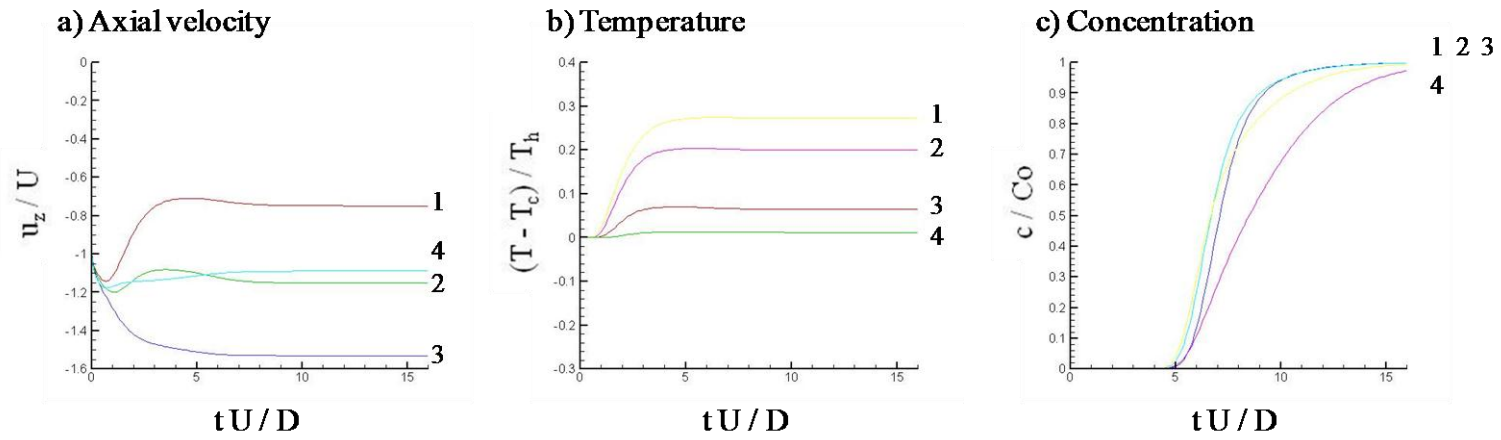


Figure 3.11: Distribution of velocity, temperature, concentration and pressure at l_1 and l_2 on section S_1 to S_5 .

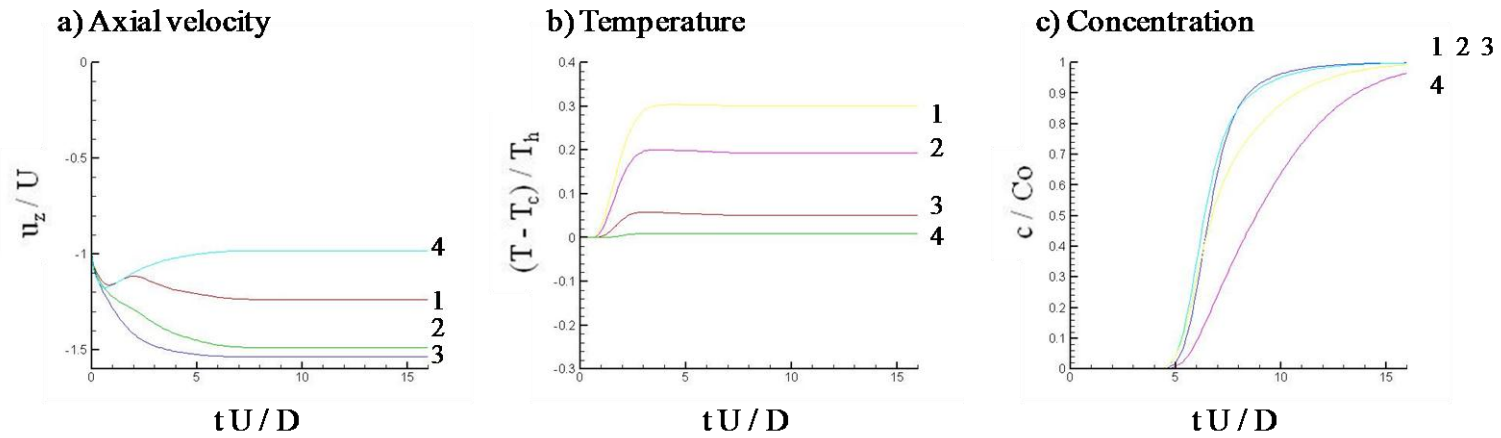


Figure 3.12: Distribution of velocity, temperature, concentration and pressure at l_1 and l_2 on section S_1 to S_5 .

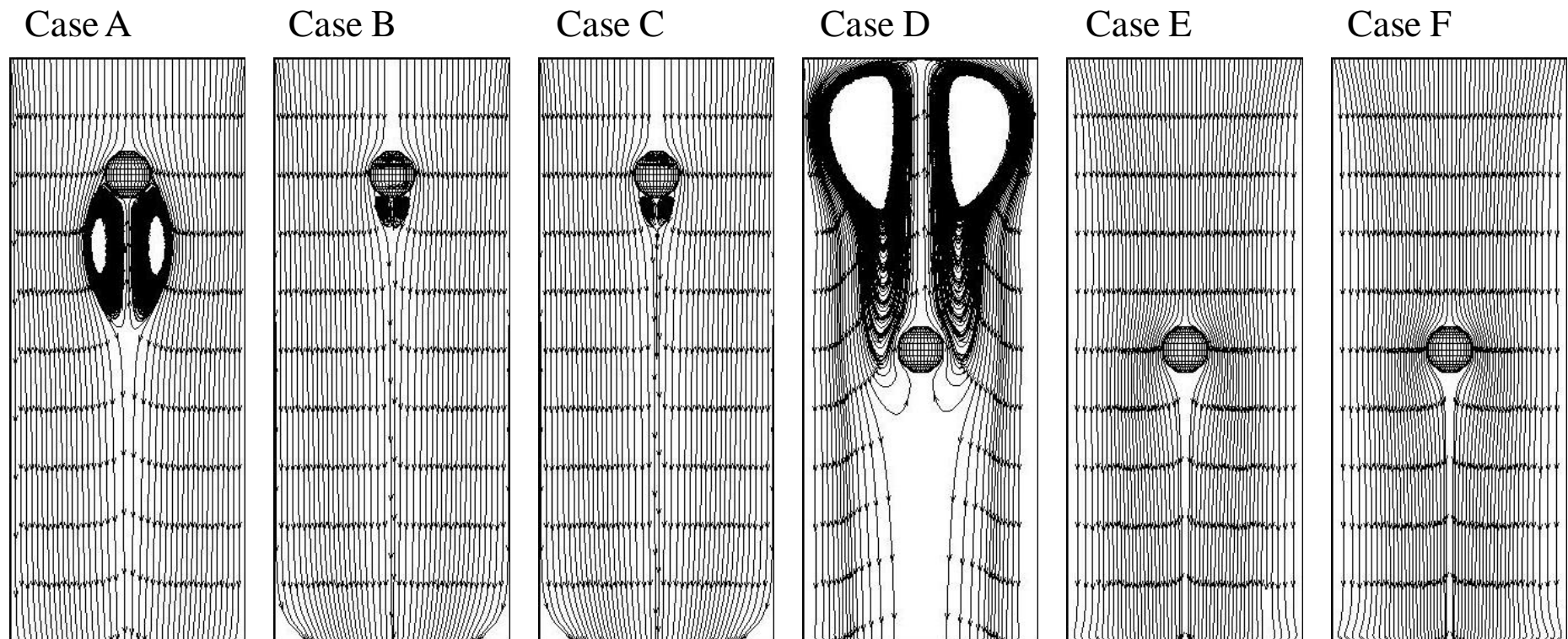


Figure 3.13: Streamline for each case.

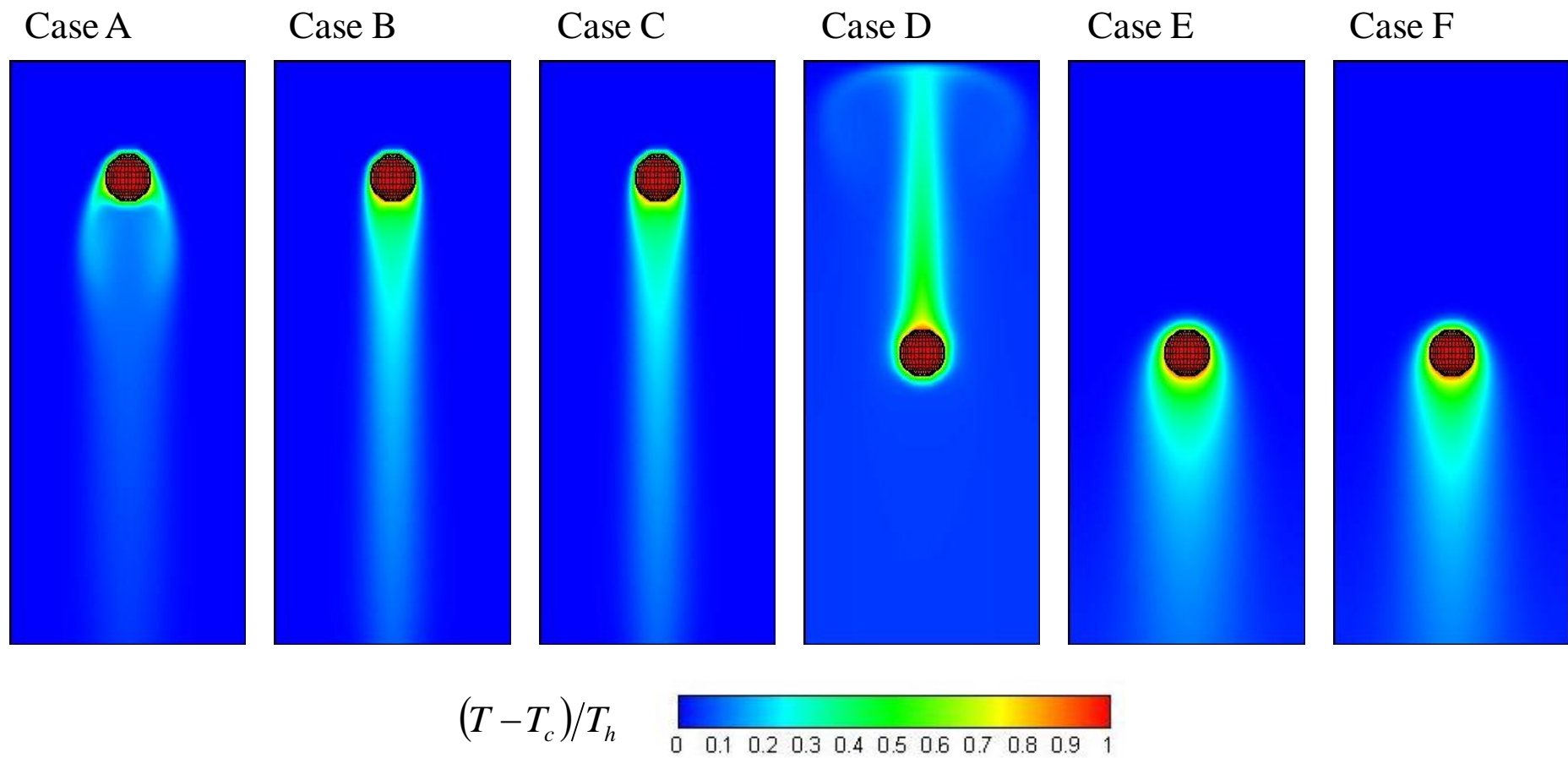


Figure 3.14: Temperature distribution for each case.

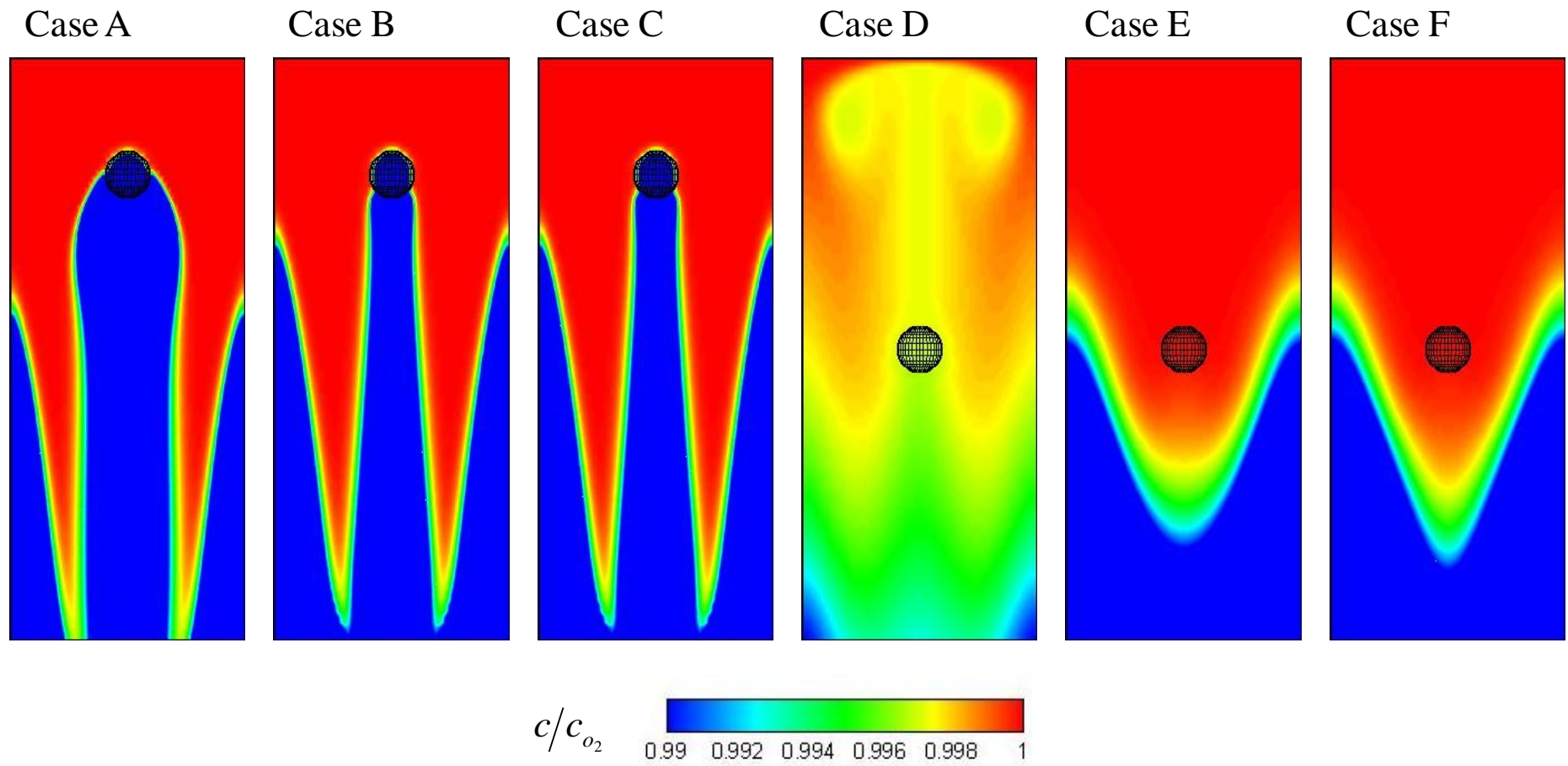


Figure 3.15: Concentration for each case.

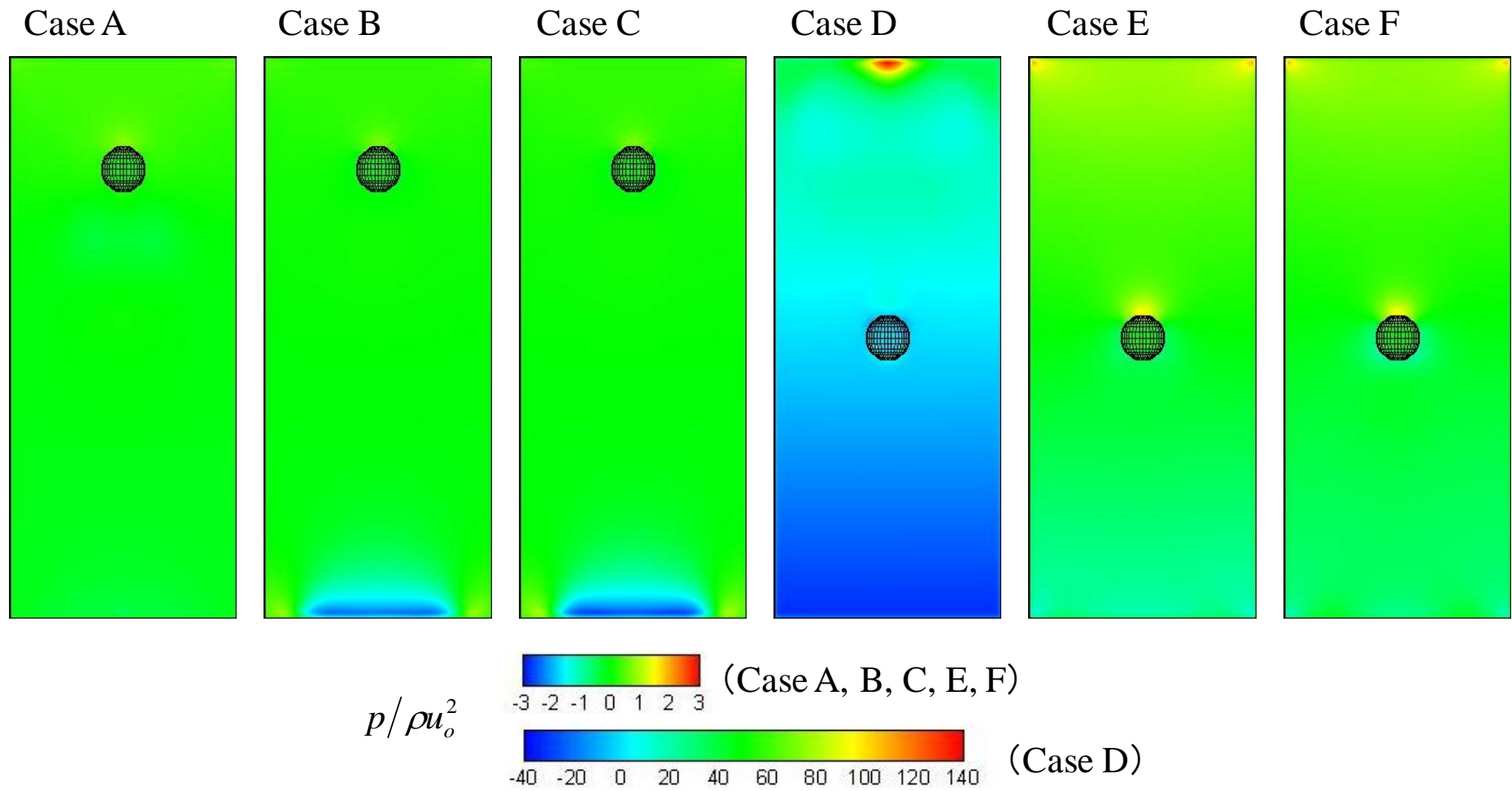


Figure 3.16: Pressure distribution for each case.

4. 最適化

数値シミュレーションの結果、以下のことが判明した；

- 1) 重力加速度が $g = \pm 10^{-2} G$ の場合、大温度を持つ球まわりの浮力対流を無視できること、すなわち、**g-jitter** の影響が無視できること、
- 2) $Re = 141$ の場合、 $1.5 G$ 環境下においても、浮力対流を相殺できること、
- 3) $Re = 14$ の場合、 $1.5 G$ 環境において、浮力対流が流入境界まで到達すること。

以上の結果を用いて、PFLEX 実験システムの最適化を議論する。

1) に関しては、PFLEX 実験の検証のひとつとなる。PFLEX 実験において、重力加速度の Viewpoint から検証を行う場合、 $1.5 G$ から $10^{-2} G$ へ突入する際の重力加速度の変化である“Transition”および微小重力環境下での重力加速度の微小な振動である“**g-jitter**”の影響の検証が必要である。1) は、そのうち“**g-jitter**”を無視できるという結論を導く。

2) および 3) に関しては、流入速度の決定に寄与する。2) は十分速い流入速度を与えれば、 $1.5 G$ 環境下においても浮力対流の影響を無視でき、常に定常状態に近い濃度場が得られることを示している。また、流入ガスは鉛直方向に流れるため、試料の鉛直方向の並進が大きくなると同時に、試料の半径方向の並進は抑制されることが期待される。試料の半

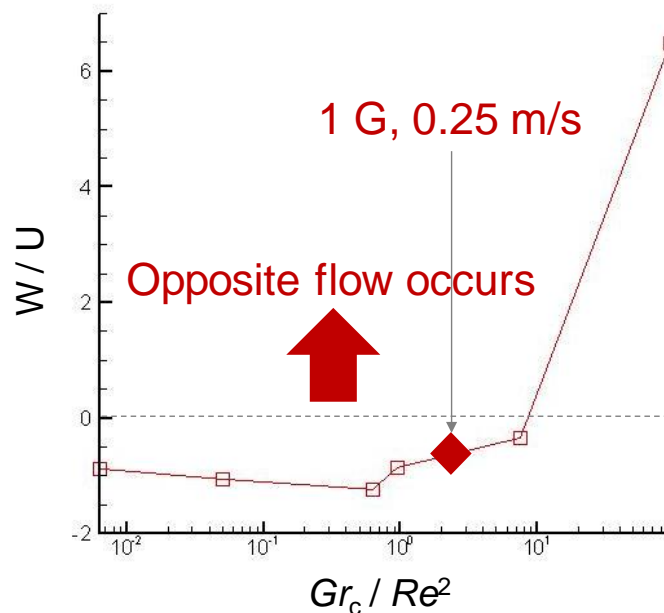


Figure 4.1 Axial velocity above the sphere 1 D by Gr/Re^2 for the each case of CFD result. The buoyancy convection will occur in range of axial velocity by characteristic velocity > 0 .

径方向の並進は、溶融金属がコイル（ガラス管）に付着するおそれがあるため、必ず回避しなければならない制約であるが、鉛直方向の並進には自由度がある。ただし、球上方から大きな対流が流入すれば、それにともない浮遊のためのローレンツ力を大きくしなければならない。これは、球を扁平にする力になってしまい、微小重力環境で実験を行う意義を失う。それとは逆に、流入速度が遅すぎれば、3) のとおり、浮力対流により流入ガスの逆流が生じる。逆流が生じれば、試料まわりの酸素分圧を定常状態へ収束させるまでに、逆流がない場合に比べ時間がかかると予想される。そのため、微小重力環境における雰囲気酸素分圧のコントロール性を追求し過ぎて、流速をあまりに遅くすることは危険である。

以上より、流入速度の決定には、最適解が存在するといえる。すなわち、逆流が発生しない程度まで遅い速度を下限とし、液滴振動を抑制しないまで速い速度を上限とする。さらに、後者に関しては、できるだけ、液滴に外力を与えないことが望ましいので、前者を最適解として決定してよい。

5. 結言

本論文では、航空機を用いた微小重力実験におけるオペレーションが、これまで感覚的になされてきたと仮説を立て、以下、二つの課題を設定した；

- 1) 航空機実験のオペレーションを記述し、20 秒間の微小重力環境を最大限に活用するためのオペレーション最適化を行うこと、
- 2) 地上実験と航空機実験において大きく異なる機構である、酸素分圧コントロール法において、現状のコントロール法の検証を行うこと。

航空機実験のオペレーションの記述では、これまでの暗黙知をあえて紙面におこすことで、トレーサビリティを確保し、解析的に最適化の余地を検討することができた。その結果、重力加速度が大きく変化する微小重力環境近傍において、現行の酸素分圧コントロール法では、コントロール性が悪い可能性があることを指摘した。

以上の解決のため、数値流体シミュレーションにより現行の酸素分圧コントロール法の検証を行い、コントロール性が悪いと結論した。また、その代替案として、地上実験の機構に似たコントロール法（ガラス管を用いる方法）を提案し、同様に数値流体シミュレーションにより検証した。その結果、当初懸念していた航空機加速時の 1.5 G 環境下においても、酸素分圧のコントロール性を確保できる可能性を示唆でき、最適化の提案を行うに至った。

また、本研究における数値シミュレーション自体の検証も流体力学の相似性から地上で

Requirement:

1. 熔融金属の表面張力と酸素分圧の関係解明

System:

1. 航空機実験

Subsystem:

1. 表面張力測定
2. 解析

Component:

1. オペレーション
2. 機器構築
3. トレーニング

Verification:

1. オペレーション最適化の検討
2. 現状モデルの Gas flow 解析

作業分析・数値計算

新モデル提案

Figure 5.1: Vee model of PFLEX system.

行えることを導いたため、実際に航空機上で検証する必要がなくなった。そのため、地上において、本計算結果の Verification を行うことで、航空機実験の Validation が行えると考える。

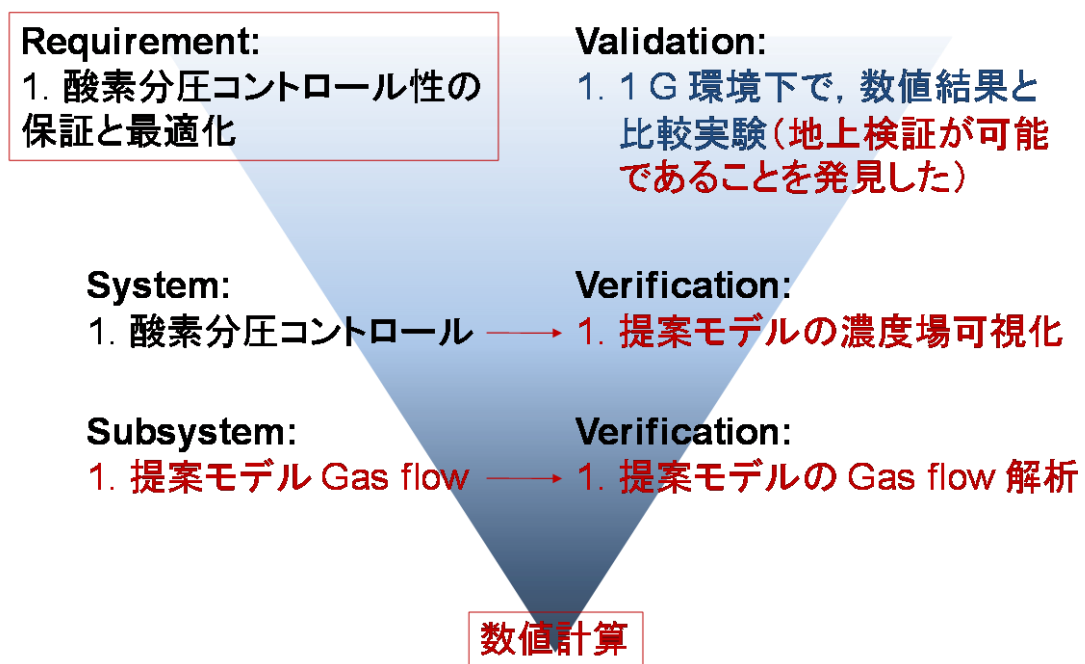


Figure 5.2: Vee model of PFLEX system.

Appendix 1. HSMAC 法

HSMAC 法 (Highly Simplified Marker and Cell method) とは, MAC 系解法の一つで, 連続の式と Navier-Stokes 方程式のカップリングし, 速度と圧力を同時に修正する手法である; 圧力の Poisson 方程式を解かずに計算することで, 計算時間の短縮が可能である. ここでは, 一般的に全方向不等間隔格子に分割された円筒座標系に適用させる場合の HSMAC 法の解法を説明する.

いま, 連続の式と Navier-Stokes 方程式を以下のように定義する;

Equation of continuity

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (\text{A4.1})$$

Navier-Stokes equation

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} = -\nabla p + \mathbf{f}(\mathbf{u}, \mathbf{g}, T). \quad (\text{A4.2})$$

ただし, $\mathbf{f}(\mathbf{u}, \mathbf{g}, T)$ は Navier-Stokes 方程式における対流項, 粘性項, 外力項をまとめた項である.

連続の式を以下のように離散化する;

$$\begin{aligned} & (\nabla \cdot \mathbf{u})^{n+1} \\ &= \frac{1}{r_i} \frac{(ru_r)_{i+1/2,j,k}^{n+1} - (ru_r)_{i-1/2,j,k}^{n+1}}{\Delta r_i} \\ &+ \frac{1}{r_i} \frac{u_{\theta i,j+1/2,k}^{n+1} - u_{\theta i,j-1/2,k}^{n+1}}{\Delta \theta_j} + \frac{u_{z i,j,k+1/2}^{n+1} - u_{z i,j,k-1/2}^{n+1}}{\Delta z_k} \end{aligned} \quad (\text{A4.3})$$

Navier-Stokes 方程式を半径方向に次のように離散化する;

$$\frac{u_{ri+1/2,j,k}^{n+1} - u_{ri+1/2,j,k}^n}{\Delta t} = -\frac{p_{i+1,j,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta r_i} + \frac{f_{ri+1,j,k}^n - f_{ri,j,k}^n}{\Delta r_i}, \quad (\text{A4.4})$$

$$u_{ri+1/2,j,k}^{n+1} = u_{ri+1/2,j,k}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i+1,j,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta r_i} + \frac{f_{ri+1,j,k}^n - f_{ri,j,k}^n}{\Delta r_i} \right). \quad (\text{A4.5})$$

同様に, 周方向, 軸方向に離散化する;

$$u_{\theta i,j+1/2,k}^{n+1} = u_{\theta i,j+1/2,k}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i,j+1,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{r_i \Delta \theta_j} + \frac{f_{\theta i,j+1,k}^n - f_{\theta i,j,k}^n}{r_i \Delta \theta_j} \right), \quad (\text{A4.6})$$

$$u_{zi,j,k+1/2}^{n+1} = u_{zi,j,k+1/2}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i,j,k+1}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta z_k} + \frac{f_{zi,j,k+1}^n - f_{zi,j,k}^n}{\Delta z_k} \right). \quad (\text{A4.7})$$

式 (A.5), (A.6), (A.7) を式 (A.3) に代入し, 整理すると,

$$\begin{aligned} & (\nabla \cdot \mathbf{u})^{n+1} \\ &= \frac{1}{r_i \Delta r_i} \left[r_{i+1/2} \left(u_{ri+1/2,j,k}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i+1,j,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta r_i} + \frac{f_{ri+1/2,j,k}^n - f_{ri+1/2,j,k}^n}{\Delta r_i} \right) \right) \right. \\ & \quad \left. - r_{i-1/2} \left(u_{ri-1/2,j,k}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i,j,k}^{n+1} - p_{i-1,j,k}^{n+1}}{\Delta r_{i-1}} + \frac{f_{ri-1/2,j,k}^n - f_{ri+1/2,j,k}^n}{\Delta r_{i-1}} \right) \right) \right] \\ &+ \frac{1}{r_i \Delta \theta_j} \left[u_{\theta,j+1/2,k}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i,j+1,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta \theta_j} + \frac{f_{\theta,j+1/2,k}^n - f_{\theta,j,k}^n}{\Delta \theta_j} \right) \right. \\ & \quad \left. - u_{\theta,j-1/2,k}^n - \Delta t \left(-\frac{p_{i,j,k}^{n+1} - p_{i,j-1,k}^{n+1}}{\Delta \theta_{j-1}} + \frac{f_{\theta,j-1/2,k}^n - f_{\theta,j,k}^n}{\Delta \theta_{j-1}} \right) \right] \\ &+ \frac{1}{\Delta z_k} \left[u_{zi,j,k+1/2}^n + \Delta t \left(-\frac{p_{i,j,k+1}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta z_k} + \frac{f_{zi,j,k+1/2}^n - f_{zi,j,k}^n}{\Delta z_k} \right) \right. \\ & \quad \left. - u_{zi,j,k-1/2}^n - \Delta t \left(-\frac{p_{i,j,k}^{n+1} - p_{i,j,k-1}^{n+1}}{\Delta z_{k-1}} + \frac{f_{zi,j,k-1/2}^n - f_{zi,j,k}^n}{\Delta z_{k-1}} \right) \right] \end{aligned} \quad (\text{A4.8})$$

となる. 式 (A.8) の圧力 p^{n+1} 着目し, 式を整理すると,

$$\begin{aligned} & (\nabla \cdot \mathbf{u})^{n+1} \\ &= (\nabla \cdot \mathbf{u})^n \\ &+ \Delta t \left[\frac{r_{i+1/2}}{r_i} \left(\frac{p_{i,j,k}^{n+1} - p_{i+1,j,k}^{n+1}}{\Delta r_i^2} \right) - \frac{r_{i-1/2}}{r_i} \left(\frac{p_{i-1,j,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta r_i \Delta r_{i-1}} \right) \right. \\ &+ \Delta t \left[\frac{p_{i,j,k}^{n+1} - p_{i,j+1,k}^{n+1}}{r_i^2 \Delta \theta_j^2} - \frac{p_{i,j-1,k}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{r_i^2 \Delta \theta_j \Delta \theta_{j-1}} \right] \\ &+ \Delta t \left[\frac{p_{i,j,k}^{n+1} - p_{i,j,k+1}^{n+1}}{\Delta z_k^2} - \frac{p_{i,j,k-1}^{n+1} - p_{i,j,k}^{n+1}}{\Delta z_k \Delta z_{k-1}} \right] \\ &+ g(f^n) \end{aligned} \quad (\text{A4.9})$$

となる. ただし, $g(f^n)$ は, 式 (A.8) において圧力に関係しない項をまとめた項である.

式 (A.9) が 0 に収束するように右辺の p^{n+1} を決定すればよい.

さて, 式 (A.9) を以下のように p^{n+1} に関する方程式とみなし解くことを考える;

$$(\nabla \cdot \mathbf{u})^{n+1} = h(p_{i,j,k}^{n+1}) = 0. \quad (\text{A4.10})$$

本計算では、式 (A.10) を Newton 法を用いて解く：方程式の数値解法において、Newton 法は収束が早い。

Newton 法とは、一般の方程式 $f(x)=0$ において、次の漸化式によって 解を求める手法である；

$$x_{n+1} = x_n - \frac{f(x_n)}{f'(x_n)}. \quad (\text{A4.11})$$

式 (A4.11) の x を p に、 f を h に置き換えることで次式を得る；

$${}^{m+1}p_{i,j,k}^{n+1} = {}^m p_{i,j,k}^{n+1} - \frac{{}^m h(p_{i,j,k}^{n+1})}{{}^m h'(p_{i,j,k}^{n+1})}. \quad (\text{A4.12})$$

ただし、式 (A4.11) におけるインデックス n は、式 (A4.12) において左上インデックス m とした。

さて、式 (A4.12) の右辺第 2 項の分母は以下のように展開できる；

$$\begin{aligned} {}^m h'(p_{i,j,k}^{n+1}) &= \frac{\partial {}^m h(p_{i,j,k}^{n+1})}{\partial p_{i,j,k}^{n+1}} \\ &= \Delta t \left(\frac{r_{i+1/2}}{r_i \Delta r_i^2} + \frac{r_{i-1/2}}{r_i \Delta r_i \Delta r_{i-1}} + \frac{1}{r_i^2 \Delta \theta_j^2} + \frac{1}{r_i^2 \Delta \theta_j \Delta \theta_{j-1}} + \frac{1}{\Delta z_k^2} + \frac{1}{\Delta z_k \Delta z_{k-1}} \right). \end{aligned} \quad (\text{A4.13})$$

なお、等間隔格子であれば、式 (A4.13) は以下の式に帰着される；

$${}^m h'(p_{i,j,k}^{n+1}) = \frac{\partial {}^m h(p_{i,j,k}^{n+1})}{\partial p_{i,j,k}^{n+1}} = 2\Delta t \left(\frac{1}{\Delta r_i^2} + \frac{1}{r_i^2 \Delta \theta_j^2} + \frac{1}{\Delta z_k^2} \right). \quad (\text{A4.14})$$

ここで、式 (A4.12) を以下のように定義する；

$${}^{m+1}p_{i,j,k}^{n+1} = {}^m p_{i,j,k}^{n+1} - \frac{{}^m h(p_{i,j,k}^{n+1})}{{}^m h'(p_{i,j,k}^{n+1})} = {}^m p_{i,j,k}^{n+1} + \delta {}^m p_{i,j,k}^{n+1}. \quad (\text{A4.15})$$

n ステップまで計算を終えているとし、 $n+1$ ステップの速度場、圧力場を求めることを考える。式 (A4.5), (A4.6), (A4.7) の \mathbf{u}^n および f^n にそれぞれ n ステップにおける値を代入すると、 \mathbf{u}^{n+1} および p^{n+1} の関係式が得られる。さらに、 p^{n+1} には、 n ステップにおける値 p^n を代入し、仮の速度場 \mathbf{u}^{n+1} が得られる。 p^{n+1} に p^n を代入することで、 \mathbf{u}^{n+1} の値は変わるが、修正されていく速度場であるため、厳密な値を得る必要はない。ここで得られた速度も圧力の関数であるので、圧力と同様に修正し、連続の式を満たすまでくり

かえし計算を行う；連続の式を満たした時点で，その速度場，圧力場を真の値として用いる．

Appendix 2. 数値モデルの決定

一様流中に置かれた球の後流には、さまざまな流れのパターンが出現する。一般に、 Re 数が低ければ、後流は定常・軸対称流を形成する。 Re 数が高ければ、後流は非定常・非軸対称流を形成する。後流のパターンによって計算すべき領域が変化するため、 Re 数による後流パターンの見積りが必要である。

Johnson²⁹⁾ らは、球まわりの流れを実験的・数値的に解析した。その結果によると、 $Re=20$ において剥離が生じ、円環渦が形成され、 $Re=200$ までは、円環渦が主流方向に伸びた形となる。さらに、 $Re=211$ において非軸対称流へ遷移し、 $Re=270$ を超えると非定常流へ遷移する。すなわち、 $Re=270$ までは、定常流を得る。ただし、代表長さを球直径、代表速度を主流速度とし、 Re 数を算出する。

Johnson らの結果によると、 $Re=150$ では、球中心から球直径の 6 倍程度後方まで渦が発達する。渦が流出境界まで発達すると、不自然な流れ場を形成する可能性がある。なぜなら、流出面の速度場は、コントロールボリュームの流出入バランスを確保するために、元の速度場を補正したものになる。この境界にまで渦が発展すると、修正前の渦のベクトル場が、コントロールボリュームの流出入バランスを確保するために、不自然なベクトル場に補正される。よって、以下の手段をとる必要がある；

- 1) 渦の発展よりも大きなコントロールボリュームを確保する
- 2) 時間刻みを渦の流出にともなって細かくする。

1) のコントロールボリュームの拡大は、渦全体を自然にとらえ、計算の発散を防ぐことが可能である。しかし、計算モデルでは、試料中心から流出境界までの距離が決められており、計算モデルと異なる計算を行うことになる。2) の時間刻みの考慮では、流出境界における軸方向以外の速度が一様流に比べ増加した場合、計算の発散を防ぐことができる。ただし、時間刻みを一様に小さくした場合、計算時間が莫大に増加するため、時間進行のたびに、CFL 条件 (Courant-Friedrichs-Lewy condition) および各方向の拡散速度を計算し、その最小値を時間刻みとする必要がある。特に本計算では、支配的な流れとして流入による流れ以外に浮力対流が存在する。そのため、浮力対流の規模を想定して時間刻みを一定に決定することは難しい。時間刻みを大きくし過ぎて計算が発散する可能性、逆に小さくし過ぎて時間積分がなかなか進行しない可能性がある。時間刻みを計算ステップごとに決めることで、このような問題を回避できる

CFL 条件とは、 u_i を i 方向の速度、 Δx_i を i 方向の格子間隔、 Δt を時間刻みとし、次式によってあらわされる制約である；

$$C_i = \frac{|u_i| \Delta t}{\Delta x_i} \leq 1. \quad (\text{A5.1})$$

また、 i 方向における拡散速度 D_i は次式によってあらわされ、0.5 以下の値をとる必要が

ある.

$$D_i = \frac{1}{Re} \frac{\Delta t}{\Delta x_i^2} \leq 0.5. \quad (\text{A5.1})$$

以上を考慮すると, 各ステップの時間刻み Δt_n は, あらかじめさだめた時間刻み Δt_c を加えて, 以下の式で定義する;

$$\Delta t_n = \min \left(\frac{\Delta x_i}{|u_i|}, 0.5 \times Re \Delta x_i^2, \Delta t_c \right). \quad (\text{A5.2})$$

ただし, CFL 条件および拡散速度の考慮において, それぞれ 80% の値を上限として Δt_n を定めた;

$$\Delta t_n = \min \left(0.8 \times \frac{\Delta x_i}{|u_i|}, 0.8 \times 0.5 \times Re \Delta x_i^2, \Delta t_c \right). \quad (\text{A5.3})$$

上記を考慮し, 計算モデル決定のための数値実験を行った. $Re=141$ の場合は, 浮力対流に比べて流入による対流が支配的で, 試料の存在が上流に比べ下流に影響を与える. そのため, 試料を円筒の軸方向中心ではなく, より上流へ設置し, 下流の渦を可能な限り自然に再現し, 流境界における不自然性を少なくするモデルを提案する; “High Re model” とよぶ. また, $Re=14.1$ の場合は, 粘性の影響が大きくなり, 試料の存在が上流にも影響をおよぼしやすくなるため, 試料を中心に設置したモデルを提案する; “Low Re model” とよぶ.

Appendix 3. 数値モデルの信頼性検証

本研究で用いたプログラムで正しく物理現象を再現できているかを検証する。方法は、対称とするモデルに比べ、格子分割数を増やし、結果を比較するもの、および、既存の実験結果、数値計算結果と比較するものである。

解析に用いた格子分割数は、 $(N_r, N_\theta, N_z) = (32, 36, 100)$ である (Low mesh)。格子解像度を確認するために、 $(N_r, N_\theta, N_z) = (40, 40, 150)$ における計算結果 1 (High mesh) と比較し、検証する。検証には、 $Re = 14$, $g = 1.5 G$ の低 Re モデルを用いる。双方の格子分割数における定常状態を計算し、速度、温度、濃度分布を比較する；円筒底面から 10 D の位置における半径方向成分において、両者の速度、温度、濃度分布を比較する。

Figure A5.1 に High mesh の場合と Low mesh の場合それぞれにおける上記の半径成分における a) 軸方向速度、b) 温度、c) 濃度分布を示す。すべての物理量において傾向は一致している。しかし、軸方向速度成分では最大 50 % の違いがあり、温度分布では最大 33 % の違いがあり、濃度分布では最大 13 % の違いがある。その理由の一つとして、本研究におけるもっとも複雑な流れ場を評価している点および、定常状態への収束が完全ではないことが考えられる。また、それぞれの最大値に対する相違であれば、軸方向速度成分では 20 % の違いがあり、温度分布では 33 % の違いがあり、濃度分布では 13 % の違いがある。最大値に対しての違いは少なく、大局的には現象をとらえている可能性がある。

Figure A5.2 に、High mesh および Low mesh 定常状態における濃度場を示す。この図では、大局的に濃度の移流や拡散の傾向は一致しているといえる。よって、本計算の信頼性は高いとは言えないが、大局的な現象把握には十分であると考ええる。

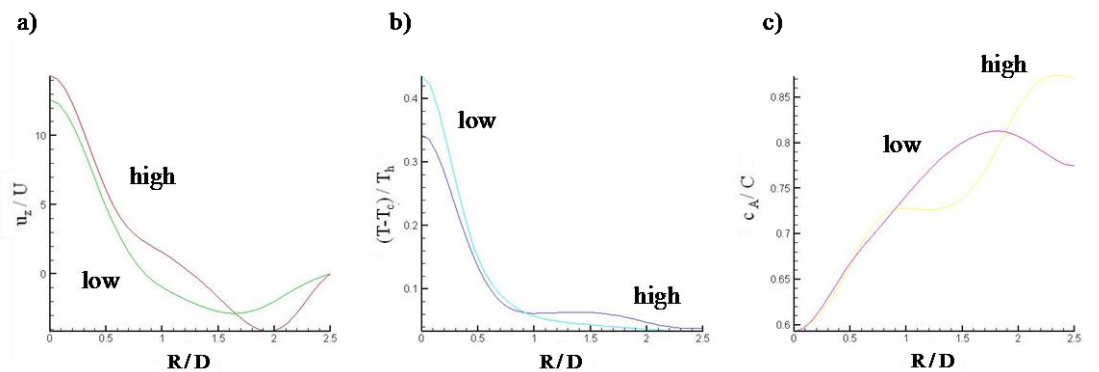


Figure A3.1: Comparison of axial velocity, temperature and concentration between high mesh and low mesh.

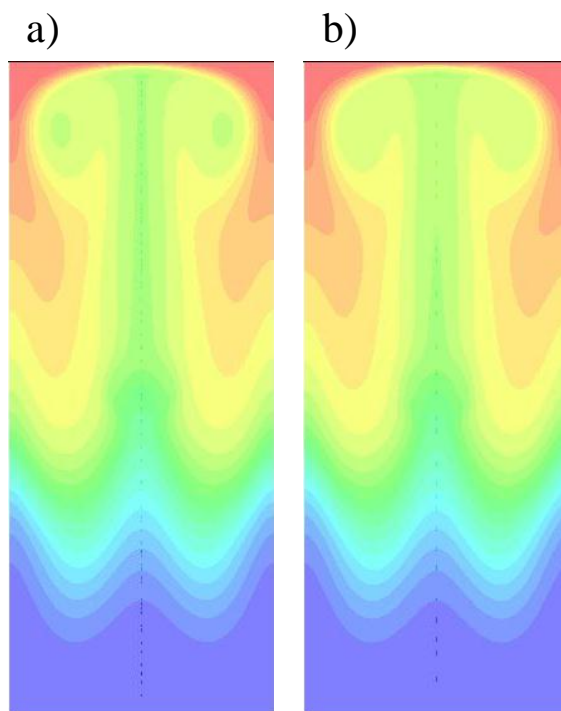


Figure A3.2: Concentration distribution for a) high mesh and b) low mesh.

参考文献

- 1) Ozawa, S., Morohoshi, K., Hibiya, T., & Fukuyama, H. (2010). Influence of oxygen partial pressure on surface tension of molten silver. *Journal of Applied Physics*, 107(1), 014910.
- 2) Lu, S. P., Fujii, H., & Nogi, K. (2009). Weld shape variation and electrode protection under ar-(Ar-O₂) double shielded GTA welding. *Science & Technology of Welding & Joining*, 14(8), 726-733.
- 3) Lord Rayleigh. (1879). On the capillary phenomena of jets. *Proceedings of the Royal Society of London*, 29, 71-97.
- 4) Cummings, D. L., & Blackburn, D. A. (1991). Oscillations of magnetically levitated aspherical droplets. *Journal of Fluid Mechanics*, 224, 395-416.
- 5) Fukagata, K., & Kasagi, N. (2002). Highly energy-conservative finite difference method for the cylindrical coordinate system. *Journal of Computational Physics*, 181(2), 478.
- Chatain, D., Beysens, D., Madet, K., Nikolayev, V., & Mailfert, A. (2006). Study of fluid behaviour under gravity compensated by a magnetic field. *Microgravity Science and Technology*, 18(3-4), 196-199.
- Guo, H., Zhao, J. F., Ye, F., Wu, F., Lv, C. P., & Ma, C. F. (2008). Two-phase flow in fuel cells in short-term microgravity condition. *Microgravity Science and Technology*, 20(3-4), 265-269.
- Hayashi, Y. (2005). Ordering and behavior of fine particles in plasmas under gravity and microgravity conditions. *Microgravity Science and Technology*, 16(1-4), 64-66.
- HIRT C W. (1972). Calculating three-dimensional flows around structures and over rough terrain, *J L. J.Comp.Physics*, 10, 324-340.
- Johnson, T. A., & Patel, V. C. (1999). Flow past a sphere up to a reynolds number of 300. *Journal of Fluid Mechanics*, 378, 19-70.
- Kabova, Y. O., Kuznetsov, V. V., & Kabov, O. A. (2008). Gravity effect on the locally heated liquid film driven by gas flow in an inclined minichannel. *Microgravity Science and Technology*, 20(3-4), 187-192.
- Leonard, B. P. (1979). Stable and accurate convective modeling procedure based on quadratic upstream interpolation. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 19(1), 59-98.
- Narayanan, C., & Lakehal, D. (2008). Two-phase convective heat transfer in miniature pipes under normal and microgravity conditions. *Journal of Heat*

Transfer-Transactions of the Asme, 130(7), 074502.

- Nitsche, L. C. (1996). One-dimensional stretching functions for Cⁿ patched grids, and associated truncation errors in finite-difference calculations. *Communications in Numerical Methods in Engineering*, 12(5), 303-316.
- Snyder, T. J., Chung, J. N., & Schneider, J. B. (1998). Competing effects of dielectrophoresis and buoyancy on nucleate boiling and an analogy with variable gravity boiling results. *Journal of Heat Transfer-Transactions of the Asme*, 120(2), 371-379.
- TANEDA Sadatoshi. (1956). Experimental investigation of the wake behind a sphere at low reynolds numbers. *Journal of the Physical Society of Japan*, 11(10), 1104-1108.
- Wang, T. C., Snyder, T. J., & Chung, J. N. (1996). Experimental examination of forced-convection subcooled nucleate boiling and its application in microgravity. *Journal of Heat Transfer-Transactions of the Asme*, 118(1), 237-241.
- マイクログラビティ / 石川正道, 日比谷孟俊共編(1994). In 日比谷 孟. (Ed.), . 東京: 東京 : 培風館.
- 中村新, 日比谷孟俊, & 山本文雄. (1991). 航空機による微小重力環境下での水銀の熱伝導率測定実験. *日本マイクログラビティ応用学会*, 8(3), 109-113.
- 吉田 尚史, 渡辺 崇, & 中村 育雄. (1993). 角柱流れの流出境界条件に関する数値的研究. *日本機械学会論文集.B 編*, 59(565), 2799-2806.
- 吉田 尚史, 渡辺 崇, & 中村 育雄. (1995). 非定常非圧縮流れの流出境界条件に関する数値的研究. *日本機械学会論文集.B 編*, 61(588), 2887-2895.
- 戴 毅, & 小林 敏雄. (1992). 一様流に流される渦の流出境界条件の検討. *日本機械学会論文集.B 編*, 58(546), 313-320.
- 日本熱物性学会. (2008). 新編熱物性ハンドブック. 東京: 養賢堂.

謝辞

修士研究を行うにあたり、多くの方々にご指導・援助をいただきました。この場で感謝を述べさせていただきます。

指導教員を引き受けてくださった慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科日比谷教授は、研究者として生きるということ、教育者として生きるということを教えてくださりました。また、どんなにお忙しいときでも、ゼミを優先してくださりました。心より御礼申し上げます。有難うございました。

副査を引き受けてくださった慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科システムデザイン・マネジメント専攻佐々木教授、小木教授には、お忙しい中多くの時間を割いていただき、論文への貴重なアドバイスをいただきました。

数値計算の分野でご指導くださった慶應義塾大学大理工学深瀧助教には、数値計算において多くの指針を示していただきました。素人である私に懇切丁寧に流体力学の初歩を教えていただき、勉強不足を気づかせていただきました。

慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科委員長狼教授、浦郷助教およびその研究室に在籍する方々には、研究の発展途上の段階から多くのアドバイスをいただきました。尊敬すべき方々の中で発表をする・発表を聴くことはたいへん刺激になりました。

数値計算を行うにあたり、計算機を手配くださった本研究科西村教授、浦郷助教、立山助教は、プログラミングに関すること、ワークステーションの使い方などをお教え下さりました。

航空機実験に参加させていただき、初歩的な事柄からひとつひとつ教えていただいた学習院大学理学部物理学科渡邊教授、水野助教、首都大学東京システムデザイン学部小澤助教、学習院大学および首都大学東京の PFLEX メンバーには、実験に参加する機会をいただけたこと、大変ありがたく思います。貢献などとは口ばかりですが、より努力して、少しの領域でもチームとして貢献することを目標に研究に邁進できました。

日比谷先生の研究室に所属する修士課程 2 年廣瀬一弥氏には、様々な面でお世話になりました。研究へのアドバイスは驚かされるものが多く、SDM の分野・数値計算の分野とも有り難いものでした。就職が決まった際に、日比谷先生とご一緒にお祝いをして下さったことは今でも鮮明に覚えていいます。博士課程に在籍されている方々からは、毎回のゼミで尊敬の念を抱かずにはいられませんでした。研究においても仕事においても、目標とさせていただきます。

最後に、本当に長い間、のびのびと学生でいることを許してくれて、今、とても幸せな思いです。この経験を無駄にしないよう、精一杯生きていきます。