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ま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、軌道上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

* 2013.11.14 受付

** 東京大学大学院工学系研究科 〒113-8656 文京区本郷 7-3-1

TEL: (03)5841-6576 FAX: (03)5841-6624 E-mail: himeno@aero.t.u-tokyo.ac.jp

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も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なだけでなく、タンク底部に気相(アレッジガス)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)

Fig.3 Electrical exciter for sloshing test.

(a) Experiment

(b) Computation

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

(a) Configuration of vehicle (GC).

(b) Initial operation of aborting operation.

Fig.5 Reusable SoundingRocket : RSR
(JAXA/ISAS)

Fig.6 Hydraulic exciter for sloshing test.

(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(アボート)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まれている。

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、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、ヒドラジンスラスト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.18 Dynamic motion of liquid nitrogen in a
cylinder pressurized with gaseous nitrogen or
helium and induced changes in pressure.

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、碎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

Fig.19 Bubble growth and departure[13].

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

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力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、特に碎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でき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広がっており、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 Statler, 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, 387-449(1966).
- [2] Antar, B. N. and Nuotio-Antar, V. S., Fundamentals of Low Gravity Fluid Dynamics and Heat Transfer, CRC Press(1993) (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, 2598-2601(1988).
- [4] Kunugi, T., MARS for multiphase calculation, Computational Fluid Dynamics Journal, Vol.9(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, 146-159(1994).
- [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(765), 778-788(2010).
- [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., Numerical and Experimental Investigation on Sloshing in Rocket Tanks with Damping Devices, AIAA 2007-5557(2007).
- [9] Himeno, T., Konno, A., Tsuboi, M., Fukuzoe, M., Kitayama, O. and Watanabe, T., Numerical Investigation of Liquid Behavior in the Propellant Tank of H-IIA, AIAA 2002-3987(2002).
- [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(2), 99-105(2006).
- [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., Heat Exchange and Pressure Drop Enhanced by Sloshing, AIAA 2011-5682(2011).
- [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(1), 2-7(2012).
- [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)