



ISAS ニュース
宇宙科学研究所
 2000.7 No.232

▲「のぞみ」軌道修正風景（本文記事参照）（撮影：前山勝則）

〈研究紹介〉

数値燃焼試験の夢

宇宙科学研究所 嶋田 徹

コンピュータを用いて物理現象を数値的に模擬することによって、空気等の流体の力学を研究したり、或いは模擬するためのソフトウェアやハードウェアの技術を研究したりする学問分野を数値流体力学と呼びます。数値流体力学は英語で Computational Fluid Dynamics と呼ばれ、通常 CFD と呼ばれています。既に CFD は各種試験と補完しながら、ロケットの設計開発にとって重要な道具となっています。また、設計対象で生じる物理現象をより良く理解するための道具としても活躍しています。

はじめに、衛星打ち上げ用ロケットが飛翔する際の速度を見てみましょう。打ち上げ直後の低速度からロケット噴射によって徐々に加速し、やがて音速に達し、さらに速度を上げます。機体に掛かる空気力や熱の特性は各速度領域で異なります。空力設計をするためにはこれらの特性を定量的に知る必要があります。空気力学的環境を地上で人工的に作り出す装置を風洞と呼

びます。風洞試験では、模型の周りに気流を当て、模型に働く力等を測定します。しかし高速度の領域になる程、風洞で実環境を再現するのが困難になります。一方 CFD にはそのような制約がありません。このような理由から、全ての設計データを風洞試験で賄うよりは、CFD と補完しあう方が、効率的であると考えられます。この考え方をさらに推し進めたものが数値風洞です。既に数値風洞試験という意識で CFD を活用する人達が現れています。

CFD は空気力学技術の分野だけでなく、推進技術の分野でも同様に活用されています。ならば数値燃焼試験ができないでしょうか？ここではそのようなことを少し考えてみます。

まず、ロケットの内部流れに目をやりましょう。燃焼室内は、固体ロケットを例にとると、摂氏 3,000 度を超える高温、50 気圧～100 気圧にもなる高圧の燃焼ガスで満たされています。ロケット内部の気流の速度

は、燃焼室では亜音速、スロート付近で音速になり、ノズル拡大部で超音速になっています。この気体は固体推進薬が燃焼することによって供給されます。

一般に推進薬は主に酸化剤と燃料から構成されています。人工衛星打ち上げ用の大型ロケットに使われる固体推進薬では、酸化剤微粒子等が、燃料となる物質によって接着された格好になっていて、コンポジット推進薬と呼ばれています。M-Vロケットの推進薬では、過塩素酸アンモニウム($\text{AP}:\text{NH}_4\text{ClO}_4$)を酸化剤とし、末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)を燃料としています。APは球形粉末状で何種類かの粒径を組み合わせで用いています。HTPBは液状のゴムです。この他に助燃材として直径30~40ミクロンのアルミニウム(Al)粉末や、酸化鉄(Fe_2O_3)の粉末が加えられ、硬化剤と共に全てを混ぜ合わせて固められています。金属燃料を混入すると燃焼温度が上がりますので、その結果ロケットの性能が向上します。

一方アルミニウム粒子を混合することによって燃焼ガスの物理化学的過程は複雑になります。仮に全部のアルミニウムが酸化アルミニウム(アルミナ: Al_2O_3)になるとしますと、アルミナ粒子の質量分率は全体の40%近くにもなります。このため、固体ロケットモータの内部流れは、気相と粒子相からなる混相流として考える必要があります。

数値燃焼試験を実現するためには、固体ロケットモータ内部の物理化学過程を適切に表現する数学モデルを作り、これを精度良く効率的に数値解析することが要求されます。数学モデルを作るためには、実験で起こる現象を注意深く観察したり、必要な物性値を取得したりすることが重要です。そして物理学と化学や数理解析の手法を用いて、数学モデルを構築します。数学モデルと解析ツールを作るときの、実験、理論、数値解析の役割分担を図1のように考えてみました。

では数値燃焼試験のための数学モデルについて考えてみましょう。まずコンポジット推進薬の燃焼について見ます。推進薬表面が点火器によって加熱されると、酸化剤(AP粒子)とバインダーの熱分解が促進されます。熱分解によって発生したガスは拡散混合によって反応し、推進薬表面より少し離れた位置に火炎を形成します。そして火炎の熱が

推進薬表面にフィードバックされて、酸化剤とバインダーの熱分解が促進され、燃焼が維持されます。フィードバックされる熱量は燃焼表面の局所圧力、温度および流速によって変化します。熱量の変化は酸化剤や燃料の熱分解速度を変化させます。言い換えれば推進薬の燃焼速度は、近傍の気体の速度、圧力、輻射の変動に応答して変化します。そして燃焼速度が変わると流量が変化し、それに応じて圧力が変化するという具合に、これらは密接に関係しあっています。ロケットとして望ましくないのは、この応答が共鳴する場合です。この場合、燃焼は非定常になって激しく振動し、燃焼室を構造力学上の脅威にさらすことになります。

推進薬の燃焼に関する着火、保炎、消火、振動燃焼、侵食燃焼の数学モデルを個々に研究するだけでなく、内部流動の数学モデルと一緒に統合したアプローチを模索したいと考えています。

アルミニウムは酸化皮膜を帯びた固体粒子の形でランダムに推進薬に混合されています。燃焼表面が近づくにつれて粒子周辺の温度が上昇します。やがて燃焼表面が粒子に達し、粒子がバインダー蒸気中に露出します。粒子温度はアルミニウムの融点に達し、酸化皮膜が破れて液体アルミニウムが流出し、近接の粒子同士が付着する状況になります。さらには付着していた複数の粒子が合体し、凝集体と呼ばれる単一の液滴を形成したりします。凝集体の直径は50-400ミクロン程度です。さらに温度が上がって、アルミニウムの沸点(1気圧の場合で2750K)に達しますと、液滴は輝炎を発する離脱火炎(温度3800K程度)に包まれ、燃焼ガスに乗って燃焼室内に流れ出し、ノズル出口に向かって飛翔します。燃焼しながらアルミニウム粒子は縮小し、燃焼が完結するとアルミナの残滓を残してなくなります。アルミニウムが燃焼している間は、直径1ミクロン程度のアルミナ液滴の白煙が発生します。

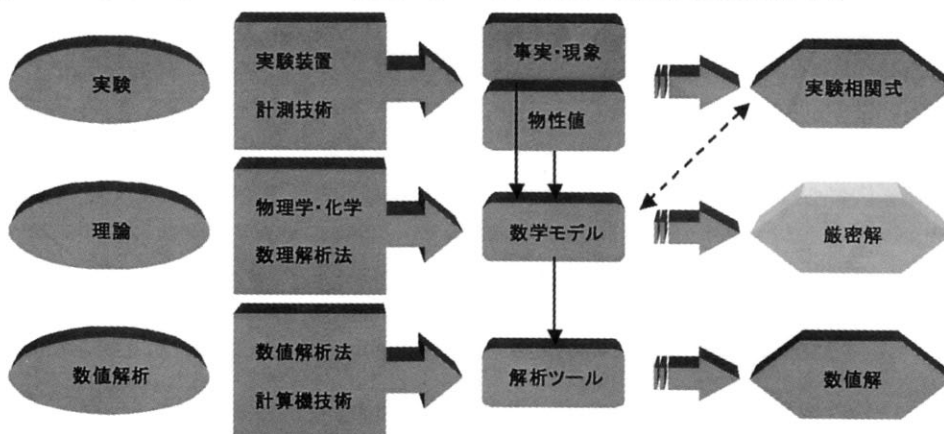


図1 数学モデルと解析ツール構築の方法

数学モデルを作る際には、このような直観的なイメージや、ある種の簡略化がどうしても必要となります。しかし実際、燃焼中の粒子はアルミニウムを核としてアルミナが取り囲んで凝集したような液滴のようです。両者が初期にどのぐらいの割合か(初期燃焼完結度)、燃焼室内では如何なる粒径分布と考えればよいのか、充分と言えるデータがあるわけではありません。現在このデータを取得するための実験が進行中であり、その成果に期待するところです。

次に混相流の数学モデルを考えましょう。混相流では相境界で起きる微視的スケールの現象が、内部流れの巨視的スケールの現象に影響を及ぼしています。

アルミナ粒子の平均粒子間距離を概算で評価しますと、粒子直径より十分大きい事が判ります。このような混相流は、希薄性の分散流と分類されます。この場合、粒子運動は主として気相が及ぼす表面力と重力などの体積力によって支配され、粒子衝突は二体衝突でモデル化することができます。また、粒子相の体積率は無視できるほど微小です。

固体ロケット内部流れの代表長はスロート直径のオーダーです。これと粒子の平均距離を比べてみると、前者が後者より桁違いに長いことが分かります。このような場合には、粒子相に体積平均量を定義することができます。そして体積平均量の振る舞いを、連続体の保存方程式によって表現することができます。このことを利用したモデル化を二流体モデルと呼びます。一方、粒子相を運動方程式によって表すモデルを、ラグランジュモデルと呼んでいます。

混相流中の粒子の速度や温度は粒子の大きさによって異なります。大きい粒子ほど気相との速度差や温度差が大きくなります。粒子が気相速度に緩和するまでの時間と、流体现象の代表時間との比をストークス数と呼びます。燃焼室内部の低速気流中を1ミクロン程度のアルミナ微粒子が流れている場合は、ストークス数が1より充分小さく、粒子相の速度と温度は速やかに気相に追従します。これを平衡流と呼びます。一方、ノズル拡大部の高速気流中を200ミクロン程度のアルミニウム粒子が流れている場合は、ストークス数が1より充分大きくなり、粒子相は気相の状態に無関係に振舞います。これを凍結流と呼びます。これら両極端を考えることにはそれなりの意味があります。しかし現実はこちらの中間の非平衡混相流です。

速度差や温度差ができると、摩擦や熱伝達の現象が生じ、気相と粒子は運動量やエネルギーを交換します。非平衡混相流では、相間の速度や温度差の緩和時間と、

流れの代表時間が近い値になっています。運動量の交換は粒子の空力抵抗係数によって、またエネルギーの交換は粒子の熱伝達係数によってモデル化されます。通常の飛翔体であれば、これらの係数を風洞試験で測定し速度差や温度差に対する相関式をまとめることができます。しかし、燃焼しながら飛翔する微小液滴の風洞試験は非常に困難と思われます。今後、CFD解析を利用して、反応気体中を燃焼しながら飛翔するアルミニウム粒子の周りの流れ場を解析し、上記の係数を評価したいと考えています。これ自体容易なことではありませんが到達可能な目標と思っています。

粒子が充分微小になると、気相分子の熱運動に影響されてブラウン運動が起こります。1ミクロンのアルミナの場合、ブラウン運動の拡散係数は温度の燃焼室内の温度で高々 $5 \times 10^{-6} \text{m}^2/\text{s}$ 程度と評価されますので、ブラウン運動による大きな影響はないと考えられます。

液滴に掛かる慣性力と表面張力の比である液滴ウェーバー数がある臨界値を超えますと液滴分裂が起きると考えられています。粒子直径が大きくなって100ミクロン前後になりますと液滴分裂をモデル化する必要があります。また液滴同士が衝突すると、凝集や分裂が起こります。これによって粒子相の運動量やエネルギーの散逸が起きます。粒子相を一つの流体とみなすアプローチでは構成方程式のモデルを研究しなければなりません。あるいは計算規模が大きくなりますが、粒子相を幾つかのグループに分け、グループ毎に保存式を立て、グループ間の質量等の交換をモデル化する方法も考えられます。交換における係数は気体論の方法をベースにしてモデル化できそうです。

表面張力や液滴衝突については、モデルを作る前に、十分な実験観測と、CFDによるシミュレーションを実施したいと考えています。

内部流れの数学モデルと数値解析ツールが完成すれば、そこからロケットの性能評価、モータ内部材への熱負荷評価は容易にできます。その次のステップとして、構造・耐熱部材の熱化学的および熱構造的な応答を同時に扱う数値解析ツールに発展させたいと思います。そこまで行けば、少しは数値燃焼試験の姿が見えてくるのではないのでしょうか？

ここでは固体ロケットを例として数値燃焼試験の夢を語らせて頂きました。言うまでもなく、液体ロケット、ハイブリッドロケット、電気推進の数値燃焼試験を考えることができます。また、スペースの都合で割愛しましたが、“数値燃焼設備”即ち計算機ハードウェアと、数値解析アルゴリズム側にも興味深い課題が多

いことでしょう。

というわけで、数値燃焼試験と呼べるようになるまでには、色々な分野の研究が必要です。ご興味をお持ち

ちの方々と一緒に進めたいと思います。

(しまだ・とおる)

お知らせ



★シンポジウム

月・惑星シンポジウム

開催日：8月7日（月）～9日（水）

場所：本館2階会議場

問合せ先：宇宙科学研究所研究協力課共同利用担当

TEL：042-759-8019（ダイヤルイン）

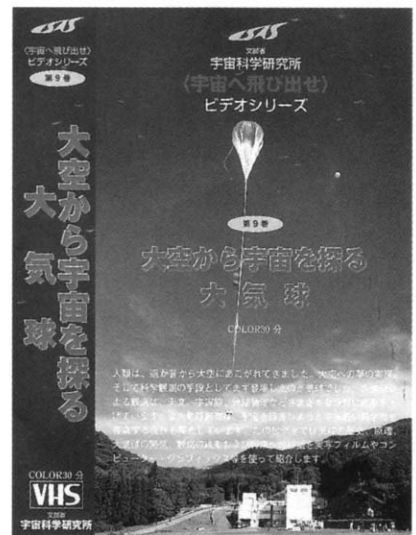
★科学観測用大気球ビデオ完成

三陸大気球観測所は、1971年に科学観測用大気球を上げる日本唯一の施設として建設され、30年を迎えようとしています。

このたび＜宇宙へ飛び出せ＞シリーズの第9弾として「大空から宇宙を探る—大気球—」というビデオが完成し、(財)宇宙科学振興会より発売することになりました。このビデオは気球の歴史、原理、大気球の開発、観測の成果及び将来の展望を実写フィルムやコンピュータ・グラフィックス等を用いて解説しています。また、厚さ3.4 μ mという超薄型のポリエチレンフィルムを開発し、1999年に容積1,000m³の気球を製作、性能試験を行い高度37kmまでの飛翔に成功したことで超薄型気球では世界を一步リードすることになりました。また、新しい設計基準に基づいて製作した容積3,000m³のスーパープレッシャー気球を世界で初めて

飛ばすことに成功しました。これにより将来の大型スーパープレッシャー気球への展望を開くことができました。さらに、人工衛星に搭載予定の工学機器および観測機器等の基準実験としても気球による実験が行われています。

現在、これらを網羅した大気球実験のすべてをこのビデオで紹介しています。ぜひ一度ご覧いただきたいと思います。(並木道義)



★平成12年度第1次大気球実験報告

平成12年度第1次大気球実験は、平成12年5月22日から6月9日まで三陸大気球観測所において実施されました。放球した気球はBT5型1機、B30型1機、B50型1機およびB150型1機の計4機でした。

B150-5号機は、エマルジョンチャンバーによる高エネルギー一次電子を観測することを目的に5月31日に放球されましたが、放球直後に気球頭部に取り付けてある排気弁が不具合をおこし、三陸大気球観測所北東約3kmの山中に着地しました。観測器は9月5日にヘリコプターにより完全な形で回収されました。

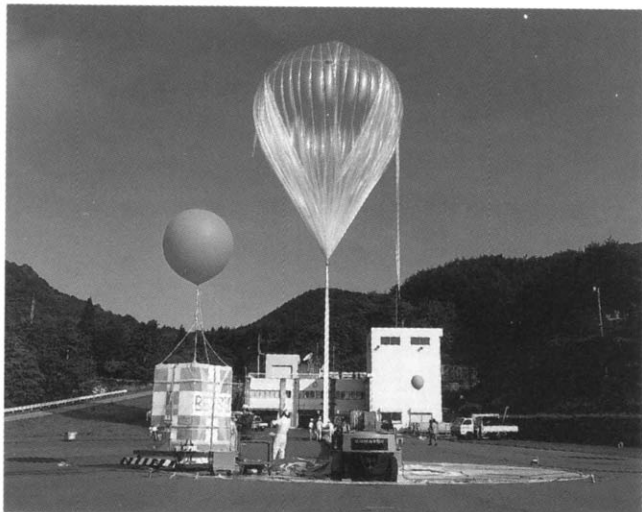
B30-68号機は、気球を一定高度に長時間浮遊させるためのオートレベルコントローラの飛翔性能試験を目

的に6月3日に放球されました。本実験で、気球が水平浮遊状態に入ったことをコントローラが認識し、バラスト投下高度を正しく設定でき、疑似日没状態で正しくバラストを投下できることが確認できました。

B50-46号機は、15～25kmの高度で大気ガンマ線スペクトルを観測することで、ニュートリノ振動について確実な議論ができるようにすることを目的として6月5日に放球されました。15、18、21、25kmの各高度で30分から1時間の水平浮遊状態を実現することができ、数GeVから数10GeVに渡るエネルギー領域での大気ガンマ線のスペクトルが5～10%の精度で観測することができました。

BT5-19号機は、日本で開発した超薄膜新ポリエチレンフィルム(厚さ3.4ミクロン)で製作した容積5,000





m³ 気球の飛翔性能試験を目的に6月7日に放球されました。本気球は、予定高度43kmまで正常に上昇し、所期の目的を果たすことができました。本実験の成功により、フィルムの性能および接着技術が実証されたことになり、超薄膜フィルムを用いた気球の大型化の目処を立てることができました。（山上隆正）

★「のぞみ」軌道制御(表紙写真)

6月22日と23日の両日に「のぞみ」の軌道修正を行った。火星探査機「のぞみ」は、2002年12月に一度地球に戻り、地球の重力を使って軌道変更して火星に向かうことになっているが、そのためには、この時期にまず大まかな軌道修正を行っておくことが必要である。修正燃料を最小にして、かつ今後に行う補正修正量の和を最小にするためには、のべ3回程度の小修正が必要と計算されている。今回はその第1弾にあたる。

今回の軌道修正は地球から約2億6,000万kmも離れた地点で行うため、制御指令を送ってから結果が地球に届くまでに約30分を要する。そのため、制御指令の実行をひとつひとつ確認していくことはできないので、一連の指令をまとめて送信し、結果がうまくいくことをひたすら祈って待つという運用が行われた。また、高利得アンテナの細いビームの中に地球を入れないと通信ができないため、軌道制御に伴う姿勢の変動も極力小さくする必要がある。そのため、軌道制御は2日に分け、その間の姿勢のずれは修正し、また探査機のスピンレートを通常の2倍にして姿勢の安定性を上げた。

軌道修正はほぼ1年ぶりであったので、手順に誤りがないように慎重に運用を行ったが、無事に当初の予定を達成できた。次回軌道制御は、今回の制御結果を

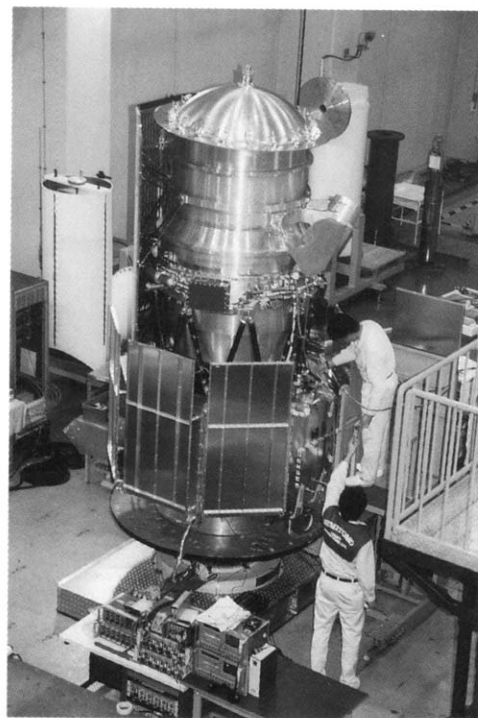
1ヵ月程度かけて精密に評価してから決められるが、運用感覚を忘れない意味でも、1年後あたりに行うのが適当と考えている。（川口淳一郎・橋本樹明）

★ASTRO-F MTM試験、PM総合試験終了

2003年度に打ち上げ予定の赤外線天文衛星ASTRO-FのMTM試験(構造試験モデルによる機械環境試験)およびPM総合試験が6月中旬に終了しました。

MTM試験は3月初めから4月一杯かけて行なう予定でしたが、最初の段階で主要観測器であるクライオスタットの横一次の固有振動数が数学モデルによる予測よりかなり低いことが見つかり、このままでは試験を続けることが出来ないことになりました。いろいろ努力して調べた結果、クライオスタットとバス部を結合するトラスに問題があったことがわかりましたが、その問題解決にほぼ一月を費やしたため、MTM試験全

体が遅れたものです。幸い突貫工事の改修が間に合い、MTM試験を無事終わることが出来ました。この間、3月12日にはつくば宇宙センターにおいて音響試験が行われ、無事終了しています。また、



MTM試験最終段階においてリアクションホイール、及び冷凍機の振動がセンサーに及ぼす影響を調べる試験も行われ、FM製作に必要なデータを取得することが出来ました。

電氣的インターフェースを確認するPM総合試験は3月末から約2週間の予定で始まりましたが、ミッション機器、バス機器とも準備不足のせいか問題が多発し、改修して再度行なう事になりました。リターンマッチは5月末から6月中旬にかけて行われ、今度は所期の目的を達成することが出来ました。

ASTRO-Fはこれから11月に予定されているTTM試

験を経て本格的なFM製作に入ります。苦労しましたが重要な一つのステップをクリア出来たと感じています。いろいろ御協力して下さい宇宙研の先生方、メーカーの方々にこの場を借りてお礼を申し上げます。
(松本敏雄)

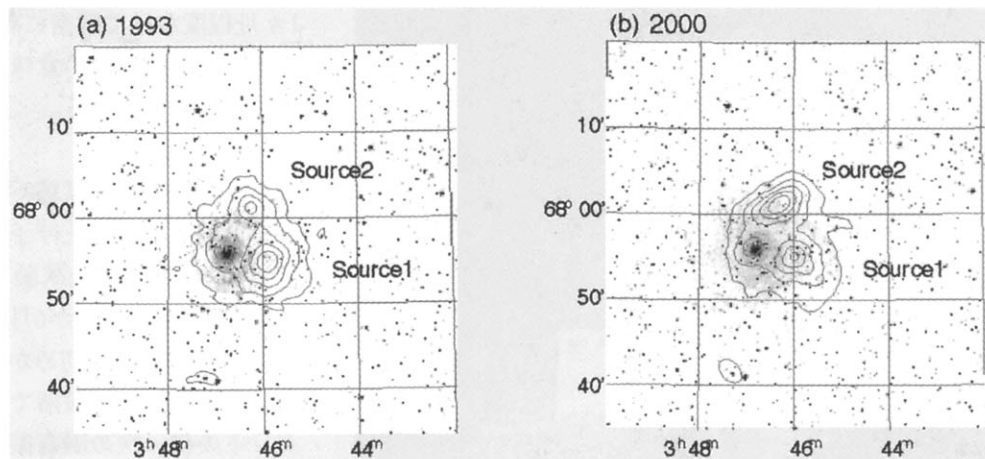


図1：IC342のX線像(等高線)を可視光の写真(ポジ画像)と重ねて示したもの。1993年と2000年でSource1と2の明るさの順番が逆転している。

★銀河系外ブラックホール連星

あすか衛星は打ち上げられた1993年に、我々の銀河系から約1500万光年の距離にある渦巻き銀河IC342を観測した。その中にある二つの明るいX線源(図1のsource1とsource2)のX線スペクトルや時間変動を詳しく調べ、これらの天体は少なくとも太陽の10倍以上の質量を持つ天体、したがって、おそらくブラックホールを含むX線連星であると考えられることを示した。7年後の、本年2月にふたたびこのX線源を観測してみると大変面白いことがわかった。

2つのX線源の明るさの順番が逆転していた。さらに驚いたことに、X線スペクトルの形も同時に逆転していたのである(図2)。我々の銀河系内の代表的なブラックホール連星である白鳥座X-1は、X線強度が大きくX線スペクトルの形がX線エネルギーの高いところで下に折れ曲がる形を持つHigh状態と、X線強度が小さくX線スペクトルが対数スケールで表した時に真直ぐにのびるLow状態の、二つの状態の間を行き来する。あすかのこの観測結果は、IC342の二つのX線源が同様の状態変化を起こすことを示している。これは、我々の銀河系内のX線源を含めて白鳥座X-1以外でこのような状態変化をはっきりと捉えた初めての例である。これによって、これらのX線源がブラックホー

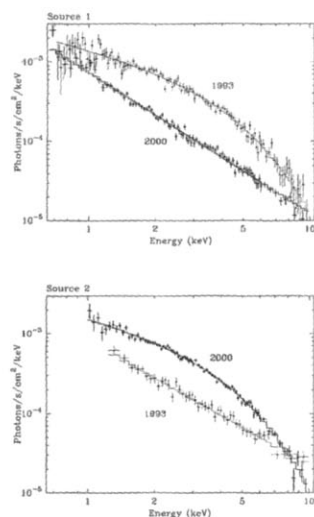


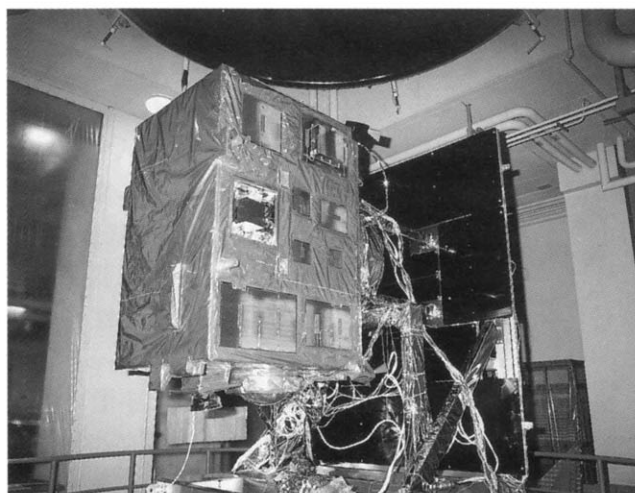
図2：Source1とSource2のX線スペクトル。スペクトルの形がSource1と2、1993年と2000年で逆転していることがわかる。

ルであることがますます確かになった。しかし、X線の明るさやX線スペクトルについて、簡単には理解できない点が残されており、今後の解析結果が待たれる。
(満田 和久)

★小惑星探査機「MUSES-C」の熱真空試験

「MUSES-C」の熱真空試験が、5月22日から6月4日まで宇宙環境を模擬した大型スペースチェンバにおいて実施されました。ここでは、「MUSES-C」の全ミッションを通して衛星の温度が最も厳しくなる低温、高温モードに加えて、小惑星の観測を想定したマッピング、タッチダウンモード等の試験を行い、熱設計の検証がなされました。その結果、熱解析用数学モデル、および熱計装の考え方に誤りのないことが確認されました。

「MUSES-C」の熱設計では、小惑星のタッチダウン時における各観測機器の温度、電気推進(イオンエンジン)の運用時と非運用時の温度、また、再突入カプ



セルの温度等をそれぞれ要求された性能維持温度範囲内に収めることを基本としています。試験では、小惑星の太陽光の反射や小惑星自身のふく射による熱入力を模擬するための赤外線パネル(写真右の黒色パネル)を準備し、そこを約100℃に加熱して小惑星と探査機

との熱結合の評価を行いました。写真では、探査機は電気推進部のヒートパイプの性能を確認するため、横向き状態でスペースチェンバに設置されています。したがって、探査機の下部方向が赤外線パネルに面しています。(大西 晃)

M-V事情

本ISASニュース4月号で述べたように、M-V-4号機では第1段ロケットのノズルのグラファイト製のスロート・インサートが点火後4秒以内から徐々に破損・脱落し、これにより耐熱性の低下したノズル・スロート付近がやがて高温の燃焼ガスにより溶損し、高温ガスがノズル側面から噴出、周辺の機器を焼損したために、姿勢制御系が機能を停止し、第2段点火までの間姿勢が乱れた結果、衛星を所期の軌道に投入出来なかった事が比較的早期に判明した。

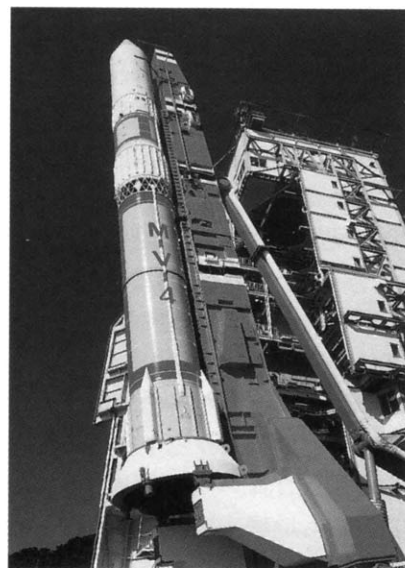
その後、何故M-14モータのスロート・インサートが破損したのかを究明する作業が鋭意行われた。4月号でも述べたとおり、ノズル製造メーカとノズル・スロート素材メーカの製造工程調査や検査記録確認を実施し、発射後射点付近から回収したグラファイト破片の調査も実施した。スロート・インサート素材内の物性値のばらつきを調査するために、完成していた実機ノズルを分解してスロート・インサートの各所から作製した試験片による引き張り強度の調査も行った。この試験には所内はもちろん東工大田邊助教授にも度々のお立ち会いをお願いした。また、4月号でも述べたとおり、設計の妥当性を確認するために、詳細な解析を実施した。解析は、固体ロケット内のアルミ／アルミナ粒子を含む複雑な流れを解いてスロート・インサートへの熱入力を評価する作業、これを受けて、境界条件の変化や非線形な材料物性を温度の関数として扱う非線形応力解析を実施する作業、更にその結果を多軸応力下での破壊確率論を用いて評価し、破壊確率を求める作業よりなり、かなりの労力を費やした。これらの検討の結果、破壊原因の候補と考えられた要因は一つ一つ否定されていった。

グラファイト製のスロート・インサートについてはロケットの燃焼中に破壊したことはなく、国内でも数百機に及ぶ長い実績を持っていたことから、詳細な非破壊検査を実施してこなかった。そのため、スロート・インサートの内部または表面に亀裂などの欠陥があったために破壊した可能性は最後まで否定できず、消去法ながらこれが原因であった可能性が高いとの結論に

達した。また、(財)発電設備検査技術協会の協力も得て、グラファイト材中のどの程度の大きさの欠陥までが非破壊検査で検出できるかを確かめる試験も実施した。その結果、現状の非破壊検査技術では、M-Vロケット第1段の大きさのグラファイト製スロート・インサートについて、燃焼中に内部の亀裂などの欠陥から破壊することがないことを保証する事は困難であることも判明した。このため、今後の対策としては、より破壊靱性が高く、大きな欠陥があっても破壊しにくい3次元カーボン・カーボン複合材の使用を第一案として検討したいと考えている。

この間、5回のM-V-4号機調査特別委員会、6回の宇宙委技術評価部会で審議いただいた後、6月30日の技術評価部会で同部会としての報告書案が取りまとめられた。委員の先生方を始め、ご助言、ご協力をいただいた方々にこの場を借りてお礼申し上げる。特に、多軸応力下での破壊確率論の導入は松尾陽太郎東工大教授のおかげである。また、今回の原因究明に当たり、所内外の関係者の苦労は大変なものであったが、比較的短時間のうちにスロートインサートの熱、応力、強度解析技術が飛躍的に向上したほか、多くの有用な知見を得る事ができ、またいくつかの今後の研究の課題を特定することができた。その中で、若い教官層、特にプロジェクトの中ではともすれば目立ちにくい材料分野の若手の活躍が頼もしく感じられた。今回の打ち上げ失敗で失ったものは途方もなく大きく、M-Vロケットの信頼性回復に向けた厳しい取り組みは始まったばかりであるが、このようなプラスの面も大切に行きたいと考えている。

(小野田淳次郎)



グローバル・ロボティック・テレスコープ プロジェクト —天体観測を教室に—

吉 川 真

連休明けの5月8日から2日間、マレーシアのクアラルンプールで「グローバル・ロボティック・テレスコープ」プロジェクトという会合がありました。グローバル・ロボティック・テレスコープとは一体何なのかと思われる方も多いと思いますが、会合の中身を正確に言えば、「ネットワークを用いた天体観測や天体画像データ利用の、教育への積極的な活用について」というようなものになります。

ネットワークを利用して遠隔地から望遠鏡を操作して観測を行うということは、すでにいろいろな試みがなされています。技術的にも、それほど難しいことではありません。また、もちろんネットワークを使って天体画像データにアクセスすることも、今では全く珍しいことではありません。では、この会合の目的は何かといいますと、各国で天文学の研究活動の一環として得られているデータを積極的に教育の場で利用していくようなシステム作りを行おうということです。

もともと、日本とイギリスのグループがこのような構想を協力しながら推進していこうと議論を始めたものでした。その話に、イギリスのブリティッシュ・カウンシルが興味を示してきて、より多くの国に声をかけてみようということになり、今回は主に東アジア周辺の9カ国がマレーシアに集まって最初の会合が開かれたと、いうわけです。9カ国というのは、日本とイギリスに加えて、オーストラリア、インド、韓国、マレーシア、フィリピン、シンガポール、台湾です。各国とも状況はそれぞれ異なりますが、天文データを教育に利用することで子供達の理科教育をよりよいものにしたいという思いは同じです。

最初にこのような構想を考えた日本のグループというのは、国立天文台の磯部琇三氏を中心とした日本スペースガード協会の中のグループです。筆者もそのメンバーです。ここでは詳しくは触れませんが、スペースガードというものは、天体の地球衝突について研究したり実際に天体の観測を行ったりしている活動です。天体の衝突というまじめに取り組むことではないように思われる方も多いかもしれませんが、現在、世界的にも真剣に取り組まれ始めた問題です。磯部氏を中心とした日本スペースガード協会の働きかけによって、日本にも地球に接近する天体を観測する施設が岡山県美星町に建設されました。この施設は、「美星スパー

スガードセンター」と呼ばれています。（ここでは、スペースデブリの観測も行われます。）

この美星スペースガードセンターが本格的な観測を始めると、膨大な量の天体写真が撮影されることになります。この写真から地球に接近する天体やスペースデブリが検出されることになりますが、使い終わった画像をそのまま捨ててしまうのは非常にもったいないことです。そこで、このデータの利用の1つとして、教育の現場での活用が考えられました。

一方、イギリス側のグループは、リバプールのジョン・モア大学のマイク・シムコ氏を中心とするグループです。彼らは、カナリー諸島に遠隔操作の望遠鏡を設置する計画を進めており、今年中にはその望遠鏡が稼動し始める予定です。この望遠鏡の目的は天文学の研究用ですが、その観測時間の一部を教育目的に使うことを考えています。つまり、学校などから観測を要求することができるわけです。こちらは、遠隔操作や自動的な観測ができる望遠鏡で、会合名の「ロボティック・テレスコープ」とはここからきています。

このように、日本とイギリスとでは、やり方は異なりますが、それぞれ、「既製品」ではない生のデータを教育の現場に提供できるわけです。問題となるのは、そのデータを教育の現場でうまく利用してもらえるようなシステム作りです。ここでシステムとは、どのようにして観測要求の受付や観測データの配信をするのかということから、教育現場で使えるデータ処理用のソフトウェアの開発、そして、解析したデータをプロの天文学者がチェックする、ということまで多岐にわたっています。

マレーシアでの会合では、技術的なことから教育がどうあるべきかということまで、熱心な討議がなされました。今のところ、データを提供できるのは日本とイギリスだけですが、参加した他の国も、単にデータをもらうだけでなく、チャンスがあれば是非データを提供できるようにもなりたいという熱意を持っています。もし、各国に教育に使える望遠鏡があってそれがネットワークで結びついて世界中からアクセスできるということになれば、それは非常にすばらしいことだと思います。同様の会議が、この夏にはイギリスで行われる予定です。このような試みの輪が世界中に広がっていくことを期待しています。（よしかわ・まこと）



超遠距離通信と誤り訂正符号

山田 隆弘

惑星探査機との通信は、地球の周りを回っている人工衛星との通信と比べて格段に難しい。それは、探査機と地上との距離が非常に大きいからである。地球周回の人工衛星と地上の追跡局との距離は、せいぜい万kmのオーダーである。しかるに、惑星探査機と追跡局との距離は、典型的には億kmのオーダーになる。信号を受信したときの強さは、伝搬距離の二乗に反比例するから、惑星探査機からの信号は非常に微弱であるということがわかる。

このような微弱な信号を使って惑星探査機から惑星の画像をはじめとする各種データを地球に送るに当たっては、いろいろな手法が使われているが、おおまかにいえば、ハード的な手法とソフト的な手法とに分類できる。ハード的な方法としては、巨大なパラボラアンテナを用いて受信を行う、あるいは、複数のアンテナで同時に信号を受信して合成するというようなことが行われる。ソフト的な手法として代表的なものは、データ圧縮と誤り訂正符号である。データ圧縮も誤り訂正符号も、今やインターネット等におけるデータ伝送においても盛んに使われているが、惑星探査においてもVoyager等の時代から不可欠の技術として重宝されてきた。

データ圧縮とは、画像データのようにデータの中に冗長さがある場合、冗長さを取り除き、送るべきデータの量を減らす手法である。送るべきデータの量を減らすことによって、データ1ビット当たりの信号エネルギーを増やすことができ、信号の質を上げることができる。誤り訂正符号は、送信するデータに冗長データを付加し、受信したデータに含まれているビットの誤りを冗長データを使って訂正する手法である。

さて、冗長さを除去したり付加したりとややこしいが、こんなことして本当に効き目があるの？と思われる方も多いだろう。このからくりをわかりやすく説明するのは非常に難しいのであるが、以下では、誤り訂正符号の仕組みについて簡単に説明したい。

いま簡単な例として、2ビットのデータを送る場合を考えよう。送られる可能性のあるデータは、

00 10 01 11

の4とおりある。この2ビットに冗長ビットを3ビット付加して、

00000 10011 01110 11101

とし、この5ビットを伝送する。上の4つのパターンは、

どれも他のパターンと比較して3つ以上のビットが異なっている。例えば、2つ目のパターンの10011と4つ目のパターンの11101とは、2ビット目、3ビット目、4ビット目の3つのビットが異なっている。

この性質を利用すると、上の4つのパターンのどれかを送ったとき、1ビットの誤り（ビットの反転）しか起こらないと仮定すると、ビット誤りが発生しても、どのパターンが送られてきたのかを正しく判定できるのである。それは、あるパターンの中の1ビットが反転しても、反転した後のパターンは、他のパターンとは一致しないし、他のパターンの中の1ビットが反転したものとも一致しないからである。

ただし、2ビット以上の誤りが発生した場合は、めちゃくちゃな判定が行われてしまう。しかし、1ビットしか誤らない場合と比べて2ビット以上の誤りが発生する場合は非常に少ないので、統計的には大部分の誤りが訂正できることになる。

この手法を利用すると、受信されたビットの中の誤りを減らし回線の品質を改善することが可能である。しかも、冗長ビットを付加したことによるビット当たりの信号エネルギーの減少を補って余りある改善効果が得られるのである。定量的な例をあげると、Voyagerの画像データに使われた符号を用いると、送信電力を6倍にするのと同じ改善効果が誤り訂正符号によってもたらされるのである。

ここで重要なのは、冗長ビットとしては何でも付けばいいのではなく、送られる各パターンの中のビットがなるべく異なるように冗長ビットを付加する必要があるということである。

現在の惑星探査機では、畳み込み符号という符号とリード・ソロモン符号という符号がもっぱら使われている。これらの符号が、畳の上で座禅をしたり、南太平洋の島に行ったりして考案されたというのはうそである。これらの符号は、そもそもは理論的な興味から考案されたものである。これらの符号を実用化した人々は、「理論的によいことは実際にも役に立つはずだ」という信念を持っていたわけであり、アメリカが多くのチャレンジングな惑星探査計画を成功させたのは、理論をすぐに実践に移すというアメリカ的な実験精神があったからこそだという気がしてならない。

(やまだ・たかひろ)



宇宙ロボットの「夢と悪夢とクローノス」

狼 嘉 彰

ロボット関連の最近の議論を参考にして、「軌道上作業ロボット」の感想を述べたい。

第一の論点：多くのロボット研究の中には、「火災時などの危険作業にも応用が可能」と主張してはいるものもあるが、火に近づけただけで燃え尽きてしまいそのような代物が多い。研究者が夢を見ているだけで「実際に役立つロボット」に仕上げるために必要な悪夢を見していないからだ。電源・通信・構造など全体設計と十分な試験が不可欠と認識すべきである。

第二の論点：阪神大震災、原発事故、JCO事故など災害現場において、人間に替わって危険な救助活動をするはずのロボットは影も形も現れなかった。ニーズ指向の欠如である。

第三の論点：H-IIロケット8号機失敗の際、海洋科学技術センターの海洋調査船によるエンジン破片の確認（査察）、精密カメラによる残骸の撮影（点検）、支援船とロボットアームによる回収が、事故発生後2ヶ月以内に達成され、事故原因の究明に貴重な資料を提供した。人間や支援システムと協調し、任務を果たした「災害救助ロボット」の実例である。

さて、無人ランデブ・ドッキングとロボット実験に成功した技術試験衛星「ETS-VII」により、軌道上サービスロボットはどのレベルに到達したのだろうか。ETS-VIIは多くの宇宙技術者の「夢」を盛り込み、様々な「悪夢」想定してシステムを設計し、地上試験を重ねて、当初のミッションを達成した。第一の論点には合格したと思われる。しかし、実際のサービスを要求する第二の論点に対する回答は与えていない。この時期、太陽電池アレイを破損したADEOSや静止軌道に投入されなかったCOMETSが、レスキューを待っていた（と、宇宙ロボット屋は勝手に想像する）。ETS-VIIは、軌道も違うし基本的な機能がいくつも抜けているのだから、これらの衛星の救助作業は土台無理、というのが宇宙関係者の常識である。しかし、これでは、第二の論点で厳しく指摘された「いざと言うとき

に現場に現れない実験室内のロボット」に過ぎないことになる。では、どうすべきなのか。

最も重要な要素は、「時間」すなわちクローノスにある。人工衛星の不具合発生と同時に、作業シナリオの確定、ハード・ソフトウェアの整備・試験・運用体制が実現されなければならない。これは、サブシステムのモジュール化や通信ネットワークなど最先端技術の採用で十分可能である。問題は、打上げ手段で、「直ちに、手軽に、確実に、しかも安価に」利用できるロケットなくしては、軌道上レスキューは画餅である。不具合衛星の修理などの夢物語はさておき、故障衛星を捉えて正規の軌道に戻すことや宇宙ステーションへの曳航は十分可能であり、機器の交換や機械的不具合の機能回復、燃料補給なども実現可能の範囲内である。革新的な宇宙輸送系やAI化された追跡管制などにより、タイムリネスと回収コスト低減を実現すれば、NASAも果たせなかった「軌道上サービス」も夢ではない。

参考にさせて頂いた文献：

- 1) 江尻, 「夢と悪夢の重要性」, 日本ロボット学会誌, 16-1, pp.45, 1998
- 2) 牧野, 「ロボット開発の進め方(1)」, ロボット No.134. 2000.5
- 3) JAMSTEC No.46 日本海洋科学技術センター機関誌特集号 2000.4

(宇宙開発事業団 おおかみ・よしあき)



図や写真の多い号は、出来上がりは華やかですが編集者泣かせです。文と絵柄をどのように組み合わせるとどのように配置したら良いに悩み、いろいろ変えた挙句最初のパターンに落ち着くこともたびたび。ピースの大きさが自在に変わるジグソーパズルに挑んでいるようです。(松岡)

ISASニュース

No.232 2000.7

ISSN 0285-2861

発行：宇宙科学研究所(文部省) ☎229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1 TEL 042-759-8009

The Institute of Space and Astronautical Science

◆本ニュースに関するお問い合わせは、上記の電話(庶務課法規・出版係)までお願いいたします。(無断転載不可)

*なお、本ニュースは、インターネットでもご覧になれます (<http://www.isas.ac.jp>)。