

〔技術賞受賞記念解説〕

## はやぶさサンプルリターンカプセルの開発

\*宇宙科学研究所 稲谷芳文<sup>#</sup>

## Development Study of "Hayabusa" Asteroid Sample Return Capsule

Yoshifumi Inatani, ISAS (Institute of Space and Astronautical Science) / JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

Keywords: Atmospheric Reentry Capsule, Hypersonic Aerothermodynamics, Thermal Protection Systems

## 1. はじめに

このたびは2010年度の日本流体力学会技術賞をいただくことになり大変光栄に存じます。このカプセルの開発と地球への帰還飛行は熱・空力・システムなど多くの研究者の方々が行った研究の結果としてできたもので、これらの皆さんと一緒に賞をいただくことができて感謝いたします。

「はやぶさ」はいろいろな意味で世の中の注目を集めました。小惑星での着陸の時や、その後の様々なトラブルを乗り越えたことが、その理由だったとすれば、カプセル組は打ち上げてから軌道上での運用の7年間は、出番が全くありませんでした。さらに一時は行方不明になったり、帰還は絶望との時期もありで、カプセル組の出番が本当に来ると確信できたのは、帰還する直前のことでした。

結果はご承知の通りで、2010年6月13日、カプセルはオーストラリア上空で大気圏に突入し、正常に飛行し無事に着陸しました。その後地上の探索クルーによって発見され、夜明けを待って回収されました。分離されたヒートシールドやパラシュートカバーもすべて発見され、回収されました。カプセルの大気圏内飛行は、はやぶさの7年以上に及ぶ飛行時間に比べればたったの5分ほどで、打ち上げてからの長い道のりに比べればあっという間に終わってしまった、と言うのが実感です。

計画のはじめの頃を振り返ると、このカプセルを仕立てて飛ばすに当たって、そのいろいろな機能を決めたり定量化するために、後に述べるいろいろな理由から初めて経験することも多く、それ故に多様な研究要素を含んでいました。宇宙研内外の研究者の方々と一緒に考えたり、計算したり

実験したりと、みなさんと分担し、刺激し合いながら多くのことを学びました。高エンタルピー気流の熱・空力や耐熱材の熱応答、希薄、非定常空力などなどの分野で必要な研究的課題は幅広く、多くの研究者の努力の結果、このカプセルができあがったことを申し上げたいと思います。

実際の開発で遭遇した課題や研究成果については既に多数報告され、文献も体系的に参照されています<sup>1)</sup>。受賞に当たっての解説としては、いろいろな課題にどう取り組んだかの経過や、現場でものごとを決めていく雰囲気のようなものを伝えられればと思い書いてみました。また帰還飛行の様子、さらにはカプセルが帰ってきたが故に分かったことなどについても、少し述べることにします。



図-1 「はやぶさ」(手前の半球状のものがカプセル)

## 2. 課題の抽出

小惑星探査機「はやぶさ」は、後に MUSES-C 計画 (M ロケットで打ち上げる工学実験衛星) として、1993から94年のころに、当時宇宙研で新しく開発される M-V ロケットで可能になる太陽系の探査において、よいミッションをいろいろ考えよ、と言う状況で、他の月、火星、金星などのミッション群と同様に検討され、宇宙工学主導の計画の一つとして始められました。小惑星探査プラスサンプルリターンと言うことで、電気推進や遠隔自律制御・近接誘導

\* 〒229-2010 相模原市中央区由野台 3-1-1

# e-mail: inatani@isas.jaxa.jp

着陸などと併せて、地球外軌道からの直接再突入という新しい工学課題に挑むミッションとして95年に計画として正式に認められたものです。

当時日本においては、再突入飛行に関する熱空力的解析や耐熱材料などの研究がなされている状況にはありましたが、飛行による実証の機会が非常に限られるため、なかなか自信を持って「できます」というのははばかられる状況もありました。このサンプルリターンミッションでは、他の地球周回軌道からの再突入や往還機の再突入とは、異なる様相も多いのですが、飛翔機会の少ないことはアメリカやロシアに比べて設計は保守的にならざるを得ないことも事実でした。

さて実際には、まずは課題を明らかにして、みんなで考えよう、と言うことで宇宙研の95年度の「宇宙航行の力学シンポジウム」で、空力研究者のみなさんに集まっていたいて「こういうことをやることになりました、秒速12 kmです。我々の考える難しいと思うことはこれこれです。みなさん一緒に考えましょう」とやりました。このとき提示した課題は以下のようなことでした。

- ・小惑星からの帰還軌道の要請から 12km/sec の速度で地球大気に突っ込むことに起因して、加熱の大きさは？ 予測は当たるか？対流加熱は？衝撃層からの輻射は？背面はどうやって予測する？境界層遷移は起こる？
- ・耐熱材の熱的応答はよく characterize されているか？表面の損耗は大丈夫か？モデルと等価なモノがちゃんと作れるか？アークヒータなどの試験装置できちんと評価できるか？地上試験の結果はフライトと同じか、違うか？違うならどう違うか？
- ・弾道カプセルの飛行力学の意味では、抵抗係数や姿勢の安定性を含めた空力特性の予測は当たるか？再突入初期の希薄領域を含め、極超音速から低速まで。
- ・非常に小さいカプセルにならざるを得ないが、重量や容積の割り当ての中で、パラシュートやいろんな仕掛けはちゃんと機能するように載せられるか？小惑星のサンプルを採ったりカプセルに入れたりする仕掛けや様々な機能の機器搭載を両立させた設計はできるか？

### 3. 実際に行ったこと

上で述べた多くの課題に対して同時並行的に検討や検証が行われました。まず第一に空力的環境のシミュレーションです。高温空気の化学的、熱力学的に高度に非平衡な流れのシミュレーションと高温励起状態の空気からの輻射による加熱を主題として精力的に行われました。非平衡計算については当時普通に行われるようになっていたいわゆる2温度モデルをベースにし、輻射のシミュレーションについては、当時使われていた NEQAIR というコードでは 12 km/sec のエンタルピでの予測には不十分との考察から新たなコード (SPRADIAN) が開発されました。これらによってアブレーション生成物込み、フルボディで背面側も含め輻射計算と併せて予測が行われました。当時の計算としては先端的なものでした。これらの流体計算に含まれるいろいろな緩和過程のモデルや輸送係数などは、その適応範囲などを超えているものも多く、例えば実際のカプセルへの熱入力 of 推定などの場面では、これらのモデルにおけるパラメータをいろいろ振ったりして予測の上下限や uncertainty の幅の定義などにも使いました。

併せて流体計算では境界層遷移による加熱率の増加についても予測と実験を行いました。アブレーション生成物が境界層にわき出す、いわゆる injection induced BL transition です。数値解析に加えて実験では三鷹の衝撃風洞を用いて、アブレーション模擬の吹き出しつきモデル実験も行いました。実験はなかなか思ったようにはできたとはいえ難しいところもありますが、結果としては「空力加熱の厳しいところで遷移は起きうる」として、耐熱材に対しては遷移による加熱の増加を覚悟して安全側で空力加熱率を設定することにしました。

これらの流体的解析を行う一方で、アブレーション耐熱材のモデル化や評価試験などを精力的に行いました。この計画のために耐熱材の加熱試験を行うアークヒータの高エンタルピ化を行い、実験環境も整備しましたが、実際は投入電力 60 MW などという NASA Ames の巨大設備 (IH: Interaction Heating Facility) に比べ、排気系も含めて投入電力たったの 1.5 MW の装置ですがそれでも宇宙研の契約電力の半分以上です。上の予測などで 1.0 MW/m<sup>2</sup> 以上の空力加熱率を出せないと言けないと行けないと言うことで装置を作りましたが、実績のない悲しさ、結局は宇宙研で行ったアブレーションの加熱試験結果を、シャトルや惑星プローブで多くの

実績のあるエームズの設備に行って確認する、と言う方法で皆さんに安心してもらうことにしました。ただしこれはこれで、得るところは多く、計測技術や設備のお守り、世代交代や後継者の育成まで、まあ同業者の悩みはどこも同じ、と知りました。このあたりの計画の初期にはNASAはミッション全体を共同で実行することに熱心で、ヒートシールドやカプセルの設計や試験に関して、試験機会をNASA側負担で提供するなど我々としては大いに得をしました(その後はいろいろな経過がありNASAとの協力はごく一部の限定されたものになりました)。

飛行に必要な空力特性は弾道飛翔体の特性上受動的な飛行の故に、係数の予測の精度が着地点などの飛行結果の誤差に直結しますのでこの辺も精力的に調べました。低速から極超音速、希薄領域までの空力特性など、いろいろな課題に取り組みましたが、その中で研究的要素の強かったことのひとつは遷音速における動的不安定の問題です。これはなかなか難しい問題で、何やら怪しげな説はあるものすっきり理解したという状態ではありません。要するに低速超音速から亜音速にかけてピッチング運動が持続的に起きて静的には安定であるが相当大きな迎角で振動が持続し、発散するのかもしれないのかもよく分からない、と言う現象です。設計の選択肢としてはこれが起きる前の超音速でパラシュートを開く方法を探るのか、または運動をよく理解してこれをやり過ごしてからパラシュートを開くかのどちらかです。MUSES-Cの小さなカプセルと与えられたスペースと重量ではなかなか複雑な仕掛けを入れるのは困難なので、単純な亜音速開傘とし、パラシュート放出のためのドロッグを兼ねた背面キャップを火工品を使ったプッシャーで後方へ飛ばしてパラシュートを空気力で引き出し、この動的不安定領域での振る舞いをよく理解した上で、受動的安定で飛行させることにしました。数値解析、動的風洞試験、2度の気球ドロップによる超音速からの減速飛行実験、とやってみ証しました。

このあたりのパラシュートも含めた実験や飛行システムに仕立てること、とくに小さなカプセルにパラシュートはじめいろいろなカラクリを仕込んで飛行実験で確かめたことなどいろいろな試行錯誤の末に決めたものです。また3次元非定常数値解析も精力的に行いました。結局、運動を記述する定量化は、ダンピング係数が迎角の2乗で変化するとすることで表現して、なんだか分かった様な気になっていますが、なぜ遷音速か?なぜこういうダンピング特性

か?については十分な説明が出来ているとは言えません。実際の帰還飛行でもうまく行ったと思っていますが、なにやら気持ち悪いのもまた事実ではあります。図-2に空力データを取得した手段のまとめを、図-3にはカプセルの緩降下手段の仕掛けを示しておきます。

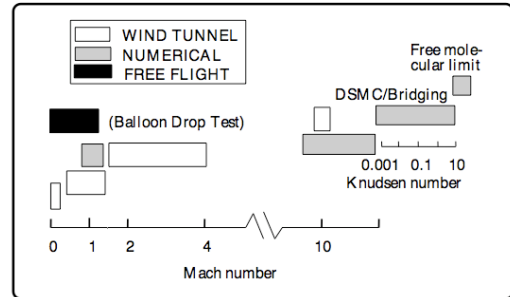


図-2 空力データとその取得方法

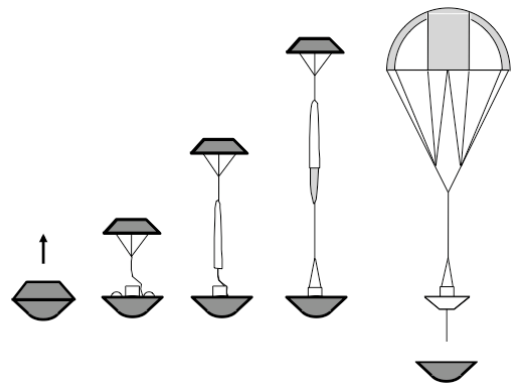


図-3 カプセルとパラシュート開傘の方法

これらの活動は1995年頃からフライトモデルの設計を固める前の99年より前くらいにかけて行われたものです。多くの試行錯誤とともにいろいろなことをやりました。現在の時点で振り返って見て、その後何が進んだか、と考えると、ある種の計算は少しモデルが詳しくなったり、統合解析と言って流体側とアブレーション応答側を練成して同時に解く、などと洗練されたりしているかも知れませんが、本質的なところは現在においても大きな変更が迫られる訳ではないと思います。非平衡や輻射のモデル化についてもその後の小改良はあるものの現在のレベルと遜色はないと思います。

アブレータ型の耐熱材料は当時から PICA (phenolic impregnated carbon ablator) という軽いもので密度が0.3くらいの網目を重ねたようなアブレータがNASAで試作されていました。いまはOrionカプセルもこれで going としています。我々のところでも出来ないかといういろいろ検討しました。まだ当時は製作のノウハウがなく、ロケットのノズルなどで実績のある積層式のCFRP (Carbon Fiber

Reinforced Plastic) を基本としたアブレータを使って、結局は密度 1.3 くらいのもので MUSES-C は仕立てました。その意味でははやぶさの耐熱材は 15 年以上前の技術だと言えるかも知れません。もちろん超軌道速度での再突入による比較的激しい熱的応答や、熱分解特性や、発生ガスの効果によるデラミネーションの抑止などをはじめ、いろいろな工夫や定量化やモデル化をしました。加熱の条件などがミッションごとに異なるので同じものが使えるかは検討する必要がありますが、次の目標としてこの軽量化はとても魅力的で是非実現させるべきでしょう。

以上、ここには書ききれないいろいろな試行錯誤をして解析や実験をしましたが、実際の設計にどれだけ自信があったかと振り返ると、特に難しいところ、例えば耐熱材の実際の損耗量や、希薄での空力特性、遷音速非定常運動などの初めて経験する部分では、まあ桁で間違えることはないだろうが、倍半分は許してね、ということも中にはありました、と言うのが正直な実感でしょうか？

このあたりの心細い場面で相談に乗ってくれたのは、この計画の始まった当時の 1995 年ころから東北大の客員でしばらく日本にいた Chul Park でした。これはとても幸運なことで彼とは実に多くの議論をしました。いろいろな解析や輻射や Ames での実験、もっと厳しい環境の木星突入ガリレオプローブの環境予測や実験の話など、あるいはこれらとの比較でこのカプセルではどれほどのことをやるべきか、などなど彼との議論はとても楽しい時間でした。

#### 4. 帰還飛行の結果

我々の探査機 MUSES-C は 2003 年 5 月に M-V ロケット 5 号機によって打ち上げられ、「はやぶさ」と名付けられました。イオンエンジンによる巡航ののち、小惑星 1998SL36 に到着し、この小惑星を「イトカワ」と名付けました。2 回の着陸の試みを行った後いろいろな出来事に遭遇し一時は通信も途絶という状態になりました。帰還への道のりも幾多の困難を乗り越えて地球への帰還軌道に乗せることができました。計画では帰還は 2007 年に予定されていたのですが、結果的に 3 年遅れとなりました。この間、カプセルはただ母船にくっついていただけです。

カプセル組が本当に帰還のことを現実に考えるようになったのは、着地場所であるオーストラリアとの交渉が本格

化し始めた頃で、97-8 年頃的设计や開発のピークの頃からは 10 年以上の時間がたっていました。さあて、空力係数はどのセットだったっけ、とかパラシュート開傘のからくりはあれでよかったんだよな、という感じでいろいろなことを思い出すことから始めるような有様でした。惑星ミッションという長い時間の仕事では人がいなくなったり、当時やってた人が同じチームでやってると言う風には行かないことも多いです、逆に開発時にはいなかった若い人たちが入ってきて、よい意味の新陳代謝も行われます。

ともあれ、最終の軌道変更も無事に終了し、オーストラリアからも突入許可を得ました。帰還当日、パラメータをセットし突入 7 時間前にカプセル電源を内部へ、7 年間眠っていたカプセルに電源を入れて目覚めさせました。3 時間前にはカプセル分離、これも母船の情報から正常に行われたようです。さていよいよ本番です。前の節に述べたいろいろなことがやっと現実に試されます。



図-4 大気圏に突入するカプセル (右) と燃え尽きる母船

カプセルは 2010 年 6 月 13 日午後 11 時 21 分 12 秒 (JST)、高度 200 km を通過しオーストラリア上空で計画通り対気速度 11.73 km/s、経路角 -9.95 度 (高度 100 km) で大気圏に突入しました。図-4 にこのときの様子を地上からとらえた写真を示します。はやぶさ母船は、カプセル分離後再び地球を脱出する軌道に乗せる計画でしたが、化学エンジンは既に使えないため、分離したカプセルと共に大気圏に突入してハデに燃え尽きました。カプセルは飛行を続け、高度 5 km でパラシュートを開傘。これは突入後の大気による減速 G の立ち上がりから何秒、と言う時間でセットし、搭載のタイマーで起動させました。開傘と同時に行われるビーコン送信開始もどんぴしゃり (11 時 26 分 17 秒) の時刻で 4 カ所に配置された追跡部隊に同時に受信・追尾され、地上の受信・探索クルーはその瞬間大喜びでした。その後ヘリからの探索によって発見され、翌日安全化処理などのあと回収されました。分離されたヒートシールドやパラシュートカバーなども翌日にはすべて発見、回収されました。突入直前の着地予想点から 500 m 程度という信じられない精度で着地し

ました。飛行の最終段階のフットプリントや回収点などの事前の予想と実際の比較を図-5に示します。上の図では予測と実際の相違は線の太さ以下です。下の着地点近傍の図では数百mの相違であることが見て取れます。

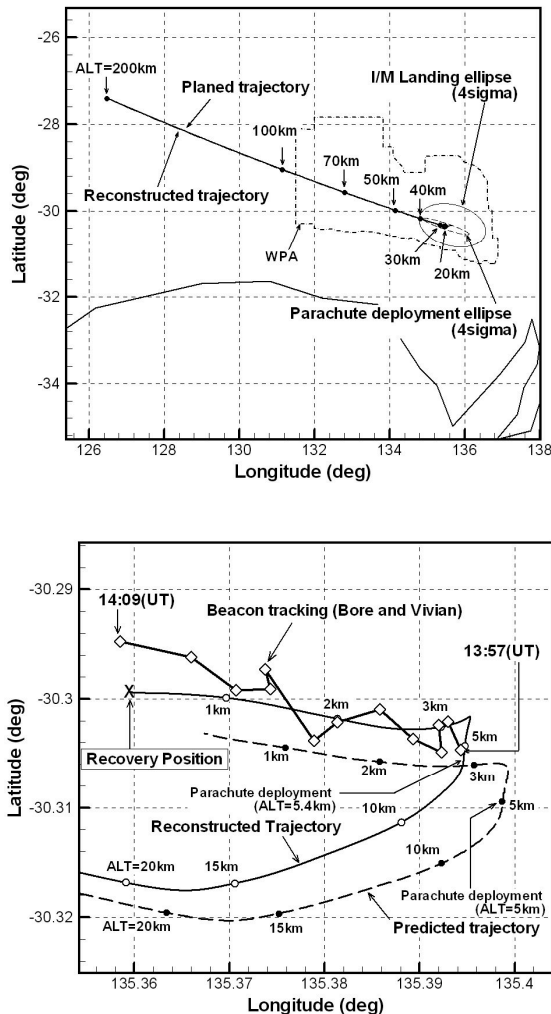


図-5 帰還飛行軌道の予測と実際

高度200 km以下(上)と高度20 km以下(下)

事前の予想では、着地点の分散は、いろいろなことを考えると10 kmのオーダーは覚悟しないといけないだろう、風が強い場合、ビーコンが何らかの理由で発信しない場合、天気が悪くて目視や地上観測もできない場合、などなどと考え、ヘリをチャーターして探索する契約は1週間、その後は残ったクルーで人海戦術、1 km四方を100回で10キロ四方、両手をつないで何人でスイープしたら何日かかる、・・・などという計画をして、現場組には見つかるまで帰って来るな、と言う事態まで考えていました。実際は回収までとんとん行って、着陸から一日もしない内にすべて勝負がついてしまいました。上空の風も弱く天気も含め再突入としては最高の条件に恵まれたことも幸いしました。はやぶさの7年以上に及ぶ飛行時間に比べればカプ

セルの仕事は約5分、パラシュートにぶら下がって約13分で着地、と本当にあつという間に終わってしまいました。

### 5. 事前の予測との相違

一般に大気圏再突入飛行の誤差要因は主として、突入初期条件の誤差、空力係数の誤差、大気パラメータの分散、大気の運動(風)、姿勢運動、などです。今回のカプセルでは搭載での計測記録はありません。設計上のリソース制約のために搭載での計測記録は、残念ながら断念したからです。また一般に地球周回軌道からの再突入では軌道離脱 $\Delta V$ の分散が支配的要因ですが、今回のように地球外からの突入の場合は、突入軌道を十分な時間をかけて軌道決定できるので、地球周回の再突入よりもこの意味では有利です。大気パラメータは大きな分散要因です。GRAMと言うモデルで予備解析を行い、最終的には気象情報や地上付近の計測データも用いて、風を含む大気パラメータを直前までアップデートして本番に臨みました。あとは空力係数ですが、これは、図-1の空力データベースに誤差を上乘せする方法で用意しました。今回着地点分散の意味では予想以上のよい結果となりましたが、これは大気モデル分散と空力係数の分散が相殺した、ということを示していて、必ずしも両者のそれぞれを正確に予測していたかどうかは一回の飛行では分からない、としておきます。

姿勢運動についても、先ほど述べたように記録されたデータはなく、直接にはどうだったかは分かりません。ただし、母線からの分離時の姿勢運動に異常はなかったこと、地上から見る限り激しい姿勢運動をしている気配はないこと、パラシュート開傘も正常に行われたようで、高速や希薄領域での姿勢の安定性や、特に遷音速の動的不安定による運動も想定範囲内だったことを伺わせます。



図-6 発見されたカプセル(ヒートシールドは分離されている)

空力加熱や耐熱の意味では、回収された機体やヒートシールドからいろいろなことが見て取れます。結果としては、ヒートシールドは健全で、前面表面は層間剥離や異常な損傷や損耗は見られず、非常にスムーズな表面状態でした。またヒートシールド内面やサンプルのコンテナなどに異常な温度上昇を示す兆候は全く見られませんでした。図-7は前面ヒートシールドのX線写真で、アブレータの炭化層、熱分解層、バージン層の深さ方向の分布が非破壊の状態で見られます。今のところおおむね設計時に想定した状態に近い加熱を受け、熱的応答をしたものと考えています。前に一桁とか倍半分とか書きましたがもうちょっといい線行ってそうです。

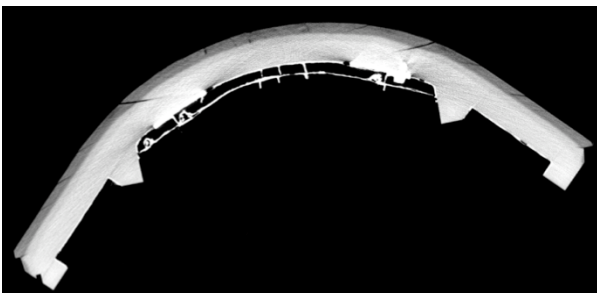


図-7 回収された前面ヒートシールドの断面 (X線CT画像)  
一方背面のパラシュートカバーもアブレータで出来てますが、その表面の輻射率制御のために貼り付けた金色のMLIが部分的に残っており、表面温度は想定ほどには上がらなかったと考えています。先に述べたように背面の流れはよどみ点領域に比べて複雑で、その空力加熱率は輻射による寄与も含め前面よどみ点の5%ほどと設定して設計されましたが、ここはもう少し小さく設定してもよいかも知れません。また小惑星サンプルのコンテナの開封や中に採取されたサンプルの分析も始められていますが、コンテナの真空度などの状態はきわめて健全に保たれており、これらの分析にも支障のあるような有害な加熱や高温ガスの流入などの兆候は全く見られませんでした。

これらの事実に基づいた飛行後解析は、現在精力的に行われています。ともあれ、再突入飛行の結果および回収されたカプセルから、少なくともその設計は超軌道速度での再突入飛行や、その環境での耐熱や、最終の緩降下や探索、などのための機能を果たすに十分なものであった、と示されたと言ってよいのだと思います。さてこれが必要にして十分な設計だったかと言う点については、かなりの安全側だったか、危険側のことがなかったかは今後の検討に待つ部分も多いです。着地点についての考察から飛行の分散は予想に比べて非常に小さなものであったことは僥倖では

あるが、想定分散の中であったこと以上に正確であった、と即断するのは避けておくことにします。

## 6. 結びに代えて

以上、今回流体力学会技術賞をいただいたこの時点で、はやぶさ再突入カプセルについて、開発段階での出来事および帰還飛行の結果から今の時点で分かっていることの概略について述べました。みなさんの研究能力を生かして行った設計は少々安全側だったかも知れませんが、多くの幸運に恵まれて、カプセルは無事に帰還し、図-8のように現在はサイエンスのチームがサンプルの分析をして、なにやら太陽系の起源やらその進化やらの理解を深める成果を出し始めているのだそうで、そういう状態を作ることができたのは、カプセルの帰還飛行がうまく行ったからで、まことに慶ぶべきことではあります。

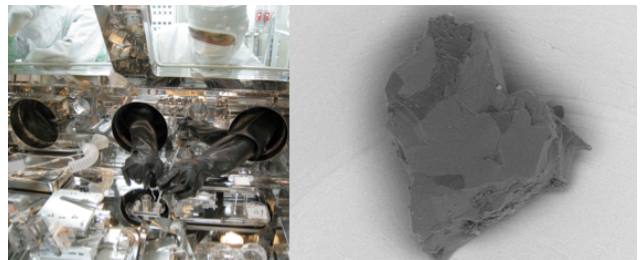


図-8 サンプル分析の様子と分析中のサンプル

今回のカプセルで特に申し上げたいことは、多くの研究者の共同あるいは分担で広範囲な検討が行われ、その統合された結果としてカプセルが開発され、飛行を行い帰還したことです。はやぶさは宇宙研の工学ミッションとして生み出されました。大学をはじめとする研究者がその興味に従って、もしくは腕を磨いて、自発的に行うネットワーク的研究活動を束ねるプラットフォームの役割を宇宙研が担う、と言うのが我々のやりかたです。このカプセルを仕立てて飛ばしたことを、今回賞をいただくみんなで分かち合うと同時に、大学共同利用の精神で行われたことを確認させていただきたいと思います。今後も、このような挑戦的なミッションを多くの研究者の皆様と一緒に生み出すための努力をしていきたいと思っています。

## 6. 引用文献

1. Inatani, Y. ed., "Aerodynamics, Thermophysics, Thermal Protection, Flight System Analysis and Design of Asteroid Sample Return Capsule," ISAS Report SP-17, Institute of Space and Astronautical Science, March, 2003