

超音速・極超音速飛行実験機としての観測ロケットの可能性について

鈴木宏二郎（東京大学大学院新領域創成科学研究科）

Roles of Sounding Rocket as Supersonic/Hypersonic Flight Experimental Vehicle

Kojiro Suzuki (Graduate School of Frontier Sciences, The University of Tokyo)

Roles of the JAXA's sounding rocket as a supersonic/hypersonic experimental vehicle were reconsidered. Due to strong acceleration of the solid rocket motor, its velocity reaches the supersonic regime in dense air at low altitudes. Consequently, it can provide great opportunities to measure the flow at laminar-to-turbulent transition, the focusing phenomena of the sonic boom and so on. Such flight data should be used as the training data to extensively improve the integrated flight simulator technology. The sounding rocket also provides a test bed for micro-ADS (air data system) and other essential instruments for advanced space transportation vehicles. The hammer-head-shaped fairing to extend the available payload size and the rocket body recovery system using the inflatable deployable membrane aeroshell were also proposed.

1. はじめに

宇宙研の観測ロケットへの要望として、1) 機体制御能力を持ち、姿勢精度を向上させること、2) 観測データパッケージから搭載機器まで様々な回収の要望に応えること、3) 高い頻度で実験機会を提供すること、すなわち機体とその運用の低コスト化すること、が挙げられる。これらの一部でも克服することができれば、観測ロケット実験の有用性は高まり、新たなニーズの呼び起こしも可能となる。1)～3) 全ての解決は再使用観測ロケット[1]の登場を待たなければならないが、現行のS-310/S-520の役割が再使用観測ロケットで置き換わるのは恐らく10年後以降と思われる。それまでを今のシステムでつないでいくアイデアが求められる。

現在、宇宙研の観測ロケットは、工学、理学における様々な分野から多様なミッション提案を受けており、年1機の打ち上げ頻度でそれらに応えることは厳しい状況である。新たな実験アイデアの考案では待ち行列を長くするだけに終わってしまう可能性がある。ここでは、考え方を変え、観測ロケットの飛行自体が価値を持っていることに着目する。すなわち、観測ロケットは大気中を超音速・極超音速をしており、それ自体が飛行実験機としての価値を持っている。現状のままでも、その飛行が新たな価値を生み出していることを再発見・再評価していくことが重要である。飛行実験機としての価値を見直すことは、宇宙輸送システムの空力や飛行力学に関する知見を増やすことであり、再使用ロケットシステム実現を加速する”架け橋”としての意味がある。

2. 超・極超音速飛行実験機としての観測ロケットの再発見

図1にS-310を想定した仮想S-310の飛行軌道解析結果を示す。ロケットの推力は44,100Nで一定、燃焼時間は23秒、Ispは225sとした。打ち上げ時の総重量は760kg、燃料重量は460kg、空気抵抗は直径310mmの円断面の面積でとった抵抗係数 C_D を0.1として推算した。打上げ角は80度である。観測ロケットは衛星打ち上げロケットとは異なり、加速度が大きく、高度20～30kmの低高度で約1.5km/sの最高速に達していることがわかる。比較的低高度での高速飛行は飛行実験機として見た観測ロケットの特徴であり、この飛行環境は高速空気力学の研究の場として貴重な機会を与えてくれる。

図2に仮想S-310機が通過するマッハ数とレイノルズ数領域を示す。レイノルズ数の基準長は機体直径(310mm)とした。発射後、短時間でマッハ数約5までの加速を実現していることがわかる。レイノルズ数は $10^6 \sim 10^7$ であり、機体表面上にできる境界層が層流から乱流に遷移する領域にある。飛行中に壁面圧力や空力加熱、あるいはプレストン管による境界層内総圧[2]などの計測を行うことで、超音速や極超音速における乱流遷移という空気力学における未解明問題への貴重な飛行データを得ることができる。風洞実験や数値シミュレータ(CFD)と比較する飛行実験データの不足が日本の航空宇宙分野における空気力学研究の弱点であるが、観測ロケットが行う年1回のフライトは、飛行データを着実に増やしていく手段として有望である。

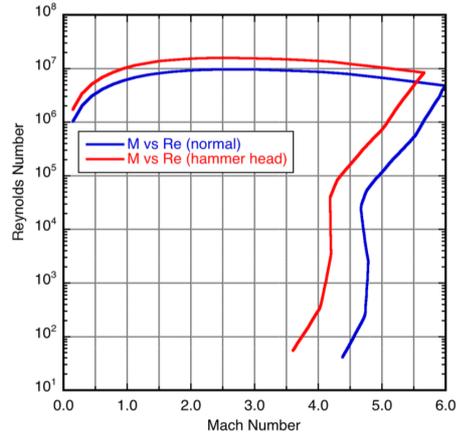
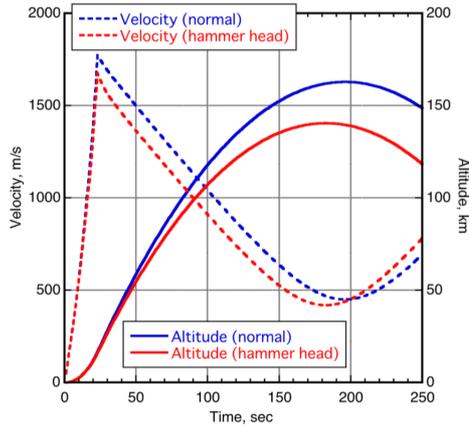


図1 仮想S-310モデルでの飛行速度、高度履歴 図2 仮想S-310モデルのマッハ数、レイノルズ数

超音速航空機の実現に向けた課題としてソニックブームが挙げられる。これは飛行体よりはるかに大きい空間スケールの現象であり、その解決にはフライトデータの蓄積が必須である。JAXAでは2011年と2015年に大型気球を使った飛行実験D-SEND#1,#2を成功させている[3]。D-SEND実験では超音速飛行体を上空で飛ばして、それが作るソニックブームを地上近くで観測するものであった。一方、観測ロケットは、低い高度で超音速に達する。そこで発生した衝撃波は、波面に垂直に大気中を伝播するので、図3に示すようにブームは斜め上方または側方に伝播する。従って、気球を用いて上空にセンサーを設置すれば、ソニックブームを計測することができる。高高度の方が大気乱流の影響は小さいので、良質なデータが得られるものと期待される。また、観測ロケットは速度、経路角とも時間とともに変化する、定常飛行状態が無いので、波面が集中してフォーカスブームと呼ばれる現象が観測できる可能性もある。いずれも、D-SENDが実現した状況より非正常性が強く、解析の難易度が高くなるため、ポストD-SENDレベルのソニックブーム問題として適していると思われる。

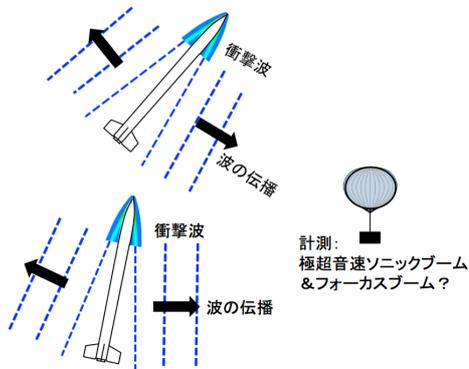


図3 観測ロケットの上昇時を利用したソニックブーム実験のコンセプト

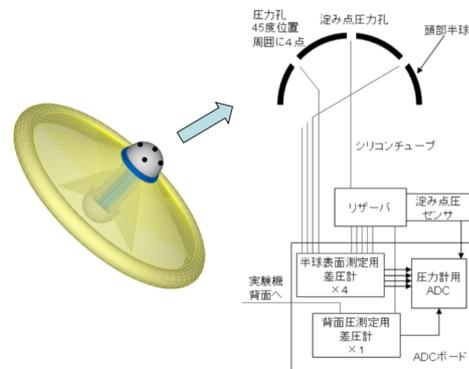


図4 Air Data Systemの例

上記の例は、いずれもペイロード部を使うことなく、すなわち、新たな観測ロケットの調達を必要とすることなく、“通常業務”における飛行環境を丁寧に計測することによって新たな価値を生み出すものである。しかも、取得した結果は空力や飛行力学などを統合したシミュレータの検証と改良に有用な訓練データとなる。観測ロケットの実フライトデータを使って鍛えられた飛行実験シミュレータは、高い信頼性を有し、将来の完全再使用宇宙輸送系の開発で不可欠のツールとなるであろう。

観測ロケットで得たデータを空気力学のデータとして使うためには、精度の良い飛行条件の同定が必須である。そのためには飛行中の大気に対する姿勢（迎角など）やマッハ数などを得るコンパクトなセンサーパッケージ（ADS=Air Data System）を開発し、フェアリング頭頂部の空きスペースに搭載する必要がある。図4はS-310-41のインフレータブルエアロシェルカプセル実験機[4]に搭載された装置の概念図である。頭部に設置された数カ所の圧力孔での圧力分布から姿勢等を逆算する。広範囲の飛行条件で作動する小型軽量ADSは高度な飛行制御を行う再使用ロケットでも必須の技術である。原理は簡単であるが、フライトに耐える高信頼性のものを開発するのは容易ではない。観測ロケットは

それを開発するテストベッドとしても利用が期待される。

3. 機体のバリエーション展開の可能性について

3. 1 フェアリングのバリエーション化

旅客機では胴体のストレッチや短縮で搭載能力のバリエーションを増やし、新たな顧客を獲得することがよく行われる。これにならい、観測ロケットもバリエーション展開ができないかを考えてみたい。実際に行うとなると機体のみならず、ランチャーや射場など広範囲に改修が必要となるが、ここでは、その議論は行わず、それがユーザーにとって魅力的なものとなるかについてのみ考察する。

到達高度や搭載物重量など、飛行能力はS-310に適しているが、ペイロードのサイズ条件のみからS-520が必要となる実験ケースがありうるだろう。そこで、S-310にS-520のフェアリングを付けたハンマーヘッド型の機体を考える。頭部の機体直径が大きくなるので空気抵抗は増えるが、観測ロケットは固体ロケットモータ推力による加速が卓越しているため、飛行性能の劣化は大きなものとはならない。図1、図2で"hammer head"として、その影響を通常型と比較しているが、最大速度で約5%、到達高度はそれより影響が大きい約20%の低下にとどまっている。図5にハンマーヘッド周り流れの軸対称層流Navier-Stokes方程式によるCFD解析例を示す。ここでは、厳し目の空力加熱条件を解析するため、仮想S-520の飛行解析で得た速度2.4km/s、高度45kmを主流条件に設定している。この時、一様流マッハ数は7.4、直径でとったレイノルズ数は 1.8×10^5 となる。壁面温度は500Kで一様とし、格子点数は 301×121 である。S-520のフェアリングとS-310の胴体をつなぐ部分で段差ができており、その背後で逆流領域が生じている。また、再付着点付近からは弱い衝撃波（あるいは圧縮波）が発生している。これらは極超音速バックステップ流れと呼ばれる現象で、もし飛行データが得られるとしたら、風洞実験、CFDと相互比較が可能となり、空気力学的にも貴重なものとなるはずである。

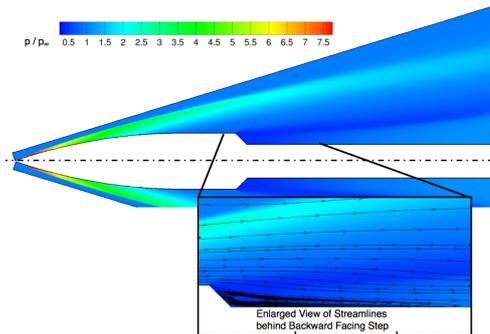


図5 ハンマーヘッド機体周りのCFD解析例
(圧力分布と継手部に生じる逆流領域)

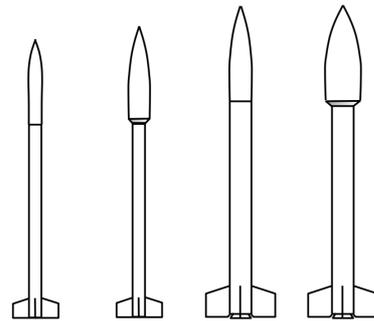


図6 ハンマーヘッド型による観測ロケット
バリエーション展開のイメージ

S-520に1mφフェアリングを搭載した機体を加えた観測ロケットのバリエーション展開のイメージを図6に示す。ペイロード直径について、30cm級から1mまで幅広いサイズが守備範囲となるので、大きな翼を有する飛行体の工学実験や、大口径望遠鏡による理学観測など、新しい観測実験のスタイルが生まれるかもしれない。2. で述べた統合数値飛行シミュレータであらかじめ十分に検証しておけば図6にあるような機体開発のリスクは下がるはずである。

3. 2 回収機能の付与

ペイロードの一部または全部を回収することは、テレメータで受信しきれない大容量データの取得や、高価な機器の再利用による実験の低コスト化を実現するものとして観測ロケットユーザーからの要望が強い。データパッケージの回収としてはS-520-31号機で大容量ビデオ画像データ回収を目的としたインフレーター展開膜面エアロシェルによるRATS[5]の開発が進められている。展開型エアロシェルは収納性が良く、近い将来、RATSがS-520のオプションとして標準化されるものと思われる。

ここではRATSとは別の方向性として、機体全体の回収システムを考える。S-520のペイロードとの接合部にインフレーター展開大型エアロシェルを収納したモジュールプラグを挿入する。図7に示すように、大気圏突入の前にエアロシェルを展開し、効率良い減速と安定した姿勢を実現しながら大気圏再突入飛行を行う。エアロシェルを展開すると、お盆型のエアロシェルからロケット胴体がスパ

イク状に突き出した形での飛行となる。そのような形状周りで気流が安定するかを確認するため東京大学柏キャンパスに設置されている極超音速風洞[6]で実験を行った。図8は測定部に設置された模型の写真、図9はマッハ7の気流中におけるシュリーレン写真である。エアロシェル上流側にロケットの胴体やフィンといった擾乱源があるにもかかわらず、気流は安定し、エアロシェルの膜面柔軟構造が振動することもなかった。洋上軟着陸・浮遊・回収するにはさらなる装置の追加が必要となり、また、たとえ回収できたとしてもロケット本体の再使用はできないので、実用的価値は低いかもしれないが、完全再使用システムの技術的プリカーサとして再使用輸送系文化を根付かせる意義はある。

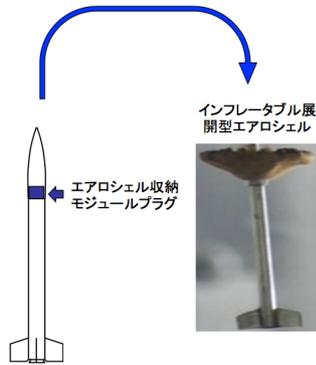


図7 インフレーター展開大型膜面エアロシェルによるロケット機体回収のイメージ

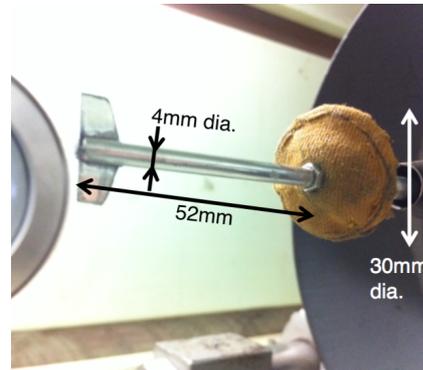


図8 膜面エアロシェル展開ロケットの極超音速風洞実験模型

4. まとめ

再使用観測ロケットによるサービスが定常化するまでの今後10年程度において、現行の観測ロケットで評価されていなかった価値を見出し、より豊かな理学工学実験の場としていく方法について考察した。ここでは、観測ロケットを、搭載ペイロードによるミッションの手段として捉えるだけでなく、約1年に1回定期的にも実施される超音速・極超音速飛行実験機と考えた。そこは、壁面圧力や空力加熱などの飛行体の環境、ソニックブームなどの周辺環境などについて、計算機シミュレーションや風洞実験では得られない貴重な実フライトデータをもたらす宝庫である。また、実飛行環境を精度良く再現する統合シミュレーションを鍛える場でもある。さらに、マイクロADSなど、次世代宇宙輸送系に必要な要素技術を先行して開発する場ともなる。図10に示すように、これらは再使用型観測ロケットを含む次世代宇宙輸送系の実現を加速していくと期待される。

参考文献：[1] Ito, T. et al., ISTS-2015-g-32, 2015. [2] 大坪武史他, 第29回流体力学講演会, pp.269-272, 1997. [3] 吉田憲司他, 日本航空宇宙学会誌, 64(1), 2016. [4] Yamada, K. et al., J. Spacecraft and Rockets, 52(1), 2015. [5] 山田和彦他, 第2回 観測ロケットシンポジウム, 2019. [6] 東大柏極超音速高エンタルピー風洞ホームページ, <http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/>



図9 膜面エアロシェル展開ロケットのマッハ7極超音速風洞シュリーレン写真

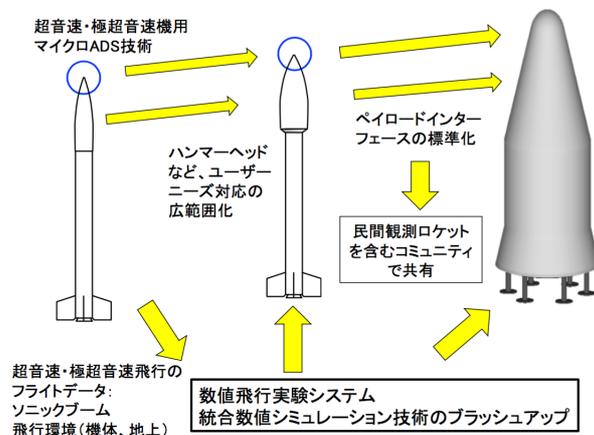


図10 現行観測ロケットから再使用観測ロケットに至る道のりのイメージ